



tmmob
makina mühendisleri odası

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI



BİLDİRİLER

**13-14 EKİM 2023
ESKİŞEHİR**

MMO YAYIN NO: E/MMO/745



tmmob
makina mühendisleri odası

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI



BİLDİRİLER

13-14 EKİM 2023

ESKİŞEHİR

MMO YAYIN NO: E/MMO/745



tmmob makina mühendisleri odası

Meşrutiyet Caddesi No:19 Kat:6-7-8 Kızılay/ANKARA

Tel : (0312) 425 21 41

Fax : (0312) 417 86 21

Web : <http://www.mmo.org.tr>

E-posta : mmo@mmo.org.tr

Yayın No : E/MMO/745

ISBN : 978-605-01-1580-2

BU KİTABIN YAYIN HAKKI MMO'NA AİTTİR.

Kitabın hiçbir bölümü değiştirilemez. MMO'nun izni olmadan hiçbir bölümü elektronik, mekanik fotokopisi vs. yollarla kopya edilip kullanılamaz. Kaynak göstermek şartıyla kitaptan alıntı yapılabilir.



TMMOB MAKİNA MÜHENDİSLERİ ODASI ESKİŞEHİR ŞUBESİ

Adres: Hoşnudiye Mah. Kızılıklı Mahmut Pehlivan Cad. Altın Sok.
No:1 Kat:1-2-3-4-5 ESKİŞEHİR

Tel : (0.222) 230 93 60

Fax : (0.222) 231 38 54

Web : <https://mmo.org.tr/eskisehir>

E-posta : eskisehir@mmo.org.tr

KURULTAY DÜZENLEME KURULU

A. Selçuk Soylu	MMO Genel Merkez
Erhan İğneli	MMO Genel Merkez
Defne Kıran	MMO Genel Merkez
Ali Ruşen Çete	MMO Adana Şube
Evrin Özgür	MMO Ankara Şube
Cüneyt Deniz Küheylan	MMO Antalya Şube
Devim Yontar	MMO Bursa Şube
Cihan Deligöz	MMO Denizli Şube
Aykut Erdinçler	MMO Edirne Şube
Hakan Öztürk	MMO Eskişehir Şube
İsmail Saçkesen	MMO Eskişehir Şube
Ferhat Özkan Özer	MMO Eskişehir Şube
Hakan Aydın	MMO Eskişehir Şube
Levent Özenli	MMO Eskişehir Şube
Akın Ekinci	MMO Eskişehir Şube
Erdinç Devecioğlu	MMO Eskişehir Şube
K. Levent Güler	MMO Eskişehir Şube
Cihan Altun	MMO Eskişehir Şube
Suat Halat	MMO Eskişehir Şube
Oğuz Çolak	MMO Eskişehir Şube
Melih Cemal Kuşhan	MMO Eskişehir Şube
Elif Soyvural	MMO İstanbul Şube
Barış Oğuz Gürses	MMO İzmir Şube
Süleyman Varol	MMO Kayseri Şube
Ensar Uğur Kandıra	MMO Kocaeli Şube
Sercan Doğan	MMO Konya Şube
Mehmet Çakmak	MMO Mersin Şube
Hamdi Kuleyin	MMO Trabzon Şube

KURULTAY DANIŞMANLAR KURULU

Afşin Alper Cerit (Doç. Dr.)
Alim Rüstem Aslan (Prof.Dr.)
Berat Barış Buldum (Doç. Dr.)
Aziz Hakan Altun (Dr. Öğr. Üyesi)
Can Erel Ender Gerede (Prof. Dr.)
Hakan Aydın (Doç. Dr.)
Hasan Hüsnü Erkmen
Hayri Acar (Dr. Öğr. Üyesi)
Hüseyin Nafiz Alemdaroğlu (Prof.Dr.)
Işıl Yazar (Doç. Dr.)
İbrahim Üçgül (Prof. Dr.)
İlker Yılmaz (Prof.Dr.)
Kürşad Melih Güleren (Prof. Dr.)
M.Adil Yükselen (Prof. Dr.)
Mehmet Faruk Özkanaktı
Mehmet Fevzi Ünal (Prof.Dr.)
Mehmet Şahin (Prof.Dr.)
Melih Cemal Kuşhan (Prof.Dr.)
Mukadder İğdi Şen (Dr. Öğr. Üyesi)
Mümtaz Salih Erdem (Dr.)
Oğuz Çolak (Prof. Dr.)
Onur Son (Dr.)
Önder Turan (Prof. Dr.)
Özgür Ballı (Doç. Dr)
Recep Güneş (Prof. Dr.)
S.Fehmi Diltemiz (Dr. Öğr. Üyesi)
Sedat Tokgöz (Dr. Öğr. Üyesi)
Selçuk Yıldırım Selim Gürgen (Doç. Dr.)
Süleyman Tolun (Prof.Dr.)
T. Hikmet Karakoç (Prof.Dr.)
Tolga Yasa (Doç. Dr.)
Turgay Ural (Öğr. Gör.)
Vedat Ziya Doğan (Prof. Dr)
Yavuz Yaman (Prof.Dr.)
Yusuf Yeğiner (Arş. Gör.)
Zafer Öznalbant (Dr. Öğr. Üyesi)
Zahit Mecitoğlu (Prof. Dr.)

KURULTAY YÜRÜTME KURULU

ASIL

Ferhan Özkan Özer

Hakan Aydın

Hakan Öztürk

İsmail Saçkesen

Levent Özenli

Melih Cemal Kuşhan

Oğuz Çolak

YEDEK

Akın Ekinci

Cihan Altun

İlker Özcan

K. Levent Güler

Suat Halat

Yunus Küllü

Yusuf Yılmaztürk

KURULTAY SEKRETERİ

Marife Elçin Çetinköprülü

DESTEKLEYEN KURULUŞLAR

- **ESGAZ**
- **ESKİŞEHİR ODUNPAZARI BELEDİYESİ**
- **ESKİŞEHİR ORGANİZE SANAYİ BÖLGESİ**
- **ESKİŞEHİR OSMANGAZİ ÜNİVERSİTESİ**
- **ESKİŞEHİR OSMANGAZİ ÜNİVERSİTESİ
HEZARFEN HAVACILIK VE UZAY KULÜBÜ**
- **ERCİYES ÜNİVERSİTESİ HAVACILIK VE UZAY
BİLİMLERİ FAKÜLTESİ**
- **NECMETTİN ERBAKAN ÜNİVERSİTESİ
HAVACILIK VE UZAY BİLİMLERİ FAKÜLTESİ**
- **ORTA DOĞU TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ BÖLÜMÜ**
- **ÖZYEĞİN ÜNİVERSİTESİ HAVACILIK VE UZAY
BİLİMLERİ FAKÜLTESİ**
- **İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ UÇAK VE
UZAY BİLİMLERİ FAKÜLTESİ**
- **İZMİR EKONOMİ ÜNİVERSİTESİ**
- **TEI TUSAŞ MOTOR SANAYİİ A.Ş.**
- **TÜRK HAVA KURUMU ÜNİVERSİTESİ**
- **TÜBİTAK SAVUNMA SANAYİİ ARAŞTIRMA VE
GELİŞTİRME ENSTİTÜSÜ**

SUNUŞ

TMMOB Makina Mühendisleri Odası meslek ve uzmanlık alanlarını ilgilendiren konularla ilgili olarak halkı ve kamuoyunu bilgilendirmek, çözüm önerileri ortaya koymak için gerçekleştirdiği Kongre, Kurultay, Sempozyumlarla, ülke toplum sorunları üzerine konunun taraflarını, uzmanlarını bir araya getirip ülke politikalarının şekillenmesine katkıda bulunmayı amaçlamaktadır. Ulusal Uçak Havacılık ve Uzay Mühendisliği Kurultayları da bağımsız, demokratik yapısıyla bu platformlardan biridir.

Ülke havacılık sanayinin gelişmesi ve dünya firmalarıyla rekabet edebilir hale gelmesi için, sanayi – üniversite – bilim kuruluşları – devletin eşgüdüm içinde çalışması ve daha etkin bir işbirliği içinde olmasına ihtiyaç bulunmaktadır. Ayrıca havacılık ve uzay sektörüne yapılan yatırımların iktisadi anlamda etkin ve verimli olarak planlanması ve kullanılması sağlanmalıdır.

Dünya genelinde teknolojik açıdan çok hızlı ilerleyen havacılık sektöründe yenilikçi malzemeler ve ileri üretim teknolojilerine önem verilmesi bu konularda çalışma yapan üniversiteler ile kurumların bir araya getirilerek araştırma merkezleri kurulması, araştırma – geliştirme (Ar-Ge) ve uygulama geliştirme (Uy-Ge) çalışmaları için devlet tarafından destek sağlanması gerekmektedir.

Uçak, Havacılık ve Uzay Mühendisi yetiştiren üniversitelerimizde eğitim; ülkemiz havacılık sektörünün gelişiminde büyük önem arz etmektedir. Ülkenin bilim ve teknoloji yeterliliğinin güçlendirilmesini temel alan bir anlayışla yapılandırılmalıdır.

Odamızca düzenlenen XII. Ulusal Uçak, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Kurultayı'nda; ülkemizde havacılık/uzay sektöründe geliştirilmekte olan özgün ve ulusal projelerin, bu projelere katkı sağlayan ulusal mühendislik kabiliyetlerinin, hava araçları bakım, onarım, yenileme, geliştirme faaliyetlerinin mühendis gözüyle değerlendirilmesi ve Türkiye'de Uçak, Havacılık ve Uzay Mühendisliği eğitiminin irdelenmesi amaçlanmaktadır. Ayrıca Uçak, Havacılık ve Uzay Mühendislerinin Odamız ile ilişkilerinin gözden geçirilmesi ve geliştirilmesi hedeflenmektedir.

Kurultayımızın düzenlenmesinde emeği geçen Düzenleme, Danışmanlar, Yürütme Kurulu üyelerine, bildiri sunan konuşmacılara, destek veren kişi, kurum ve kuruluşlara, Odamız Eskişehir Şube Yönetim Kurulu üyeleri ve çalışanlarına teşekkür ederiz.

**TMMOB
Makina Mühendisleri Odası
Yönetim Kurulu**

SUNUŞ 7

ALLVAC 718+ MALZEMESİ ve HAVACILIK
UYGULAMALARI..... 12

Utku Aslan, Melih Cemal Kuşhan, Işıl Yazar

AYIRICI LEVHALI DAİRESEL SİLİNDİR ETRAFINDAKİ AKIŞIN
DENEYSEL VE SAYISAL OLARAK İNCELENMESİ..... 19

Arif Özer, Canberk Gökçelik, Berke Gökaydın, Ali Ruhşen Çete

DENEYSEL HAVACILIKTA YENİ BİR MERKEZ:
ESKİŞEHİR KALİBRASYON VE ÖLÇÜM TEKNOLOJİLERİ
UYGULAMA VE ARAŞTIRMA MERKEZİ.....30

*Fırat Sezgin, Erdem Özyurt, Can Kılıç, Burak Kaan Akbaş, Hande
Bezci Zeren, Tolga Yasa*

DÜŞÜK YER YÖRÜNGESİ UYDULARININ YÖRÜNGE
PARAMETRESİ ve YER KAPSAMA ALANI ANALİZİ 42

İrem Bayraktar, Murat Bakırcı, Ercüment Türkoğlu

EKLEMELİ İMALATIN TÜRBİN SOĞUTMA KANALLARINA
UYGULANMASI ÇALIŞMALARININ
DEĞERLENDİRİLMESİ 49

Gökçe Sarana, Kürşad Melih Güleren

FARKLI GİRDAP ÜRETEÇLERİNİN NACA 0018 KANAT PROFİLİ
ÜZERİNDEKİ AKIMIN AYRILMA NOKTASINA ETKİLERİNİN
DENEYSEL OLARAK İNCELENMESİ..... 60

Ramazan Akyol, Ahmet Selim Durna

GAZ TÜRBİNLİ MOTOR TASARIMINDA OTORİTELERİN
GEREKİNİMLERİNE UYUM GÖSTERİMİ İÇİN
GERÇEKLEŞTİRİLEN EMNİYET ANALİZLERİ 66

Mert Özcan

GAZ TÜRBİNLİ MOTOR TESTLERİ VE TEST SİSTEMLERİ

KURULUMU	74
<i>Berkan Arslanoğlu, Muhammed Abdulmuttalip Deniz</i>	
HAVA ARACI MODERNİZASYONLARINDA TASARIM VE TEST SÜREÇLERİ	80
<i>Verda Çora, Serdar Çora</i>	
H-ŞEKİLLİ DRONE İÇİN TİTREŞİM İZOLE EDEN PLATFORM TASARIMI	88
<i>Yasin Çildir, Merve Muslu, Semiha Türkay</i>	
İHA'LAR İÇİN PARAMETRİK BENZETİM ORTAMI TASARIMI VE OTONOM DENETLEYİCİ GELİŞTİRİLMESİ	95
<i>Yasin Çildir, Semiha Türkay</i>	
İNSANLI VE İNSANSIZ SİSTEMLERİN ORTAK KULLANIM KONSEPTİ.....	102
<i>Yıldız Bektaş Bircan, İhsan Koca</i>	
İNSANSIZ HAVA ARACI SİSTEMLERİ HAVA TRAFİK YÖNETİMİ: FAA-UTM İLE U-SPACE-CORUS OPERASYON KONSEPTLERİNE İLİŞKİN BİR DEĞERLENDİRME	109
<i>Saide Nihan Sert</i>	
İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI (İHA) SERTİFİKASYON SÜRECİNDEKİ FARKLI YAKLAŞIMLAR	120
<i>Fikret Kamil Çorbacı, Engin Göde, Melih Cemal Kuşhan</i>	
İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINA KONTROL SİSTEMİ ve İLETİŞİM AĞI ENTEGRASYONU ile SÜRÜ DAVRANIŞI KAZANDIRILMASI.....	128
<i>Muhammed Miraç Özer, Murat Bakırcı</i>	
MİLLİ MUHARİP UÇAĞI PROGRAMI BAŞLANGIÇ DÖNEMİ (2010-2016).....	138
<i>Özcan Ertem</i>	
ÖZEL YAPIM KOMPOZİT KATI YAKITLI ORTA İRTİFA BİR	

ROKETİN YAPISAL ve AERODİNAMİK TASARIMI..... 155

Emine Akkoca, Murat Bakırcı

PAGAR: ASTEROİTLER İÇİN BİR GÖREV YÜKÜ
KÜMESİ..... 162

*İremnur Gürler, Betül Bozkurt, Cemresu Bakioğlu, Sevil Baylan, Uğur
Murat Leloğlu*

PİLOTAJ EĞİTİM UÇAĞI ELEKTRİFİKASYONU VE
DÖNÜŞÜMSEL ETKİLERİNİN ARAŞTIRILMASI 170

Ömer Faruk Aydın, Mecit Yaman

RAE-M2129 S-ŞEKİLLİ HAVA ALIĞININ OPENFOAM İLE
HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ ANALİZİ 178

Osman Veysel Özdemir, Human Amiri, Umut Can Küçük

SERAMİK YANMA ODASI TEMELLİ RAMJET
TASARIMI..... 185

*Tuğrul E. Dağlı, Serkan Gökan, Ayhan O. Gül, Begüm Güngör, Nevsan
Şengil*

SONDA ROKETİ UÇUŞUNUN MODEL ÇEVİRİMİ İLE YÜKSEK
DOĞRULUKLU BENZETİMİ 193

Emre Sayın, İsmail Bayezit

TÜRKİYE'DE UÇAK/HAVACILIK/UZAY MÜHENDİSLİĞİ
EĞİTİMİ..... 199

*Yusuf Yeğiner, Turgay Urla, Gülfidan Demirkaya, Zafer Öznlbant, S.
Fehmi Diltemiz, Selim Gürgen, Işıl Yazar, K. Melih Güleren, M. Cemal
Kuşhan*

UÇAK VE HAVACILIK MÜHENDİSLİĞİ
EĞİTİM-ÖĞRETİMİNDE NOTASYON VE TÜRKÇE
TERİMLER ÜZERİNE DERLEME..... 205

Zafer Öznlbant, Mehmet Ş. Kavsaoglu, Kürşad M. Güleren

UZAY ALGISINA YENİ BİR YAKLAŞIM 212

Nevzet Kaya

UZAY İSTASYONLARINDA KULLANILAN ROBOTİK KOL
SİSTEMLERİ İÇİN EN UYGUN DAVRANIŞ KONTROL
MODUNUN BELİRLENMESİ..... 222
Abdullah Demiray, Murat Bakırcı

UZAY PROJELERİNDE KALİTE TEMİNATI YAKLAŞIMI VE
STANDARTLARI..... 229
Sefa Aydeş, Zafer Öznalbant

UZAY UYGULAMALARINA YÖNELİK PEROVSKİT GÜNEŞ
PİLLERİNİN İNCELENMESİ..... 237
Yağmur Su Sayın, Nilgün Karatepe Yavuz

YAPAY ZEKA İLE SİVİL HAVACILIKTA UÇUŞ EMNİYETİ VE
RİSK TAHMİNİ..... 243
Göksu Anıl Kızıldoğan

TMMOB Makina Mühendisleri Odası
XII. Ulusal Uçak, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Kurultayı 13-
14 Ekim 2023 / ESKİŞEHİR

ALLVAC 718+ MALZEMESİ ve HAVACILIK UYGULAMALARI

Utku Aslan¹, Melih Cemal Kuşhan², Işıl Yazar³

¹Alp Havacılık Sanayi ve Ticaret A.Ş. Organize Sanayi Bölgesi 8. Cadde,
No:29/1-2 Eskişehir TÜRKİYE
Tel: 532 159 7426 E-Posta uaslan@alp.com.tr

² Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Meşelik Kampüsü Büyükdere
Mah. Prof. Dr. Nabi AVCI Bulvarı No:4 Eskişehir TÜRKİYE
Tel: 216 298 77 89 E-Posta erzesk@gmail.com

³Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Meşelik Kampüsü Büyükdere
Mah. Prof. Dr. Nabi AVCI Bulvarı No:4 Eskişehir TÜRKİYE
Tel: 216 298 77 89 E-Posta iyazar@ogu.edu.tr

1. ÖZET

Malzeme teknolojisinde meydana gelen gelişmeler hemen hemen her sektöre ciddi şekilde yön vererek katkıda bulunmaktadır. Bu sektörlerden birisi olan havacılık sektöründe de özellikle süper alaşımlar olarak adlandırılan malzemelerin kullanımı uygulama açısından kolaylık sağlamaktadır. Sektörde kullanılan tüm süper alaşımlar uygulamadaki sertifikalara bağlıdır ve değiştirilmeleri güçtür. Allvac 718 Plus gibi yeni geliştirilen malzemelerin ise sertifikalı yeni motor uygulamalarında yer alabileceği öngörülmesi sebebiyle konu ilgili bilgi birikimine ihtiyaç bulunmaktadır. Bu çalışma kapsamında günümüzde oldukça popüler olan ALLVAC 718 Plus alaşımının hem havacılık hem de genel uygulamaları hakkında bilgi verilmesi ve Türkçe literatüre kaynak kazandırılması amaçlanmaktadır.

Anahtar Kelimeler: Süperalaşım, yüksek sıcaklık uygulamaları, yorulma, mukavemet, oksidasyon direnci, allvac 718 Plus, nikel bazlı alaşım.

2. SÜPER ALAŞIMLAR VE HAVACILIK ENDÜSTRİSİ

Süperalaşım, olağanüstü fiziksel ve kimyasal özelliklere sahip olan özel bir malzeme sınıfını ifade eder. Süperalaşımlar genellikle yüksek sıcaklık, basınç ve aşındırıcı ortamlarda kullanılan dayanıklı malzemelerdir. Bu alaşımlar, mükemmel mukavemet, yüksek sıcaklık dayanımı, oksidasyon direnci ve korozyon direnci gibi özelliklere sahiptir.

Süperalaşımlar genellikle metalik elementlerin bir araya getirilmesiyle veya metallerin metal dışı elementlerle alaşım yapılarak elde edilir. Bu alaşımlar, özel termal işlemler veya metalurjik işlemlerle özelliklerini optimize etmek için iyileştirilebilir. Süperalaşımlar, havacılık, enerji üretimi ve tıp gibi çeşitli alanlarda kullanılır.

Süperalaşımlar, yüksek sıcaklık dayanımı, mükemmel mukavemet ve korozyon direnci gibi özellikleri nedeniyle havacılıkta çeşitli bileşenler için tercih edilen malzemelerdir.

Örneğin, uçak motorlarında süperalaşımlar, yüksek sıcaklıkta çalışabilme, aşınma ve korozyona dayanabilme özellikleri sayesinde kullanılır. Süperalaşımlar, uçak motorlarının yüksek sıcaklıkta çalışmasını, verimli yakıt tüketimini ve bunlara bağlı olarak performans artışı sağlar. Süperalaşımlar, türbin kanatları, yanma odası bileşenleri ve egzoz sistemleri gibi kritik motor parçalarının yapımında yaygın olarak kullanılır. Ayrıca, uçak gövdelerinde de süperalaşımlar kullanılabilir. Bu alaşımlar, hafiflik, mukavemet ve korozyon direnci kombinasyonu ile gövdelerin dayanıklılığını artırır ve daha verimli uçuş sağlar.

Havacılık endüstrisi sürekli olarak süperalaşım geliştirmeye çalışmakta ve yeni malzemelerin kullanımını araştırmaktadır. Bu, uçuş güvenliği, yakıt verimliliği ve performans açısından önemli bir rol oynamaktadır. Inconel 718 süperalaşımının geliştirilmiş hali olan Allvac 718Plus yeni geliştirilen süper alaşımlar arasında öne çıkmaktadır.

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

3. ALLVAC 718 PLUS MALZEMESİNİN GELİŞİMİ VE ÖZELLİKLERİ

Yıllar süren bilgisayar modellemeleri, deneme üretimleri ve sistematik çalışmanın ardından Allegheny Teknolojileri A.Ş (ATI), Inconel 718'e göre 55°C sıcaklık avantajı sunan yeni bir alaşım olan Allvac 718Plus'ı geliştirmiştir.[1] Allvac 718Plus iyi işlenebilirlik, kaynaklanabilirlik olmak üzere, Inconel 718'in tercih edilen özelliklerini korumaktadır. Allvac 718 Plus, süperalaşımı yüksek sıcaklıkta yüksek çekme mukavemeti ve kopma performansı sergileyen, çöktürmeyle sertleştirilmiş nikel bazlı bir malzemedir. Allvac 718 Plus süper alaşımının kimyasal bileşimi tablo 1'de verilmiştir.

Tablo 1. Allvac 718 Plus Kimyasal Özellikleri [2]

Elementler	Yüzde
Aluminyum, Al	1.2 - 1.8 %
Boron, B	<= 0.0080 %
Demir, Fe	8.0 - 10 %
Fosfor, P	<= 0.020 %
Karbon, C	<= 0.060 %
Krom, Cr	17 - 21 %
Kobalt, Co	8.0 - 10 %
Mangan, Mn	<= 0.35 %
Molibden, Mo	2.5 - 3.1 %
Nikel, Ni	45.002 - 57.55 %
Niobyum, Nb (Kolombiyum, Cb)	4.75 - 5.8 %
Silikon, Si	<= 0.35 %
Sülfür, S	<= 0.010 %
Titanyum, Ti	0.50 - 1.0 %
Tungsten, W	0.50 - 1.5 %

Allvac 718 Plus alaşımının fiziksel, mekanik ve termal karakteristik özellikleri tablo 2'de verilmiştir.

Tablo 2. Allvac 718 Plus Süperalaşımının fiziksel ve mekanik karakteristik özellikleri [2]

Fiziksel Özellik	Allvac 718 Plus
Yoğunluk	8.25 g/cc
Mekanik Özellik	Allvac 718 Plus
Sertlik, Rockwell C (Tamamen yaşlandırılmış halde)	42- 48
En Yüksek Çekme Mukavemeti (Plastik Deformasyon)	1480 MPa
	1380 MPa (427 °C Sıcaklıkta)
	1450 MPa (204 °C Sıcaklıkta)
Çekme Mukavemeti (Akma)	1170 MPa
	1030 MPa (427 °C Sıcaklıkta)
	1100 MPa (204 °C Sıcaklıkta)
Kopma Anında Uzama	%25

Allvac 718 Plus alaşımı, kısmen düşük ham madde maliyeti ve daha yüksek malzeme verimi sağlayan ve bitmiş parçanın daha düşük maliyetli olmasını sağlayan iyileştirilmiş sıcak işlenebilirliği sayesinde Waspaloy veya Rene 41 alaşımından daha düşük maliyetli bir seçenektir. Mekanik özellikleri de göz önüne alındığında Allvac 718 Plus alaşımı tüm ürün formlarında üretilebilir. Örneğin kütük, blok, dövme yuvarlak çubuk, sıcak haddelenmiş şekiller, tel, levha, sac, döküm vb. [3]

Allvac 718 Plus süper alaşımının uygulama alanlarında özellikle ön plana çıkmasının ve tercih edilmesinin temel nedenlerinden termal karakteristik özellikleri ise Tablo 3'deki gibidir.

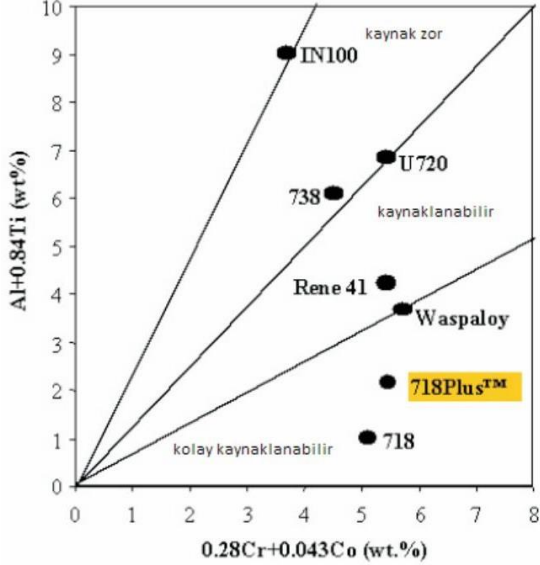
Tablo 3. Allvac 718 Plus Süperalaşımının termal karakteristik özellikleri [2]

Termal Özellik	Allvac 718 Plus
Termal Uzama Katsayısı	12.3 $\mu\text{m}/\text{m}\cdot\text{°C}$
	13.1 $\mu\text{m}/\text{m}\cdot\text{°C}$ (250 °C Sıcaklıkta)
	13.86 $\mu\text{m}/\text{m}\cdot\text{°C}$ (500 °C Sıcaklıkta)
	16.74 $\mu\text{m}/\text{m}\cdot\text{°C}$ (900 °C Sıcaklıkta)
Özgül Isı	0.520 J/g·°C (260 °C Sıcaklıkta)
	0.700 J/g·°C (538 °C Sıcaklıkta)
	0.725 J/g·°C (399 °C Sıcaklıkta)
	0.900 J/g·°C (468 °C Sıcaklıkta)
Termal İletkenlik	13.7 W/m-K (260 °C Sıcaklıkta)
	18.0 W/m-K (538 °C Sıcaklıkta)
	23.8 W/m-K (816 °C Sıcaklıkta)
	26.7 W/m-K (1090 °C Sıcaklıkta)
Erime Noktası	1260 - 1343 °C
Tam Katı Hal Geçiş	1260 °C
Tam Sıvı Hal Geçiş	1343 °C

Allvac 718 Plus süper alaşımı, 718 alaşımının işleme özelliklerini korurken, Waspaloy alaşımının yüksek sıcaklık kabiliyetine ve termal kararlılığına sahip olacak şekilde tasarlanmıştır. 718 Plus alaşımı, 718 alaşımına göre en az 100°F (55°C) çalışma sıcaklığı avantajına sahiptir. 718 Plus alaşımı ayrıca, daha yüksek mukavemeti, üstün şekillendirilebilirliği, daha iyi aşınma direnci ve kaynak çatlamasına karşı direnci nedeniyle Waspaloy ve diğer yüksek sıcaklığa dayanıklı, nikel bazlı alaşımlara göre avantajlara sahiptir.[1]

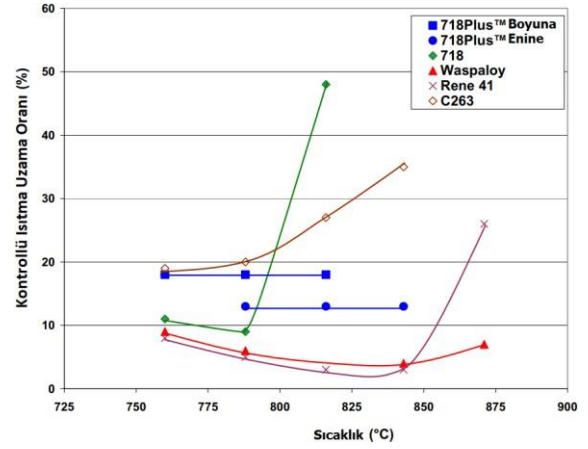
4. KAYNAK UYGULAMALARINDA ALLVAC 718 PLUS

Üretici firmaların verdiği bilgilere göre inert gaz korumalı ark, plazma arkı, elektron ışını ve direnç kaynağı teknikleri kullanılarak hem çözelti ile işlenmiş hem de tam yaşlandırılmış koşullarda tatmin edici kaynaklar üretilebilir. Kaynak performansının 718 alaşımına benzer ve Waspaloy alaşımından üstün olduğu, ısıtma ve soğutma çevrimleri sırasında sertleşmeden kaynaklanabildiği ve yaşlandırılmış alaşım, çatlama olmaksızın birkaç kez onarılabilirdiği belirtilmiştir. Allvac 718 Plus alaşımı ile henüz çok fazla kaynak araştırılması yapılmamış olsa da alaşım kimyası Haafkens ve Mathey tarafından tanımlanan, kaynak sonrası ısıl işlem çatlak grafiğinde “kolayca kaynaklanabilir” alanda yer almaktadır. Kaynak sonrası ısıl işlem çatlak grafiği Şekil 2’de verilmiştir.



Şekil 1. Kaynak sonrası ısıl işlem çatlak grafiği [3]

1960 yılında Rocketdyne’de geliştirilen ve Kontrollü Isıtma Hızı Testi (CHRT) olarak adlandırılan bir mekanik özellik testi, sıcak çekme sünekliği ile gerinim yaşı çatlama ilişkisini ilişkilendirmektedir. Bu teste göre 816°C ila 899°C sıcaklık aralığında süneklik ne kadar yüksek olursa, gerinim çatlakına karşı direnç o kadar yüksek olur. Şekil 2’de verilen grafikte 2.5mm Allvac 718 Plus süper alaşımı ile yapılan test sonuçları verilmiştir.



Şekil 2. Allvac 718 Plus Kontrollü Isıtma Hızı Test Sonuçlarının Diğer Süperalaşım İle Karşılaştırılması [1]

Sonuç, Allvac 718 Plus alaşımının iyi kaynak alaşımını 718 ve C263 ile çok olumlu bir şekilde karşılaştırıldığını ve her ikisi de kaynaklanması zor alaşım olan Waspaloy ve René 41’den açıkça çok daha üstün olduğunu göstermektedir.

Alaşım 718, Allvac 718 Plus ve Waspaloy alaşımının dört farklı ısıl işlem kondüsyonları üzerinde yapılan gaz tungsten ark kaynak denemelerinde ısı tesiri altındaki bölgede (ITAB) ve kaynak bölgesinde oluşan çatlaklar metalografik olarak incelenmiştir. Sonuçlar Tablo 4 ve Tablo 5 de görüldüğü gibidir.

Tablo 4. Isı tesiri altındaki bölgede (ITAB) oluşan çatlaklar. [4]

Alaşım	Isıl İşlem Kondüsyonu	ITAB Toplam Çatlak Sayısı	Standart Sapma
Alaşım 718	954°C–1 S	2	0.3
	982°C–1 S	1	0.3
	954°C–15 S	2	0.2
	1020°C–1 S	10	1.1
Allvac 718 Plus	954°C–1 S	16	1.1
	982°C–1 S	6	0.6
	954°C–15 S	0	0.0
	1020°C–1 S	18	1.2
Waspaloy	996°C–4 S	5	0.5
	1010°C–4 S	9	0.7
	1040°C–4 S	4	0.4
	1080°C–4 S	28	2.2

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

Tablo 5. Kaynak üzerinde oluşan çatlaklar. [4]

Alaşım	Isıl İşlem Kondüsyonu	ITAB Toplam Çatlak Sayısı	Standart Sapma
Alaşım 718	954°C-1 S	16	1.1
	982°C-1 S	19	1.3
	954°C-15 S	21	1.4
	1020°C-1 S	24	1.3
Allvac 718 Plus	954°C-1 S	32	2.1
	982°C-1 S	58	1.8
	954°C-15 S	34	2.5
	1020°C-1 S	44	1.9
Waspaloy	996°C-4 S	45	1.9
	1010°C-4 S	22	1.9
	1040°C-4 S	19	1.4
	1080°C-4 S	139	12.6

Tablo 4 ve Tablo 5’de verilen çatlak sayılarından da görüldüğü gibi sonuçlar Kontrollü Isıtma Hızı Testi sonuçlarını destekler niteliktedir. Elektron Işın Demeti Kaynağı için yapılan çalışmalarda ise Allvac 718 Plus alaşımının çatlaksız kaynaklarının kaynak öncesi 950°C’de solüsyon ısıl işlemi uygulanarak elde edilebileceği sonucuna varılmıştır. [5]

Kaynakta çatlama ya da yatkınlık ana malzeme mikro yapısından yüksek oranda etkilenmektedir. Yapılan incelemelerde Laves fazı içeren mikroyapılar, homojenleştirme ısıl işlemi sırasında Laves fazının tamamen çözündüğü malzemeye kıyasla ITAB çatlamaına karşı daha yüksek direnç gösterdiği görülmüştür. Üretimde uygulanması pek mümkün olmasa da döküm parçaların kaynak ile tamirinde 1120 °C sıcaklıkta 4 saat homojenize edilmiş malzemelere kaynak işlemlerinden sonra homojenleştirme ısıl işlemlerinin uygulanmasının malzemedeki kaynak çatlamaını minimize ettiği görülmüştür.[6]

5. ALLVAC 718+ MALZEMESİNİN GELECEKTEKİ POTANSİYELİ

5.1 Diğer Süper Alaşım lar ve Allvac 718 Plus

Allvac 718 Plus’ı benzer süper alaşım larla karşılaştırmak, ilgili özellikleri, güçlü yanları ve potansiyel uygulama alanlarını belirlemeye de faydalı olacaktır. Birkaç önemli süper alaşım ile Allvac 718Plus’ı karşılaştıracak olursak;

5.1.1 Waspaloy:

Waspaloy, yüksek sıcaklık mukavemeti ve mükemmel korozyon direnci ile bilinen başka bir

süper alaşım dır. Genellikle Waspaloy, gaz türbini motorlarında, uçak bileşenlerinde ve endüstriyel gaz türbinlerinde kullanılmaktadır. Allvac 718 Plus ile karşılaştırıldığında Waspaloy, yüksek sıcaklıkta biraz daha iyi sürünme direnci ve iyileştirilmiş yorulma direnci sergiler. Bununla birlikte, Allvac 718 Plus daha iyi kaynaklanabilirlik sunar ve maliyeti Waspaloy’a kıyasla daha düşüktür, bu nedenle Allvac 718 Plus yüksek sıcaklık uygulamalarında Waspaloy’a alternatif olarak kullanılabilir. [4]

5.1.2 Inconel 718:

Inconel 718, mükemmel mukavemeti, korozyon direnci ve yüksek sıcaklık özellikleri ile bilinen, yaygın olarak kullanılan bir süper alaşım dır. Yüksek sıcaklık mukavemeti ve oksidasyona karşı direnç açısından Allvac 718 Plus ile benzerlikler taşımaktadır. Her iki alaşımın da havacılık, enerji üretimi ve petrol ve gaz endüstrilerinde uygulamaları bulunmaktadır. Bununla birlikte, Allvac 718 Plus, oksidatif ortamda stres çatlamaına ve hidrojen gevrekliğine karşı üstün direnç göstererek belirli aşındırıcı ortamlarda Inconel 718’e alternatif olarak tercih edilmesini sağlamaktadır.

5.1.3 Rene 41:

Rene 41, mükemmel yüksek sıcaklık dayanımı ve oksidasyon direncine sahip, çökeltilmeyle sertleştirilmiş, nikel bazlı bir süper alaşım dır. Allvac 718 Plus ile karşılaştırılabilir yüksek sıcaklık özellikleri sergiler, ancak Allvac 718 Plus daha iyi oksidasyon direncine ve yorulma özelliklerine sahiptir. Rene 41 genellikle havacılık motoru bileşenleri, gaz türbini sıcak kısım bileşenleri ve endüstriyel fırın uygulamaları gibi uygulamalarda kullanılmaktadır. Öte yandan Allvac 718 Plus’ın, oksidatif ortamda stres çatlamaına karşı üstün direnci sayesinde birçok endüstride daha geniş uygulama potansiyeli bulunmaktadır.

5.1.4 Haynes 282:

Haynes 282, mükemmel yüksek sıcaklık mukavemeti, sürünme direnci ve oksidasyon direnci sunan nispeten yeni bir süper alaşım dır. Allvac 718 Plus ile karşılaştırıldığında üstün sürünme kopma direncine sahiptir. Haynes 282, gaz türbini uygulamalarında, özellikle türbin kanatları ve yanma odası bileşenleri gibi sıcak bölümlerde yaygın olarak kullanılmaktadır. Bununla birlikte, Allvac 718 Plus daha iyi korozyon direnci sayesinde daha geniş bir uygulama yelpazesi için alternatif bir malzeme olarak kullanım potansiyeli bulunmaktadır.

Süper alaşım seçimi, sıcaklık, korozyon direnci, mekanik özellikler ve maliyet gibi faktörler dikkate alınarak özel uygulama gereksinimlerine bağlı olarak yapılır. Allvac 718 Plus, Inconel 718, Waspaloy, Haynes 282 ve Rene 41 gibi benzer süper

alaşımlarla çeşitli özellikleri paylaşırken, oksidatif ortamda stres çatlağına ve hidrojen kırılgenliğine karşı direnç ve üretim maliyeti açısından belirgin avantajlar sunmaktadır. Bu sayede önümüzdeki yıllarda tüm sektörlerde kullanım oranının artacağı ön görülmektedir.

5.2 Diğer Uygulama Alanları Ve Endüstride Kullanım Potansiyeli

Allvac 718Plus malzemesi günümüzde maliyeti ve üretim zorluğu açısından henüz tüm sektörlerde kullanımı yaygınlaşmış olmasa da gelecekte üretim tekniklerinin gelişimi ve maliyetlerin düşmesi ile birlikte yüksek kullanım potansiyeli barındırmaktadır. Bu kullanım potansiyeline sektörel bazda örnek verecek olursak;

5.2.1 Havacılık ve Uzay Sanayii:

Allvac 718 Plus'ın başarısı, malzemenin mekanik özelliklerinde yatmakta ve havacılıktaki önemi, uçak motorlarındaki performansı artırmasıyla başlamaktadır. Uçak motorları, yüksek sıcaklık ve basınç altında çalışırken güvenilir ve verimli olmalıdır. Yüksek sıcaklıklarda bile mukavemetini ve mekanik özelliklerini koruyabilen Allvac 718 Plus, bu özelliği sayesinde uçak motorlarının daha yüksek sıcaklıkta çalışmasına izin vererek daha yüksek güç üretmesine yardımcı olur.

Ayrıca, Allvac 718 Plus'ın korozyon direnci havacılıktaki önemli bir faktördür. Uçaklar, çeşitli hava koşullarında çalışırken maruz kaldıkları nem, tuz ve kimyasal maddelerin etkilerine karşı dayanıklı olmalıdır. Allvac 718 Plus, yüksek korozyon direnci sayesinde motor ve diğer bileşenlerin uzun ömürlü olmasını sağlar.

Yüksek mukavemet, yüksek tokluk ve süneklik gibi özellikler, uçak motorlarının güvenli ve dayanıklı olmasını sağlar. Aşırı yükler altında deformasyona karşı direnci sayesinde Allvac 718 plus kritik parçaların kırılgenlik riskini de azaltmaktadır.

Allvac 718+, aşırı koşullar altında olağanüstü performansı nedeniyle havacılık endüstrisinde geniş kullanım alanı bulmaktadır. Genellikle türbin disklerinin, motor muhafazalarının ve uçak motorları için diğer bileşenlerin imalatında kullanılır. Malzemenin yüksek gerilme mukavemeti ve termal yorgunluğa direnci, onu uçuş sırasında yaşanan yoğun ısı ve strese dayanmak için çok uygun hale getirmektedir.

5.2.2 Güç Üretimi Sanayii:

Verimli ve güvenilir enerji üretim sistemlerine olan talep ile Allvac 718Plus, gaz türbini uygulamaları için tercih edilen bir malzeme haline gelmiştir. Alaşımın yüksek sıcaklıktaki ortamlara dayanma kabiliyeti, oksidasyona ve sürünmeye karşı direnciyle birleştiğinde, onu türbin kanatları ve diğer kritik bileşenler için ideal hale getirir. Bu sayede Allvac 718Plus süper alaşımı, gaz türbinlerinin yüksek sıcaklıklarda genel verimliliklerini ve performanslarını artırmaktadır.

5.2.3 Petrol ve Gaz Sanayii:

Petrol ve gaz endüstrisi, yüksek sıcaklık, aşındırıcı ve yüksek basınçlı ortamlar nedeniyle zorlu çalışma koşullarına dayanabilen malzemeler gerektirir. Allvac 718Plus malzemesi, delme işlemleri sırasında karşılaşılan hidrojen sülfür (H₂S) ve diğer aşındırıcı maddelere karşı mükemmel direnç göstermesi nedeniyle yer altı delme aletlerinde önemli bir kullanım alanı bulur. Yüksek sıcaklık mukavemeti ve gerilim altında korozyon çatlağına karşı direnci, süperalaşımı yeraltı sondaj ekipmanları için güvenilir bir seçim haline getirecektir.

5.2.4 Kimyasal İşleme Sanayii:

Kimyasal işleme tesisleri genellikle malzemeleri aşındırıcı kimyasallara ve yüksek sıcaklıklara maruz bırakır. Allvac 718Plus malzemesinin asitler ve alkaliler de dahil olmak üzere çok çeşitli agresif kimyasallardan kaynaklanan korozyona karşı direnci onu ısı eşanjörleri, reaktör kapları ve boru sistemleri gibi uygulamalarda değerli kılar. Malzemenin mükemmel mekanik özellikleri ve yüksek sıcaklıkta oksidasyona direnci, zorlu kimyasal ortamlarda bile güvenilir performans sağlayacaktır.

5.2.5 Otomotiv Sanayii:

Allvac 718Plus malzemesi, otomotiv endüstrisinde, özellikle yüksek performanslı motorlarda ve egzoz sistemlerinde uygulama potansiyeli bulur. Mukavemeti ve korozyon direnci ile birlikte yüksek sıcaklıklara dayanma kabiliyeti, süperalaşımı aşırı termal koşullara maruz kalan bileşenlerde örneğin turbo şarjlar, egzoz manifoldları ve diğer ekipmanlar için uygun hale getirmektedir. Malzemenin dayanıklılığı ve güvenilirliği, otomotiv sistemlerinin gelişmiş performansına ve uzun ömürlü olmasına katkıda bulunacaktır.

5.2.6 Nükleer Sanayii:

Nükleer santrallerde, malzemelerin aşırı sıcaklıklara ve radyasyona maruz kalmaya dayanması gerekir.

Allvac 718+, yüksek sıcaklıkta oksidasyona ve radyasyon hasarına karşı mükemmel direnç göstererek, reaktör iç parçaları, yakıt taşıma bileşenleri ve buhar jeneratörü boruları için ideal bir seçimidir. Yüksek sıcaklıklarda mekanik özellikleri koruma yeteneği, nükleer enerji üretiminin güvenliğine ve güvenilirliğine katkıda bulunmaktadır.

6. SONUÇ

Allvac 718 Plus malzemesi özellikle havacılık endüstrisinde önemli bir yer tutmakta, değeri ve kullanım miktarı her geçen gün artmaktadır. Allvac 718 Plus süper alaşımının öncelikle kolay kaynaklanabilirliği, yüksek sıcaklık uygulamalarında dayanıklı ve nispeten uygun bir alternatif olması, malzemenin mekanik ve termal özelliklerinin Inconel 718, Rene ve Waspaloy gibi süperalaşımlara nazaran daha iyi veya oldukça yakın olması bu süper alaşımı günümüzde ön plana çıkarmaktadır. Yüksek sıcaklık uygulamalarının, üretim tekniklerinin, kaynak uygulanabilirliğinin ileride daha detaylı olarak araştırılması ve ham madde maliyetinin de optimize edilmesi ile önümüzdeki yıllarda başta havacılık olmak üzere pek çok ileri teknoloji malzeme gereksinimi olan sektörde Allvac 718 Plus süper alaşımının yoğun olarak kullanılmaya başlanacağı ön görülmektedir.

7. REFERANSLAR

- [1] R.L.KENNEDY, Allvac® 718plus™, Superalloy For The Next Forty Years, Superalloys 718, 625, 706 and Derivatives 2005, TMS (The Minerals, Metals & Materials Society), 2005
- [2] Allegheny Technologies (ATI) UNS N07818 (Allvac 718 Plus) Datasheet
- [3] Sinem ÜZGÜR, Yağız UZUNONAT, Melih Cemal KUŞHAN “Inconel 718 Geliştirildi: Allvac 718Plus”, Mühendis ve Makina, Cilt 52, Sayı 614, s.36-40
- [4] J ANDERSSON, G P SJÖBERG, “Repair welding of wrought superalloys: Alloy 718, Allvac 718 Plus and Waspaloy” Science and Technology of Welding and Joining, Kasım 2013, s.49-59
- [5] O.A.IDOWU, O.A.OJO, M.C.CHATURVEDI, “Crack-Free Electron Beam Welding of Allvac 718Plus® Superalloy”, Supplement To The Welding Journal, September 2009, s.179-187
- [6] Fabian HANNING, Abdul Khaliq KHAN, Joel ANDERSSON, Olanrewaju OJO, “Advanced microstructural characterisation of cast ATI 718Plus®—effect of homogenisation heat treatments on secondary phases and repair welding behaviour” Welding in the World (2020) 64, s.523–533

8. ÖZGEÇMİŞ

¹**Utku Aslan**, Eskişehir Osmangazi Üniversitesi'nde Makine Mühendisliği Bölümünden 2017 yılında mezun olmuştur. Mezuniyetinin ardından, Alp Havacılık Şirketi'nde havacılık ve savunma sanayii sektöründe çalışmaya başlamış ve kalite mühendisi olarak görev almıştır. 2018 yılından itibaren Kalibrasyon Mühendisi olarak çalışmaya devam eden Utku ASLAN bu pozisyonda; boyutsal, mekanik ve elektriksel kalibrasyonlar, ölçüm metodları ve master & fiktür tasarımları alanlarında deneyim kazanmış, ölçü aletlerinin kalibrasyonlarının firma içerisinde yapılması için ihtiyaçları, metodu ve maliyeti belirleyerek, ölçüm ve kalibrasyon talimatlarının oluşturulmasında ve personel eğitiminde görev almıştır.

2022 yılı itibarıyla Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsünde Havacılık Bilimi ve Teknolojileri Alanında Yüksek Lisansa devam eden Utku ASLAN, Alp Havacılıkta da Özel Proses Kalite Mühendisi olarak; Isıl işlem fırınlarının periyodik testlerinden (Kalibrasyon, Sistem Doğruluk ve Sıcaklık Homojenlik Testleri) ve test sonuçlarının analizinden (pyrometry), tahribatsız muayene yöntemleri olan Florışıl Penetrant Muayenesi (FPI), Manyetik Parçacık Muayenesi (MPI), Bilgisayarlı Radyografi (RT), Ultrasonik Test (UT) ve Eddy Akımı Muayenesi (EC) proseslerinden birincil sorumlu mühendis olarak görev almaktadır. 2023 itibarıyla Utku ASLAN Florışıl Penetrant Muayenesi ve Manyetik Parçacık Muayenesi alanında NAS410 Level 2 sertifikasına sahip olmakla birlikte Bilgisayarlı Radyografi (RT) için NAS410 Level 2 sertifikasyon süreci devam etmektedir.

²**Melih Cemal Kuşhan**, Eskişehir Osmangazi Üniversitesinde Makine Mühendisliği Profesörüdür. Yüksek Lisans derecesini Anadolu üniversitesi Endüstri Mühendisliği bölümünden, Doktora derecesini Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümünden almıştır. Avustralya'daki Wollongong ve James Cook Üniversiteleri ile uluslararası ortak çalışmalar yürütmüştür. Çalışma alanı savunma ve havacılık sanayiindeki malzeme bilimidir. 100 den fazla konferans ve araştırma yazılarının yazarı veya yardımcı yazarıdır. Havacılık alanında 1 kitap yazmış ve 3 uluslararası kitap bölümü yazmıştır. Editör olarak 2 uluslararası kitap projesi tamamlamıştır. Türk Hava Kuvvetleri, Alp Havacılık ve General Elektrik'in (GE) ortak girişimi olan TUSAŞ Motor Endüstrisi (TEI) gibi

havacılık kuruluşları ile işbirliği içinde çeşitli sanayi ve araştırma çalışmalarına katkıda bulunmuştur. Eskişehir'deki ulusal havacılık kümesi üyesidir ve birçok şirkette danışman ve denetçi olarak çalışmaktadır.

İşıl Yazar, 2005'te Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Elektrik ve Elektronik Mühendisliği bölümünden Lisans derecesini; 2008'de ise yine aynı bölümden Yüksek Lisans derecesini almıştır. Ayrıca 2008 yılında Anadolu Üniversitesi'nde İşletme Yüksek Lisans programını tamamlamıştır. 2008-2010 yılları arasında Türk Havacılık ve Uzay Sanayii'nde (TUSAŞ) imalat mühendisi olarak çalışmıştır. AIRBUS A400M, ANKA İHA ve T-38 eğitim uçağı projelerinde görev almıştır. TEI/TUSAS-Anadolu Üniversitesi iş birliği protokolü kapsamında proje araştırmacısı olarak çalışmış ve 2015 yılında Anadolu Üniversitesi Havacılık Elektrik-Elektroniğı Bölümünden doktora derecesini almıştır. Araştırma alanları arasında havacılıkta yeni itki teknolojileri, gaz türbinleri, aviyonik ve insansız hava araçları (İHA) bulunmaktadır. Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Havacılık Mühendisliğı Bölümü'nde Doçent olarak çalışma hayatına devam etmektedir.

AYIRICI LEVHALI DAİRESEL SİLİNDİR ETRAFINDAKİ AKIŞIN DENEYSEL VE SAYISAL OLARAK İNCELENMESİ

Arif Özer¹, Canberk Gökçelik², Berke Gökaydın³, Ali Ruhşen Çete⁴

Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi,
Etimesgut 06797 Ankara, TÜRKİYE

Özet- 10.000 – 250.000 Reynolds sayısı aralığında L/D, 0, 1:2, 1:1 oranlarında pasif iz kontrolü aracı olan ayırıcı levha kullanılarak, kapalı çevrim rüzgar tüneline dairesel silindirik cisim incelenmiştir. Yapılan analizler sonucu elde edilen veriler literatürdeki eksikleri tamamlayabilmek amacıyla sunulmuştur.

1. GİRİŞ

Literatürde bu konuyla ilgili azımsanamayacak kadar değerli çalışma olmasına rağmen bu çalışmaların çoğunluğu sayısal metotlara odaklanmıştır. Hem deneysel metot içeren çalışmaların az olması hem de var olan çalışmaların çelişkili sonuçlar sunması neticesinde bu konu üzerinde detaylı bir çalışma yapılması gerekli görülmüştür. Gerekli rüzgar tüneli ve temel laboratuvar ekipmanları kullanılarak yapılan bu çalışmada bu eksiklerin tamamlanması hedeflenmiş ve yapılan analizler sonucu çalışmanın yüksek doğrulukta sonuçlar sunduğu görülmüştür.

2. LİTERATÜR

Dairesel bir silindirin alt kritik Reynolds sayısı rejiminde yani $300 \leq Re \leq 100.000$ aralığında akışın temel formu iyi bilinmektedir. Silindirin durma noktasının her iki tarafında laminar sınır tabakaları oluşur ve akışla birlikte hızlanır. Ters yönlü bir basınç gradyanı, sınır tabakalarının cisimden ayrılmasına neden olur ve bu da silindirin omuzlarından yayılan kayma tabakalarını oluşturur ve akışın arka kısmının enine sınırlarını tanımlar.^[2]

Mansingh ve Oosthuizen^[3], düşük Reynolds sayılarına (silindirin yüksekliğine göre hesaplanan) ve sabit ayrılma noktalarına sahip iki boyutlu bir engelin (dikdörtgen silindir) arkasındaki akış üzerinde bölmeli

plakaların etkisini inceleyen deneysel bir çalışma gerçekleştirdi. Ayrıca çalışmaları, bölmeli plakaların akışta girdap oluşum desenini değiştirdiğini, atma frekansının azaldığını, taban basıncının arttığını ve genel sürtünmenin azaldığını göstermiştir. Sabit ayrılma noktalarına sahip bir dikdörtgen silindirin akış karakteristikleri üzerinde bölmeli plakaların etkisi, bir bölmeli plakanın eklenmiş olduğu dairesel bir silindir için olana benzerdir.

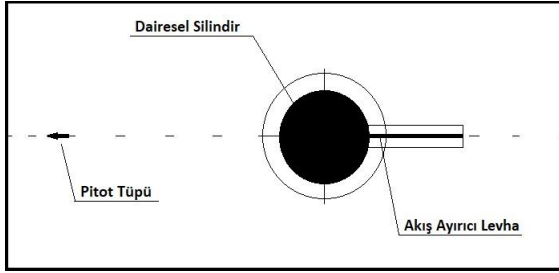
Anderson ve Szweczyk^[2], 2.700 ila 46.000 arasındaki alt kritik Reynolds sayılarına sahip bir dairesel silindirin yakın akışını incelemek için bir atmosferik rüzgar tüneline deneyler gerçekleştirdi. Tabana monte edilmiş bir bölmeli plakanın, tipik von Karman akışı bozmadan oluşum bölgesi özelliklerini değiştirdiği gözlemlendi. Sonuçları, atma frekansı ile bölmeli plakanın akor uzunluğu arasındaki ilişkideki doğrusallık dışında Roshko^[3], Gerrard^[5] ve Apelt et al.'ın^[6] önceki araştırmalarının bulgularını açıklamaktadır.

Gerrard^[5], atma işlemi başlamadan önce girdapların oluştuğu oluşum uzunluğu ve oluşum bölgesinin sonunda bir akış genişliği kavramını tanıtmış, girdap atma frekansını bu iki uzunlukla ilişkilendirmiştir. Apelt ve arkadaşları^[6], $10.000 < Re < 50.000$ aralığındaki bir dairesel silindirin üzerinden geçen akış üzerinde bölmeli plakaların etkisini incelemiştir. Bölmeli plakaların ayrılma noktalarını stabilize ederek ve bir düzlem silindirden daha dar bir akış oluşturarak sürtünmeyi önemli ölçüde azalttığı sonucuna varmışlardır. Araştırmacıların kendi deneylerindeki ulaştıkları ve deneylerini yapma aşamalarındaki süreçler Ayırıcı Levhalı Dairesel Silindir Etrafındaki Akışın Deneysel ve Sayısal Olarak İncelenmesi projemizde yaptığımız çalışmalara ilham olmuştur.

3. YÖNTEM

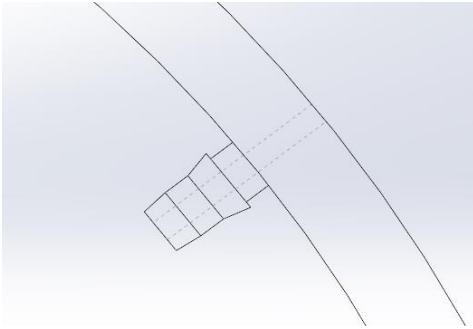
Kapalı çevrim TURBOTEK üretimi bir rüzgar tüneli ve 3-D yazıcı ile PLA (Polylactic Acid) malzemeden üretilmiş olan 0.1m çap ve 0.15m yüksekliğe sahip dairesel silindir ve 0.1m uzunluğa sahip ayırıcı levha kullanılarak ve deneyin tekrarlanabilirliğini sağlamak için aynı koşullarda ölçümler üçer defa yapılarak testler gerçekleştirilmiştir.

Test için kullanılan silindirin etrafına 15° açı aralığı ile açılmış olan 1 mm çapındaki basınç prizleri sayesinde akışın yüzey üzerinde oluşturmuş olduğu kuvvetler çok borulu bir manometre kullanılarak ölçümler gerçekleştirilmiştir. Ölçümler esnasında akış hızı verisine erişebilmek amacıyla test düzeneği ile aynı doğrultuda yer alan bir pitot tüpü kullanılmıştır. Deney düzeneği yerleşimi (Şekil 1) şemalaştırılmıştır.



Şekil 1: Deney düzeneği şeması

Basınç prizlerinin yüzeye dik olarak ölçüm yapabilmesi için birçok kez deneme yapılmış olup neticede iç yüzeye lüleler yerleştirme fikri gerçekleştirilmiştir. (Şekil 2).



Şekil 2: Basınç prizi tasarımı

Silindirin çevresi 24 adet basınç prizi ile çevrilidir ancak çalışmanın geri kalan kısmında silindirik cismin simetrik özellik göstermesinden dolayı 13 prizlin ölçümüne yer verilmiştir.



Şekil 3: Basınç prizi basım



Şekil 4: Basınç prizleri iç yüzü

Testler esnasında kullanılan rüzgar tünelinin karakteristik yapısının analiz çalışması, çalışmamızın içeriği olan deneyleriyle aynı ortamda yapılmış olup okuyucuya sunulmuştur. (Tablo 1).

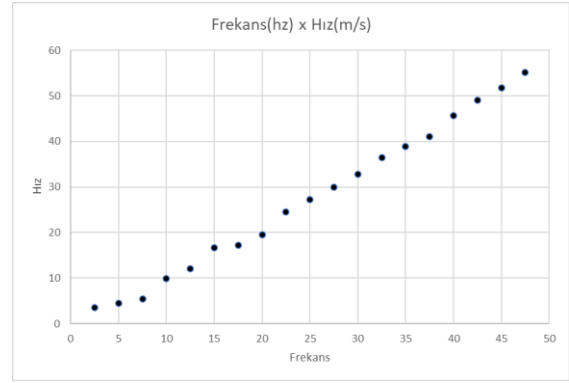
Rüzgar tünelleri, aerodinamik testlerin yapıldığı kontrollü bir ortam sağlayan önemli bir araştırma aracıdır. Bu tünellerde, bir kap içerisinde bulunan ve hava akışı üreten bir sistem kullanılarak rüzgarın gerçek dünya koşulları simüle edilir. Bu sayede, test edilen nesnelerin aerodinamik etkileri incelenebilir ve tasarım iyileştirmeleri yapılabilir.

Kapalı Çevrim Tüneller havayı kendi içinde çevirdiğinden dışarıya hava çıkışı olmaz, bulunduğu ortamda bir hava hareketi yaratmaz. Akım kalitesi, güç sarfiyatı ve dış ortamdaki etkilenmemesi açısından açık çevrimli tünellere göre çok avantajlıdır. Veri Toplama Sistemi, Model Pozisyonlama Sistemi, Kuvvet Ölçüm Sistemi, İç /dış Kuvvet Balansı, Ölçüm Cihazı Hareket Mekanizması, Rotor test Sistemi gibi sistemlere sahip tünellerde; kuvvet ve balans ölçümü, dumanla görüntüleme yapılabilir. [7]



(a)

Tablo 1: Rüzgar Tüneli Karakteristik Tablosu



Basınç ölçümleri için kullanılan manometre 26 tüplü olup 2 tüpü düzenekte yer alan pitot tüpüne bağlıdır. Bir sonraki konu başlığında yer alan aşamalar kullanılarak gerekli hesaplar elde edilir.

4. VERİLERİN ANALİZİ VE KULLANILAN DENKLEMLER

Deneysel çalışmada, dairesel silindirin etrafındaki akışın incelenmesi için manometrede elde edilen veriler aşağıdaki adımlar takip edilerek işlenmiştir:

1. Basınç Katsayısının Hesaplanması: Basınç katsayısı (C_p), aşağıdaki denklemle hesaplanır:

$$C_p = \frac{\Delta P}{0,5\rho_{\infty}v_{\infty}^2} \quad (1)$$

Burada, ΔP basınç farkını, ρ_{∞} akışkanın yoğunluğunu ve v_{∞} akış hızını temsil eder.

2. Basınç Farkının Hesaplanması: Manometrede ölçülen basınç farkı (ΔP), şu denklemle hesaplanır:

$$\Delta P = \rho g \Delta h \quad (2)$$

Burada, ρ manometre sıvısının yoğunluğunu, g yerçekimi ivmesini ve Δh manometre borusundaki sıvı yüksekliğini temsil eder.

3. Manometre Borusu Yüksekliğinin Hesaplanması: Manometre borusundaki sıvı yüksekliği (Δh), şu denklemle hesaplanır.

$$\Delta h = \Delta L \sin \alpha \quad (3)$$

Burada, ΔL manometre boruları içindeki sıvının yükseltisini ve α ise sıvı taşmasını



(b)



(c)

Şekil 5 : Kapalı rüzgar tüneli ^[7] (a), test Parçası L/D=1 (b), test parçası L/D=0 (c)

önlemek amacıyla değiştirilen manometre açısını temsil eder.

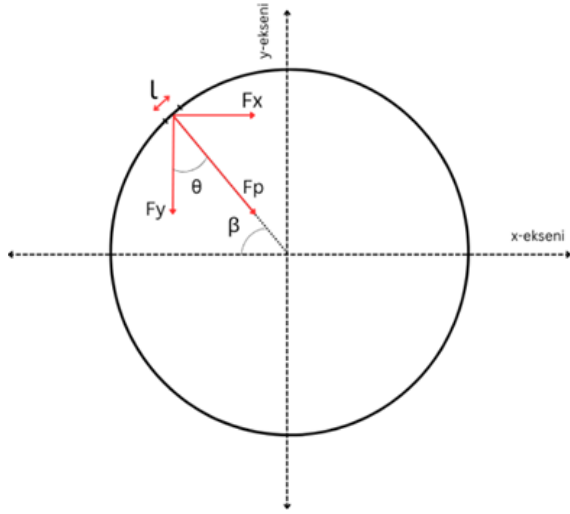
4. Akış Hızının Hesaplanması: Akış hızı v_{∞} , pitot tüpüyle ölçülen basınç farkı ($\Delta P'$) kullanılarak şu denklemle hesaplanır:

$$v_{\infty} = \sqrt{\frac{2\Delta P'}{\rho_{\infty}}} \quad (4)$$

Burada, $\Delta P'$ pitot tüpüyle ölçülen basınç farkını ve ρ_{∞} akışkanın yoğunluğunu temsil eder. ^[1]

Her bir basınç prizi ölçümü için yukarıdaki işlemler tamamlanır ve bir sonraki bölümde incelenecek olan basınç dağılım grafikleri elde edilir.

Basınç kuvvetlerini kullanarak sürüklenme kuvvetlerinin hesabı için ise:



Şekil 6: Kuvvet Diyagramı

Şekil 6 bu kuvvetlerin hesabı için kullanılacak diyagramı içermektedir. Bu diyagramda,

F_x : Sürüklenme Kuvveti

F_y : Taşıma Kuvveti

F_p : Basınç Kuvveti

β : Basınç prizinin açısı

θ : Kuvvetin normal ile yaptığı açı

l : Basınç ölçümü yapılan yayın yaklaşık uzunluğunu temsil etmektedir.

$$F_x = F_p \cos\theta \quad (5)$$

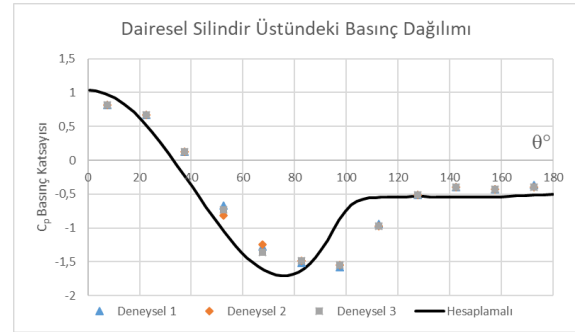
$$F_p = 0,5\rho_{\infty}v_{\infty}^2 C_p l \quad (6)$$

$$D/2 = \sum_{i=1}^{12} \frac{F_x}{0,5\rho_{\infty}v_{\infty}^2} \quad (7)$$

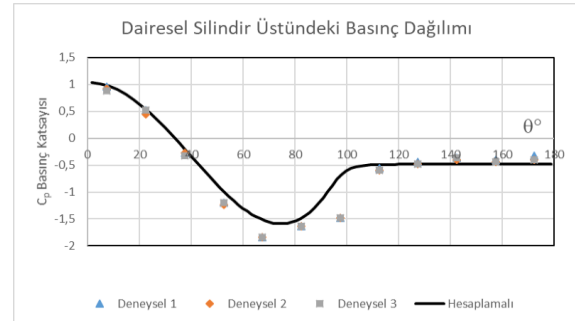
Taşıma kuvveti silindirin simetrik olması dolayısıyla sıfır çıkacaktır. Bu yüzden çalışmada yer verilmemiştir. Bu işlemler sayesinde her bir basınç prizinde oluşan sürüklenme kuvveti hesaplanmıştır. Bir sonraki konu başlığında bu formülasyonlar sonucu elde edilen verilere yer verilmiştir. Bu ölçümler zaman ortalamalı olmaktadır.

5. ANALİZ

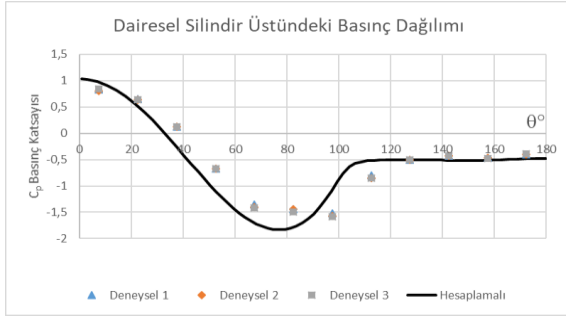
Bu bölümde manometrede ölçümü yapılmış verilerin bir önceki bölümde gösterilen metotlar ile çözümlenmiş sonuçları yer almaktadır.



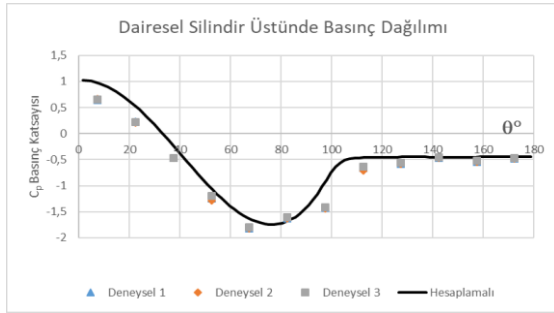
Şekil 7: Yalın silindir basınç dağılımı Re=135.000



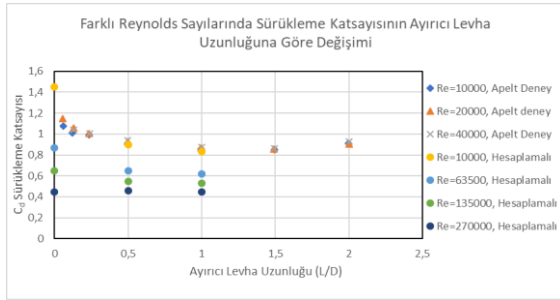
Şekil 8: L/D=1 silindir basınç dağılımı Re=135.000



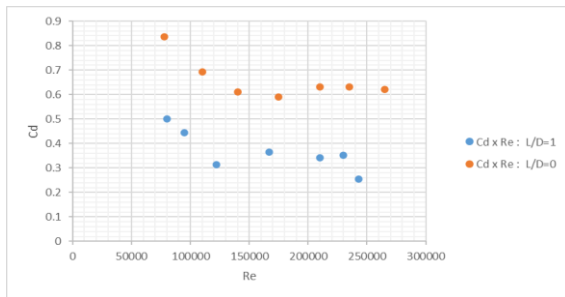
Şekil 9: Yalın silindir basınç dağılımı Re=270.000



Şekil 10: L/D=1 silindir basınç dağılımı Re=270.000



Şekil 11: Sürüklenme Katsayısı – L/D karşılaştırmalı grafik

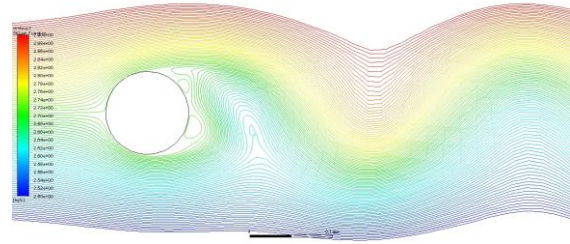


Şekil 12: Deneysel Sürüklenme Katsayısı – Reynolds Grafiği

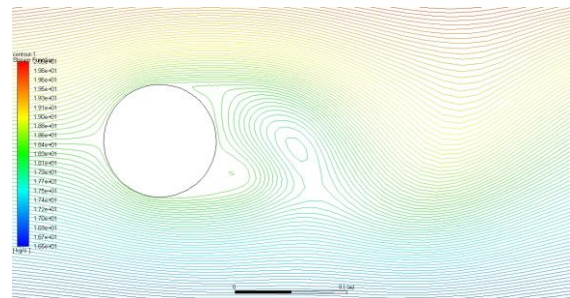
Yapılan basınç dağılımı ölçümleri, daimi akış çözümü sonuçları ile Şekil 7, 8, 9 ve 10'da karşılaştırılmıştır. Daimi sonuçlarla karşılaştırma sebebi çalkantılı basınç değerlerinin ortalamasının alınması gerekliliğidir. Daimi kuvvet sonuçları daimi olmayan çözüm sonuçlarının ortalamasına eşit olduğu görülmüştür.

Şekil 11'de diğer çalışma sonuçları ile çalışmanın uyumlu olduğu görülmektedir. Şekil 12'de ise basınç integrasyonu ile elde edilen sürüklenme katsayıları hem sayısal çözümle hem de diğer sonuçlarla uyum içindedir.

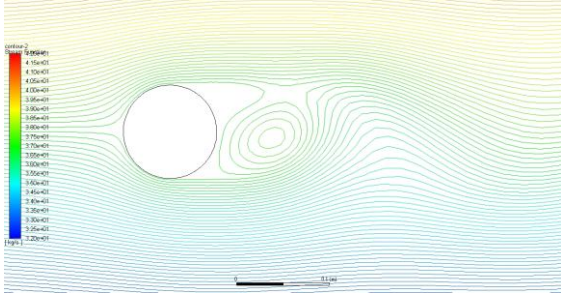
Ayırıcı levhalı düşük ve farklı Reynolds sayılarında ki akışlarda ayrılma frekansları değişmektedir. Bu frekans kuvvet çalkantılarındaki frekansa eşittir. Bu frekansı taşıma çalkantısı frekansından almak daha pratikdir. Bu nedenle bu çalışma da bu çalkantıları görmek için daimi olmayan akış çözümleri alınmıştır. Bu çalışmalar FLUENT programıyla yapılmıştır türbülans modeli olarak kw modeli kullanılmıştır. Çözüm ağı olarak yapısal çözüm ağına denk yapısal olmayan dörtgen elemanlar kullanılmıştır. Her Reynolds sayısında problemin niteliğine göre farklı zaman adımları kullanılmıştır. Aynı zamanda deneysel çalışmalarda ölçülen ortalama basınç ve kuvvet değerlerini karşılaştırmak için aynı çözüm ağı ile daimi çözümler alınmıştır. Bu çalışmada temel çalışma konusu deneysel olduğu için daha ileri ve zahmetli olan metotlar tercih edilmemiştir.



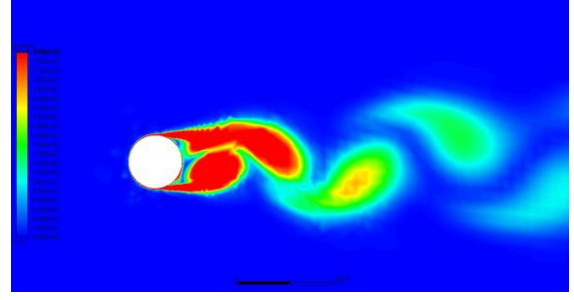
Şekil 13: L/D=0 için akış çizgisi çözümü, Re=10.000



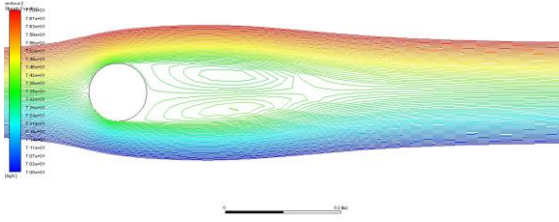
Şekil 14: L/D=0 için akış çizgisi çözümü Re=67.500



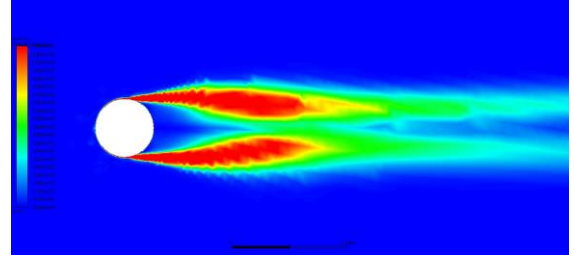
Şekil 15: L/D=0 için akış çizgisi çözümü Re=135.000



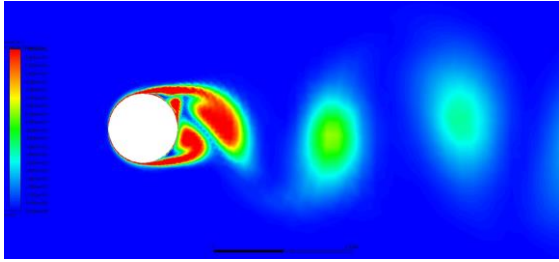
Şekil 19: L/D=0 için vortisite kontürü Re=135.000



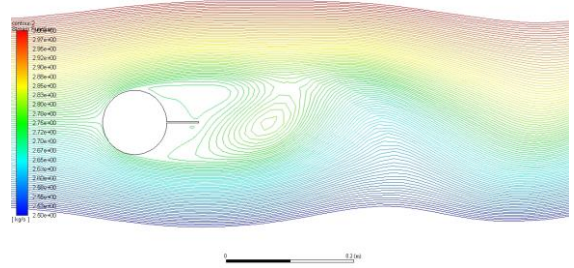
Şekil 16: L/D=0 için akış çizgisi çözümü Re=270.000



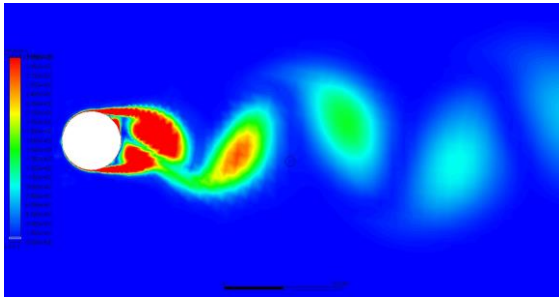
Şekil 20: L/D=0 için vortisite kontürü Re=270.000



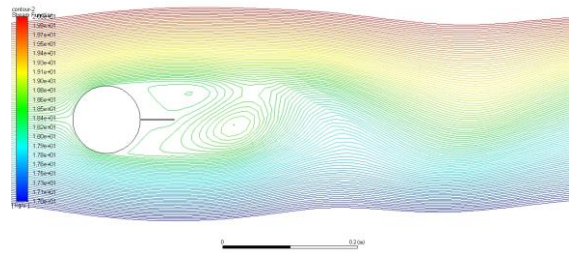
Şekil 17: L/D=0 için vortisite kontürü



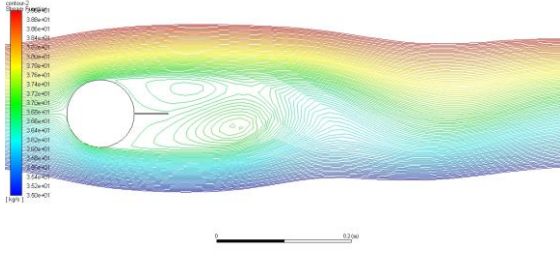
Şekil 21: L/D=0.5 için akış çizgisi çözümü, Re=10.000



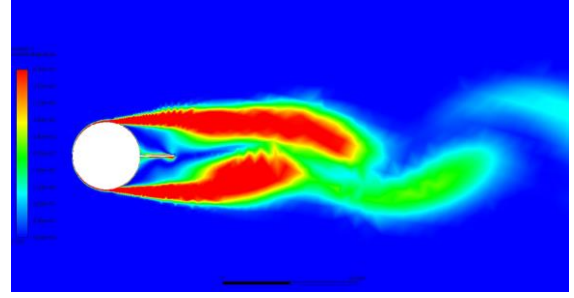
Şekil 18: L/D=0 için vortisite kontürü Re=67.500



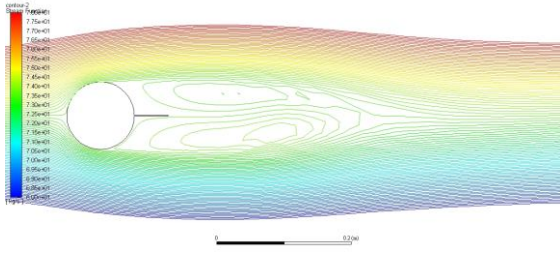
Şekil 22: L/D=0.5 için akış çizgisi çözümü Re=67.500



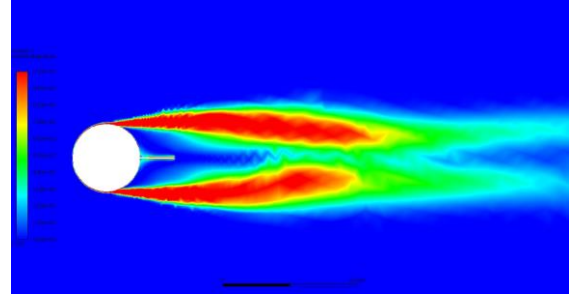
Şekil 23: L/D=0.5 için akış çizgisi çözümü Re=135.000



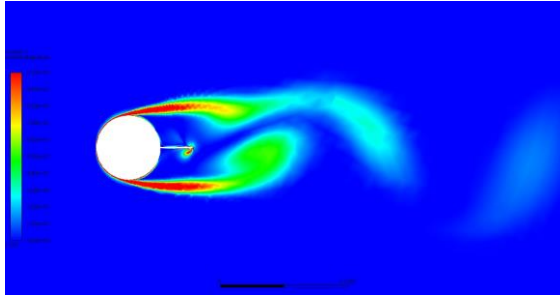
Şekil 27: L/D=0.5 için vortisite kontürü Re=140.000



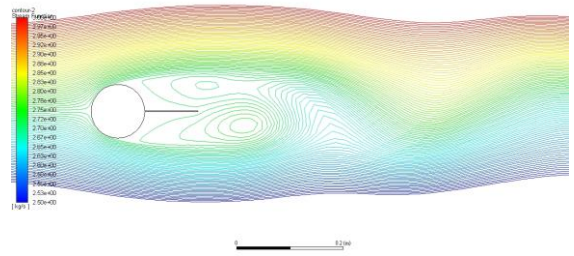
Şekil 24: L/D=0.5 için akış çizgisi çözümü Re=270.000



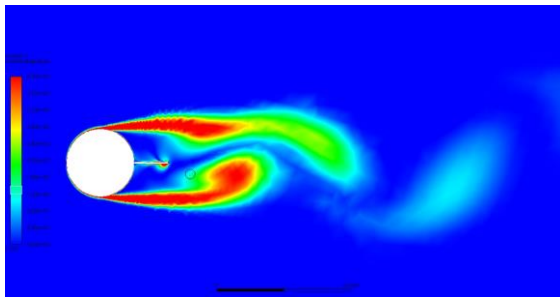
Şekil 28: L/D=0.5 için vortisite kontürü Re=270.000



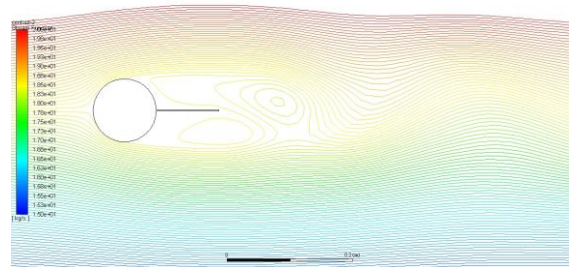
Şekil 25: L/D=0.5 için vortisite kontürü



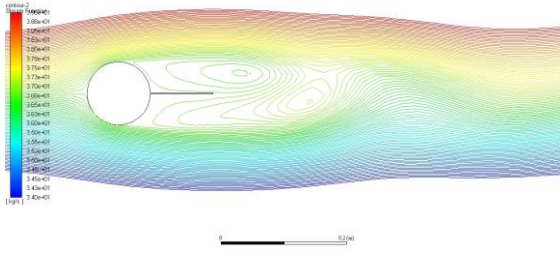
Şekil 29: L/D=1 için akış çizgisi çözümü, Re=10.000



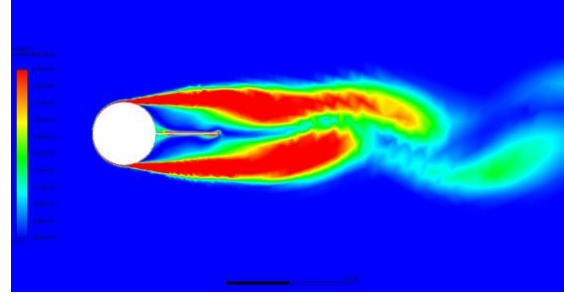
Şekil 26: L/D=0.5 için vortisite kontürü Re=77.000



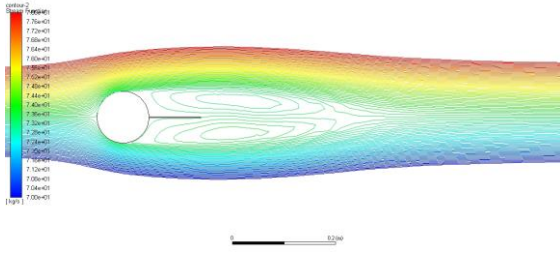
Şekil 30: L/D=1 için akış çizgisi çözümü Re=67.500



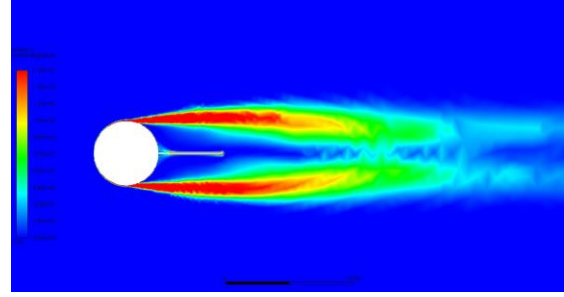
Şekil 31: L/D=1 için akış çizgisi çözümü Re=135.000



Şekil 35: L/D=1 için vortisite kontürü Re=135.000

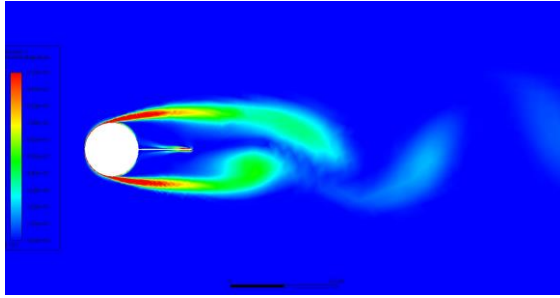


Şekil 32: L/D=1 için akış çizgisi çözümü Re=270.000

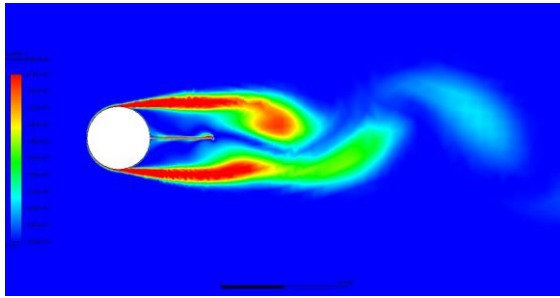


Şekil 36: L/D=1 için vortisite kontürü Re=270.000

Şekil 13 -36 arasında yapılan daimi olmayan akış çözümleri akım çizgileri ve vorticity eş çizgileri Reynolds sayılarına göre sırayla sunulmuştur. Böylece akışların Reynolds sayısı ile değişimi daha iyi anlaşılmaktadır.

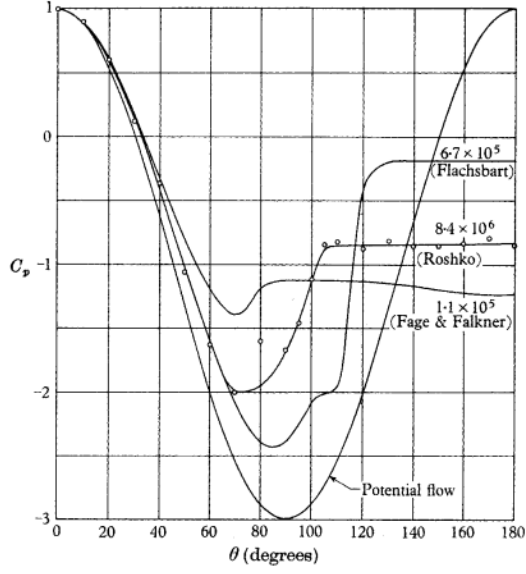


Şekil 33: L/D=1 için vortisite kontürü, Re=10.000



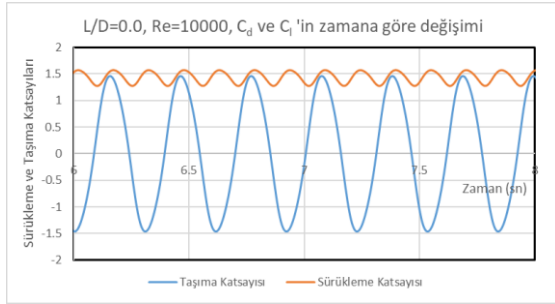
Şekil 34: L/D=1 için vortisite kontürü Re=67.500

Yaptığımız deney ve testlerden sonra basınç dağılımı ile ilgili birçok veri elde ettik ve bu verilerden basınç dağılım grafiklerimizi çıkarttık. Grafiklerimizin analizini yaparken deneylerimize ilham olması açısından birçok bilimsel makale inceledik ve bilimsel makalelerdeki diğer basınç dağılım grafiklerini elde ettik. Bunu yapmamızdaki amacımız ise kendi yaptığımız deneylerin sonucundaki grafikleri başka bir bilimsel makalede olan grafiklerle karşılaştırmaktır.

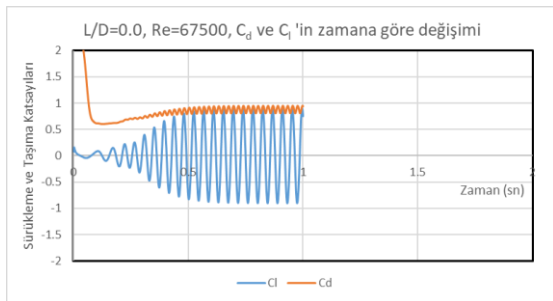


Şekil 37 : Diğçer çalışmalardaki [4] basınç dağılımı grafiği

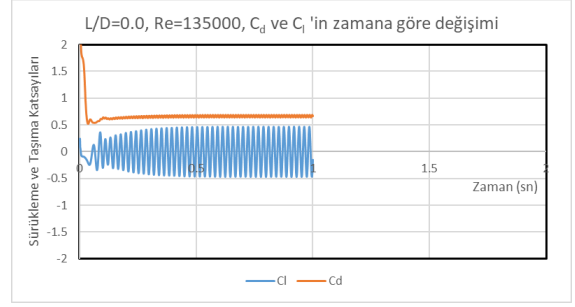
Bu grafikte Roshko'nun derlediği basınç dağılım test sonuçlarına yer verilmiştir. Yapmış olduğumuz çalışmaya benzer Reynolds sayıları içerdiği için sonuç karşılaştırması amacıyla referans alınmıştır. Yaptığımız analizler sonucu bulduğumuz basınç dağılımları bu değerler aralığında sonuçlar vermiştir.



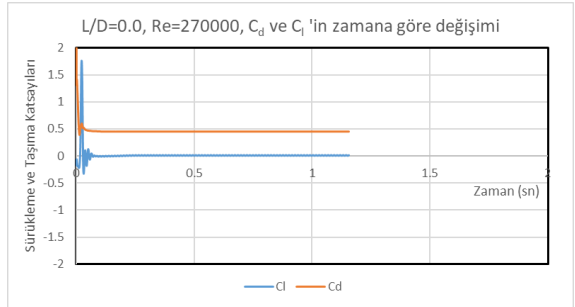
Şekil 38: L/D=0, Re=10.000 için zamana bağlı taşıma ve sürüklenme katsayıları değerini



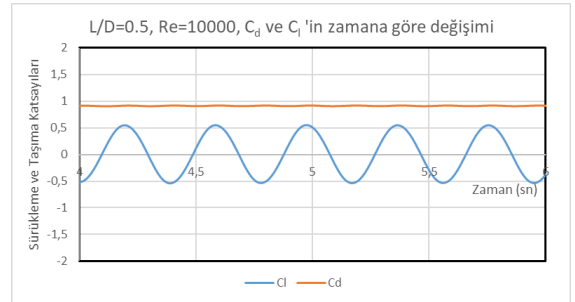
Şekil 39: L/D=0, Re=67500 için zamana bağlı taşıma ve sürüklenme katsayıları değerini



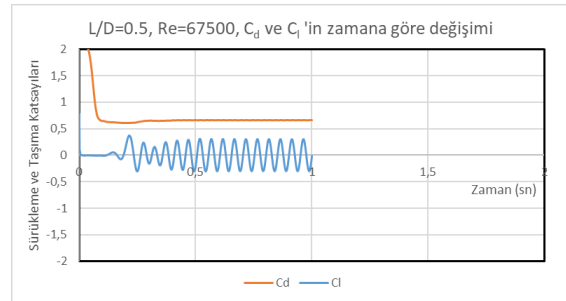
Şekil 40: L/D=0.0, Re=135.000 için zamana bağlı taşıma ve sürüklenme katsayıları değerini



Şekil 41: L/D=0.0, Re=270.000 için zamana bağlı taşıma ve sürüklenme katsayıları değerini

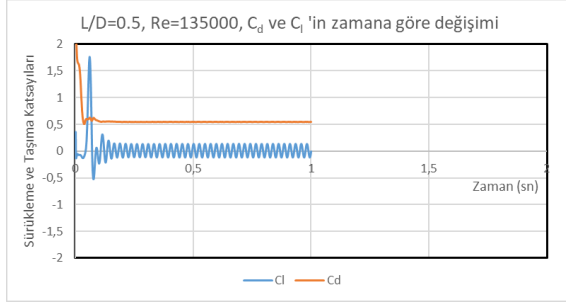


Şekil 42: L/D=0.5, Re=10.000 için zamana bağlı taşıma ve sürüklenme katsayıları değerini

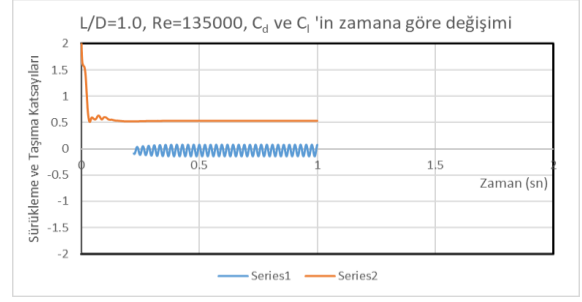


Şekil 43: L/D=0.5, Re=67.500 için zamana bağlı taşıma ve sürüklenme katsayıları değerini

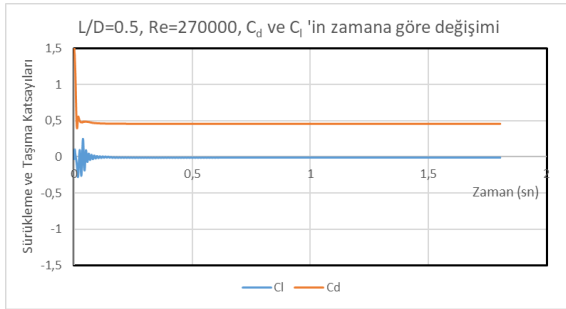
XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI



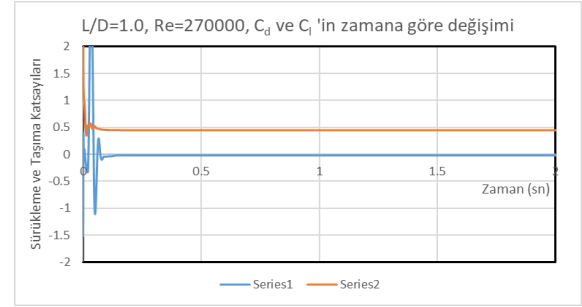
Şekil 44: $L/D=0.5$, $Re=135.000$ için zamana bağlı taşıma ve sürüklenme katsayıları değişimi



Şekil 48: $L/D=1$, $Re=135.00$ için zamana bağlı taşıma ve sürüklenme katsayıları değişimi



Şekil 45: $L/D=0.5$, $Re=270.000$ için zamana bağlı taşıma ve sürüklenme katsayıları değişimi



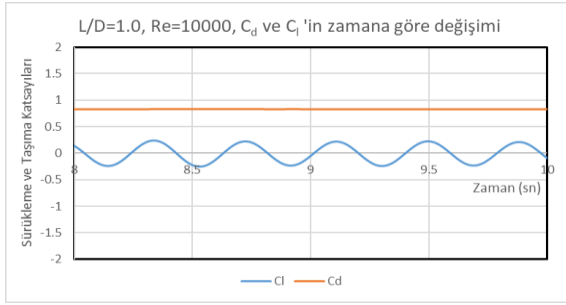
Şekil 49: $L/D=1$, $Re=270.000$ için zamana bağlı taşıma ve sürüklenme katsayıları değişimi

Şekil 38-49 arasında daimi olmayan akış çözümlerinin zamana bağlı taşıma ve sürüklenme katsayısı grafikleri Reynolds sayılarına göre sıralı olarak verilmiştir.

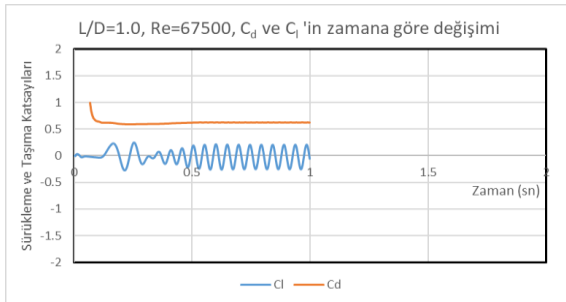
6. SONUÇ

Elde edilen sonuçları karşılaştırmak adına uzun araştırmalar sonucu bulunan birçok deney ve makale içinden Reynolds sayılarımıza uygun olup kendi grafik sonuçlarımızla karşılaştırabilen grafikler elde edilmiştir. Çalışmanın sonuçlarının kabul edilebilir sınırlar içinde eski çalışmalarla uyum içinde olduğu ve bu çalışmaları tamamladığı görülmüştür.

Bu çalışmada boşlukları doldurarak silindir arkasındaki ayırıcı levhanın sürüklemeyi ve ayrılma frekanslarını düşürdüğü görülmektedir.



Şekil 46: $L/D=1$, $Re=10.000$ için zamana bağlı taşıma ve sürüklenme katsayıları değişimi



Şekil 47: $L/D=1$, $Re=67.500$ için zamana bağlı taşıma ve sürüklenme katsayıları değişimi

7. GELİŞTİRME

Çalışmanın gelinen bu düzeyden daha ileri noktalara getirilmesi planlanmaktadır. Çalışmayı farklı boylardaki levhalarla geliştirmek, direk kuvvet ölçmek, basınç ölçümlerini daha hassalaştırmak ve bu ölçümlerde ayrılma frekanslarını da ölçebilmek hedeflenmektedir.

8. REFERANSLAR

- [1] Fundamentals of Aerodynamics by John D.Anderson, Jr 1978, versiyon 6, 19-30
- [2] E. A. Anderson, A. A. Szewczyk, Effects of a splitter plate on the near wake of a circular cylinder in 2 and 3 dimensional flow configurations Experiments in Fluids, 23 (1997) pg:161-174.
- [3] Mansingh & Oosthuizen, *Effects of splitter plates on the wake flow behind a Bluff Body* 1990
- [4]Anatol Roshko , Experiments on the flow past a circular cylinder at very high Reynolds number, 1960, 350, 6
- [5] Gerrard, The mechanics of the formation region of vortices behind Bluff Bodies 1966
- [6] C. J. Apelt, G. S. West and A. A. Szewczyk , The effects of wake splitter plates on the flow past a circular cylinder in the range $104 < R < 5 \times 104$ Journal of Fluid Mechanics, Part 1, vol 61, 1973, 187-198.
- [7] Çete, A. R. and Unal, M. F., 1992, "Effects of Splitter Plate on Wake Formation from a Circular Cylinder: a Discrete Vortex Simulation," Proc. 1st European CFD Conference, CFD '92, Vol. 1
- [7] Turbotek Turbomakina Teknolojileri Ltd.Şti <https://www.turbotek.com.tr/kapali-ruzgar-tuneli,2,16284>

9.ÖZGEÇMİŞ:

9.1 Ali Ruhşen Çete:

Ali Ruhşen Çete 1966'da Gaziantep'te doğdu. Lisans, Yüksek Lisans ve Doktora eğitimi İTÜ Uçak Mühendisliği bölümünde tamamladı. Lisans eğitiminden sonra İTÜ Uçak Mühendisliği bölümünde Araştırma Görevlisi olarak çalıştı. 2000-2006 yıllarında TAI'de uzman Tasarım Mühendisi olarak çalıştı. 2006 yılında ODTÜ Teknokent'te bir Ar-Ge şirketi kurdu. 2014 yılından itibaren Akademik hayata geri döndü. Önce GAUN sonra ATÜ'de Havacılık ve Uzay Mühendisliğinde Öğretim üyesi ve Bölüm Başkanlıkları yaptı, bu süreçte şirketine danışmanlık yapmaya devam etmiş, İlgili alanlarında birçok proje ve uygulama yapmıştır.

Oda sicil numarası:64714

9.2 Arif Özer

2002 Gelibolu doğumlu. Edirne Yıldırım Beyazıt Anadolu Lisesinde eğitim gördü. Türk Hava Kurumu Üniversitesi Uçak Mühendisliği lisans eğitiminin yanısıra Uzay Mühendisliği bölümünde yan dal programına devam etmektedir. Aynı üniversitenin aerodinamik laboratuvarında Ali Ruhşen Çete rehberliğinde gönüllü araştırma asistanlığı yapmaktadır.

9.3 Canberk Gökçelik

25 Mayıs 2000 yılında Adana'da doğdu. Adana ÇEAŞ Anadolu Lisesinde eğitimini tamamladı. Türk Hava Kurumu Üniversitesinde Uçak Mühendisliği bölümünde lisans eğitimine devam etmektedir. Aynı üniversitenin aerodinamik laboratuvarında Ali Ruhşen Çete rehberliğinde gönüllü araştırma asistanlığı yapmaktadır.

9.4 Berke Gökaydın

2001 İstanbul doğumludur. İstanbul Gaziosmanpaşa Anadolu Lisesi mezunudur. Türk Hava Kurumu Üniversitesi Uçak Mühendisliği bölümünde lisans eğitimine devam etmektedir. Türk Hava Kurumu Üniversitesi aerodinamik laboratuvarında gönüllü araştırma asistanlığı yapmaktadır.

TMMOB Makina Mühendisleri Odası
XII. Ulusal Uçak, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Kurultayı
13-14 Ekim 2023 / ESKİŞEHİR

DENEYSEL HAVACILIKTA YENİ BİR MERKEZ: ESKİŞEHİR KALİBRASYON VE ÖLÇÜM TEKNOLOJİLERİ UYGULAMA VE ARAŞTIRMA MERKEZİ

Fırat Sezgin¹, Erdem Özyurt¹, Can Kılıç¹, Burak Kaan Akbaş², Hande Bezci Zeren³, Tolga Yasa¹

¹Eskişehir Teknik Üniversitesi, Makine Mühendisliği Eskişehir/TÜRKİYE
Tel: 321 35 50 E-Posta: fsezgin@eskisehir.edu.tr, cozyurt@eskisehir.edu.tr
tyasa@eskisehir.edu.tr, cankilic@ogr.eskisehir.edu.tr

²Tusaş Motor Sanayii (TEI) Eskişehir/TÜRKİYE
Tel: 211 21 00 E-Posta: BurakKaan.Akbas@tei.com.tr

³Ford Otosan İstanbul/TÜRKİYE
Tel: 664 90 90 E-Posta: hzeren@ford.com.tr

Özet- Havacılıkta araştırma geliştirme doğrulama faaliyetleri için test ve ölçüm yöntemlerine yoğun bir şekilde ihtiyaç duyulmaktadır. Hem teknoloji hem de ürün geliştirme aşamasında farklı ölçüm yöntemleri kullanılarak akış özellikleri, mekanik özellikler ve performans gibi parametreler testler ile belirlenmektedir. Dünyada birçok merkez tarafından yapılan bu testler ülkemiz sınırları içerisinde sınırlı seviyede karşılanabilmektedir. Bu ihtiyaçtan yola çıkarak havacılığın önemli merkezlerinden biri olan Eskişehir’de, test ve ölçüm ihtiyaçlarını mümkün olduğunca karşılayabilecek bir araştırma ve geliştirme merkezi kurulması değerlendirilmiştir.

“Eskişehir Kalibrasyon ve Ölçüm Teknolojileri Uygulama ve Araştırma Merkezi”, ESTÜ Makine Mühendisliği Bölümünde, akışkanlar ve ısı transferi alanında ihtiyaç duyulan problemler ve bunların kalibrasyonları, teste özel ekipman tasarımı, testlerde elde edilen verilerin analiz yöntemleri ve bunların yazılım uygulamalarını geliştirmek üzere 2021 yılında kurulumu başlayan bir birimdir. Merkezin kurulumunu destekleyen proje kapsamında akış yönü ölçümünde kullanılan ve tamamı yurtdışından ithal edilen çok delikli problemlerin geliştirilmesi öncelikli hedef olarak belirlenmiştir. Bununla birlikte, aerodinamik problemlerin 0,8 Mach sayısına kadar kalibrasyonlarına imkân veren atmosferik-jet sistemi tasarlanarak, imal edilmiş ve merkez bünyesine kazandırılmıştır. Geliştirilen problemlerin yanı sıra karmaşık bir akış hattı üzerinde yağ debisi ölçümü sağlayan, hız bilgisine dayalı ölçüm yöntemi de geliştirilmiştir. Merkez, ölçme teknikleri ve bunların uygulamaları ile ilgili yurtdışına bağımlılığın milli ikamesi olmayı ve bu alandaki bilgi birikimini Türkiye’de geliştirmeyi temel hedefi olarak belirlemiştir.

Anahtar Kelimeler: Kalibrasyon, atmosferik jet, prob

1.GİRİŞ

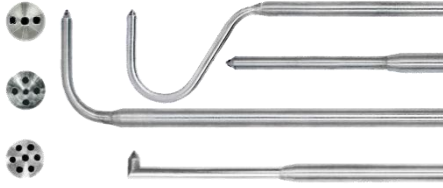
Havacılık sektörü, her geçen gün büyüyen ve gelişen bir endüstri olarak dünya genelinde önemli bir yere sahiptir. Bu karmaşık ve dinamik sektörde, güvenlik ve doğruluk büyük önem taşır. Havacılıkta, uçuşların güvenli ve etkin bir şekilde gerçekleştirilmesi için hassas ve doğru ölçüm sistemlerinin kullanılması gerekmektedir. Giriş bölümü kapsamında havacılık sektöründe sıklıkla kullanılan farklı ölçüm yöntemleri kısaca özetlenecek ve literatürden örneklendirilecektir. Ölçüm, bir niceliğin değerinin bir standarda, referansa veya veriye göre belirlendiği bir süreçtir. Enstrümantasyon ve ölçüm teknikleri, havacılık sektörünün ilerlemesinde önemli bir rol oynamaktadır. Bir havacılık komponenti geliştirme programında, testler sürekli olarak kapsamlı bir şekilde hem genel hem de bileşen bazında performans hakkında bilgi sağlamaktadır. Bu bilgiler ışığında, havacılık komponentlerinin sürdürülebilir bir şekilde geliştirilebilmesinin önü açılmaktadır.

Gün geçtikçe performansları artan gaz türbinli motorların geliştirme sürecinde, tasarımların testler ile doğrulanması önemli bir noktadır. Yapılan ölçümler ile motor giriş ve çıkış koşulları, ana ve ikincil akışların performansları, soğutma sistemleri ve rotor dinamiği gibi kritik unsurlar deneysel olarak doğrulanmaktadır. Gaz türbinli motorlarda, ana akış ve ikincil akışların doğrulanması ve akış bozulmalarını optimize etmek için akış ölçümleri yapılmaktadır. Motorun; giriş, kompresör, türbin ve egzoz bölümlerinde toplam ve statik basınç ölçümleri yanı sıra debi ve türbülans ölçümleri yapılmaktadır. Bu ölçümler için basınç problemleri, rake, sıcak tel anemometresi gibi çeşitli enstrümanlar kullanılmaktadır. Yanma performansının belirlenmesi ve bileşenlerin

sıcaklıkları, özellikle türbin kanatçıklarındaki sıcaklık dağılımları tasarım doğrulama çalışmaları için önemli bir konudur. Bu sebeple motor komponentlerinden termokupl veya termal kamera gibi sıcaklık ölçümleri için kullanılan enstrümanlar ile sıcaklık verileri toplanmaktadır. Sıcaklık ve akış ölçümlerinin yanı sıra kanatçık titreşimleri, kanatçık ucu boşluklar da doğrulama faaliyetleri kapsamında yapılan ölçümlerdir.

1.1. Çok Delikli Basınç Problemleri

Çok delikli basınç problemleri üç boyutlu akış alanlarında; akış hızını, akış yönünü, statik ve toplam basınç büyüklüklerini belirlemek için kullanılmaktadır. Yaygın olarak zorlu akış koşullarının olduğu turbo makinelerde tercih edilmektedir. Çok delikli basınç problemleri; tek bir enstrüman ile toplam basınç, statik basınç ve akış yönünü eşzamanlı olarak ölçebilmesi sebebiyle turbo makine testlerinde büyük öneme sahiptir. Aynı zamanda mekanik dayanımının iyi olması, 900°C'ye varabilen sıcaklık dayanımı olması, kolay monte edilebilmesi ve düşük maliyetli olması çok delikli problemlerin turbo makinelerde tercih edilmesinin diğer sebeplerindedir. Çok delikli bir basınç probu örneği Şekil 1'de verilmiştir.



Şekil 1. Çok Delikli Basınç Probu Örnekleri

Çok delikli basınç problemlerinin kullanımı turbo makinelerle sınırlı kalmamaktadır. Son yıllarda meteoroloji merkezlerinin hava durumunu tahmini için sıklıkla kullanmaya başladığı sabit kanatlı insansız hava araçlarında da çok delikli problemlerin kullanıldığı görülmektedir. Hava araçları bilinen yönlerde uçurularak, çok delikli problemlerden bağıl hızlar ölçülmekte ve meteorolojik veri toplanmaktadır.

Çok delikli problemlerin delik sayıları 3 ile 12 arasında değişmektedir. 3 delikli problemler akışın iki eksendeki bileşenleri ölçmektedir. 5 delikli problemler ise akışın üç eksendeki bileşenlerini de ölçebilmektedir. Daha fazla sayıda deliğe sahip olan problemlerin avantajı ise daha yüksek açısal çalışma aralığına sahip olmasıdır. Fakat delik sayısındaki artışa bağlı olarak prob çapı büyümektedir. Kumar ve diğerleri (2014) [1], Kompresör durma olayını incelemek için asimetrik rotor uç boşluğuna sahip tek kademeli bir transonik aksel kompresör üzerinde ayrıntılı sabit ve sabit olmayan deneysel ölçümler gerçekleştirilmiştir. Kalibre edilmiş 5 delikli aerodinamik prob, rotorun radyal aksinden geçirilmiş ve tüm hızlar için düşük kütle akış hızlarında artan akış açısı özelliklerini göstermiştir. Mach sayısı dağılımı ve sınır tabaka etkileri de net bir şekilde yakalanmıştır. Sankaralingam ve Ramprasadh

(2020) [2], düşük irtifalarda ve düşük hızlarda uçan hava araçlarında akış açısı ölçümünde, çok delikli problemlerin

deliklerinin tıkanma tehlikesine dikkat çekerek, beş delikli bir probu, rüzgâr tüneline delikleri sırasıyla teker teker tıkararak kalibrasyon yapmıştır. Yapay sinir ağı algoritması ile destek vektör makinesi algoritmasını birleştirerek bu beş durum için işlenen veri ile tüneldeki gerçek basıncı kıyaslamışlardır. Topladıkları 10000 verinin %80'ini eğitim veri seti, %20'sini test veri seti olarak kullanmışlardır. Yapay sinir ağının çıktılarını destek vektör makinesi algoritmasına girdi olarak kullanmışlardır. Yalpa açısını yüzde 99,4 isabette, yunuslama açısını ise yüzde 97,9 isabette hesaplamışlardır.

1.2. Termal Kamera

Termal kamera, insan gözünün görmediği, maddelerin etrafa yaydıkları ısı enerjisini elektronik ekranda bir renk skalasında görmemizi sağlayan bir cihazdır. Havacılık ve uzay endüstrisinin ölçüm istekleri genellikle yüksek termal çözünürlüğe veya 100 Hz ve üzeri yüksek kare hızına sahip termal kameralar gerektirmektedir. Bu sayede, uçak motorunun termal validasyonu, uçak gövdelerinin, kanatlarının ve rotor kanatlarının kalite kontrolleri, termal kamera sistemleri ile tasarım doğrulama çalışmaları yapılabilmektedir. Ayrıca gaz türbinli motorlarda NGV'lerin (Nozzle Guide Vane) film soğutma deliklerinin ve soğutmanın verimi araştırılırken termal kameradan faydalanılmaktadır.

von Hoesslin ve diğerleri (2020) [3], termal kamerayı ilk kez dönen bir türbin teçhizatında akış görselleştirme ve laminar-türbülanslı geçiş tespiti için kullanılmıştır. Hassas tetikleme kontrolü ve görüntü işlemeyle birlikte, sınırlı optik erişime sahip hızlı dönen parçalarda yüksek kaliteli akış görselleştirme için ilk kez bir kavram kanıtı elde edilmiştir. Laminar-türbülanslı geçiş konumu ve girdap sistemlerinin duvara yakın akış üzerindeki etkisi ile ilgili olarak CFD simülasyonu ve deney arasında yüksek bir uzamsal uyum bulunmuştur.

Yukarıda anlatılan her iki sistem de havacılık sektöründe ve bu sektörde yapılan deneysel çalışmalarda önemli bir yer kaplamaktadır. Havacılık sektöründe ortaya konulan ürünün maksimum güvenlik ve kaliteye sahip olması gerektiğinden, bu sektörde validasyon ve kalifikasyon çalışmaları büyük önem arz etmektedir. Bu sistemlerin kalibrasyonları ve güvenilirliği bu deneysel çalışmalar kapsamında önemli bir yer kaplamaktadır. Validasyon ve kalifikasyon bir sürecin ya da bir sistemin işlevini önceden belirlenmiş gerekliliklere uygun bir şekilde yerine getirildiğinden emin olmak için yapılan çalışmalardır. Validasyon, bir tasarımın veya sistemin doğruluğu, güvenilirliği ve tekrarlanabilirliğinin test edilebilmesi ve kanıtlanabilmesi için yapılan çalışmaları kapsamaktadır. Kalifikasyon ise sistemin spesifikasyonlarının tanımlanması ve bu spesifikasyonlara uygunluğunun ölçüldüğü bir validasyon adımındır. Havacılık ve uzay endüstrisinde, güvenilir ölçüm sonuçları ve yüksek

kaliteli test ve ölçüm ekipmanlarının mevcudiyeti, tasarım kalitesini sağlamak için çok kritiktir.

2.ESKİŞEHİR KALİBRASYON VE ÖLÇÜM TEKNOLOJİLERİ UYGULAMA VE ARAŞTIRMA MERKEZİ

Havacılık ve birçok diğer sektörde sistemlerin doğru çalışması ve belirlenen görevleri güvenilir bir şekilde yerine getirebilmesi sağlamak için ölçüm bilimi olarak tanımlanan metroloji gereklidir. Özellikle havacılık sektöründe her bir sistem geliştirme veya işletme aşamasında sürekli güvenilir ölçüme ihtiyaç duymaktadır. Bu sektörlerde güvenliği sağlamak için birçok ülke bu ölçüm cihazlarının kalibrasyon işlemi için 1980'li yıllardan önce giriş yapmıştır. Amerika Birleşik Devletleri hava kuvvetlerine bağlı PMEL (Precision Measurement Equipment Laboratory) AFMETCAL ön izlemesinde kurulmuştur ve asıl amacı izlenebilir, doğru, güvenilir ve emniyetli hava ve uzay sistemleri performansını etkileyen bu ölçüm süreçlerini iyileştirmek ve sürdürmektedir [4]. Ülkemizde özellikle 1999 yılında kurulan Türk Akreditasyon Kurumu (TÜRKAK) ile birlikte akredite edilmiş ve tanınırlığı olan kalibrasyon kapasitesine sahip laboratuvar sayısı giderek artmıştır. TÜRKAK kendi kalibrasyon laboratuvarında da havacılık sektörü ve diğer sektörlerde kullanılan ölçüm ekipmanlarının bazılarının kalibrasyonlarını yapabilmektedir [5]. Ülkemizde ayrıca Millî Savunma Bakanlığına bağlı farklı laboratuvarlarda havacılık sektöründe kullanılacak birçok sensörün kalibrasyon hizmeti sunulmaktadır [6].

“Eskişehir Kalibrasyon ve Ölçüm Teknolojileri Uygulama ve Araştırma Merkezi Kurulumu” projesi kapsamında ulusal çapta sanayinin nitelikli ürün geliştirmek için ihtiyaç duyduğu test ve ölçüm teknolojilerinin geliştirilmesi ve uygulanmasına yönelik faaliyet gösteren bir merkezi Eskişehir’de kurmak ve faaliyete geçirmek amaçlanmıştır. Ölçüm sistemlerini oluşturan prob, sensör ve elektronik şartlandırma devrelerinin tasarımı, üretimi ve uygulamasına yönelik faaliyetlerinin yanı sıra bu sistemlerin kalibrasyona dair ihtiyaçlarına dair çözümler üretilmesi hedeflenmektedir. Kurulacak bu merkez test ve ölçme konusunda teknoloji üreten, üretilen teknolojinin ticarileşmesi için fırsat yaratan ve yurtdışına olan bağımlılığı azaltan bir yapıda olacaktır. Bu proje kapsamında, “Atmosferik jet kurulumu”, “Yağ Debisi Ölçümü İçin Debimetre Geliştirilmesi”, “Çok Delikli Prob Geliştirilmesi”, “Yanma Sonrası Emisyon Ölçümü” ve “Debimetre Kalibrasyonu” olmak üzere beş farklı ana hedeften oluşmaktadır. Bu hedeflerin her biri, Türkiye’de bulunan şirketlerle görüşülüp ihtiyaçları doğrultusunda belirlenmiştir.

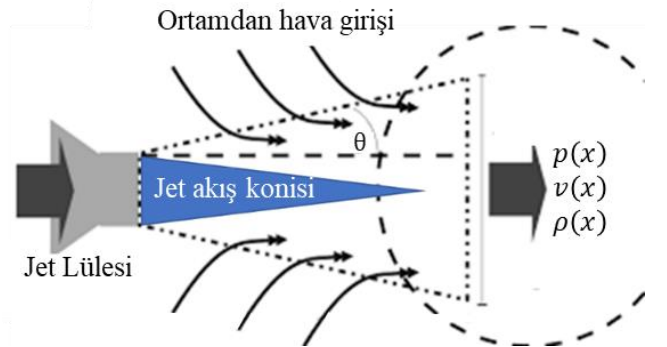
Projemizin temel amacı rekabetçi ürün geliştirme süreçleri içerisinde yer alan, geliştirilen teknolojilerin ve ürün isterlerinin doğrulanması ile ilgili faaliyetlerde ihtiyaç duyulan test teknolojilerinin geliştirileceği bir merkez haline gelmektir. Merkez öncelikle akışkanlar mekaniği ve ısı

transferi alanlarında ölçüm teknolojilerini geliştirmeyi hedeflemektedir. Bu kapsamda basınç, hız sıcaklık, ısı transferi ve debi ölçümlerine yönelik teknolojilere odaklanmıştır. Bu merkez sayesinde yurtdışından temin edilen birçok prob ve kalibrasyon işlemi bu merkez bünyesinde yapılabilecektir. Proje kapsamında yer alan iş paketlerinden “atmosferik jet kurulumu”, “Yağ debisi ölçümü için debimetre geliştirilmesi” tamamlanırken “çok delikli prob geliştirilmesi” iş paketi ise büyük ölçüde tamamlanmıştır.

2.1. Atmosferik Jet ve Kurulumu

Atmosferik jetler basınçlı havanın bir lüleden geçirilerek atmosfere salınması sırasında oluşan yüksek hızlı akış yapılarına verilen genel isimdir. Şekil 2’de tipik bir atmosferik jetin akış bölgeleri gösterilmektedir. Lüleden çıkan akışın lüle çıkışındaki özellikleri, jet konisi içerisinde olduğu gibi korumaktadır. Jet konisi sınırında durağan olan atmosferik hava jetin gelmesiyle beraber maruz kaldığı kayma gerilmesi sebebi ile harekete geçer ve bu bölgede basıncın atmosferik basıncın altına düşmesine sebep olur. Oluşan bu düşük basınç bölgesi ortam havasının bu bölgeye yönelmesi sonucu doğurur. Bu şekilde jet konisi dışında jete göre düşük hızla sahip fakat türbülans açısından zengin girdapların oluştuğu bir kayma gerilmesi bölgesi oluşur. Jet konisi ile bu bölge arasındaki momentum transferi sonucu jet akış özelliklerini taşıyan bölge akış yönünde genişliğini kaybederek yok olur. Atmosferik jetlerin akış konisinin özelliklerinin sabit olması birçok akış probunun kalibrasyonu için uygun zemin hazırlamaktadır.

Atmosferik jetler hava girişi, dinlenme odası ve jet lülesi olmak üzere üç temel bölüme sahiptir. Hava girişi jet için gerekli havanın beslendiği bölümdür. Jet hızı bu hat üzerindeki basınç kontrol edilerek ayarlanır. Genelde bu bölüm hava besleme sistemine uyum sağlayacak şekilde boyutlandırılır ve tasarlanır. Dinleme odası adı verilen ikinci bölüm akışın hız dağılımını düzenlemek için kullanılır. Hava dinlenme odası içerisinde genişletilerek hızının düşmesi hedeflenir böylece toplam basıncı geri kazanılır ve jet lülesinde hız oluşumunun düzgün bir şekilde tekrar gelişmesi sağlanmış olur. Jet lülesi ise kesit alanı akış boyunca daralan yapıda, genellikle konik bir geometridir. Akış jet çıkışına doğru hızlandırılarak jet formunun oluşması sağlanır.



Şekil 2. Tipik atmosferik jet akış yapısı

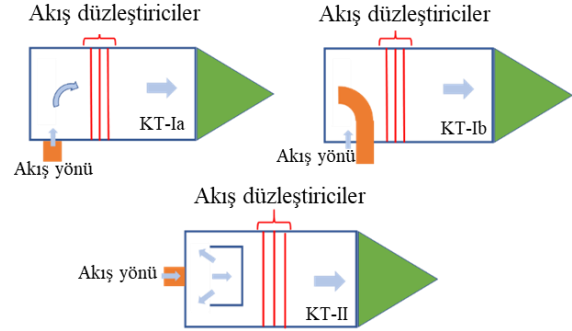
Atmosferik jet tasarımına ilk olarak bir boyutlu tasarımla başlanıp ardından detay tasarıma geçilmiştir. Bir boyutlu tasarım kapsamında jet için gerekli olan ilk boyutlar belirlenmiştir. Öncelikle gerçekleştirilen analitik hesaplamalar sayesinde jet çıkışında gerekli olan toplam basınç hesaplanmıştır. Jet çıkış koşulları olarak 101.325 Pa basınç ve 20°C sıcaklık kabul edilmiştir. Tasarım sınırı olarak jet çıkışındaki Mach sayısının 0.9 olması belirlenmiş ve buna uygun bir şekilde toplam basınç gereksinimi Eşitlik 1 kullanılarak hesaplanmıştır.

$$M = \sqrt{\left(\left(\frac{P_0}{P_s} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) * \frac{2}{\gamma-1}} \quad (1)$$

Eşitlik 1’de yer alan “M” jet çıkış düzlemindeki Mach sayısı, P0 aynı düzlemdeki toplam basınç, Ps statik basınç ve “γ” özgül ısıların oranını göstermektedir. Düzlemdeki statik basınç atmosfer değerine eşittir. Merkez bünyesinde bulunan hava hattı ve istenilen Mach sayısı sonucu kullanılacak en büyük jet çıkış çapının 7 cm olduğu görülmüştür. Lüle çapı ve maksimum debi belirlendikten sonra dinleme odasının boyutlandırılmasına geçilmiş ve oda çapı oda kesiti içerisindeki hız değeri baz alınarak seçilmiştir. Standart borular arasında bulunulur açısından temini kolay en büyük çap DN600 olduğu için ve hesaplanan hız ve basınç değerleri makul olduğu için DN600 çap dinlenme odası çapı olarak seçilmiştir. Hesaplanan hız ve basınç değerleri makul olduğu için ve temini kolay olan en büyük çaplı borunun DN600 olması sebebiyle dinlenme odası malzemesi olarak DN600 boru seçilmiştir.

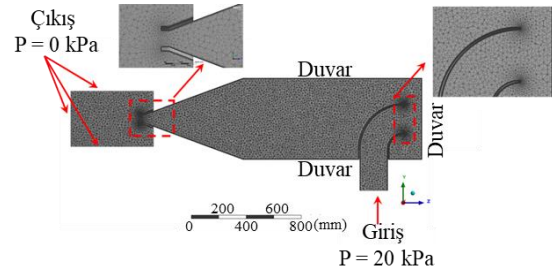
Bu bir boyutlu analizlerin ardından dinlendirme odasının konsept tasarımlarına geçilmiştir. Dinlenme odasının tasarımı jet tasarımındaki en önemli noktadır. Hem gelen akışın hızını kırmak hem de akış içindeki düzensizlikleri ortadan kaldırmak gerekmektedir. Bu sebeple iki konsept için iki ayrı tasarım yapılmıştır. Şekil 3’de gösterilen KT-Ia tasarımında dinlenme odası içerisine yandan giren akış, akış düzleştiriciler ile giriş bölümü arasında durağanlaşacak ve akış düzleştiriciler üzerinden geçerken düzenli bir dağılıma kavuşacaktır. Bu tasarıma alternatif olarak akışın jet içerisinde dirsek ile dinlenme odasına çarptırılması ve buradan gelişerek lüleye doğru hareket etmesi de düşünülmüştür (Şekil 3-KT-Ib). Son olarak ise KT-II için içeri yerleştirilen bir plaka veya yüzey üzerinde jetin kırılması ve akışın lüleye doğru gelişmesini sağlayacak bir konsept oluşturulmuştur. Tüm konseptlerde jet kırıldıktan sonra akış iki akış düzleştirici plaka ve bir bal peteği yapısının bulunduğu akış düzleştiriciler üzerinde geçirilerek eş hız dağılımı elde edilmesi amaçlanmıştır. Kullanılan akış düzleştiricileri için %60 ve %36 geçirgenliğe sahip perfore plakalar seçilirken, bal peteği yapısı için 3,6 mm hücre büyüklüğüne sahip uzunluğu 20 mm olan yapıların kullanımı planlanmıştır. Bu sayede perfore saclar bir direnç oluşturarak girişte jetin kırılımını kolaylaştıracak ve akışın hızlı olduğu bölgelerde direnci artırarak dinlenme odasındaki debi dağılımını eşitleyecek şekilde çalışacaktır. Debinin kesitten

eşit geçmesi ise hız dağılımının eşitlenmesi anlamına gelecektir. Oluşturulan farklı tasarımların performansları hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) yöntemleri ile incelenerek son tasarım oluşturulmuştur.

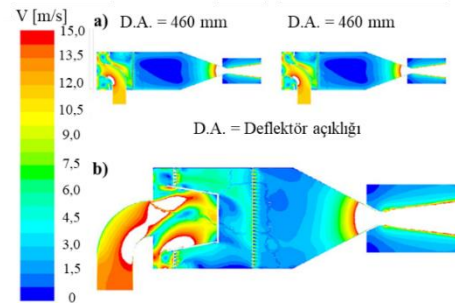


Şekil 3. Dinlenme odası tasarım konsepti

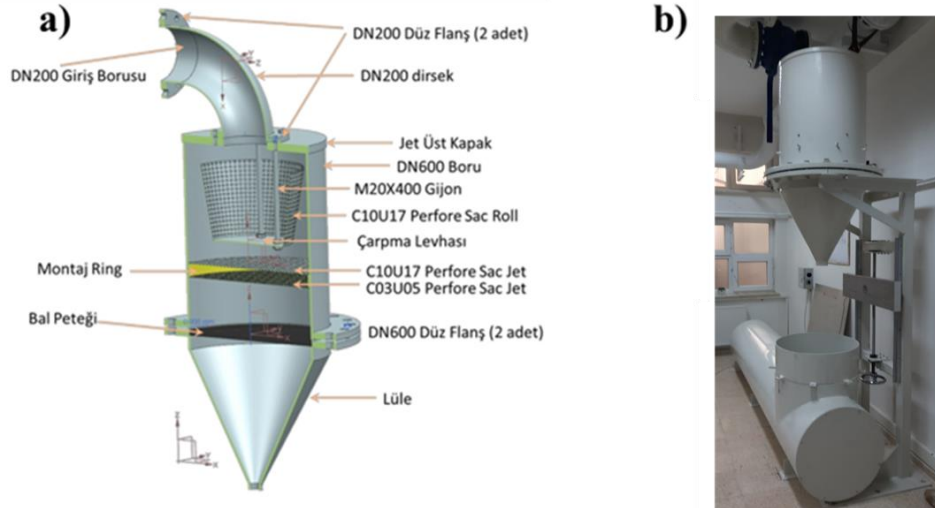
KT-Ib konsept tasarımı için oluşturulan ağ yapısı ve sınır koşulları Şekil 4’te verilmiştir. Tüm analizlerde benzer ağ yapısıyla birlikte aynı türbülans modeli kullanılmıştır. KT-Ib konsept tasarımı için yapılan analiz sonuçları incelendiğinde istenilen akış simetrikliğinin elde edilemediği gözlemlenmiş ve sisteme ekran ve deflektör gibi parçalar eklenmiştir. Bu analizlerinin sonuçları da istenilen koşulları sağlamadığından KT-II üzerinde çalışmalar yapılmıştır. KT-II konsept tasarımı üzerinde iki farklı akış durdurma plaka yüksekliği ve üç farklı ekran konumu çalışılmıştır. Yapılan çalışmalar sonucunda tasarım olarak KT-II ye karar verilmiş (Şekil 5) ve ekran seçimine geçilmiştir. Ekran seçiminde farklı delik çapları ve delikler arası mesafe incelenmiş ve HAD analizleri ile çalışılmıştır. Yapılan tüm çalışmalar sonucunda durdurma plakasının perfore plakadan yapılmış hali ve ekranların durdurma plakası arkasında yer aldığı durumda çıkış jetinde en iyi sonuç alındığı görülmüş ve mekanik tasarım bu şekilde gerçekleştirilmiştir.



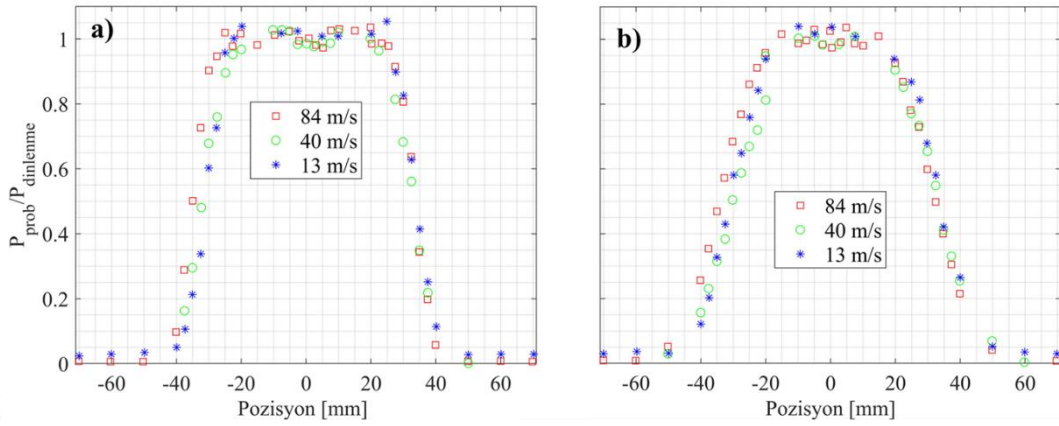
Şekil 4. Radyal giriş ekransız model ağ yapısı



Şekil 5. Simetri düzlemindeki hız dağılımı a)KT-Ib tasarımında iki farklı deflektör açıklığı b)KT-II



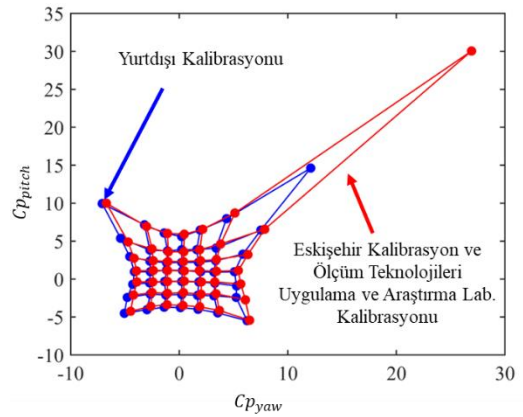
Şekil 6. Atmosferik jet a) kesit görüntüsü b) laboratuvar ortamında yerleşimi



Şekil 7. Jet çıkışı basınç profili a) Nozul çapı kadar uzaklıkta b) 2x Nozul çapı uzaklıkta

Mekanik tasarımı yapılan ve imalatı tamamlanan atmosferik jet kesiti Şekil 6'de verilmiştir. Şekil 6 (a)'da atmosferik jet kesiti görülürken Şekil 6 (b) üretimi tamamlanmış halinin laboratuvarında yerleşimi görülmektedir. Atmosferik jet üzerinde önceden kalibre edilmiş bir prob yardımı ile akış simetrikliği incelenmiştir. Bu inceleme sonucunda akıştaki simetrikliğin (Şekil 7) beklendiği gibi olduğu görülmüştür. Atmosferik jet şu anda prob kalibrasyonları için aktif bir şekilde kullanılmaktadır. Jet çıkışından 1D ve 2D mesafede x ve y yönündeki basınç dağılımları bir pitot prob kullanılarak ölçülmüş ve Şekil 7'de paylaşılmıştır. 1D mesafede 40 mm çapında basınç değeri %1'in altında salınımlar ile sabit tutulabilmektedir. 2D uzaklığa gidildiğinde ise bu bölgenin 30 mm çapa düştüğü görülmektedir. Yani 8 mm çapında bir prob 1D mesafede yaklaşık %13, 2D mesafede yaklaşık %17 blokaj oranı ile kalibre edilebilecektir. Probların kalibrasyonu için hem yalpalama (yaw) hem de yunuslama (pitch) açıları yüksek hassasiyet ile kontrol edilebilmelidir. Yerleştirilen iki motorize hassas döner tabla ile yalpalama ekseninde $0,01^\circ$, yunuslama ekseninde $0,015^\circ$ çözünürlük ile prob hareketleri sağlanabilmektedir. Laboratuvarında yazılan kontrol yazılımı ile talep edilen bütün noktalara probun otomatik olarak

ulaşması ve ölçümlerin alınarak kalibrasyon haritalarının çıkarılması sağlanmıştır. Sistemin kurulmasının ardından yurtdışından kalibrasyonu ile alınan bir prob sistem üzerinde kalibre edilerek ölçülen büyüklükler firmanın sağladığı kalibrasyon haritası ile karşılaştırılmıştır. Şekil 8'de de görüleceği gibi yeni jet ile referans değere son derece yakın sonuçlar elde edilmiştir.

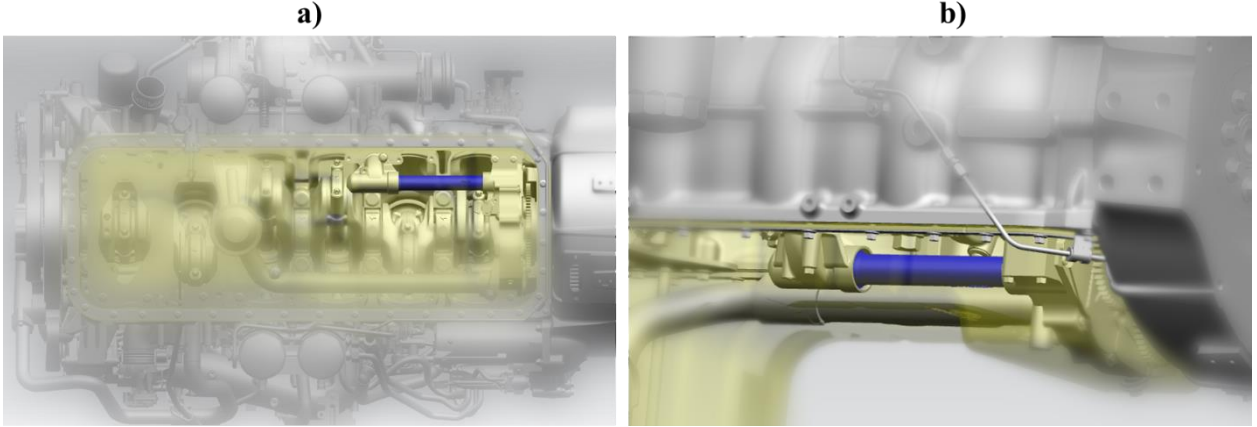


Şekil 8. Kalibrasyon karşılaştırma

2.2. Yağ Debisi Ölçüm Sistemi Geliştirilmesi

Pistonlu motorlarda önemli bir yer kaplayan ve temel amacı sürtünmeyi azaltmak ve soğutma olan yağlama sistemlerinden geçen debinin tespiti ölçüm yerinin fiziki kısıtlarından dolayı oldukça zordur. Bu değerlerin ölçülebilmesi tasarım doğrulama çalışmalarının yapılması önünde de ciddi bir engeldir. Bu ihtiyaçtan hareket ile motor testlerinde kullanılmak üzere belirlenen bölgeden debi ölçümü yapılması için bir tasarım yapılması kararlaştırılmıştır. Prob tasarımının ilk adımı olarak Şekil 9'da paylaşılan uygulama bölgesi incelenmiş ve mavi renk ile gösterilen “yağ basınç borusu” uygulama alanı olarak seçilmiştir.

Sistem içerisindeki akışkan sıkıştırılmaz yapıda olduğundan debi ölçümü sadece hız dağılımına bağlı olarak hesaplanabilecektir. Bu kabuldü hareketle sistem içerisindeki hızın integraline dayalı bir ölçüm stratejisi oluşturulmuştur. Seçilen bölgedeki akış koşullarının anlaşılması için HAD analizi yönteminden istifade edilmiş ve geometri modellenerek belirli koşullar için analiz edilmiştir. Analizlerde yağ sıcaklığı 90°C ($\pm\%2,5$)’de sabit alınırken 6 farklı pompa devrinde yapılan testlerde ölçülen basınç değerleri (P2, P3, P4, (Şekil 10 (a))) analizlerde sınır koşulu olarak kullanılmıştır.



Şekil 9. a) Yağ basınç borusu (Motor üzerinde) b) yakınlaştırılmış

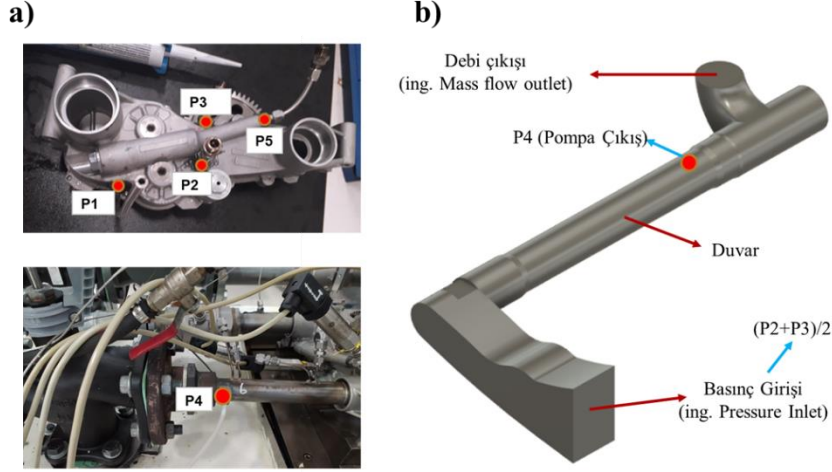
Ağ bağımsızlığı çalışması hesaplama zamanını kabul edilebilir düzeyde tutmak ve doğru sonucu elde etmek için önemlidir. Bu nedenle, ağ yapısı etkisini inceleyebilmek amacıyla 600.000 ila 4.700.000 hücre sayısı arasında değişen 4 farklı ağ yapısı incelenmiştir. Şekil 12’de P4 düzlemindeki hız değişimleri tüm ağ yapıları için gösterilmiştir. Sonuçlar incelendiğinde 600.000 hücre sayısı ve 1.300.000 hücre sayısının 4.700.000 hücre sayısına göre sırasıyla %30 ve %15 hatalı sonuçlar verdiği görülmektedir. 4.700.000 ile 2.700.000 hücre sayısı arasındaki farka bakıldığında aradaki ortalama farkın %0,500 ve maksimum farkın ise %1.016 olduğu görülmüştür. Bu nedenle bundan sonraki analizlere 2.700.000 hücre sayısı ile devam edilmiştir.

Nümerik çalışmaları doğrulama amacıyla üç farklı pompa hızındaki sonuçlar deneysel çalışmalarda ölçülen değerler ile

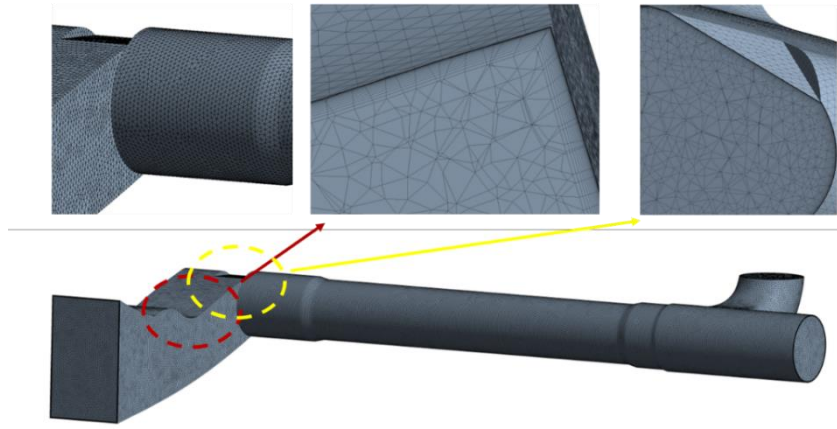
Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizlerinde kullanılmak amacıyla alınan üç boyutlu model üzerinden ve deney bilgileri üzerinden hesaplama alanı Şekil 10 (b)’de gösterildiği gibi oluşturulmuştur. HAD analizlerinde sınır koşulu olarak girişe basınç girişi, çıkışa ise debi çıkışı olarak tanımlama yapılmış ve yakınsama kriteri olarak P4 düzlemindeki ortalama statik basınç seçilmiştir.

Akışkan olarak sistemde kullanılan motor yağının sıcaklığa bağlı özellikleri denklem olarak analizlere tanımlanmıştır. Hesaplama alanı ANSYS Meshing kullanılarak “Patch Conforming Method” ile tetra elemanlar kullanılarak ağ yapısı oluşturulmuştur. Sınır tabaka gelişimi ve duvar yakını akışın davranışını yakalayabilmek adına ağ yapısı y^+ değeri maksimum 1 olacak şekilde oluşturulmuştur. Oluşturulan ağ yapısı Şekil 11’de verilmiştir. Basınç-hız bağlantısı için SIMPLEC algoritması seçilmiştir. Momentum, enerji ve türbülans denklemlerinin ayrıştırılması için ikinci dereceden çözüm şeması kullanılmıştır. Türbülans modellemesi ise realizable k- ϵ türbülans modeliyle birlikte gelişmiş duvar fonksiyonu (ing. Enhanced wall treatment) kullanılarak yapılmıştır. Çözüm tüm hata değerleri 10^{-5} ün altına ve P4 düzlemindeki ortalama basınç değerindeki değişim 10^{-3} ün altına düştüğünde yakınsamış kabul edilerek sonlandırılmıştır.

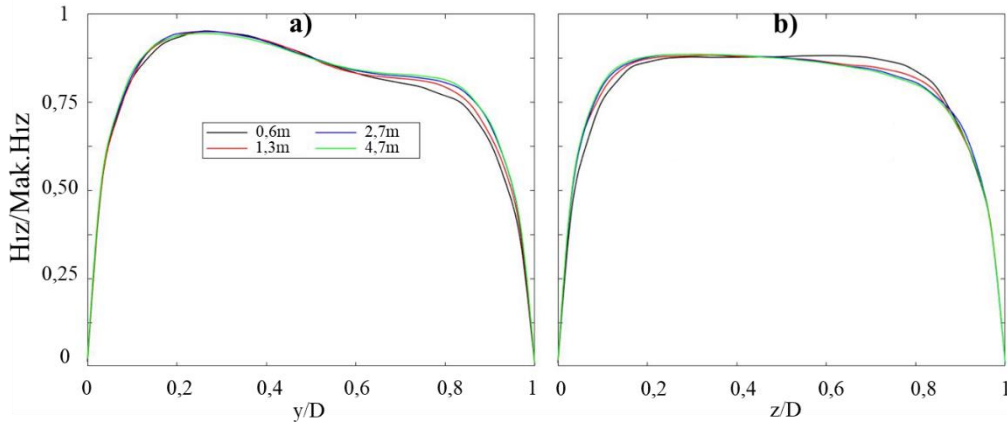
karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırma sonuçları Şekil 13 ve Tablo 1’de görülmektedir. Sonuçlar incelendiğinde her bir analiz için deneysel sonuçlara yakınlık görülmüştür. P4 düzleminde maksimum hata %2,6 olarak ölçülürken bu hatanın pompa hızı arttığında azaldığı görülmüştür. Sayısal yaklaşım belirlenmiş ve bu yaklaşım deneysel çalışmalar ile doğrulanmıştır. Doğrulanmış bu yaklaşım kullanılarak ilk olarak debi ölçümünün hangi mesafede yapılacağı belirlenmesi gerekmektedir. Bu nedenle hesaplama alanında $Y=0$ ve $Z=0$ düzlemlerindeki hız profilleri incelenmelidir. Bu inceleme sonucu ölçüm yapılabilecek X mesafesi belirlenip bu mesafenin belirlenmesinin ardından bu X düzleminde prob konumu ve parametreleri incelenecektir. Şekil 14’de $Y=0$ ve $Z=0$ düzlemleri hesaplama alanı üzerinde gösterilmiştir.



Şekil 10. a) Deneysel düzeneği b) Hesaplama alanı ve sınır koşulları



Şekil 11. Ağ yapısı



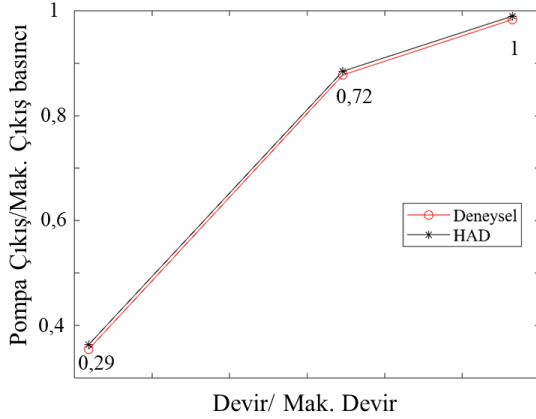
Şekil 12. Ağ bağımsızlığı a) y/D hız profili b) z/D hız profili

Şekil 15 $Y=0$ ve $Z=0$ düzlemlerindeki hız dağılımını göstermektedir. Şekil 15 incelendiğinde akışın çıkış kısmındaki dirsekten bu bölgeye yaklaşırken bozulmaya uğradığı bu sebeple de belirli bir kısmın ölçülebilir sınır dışında kaldığı görülmektedir. Ayrıca yağ pompasından yağ basınç borusuna giriş yapılan kısımda akışın toparlanması için belirli bir mesafe gitmesi gerektiği gözlemlenmektedir. Bu iki bölge haricinde probun yerleştirilebileceği kısıtlı bir

bölge tespit edilmiştir. En düşük ve en yüksek pompa devirleri için hız profilleri incelendiğinde hız değerleri değişse dahi uygun bölge olarak belirlenen bölge değişmemiştir. Uygun bölgenin $X=0,15-0,20$ m. aralığını kapsadığı tespit edilmiştir.

Bu mesafeler arasındaki farklı Z ve Y konumlarındaki düzlemlerde akış simetrikliği incelenmiş ve en uygun ölçüm

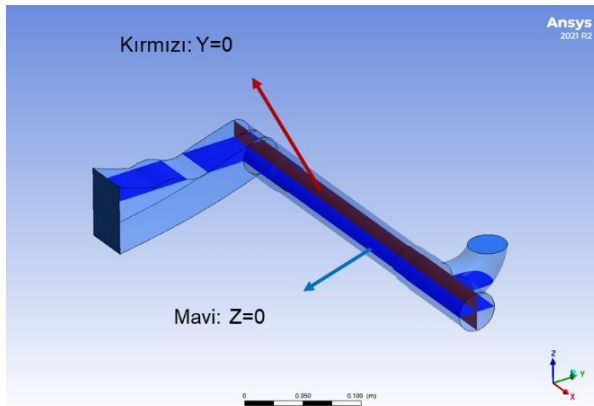
aralığının $X=0,16$ ila $X=0,17$ aralığında olduğu görülmüştür. Ayrıca bu aralıktaki özellikle akış çizgileri incelenmiş ve bu noktalarda akışın bu düzlemlere dik geldiği görülmüştür ve bu bölgeler özelinde herhangi bir girdap yapısı gözlemlenmemiştir.



Şekil 13. Pompa çıkış basıncı karşılaştırması

Tablo 1. Doğrulama çalışması sonuçları

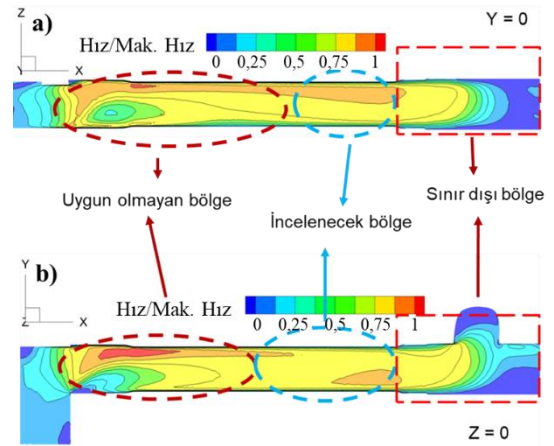
Parametre	Değer		
Sıcaklık [°C]	87	89	91
Devir /Mak. Devir	0,29	0,72	1
Pompa çıkış/Mak. Çıkış basıncı	0,37	0,89	1
Sayısal Pompa çıkış/ Mak. Çıkış basıncı]	0,35	0,88	0,99
Fark	%2,61	%0,82	%0,64



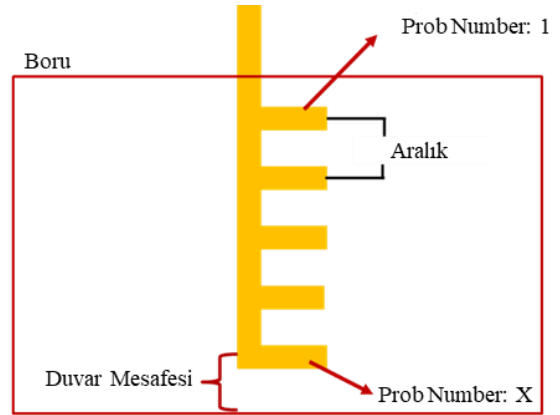
Şekil 14. $Y=0$ ve $Z=0$ düzlemlerinin hesaplama alanı üzerindeki gösterimi

Konum belirlendikten sonra prob parametrelerinin belirlenmesi gereklidir. Bu işlem için prob parametreleri üç farklı kategoride incelenmiştir. Radyal yönde konumlandırılacak prob sayısı, üç ve beş olmak üzere iki farklı sayıda incelenmiş ve ortada olan probun her zaman incelenen bölgede eksen çizgisine geldiğine dikkat edilmiştir. Prob tasarım parametreleri Şekil 16'da gösterilmiştir. Probun uygulanacağı dairesel konum öncelikli olarak bölge eleme metodu kullanılarak belirlenecek, sonrasında ise bu konuma göre en uygun prob tasarımı yapılarak tasarım sonlandırılacaktır.

Bölge eleme metodu kullanılarak ilgili düzlem 0° ve 90° 'den geçen iki doğru ile dört bölgeye Şekil 17'de görüldüğü gibi bölünmüştür. Ardından prob 45° ve -45° olacak şekilde konumlandırılmıştır. Probun ölçüm konumlarından hız bilgileri alınarak debi hesabı yapılmış ve hata payı HAD analiz sonuçları referans alınarak her bölge için hesaplanmıştır. En düşük hatayı veren bölge hedef bölge olarak seçilir ve bölge eleme metodu bu bölge için tekrar uygulayarak prob için en uygun açısal konum tespit edilmiştir. Bölge eleme metodu kullanılırken prob ölçüm noktaları arasındaki radyal mesafe 5 mm olarak alınmıştır. Sonuç olarak en düşük ortalama hatanın elde edildiği $-11,25^\circ$ konumuna probun yerleştirilmesine karar verilmiştir.



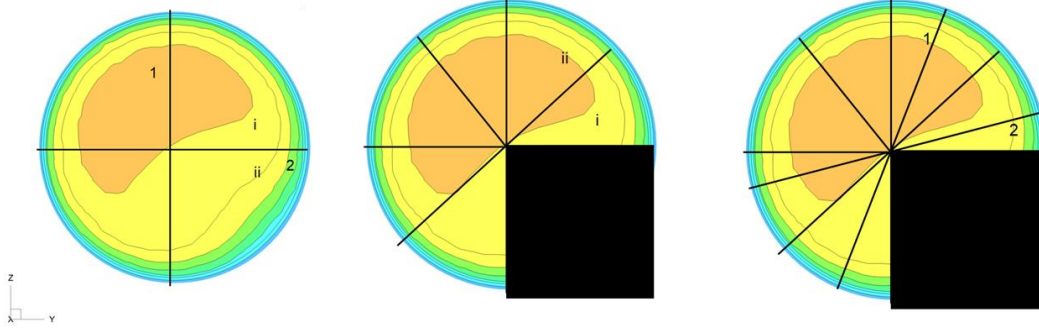
Şekil 15. En düşük devir için hız profili a) $Y=0$ b) $Z=0$



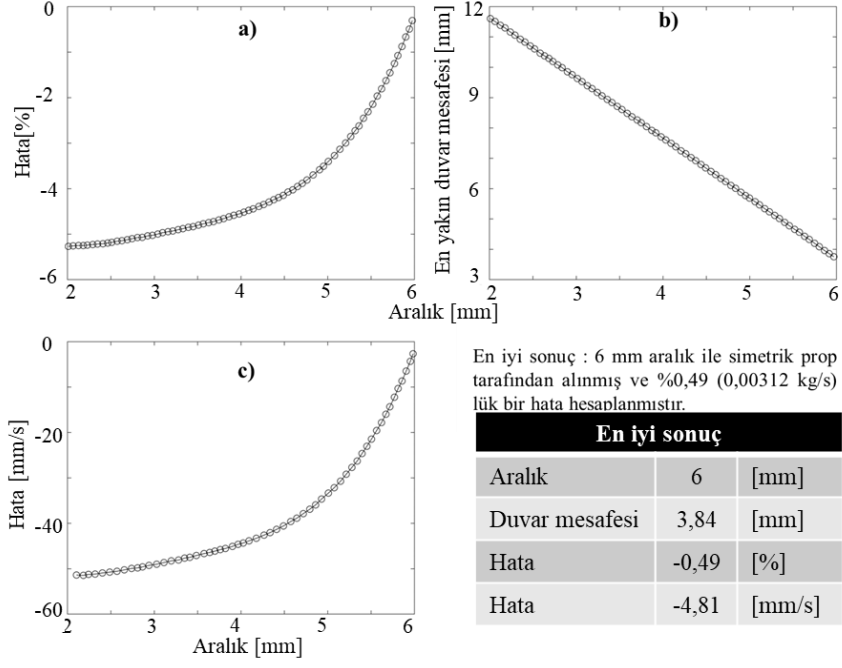
Şekil 16. Prob parametreleri

Belirlenen açı üzerinden probun diğer parametreleri çalışılmıştır. Prob üzerindeki farklı aralık değerleri için hata oranları ve duvar mesafesi çıkartılmıştır. Probların duvara yakın olmaması için en yakın duvar mesafesi (y/D) %10 olarak kısıtlandırılmıştır. En düşük pompa devrinde ve radyal yönde farklı ölçüm noktaları kullanıldığı durumda sonuçlar Şekil 18'de verilmiştir. Şekil 18 incelendiğinde aralığın artmasıyla hata oranında bir azalma gözlemlenmiştir. Bu nedenle en düşük hatanın 6 mm aralık ile alındığı görülmüştür.

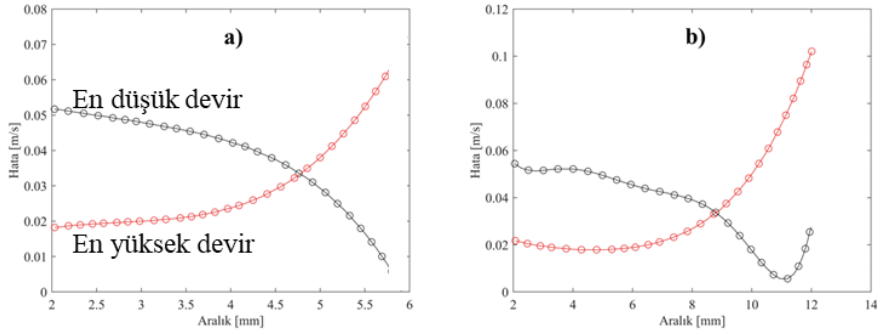
Benzer çalışma en yüksek pompa devri için de yapılmış ve bu durumda probun konulacağı açının değiştiği görülmüştür.



Şekil 17. Bölge eleme metodu ilk 2 adımı

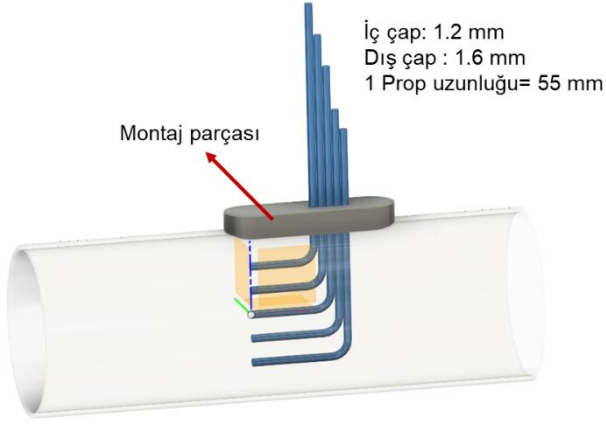


Şekil 18. Minimum devirde 5 adet prop sonuçları; aralığa bağlı a) yüzdelik hata oranı b) en yakın duvar mesafesi c) hata değeri



4,8 mm Aralık	Debi Farkı	8,5 mm Aralık	Debi Farkı
En düşük devir	%3,85	En düşük devir	%3,78
En yüksek devir	%1,05	En yüksek devir	%1,08

Şekil 19. Prop tasarım sonuçları a)5 problu tasarım b)3 problu tasarım

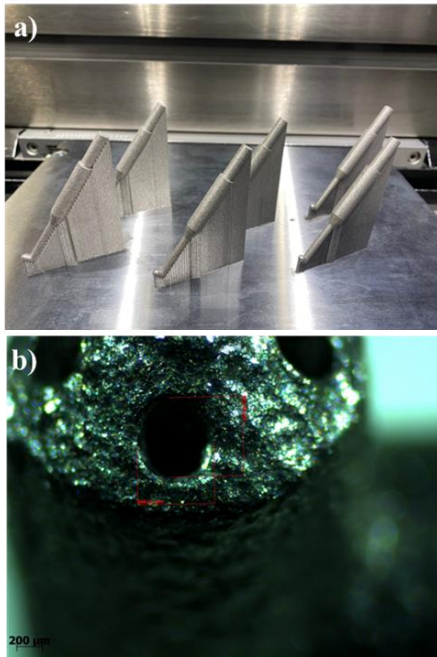


Şekil 20. 5 Probu tasarım ve montaj parçası

Bu nedenle hata oranlarına bağlı olarak ağırlıklı ortalama ile her iki devir içinde uygun açı $-22,5^\circ$ olarak bulunmuştur. Bu açı değeri için farklı prob parametreleri incelendiğinde iki devir için grafiklerin kesiştiği görülmektedir (Şekil 19). Seçilen parametrelere göre nihai hata tekrar hesaplanmış ve maksimum debi hatasının en düşük pompa devrinde %3,85 olduğu hesaplanmıştır. Tasarım sonucu prob bilgisayar ortamında modellenerek Şekil 20’de verilen tasarım oluşturulmuştur.

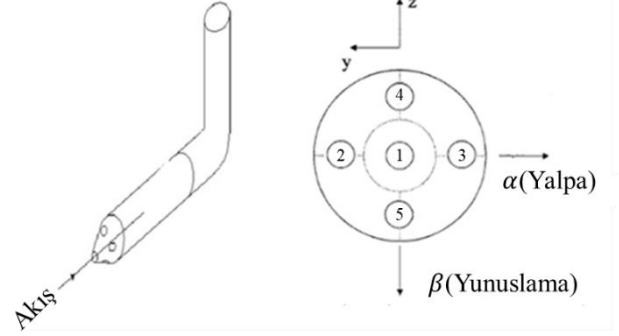
2.3. Çok Delikli Prob Geliştirilmesi

Çok delikli problar için örnek prototip üretilmiş olup Eskişehir Teknik Üniversitesi’ne teslimatı yapılmıştır. Alınan bu problar ilk olarak stereo mikroskop altında ölçüme alınmıştır. Bu ölçüm sonucunda ilk üretim için yeterli hassasiyette olduğu görülmüştür. Probların üretim aşamasında ve üretildikten sonra mikroskop altındaki görüntüsü Şekil 21’de verilmiştir.



Şekil 21. Üretilen problar a) Üretim aşamasında b) Üretim sonrası ölçüm

Prob üretiminden sonra, bu problar doğrulanması yapılmış ve merkez kapsamında yer alan atmosferik jetler kullanılarak farklı açılarda kalibre edilmiştir. Kalibrasyon katsayıları Şekil 22’de tariflenen yunuslama ve yalpalama eksenlerinde Eşitlik 2 ve Eşitlik 6 kullanılarak hesaplanmıştır.



Şekil 22. Yalpalama ve yunuslama yönü

$$P_{ortalama} = \frac{P_2 + P_3 + P_4 + P_5}{4} \quad (\text{Eşitlik 2})$$

$$C_{pyalpalama} = \frac{P_2 - P_3}{P_1 - P_{ortalama}} \quad (\text{Eşitlik 3})$$

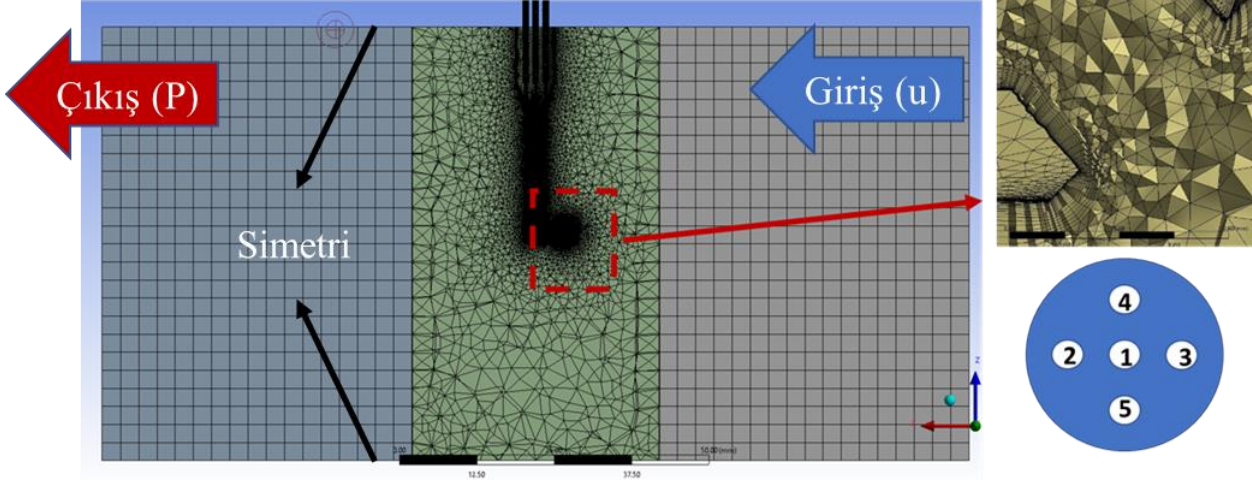
$$C_{pyunuslama} = \frac{P_5 - P_4}{P_1 - P_{ortalama}} \quad (\text{Eşitlik 4})$$

$$C_{pstatik} = \frac{P_{ortalama} - P_{statik}}{P_1 - P_{ortalama}} \quad (\text{Eşitlik 5})$$

$$C_{ptotal} = \frac{P_1 - P_{total}}{P_1 - P_{ortalama}} \quad (\text{Eşitlik 6})$$

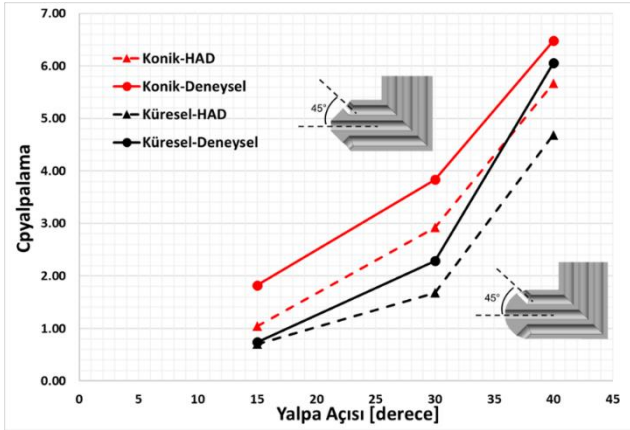
Çalışmalar kapsamında, yunuslama yönünde $\pm 20^\circ$ aralığı taranırken, yalpalama yönünde $\pm 45^\circ$ aralığı taranmıştır. Bu tarama 5° ’lik adımlar ile gerçekleştirilmiştir. Doğrulama çalışması 0,1 Mach sayısında yapılmıştır. Her bir açı değeri için 25 Hz örnekleme frekansında 8 saniye veri toplanmıştır. Ardından bu deneysel verilerle birlikte bu problar için sayısal çalışmalar gerçekleştirilmiş ve en uygun numerik yaklaşımın bulunması hedeflenmiştir. Bu sayısal çalışmalar ANSYS Fluent üzerinde gerçekleştirilmiştir. Sayısal çalışmalar kapsamında kullanılan hesaplama alanı üzerindeki sınır koşulları ve ağ yapısı Şekil 23’de verilmiştir. Hesaplama alanında ağ sayısında kontrollü bir yaklaşım için iki farklı ağ yaklaşımı kullanılmıştır. Bu sayede hesaplama alanında ağ sayısı kontrollü bir şekilde düzenlenmektedir. Sayısal çalışmalar kapsamında realizable k-ε türbülans modeli kullanılırken, momentum türbülans ve enerji denklemlerinin ayrıştırılması için ikinci dereceden ayrıştırma yöntemi kullanılmıştır. Basınç – hız bağlantıları için SIMPLEC algoritması tercih edilmiştir. Analizler, deliklerdeki basınç değişimi 10^{-3} ’ün altına düştüğünde yakınsamış kabul edilmiştir.

Şekil 24’de küresel uçlu ve konik uçlu iki adet prob için doğrulama çalışmasına yer verilmiştir. Sonuçlar incelendiğinde konik uçlu prob için sayısal çalışmanın sonuçlarının gerçek sonuçlar ile ötelenmiş bir şekilde olduğu görülmüştür ve sayısal çalışmaların deneysel çalışma ile uygun sonuçlar



Şekil 23. Hesaplama alanı ve sınır koşulları

verdiği görülmüştür. Küresel uçlu problemlerin ise 15° yalpa açısında uygun sonuçları verdiği görülürken 30° ve 45° yalpa açılarında sonuçların ötelenmiş olduğu görülmüştür. Genel olarak sonuçlara bakıldığında uygulanan sayısal yaklaşımın deneysel sonuçlar ile uyumlu olduğu görülmektedir.

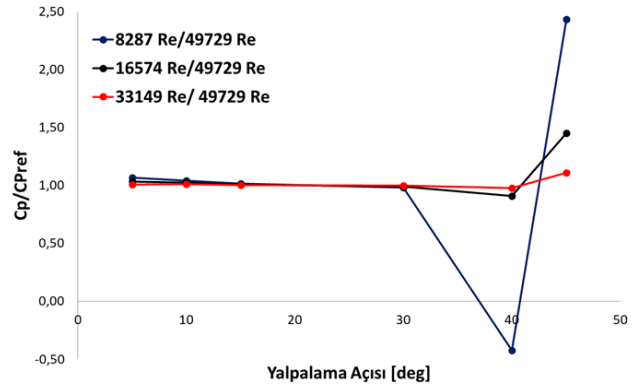


Şekil 24. Konik ve küresel uçlu prob sayısal ve deneysel sonuçlarının karşılaştırılması

Çok delikli prob ölçümlerinin Reynolds sayısından önemli derecede etkilendiği bilinmektedir. Bu nedenle sabit aksenal hızda ve farklı Reynolds sayılarında çalışmalar gerçekleştirilmiştir. Bu analizlerde her bir yalpa açısı için basınç katsayıları modellenmiş ve sonuçlar karşılaştırılmıştır. 8287, 16574, 33149 ve 49729 olmak üzere 4 farklı Reynolds sayısında çalışılmış ve en yüksek Reynolds sayısı referans olarak alınmıştır. Reynolds sayısına bağlılık sonuçları Şekil 25’de verilmiştir. Şekil 25 incelendiğinde konik uçlu probun 30° ’ye kadar Reynolds sayısından bağımsız olduğu görülmektedir. Ayrıca bu bağımsızlığın yüksek Reynolds sayılarında 40° ’ye ulaşmaktadır.

Reynolds sayısına bağımsızlık analizinin ardından sabit Reynolds sayısı üzerinde yarım küre uçlu probun delikler arası açının etkisi incelenmiştir. Bu inceleme için delikler arası 45° ve 30° olan yarım küre uçlu problemler 40° yalpa açısına kadar basınç katsayıları incelenmiş ve Şekil 26’da

verilmiştir. Şekil 26 incelendiğinde delikler arası açının azalmasıyla birlikte probun ölçüm yapabildiği aralığın azaldığı görülmektedir. Delikler arası açının 45° ’den 30° ’ye düşmesiyle çalışma limitinin 35° ’den 30° ’ye düştüğü görülmüştür.

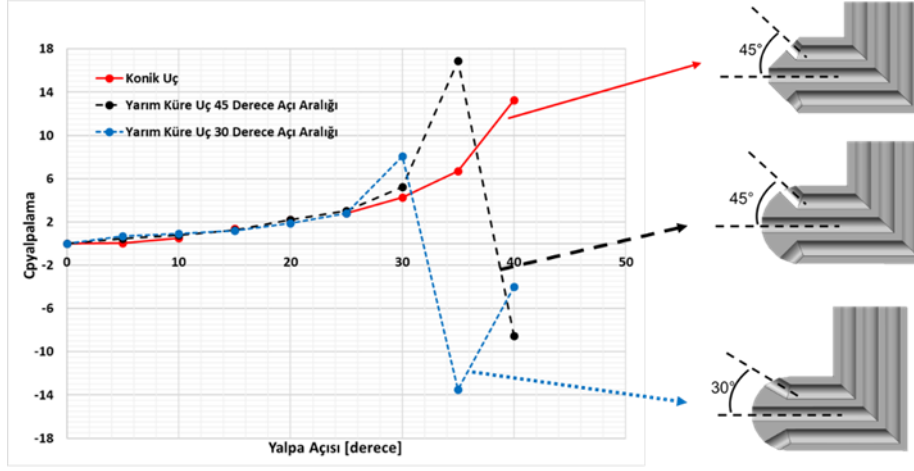


Şekil 25. Konik uçlu proba ait Reynolds sayısı bağımsızlık çalışmaları sonuçları

3. KAPANIŞ

“Eskişehir Kalibrasyon ve Ölçüm Teknolojileri Uygulama ve Araştırma Merkezi Kurulumu” projesi kapsamında ulusal çapta sanayinin nitelikli ürün geliştirmek için ihtiyaç duyduğu test ve ölçüm teknolojilerinin geliştirilmesi ve uygulanmasına faaliyet gösteren bir merkezi Eskişehir’de kurmak ve faaliyete geçirmek amaçlanmıştır. Bu merkez kapsamında tamamlanan iş paketleri sayesinde havacılık, otomotiv vb. sektörlerde yurtdışına bağımlılık azalmış ve merkezin tamamlanmasıyla birlikte bu bağımlılık daha da azalacaktır.

Merkezin geliştirilmesiyle birlikte Eskişehir Teknik Üniversitesi kapsamında akışkanlar ve ısı transferi alanında ihtiyaç duyulan problemler ve bunların kalibrasyonları, teste özel ekipman tasarımı, veri analiz yöntemleri ve yazılımları yapılacaktır. Özellikle yurtdışından ithal edilen farklı ürünlerin, testlerin ve kalibrasyonların bu merkez bünyesinde yapılması mümkün kılınacaktır. Merkez ölçme



Şekil 26. Uç geometrisine bağlı Cp değişimi

teknikleri ve bunların uygulamaları ile yurtdışına bağımlılığın milli ikamesi olmayı ve bu alandaki bilgi birikimini Türkiye’de geliştirmeyi temel hedefi olarak belirlemiştir.

4. TEŞEKKÜR

“Eskişehir Kalibrasyon ve Ölçüm Teknolojileri Uygulama ve Araştırma Merkezi Kurulumu” projesi (BEBKA TR41/21/YV/0021) Bursa Eskişehir Bilecik Kalkınma Ajansı’nın 2021 yılı Yenilik ve Verimlilik Mali Destek Programı kapsamında yürütülmektedir. Bu projede iştirakçi olan yer alan TUSAŞ Motor Sanayii A.Ş. (TEI) ve FORD Otomotiv Sanayi A.Ş. yardımları ve destekleri için teşekkür ederiz. Ayrıca proje kapsamında çok delikli problemlerin üretilmesi rolünü üstlenen Sentis-BIR’e destekleri için teşekkür ederiz.

5. REFERANSLAR

- [1] Kumar, S. S., Alone, D. B., Thimmaiah, S. M., Mudipalli, J. R. R., Ganguli, R., Kandagal, S. B., & Jana, S. (2014, December). “Experimental Investigation of Unsteady Flow in a Transonic Uni-Stage Axial Compressor”, In Gas Turbine India Conference (Vol. 49644, p. V001T01A005). American Society of Mechanical Engineers.
- [2] Sankaralingam, L., & Ramprasad, C. (2020). “A comprehensive survey on the methods of angle of attack measurement and estimation in UAVs”, Chinese Journal of Aeronautics, 33(3), 749-770.
- [3] von Hoesslin, S., Gruendmayer, J., Zeisberger, A., Sommer, M. S., Klimesch, J., Behre, S., ... & Kähler, C. J. (2020). “Visualization of laminar-turbulent transition on rotating turbine blades”, Experiments in Fluids, 61, 1-10.
- [4] Air Force Life Cycle Management Center, “AFMETCAL”, Erişim: 29 Ağustos 2023, <https://www.afmc.af.mil/WELCOME/Organizations/Agile-Combat-Support-Directorate/Air-Force-Metrology-and-Calibration/>

- [5] Türk Akreditasyon Kurumu, “Kalibrasyon Faaliyetleri İçin Uzmanlık Alanları”, Erişim: 29 Ağustos 2023, https://secure.turkak.org.tr/docs/Lists/L701-020_00_0.pdf
- [6] Milli Savunma Bakanlığı, “Kalibrasyon Laboratuvarları İmkân Kabiliyet Listeleri”, Erişim: 29 Ağustos 2023, <https://www.msb.gov.tr/TGM/icerik/kalibrasyon-laboratuvarlari-imb-n-kabiliyet-listeleri>

6. ÖZGEÇMİŞ

Fırat Sezgin,

1997 yılının aralık ayında doğmuş ve 18 yaşına kadar hayatına Ankara’da devam etmiştir. Ortaokul ve lise eğitim hayatını Ankara’da tamamlayıp, üniversite eğitimi için Eskişehir’e yerleşmiştir. 2016 yılında Eskişehir Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliğine giriş yapmış ve eğitimini 2020 yılında bölüm birinciliğiyle tamamlamıştır. Lisans bitirme tezi olan “Türbin Disk Bölgesi İkincil Akışların Modellenmesi” konulu projesiyle 13. Proje Fuarı ve Yarışmasında Makine Mühendisliği bünyesinde birinci olmuştur. 2020 yılı Eylül ayında Eskişehir Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliğinde yüksek lisans eğitimine ve aynı yıl Kasım ayında Makine Mühendisliği bünyesinde araştırma görevlisi görevine başlamıştır.

Dr. Erdem Özyurt,

2010 yılında Akdeniz Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümünden mezun olmuş, akabinde Çatalağzı Termik Santralında bakım mühendisi olarak çalışmıştır. Yüksek lisansını 2012 yılında Zonguldak Bülent Ecevit Üniversitesinde tamamlamıştır. 2019 yılında Pardubice Üniversitesi Jan Perner Ulaştırma fakültesinde Ulaştırma Araçları ve Altyapısı alanında doktorasını tamamlamış, halen Eskişehir Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümünde Öğretim Üyesi olarak görev yapmaktadır.

Can Kılıç,

2000 yılının Nisan ayında doğmuş ve 18 yaşına kadar hayatına İstanbul’ da devam etmiştir. Ortaokul ve lise eğitimini İstanbul’ da tamamlamıştır. 2018 yılında Eskişehir Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümüne giriş yapmış ve 2023 yılında lisans eğitimini tamamlamıştır.

Burak Kaan Akbaş,

1994 yılının Ağustos ayında doğdu. 2018 yılında Gazi Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümünden mezun oldu. 2021 senesinde Eskişehir Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümünde yüksek lisans eğitimine başladı. Çalışma hayatına 2019 yılında Yedic Mühendislik bünyesinde başlamış olup 2020 senesinin Kasım ayından bu yana TUSAŞ Motor Sanayi (TEI) bünyesinde çalışmaya devam etmektedir.

Hande Bezci Zeren,

2009 yılında yüksek makine mühendisi olarak İTÜ Makine Mühendisliği bölümünden mezun oldu. Aynı yıl yine İTÜ Makine Fakültesinde doktora çalışmalarına başladı ve 2016 yılına dek araştırma görevlisi ve öğretim görevlisi olarak akademik faaliyetlerde bulundu. 7 senedir Ford OTOSAN ARGE test merkezinde sorumlu mühendis olarak çalışmaktadır.

Dr. Tolga Yasa,

2002 yılında İTÜ Makine Mühendisliği Bölümünden mezun oldu. Yüksek lisans çalışmasını İTÜ ve Von Karman Enstitüsü’nde tamamladı. Von Karman Enstitüsü’nde 8 yıl türbo-makine alanında çalışmalar yürüttükten sonra 2012 yılında TUSAŞ Motor Sanayi (TEI) bünyesinde çalışmak üzere Türkiye’ye döndü. 2016 yılına kadar çalıştığı TEI’den Anadolu Üniversitesi’ne geçiş yaparak öğretim üyesi kariyerine başladı. Şu an Eskişehir Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü’nde görevine devam etmektedir.

DÜŞÜK YER YÖRÜNGESİ UYDULARININ YÖRÜNGE PARAMETRESİ ve YER KAPSAMA ALANI ANALİZİ

İrem Bayraktar¹, Murat Bakırcı², Ercüment Türkoğlu³

^{1,2}İnsansız/Akıllı Sistemler Laboratuvarı, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Tarsus Üniversitesi, Mersin, 33400 TÜRKİYE

¹Tel: 324 600 00 33 E-Posta: irem_bayraktar@tarsus.edu.tr

²Tel: 324 600 00 33/2553 E-Posta: muratbakirci@tarsus.edu.tr

³Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Tarsus Üniversitesi, Mersin, 33400, TÜRKİYE

Tel: 324 600 00 33/2556 E-Posta: eturkoglu@tarsus.edu.tr

Özet- Atmosfer katmanlarının ve yakın uzayın kontrol edilebilmesi için en önemli unsur uyduların kontrol edilmesidir. İletişim, gözlem, keşif ve daha pek çok alanda kritik uygulamalara sahip uydu sistemleri, uzun yıllar boyunca sürekli olarak sağladıkları yüksek doğrulukta veriler nedeniyle güçlü bir teknoloji olduklarını kanıtlamış durumdadırlar. Düşük Yer Yörüngesi (LEO) uydu teknolojisi, iletim için daha az güç gerektirmesi, daha az yayılma gecikmesine sahip olması ve kutup bölgeleri için yeterli yükseklik sağlaması gibi avantajlarından dolayı zamanla diğer uydu sistemlerine göre daha popüler hale gelmişlerdir. Bu teknolojiye maksimum verim alabilmek için temel yörünge parametrelerinin yüksek doğrulukla bilinmesi ve hassas bir şekilde kontrol edilmesi esastır. Bu çalışmada, bir LEO uydusunun yörünge analizi ve Yer kapsama sorunu incelenmiştir. Gerçek kapsama alanını bulabilmek için yörünge parametreleri ayrıntılı olarak incelenmiş ve her bir farklı senaryo için kapsama alanları hesaplanmıştır. Bu sayede yer istasyonu ile veri alışverişi irdelenmiş ve ne ölçüde faydalı olabileceği tartışılmıştır.

1. GİRİŞ

Uydu sistemleri, modern yaşamın vazgeçilmez teknolojilerinden birisi haline gelmiştir. Bu sistemlerin bazı önemli uygulamaları arasında telekomünikasyon [1-4], dünya ve uzay gözlemleri [5], küresel kaynak izleme [6], askeri gözlem [7], hassas karasal navigasyon [8], mikro yerçekimi bilimi [9] ve diğerleri yer alır [10-12]. Esas görevlerini yerine getirmek ve düzgün çalışmayı sürdürmek için uydular, Dünya üzerinden komutlar ve yazılım güncellemeleri gönderen, ve uydudan durum ve telemetri verilerini alan bir yer kontrol istasyonu tarafından kontrol edilir [13]. İki yönlü veri aktarma kabiliyetine sahip bir ağ

oluşturan birden fazla sabit birbirine bağlı kontrol istasyonu olabilir. Geçiş tahmin parametrelerine göre, kontrol istasyonları, uydu görüş hattı içindeyken, sinyalin alınması ve kaybedilmesi arasında bilgi toplar. Bunun yanı sıra, anten kazancı, ağ aktarma hızı, coğrafi engeller gibi pek çok faktör de olacaktır [14]. Sabit uyduların aksine, Alçak Yer Yörüngesi (LEO) uyduları gökyüzünde hızla hareket eder ve Dünya'daki bir gözlemcinin bakış açısından sınırlı bir süre için görünür [15]. Uydular, kontrol istasyonu çevresinden geçtiklerinde istasyona veri iletebilir veya alabilirler. Bu yukarı bağlantı-aşağı bağlantı fırsatlarının zamanlaması büyük ölçüde yörünge geometrisine, kontrol istasyonunun konumuna ve gözlem görevinin özelliklerine bağlıdır [16]. Bu zamanlarda, bilinen veya beklenmeyen kısıtlamalar ve istenen verilerin yüklenmesinde veya indirilmesinde zorluklar olabilir.

Uyduları uzayda izlemek adına, sensör kapsamının tahmin edilebilmesi için gerçek zamanlı konum bilgisi ve gelecekteki iz gereklidir [17]. Bu tahmin için hem uydunun belirli bir andaki konumunun hem de yörünge elemanlarının bilinmesi gereklidir [18]. Bu yörünge öğelerini kullanarak, uydunun nerede olacağına dair en iyi tahmin geçmişi oluşturulabilir. İkinci adım olarak, uydunun yaklaşmasını bekleyen iyi hazırlanmış kontrol istasyonları bulunmalıdır. Aksi takdirde, komutların iletilmediği veya telemetri verilerinin alınmadığı bir durumda, bir uydu yörüngedeki bir enkazdan başka bir şey değildir. Yerdurağan (GEO) uyduların aksine, LEO uyduları geçişleri sırasında kontrol istasyonu için çok sınırlı zaman dilimlerinde görünürler [19]. Bu nedenle, farklı konumlarda birden fazla kontrol istasyonu oluşturmak ve bunları ağ üzerinden veri paylaşmak için

bağlamak kaçınılmazdır [20]. Hava Kuvvetleri Uydu Kontrol Ağı, görevi uzay aracı telemetri, izleme ve kontrol gereksinimlerini desteklemek ve almak, işlemek ve yaymak olan ortak kullanıcı ve özel kontrol düğümleri ile uzay/yer bağlantı kaynaklarının küresel bir yapılandırmasıdır [21]. Dünya çapında dokuz coğrafi konumda iki operasyonel kontrol düğümü ve on yedi telemetri, izleme ve kontrol anteninden oluşur.

Avrupa Uzay Ajansı izleme istasyonu ağı, yörüngedeki uydular ile Avrupa Uzay Operasyonları Merkezi arasında bağlantılar sağlayan dünya çapında bir yer istasyonları sistemidir [22]. Çekirdek ESTRACK ağı, altı ülkede dokuz istasyonda bulunan on üç terminalden oluşmaktadır. Her bir ESTRACK istasyonu, her biri bir anten ve bununla ilişkili sinyal işleme ekipmanı içeren bir veya daha fazla terminal barındırır [23]. İstasyonlar birden fazla görevi destekleyebilir, ve ESTRACK kaynakları diğer kurumlar ve uydu operatörleri ile paylaşılabilir. Tam anlamıyla bir yer destek ağı olmasa da, NASA'nın İzleme ve Veri Aktarma Uydu Sistemi, NASA uyduları için mevcut bir destek sistemidir [24]. Dokuz jeosenkronize uydu ve ilgili yer sistemlerinden oluşan bir takımyıldızdan oluşur ve platformlar ile yer tesisleri arasında bükülmüş bir boru aktarma sistemi olarak çalışır. Yukarıda belirtilen ağ sistemlerinin tümü çok pahalı hükümet veya uzay ajansı tabanlı projelerdir ve sıkı bir şekilde korunmaları gerekir. Eğitim yer istasyonu ağları, ticari veya resmi yer istasyonu ağlarından tamamen farklı güvenlik ve güvenilirlik gereksinimlerine sahiptir. Bu yer istasyonlarını internet üzerinden basitçe bağlamak mümkündür. İnternet protokolü burada yer istasyonları için küresel bir arayüz görevi görür ve bu da ek katılımcıların dahil edilmesini kolaylaştırır.

Uydu Operasyonları için Küresel Eğitim Ağı, Avrupa Uzay Ajansı'nın bir projesidir ve Eğitim Ofisi tarafından koordine edilmektedir [25]. GENSO projesi ise, tüm dünyadaki farklı yer istasyonları arasında bir ağ kurmak için başlatıldı [26]. Amaç, katılımcılara ağ üzerinden yer istasyonu kapasiteleri sağlamak için bir çoklu yazılım sisteminin uygulanmasıdır. Ana odak noktası, kimlik doğrulama, kullanıcı yönetimi ve kaynak tahsisi gibi özellikleri etkinleştiren yer istasyonu ağları için mimari tasarım olmuştur. GENSO, internet üzerinden trafiği tünelleyerek, bir LEO uydusu ile iletişim için zaman çerçevesini günde yaklaşık 30 dakikalık tipik aralıktan teorik maksimum günde 24 saate çıkarmayı amaçlamaktadır. Bu, yalnızca telemetrinin indirilmesi için değil, aynı zamanda uzaktan komutların iletimi için de geçerlidir. GENSO ağının ana hedefleri, uydu operatörleri için gerçek zamanlı görev verilerine uzaktan erişim sağlamak, katılımcı yer istasyonunun sınırlı uzaktan kontrolünü sağlamak, eğitim yer istasyonu yazılımı için küresel bir standart tanımlamak ve uygulamaktır.

2. AMAÇ ve KAPSAM

Çoğu uydunun kullanım amacı, Yer yüzeyindeki noktaları gözlemlemek veya bunlarla iletişim kurmaktır. Ancak herhangi bir zamanda, uydu belirli bir alanın görüş hattındadır ve Yer'in yalnızca belirli bir bölümü kapsanacaktır. LEO uydularının aksine, GEO uyduları her an Yer yüzeyinin yaklaşık üçte birini kaplayabilir. Bu uyduların ciddi bir dezavantajı olan düşük kapsama süresini azaltmak amacıyla, GEO uyduları uydular arası bağlantılar oluşturmak için yaygın olarak kullanılmaktadır. En olumsuz durumda, iki uydu arasındaki mesafe yaklaşık 45.000 km'dir ve LEO'dan GEO'ya bir optik bağlantı ve GEO'dan yer istasyonuna bir optik bağlantı ve/veya RF bağlantısı olmalıdır. Bu durumda, telemetri verilerini iletmek için bir LEO uydusunun kontrol istasyonunun görüş alanında olması gerekmez. Öte yandan, geleneksel yer istasyonu sınırlı kalmamak için LEO kapsama alanını iyileştirebilir. Bu, kullanılabilir uydudan uduya geçen sürenin %45'lik bir yüzdeye ulaşacak şekilde geliştirildiği anlamına gelir, ki bu nedenle iki uydu arasında neredeyse uydu periyodunun yarısı boyunca doğrudan bir iletişim olur. GEO uydusunu kullanmaya alternatif olarak, birçok yeni uydu sistemi, dairesel yörüngelere dayalı LEO/MEO takımyıldızını kullanır. Bu sistemlerin çoğu klasik Walker'ın Delta6 takımyıldızlarını kullanır. Bununla birlikte, bu takımyıldız tasarımı yöntemleri, Dünya yüzeyinin sürekli küresel kapsamını sağlamayı amaçlar ve bölgesel bir kapsama sistemi tasarlamada daha az verimlidir. Farklı yörüngelerde birden fazla uydu ve farklı konumlarda birden fazla kontrol istasyonu varsa, uyduların önceliklerine göre çizelgeleme problemi oluşur. Uydu görünürlük süresi adı verilen sınırlı bir süre (zaman penceresi) boyunca bir kontrol istasyonu tarafından görülebilen bir uydu için, bu süre zarfında ikinci uydu kontrol istasyonu alım bölgesine girerse, kontrol istasyonu mevcut uduyla ne zaman devam edeceğine veya atlayıp yeni bir bağlantı kuracağına karar vermelidir. Bu durum gerçekleştiğinde önceliği daha az olan uydunun çakışan görüş süresi iptal edilmelidir.

Belirli bir zaman diliminde a sayıda yer istasyonu tarafından çalıştırılacak b uydu için program oluşturma sorununa genellikle Uydu Menzil Çizelgeleme problemi denir. Temel olarak, yörüngedeki birden fazla uydunun verimli bir şekilde çalışmasının, yer istasyonlarının koordinasyon kalitesine bağlıdır. Yer istasyonlarının koordineli bir ağı entegrasyonu, uydu operasyonlarının güvenilirliğinin yanı sıra uydularla temas sürelerini de artırır. Mevcut durumda, otomatik bir zamanlama programı veya prosedürü gibi bazı gereksinimlere ihtiyaç duyulmaktadır. Bu, hızlı ve esnek programlamaya yardımcı olmakla birlikte, hem kontrol istasyonlarının hem de kullanıcıların önceliklerini belirlemede faydalı

olur. Cubesat Programlama Sistemi sadece LEO uyduları ile ilgilendiğinden, bir kontrol istasyonunda iki uydu arasında sadece tek kesişimlerin oluşabileceği garanti edilmektedir. Optimizasyon tekniklerini kullanan bu sistem, çözüm bulmak için bir Yokuş Tırmanma algoritmasının yanı sıra bir Branch-n Bound kısıtlama araması uygular. Tüm yer istasyonu öncelikleri aynıdır ve talepler için öncelikler kullanıcılar tarafından verilir. Bu önceliklere göre, uydu izleme süresi, ikinci bir uydunun görünürlük süresi birincisininin ile çatıştığında, görünürlük süresinin sadece bir kısmını oluşturur. Bu kriterlerin getirdiği kısıtlamalar ilki, görünürlük sürelerinin önceden belirlenmiş bir süreden daha kısa olan uyduların izlenmesini dikkate almamasıdır. Bir diğeri, bir uydu aynı anda iki veya daha fazla kontrol istasyonunda görüldüğünde, en yüksek önceliğe sahip kontrol istasyonu tarafından izlenir. Başka bir kısıtlama ise, bir uydu takibinin sonu ile bir başka uydu takibinin başlangıcı arasında minimum bir zaman aralığı bulunmalıdır. Buradaki amaç, küresel askeri istihbarat için yüksek çözünürlüklü görüntü elde etme gereksinimlerini karşılamak üzere teknolojik işbirliği, ortak geliştirme ve ortak kullanım ilkeleri doğrultusunda bir uydu sisteminin kapsama analizidir. Hedef, coğrafi kısıtlamalar olmaması ve orman arazilerinin kontrolü, kaçak yapılaşmanın takibi, doğal afetler sonrası hasarın kısa sürede tespiti, ekim alanı tespiti ve coğrafi harita verileri üretimi gibi olası sivil faaliyetlerdir. Bir başka deyişle, yeterli teknik özelliklere sahip bir LEO uydusunun, ilgilenilen coğrafi bölge boyunca hangi durumlarda en etkin görevi sağlayabileceğinin araştırılmasıdır.

3. NÜMERİK TEST ve SONUÇLAR

Kuzey Amerika Hava Savunma Komutanlığı (NORAD), uzay nesnelere gerçek zamanlı olarak izleyen ve Kuzey Amerika için erken uyarı ve havacılık kontrolü sağlayan ABD Hava Kuvvetleri Uzay Komutanlığı altındaki iki uluslu bir ABD ve Kanada kuruluşudur. NORAD, hava sahasını kontrol ederken, herhangi bir hava/uzay aracı tehdidini ortadan kaldırmak için bir uydu ağı, yer tabanlı radar, hava radarı ve avcı uçakları kullanır. NORAD sistemi, Kuzey Amerika'yı uzun menzilli bombardıman uçaklarından ve/veya taktik balistik füzelerden korumak için kurulmuştur. İzleme söz konusu olduğunda, NORAD sistemi bir yörüngedeki her nesne hakkında iki satırlık öge kümeleri oluşturur. İlk satır, Tablo 1'de gösterildiği gibi uyduların temel tanımını açıklayan 69 karakterden oluşur. Tablo 2 ile verilen ikinci satır ise 69 karakterden oluşur ve yörünge hesaplamaları için temel Kepler öğelerini sağlar. Bu çalışmada kullanılan Matlab kodları, daha gerçekçi bir simülasyon elde etmek adına ilk hesaplama değerleri için bu NORAD veri setlerini kullanır. Bir zincirleme reaksiyon gibi, birbirini takip eden her uydu hareketi birinden diğerine hesaplanır. Tablo 2'deki ortalama hareket (veri seti 2/8)

kullanılarak yörünge periyodu, T, saniye cinsinden aşağıdaki gibi hesaplanır.

Tablo 1. NORAD veri setinin ilk satırı.

#	Sütun	Tanım
1/1	1	Veri Satır Numarası
1/2	3-7	Uydu Numarası
1/3	8	Sınıflandırma
1/4	10-11	Fırlatma Yılı'nın Son İki Hanesi
1/5	12-14	Yılın Fırlatma Numarası
1/6	15-17	Fırlatma Parçası
1/7	19-20	Epok Yılı
1/8	21-32	Epok (Gün, Zaman Dilimi)
1/9	34-43	Ortalama Hareketin İlk Türevi
1/10	45-52	Ortalama Hareketin İkinci Türevi
1/11	54-61	BSTAR Sürüklenme Terimi
1/12	63	Efemeris Tipi
1/13	65-68	Element (NORAD) Sayısı
1/14	69	Harfler/Boşluklar/Noktalar

$$T = \frac{24 \times 3600}{\text{mean motion}} \quad (1)$$

Elde edilen bu yörünge periyodu kullanılarak yarı ana eksen, a , aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$a^3 = \left(\frac{T}{2\pi}\right)^2 \mu \quad (2)$$

Dünya için standart yerçekimi parametresi $\mu = 398600 \text{ km}^3/\text{sn}^2$ 'dir. Yine Tablo 2'deki veri seti 2/7'de verilen ortalama anomali değeri kullanılarak, eksantrik anomali, E , ve gerçek anomali, θ , elde edilebilir.

$$\text{Ort. Anomali} = E - e \cdot \sin E \quad (3)$$

$$\tan \frac{\theta}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{E}{2} \quad (4)$$

Burada, eksantriklik, e , veri seti 2/5'in değeridir. Daha sonra veri seti 2/3'ten verilen eğim değerlerini, i , ve yükselen düğümün sağ yükselişini, Ω , veri kümesi 2/4'ten, ve veri seti 2/6'dan yerberi argümanını, ω , kullanarak konum vektörü, \vec{R} , ve onun büyüklüğü, R (Dünya merkezinden ilgili konuma kadar ölçülen yarıçap) aşağıdaki gibi elde edilir.

$$\vec{R} = [R \cos \theta \quad R \sin \theta \quad 0]^T \quad (5)$$

$$R = \frac{a(1-e^2)}{1+e \cos \theta} \quad (6)$$

Konum vektörü perifokal çerçevededir, bu nedenle jeosentrik (x,y,z) çerçeveye dönüştürülmesi

gerekmektedir. Bunun için (7) ile verilen aşağıdaki Q dönüşüm matrisi kullanılır.

Tablo 2. NORAD veri setinin ikinci satırı.

#	Sütun	Tanım
2/1	1	Veri Satır Numarası
2/2	3-7	Uydu Numarası
2/3	9-16	Eğim (derece)
2/4	18-25	Yükselen Düğümün Sağ Yükselişi
2/5	27-33	Eksantriklik
2/6	35-42	Perigee Argümanı
2/7	44-51	Ortalama Anomali
2/8	53-63	Ortalama Hareket
2/9	64-68	Epoktaki Devrim Sayısı
2/10	69	Sağlama Toplamı

$$Q = \begin{bmatrix} \cos \Omega \cos \omega - \sin \Omega \sin \omega \cos i & & \\ \sin \Omega \cos \omega + \cos \Omega \sin \omega \cos i & \cdots & \\ \sin \omega \sin i & & \\ -\cos \Omega \sin \omega - \sin \Omega \cos \omega \cos i & \sin \Omega \sin i & \\ -\sin \Omega \sin \omega + \cos \Omega \cos \omega \cos i & -\cos \Omega \sin i & \\ \cos \omega \sin i & \cos i & \end{bmatrix} \quad (7)$$

Ardından, simülasyon döngüsünü daha önce hesaplanan bir ilk gerçek anomali değeri ile başlatılarak uydu jeosantrik çerçevede bir harekete başlatılabilir. Gerçek anomali ve zaman birbiriyle doğru orantılıdır ve gerçek anomalideki her değişiklik için zaman değişiklikleri hesaplanmalıdır. Uzay aracının zaman içindeki konumunu belirlemek için, bu formülasyon kullanılarak her seferinde yeni gerçek anomali kullanılarak eksantrik anomali aşağıdaki gibi hesaplanmalıdır.

$$E = \tan^{-1} \left(\frac{\sin \theta \sqrt{1-e^2}}{e + \cos \theta} \right) \quad (8)$$

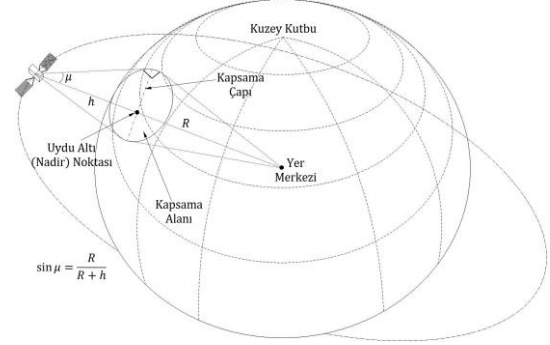
Dünya'nın dönüşü dikkate alınarak konum vektörü, Dünya'nın açılal hız matrisi, R_d , ile vektörel olarak çarpılmalıdır.

$$R_d(t) = \begin{bmatrix} \cos(\omega_d t) & \sin(\omega_d t) & 0 \\ -\sin(\omega_d t) & \cos(\omega_d t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

Burada $\omega_d = 7,292 \times 10^{-5}$ rad/sn'dir. Dolayısıyla, uydunun yörüngesi boyunca konumu, dönen bir Dünya üzerinde bu ifadelerle bulunabilir. Diğer taraftan, Şekil 1'de gösterildiği gibi, Dünya yüzeyinde uydu altı noktaları olarak adlandırılan uydu nadir noktaları gereklidir. Bu nokta, basitçe uydunun yüksekliğini Dünya merkez yarıçapı R 'den çıkararak elde edilir. Bunun ardından, büyüklüğü R_d 'ye eşit olan yeni bir yer izi vektörü, \vec{G} elde edilir. Bu noktada, uydu

altı noktasının koordinatları, enlem ve boylam olarak aşağıdaki gibi elde edilir.

$$E_{nadir} = \sin^{-1} \left(\frac{G_z}{R_d} \right) \quad (10)$$



Şekil 1. Uydu kapsama parametreleri.

$$B_{nadir} = \cos^{-1} \left(\frac{G_x}{R_d \cos E_{nadir}} \right) \quad (11)$$

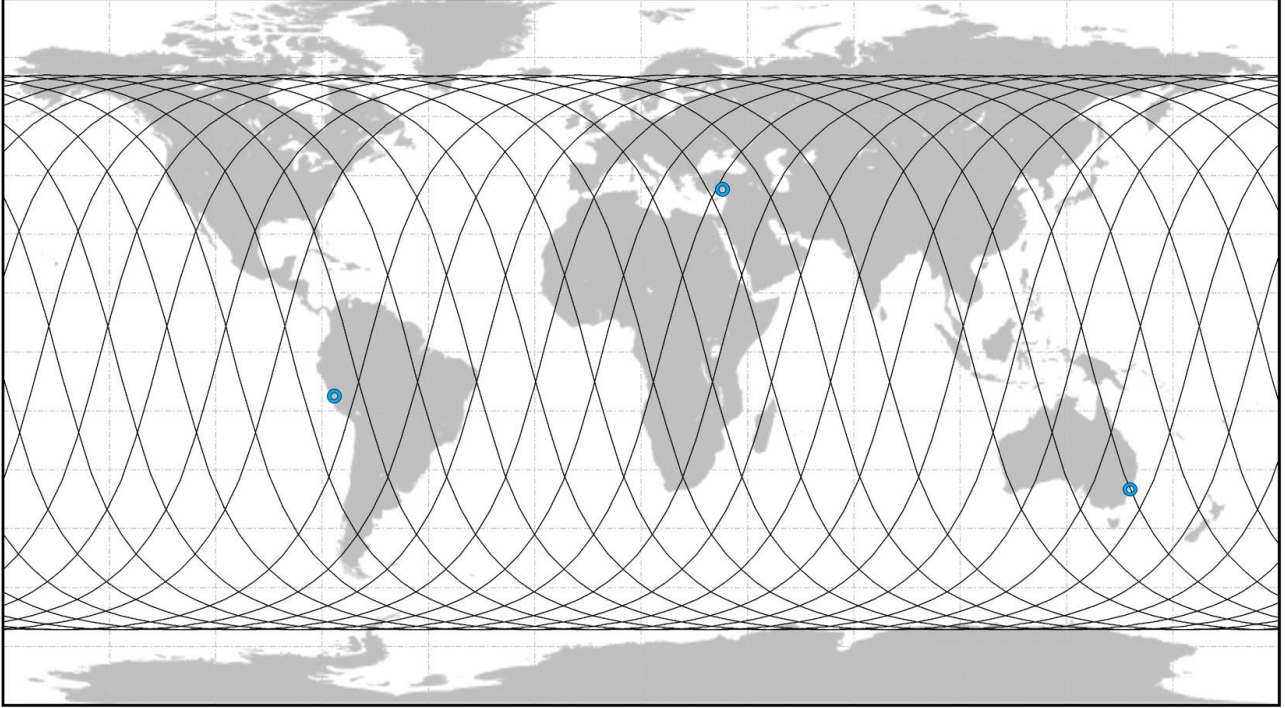
Bu uydu altı koordinatlarının elde edilmesinden sonra, kontrol istasyonunun uydu kapsama alanı içinde olup olmadığını belirlemek oldukça kolaydır. Sonuç olarak, uydu altı noktası ve kontrol istasyonunun koordinatları bilinmektedir. Bilinen iki koordinat arasındaki mesafe büyük mesafe denklemi ile hesaplanabilir [27]. Yer enlemleri arasındaki mesafenin yaklaşık olarak $1,11 \times 10^5$ metre olduğu bilgisinden yola çıkarak, menzil kapsamının bu değere bölünmesi ile, enlem derecesinin bir fonksiyonu olarak uydunun kapsayabileceği alanın maksimum noktası elde edilir.

Şu aşamaya kadar uydunun yörüngesinin bilindiği varsayıldı. Bir sonraki adım, kapsama alanını yeniden tahmin ederek Yer yüzeyindeki yörüngesini ve uydu altı konumları değiştirmektir. Şekil 2'de gösterildiği gibi, Yer yüzeyinin farklı konumlarında, 550 km yükseklikte, kutup yörüngeli bir uydu için örnek bir yer izi olan üç kontrol istasyonu olduğu varsayılmaktadır. Kontrol istasyonları Mersin ($36^\circ 48' N$ $34^\circ 38' E$), Sydney ($33^\circ 52' S$ $151^\circ 13' E$) ve Lima'dadır ($12^\circ 03' S$ $77^\circ 02' W$). Bir iletişim bağlantısı başlatmak için uydunun kontrol istasyonunun üzerinden geçmesi veya yeterince yakınında olması gerekmektedir. Daha önce de ifade edildiği gibi, bu kapsama alanı temel olarak uydu irtifası ile ilgilidir ve iletişimin ancak irtifanın (ε) 5 dereceden daha yüksek olduğunda başladığı varsayılır.

Şekil 2'ye atfen, uydunun yer istasyonundan görülen azimut ve yükseklik açıları Şekil 3, 4 ve 5'de gösterilmiştir. Şekil 3'te, Mersin'deki yer istasyonu, aynı zamanda 90° yükseklik açısını da temsil eden dairelerin merkezine yerleştirilmiştir. Uydunun kapsam alanı göz önünde bulundurulduğunda, Dünya etrafında toplam 21 dolanma sonunda uydunun iki defa Mersin'in batısından

geçtiği ve yörüngesi boyunca Mersin üzerinden sadece bu iki görüş hattı geçişlerine sahip olduğu görülebilir. Burada,

birinci ve göreceli olarak daha uzun süre geçiş 13 dakika 21 saniye



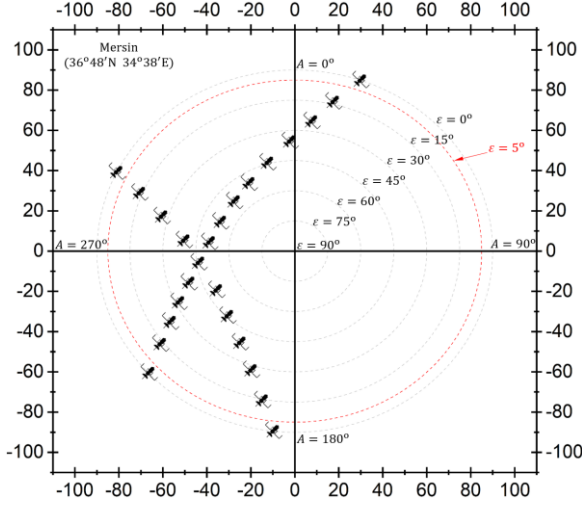
Şekil 2. Kontrol istasyonlarının konumları ve uydu yörünge takip izleri (21 dolanma).

sürmekte iken, ikinci geçiş ise 8 dakika 33 saniye sürmektedir. Bu bağlantı aralığı süreleri, yükseklik 0'dan yüksek olduğunda hesaplandığından, süre 5 dereceden daha yüksek irtifalar için hesaplandığında, birinci geçiş sırasında 8 dakika 47 saniye, ve ikinci geçiş sırasında ise 3 dakika 41 saniye boyunca bağlantı kurulabildiği ortaya çıkmaktadır. Bu, kontrol istasyonu antenlerinin uyduyu görebilmesi gerektiği, ancak birinci geçişte yaklaşık 274 saniye, ikinci geçişte ise 292 saniye boyunca iletişim kurulamayacağı anlamına gelir.

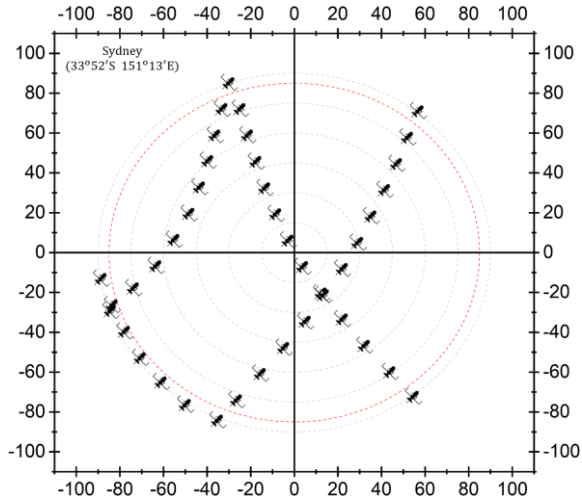
Tıpkı Şekil 3'te olduğu gibi, Şekil 4'te de Sydney üzerindeki yörünge izleri gösterilmektedir. Uydunun Dünya etrafındaki toplam 21 dolanması sonucunda Sydney'de bulunan kontrol istasyonu civarından toplam 4 defa geçtiği görülmektedir. Ancak dikkat edilirse, bu geçişlerden bir tanesinde eşik değer olan 5 derecelik yüksekliğin üzerine çıkılamadığı için bu geçişte kontrol istasyonu ile irtibat kurulamaz. Yani aslında toplamda 3 adet iletişim kurulabilen geçiş mevcuttur. Ayrıca geçişlerden bir tanesinin kontrol istasyonun tam üzerinden yapıldığına dikkat edilmelidir. Bu geçiş 16 dakika 5 saniye sürmektedir ve tespit edilen en uzun geçiştir.

Şekil 5'te ise uydunun Lima şehri çevresinden yaptığı üç geçiş görülmektedir. Uydunun bu geçişleri sırasında kontrol istasyonu ile iletişim yapabildiği süreler sırasıyla 10 dakika 21 saniye, 10 dakika 56 saniye ve 12 dakika 44 saniyedir. Sonuç olarak, edinim süresinin irtifa ile yüksek

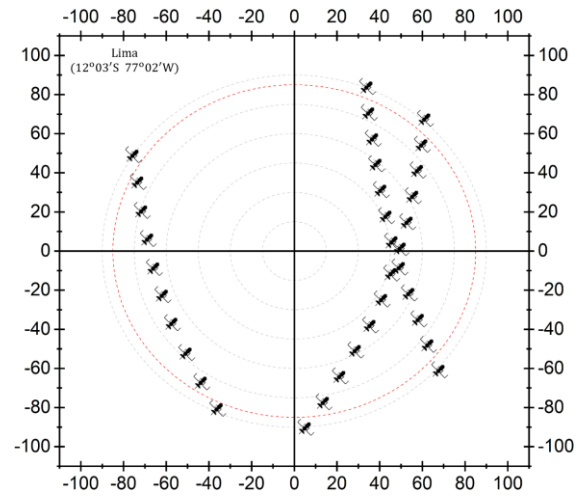
oranda bağlantılı olduğu anlaşılmaktadır. Edinme süresi boyunca, uydunun telemetri verilerini kontrol istasyonuna indirdiği ve ardından verilerin deposundan sildiği varsayılmaktadır. İndirme hızının sabit olduğunu ve her üç yer istasyonu için 20 MBps indirme hızına sahip bir X-Band vericisi kullandığı varsayılmaktadır. Ayrıca kontrol istasyonu ile ağ veri değişim hızının 100 MBps olduğu varsayılmaktadır. Daha gerçekçi simülasyonlar oluşturmak için bu hızlar revize edilebilir. Yakalanan görüntülerin dosya boyutlarının ürün tipi, spektral seçenekler, piksel boyutu, kapsama alanı ve bit derinliği gibi çeşitli faktörlere bağlı olduğu açıktır. Örneğin, 20x20 kilometrelik bir alanı kapsayan, 10 megapiksel boyutunda yakalanan çok bantlı bir görüntünün veri hacmi görüntü başına yaklaşık 420,32 MB'dır.



Şekil 3. Mersin kontrol istasyonu civarındaki geçişler.



Şekil 4. Sydney'deki kontrol istasyonu civarındaki uydu geçişleri ve yörünge izleri.



Şekil 5. Lima'daki kontrol istasyonu civarındaki uydu geçişleri ve yörünge izleri.

4. SONUÇ ve YORUM

LEO uygulamalarının yörünge analizi yapılmış ve kontrol istasyonları ile kurdukları iletişim süreleri incelenmiştir. Nümerik çalışma sonucu, alçak yörüngede buldukları için bu uyduların kontrol istasyonları ile iletişim sürelerinin oldukça sınırlı olduğu görüldü. Bu kısıtlı iletişim süresini uzatabilmenin en basit yolu çok sayıda kontrol istasyonu kurarak bunları bir ağ ile birbirine bağlamaktan geçmektedir. Böylece, iletişim anlarını büyük oranda arttırmanın yanı sıra, daha kısa aralıklarla uydu komutlarının güncellenmesi de sağlanabilir. Bu ise uydu ile gerçekleştirilen görevin daha dinamik ve esnek olması sağlamaktadır. Buna karşın, çoklu kontrol istasyonunun kullanılması maliyeti büyük oranda arttırmaktadır. Buna alternatif bir çözüm olarak ise uydular arası iletişim önerilebilir. Homojen, yani bir LEO uydusundan başka bir LEO uydusuna, veya heterojen, yani bir LEO uydusundan bir MEO veya GEO uydusuna, çoklu uydu iletişim ağları kullanılarak, kontrol istasyonu ile gerçekleştirilecek iletişim süresi uzatılabilir.

5. REFERANSLAR

- [1] S.I.Piltyay, O.Y.Sushko, A.V.Bulashenko, I.V.Demchenko "Compact Ku-Band Iris Polarizers for Satellite Telecommunication Systems" Telecommunications and Radio Engineering cilt 79, no 19, 2020, s. 1673-1690.
- [2] M.Landoni "Innovation Policy in Progress. Institutional Intermediation in Public Procurement of Innovation: Satellite Telecommunications in Italy" R&D Management cilt 47, no 4, 2017, s. 583-594.
- [3] M.Hoyhtya, A.Mammela, X.Chen, A.Hulkkonen, J.Janhunen, J.C.Dunat, J.Garvey "Database-Assisted Spectrum Sharing in Satellite Communications: A Survey" IEEE Access cilt 5, 2017, s. 25322-25341.
- [4] T.Pultarova "Telecommunications – Space Tycoons Go Head to Head Over Mega Satellite Network" Engineering & Technology cilt 10, no 2, 2015, s. 20-20.
- [5] D.J.Jacob, A.J.Turner, J.D.Maasackers, J.Sheng, K.Sun, X.Liu, K.Chance, I.Aben, J.McKeever, C.Frankenberg "Satellite Observations of Atmospheric Methane and Their Value for Quantifying Methane Emissions" Atmospheric Chemistry and Physics cilt 16, no 22, 2016, s. 14371-14396.
- [6] C.L.Coxen, J.K.Frey, S.A.Carleton, D.P.Collins "Species Distribution Models for a Migratory Bird Based on Citizen Science and Satellite Tracking Data" Global Energy and Conservation cilt 11, 2017, s. 298-311.
- [7] O.Kodheli, E.Lagunas, N.Maturo, S.K.Sharma, B.Shankar, J.F.M.Montoya, J.C.M.Duncan, D.Spano, S.Chatzinotas, S.Kisseleff, J.Querol, L.Lei, T.X.Vu, G.Goussetis "Satellite Communications in the New Space Era: A Survey and Future Challenges" IEEE Communications Surveys & Tutorials cilt 23, no 1, 2021, s. 70-109.

- [8] N.A.Dumont, Y.X.Wang, M.A.Rudnicki “Intrinsic and Extrinsic Mechanisms Regulating Satellite Cell Function” Development cilt 142, no 9, 2015, s. 1572-1581.
- [9] O.Montenbruck, R.Schmid, F.Mercier, P.Steinberger, C.Noll, R.Fatkulin, S.Kogure, A.S.Ganeshan “GNSS Satellite Geometry and Attitude Models” Advances in Space Research cilt 56, no 6, 2015, s. 1015-1029.
- [10] D.Donaldson, A.Storeygard “The View from Above: Applications of Satellite Data in Economics” Journal of Economic Perspectives cilt 30, no 4, 2016, s. 171-198.
- [11] N.Jean, M.Burke, M.Xie, W.M.Davis, D.B.Lobell, S.Ermon “Combining Satellite Imagery and Machine Learning to Predict Poverty” Science cilt 353, no 6301, 2016, s. 790-794.
- [12] M.D.Sanctis, E.Cianca, G.Araniti, I.Bisio, R.Prasad “Satellite Communications Supporting Internet of Remote Things” IEEE Internet of Things Journal cilt 3, no 1, 2016, s. 113-123.
- [13] J.Yin, Y.Cao, Y.H.Li, S.K.Liao, L.Zhang, J.G.Ren, W.Q.Cai, W.Y.Liu, B.Li, J.W.Pan “Satellite-Based Entanglement Distribution Over 1200 Kilometers” Science cilt 356, no 6343, 2017, s. 1140-1144.
- [14] G.Giambene, S.Kota, P.Pillai “Satellite-5G Integration: A Network Perspective” IEEE Network cilt 32, no 5, 2018, s. 25-31.
- [15] S.Abburu, S.B.Golla “Satellite Image Classification Methods and Techniques: A Review” International Journal of Computer Applications cilt 119, no 8, 2015, s. 20-25.
- [16] I.Ali, F.Cawkwell, E.Dwyer, B.Barrett, S.Green “Satellite Remote Sensing of Grasslands: From Observation to Management” Journal of Plant Ecology cilt 9, no 6, 2016, s. 649-671.
- [17] J.C.McDowell “The Low Earth Orbit Satellite Population and Impacts of the SpaceX Starlink Constellation” The Astrophysical Journal Letters cilt 892, no 2, 2020, s. 1-11.
- [18] Z.Qu, G.Zhang, H.Cao, J.Xie “LEO Satellite Constellation for Internet of Things” IEEE Access cilt 5, 2017, s. 18391-18401.
- [19] Y.Su, Y.Liu, Y.Zhou, J.Yuan, H.Cao, J.Shi “Broadband LEO Satellite Communications: Architectures and Key Technologies” IEEE Wireless Communications cilt 26, no 2, 2019, s. 55-61.
- [20] L.You, K.X.Li, J.Wang, X.Gao, X.G.Xia, B.Ottersten “Massive MIMO Transmission for LEO Satellite Communications” IEEE Journal on Selected Areas in Communications cilt 38, no 8, 2020, s. 1851-1865.
- [21] S.Xia, Q.Jiang, C.Zou, G.Li “Beam Coverage Comparison of LEO Satellite Systems Based on User Diversification” IEEE Access cilt 7, 2019, s. 181656-181667.
- [22] S.Liu, Z.Gao, Y.Wu, D.W.K.Ng, X.Gao, K.K.Wong, S.Chatzinotas, B.Ottersten “LEO Satellite Constellations for 5G and Beyond: How Will They Reshape Vertical Domains?” IEEE Communications Magazine cilt 59, no 7, 2021, s. 30-36.
- [23] H.Ge, B.Li, S.Jia, L.Nie, T.Wu, Z.Yang “LEO Enhanced Global Navigation Satellite System (LeGNSS): Progress, Opportunities, and Challenges” Geo-Spatial Information Science cilt 25, no 1, 2022, s. 1-13.
- [24] R.Deng, B.Di, H.Zhang, L.Kuang, L.Song “Ultra-Dense LEO Satellite Constellations: How Many LEO Satellites Do We Need?” IEEE Transactions on Wireless Communications cilt 20, no 8, 2021, 4843-4857.
- [25] J.Khalife, M.Neinavaie, Z.M.Kassas “The First Carrier Phase Tracking and Positioning Results with Starlink LEO Satellite Signals” IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems cilt 58, no 2, 2022, s. 1487-1491.
- [26] Z.Wu, F.Jin, J.Luo, Y.Fu, J.Shan, G.Hu “A Graph-Based Satellite Handover Framework for LEO Satellite Communication Networks” IEEE Communications Letters cilt 20, no 8, 2016, s. 1547-1550.

6. ÖZGEÇMİŞ

İrem Bayraktar Tarsus Üniversitesi Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü’nde eğitimine devam etmektedir. Üniversite bünyesindeki İnsansız/Akıllı Sistemler Laboratuvarı’nda araştırma asistanı olarak uydu sistemleri ve atmosferik ölçümler üzerine çalışmaktadır.

Dr. Murat Bakırcı yüksek lisans ve doktora derecelerini Old Dominion Üniversitesi’nden (Virginia, ABD) aldı. Yüksek eğitimi sırasında Transportation Research Institute, Virginia Modeling Analysis & Simulation Center, Collaborative Autonomous Systems Lab, ve Institute of Micro/Nanotechnology’de araştırma asistanı ve mühendis olarak görev yaptı. Halen Tarsus Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesinde öğretim görevlisi olarak görev yapmaktadır. 2021 yılından bu yana faaliyet gösteren İnsansız/Akıllı Sistemler Laboratuvarı’nın kurucu yöneticisidir. Araştırma alanları arasında insansız sistemler, akıllı ulaşım sistemleri, robotik, aviyonik, MEMS sensör uygulamaları ve mikro/nanoakışlı sistemler bulunmaktadır.

Dr. Ercüment Türkoğlu lisans derecesini İstanbul Teknik Üniversitesi’nden, doktora derecesini ise Leicester Üniversitesi’nden (Leicester, UK) aldı. AVL Powertrain UK Ltd., Ford Technical Centre, ve Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş. (TUSAŞ-TAI) kurumlarında mühendis olarak görev yaptı. Halen Tarsus Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi’nde öğretim üyesi olarak görev yapmaktadır. Araştırma alanları arasında uçuş kontrolü, optimizasyon, hava aracı tasarımı ve sistem dinamiği bulunmaktadır.

EKLEMELİ İMALATIN TÜRBİN SOĞUTMA KANALLARINA UYGULANMASI ÇALIŞMALARININ DEĞERLENDİRİLMESİ

Gökçe Sarana¹, Kürşad Melih Güleren²

¹ TUSAŞ Motor Sanayii A.Ş. (TEİ), TR-26003, Eskişehir, TÜRKİYE

Tel: 0 222 211 21 00 E-posta: Gokce.Sarana@tei.com.tr

² ESOĞÜ Mühendislik Mimarlık Fakültesi Uçak Mühendisliği Bölümü, Eskişehir, TÜRKİYE

Tel: 0 222 239 37 50 E-posta: kursadmeli.h.guleren@ogu.edu.tr

ÖZET

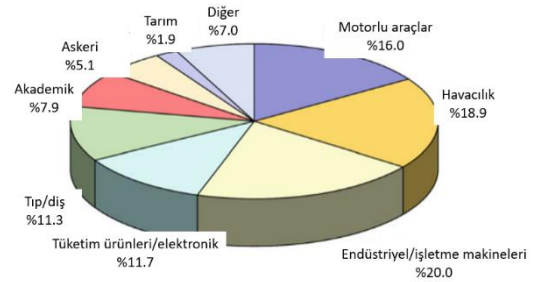
Uçak motorları ve gaz türbinleri, bir ülkenin milli savunma sisteminin gelişmişlik seviyesini yansıtan en önemli AR-GE faaliyetlerini oluşturmaktadır. Bu doğrultuda, uçak motorlarının ve gaz türbinlerinin performansının iyileştirilmesi bir süreklilik arz etmektedir. Türbin kanatlarının çalışma sıcaklıklarının, istenen performans seviyelerine ulaştırılabilmesi ve gelecekte 2000 K değerini aşması konusunda uygulanabilirlik faaliyetleri üzerine çalışılmaktadır. Türbin modülünün değişen ortam koşullarında çalışması, beraberinde soğutma teknolojisinin de araştırılmasını ve geliştirilmesini; öncü yeniliklerin sisteme dâhil edilebilirliğinin sağlanmasını gerekli kılmaktadır. Makale, eklemeli imalat teknolojisinin sağladığı esneklik ve karmaşık geometri üretebilme kabiliyeti esas alınarak, istenen verimde türbin soğutma kanallarının oluşturulabilmesi konusunda bulguları içermektedir. Bu kapsamda izlenen tasarım ve üretim süreçleri ayrıca incelenmiştir. Gelecek çalışmalara öncülük sağlayacak fikirlerin çalışıldığı, farklı araştırmacıların birçok açıdan ele aldığı konu başlıkları ve bu başlıklara ilişkin deneysel bulgular bu çalışmada yer almaktadır. Farklı stratejilerin benimsendiği çalışmalar ile eklemeli imalat ve türbin kanat soğutma teknolojisini birleştiren bir çalışma olması anlamında, bu çalışma araştırmacılar için bir referans oluşturmaktadır.

Anahtar kelimeler: Gaz türbinli motorlar, türbin kanadı, eklemeli imalat (AM), türbin soğutma, türbin soğutma performansı.

GİRİŞ

1.EKLEMELİ İMALAT

Eklemeli imalat ile üretim, 30 yılı aşkın bir süredir giderek artan uygulama alanına sahip olmuştur. Şekil 1’de belirtildiği gibi, havacılık ve uzay, enerji, otomotiv, tıp ve tüketici ürünlerini kapsayan bir kullanım alanına sahip bir teknoloji haline gelmiştir. ASTM (American Society of Testing Materials) standartlarında, eklemeli imalat “geleneksel makineyle işleme gibi çıkarmalı üretim yöntemlerinin aksine, malzemelerin 3 boyutlu model verilerinden nesnelere yapmak için genellikle üst üste katmanlar şeklinde birleştirilmesi” şeklinde tanımlanmıştır[1].



Şekil 1. Wohlers Associates'in yayınladığı eklemeli imalat kullanan endüstriler[2]

Üretim tekniği olarak eklemeli imalatın kullanılması, iş parçasının hızlı teslim edilmesine olanak sağlamakla beraber tasarımcılara esas modeli üretmeden önce çeşitli sayıdaki tasarımlarını henüz kavram aşamasında iken test edebilmelerine olanak sağlamaktadır [3]. Eklemeli imalatın sağladığı ve günden güne artan esneklik kabiliyeti, aynı zamanda üretim ve tasarım aşamaları için yeni bütünleşik sistem bileşenlerini beraberinde getirmektedir. Eklemeli imalat ile geleneksel imalat yöntemleriyle mümkün olmayan geometriler üretebilmektedir. Bu sayede sistemi oluşturan alt sistem eleman sayısında azalma sağlanırken; sistem ağırlığı da azaltılabilmektedir. Sistem bileşenlerinin her birinin fonksiyonelliği esas alınarak en uygun şekli elde etme yoluyla performans artışının sağlandığı karmaşık yapıdaki tasarımların çalışılmasına olanak sağlanmaktadır [4].

Bir eklemeli imalat uygulamasını sürdürürken, seçilmiş üretim yönteminin beraberinde oluşacak sonuçlarını anlamak ve yorumlayabilmek olası hataları önceden belirleyebilmek, önlem almak anlamında önemlidir. Örneğin, eklemeli imalat ile üretim işlemlerinin sonucunda oluşan iş parçasının yüksek seviyede yüzey pürüzlülüğüne sahip olacağı iyi bilinmektedir. Bazı durumlarda iç yüzeylerin karmaşıklığı ya da geometrinin erişilebilirliğe olanak sağlamaması nedenlerine bağlı iç yüzey pürüzlülüğünü gidermek oldukça zor olabilmektedir.

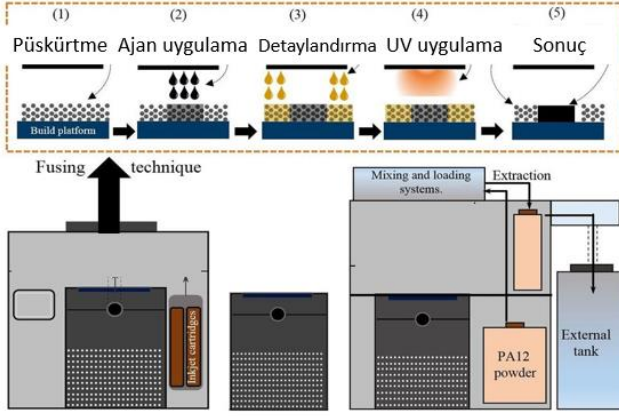
Metal malzeme kullanılarak gerçekleştirilen eklemeli imalat süreçlerinde toz, tel ve sac formdaki malzemeler kullanılabilir. Doğrudan parça imalatının gerçekleştirilebilmesi anlamında toz malzemeler geometri ve malzeme içyapısı özellikleri bakımından daha yaygın bir şekilde kullanılmaktadır [5].

Hızlı üretim sağlamada toz yatağı füzyon teknolojileri başlığı kapsamında yer alan üretim stratejileri içerisinde Lazer Sinterleme, Seçici Lazer Eritme (LS/SLM) ve Elektron Işınıyla Eritme (EBM) bulunmaktadır. Bu üretim teknolojilerinin çalışma mantığı, toz forma sahip malzemelerin ince bir katman boyunca serilmesine

dayanmaktadır. Serilen bu toz malzemenin LS ve SLM için lazer, EBM için elektron ışını ile taranarak enerjinin toz ile çarpıştığı noktalarda tozu eritmesi koşulunda oluşmaktadır. Bu işlem devam ettikçe Z ekseninde görülebilecek anizotropi durumu oluşmaya başlamaktadır. Üretim sürecinde bu etkilerin görüldüğü durumlar azaltılmaya çalışılmaktadır. İyi bir tasarım ile anizotropi etkileri azaltılabilir ve son işlem tekniklerinin uygulanması ile de bu etkilerin yok edilebilmesi mümkündür.

En çok kullanılan metal malzemeler arasında paslanmaz çelik, alüminyum, titanyum, kobalt krom, maraging çeliği (takım çeliği) ve gelişim süreci halen devam eden birçok malzeme türü bulunmaktadır. Eklemeli imalat teknolojisinde kullanılan malzemeler mekanik özellik, mukavemet gibi özellikleri bakımından geleneksel imalat yöntemlerinden olan döküm tekniği ile karşılaştırılabilir özelliklere sahiptirler. Ancak, diğer eklemeli imalat sistemlerinde olduğu gibi, yüzey pürüzlülüğü toz yatağı füzyon üretim metodları için de bir sorun oluşturmaktadır. Bu tipteki sorunları gidermek için ayrı bir yüzey işleme işlemine gerek duyulmaktadır.

Şu ana dek yapılmış çalışmalar içerisinde, henüz yaygın kullanımı olmayan Şekil 2’de gösterilen süreçleri içeren multi-jet füzyon, seçici ısı sinterleme (SHS) yönteminin bir türevi olarak, polimer toz tabaka üzerine mürekkep püskürtmeli olarak basılmaktadır. Baskı tekniğinde kızılötesi ısı kaynağı bulunmaktadır. Tozun basılacağı bölge için erimesini sağlayacak kadar ısı enerjisini emmesi ve kalan kısmının kaynaşma işlemini gerçekleştirilerek mevcut formda kalması şeklinde gerçekleşen bir işlemdir [6].



a. HP 3D 4200 yazıcı b. 3B yapı birimi c. işleme istasyonu

Şekil 2. Multi Jet Fusion (MJF) işleminin şeması: (a) HP 3D 4200 yazıcı (birleştirme işlemi 1-5 adımlarını gösteriyor); (b) 3B yapı birimi; (c) işleme istasyonu [7]

1.1.Eklemeli İmalat İçin Tasarım Oluşturma (DfAM)

Havacılık sektöründe kütle azaltma birçok çalışma alanı içerisinde çalışılan bir başlıktır. Bu anlamda, çalışma alanı olarak düşünüldüğünde, üzerine mesai harcanan en önemli başlıklar arasında yer almaktadır. Bu konuda gerçekleştirilen çalışmalar ile daha iyi araç performansı, yakıt verimliliği, maliyet etkinliği ve azaltılmış sera gazı (GHG) emisyonları elde edilmektedir [8]. Tek, kompozit veya hibrit malzeme olarak kullanılan titanyum (Ti), alüminyum (Al), karbon fiber takviyeli polimer (CFRP) gibi hafif malzemelerin kullanımı, bu amaca hizmet etmesi için oluşturulmuş malzeme taraflı yenilikçi uygulamalardır.

DfAM, eklemeli imalat, tasarım özgürlüğü, azaltılmış montaj gereksinimleri ve karmaşık geometriler oluşturma yeteneği gibi eklemeli imalatın doğal özelliklerini ve kısıtlamalarını dikkate alır. DfAM, tasarım aşamasında bu faktörleri göz önünde bulundurarak, geliştirilmiş işlevsellik, azaltılmış ağırlık, artırılmış performans ve kolaylaştırılmış üretim dâhil olmak üzere eklemeli imalatın faydalarını en üst düzeye çıkarmayı amaçlar.

Eklemeli imalat (AM), malzemelerin ardışık katmanlarının seçici olarak birleştirilmesi yoluyla doğrudan bilgisayar modellerinden ürünlerin üretildiği dijital üretim teknolojisidir. Eklemeli imalat teknolojisi, malzeme

bileşimlerinin, yapısının ve boyutlarının sağladığı üstünlüklerin birleştirilmesi yoluyla ürün performansını en üst düzeye çıkarmak için tasarım yöntemlerini farklı bir başlık altında incelemeyi gerektirmektedir. Bu sayede, eklemeli imalat teknolojilerinin yeteneklerini adreslemek ve ürün tasarım yöntemlerini belirlemek mümkün olmaktadır [9].

Eklemeli imalat teknolojisinin kullanımı giderek artmaktadır. Ürün özellikleri giderek daha karmaşık, performans düzeyi daha yüksek ve ürün tasarım sorunu da daha belirgin hale geldiği görülmektedir. Eklemeli imalatın gelişimi için bu başlıkların iyi çalışılması gerektiği açıktır. Bu başlıklar aynı zamanda eklemeli imalat teknolojisinin gelişimini kısıtlayan darboğaz problemleridir. Yapılan çok sayıda araştırmaya göre; ürünün tasarım karmaşıklığına göre, ürün tasarımı yöntemleri üç kategoriye ayrılabilir: malzeme karmaşıklığı, yapı karmaşıklığı ve işlevsel karmaşıklık esaslı tasarım.

Eklemeli imalat teknolojisinde, fonksiyon tasarımı konsepti, optimum ürün fonksiyon tasarımına ulaşmak için yapısal malzeme seçimi, en-boy oranı ve mekanik özelliklerin analiz edilmesi bir ürün tasarım yöntemidir.

Malzeme kusurunu telafi etmek ve böylece ürün performansını iyileştirmek için, karmaşık mikro yapı kullanmak da ürün performansını iyileştirmektir. Bu tip tasarımlar, esas olarak havacılık, biyomedikal vb. alanlarda üst düzey ürün tasarımında kullanılmaktadır [10].

Eklemeli imalat için tasarım oluştururken çalışılması gereken ilk adım, tasarlanması planlanan parçanın fonksiyonel yüzeylerin üretim makinesi içerisindeki konumunun belirlenmesidir. Bu "tasarım alanı" oluşturmaktır. Bu kavram, fonksiyonel yüzeyleri birleştiren hacmi belirlemek için kullanılmaktadır. Bu alanı belirlerken makine çalışma alanının boyutları, kinematik ve gerekli erişilebilirlik unsurları göz önünde bulundurulmalıdır [11].

Eklemeli imalat süreçlerinde, doğru bir yönlendirme sağlayabilmek için hem üretim maliyetinin hem de kalitenin değerlendirilmesi gerekir. Son yıllarda geliştirilen karar destek araçları, tasarım için kalite-maliyet dengelerini tahmin etmeye olanak sağlamaktadır. Bunlar: yüzey pürüzlülüğü, doğruluk, zaman ve maliyet tahminleri şeklindedir [12].

Tasarımda uygulanan ikinci adım, tasarım probleminin işlevsel amaçlarına ilişkin en uygun parça geometrisini tanımlamaktır. Bu sayede "ilk parça geometrisi" oluşturulmaktadır.

İşlevselliği sağlayan bir geometri elde etmek ve tasarımcıların yenilik yapmasını engelleyebilecek unsurlardan kaçınmak için sayısal optimizasyon yaklaşımlarını kullanmak en uygun çözüm önerisidir. Eklemeli imalat (additive manufacturing) süreçlerinde sayısal optimizasyon yaklaşımları, parça tasarımı, malzeme seçimi ve üretim parametrelerinin optimize edilmesi gibi alanlarda kullanılabilirliği istenmektedir. Eklemeli imalatta kullanılan sayısal optimizasyon yöntemleri arasında, parçanın şeklini ve iç yapısını optimize etmek için kullanılan topoloji optimizasyonu, üretim parametrelerinin optimize edilmesi için kullanılan parametrik optimizasyon, farklı malzeme özelliklerinin kullanılarak parça performansının artırılmasının hedeflendiği malzeme optimizasyonu, birden fazla hedefin optimize edildiği bir yaklaşım olan çok amaçlı optimizasyon ve makine öğrenmesi ile yapay zeka algoritmaları kullanılarak parça tasarımı ve üretim parametrelerinin optimize edilmesi sağlanabilen; genetik algoritmalar, yapay sinir ağları ve karma optimizasyon algoritmalarını kullanan yapay zeka tabanlı optimizasyon yöntemleri bu alanda kullanılan bazı tekniklerdir.

Bu sayısal optimizasyon yöntemleri, eklemeli imalat süreçlerinde parça performansının, malzeme kullanımının ve üretim süreçlerinin iyileştirilmesinde önemli bir rol oynar. Bu yaklaşımlar, daha hafif, daha dayanıklı ve daha verimli parçaların üretilmesini sağlar.

Bilinen çeşitli optimizasyon yöntemleri içerisinde eklemeli imalat için en uygun olanın günümüz teknoloji koşullarında topolojik optimizasyon [13] olduğu görülmektedir. Bu yöntem sayesinde, herhangi bir ön fikir gereksizdir gerçek bir optimizasyon uygulaması gerçekleştirilmiş olmaktadır.

Eklemeli imalat teknikleriyle üretilen bileşenler, hem konuma hem de yönlendirmeye bağlı özellik varyasyonları sağlayabildiğinden, bu bileşenlerin tamamı tasarım süreciyle ilgilidir [14-16]. Üretim için belirlenen özellikler için kalınlık, uzunluk veya açıya hatta ayrıca destekleyici yapılarla (support) olan temaslara göre değişebilmektedir. Bu özellik farklılıklarının kaynağında, eklemeli imalat tarafından üretilen karmaşık parçaların çeşitli konumlandırılmalarına bağlı olarak değişen ısıtma/yeniden ısıtma ve soğutma koşulları bulunmaktadır. Ancak standart test prosedürleri, mevcut ASTM standartları karmaşık şekilli nesnelere yerel özellikleri karakterize edememektedir. Bu nedenle, bu tür ayrıntılı yerel karakterizasyonlar için yeni tekniklerin oluşturulması bir gerekliliktir [17].

2.EKLEMELİ İMALAT İLE UYUMLU SOĞUTMA

Soğutma, eklemeli üretim de dâhil olmak üzere birçok üretim sürecinin kritik bir yönüdür. Etkili soğutma, uygun parça kalitesini sağlamak, termal baskıları en aza indirmek ve baskı işlemi sırasında bozulmayı kontrol etmek için çok önemlidir. Genel üretim sürecini geliştirmek için kullanılacak, eklemeli üretimle uyumlu soğutma teknikleri bulunmaktadır.

Konformal soğutma kanalları, dâhili soğutma kanalları, ısı emici tasarımlar, bölme yapıları eklemeli imalat teknolojisi içinde yer alan üretim tekniği ile uyumlu soğutma teknolojisi yöntemleridir.

Geleneksel üretim tekniklerinin kullanıldığı iş parçalarında, kalıp yapılarında karmaşıklıklar görülmektedir. Bu sebeple CCC (Konformal Soğutma Kanalları)'nin etkin üretimine uygun bulunmamaktadır. Fakat metal RP (SLS, DMLS,

SLM, vb.) gibi gelişmiş üretim teknikleri, bu tür karmaşık yapıları CCC oluşturma potansiyeline sahiptir.

Ancak metalik RP tekniği ile oluşturulan kalıp yapıları, genel olarak yüksek maliyetlerinin olması nedeniyle endüstriyel uygulamalar için uygun bulunmamaktadır [18].

Soğutma yöntemi seçiminin, eklemeli üretim sürecinin özel gereksinimlerine ve amaçlanan uygulamaya bağlı olduğuna dikkat etmek önemlidir. Tasarım konuları, malzeme özellikleri ve kullanılan eklemeli imalat teknolojisinin türü, en uygun soğutma yaklaşımının belirlenmesinde rol oynamaktadır.

Bir sistemin optimum biçimde çalışmasını güvence altına almak için sistem içerisine soğutma borusu sistemi eklenmesi gereken durumlar olabilmektedir. Bu isterleri elde etmek için topoloji optimizasyonu kullanarak bir tasarım oluşturmak esas olmaktadır. Yapılan araştırmalar, tasarımda kullanılacak termal iletimle ilişkili topoloji optimizasyonu bağıntıları oluşturmaya yönelik olduğu görülmektedir [19,20]. Doğal konveksiyon [21,22] ile soğutma çalışmaları da bu kapsamda çalışılan konular arasında bulunmaktadır. Bu konularda yapılan deneysel çalışmalara ilişkin optimizasyon sonuçları bulunmaktadır [23]. Zorlanmış konveksiyon, enterpolasyon modelleri ayrıca incelenen konulardır [24]. Enerji kaybını en aza indireyecek biçimdeki akış geçitlerini bulmaya yoğunlaşan araştırmacıların olduğu da görülmektedir [25-27]. Türbülanslı akışları sağlayacak topoloji optimizasyonu akış modeli henüz yeni bir araştırma alanını oluşturmakta ve bu konuda daha az çalışma yapıldığı görülmektedir [26,27].

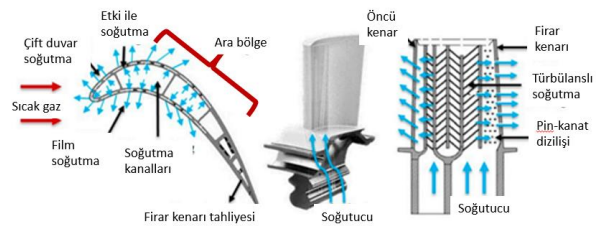
Ele alınan yöntemlerde, tasarım alanının tümünü ele alacak biçimde kapsamlı bir ısı transfer performans değerlendirme ve optimize etmesi amaçlanmaktadır. Kullanılan yöntemler içerisinde malzeme dağılımı, akış direnci, ısı iletimi doğal ve zorlanmış taşınımından doğrudan etkilenmektedir. Akış anlamında en uygun olduğuna karar verilen yaklaşım kavramsal tasarım olarak, Bilgisayar Destekli Tasarım

(CAD) formatına aktarılır ve morfolojik bir yüzeye eşlenmiş olmaktadır.

Akışkan modeli için, hesaplama maliyetini azaltmak için, sonlu eleman modeli çoğu durumda kullanılmaktadır. Optimizasyon prosedüründe laminer akış olduğu varsayılır ve nihai üç boyutlu tasarımın uygulanabilirliği, türbülanslı bir model kullanılarak termal-akışkan sonlu eleman analizi içerisinde daha sonra doğrulanmaktadır. Nihai üç boyutlu tasarımlar hem 3D grafik hem de yüzey ağ formatı olarak dışa aktarılabilir, bu da üretim departmanına son montaj için takım yolunu çalıştırma kolaylığı sağlamaktadır [28].

3. TÜRBİN KANADI SOĞUTMA TEKNİKLERİ

Uçak motoru ve gaz türbin bileşenlerinin verimini ve performansını iyileştirici teknikler geliştirilmektedir. Bu sayede, türbin çalışma sıcaklık koşulları kademeleri olarak artış göstermektedir. Türbin kanat elemanlarının daha yüksek sıcaklıklara maruz kalabilmesini ve güvenli çalışmasını sağlamak için soğutma alanında çalışmaların gerçekleştirilmesi kaçınılmaz olmuştur. Uçak motorları soğutma teknolojileri içerisinde, Şekil 3'te gösterildiği gibi, çarpışma soğutması, film soğutması, efüzyon soğutması, katman soğutması, pim kanatçığı soğutması ve pürüzlü çıkıntılı yapılar günümüzde çalışılan alanları oluşturmaktadır. Yeni nesil türbin kanadı soğutma teknolojileri şu şekilde özetlenebilir: yüksek verimli kompozit soğutma, çok amaçlı yardımcı soğutma yapısı, 3D baskıya dayalı optimizasyon tasarımı, yapay zeka algoritmasına dayalı tasarım ve optimizasyon ile kompozit soğutma yapısı, ısı borularının soğutma potansiyelinden yararlanma, yeni termal yalıtkanlarla entegre düşük dirençli ve yüksek verimli yüzey çukurlu soğutma uygulaması [29].



Şekil 3. Gaz türbin soğutma teknolojisinin gösterimi[29]

Mevcut teknolojik gelişmişlik seviyesinde, gelişmiş gaz türbinleri sınıfında yer alan G/H/J serisinin giriş sıcaklıkları %60–61'lik kombine çevrim verimlilikleriyle yaklaşık 1770–1870 K'ye ulaşmaktadır [30]. GE Corporation'ın 9HA serisi gaz türbininin giriş sıcaklığı da 1927 K [31] değeri ile dünya çapında gelişmiş bir türbin giriş sıcaklığı seviyesine ulaşmıştır.

Eklemeli imalat ile türbin soğutma tekniklerinden içi boş soğutma kanalları eklemeli imalat, karmaşık iç geometrilerin üretilmesine olanak tanımaktadır. Türbin kanatları ve pervane gibi bileşenlerde, içi boş soğutma kanalları tasarlanabilir ve bu kanalların içinden soğutucu bir akışkan geçirilebilmesi mümkün olmaktadır. Şekil 4'te bu amaca yönelik bir tasarımın gösterimi yer almaktadır. Bu şekilde, yüksek sıcaklıklara maruz kalan bölgelerdeki ısı transferi artırılabilir ve bileşenlerin soğutulması sağlanabilmektedir.

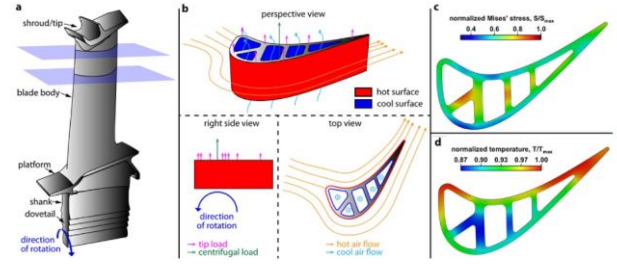
Konformal soğutma kanalları, eklemeli imalat yöntemleri, karmaşık geometri ve bükümlü yüzeylere uyum sağlayan konformal soğutma kanallarının üretilmesini sağlamaktadır. Bu kanallar, türbin kanatlarının veya diğer bileşenlerin şekline uyacak şekilde tasarlanabilir ve soğutma etkinliği optimize edilebilmektedir.

Serbest soğutma yüzeyleri eklemeli imalat, türbin bileşenlerinde serbest soğutma yüzeylerinin oluşturulmasına imkân tanımaktadır. Bu yöntem, yüzey alanını artırarak daha fazla soğutma avantajı sağlamaktadır. Örneğin, kanatların dış yüzeyinde küçük pimler veya çıkıntılar kullanılabilir ve bu yapılar daha iyi bir hava akışı ve daha etkili bir soğutma sağlayabilmektedir.

Isı dağılımını optimize eden tasarımlar eklemeli imalat ile türbin bileşenlerinin tasarımı, ısı dağılımını optimize etmek konularında özelleştirilebilir uygulama alanlarıdır. Topoloji optimizasyonu ve latis yapıları kullanılarak fonksiyonellik sağlamayan bileşenler yok edilir ve soğutma performansı

artırılır. Böylece, bileşenlerin yüksek sıcaklıklara dayanma yeteneği geliştirilmiş olmaktadır.

Malzeme seçimi de eklemeli imalat tarafında gelişmekte olan bir başlıktır. Farklı malzemelerin kullanılmasına olanak sağlamaktadır. Isı iletimi veya sıcaklık direnci gibi özellikleri dikkate alarak, türbin bileşenlerinin soğutma ihtiyaçlarına uygun malzemeler seçilebilir. Örneğin, yüksek termal iletkenliğe sahip metaller veya termal olarak iletken polimerlerin tercih edilebilir olmasını sağlamaktadır.



Şekil 4. Geleneksel bir türbin kanadının tasarımı ve performansı.

(a) Farklı kısımlarını ve dönme yönünü gösteren bir türbin kanadı görüntüsü. Tüm analizler için kullanılan kesit. (b) Üzerine etki eden mekanik ve ısıl yükleri gösteren kesitin dikey ve perspektif görünüşü. (c), (d) Üzerine etki eden mekanik ve termal yükler nedeniyle türbin kanadı bölümünde üretilen (c) gerilim ve (d) sıcaklık alanlarının sonlu elemanlar (FE) analizinin sonuçlarını gösteren üstten görünüm (şekilde gösterilmiştir) [32].

3.1. Eklemeli İmalata Dayalı Soğutma Yapısı ve Optimizasyon Tasarımı

Motor performansını iyileştirmek için oluşturulan çalışma alanlarını, yeni malzemeler, tasarım ve üretimi iyileştirmek oluşturmaktadır. Eklemeli İmalat (AM) ile üretim kabiliyetleri iyileşmekte ve geleneksel yöntemlerle üretilmeyen karmaşık şekiller üretilbilir olmaktadır. Yapılan bir çalışmada, geleneksel yöntemlerle üretilmeyen gelişmiş soğutma sistemlerine sahip, karmaşık geometriler içeren türbin kanatlarının üretimi için eklemeli imalat kullanma ihtimalini ve nasıl kullanılacağı gösterilmiştir.

Yüksek basınçlı türbin (HPT) soğutmalı kanatları ile topoloji optimizasyonu kullanılarak tasarlanmış düşük basınçlı türbin

(LPT) yapısının soğutmasız kanat tasarımı ve hesaplamalarının sonuçları üzerine çalışılmıştır. Eklemeli imalat kullanılarak blade yapısı üretilmiş ve bu blade yapıları için 3D tomografi test sonuçları incelenmiştir. Karmaşık geometriye sahip blade yapılarının üretiminde eklemeli imalat uygulamasının uygulanabilirliği çalışma kapsamında doğrulanmıştır [33].

Yapılan bir çalışmada, eklemeli imalat kullanılarak gaz türbinlerinde dâhili kanalları tasarlamak için yenilikçi bir yöntem önerilmiştir. Çalışma kapsamında, ısı değişimini en üst düzeye çıkaran minimum basınç kayıplarıyla dâhili soğutucu geometrilerini optimize edecek için bir akışkan topolojisi sedimantasyon yöntemi incelenmiştir. Yapılan çalışmada, optimize edilmiş yapıyı oluşturan nihai katı temsil edilmiştir. Gözenekli bir ortamda sıkıştırılmaz bir akış için denklem sistemi oluşturulmuş; gözenekliliğe bağlı termal yayılmayı içeren eşlenik bir ısı transferi denklemi üzerine çalışılmıştır.

Simülasyonlarda U-Bend ve düz kanal yapıları çalışılmıştır. U-Bend için, basınç kayıplarını en aza indiren, kodlama yardımıyla otomatik olarak bir dizi ayırıcı oluşturulur. Düz kanalda, yüksek termal değişim elde etmek için farklı gözenekliliğe bağlı termal yayılmanın etkisi analiz edilir. Sonuç olarak, ısı transferini artıran yapının "yiv benzeri" yapılar olacağı anlaşılmıştır [34].

Topoloji optimizasyonu ile yapılan tasarımsal çalışmaları içeren bir çalışmada, transfer edilen toplam ısıyı iyileştirmek ve basınç düşüşünü azaltmak için serpantin bir kanalın geometrik konfigürasyonunu değiştirmek amaçlanmıştır. İki tasarım fikrinin incelendiği ve geleneksel olmayan geometrilerin oluşturulduğu sistem, OpenFOAM ile analiz edilmiştir. Geometri-1, bir giriş ve 4 çıkış deliği olan 2 boyutlu serpantin bir geçittir. Geometri-2, 3:1 en boy oranına sahip 3 boyutlu serpantin bir geçittir ve iki adet 180 derecelik dirsekten oluşmaktadır. Her iki geometri için giriş hızı 20 m/s olarak kullanılmıştır. Akış alanındaki gözenekli hücreleri hesaplayabilmek için "Brinkman gözeneklilik

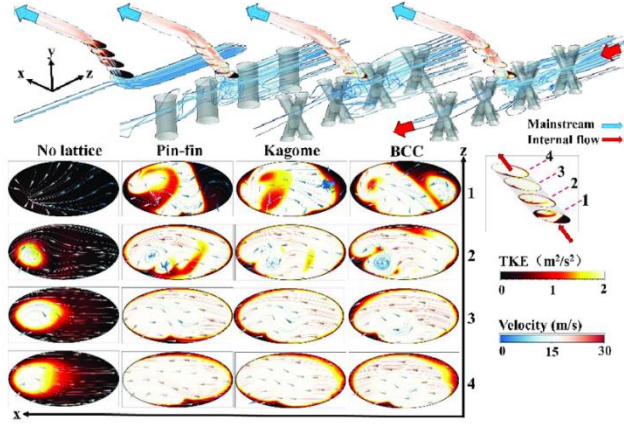
parametresi" kullanılmıştır. Sonuç olarak, geçitteki ısı transferini artırmak için kanal duvarlarının şekli değiştirilebilmektedir. Geleneksel olmayan şekiller için eklemeli imalat teknolojilerinden büyük ölçüde yararlanılmıştır [35].

Eklemeli imalat teknolojisi kapsamında gerçekleştirilen mevcut çalışmalar değerlendirildiğinde, gelecekte karmaşık gaz türbini bileşenlerinin üretimine hâkim olacağı ön görülmektedir [36,37]. Eklemeli imalat teknolojisi ile üretilmesi planlanan parçalar termal, aerodinamik, dayanıklılık, titreşim, hafiflik ve diğer çok yönlü amaçlar için her birinin etkileri belirlenecek ve kontrol edilebilecek biçimlerde optimize edilebilmektedir. Siemens, SGT-400 endüstriyel gaz türbinine uygulanan, 13.000 dev/dak ve 1250 °C çalışma koşullarındaki ısı transferi sağlayacak polikristalin nikel süperalaşım tozu kullanılarak 3 boyutlu baskı tekniği ile türbin kanatlarını üretmiş ve uygulanan testleri geçmiştir.

Gözeneklilik seviyesini arttırmak, çalışmalarda bir yaklaşımdır. Bir çalışmada, Ma ve diğerleri [38] plakaya işlevli bir piramit kafes yapısı ekleyerek yeni bir sandviç plaka önermiştir. Sonuç olarak, belirli bir Reynolds sayısı değeri için, piramit kafesin plakanın toplam Nusselt sayısını %150'ye kadar önemli ölçüde artırdığı gösterilmiştir. Xi ve diğerleri [39], X-tipi truss dizisine sahip yeni bir soğutma kanalı yapısı geliştirmiş, Liang ve diğerleri [40], yüz merkezli kübik (FCC) kafes yapısının eleman şeklinin dikdörtgen bir kanalda akış ve uç duvar ısı transferi üzerindeki etkisini incelemiştir. Sonuçta, aynı Reynolds sayısında, eliptik ve dikdörtgen FCC kafeslerin ısı transfer performansının, dairesel FCC kafesinkinden sırasıyla %27-31 ve %25-26 daha yüksek olduğu bulunmuştur.

Yapılan bir çalışmada [41], Inconel 718 Kagome kafesine gömülü mikro kanalların termal performansını incelenerek Kagome kafesinin ısı transferinin düz kanaldan üç ila altı kat daha iyi olduğu sonucuna ulaşılmıştır. Bu durum, termal, aerodinamik, güç, titreşim ve hafifliğin aynı anda mümkün olabilmesi için 3D baskı teknolojilerinin önemini ortaya

çıkarmıştır. Eklemeli imalat teknolojisinin üreteceği kafes yapılarının gelecek için umut verici soğutma yapıları olduğu çalışma sonucunda anlaşılmıştır.



Şekil 5. Film soğutma deliğindeki üç boyutlu akış alanı ($M=1.0$). Film soğutma deliğindeki akışın asimetrisine, dâhili soğutucu akışı ile ana akım arasındaki çapraz akış neden olur. Film soğutma deliğindeki üç boyutlu akış alanı ($M=1.0$). [42].

Ayrıca, eklemeli imalat ile oluşturulan film deliklerine yönelik farklı katman kalınlıklarında gerçekleştirilen üretimler ve eklemeli imalat biriktirmenin film soğutma etkinlik derecesi konusunda bir çalışma gerçekleştirilmiştir. Sonuçta, yüksek üfleme seviyelerinde etkili film soğutması sağlandığı anlaşılmıştır. Alan ortalamalı adyabatik film soğutma verimliliğinin incelenmesi konusu da ayrıca çalışılan konu başlıklarından olmuştur [43].

4. SONUÇLAR

Eklemeli imalat teknikleri her ne kadar karmaşık parçaların üretilebilmesine olanak sağlasa da üretim alanındaki konumlandırmalarına bağlı, ısıtma/yeniden ısıtma ve soğutma gibi parametrelere bağlı olduğundan hedef ürünü elde etme konusunda birçok basamak bulunmaktadır. Karmaşık geometriler için mevcut ASTM standartları yerel özellikleri yeterince karakterize edememektedir.

Motor performansını iyileştirmek için izlenen yolları yeni malzemeler oluşturmak, tasarım ve üretimi iyileştirmek oluşturmaktadır. Eklemeli İmalat (AM) ile üretim

kabiliyetleri iyileştikçe karmaşık geometrilerin üretilebilirliği artmaktadır. Optimizasyon teknikleri ile fonksiyonel ve verimli tasarımlar oluşturulabilmektedir.

Türbin kanatlarında gerçekleşen ısı transfer miktarını artırmak için kanal duvarlarının şekli üzerinde değişiklikler oluşturulabilmektedir. Bu tipteki geometrilerin üretimi için eklemeli imalat kullanılabilir.

Bu konu kapsamında, özellikle son yıllarda, birçok çalışmanın mevcut olduğu görülmektedir. Mevcut çalışmaların çıktıları incelendiğinde, yapay zekâ uygulamaları ve genetik algoritmaların gelişimi paralelinde eklemeli imalat teknolojinin türbin kanatlarının soğutulması anlamında gelecekte yaygın biçimde kullanılacağı ön görülmektedir.

Eklemeli imalat teknolojisi kullanarak iyileştirme yapabilmek, farklı alanlarda donanımlı olabilmenin bir sonucu olarak meydana gelmektedir. Sayısal sonuçlar üzerinde doğru ve hızlı değerlendirmeler oluşturabilmek, sonraki basamağa geçişte kararlar sağlayabilmek için farklı uzmanlıklar gerekmektedir. Eklemeli imalat teknolojisi akışkanlar mekaniği, ısı transferi, malzeme bilgisi, tasarım program bilgisi ve üretim tecrübesi gibi mühendislik bilgilerinin yanı sıra; maliyet, sarf malzeme, enerji tüketimi, yeniden kullanılabilirlik gibi diğer uzmanlık alanlarını da eş zamanlı olarak yürütülmesinin gerekli olduğu bir çalışma konu başlığıdır.

5. KAYNAKÇA

- [1] SO/ASTM52900. Standard Terminology for Additive Manufacturing—General Principles—Terminology. ISO/ASTM International. 2015. Available online: https://infostore.saiglobal.com/preview/258188796473.pdf?sku=880295_SAIG_NSAI_NSAI_2091401 (erişim tarihi Aralık 2022).
- [2] Olaf Diegel, Axel Nordin, Damien Motte. (2019). “A Practical Guide to Design for Additive Manufacturing. Springer Series in Advanced Manufacturing”, Springer Singapore. 6-18 ISBN: 978-981-13-8280-2;978-981-13-8281-9.

- [3] Kirolos, B., and Povey, T., 2017, “Laboratory Infrared Thermal Assessment of Laser-Sintered High-Pressure Nozzle Guide Vanes to Derisk Engine Design Programs,” *ASME J. Turbomach.*, 139(4), p. 041009. [10.1115/1.4035074](https://doi.org/10.1115/1.4035074).
- [4] Kellner, T., 2017, “An Epiphany Of Disruption: GE Additive Chief Explains How 3D Printing Will Upend Manufacturing”. <https://www.ge.com/reports/epiphany-disruption-ge-additive-chief-explains-3d-printing-will-upend-manufacturing/>, Accessed January 1, 2017.
- [5] Poyraz. O., Kushan. M. C., 2017, “Investigation of the effect of different process parameters for laser additive manufacturing of metals”. DOI: 10.17341/gazimmfd.416479 Available online: <https://dergipark.org.tr/tr/download/article-file/486409> (Erişim tarihi Aralık 2022).
- [6] Diegel. O., Nordin. A., Motte. D., 2019, “A Practical Guide to Design for Additive Manufacturing”. Springer Series in Advanced Manufacturing. p.33-35, 41-70, 121-173. ISBN: 978-981-13-8280-2;978-981-13-8281-9.
- [7] Alomarah, A., Ruan, D., Masood, S., & Gao, Z. (2019). “Compressive properties of a novel additively manufactured 3D auxetic structure. *Smart Materials and Structures*”. doi:10.1088/1361-665x/ab0dd6.
- [8] Patricia Nyamekye, Saeed Rahimpour Golroudbary, Heidi Piili, Pasi Luukka, Andrzej Kraslawski, Impact of additive manufacturing on titanium supply chain: Case of titanium alloys in automotive and aerospace industries, *Advances in Industrial and Manufacturing Engineering*, Volume 6, 2023, 100112, ISSN 2666-9129, <https://doi.org/10.1016/j.aime.2023.100112>.
- [9] I. Gibson, D. W. Rosen, and B. Stucker, *Additive manufacturing technologies*: Springer, (2010).
- [10] Jing, S. K., Song, G. H., Liu, J. H., Zhou, J. T., & Zhang, H. (2014). A Review of Product Design for Additive Manufacturing. *Applied Mechanics and Materials*, 635-637, 97–100. doi:10.4028/www.scientific.net/amm.635-637.97.
- [11] Ponche, R., Kerbrat, O., Mognol, P., & Hascoet, J.-Y. (2014). A novel methodology of design for Additive Manufacturing applied to Additive Laser Manufacturing process. *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, 30(4), 389–398. doi:10.1016/j.rcim.2013.12.001 <https://sci-hub.se/10.1016/j.rcim.2013.12.001>
- [12] Canellidis, Vassilios & Giannatsis, J. & Dedoussis, V.. (2010). Erratum: Genetic-algorithm-based multi-objective optimization of the build orientation in stereolithography (*International Journal of Advanced Manufacturing Technology* (2009) 45 (714-730) DOI: 10.1007/s00170-009-2006-y). 50. 10.1007/s00170-010-2541-6.
- [13] Bendsoe. M. P., Sigmund. O., (2004). *Topology Optimization: Theory, Methods and Applications*. Technical University of Denmark, Denmark, Springer, 14-146. ISBN: 9783540429920,3540429921.
- [14] Yuan, W. J., Z. L. Zhang, Y. J. Su, L. J. Qiao, and W. Y. Chu. (2012). “Influence of Specimen Thickness with Rectangular Cross-Section on the Tensile Properties of Structural Steels.” *Materials Science and Engineering: A44*: 968–977.
- [15] Džugan, J., P. Konopik, M. Rund, and R. Prochazka. (2015). “Determination of Local Tensile and Fatigue Properties with the use of sub-Sized Specimens”. *American Society of Mechanical Engineers, Pressure Vessels and Piping Division, Boston, Massachusetts, USA: PVP*.
- [16] Mertová, K., J. Džugan, M. Roudnická, M. Daniel, D. Vojtěch, M. Seifi, and J. J. Lewandowski. (2020). “Build Size and Orientation Influence on Mechanical Properties of Powderbed Fusion Deposited Titanium Parts.” *Metals*10 (10): 1340
- [17] Dzugana. J., Seifib. M., Rzepaa. S., Prochazkaa. R., Runda. M., Podanyaand. P, Lewandowski. J. (2022). “Mechanical properties characterisation of metallic components produced by additive manufacturing using miniaturised specimens”. *ASTM International, Washington, DC, USA. VOL. 18, NO. 1, e2161400* (23) <https://doi.org/10.1080/17452759.2022.2161400>
- [18] Shinde, M. S., & Ashtankar, K. M. (2017). Additive manufacturing–assisted conformal cooling channels in mold manufacturing processes. *Advances in Mechanical Engineering*, 9(5), 168781401769976. doi:10.1177/1687814017699764.

- [19] Gersborg-Hansen, A., Bendsøe, M. P., and Sigmund, O., 2006. "Topology optimization of heat conduction problems using the finite volume method". *Structural and multi disciplinary optimization*, 31(4), pp. 251–259.
- [20] Gao, T., Zhang, W., Zhu, J., Xu, Y., and Bassir, D., 2008. "Topology optimization of heat conduction problem involving design-dependent heat load effect". *Finite Elements in Analysis and Design*, 44(14), pp. 805–813.
- [21] Alexandersen, J., Aage, N., Andreasen, C. S., and Sigmund, O., 2014. "Topology optimisation for natural convection problems". *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 76(10), pp. 699–721.
- [22] Joo, Y., Lee, I., and Kim, S. J., 2017. "Topology optimization of heat sinks in natural convection considering the effect of shape-dependent heat transfer coefficient". *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 109, pp. 123–133.
- [23] Alexandersen, J., Sigmund, O., and Aage, N., 2016. "Large scale three-dimensional topology optimisation of heat sinks cooled by natural convection". *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 100, pp. 876–891.
- [24] Iga, A., Nishiwaki, S., Izui, K., and Yoshimura, M., 2009. "Topology optimization for thermal conductors considering design-dependent effects, including heat conduction and convection". *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 52(11), pp. 2721–2732.
- [25] Kreissl, S., Pingen, G., and Maute, K., 2011. "Topology optimization for unsteady flow". *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 87(13), pp. 1229–1253.
- [26] Yoon, G. H., 2016. "Topology optimization for turbulent flow with spalart–allmaras model". *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 303, pp. 288–311.
- [27] Dilgen, C. B., Dilgen, S. B., Fuhrman, D. R., Sigmund, O., and Lazarov, B. S., 2018. "Topology optimization of turbulent flows". *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 331, pp. 363–393.
- [28] Wu, T., & Tovar, A. (2018). Design for Additive Manufacturing of Conformal Cooling Channels Using Thermal-Fluid Topology Optimization and Application in Injection Molds. Volume 2B: 44th Design Automation Conference. doi:10.1115/detc2018-85511.
- [29] Xu, L.; Sun, Z.; Ruan, Q.; Xi, L.; Gao, J.; Li, Y. Development Trend of Cooling Technology for Turbine Blades at Super-High Temperature of above 2000 K. *Energies* 2023, 16, 668. <https://doi.org/10.3390/en16020668>.
- [30] Jiang, H.D.; Ren, J.; Li, X.Y.; Tan, X.Y. Status and development trend of the heavy duty gas turbine. *Proc. CSEE* 2014, 34, 5096–5102.
- [31] Zheng, L.; Wang, B.; Zhao, L.; Zhang, S.; Xiao, Y. The Cooling Air and Firing Temperature Estimation for GE's Heavy Duty Gas Turbines. *Proc. CSEE* 2019, 39, 6943.
- [32] Pal, A., Bertoldi, K., Pham, M.Q., Schaezner, M. Gross, A. J. (2020). "Optimal turbine blade design enabled by auxetic honeycomb". *Smart Mater. Struct.* 29 125004 (12pp) <https://doi.org/10.1088/1361-665X/abbd1d>.
- [33] Liubov Magerramova, Boris Vasilyev, Vladimir Kinzburskiy. (2016). "Novel Designs of Turbine Blades for Additive Manufacturing". *ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Volume 5C: Heat Transfer* ISBN: 978-0-7918-4980-4 <https://doi.org/10.1115/GT2016-56084>.
- [34] M. Pietropaoli, R. Ahlfeld, F. Montomoli, A. Ciani, M. D'Ercole. (2016). "Design for Additive Manufacturing: Internal Channel Optimization". *ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Volume 5B: Heat Transfer*. ISBN:978-0-7918-4979-8. <https://doi.org/10.1115/GT2016-57318>.
- [35] Shinjan Ghosh, Jayanta S. Kapat. (2019). "Topology Optimization of Serpentine Channels for Minimization of Pressure Loss and Maximization of Heat Transfer Performance As Applied for Additive Manufacturing". *ASME Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Volume 5B: Heat Transfer*. ISBN: 978-0-7918-5865-3. <https://doi.org/10.1115/GT2019-91057>.

[36] Gebisa, A.W.; Lemu, H.G. Additive manufacturing for the manufacture of gas turbine engine components: Literature review and future perspectives. Turbo Expo Power Land Sea Air 2018, 6, 51128.

[37] Dutta, Sandip, Inderjot Kaur, and Prashant Singh. 2022. "Review of Film Cooling in Gas Turbines with an Emphasis on Additive Manufacturing-Based Design Evolutions" Energies 15, no. 19: 6968. <https://doi.org/10.3390/en15196968>

[38] Ma, Y.; Yan, H.; Xie, G. Flow and thermal performance of sandwich panels with plate fins or/and pyramidal lattice. Appl. Therm. Eng. 2020, 164, 114468.

[39] Xi, L.; Xu, L.; Gao, J.; Zhao, Z.; Li, Y. Study on flow and heat transfer performance of X-type truss array cooling channel. Case Stud. Therm. Eng. 2021, 26, 101034.

[40] Liang, D.; Bai, W.; Chen, W.; Chyu, M.K. Investigating the effect of element shape of the face-centered cubic lattice structure on the flow and endwall heat transfer characteristics in a rectangular channel. Int. J. Heat Mass Transf. 2020, 153, 119579

[41] Sarwesh, P.; Zheng, M.; Li, Y.; Minking, C. Experimental and Numerical Analysis of Additively Manufactured Inconel 718 Coupons With Lattice Structure. J. Turbomach. 2020, 142.

[42] Fu, Qiang & Luo, Xiaobo & Chen, Wei & Chyu, Minking. (2022). Numerical Investigation of the Effects of Lattice Array Structures on Film Cooling Performance. Energies. 15. 4711. [10.3390/en15134711](https://doi.org/10.3390/en15134711).

[43] Xu, L.; Ruan, Q.; Shen, Q.; Xi, L.; Gao, J.; Li, Y. Optimization Design of Lattice Structures in Internal Cooling Channel with Variable Aspect Ratio of Gas Turbine Blade. Energies 2021, 14, 3954. <https://doi.org/10.3390/en14133954>.

6. ÖZGEÇMİŞ

Gökçe Sarana

1999 yılı Salihli doğumludur. 2021 yılında Eskişehir Teknik Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makina Mühendisliği Bölümü'nü bitirmiştir. Aynı üniversitede Uçak Gövde ve Motor Bakımı Bölümü'nde yüksek lisans öğrenimine devam etmektedir. 2020 yılında başladığı Anadolu Üniversitesi İşletme Fakültesi İşletme Bölümü'nde son sınıf öğrencisidir. 2023 Şubat'tan itibaren Tusaş Motor Sanayii A.Ş.'de çalışmaktadır.

Prof. Dr. Kürşad Melih Güleren

Lisansını Orta Doğu Teknik Üniversitesi Havacılık Mühendisliği, yüksek lisansını Cumhuriyet Üniversitesi Makina Mühendisliği ve doktora öğrenimini Manchester Üniversitesi Makina Mühendisliği alanlarında tamamlayan Kürşad Melih Güleren, doçentliğini ise Havacılık ve Uzay Mühendisliği alanında almıştır. Cumhuriyet Üniversitesi, Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir Teknik Üniversitesi, İstanbul Aydın Üniversitesi'nde görev yapan Güleren, halen Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Uçak Mühendisliği Bölümü'nde Profesör kadrosunda çalışmaktadır. İdari görev kapsamında Bölüm Başkanlığı, Dekan Yardımcılığı ve Dekanlık görevlerinde bulunmuştur. Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A. Ş.'de Hürkuş ve Milli Muharip Uçak projelerinde danışmanlık yapmıştır. Havacılık alanında 2 adet patent ve 2 adet faydalı modele imza atan Güleren; aeroakustik, aerodinamik, akış kontrolü, optimizasyon, sayısal modelleme, türbülans, turbomakinlar, uçak tasarımı ve yanma konularında bilimsel çalışmalarını yürütmektedir.

FARKLI GİRDAP ÜRETEÇLERİNİN NACA 0018 KANAT PROFİLİ ÜZERİNDEKİ AKIMIN AYRILMA NOKTASINA ETKİLERİNİN DENEYSEL OLARAK İNCELENMESİ

Ramazan Akyol¹, Ahmet Selim Durna²

^{1,2}Samsun Üniversitesi, Balıca Kampüsü, Özdemir Bayraktar Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, İstiklal, Tekel Cd., Ondokuzmayıs/Samsun TÜRKİYE

Tel: +905360652984/ +90 (362) 313 0055 | 2119 ramazanaky4904@gmail.com, ahmetse-lim.durna@samsun.edu.tr

Özet- Uçaklarda, kanat üzerindeki sürüklenme kuvvetinin azaltılması ve buna bağlı olarak yakıt sarfiyatının iyileştirilmesi için aktif ve pasif akış kontrol yöntemleri kullanılmaktadır. Bu yöntemler uçağın taşıma kaybı durumuna girmeden daha yüksek hücum açılarını görmesini sağlar. Uçaklar ile yapılacak olan ani manevralar bu konuda önem arz etmektedir. Bu çalışmada pasif akış kontrol yöntemlerinden olan girdap üreteçleri, deneysel olarak test edilmiştir. Girdap üreteçleri, enerjisi azalan ve kanat yüzeyinden ayrılan sınır tabakaya kinetik enerji vererek kanat yüzeyinden ayrılmasını geciktirir. Şekillerine ve sayılarına göre 5 farklı girdap üreteci modeli, NACA 0018 profiline sahip kanat modeli üzerinde düşük hızlı dumanlı rüzgâr tüneline 35000 Reynolds sayısında ve farklı hücum açılarında test edilip bir kamera ile görüntüleri alınmıştır. MATLAB yazılımı ile akım görüntüleri işlenmiş ve iz bölgesi genişlikleri ölçülmüştür. 5 farklı girdap üreteçli kanat modelleri ve girdap üreteçsiz kanat modelinin iz bölgesi genişlikleri kıyaslanmıştır. Bu çalışmada kıyaslanan modeller arasında IVG girdap üreteci modelinin 3, 6, 10, 13, 16, 20 hücum açılarında diğer modellerden ve üzerinde girdap üreteci olmayan modelden daha az iz bölgesi genişliğine sahip olduğu tespit edilmiştir. Buna ek olarak; geriye doğru kama tipli girdap üreteçli modellerin, ileriye doğru kama tipli girdap üreteçli modellerden, 0-20 derece hücum açısı aralığında daha az iz bölgesi genişliğine sahip olduğu kanıtlanmıştır.

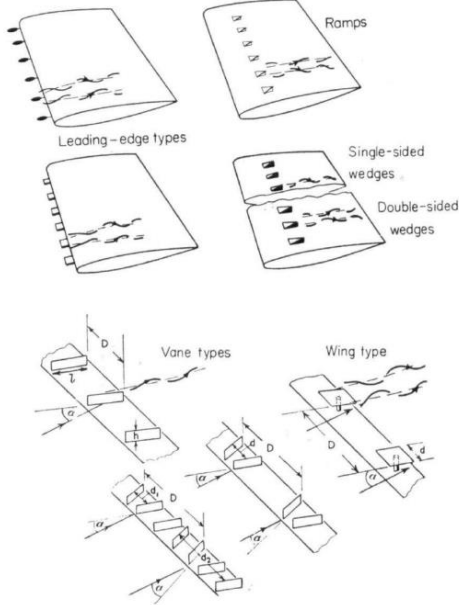
Anahtar Kelimeler- Aerodinamik, Sınır Tabaka, Pasif Akış Kontrol Yöntemleri, Girdap Üreteçleri

1. GİRİŞ

Kanat yüzeyindeki akımın ayrılmasından dolayı artan sürüklenme kuvveti ve taşıma kuvvetindeki azalış, kanat performansında dezavantajlara yol açmaktadır. Temel olarak, akışın kanat yüzeyinden ayrılmasının sebebi; viskoz kuvvetlerden dolayı kanat yüzeyinde oluşan sınır tabakanın kalınlaşması ve kanat yüzeyinden ayrılmasıdır.

Akışın kanat yüzeyine bağlı kalabilmesi için sınır tabakanın yeterli kinetik enerjiye sahip olması gerekmektedir; bu sayede sınır tabaka, artan basınç gradyanlarına karşı koyabilmektedir. Aktif ve pasif akım kontrol yöntemleri ile kanat yüzeyindeki sınır tabakaya enerji verilerek akımın ayrılmasını geciktiren yöntemler vardır. Örnek olarak aktif akım kontrol yöntemlerinden olan plazma aktüatörleri ve girdap jetleri gibi yapılar, akım harici sınır tabakaya enerji verir ve akımın ayrılmasını geciktirir. Kanatlarda çoklu parçacıklar kullanmak ya da aktif akış kontrol yöntemlerini kullanmak birçok fayda sağlamaktadır ama bunun yanında kanat yapısındaki karmaşıklığı arttırmaktadır. Pasif akış kontrol yöntemleri, bu yöntemlere kıyasla daha basittir ve karmaşık değildir. Pasif akış kontrol yöntemlerinde sınır tabakaya dışardan enerji verilmez, bu yöntemler kinetik enerjisi akımın kendisinden alıp tekrar akıma verir.[1] Pasif akım kontrol yöntemlerinden olan girdap üreteçlerinin amacı akımın kendisinden momentum alıp, sınır tabakada girdap oluşturarak akımın kanat yüzeyinden ayrılmasını geciktirmektir. Birçok girdap üreteci çeşidi vardır ve bu üreteç çeşitleri kendi içlerinde farklı verimlerde çalışmaktadırlar.[2] Şekil 1'de bazı girdap üreteci çeşitleri görülmektedir, bu çeşitler kanat üstünde farklı şekillerde ve güçlerde girdaplar üretirler. Ayrıca girdap üreteci çeşitlerinin verimli çalıştıkları konumlar ve hücum açıları birbirlerinden farklı olur.[2] Girdap üreteci yöntemi, belli bir enerji gerektirmediği için ve karmaşık olmayan yapısından dolayı hem deneysel ve hem de sayısal olarak araştırılan bir yöntemdir. Runckel ve Eenderson tarafından $4,1 \times 10^6$ ve $4,7 \times 10^6$ Reynolds sayısı aralıklarında girdap üreteçli ve girdap üreteçsiz kanat modellerinin deneysel yollar ile kanat üzerindeki basınç dağılımları incelenmiş ve aerodinamik özelliklerde çok az fark gözlemlenmiştir.[3] Loth vd. bir kanat üzerinde bulunan ve aralarında farklı mesafeler olan girdap üreteçli kanat modellerinin deneysel verilerini incelemişlerdir, girdap üreteçleri arasındaki mesafenin 1 inc olduğu durumda kanadın üzerindeki akışın 16 derecede bağlı kaldığını ama 18 derecede taşıma kaybının gerçekleştiğini görmüşlerdir. Farklı aralıklar kullanılarak, girdap üreteçleri olmayan bir

kanatla karşılaştırıldığında taşıma kaybı açısından iki dereceden beş dereceye bir artış gözlemlenmiştir. Girdap üreticileri arasındaki mesafenin artması, tutunma kaybı açısını etkilemiştir. Girdap üreticileri sınır tabakaya enerji vererek tutunma kaybı noktasını geciktirmiştir. [4]



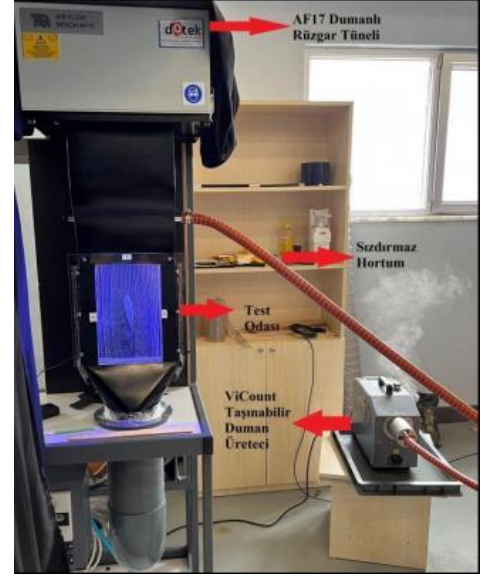
Şekil 1. Bazı girdap üretici tipleri [2]

Shan vd. NACA 0012 kanat profili üzerinde girdap üreticilerinin akım ayrımına etkilerini sayısal olarak çalışmış ve pasif girdap üreticilerinin kanat üzerindeki ortalama ayrılma bölgesinin %80'den fazla küçüldüğü sonucuna varmışlardır.[5]

2. DENEYSEL YÖNTEM

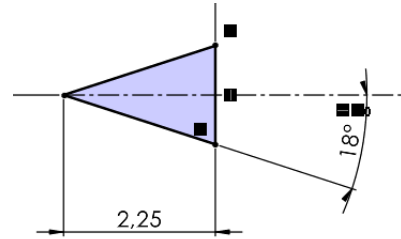
Deneylerde kullanılan modeller 3 boyutlu ticari tasarım programı olan Solidworks yazılımı aracılığı ile tasarlanmıştır. Tasarlanan girdap üreticili kanat modelleri, Artillery Hornet marka 3 boyutlu baskı makinesinden alınmıştır. Bu modeller test edilirken Samsun Üniversitesi Aerodinamik araştırma laboratuvarında bulunan dikey yönlü mini rüzgâr tüneli kullanılmıştır. Şekil 2.1'de deneylerde kullanılan rüzgâr tüneli görülmektedir. Rüzgâr tünelindeki deney odasının boyutları sırası ile boy, derinlik ve genişlik olarak 26 cm x 4 cm x 26 cm ölçülerine sahiptir. Deney odasının 4 cm derinliğe sahip olmasından dolayı kullanılan girdap üreticili kanat modelleri 4 cm açıklık miktarına göre tasarlanmıştır. Deney düzeneğindeki oluşturulan akışın özellikleri ise 35000 Reynolds sayısında ve 5 m/s saniye hızındadır. Bu özelliklere göre kullanılan modellerin veter uzunlukları 100 mm olarak belirlenmiştir. 3 Boyutlu ticari tasarım programı olan Solidworks yazılımı aracılığı ile EVG5BW, EVG9BW, EVG5FW, EVG9FW ve IVG isimli 5 farklı girdap üretici modelleri tasarlanıp,

40 mm açıklıklı ve 100 mm veter uzunluğuna sahip NACA 0018 kanat modeli üzerine yerleştirilmiştir.



Şekil 2.1 Deney düzeneği

Tablo 1'de tasarlanan modellerin isimleri, isim açıklamaları ve tasarım görüntüleri görülmektedir. Girdap üreticileri kama tiplidir. Şekil 2.2'de girdap üreticilerinin üstten görünüş hali görülmektedir ve verilen ölçüler mm cinsindedir. Şekil 2.2'de 2.25 mm ile ölçülendirilen girdap üretici uzunluğu, sınır tabaka yüksekliğinin 1,5 katı olarak belirlenmiştir.[6] Girdap üreticileri tarafından oluşturulan girdapların akım üzerinde etkili olabilmeleri için girdap üretici yüksekliği, sınır tabaka yüksekliği ile yaklaşık olarak aynı alınmıştır.



Şekil 2.2. Geriye Doğru Kama Tipli Girdap Üreticinin Üstten Görünüşü

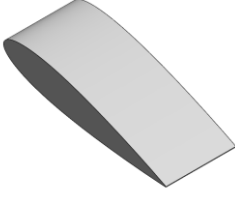


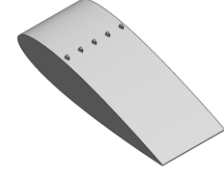
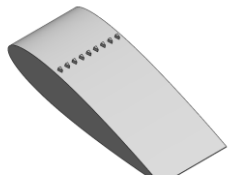
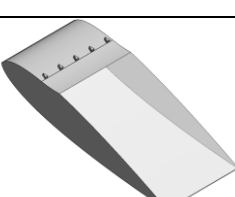
Yaklaşık bir sınır tabaka kalınlığının belirlenmesi için düz bir zemin üzerinde sınır tabaka kalınlığı hesaplanmıştır. Eşitlik (1), düz bir zemin üzerinde türbülanslı akışlar için sınır tabaka kalınlığının belirlenmesi için kullanılan bir formüldür

$$Y = 0.37 x (a/Re^{(0.2)}) \quad (1)$$

Y: Sınır tabaka kalınlığı; a: Referans uzunluk; Re: Reynolds sayısı

Eşitlik (1)'deki formül kullanılarak sınır tabaka kalınlığı hesaplanmış ve girdap üretici yüksekliği yaklaşık olarak 1.5 mm olarak belirlenmiştir.

Tablo 1. Girdap Üreteçlerinin Tipleri ve Kısaltmaları

Model İsmi	Modelin Görüntüsü	Modelin İsim Açıklaması
NACA 0018		Kıyaslamalar için kullanılan referans kanat modeli
EVG5BW		Geriye doğru kama tipli 5 adet girdap üretici bulunan model
EVG9BW		Geriye doğru kama tipli 9 adet girdap üretici bulunan model
EVG5FW		İleriye doğru kama tipli 5 adet girdap üretici bulunan model
EVG9FW		İleriye doğru kama tipli 9 adet girdap üretici bulunan model
IVG		Geriye doğru kama tipli 5 adet girdap üretici ve içeri doğru eğimli rampa yapısı bulunan model

Girdap üreteçlerinin veter uzunluğu boyunca konumlandırılması yapılırken Lin ve Robinson'un çalışmaları referans alınarak veter uzunluğunun yüzde 30'u belirlenmiştir.[6] Girdap üreteçlerinin daha fazla hücum kenarına yakın olması, gereksiz yere momentum kaybına sebebiyet verirken, firar kenarına yakın olması ise yüksek hücum açılarında girdap etkisini azaltır.[7] Girdap üretici açısı belirlenirken referans çalışmalara göre 18 derece belirlenmiştir.[8,9,10] Girdap üretici açısı, oluşan girdabın büyüklüğünü etkileyen bir parametredir.[7] EVG5FW ve EVG9FW modellerinde, EVG5BW modeli üzerindeki girdap üreteçleri ters çevrilip konmuştur. Bu sayede girdap üretici tipinin, akım ayrımı

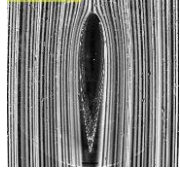


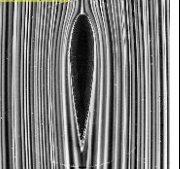

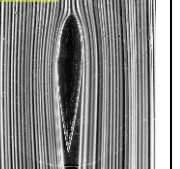
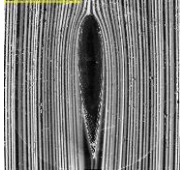


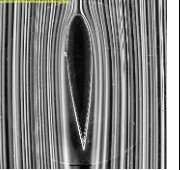
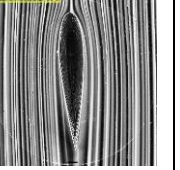
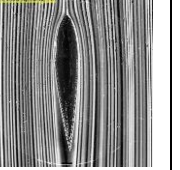
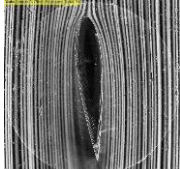


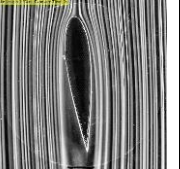
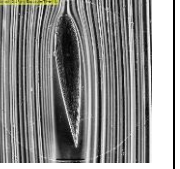
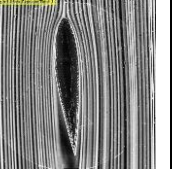

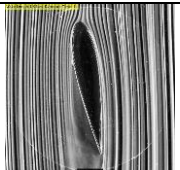
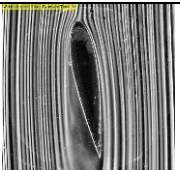
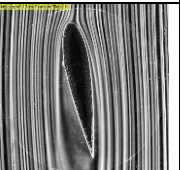
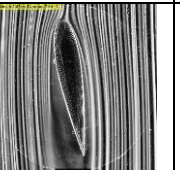
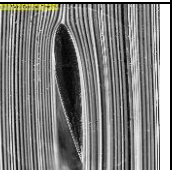
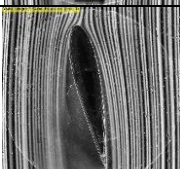

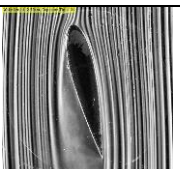


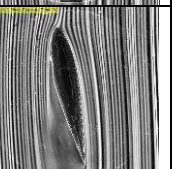
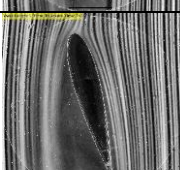

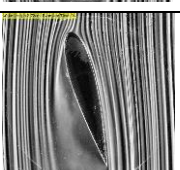
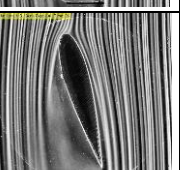
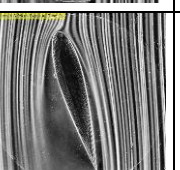
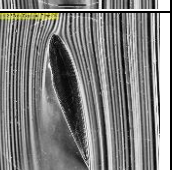
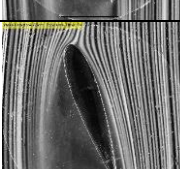
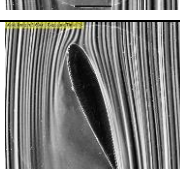

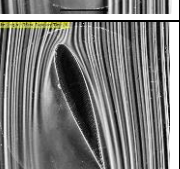
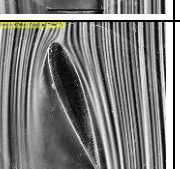
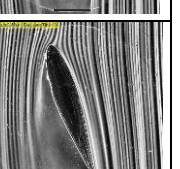
üzerindeki etkilerinin incelenmesi hedeflenmiştir. EVG5BW modelinin üzerine 4 tane daha girdap üretici eklenmiş, EVG9BW modeli oluşturulmuştur, bu sayede girdap üretici sayısının akım üzerindeki etkilerinin incelenmesi hedeflenmiştir. IVG modelinde ise kanat modeli yüzeyinde bir eğim oluşturulup bu eğimli yüzeye girdap üreteçleri yerleştirilmiştir, bu sayede oluşan girdapların yüzeye daha yakın oluşması ve akım üzerindeki etkilerinin incelenmesi hedeflenmiştir. Deneyler yapılırken dumanlı görüntüleme tekniği ile kanat modelleri üzerindeki akım görünür hale getirilmiştir. Duman üretici olarak ViCount Compact Smoke Generator markalı cihaz kullanılmıştır. Kullanılan cihaz, parafin bazlı yağ 316 derecede yakarak duman üretmektedir. Üretilen duman bir hortum yardımı ile rüzgâr tünelinin test odasına gönderilmektedir. Test odasında, radyal yönde dönebilen bir kapak sistemi bulunmaktadır. Bu kapak sistemi, içinde dijital açı ölçer bulunan bir hazneye sahiptir. Üretilen modeller, bu kapak sistemine sıkı bir şekilde monte edilmiş ve ardından 0.01 derecelik hassasiyetle ayarlanabilen dijital açı ölçer kullanılarak hücum açıları belirlenmiştir. Modeller için, deneylerde pozitif hücum açısı saat yönünün tersine seçilmiştir. Deney odasında, duman hatlarını daha belirgin hale getiren bir LED aydınlatma sistemi yerleştirilmiştir. Bu sayede, akım çizgileri ve girdap oluşumları net bir şekilde gözlemlenebilmiştir. Fotoğraf çekimlerinde SONY DSC-RX10M3 marka ve modeline sahip bir kamera kullanılmıştır. Kameranın sabitlenmesi ve konumlandırılması için önceden belirlenen referans noktalarına dayanan en uygun konum tespit edilerek tripod kullanılmıştır. Dış ışıkların etkisinden kaçınmak için test odası ile kamera arasındaki alan, ışığı engelleyen siyah bir perde ile kapatılmıştır. Daha güvenilir sonuçlar elde etmek için kameranın pozlama süresi 1 saniyeye ayarlanmıştır. Çekilen fotoğrafların ayrıntılı ayarları aşağıdaki gibidir: F-Stop: 9, Deklanşör Hızı: 1 saniye, ISO Hızı: 200, 35mm Odak Mesafesi: 54mm. Elde edilen görüntülerin iyileştirme ve iz bölgesi genişliğinin değerlendirilmesi işlemleri bilgisayar ortamında gerçekleştirilmiştir. İyileştirme çalışmaları, görüntünün kırılması ve gri tonlamalı görüntülere dönüştürülmesi, zıtlık ayarlarının kontrol edilmesi ve dumanın belirginliğinin artırılması için renk ve parlaklık dengelemelerini içermektedir. MATLAB kullanılarak görüntüler işlenmiş ve son haline getirilmiştir. Kullanıcı tarafından akım çizgisi üzerinde yeterli sayıda nokta seçilir ve bu noktalara birer eğri uydurulur. Ardından, sabit bir hızda iz bölgesi genişliği ölçümü gerçekleştirilir. Bu işlemler sonucunda elde edilen iz bölgesi genişliği, pozlama süresi gibi bilgiler, fotoğrafın sol üst köşesine yazılarak programın çıktısı olarak fotoğrafla birlikte sunulur. Görsellerdeki siyah çizgiler iz bölgesinin genişliğini temsil etmektedir. [11]

3. SONUÇ

Tablo 2'de 0,3,6,10,13,16 derece hücum açılarında 5 farklı girdap üretici modeli ve referans kanat modelinin akım

görüntüleri alınmış, MATLAB yazılımı ile işlenmiş, iz bölgesi genişlikleri ölçülmüş ve tablanmıştır.

Tablo 2. MATLAB Yazılımı ile İşlenmiş ve İz Bölgesi Genişliği Ölçümü Alınmış Akım Görüntüleri

Hücum Açısı	Referans Modeli (NACA 0018)	EVG9BW Modeli	EVG5BW Modeli	EVG9FW Modeli	EVG5FW Modeli	IVG Modeli
0						
3						
6						
10						
13						
16						
20						

Tablo 3'te MATLAB yazılımı ile her bir modelin iz bölgesi genişliklerinin sayısal sonuçları tablanmıştır. Tablo 3'teki iz bölgesi genişliklerine göre Şekil 3'te her bir model için iz bölgesi genişliği-hücum açısı grafiği oluşturulmuştur. Yatay eksen hücum açısını, dikey eksen ise iz bölgesi genişliğini temsil etmektedir. Alınan sonuçlara göre, deney yapılan bütün hücum açılarında; EVG5BW modelinin EVG5FW, EVG9FW ve üzerinde

girdap üretici olmayan modele göre daha az iz bölgesi genişliğine sahip olduğu görülmüştür. EVG5BW ve EVG5FW modellerinin 0, 3, 6, 10, 13, 16, 20 hücum açılarında, iz bölgesi genişlikleri incelendiğinde; EVG5BW modelinin aynı hücum açılarında sırasıyla %63, %22, %95, %33, %19, %45, %22 daha az iz bölgesi genişliğine sahip olduğu görülmektedir. Elde edilen sonuçlardan; geriye doğru kama tipli girdap üreticinin

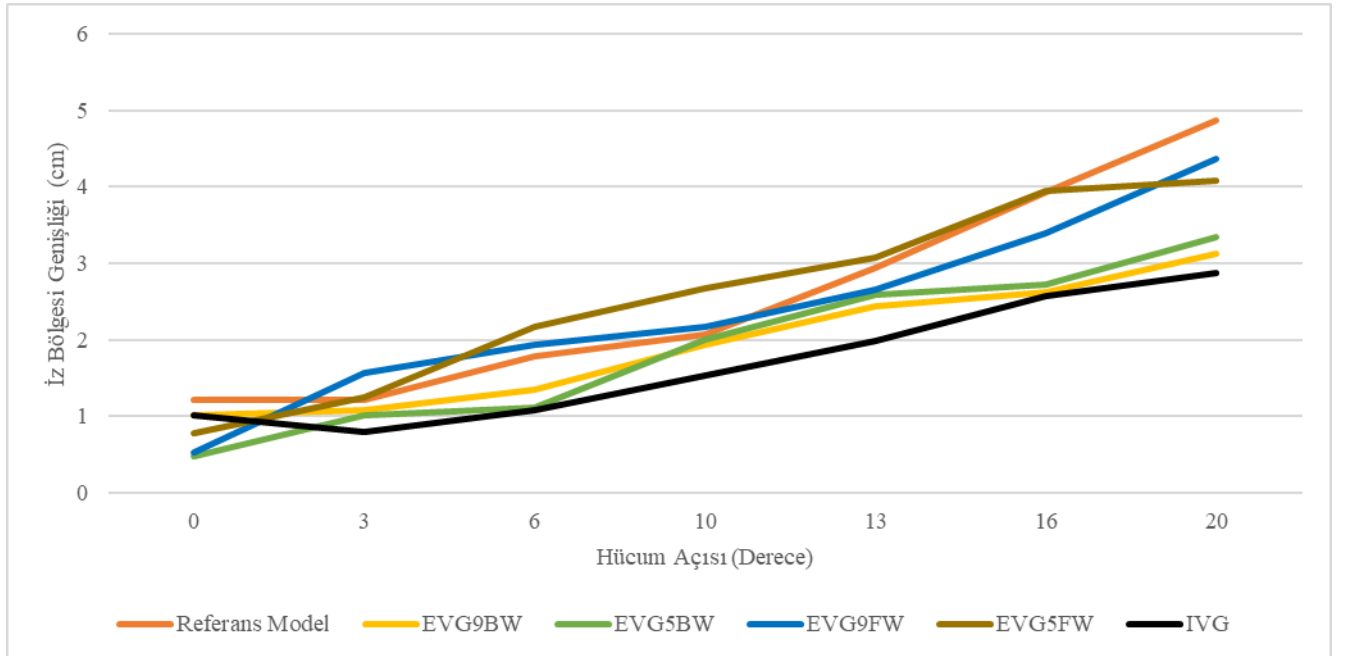
XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

ileriye doğru kama tipli girdap üreticinden daha kullanılabilir olduğu sonucuna ulaşılmaktadır. Benzer şekilde, Tablo 3'te verilen iz bölgesi genişliklerine göre EVG5BW ve EVG9BW modelleri incelendiğinde 0, 3, 6, 10 derece hücum açılarında EVG5BW modelinin daha iyi performans gösterdiği, 13, 16, 20 derece hücum açılarında ise EVG9BW modelinin daha iyi performans gösterdiği görülmektedir. Geriye doğru kama tipli girdap üreticilerinin sayısındaki artış, yüksek hücum açılarında

daha iyi performans gösterilmesine neden olmuştur. IVG modeli, diğer girdap üreticili modeller ve referans model ile kıyaslandığında; 3 derece hücum açısından sonraki tüm hücum açılarında, daha az iz bölgesi genişliğine sahip olduğu görülmüştür. Sonuç olarak referans kanat modeli üzerinde geriye doğru kama tipli girdap üreticilerinin kullanımının akımı iyileştirdiği ve referans kanat modeline göre deney yapılan tüm hücum açılarında daha az iz bölgesi genişliği oluşturduğu kanıtlanmıştır.

Tablo 3. MATLAB Yazılımı ile Ölçülen İz Bölgesi Genişlikleri

Hücum Açısı (Derece)	İz Bölgesi Genişliği	İz Bölgesi Genişliği	İz Bölgesi Genişliği	İz Bölgesi Genişliği	İz Bölgesi Genişliği	İz Bölgesi Genişliği
	(cm)	(cm)	(cm)	(cm)	(cm)	(cm)
	Referans Model NACA0018	EVG9BW	EVG5BW	EVG9FW	EVG5FW	IVG
0	1.21	1.01	0.48	0.52	0.78	1.02
3	1.22	1.08	1.02	1.57	1.24	0.8
6	1.79	1.35	1.11	1.93	2.17	1.08
10	2.07	1.93	2.01	2.17	2.67	1.53
13	2.94	2.44	2.59	2.66	3.08	1.98
16	3.93	2.63	2.72	3.4	3.94	2.57
20	4.86	3.12	3.34	4.36	4.08	2.88



Şekil 3. İz Bölgesi Genişliği – Hücum Açısı Grafiği

4. REFERANSLAR

- [1] Khider Al-Jaburi, "PASSIVE FLOW CONTROL OF ROTARY-WING AND FIXED-WING AIRCRAFT AIRFOILS VIA SURFACE-BASED TRAPPED VORTEX GENERATORS" Aeronautical Engineering B, Copyrights C, 2019
- [2] Florian von Stillfried, "Computational studies of passive vortex generators for flow control" 2009, s.1-5
- [3] Jack F. Runckel ve James H. Henderson, "An investigation of the effects of a vortex generator configuration on the aerodynamic characteristics of A ¼-scale model of the X-1 airplane" NACA, 1952, s.3
- [4] Francisco Adolfo ve Pino Romainville, "The effect of adding multiple triangular vortex generators on the leading edge of a wing leading edge of a wing" [Çevrimiçi]. Erişi adresi: <https://researchrepository.wvu.edu/etd/4185>, 2005, s.3
- [5] H. Shan, L. Jiang, C. Liu, M. Love, ve B. Maines, "Numerical study of passive and active flow separation control over a NACA0012 airfoil", *Comput Fluids*, c. 37, sy 8, ss. 975-992, Eyl. 2008, s.1
- [6] Lin JC, Stephen K. Robinson, Robert J. McGhee, and Walter O. Valarezo. "Separation control on high-lift airfoils via micro-vortex generators", *Journal of Aircraft*, Vol. 31, No. 6 (1994), s. 1317- 1323.
- [7] J. J. Van Egmond, "Passive Flow Separation Control for High Lift An Experimental Investigation on a Novel Vortex Generator", Yüksek lisans tezi, 2015. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: <http://repository.tudelft.nl/>.
- [8] Jansen, D.P.. Passive flow separation control on an airfoil-flap model: the effect of cylinders and vortex generators. Yüksek lisans tezi, TU Delft, 2012.
- [9] Manolesos, M. "Experimental investigation of the flow past passive vortex generators on an airfoil experiencing three-dimensional separation". *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2015, s. 142,130-148
- [10] Godard G., and Stanislas M.. Control of a decelerating boundary layer. Part 1: Optimization of passive vortex generators. *Aerospace Science and Technology*, 2006, s. 181-191

[11] Çobanoğlu, T., Taşçıoğlu, R., Şahin, S., Sevinç, N., Yazanel, M., Dobur, B., Bildik, A., Arslan, M., Jurnal, G., Kolbakır, C., Durna, A.S., "Aktif ve pasif akış kontrol sistemlerinin dumanla akış görüntüleme tekniğiyle deneysel olarak incelenmesi" 9. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı (UHUK), 14-16 Eylül 2022, İzmir Ekonomi Üniversitesi, İzmir, Türkiye.

5. ÖZGEÇMİŞ

Ramazan AKYOL; Unvanı (Lisans Mezunu)

Ramazan AKYOL, 1999 doğumludur. İlk ve Orta okul eğitimini Muş'ta, lise eğitimini ise Erzurum'da tamamlamıştır. Samsun Üniversitesi Uçak ve Uzay Mühendisliği bölümünden 25.06.2023 tarihinde mezun olmuştur.

Ahmet Selim DURNA; Unvanı (Asst.Prof)

2004 yılında başladığı İstanbul Teknik Üniversitesi Uzay Mühendisliği bölümünden 2009 yılında mezun olmuştur. Yüksek lisans eğitimini ve doktora eğitimini yine İstanbul Teknik Üniversitesinde gerçekleştirmiştir. Samsun Üniversitesinde Doktor Öğretim Üyesi olarak akademik kariyerine devam etmektedir.

GAZ TÜRBİNLİ MOTOR TASARIMINDA OTORİTELERİN GEREKSİNİMLERİNE UYUM GÖSTERİMİ İÇİN GERÇEKLEŞTİRİLEN EMNİYET ANALİZLERİ

Mert Özcan

¹ TUSAŞ Motor Sanayi, Uçuşa Elverişlilik Müdürlüğü

Esentepe Mahallesi, Çevreyolu Bulvarı, No:356 26120 Tepebaşı/Eskişehir, Türkiye

Tel: 222-2112100/3174, mert.ozcan@tei.com.tr

ÖZET

Uçuşa elverişli hava araçları ve hava aracı alt sistemleri geliştirme süreçlerinde, havacılık otoritelerinin belirlediği emniyet isteklerinin karşılanma zorunluluğu bulunmaktadır. Bu isteklere uyum gösterebilmek adına rehber standartlara (SAE ARP4761) ait usul ve metodlar uygulanarak Emniyet Değerlendirme süreci yürütülmekte ve çıktılar otoriteye sunulmaktadır. Bu bildiri de, sivil amaca hizmet eden ve tip sertifika süreçlerinde olduğu düşünülen RB-211 Turbofan motoruna ait CS-E 510 paragrafında belirtilen gereksinimlere uyum gösterebilmek adına yürütülen emniyet analizlerinden bahsedilmektedir. SAE-4761 rehberliğinde, motora ait fonksiyonlara FHA, motor parçalarına FMEA ve olasılık değerlerini uyumu gösterebilmek adına FTA analizleri uygulanmıştır.

Anahtar Kelimeler: CS-E 510, Emniyet, FHA, FTA, FMEA

1.GİRİŞ

İngilizce’de bulunan “safety” ve “security” kavramlarının her ikisi de Türkçe’ye güvenlik olarak çevrilse de kavramlar anlam itibariyle birbirinden farklıdır. Safety kavramı, security kavramına göre kasıtlı ve kasıtsız tehlikelerin oluşturduğu daha büyük bir kümede emniyeti işaret etmektedir. Emniyet ise; kişilerin kendilerini güvende hissetmelerini sağlayan koşullara sahip olma ihtiyacıdır.

Söz konusu havacılık aktiviteleri olduğunda ise emniyet kritik önem arz etmektedir. Hava aracı emniyeti, kişilere ve mallara gelebilecek zararlara neden olan kasıtlı – kasıtsız tehlikelerin, risk seviyelerinin belirlenmesi, bu seviyelerin kabul edilebilir düzeye indirilmesi ve altında tutulabilmesidir. Hava araçlarının ve sistemlerinin karşılaması gereken azami emniyet istekleri, havacılık otoritelerinin belirlendiği uçuşa elverişlilik standartlarında tanımlanmaktadır (Şekil 1).

Sertifikasyon Standartları			
Kategori	EASA	FAA	ASKERİ
Hafif Uçaklar	CS VLA		MIL-HDBK-516B
Hafif Döner Kanatlar	CS VLR		DEF-STAND
Küçük Uçaklar	CS 23	FAR 23	NATO STANAG 4671
Büyük Uçaklar	CS 25	FAR 25	(Sabit Kanat UAV)
Küçük Döner Kanatlar	CS 27	FAR 27	STANAG 4703
Büyük Döner Kanatlar	CS 29	FAR 29	(Sabit Kanat Hafif UAV)
Motor	CS E	FAR 33	STANAG 4702
Pervane	CS P	FAR 35	(Döner Kanat UAV)

Şekil 1. Sertifikasyon Standartları [7]

Uçuşa elverişlilik ve kalifikasyon kapsamındaki diğer ürün gereksinimleri karşılandığında müşteri ihtiyaçlarını karşılayan emniyetli bir hava aracı tasarlanmış olmaktadır. Bir hava aracının kendisinden beklenen görev gereksinimlerini karşılayabilmesi için öncelikle uçuşa elverişli olması gerekmektedir. CS 2X.1309’da gereksinimin zorunlu kıldığı emniyet çalışmalarının neler

olduğu, bu çalışmaların ne zaman yapılması gerektiği ile ilgili süreç anlatılmaktadır. [4]

Sertifikasyon standartlarında belirtilen azami emniyet isterleri risk yönetimiyle ilişkilidir. Sistem emniyeti değerlendirmesi çalışmaları risk yönetimi kapsamında ele alınan emniyetli bir hava aracı alt sistemi geliştirme sürecidir. Bu süreç, hava aracı ve hava aracı alt sistemlerinin tasarım çalışmalarında, emniyet kavramı göz önünde bulundurularak uygulanmalıdır. Böylece uçuş sırasında meydana gelebilecek tehlikeler minimize edilir. Hava aracı sistemlerinin meydana getirebileceği kazalar sonucu oluşabilecek can ve mal kaybı hesaba katıldığında emniyet faktörünün etkin olarak tasarım sürecine dahil edildiği bir sistem hem mali kaybın hem de insan kaybının önüne geçmektedir.

Hava aracı alt sistemlerinden biri olan türbinli motor tasarımında, CS-E / FAR33 uçuşa elverişlilik standartlarında tanımlanan azami emniyet isterlerini karşılayabilmek için otoriteler tarafından kabul görmüş rehber standartlar SAE ARP 4761 ve SAE ARP 4754 kullanılmaktadır. Bu rehber dokümanlarda uçuşa elverişlilik standartlarında yer alan emniyet gereksinimlerine tasarımda nasıl uyum gösterileceğine yönelik yöntemler yer almaktadır.[4]

Bu çalışmada, EASA'nın CS-E standartına uyum gösterilerek CS-E 510 altında belirtilen ve tehlikeli motor etkisine neden olabilen durumlardan biri olan muhafaza edilemeyen yüksek enerjili parçanın açığa çıkması durumu ele alınmıştır. Türbinli motor tasarım süreçlerinde, muhafaza edilemeyen yüksek enerjili parçanın açığa çıkması durumunun risk değerlendirmesinin nasıl ele alındığı SAE ARP4761 dökümanında belirtilen usul ve metotlarla ortaya konulmuştur. Çalışmada yer alan emniyet analizleri ROLLS ROYCE RB211-22 Turbofan motoru üzerinden ele alınmıştır.

2. CS-E GEREKSİNİMLERİ [3]

CS-E, Part 21'e göre motor tip sertifikasının verilmesi için uçuşa elverişlilik gerekliliklerini içermektedir. Alt başlıkları olan CS-E'nin içeriğinde; tüm motor türleri için ortak olan alt başlık A, pistonlu motorlar için olan alt başlıklar B ve C, türbinli motorlar için olan alt başlıklar D, E ve F bulunur. Bu gereklilikler arasında emniyet analizlerinin bulunduğu D alt başlığında yer alan CS-E 510 maddesi de bulunmaktadır.

AMC, EASA tarafından Temel Yönetmelik ve Uygulama Kurallarına uygunluğu sağlama araçlarını göstermek için kabul edilen bağlayıcı olmayan standartlardır.

CS-E 510 (g)(2) Emniyet Analizleri

Uçak seviyesi analizlerde Catastrophic(Ölümcül) tehlike seviyesi mevcut iken sistem seviyesinde bu durum yoktur. Zira sistem seviyesi Hazardous bir hata durumu uçak seviyesinde Ölümcül hata durumu yaratmaktadır.

CS-E'ye uyumluluk için, Motora ait aşağıdaki dört tehlike seviyesinden bahsedilebilir:

- Hazardous (Tehlikeli)
- Major (Önemli)
- Minor (Az Önemli)
- No Safety Effect (Önemsiz/Etkisi olmayan)

CS-E'ye uyum kapsamında tehlikeli (hazardous) motor etkisi yaratan arıza durumları için aşağıdaki durumlar değerlendirilebilir:

- Motor içerisinde muhafaza edilemeyen yüksek enerjili parçanın açığa çıkması
- Motordaki zehirli ürünlerin konsantrasyonu, mürettebatı veya yolcuları etkisiz hale getirmeye yetecek düzeyde yoğun duman ya da zehirli madde oluşumu

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

- Pilotun emrettiği yönün tersi yönünde önemli itme,
- Kontrolsüz yangın
- Uçuş sırasında motor bağlantı arayüzünde oluşan arıza sonucu motorun istenmeyen bir şekilde hava aracından ayrılması,
- Turboprop motorlu hava araçlarında, pervanenin motor kaynaklı sebeplerle ana yapıdan ayrılması,
- Motorun tamamen kapatılmaması

CS-E 510 (a)(2) Emniyet Analizleri

CS-E 510(g)'de tanımlanan Majör Motor Etkileri veya Tehlikeli Motor Etkileri ile sonuçlanabilecek arızaların bir özeti, bu etkilerin meydana gelme olasılık değeri ile birlikte bir dokümanda derlenmelidir, Her bir motor kritik parçalar açık bir şekilde bu dokümanda tanımlanmalıdır.

CS-E 510 (a)(3)(4) Emniyet Analizleri

CS-E 510 (g)'de belirtilen Hazardous, Major, Minor hata seviyelerinin olasılık değerleri sırasıyla; 10^{-7} (10 milyon uçuş saatinde 1 hata), 10^{-5} (100.000 uçuş saatinde 1 hata), 10^{-4} (10.000 uçuş saatinde 1 hata)'tür. Bu değerler uçuş saati başına bir hatanın oluşabilme olasılığının sayısal ifadesidir.

CS-E 510 (c) Emniyet Analizleri

Belirli tekil öğelerin örn: yapısal parçalar, Birincil Arıza olasılığının sayısal olarak makul bir şekilde tahmin edilemeyeceği kabul edilmektedir. Bu tür öğelerin arızasının Tehlikeli Motor Etkileri ile sonuçlanması muhtemel ise, Çok Uzak Arıza olasılığı (10 milyon uçuş saatinde birden az olmak üzere) hedefini desteklemek için CS-E 510'in öngörülen bütünlük gerekliliklerinin karşılanmasına güvenilmelidir. Bu durumlar, CS-E 510(a)(2)'de belirtildiği gibi emniyet analizinde belirtilmelidir.

AMC-E 510 (d)(i)

AMC E 510 (d)(i) altında; her tehlikeli motor etkisi için motor uçuş saati başına 10^{-7} (10 milyon uçuş saatinde 1 hata) 'den büyük olmayan olasılık hedefi, motorun kritik parçalarının arızası dışındaki ayrı arıza modlarından veya arıza modlarının kombinasyonlarından kaynaklanan tehlikeli motor etkisinin olasılıkları toplamına uygulanır. (Örneğin; diskler, hublar vb.)

AMC-E 510 (d)(iii)

AMC E 510 (d)(iii) altında; bir motor arızası sonucunda serbest kalarak kontrol altına alınamayan çeşitli boyut ve hızlardaki komponentlerin tehlikeli motor etkisi yarattığı durumlar, muhafaza edilemeyen yüksek enerjili parça salınımı olarak tanımlanır. Motordaki döner komponentler; diskler, kompresör kanatçıkları, türbin kanatçıkları, şaftlar, büyük döner sızdırmazlık elemanları vb. muhafazadan koparak salınacak basınçlı parçacıklar potansiyel yüksek enerjili parça kategorisinde değerlendirilmelidir.

3.CS-E 510 (A)(2)(3)(4) VE CS-E 510 (G) GEREKSİNİMİNE UYUM GÖSTERİMİ

CS-E 510 (a)(2)(3)(4) maddeleri uyum kapsamında; SAE 4761 usül ve metodlarıyla emniyet analizleri uygulanır. Motora ait; tüm fonksiyonlara ve tüm parçalara emniyet değerlendirmesi uygulanarak Majör Motor Etkileri veya Tehlikeli Motor Etkileri ile sonuçlanabilecek arızalar tespit edilir. Bu etkilerin meydana gelme olasılık değerleri, nicel hesaplama yöntemleri ile belirlenerek uyum gösterimi sağlanır. Bu bildiriye, muhafaza edilemeyen yüksek enerjili parçanın açığa çıkması durumu ele alınmış ve olasılık hesaplaması yapılarak uyum gösterimi sağlanmıştır.

4.YÖNTEM

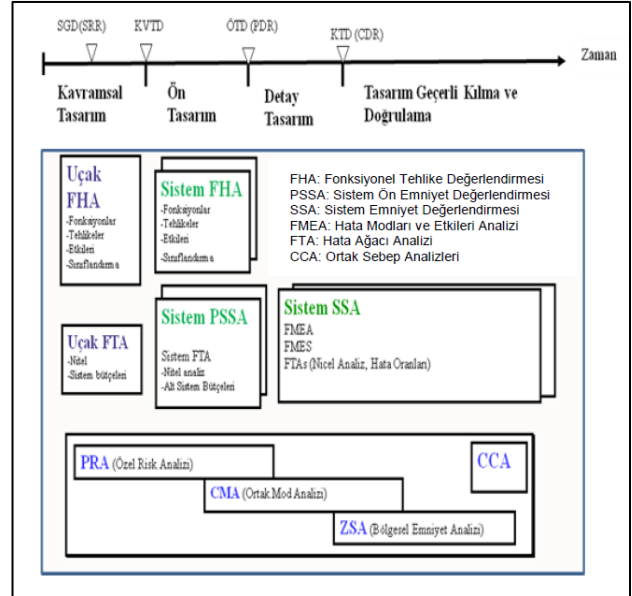
Fonksiyonel Tehlike Değerlendirmesi (FHA): Yukarıdan aşağıya tümünden gelimci bir yaklaşım ile motorun tüm fonksiyonlarının hata durumlarının tanımlanması, hata durumlarının etkilerinin tanımlanması ve sınıflandırılması sağlanır. Fonksiyonların bulunduğu çalışma ortamları ve çevresi ile ilişkili en kötü durumlar göz önünde bulundurulur. Bu hata durumlarını sınıflandırmak, sistemin karşılaması zorunlu olduğu emniyet gereksinimlerinin temelini oluşturur. [5]

Ön Sistem Emniyet Değerlendirmesi (PSSA): Tasarımın FHA çalışmasında belirlenmiş olan emniyet gereksinimlerinin karşılanabileceğinin ön görüldüğü dokümandır. FHA tarafından tanımlanan fonksiyonel hatalara neden olabilecek hataların hangi türden olduğunu belirlemek için önerilmiş sistem mimarisini inceleyen sistematik bir inceleme yöntemidir. Hata ağacı analizleri (FTA) ile sistemin FHA'de belirlenmiş hata durumlarına ne şekilde sebebiyet verebileceği gösterilir. FTA'ler vasıtasıyla alt seviye emniyet gereksinimleri (motor kontrol sistemi parçası üzerine düşen) belirlenmiş olur. FTA hem nitel hem de nicel değerlendirmelere olanak sağlayan bir analizdir. [2]

Hata Modları ve Etkileri Analizi (FMEA)

FMEA; tasarımı gerçekleştirilen bir sistemin her bir parçasının ya da fonksiyonunun olası hata mekanizmaları üzerinde odaklanılan ve bu mekanizmaların hata türlerinin sistem seviyesi etkisinin değerlendirilip taşıdığı riskleri ortaya koymak amacıyla yürütülen bir analiz türüdür. FTA / CCA'larda bulunan hata modlarının hata oranlarının desteklemek için parça seviyesinde FMEA çalışması yürütülür. FMEA çalışmasında yalnızca tekil hatalar tespit edilir ve FTA'ye girdi sağlanarak sistem seviyesinde doğrulama gerçekleştirilecektir. [1]

Sistem Emniyet Değerlendirmesi (SSA): SSA, FHA ve PSSA çalışmaları neticesinde oluşturulmuş emniyet gereksinimlerine sistemin uyum gösterdiğinin kanıtı olarak verilir. SSA kapsamında tasarım emniyet gereksinimlerinin karşılandığını doğrulayabilmek için aşağıdan yukarıya doğru yürütülen bir çalışmadır. Şekil 2'de FHA, PSSA, SSA arasındaki bağıntı gösterilmektedir.



Şekil 2. Emniyet Değerlendirme Sürecine Genel Bakış[6]

5. EMNİYET ANALİZLERİ

CS-E 510 (a)(2)(3)(4) maddelerine uyum kapsamında, RB211-22 Turbofan motoruna FHA, FMECA ve FTA analizleri uygulanmıştır. Yüksek enerjili parça açığa çıkma senaryosu ele alınarak nitel ve nicel Emniyet değerlendirmeleri ile uyum gösterimi sağlanmıştır.

FHA çalışmasında belirli bir şekilde başarısız olan, beklenmeyen bir zamanda çalışan ya da hatalı çalışan her bir fonksiyonun emniyet etkisi değerlendirilerek sınıflandırılmıştır. Değerlendirilen hata senaryoları sonucu gereksinimler çıkartılarak hataların etkileri sınırlandırılmalıdır. Şekil 3'te Fonksiyonel Tehlike Değerlendirmesi yapılmıştır. (Fonksiyon Listesi genel türbinli motor fonksiyonlarıdır.

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

FONKSİYON	ARIZA DURUMLARI	FAZLAR	TESPİT METODU	SİSTEME ETKİSİ	KRİTİKLİK
Yakıt Sağlamak Fonksiyonu	Hatalı Çalışma (Tespit Edilemez) Yakıt akışı kontrolü hata sağlanır. Motorda beklenmedik hızlanmalar meydana gelir. Rotorda burst meydana gelir. Hatalı Çalışma (Tespit Edilebilir) Ani hızlanmalar sonucunda pilot iş yükünde önemli derecede artış gözlemlenir. Aşırı hızlanma koruma tespiti sonrasında motor kapatılır.	Tüm Fazlar	Tespit: Edilmez Aksiyon: Aşırı Hız Koruma Fonksiyonu Mürettebat: -	Sistem Etkisi: Motor Susması	Major
Şaft Gücü Sağlamak Fonksiyonu	Tam Kayıp Şaft arızası kaynaklı beklenmedik hız artışı meydana gelir. Turbinde aşırı hızlanma kaynaklı burst gözlemlenir.	Tüm Fazlar	Tespit: Edilmez Aksiyon: - Mürettebat: -	Sistem Etkisi : Muhafaza Edilemeyen Yüksek Enerjili Parça Salınımı	Tehlikeli (Hazardous)
Yapısal Bütünlük Sağlama Fonksiyonu	Tam Kayıp Kompresör ve türbin disklerinde meydana gelir sonucunda burst gözlemlenir. Kompresör ve türbin modül birlikteliği ortadan kalkar.	Tüm Fazlar	Tespit: Edilmez Aksiyon: - Mürettebat: -	Sistem Etkisi : Muhafaza Edilemeyen Yüksek Enerjili Parça Salınımı	Tehlikeli (Hazardous)
Aşırı Hız Koruma Fonksiyonu	Tam Kayıp Motorda beklenmeyen aşırı hızlanma meydana geldiğinde emniyet marjinde önemli derecede düşüş gözlemlenir.	Tüm Fazlar	Tespit: Edilmez Aksiyon: - Mürettebat: -	Sistem Etkisi : Emniyet marjinde önemli derecede düşüş gözlemlenir	Major

Şekil 3. RB211-22 Fonksiyon Tehlike Değerlendirmesi (Örnektir)

Şekil 3'te verilen Fonksiyonel tehlike değerlendirme neticesinde, motor fonksiyonlarının her birine ait hata durumları ve etkileri elde edilmiştir. Şaft gücü sağlamak ve yapısal bütünlük sağlama fonksiyonlarının tam kaybı durumunda muhafaza edilemeyen yüksek enerjili parça açığa çıkması beklenmektedir. Yakıt sağla fonksiyonun hatalı çalışması senaryosunda ise; motorun hızlanarak yüksek hızlara çıkacağı ancak yüksek hız koruma fonksiyonu ile hızlanmanın önüne geçilerek motorun kapatılabileceği belirlenmiştir. Kombine senaryo olarak ele alınmıştır.

Fonksiyonların hata durumları neticesinde belirlenen muhafaza edilemeyen yüksek enerjili parça salınımı durumu, FTA ile analiz edilerek tekil ve kombine senaryolar gösterilmelidir. Nitel FTA sonrasında FMEA'den sağlanan olasılık değerleri ve parçalara ait hata modları FTA'ya eklenerek nicel FTA çalışması yapılmalıdır.

Nicel FTA'da, CS-E 510 (c) Emniyet Analizlerine uyum gösterilerek birincil arıza olasılığı sayısal olarak makul bir şekilde tahmin edilemeyeceği kabul edilen yapısal parçalara Çok Uzak Arıza olasılığı (10 milyon uçuş saatinde birden az olmak üzere) atanmalıdır. Nicel hesaplamalar sonrasında, tepe seviye olasılık hesabı kontrol edilerek CS-E 510 (a)(2)(3)(4) Emniyet Analizlerine uyum sağlanmalıdır.

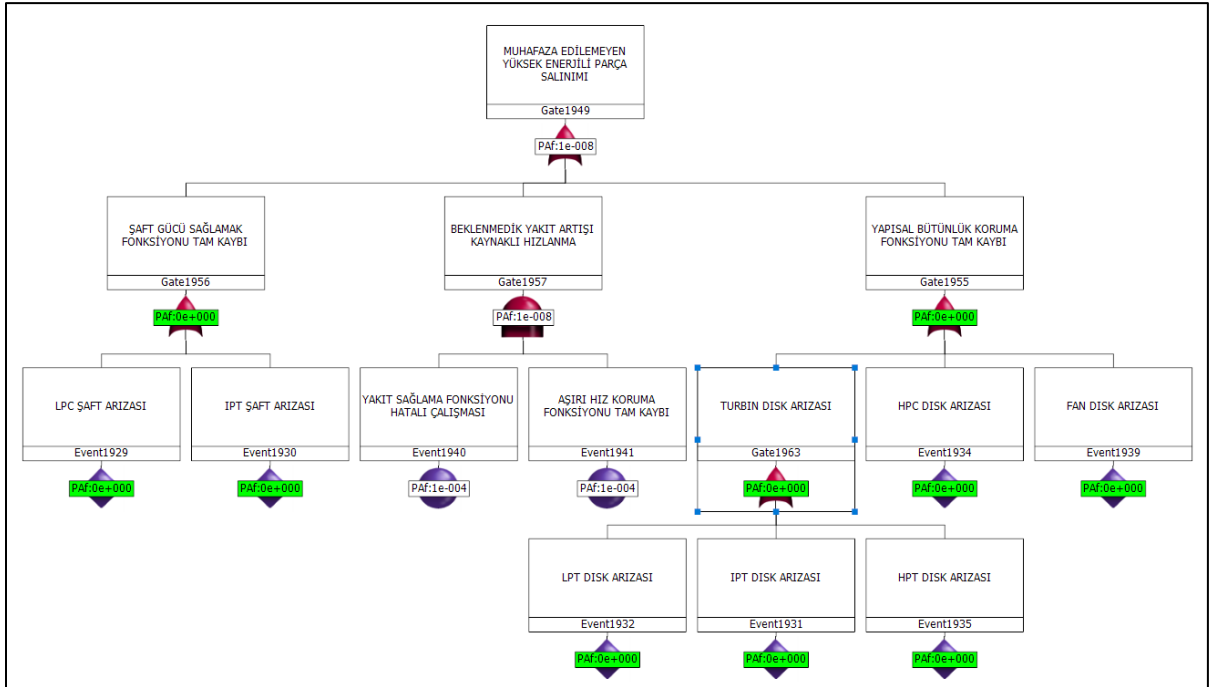
Şekil 4'te verilen FMEA çalışması, RB211-22 motoruna ait tüm parçalarda uygulanan FMEA çalışmasının filtrelenmiş halidir. Birincil etkileri muhafaza edilemeyen yüksek enerjili parça salınımı oluşturabilecek ve hatta kritik parça kapsamında ele alınacak parçalar gösterilmektedir. FMEA ile disklerde, büyük döner sızdırmazlık parçalarında ve şaftlarda muhafaza edilemeyen yüksek enerjili parça salınımı olabileceği belirtilmiştir.

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

PARÇA	MOTOR ARIZA TÜRLERİ	HATA MODLARI ETKİLERİ	MOTOR ARIZALARININ SİSTEME ETKİLERİ	KRİTİKLİK
HPC DISK (HP COMPRESSOR-3 DISC)	YORULMA (FATIGUE)	BOLT DELİKLERİNDE ÇATLAK VE KOPMA	HPT AŞIRI HIZLANMA VE DISK BURST (HPT OVERSPEED AND DISC BURST)	TEHLİKELİ (HAZARDOUS)
HPT DISK (HP TURBINE DISC)	SÜRÜNME (CREEP)	DISK RUPTURE (YIRTILMA)	MUHAFAZA EDİLEMİYEN YÜKSEK ENERJİLİ PARÇA SALINIMI (UNCONTAINED FAILURE)	TEHLİKELİ (HAZARDOUS)
LPT DISK (LP TURBINE DISC)	YORULMA (FATIGUE)	DISK RUPTURE (YIRTILMA)	MUHAFAZA EDİLEMİYEN YÜKSEK ENERJİLİ PARÇA SALINIMI (UNCONTAINED FAILURE)	TEHLİKELİ (HAZARDOUS)
IPT DISK (IP TURBINE DISC)	YORULMA (FATIGUE)	DISK ŞAFT BAĞLANTI KOLUNDA ARIZA	MUHAFAZA EDİLEMİYEN YÜKSEK ENERJİLİ PARÇA SALINIMI (UNCONTAINED FAILURE)	TEHLİKELİ (HAZARDOUS)
IPT ŞAFT (IPT SHAFT)	YORULMA (FATIGUE)	ŞAFT ARIZASI KAYNAKLI KOMPRESÖR YAVAŞLAR, TURBİN AŞIRI HIZLANMA	TÜRBİN AŞIRI HIZLANMA VE BLADE AYRILMASI (TURBINE OVERSPEED AND BLADE RELEASE)	TEHLİKELİ (HAZARDOUS)
LPC ŞAFT (LP COMPRESSOR SHAFT)	YORULMA (FATIGUE)	ŞAFT ARIZASI	LPT AŞIRI HIZLANMA VE DISK BURST (HPT OVERSPEED AND DISC BURST)	TEHLİKELİ (HAZARDOUS)
FAN DISC	YORULMA (FATIGUE)	FAN BLADELERİNDE VE DISK PARÇALARINDA AYRILMA	FAN MUHAFAZASINI SÜRTME, LPT AŞIRI HIZLANMA VE LPT BURST	TEHLİKELİ (HAZARDOUS)

Kaynakça: Knife, S., "Propulsion System Safety Analysis Methodology For Commercial Transport Aircraft" Ph.D Thesis, 1997
(Referans dökümandan türkçeleştirilmiştir.)

Şekil 4. RBS211-22 FMEA [8]



Şekil 5. RBS211-22 FTA [ÖRNEKTİR]

Şekil 6’da RB211-22 motoruna ait FTA çizimi ele alınmıştır. CS-E 510 (g)’de belirtilen tehlikeli motor etkilerinden biri olan muhafaza edilemeyen yüksek enerjili parçanın açığa çıkma senaryosu tepe seviyede ele alınarak, alt seviyede FHA’de etkisi yüksek enerjili parça salınımına neden olan fonksiyonlar değerlendirilmiştir. Fonksiyonların kaybına neden olan “event”ler ise parça seviyesine indirilerek FTA yaklaşımı tamamlanmıştır. Parça seviyesinde yer alan parçalar FMEA ile aynı etkilere sahip ve olasılıkları FMEA’den sağlanan parçalardır.

Parçalara ait olasılık değerleri hesaplanırken, CS-E 510 (c) Emniyet Analizleri maddesinde belirtilen yaklaşım gözetilerek yapısal parçalara (kritik parça kapsamında) olasılık ataması yapılmıştır. Parçaların uçuş saati başına 10⁻⁷(10 milyon uçuş saatinde 1 hata) ‘den büyük olmayan olasılık hedefi olduğuna güvenilmiştir. Yakıt akışının hatalı çalışmasına neden olan ve yüksek hız koruma fonksiyonunun tam kaybına neden olan arıza olasılıkları ise Quenterion data seti referans alınarak, atanmıştır. Nicel FTA sonrasında, tepe seviyede olasılık hedefi kabul edilebilir düzeyde olduğu gösterilerek CS-E uyumu sağlanmıştır.

6.SONUÇ

Bu dökümanda, RB211-22 turbofan motorunun CS-E 510 paragrafında belirtilen gereksinimlere uyum gösterebilmek adına yürütülen emniyet analizlerinden bahsedilmektedir.SAE-4761 rehberliğinde, motora ait fonksiyonlara (fonksiyonlar örnek amaçlıdır) FHA, motor parçalarına FMEA ve olasılık değerlerini uyumu gösterebilmek adına nitel ve nicel FTA analizleri uygulanmıştır. Olasılık atamaları yapılırken kritik parça süreci dikkate alınmış ve olasılık

atamalarında Quenterion açık kaynak olasılık değerleri kullanılmıştır. Sonuç olarak, Emniyet analizleri ile CS-E’ye uyum gösterilmiştir.

7.REFERANSLAR

- [1] S-18, Aircraft And Sys Dev And Safety Assessment Committee, “*Guidelines And Methods For Conducting The Safety Assessment Process On Civil Airborne Systems And Equipment*”. 1st ed. SAE (The Engineering Society For Advancing Mobility Land Sea Air and Space). USA Appendix G, 1996
- [2] S-18, Aircraft And Sys Dev And Safety Assessment Committee, “*Guidelines And Methods For Conducting The Safety Assessment Process On Civil Airborne Systems And Equipment*”. 1st ed. SAE (The Engineering Society For Advancing Mobility Land Sea Air and Space). USA Appendix B, 1996
- [3] EASA, Certification Specifications for Engine (CS-E) Amendment 6, 2020 s. 78-84
- [4] Sezgin Durak, Naza Gözay Gürbüz, “*Hava Aracı Tasarımında Emniyet Gereksinimlerine Uyumun Önemi*”
- [5] S-18, Aircraft And Sys Dev And Safety Assessment Committee, “*Guidelines And Methods For Conducting The Safety Assessment Process On Civil Airborne Systems And Equipment*”. 1st ed. SAE (The Engineering Society For Advancing Mobility Land Sea Air and Space). USA Appendix A, 1996
- [6] S-18, Aircraft And Sys Dev And Safety Assessment Committee, “*Guidelines And Methods For Conducting The Safety Assessment Process On Civil Airborne Systems And Equipment*”. 1st ed. SAE (The Engineering Society For Advancing Mobility Land Sea Air and Space). USA Appendix C, 1996
- [7] Gürbüz, N. G. Havacılıkta Mevzuatlar ve Rehber Standartların Kullanımı

[8] Knife, S., “Propulsion System Safety Analysis Methodology For Commercial Transport Aircraft” Ph.D Thesis, 1997

[9] Quenterion Automated Databook

8.ÖZ GEÇMİŞ

Mert Özcan

1994 yılında Eskişehir’de doğdu. 2019 yılında Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Makine Mühendisliği’nden, 2020 yılında aynı üniversitenin Endüstri Mühendisliği bölümünden mezun oldu. 2020 yılı itibariyle Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Havacılık Bilimi ve Teknolojileri yüksek lisans programına devam etmektedir. 2021 yılından itibaren TUSAŞ Motor Sanayii A.Ş.’de Sistem Emniyeti Mühendisi olarak çalışmaktadır.

İlgi alanları: Türbinli Motorlar, Özel Mühendislik ve Tip Sertifikasyon olarak ön plana çıkmaktadır.

GAZ TÜRBİNLİ MOTOR TESTLERİ VE TEST SİSTEMLERİ KURULUMU

Berkan Arslanoğlu¹, Muhammed Abdulmuttalip Deniz²

TUSAŞ Motor Sanayii A.Ş., Esentepe Mahallesi Çevreyolu Bulvarı No:356 Eskişehir, TÜRKİYE

Tel¹ : 0222 211 38 02, E-Posta: Berkan.Arslanoglu@tei.com.tr

Tel² : 0222 211 36 28, E-Posta: MuhammedAbdulmuttalip.Deniz@tei.com.tr

ÖZET

Bu bildiri TEI bünyesinde “Test Direktörlüğü” yönetiminde gerçekleştirilen gaz türbinli motorların komponent testleri, motor bütünü testleri ve test sistemleri kurulumu hakkında özet bilgi sunulacaktır.

1.GİRİŞ

Gaz türbinli motorlar havacılık sektörü için vazgeçilmez konumdadır. Hem ülkemizde hem de dünyada son yıllarda hızla artış gösteren sivil havacılık gelişimine ek olarak askeri alanda da kullanılan bu motorlar, yüksek teknoloji ürünleri olarak son 60 yıla etki etmiştir. Tasarım, imalat, montaj, bakım ve test gibi kritik konulara hakimiyeti esas alan gaz türbinli motor üreticileri, farklı disiplinleri bir araya getirerek sürekli gelişimi hedeflerken gizliliğe de hassasiyet göstermektedir. Bu sebeple ülkemizde gaz türbinli motor tasarımı, üretimi, bakımı ve testleri millileşmek adına adımlar atılmaktadır. TUSAŞ Motor Sanayi (TEI) bu görevi kendine misyon edinerek hem yerli ve milli motor üreticisi olmayı hem de özgün test sistemleri kurmayı amaçlarken MRO (Maintenance, Repair and Overhaul) faaliyetlerini de artırmaktadır.

Ülkemizde bu sektöre öncülük eden TEI, hava alığı, kompresör, yanma odası, türbin, egzoz ve yardımcı sistemlerin tasarım, imalat ve test aşamalarını sistematik bir şekilde ilerletmektedir. Bu motorların her parçası oldukça kritiktir ve hatasız bir şekilde platformda yer almalıdır. Tasarım ve imalatı gerçekleşen bu parçalar hem ayrı ayrı hem de bütünün bir parçası olarak testleri başarıyla geçtikten sonra güvenli olarak platforma takılmaktadır. Buna bağlı olarak; komponent testleri, motorun entegre haldeki motor bütünü testleri ve bu

testlerin gerçekleştireceği sistemlerin kurulumu, teknoloji gelişimi, bilgi birikimi ve sürdürülebilirlik adına ülkemize büyük katkılar sağlamaktadır.

2. GAZ TÜRBİNLİ MOTOR KOMPONENT TESTLERİ

Gaz Türbinli Motorların testleri motor bütünü ve komponent testleri olarak iki ana başlığa ayrılabilir. Komponent testlerinde her bölüm tek başına test edildiğinden, farklı disiplinlerde özel testler gerçekleştirilmektedir.



Şekil 1 TEI TS1400 Motor Kesiti [1]

Kompresör bölgesinde hava düşük basınçtan yüksek basınca doğru hareket ettiğinden fiziğin doğasına ters olarak çalışmaktadır. Bu sebeple kompresörlerde yapısal olarak dayanım, malzeme ömrü ve çalışma zarfının belirlenmesine yönelik (Surge stall margin v.b.) testleri gerçekleştirilmektedir.

Yanma odası, gaz türbinli motor çevriminde enerjinin sisteme beslendiği ve yüksek sıcaklıklara dayanım gerektiren önemli bir bileşendir. Yanma odası geliştirme

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

süreçlerinde enjektör karakterizasyonu için pilot ve ana yakıt enjektör shadowgraphy, spray açısı, debi-basınç testleri, enjektör manifold sistem bütünüdürün davranışının ölçülebilmesi için manifold basınç kaybı ve dağılım testleri ve yanma odası bütünüdüründe, yakıtın farklı senaryolardaki ateşleme koşullarının belirlendiği ateşleme testleri ile çıkış sıcaklık dağılımı, metal sıcaklık ölçümü, Lean Blow-out ve Rich Blow out testleri gerçekleştirilmektedir.

İkincil hava sistemi testlerinde yanma odası soğutma testleri (film soğutma ve efüzyon testleri), türbin soğutma testleri (Pin-Fin, Impingement ve Rib Turbulator), keçe ve sızdırmazlık yapılmaktadır. PIV(Particle Image Velocimetry) yöntemi ile akışkanın anlık olarak hız ve hıza bağlı değişkenleri ölçümü yapılmaktadır.

Türbin girişindeki sıcaklık gaz türbinli motorların tasarım noktalarından biri olduğundan malzeme mukavemetinin elverdiği sürece yüksek sıcaklıklarda çalışma eğilimi bulunmaktadır. TEI' de türbin testlerinde güç türbininin shaftına dinamometre bağlanarak tork ve güç ölçümü yapılmaktadır.

Gaz türbinli motorlar yüksek sıcaklık ve devirde çalıştıkları için motorların güvenilirliğini sağlamak adına yapısal testler ayrı bir öneme sahiptir. TEI, yüksek teknoloji altyapısı ile modal testler ve rotordinamik testleri, HCF(High Cycle Fatigue), LCF(Low Cycle Fatigue) testleri yapılmaktadır. Motor parçaları analiz sonuçlarına ek olarak yapısal testlere tabi tutulmaktadır.

Aksesuar testleri turboşaft ve turbofan motorların bazı ekipmanları üzerinde gerçekleştirilmektedir. Aksesuarlar üzerinde aksesuarların fonksiyonelliği ve çalışma zarfının tarandığı yağ besleme aksesuar testleri, yakıt besleme aksesuar testleri ve diğer yardımcı ekipmanların testleri yapılmaktadır.

3. GAZ TÜRBİNLİ MOTOR BÜTÜNÜ TESTLERİ

Motor bütünü testlerinin komponent testlerinden en önemli farkı bileşenlerin hepsinin montajı tamamlanmış şekilde yapılmasıdır. Bu testlerde performans, fonksiyonellik, aerodinamik ve yapısal anlamda tüm parçalar entegreken birbirlerine etkisini görebilmek amaçlanmaktadır. Bu kapsamda motor bütünü testleri Yer Testleri ve Uçuş Testleri olarak iki ana başlığa ayrılmaktadır.

Yer testleri 'bremze' olarak adlandırılan test odalarında alanında tecrübeli test mühendisler ve teknisyenleri ile birlikte gerçekleştirilmektedir. Yer testlerinin amacı her testte farklılık gösterebilmektedir. Yer Testleri farklı tip motorlara özgü tasarlanan, spesifik test odalarında

yapılmaktadır. Ayrıca bazı özel durumlarda test sisteminde o teste yönelik değişiklikler de yapılmaktadır. Yer testleri alt ana başlıklara ayırırken testin amacı ana etken olmaktadır.

- Sistem Devreye Alma Testleri
- Geliştirme Testleri
- Sertifikasyon Testleri
- Pass-off Testleri (Kabul Testleri)



Şekil 2 TS1400 Dinamometreli Bremze [2]

Sistem devreye alma testlerinin amacı kurulan sistemlerin ilk testlerini gerçekleştirmektir. Bu testlerde sistemlerin kalibrasyonu ve performansları test edilmektedir. Yağ sistemleri, yakıt sistemleri, ölçüm sistemleri ya da turboşaft motor testlerinde kullanılmak üzere dinamometre gibi özel ekipmanların testlerini içermektedir. Devreye alma testleri için kullanılan motorlar, test verileri doğruluk anlamında kendini ispat etmiş bremzelerde test edilmektedir. Daha sonra yeni kurulan bremzelerde doğrulamak için test edilmektedir. Bu şekilde hem motor hem de bremzeden emin olarak sistemler devreye alınmaktadır. Bu çalışmalar genel olarak 'korelasyon' olarak adlandırılmaktadır.

Geliştirme testleri ilgili bölümler tarafından talep edilen isterlere göre test mühendisleri koordinasyonunda gerçekleştirilmektedir. Talep edilen isterlere göre testler gerçekleştirildiği için bu testlerin özel bir ya da birkaç amacı olmaktadır. Genellikle ilk testler motor sistem tanılama testleri olmaktadır. Motorların imalat amacına göre kompresör, aerodinamik, titreşim tarama, gerinim tarama, uç açıklığı tarama, performans, termal soğuma, dayanıklılık ya da yağ-yakıt şartlandırma gibi özel testleri TEI 'de gerçekleştirilmektedir. Bu testlerde elde edilen verilere göre bir sonraki motor konfigürasyonu belirlenir ve sırasıyla aynı prosedür tekrarlanarak motor gelişimi takip edilmektedir.

Sertifikasyon testleri, her motor üreticisi firmanın uymak zorunda olduğu FAA, EASA gibi otoritelerin belirlediği standartlara göre gerçekleştirilmektedir. Ülkemizde bu otorite görevini Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü (SHGM) yürütmektedir. Otoritelerin yayımladığı

kurallara göre motorlar bazı özel testlerde kendisini ispatlamak zorunda olduğundan, TEI 'de bu testleri gerçekleştirmek için çalışmalar yapmaktadır. Bu özel testlerden bazıları aşağıdaki gibidir:

- Kuş Çarpması Testi
- Kum – Toz Testi
- Buz Çarpması Testi
- Dolu Çarpması Testi
- Dayanıklılık Testleri
- Yağmur Tutma Testi

Sertifikasyon testlerini başarıyla geçen motor, sürekli Uçuşa Elverişlilik Sertifikası olarak uygun hava aracına entegre edilerek uçuş gerçekleştirebilmektedir. TEI üretici firması olduğu TS1400 motorunun motor bütünü ve komponent bazında sertifikasyon testlerini yakın gelecekte planlamaktadır.

Hali hazırda kullanımda olan ticari/askeri motorların AIT/MRO faaliyetlerinden sonra OEM'ler tarafından tanımlanan koşullarda ve özel test sistemlerinde servise verilmeden önce koşulan pass-off ve üretim testlerinde TEI bünyesinde gerçekleştirilmektedir. Bu testler kapsamında genel olarak motorlar rodaj/fonksiyonellik/titreşim taraması/transient tepkileri ölçmeye yönelik profiller ile çalıştırılmaktadır. Pass-off ve üretim testlerinde ana amaç bakım ve yeni üretim sonrası motor performansını hızlıca ölçüp servise vermektedir. Bu testler dayanıklılık ve performans testleri gibi özel testlerden oluşmaktadır. Pass-off testlerini geçen motorlar kullanıcı firmalara hava araçlarına entegrasyonu sağlanmak üzere teslim edilirler. Bu testlerde başarısız olan motorlar ise tekrar incelenmek üzere ilgili bölümlere yönlendirilmektedir. TEI'de F110-129, T700-701 C/D ve CTS800-4A, Makila 1A1, TF33-PW100A turboşaft motorlarının pass-off testleri gerçekleştirilmektedir.

Uçuş testleri, motorların uygun hava araçları ile uçuş halinde test edilmesidir. Bu testlerde gözlemlenen verilerin; aynı zamanda ölçümü ve kaydı yapıldığı için



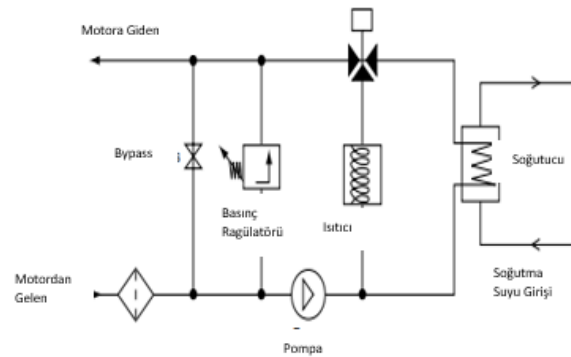
Şekil 3 TEI TS1400 İlk Uçuş Testi - 22 Nisan 2023 [3]

kritik öneme sahip olmaktadır. İrtifa koşullarında motor davranışını inceleyerek motor gelişimine katkıda bulunmaktadır.

4. TEST SİSTEMLERİ KURULUMU

Gaz türbinli motorların testleri motor tipi ve test istekleri doğrultusunda özel olarak tasarlanmış olan test sistemleri ile gerçekleştirilmektedir. Bu test sistemleri, motor veya komponent testi için özel olarak tasarlanmış test bremde veya rig test sistemleri kurulmaktadır. Örneğin bir turbojet motor testinde itki ölçümü yapılırken bir turboşaft motor testinde şaft vasıtasıyla tork ölçümü yapılmaktadır. İtki ölçümü için itki ölçer kullanırken tork ölçümü için dinamometre kullanılmaktadır. Bu dinamometreler; elektrikli, su frenli veya havalı olmaktadır. Altyapı ve çevre koşullarının elverişliliğine göre operasyonellik, bakım ve maliyete göre bu dinamometrelerden biri seçilmektedir.

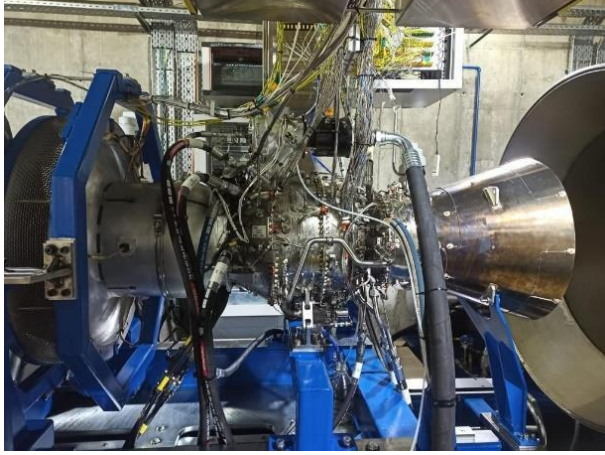
Test odası kurulumunda yağ ve yakıt sistemlerinin kurulması motor ve test özelinde gerçekleşmektedir. Motor üzerinde yardımcı aksesuar sistemleri mevcutsa (aksesuar dişli kutusu) yağlama ve yakıt şartlandırması bu sistem üzerinden sağlanmaktadır. Eğer motor üzerinde bir yardımcı aksesuar sistemi yoksa test odasına harici yakıt ve yağ sistemleri kurulmaktadır. Motorun veya komponentin testi esnasında istenen yakıt sıcaklığı, yakıt basıncı, yakıt debisi, yağ sıcaklığı, yağ debisi ve yağ basıncı gibi istekler bu sistemin tasarım kriterlerini belirlemektedir. İstekler doğrultusunda; hat tasarımı için boru çapı, malzemesi, hat uzunluğu, debimetre, filtreler, basınç regülatörü, pompa ve valflerin seçimi yapılmaktadır. Örneğin; yakıt hatlarında yakıtın çizgisel hızının 0.2 m/s ile 1.0 m/s arasında olması önerilmektedir[4]. Bu ve benzeri hesaplamalar doğrultusunda yapılan bu seçimler P&ID (Piping&Instrumentation Diagram) üzerinde tasarlanmaktadır. Test senaryosuna uygun olarak geliştirilen otomasyon ve kontrol algoritmaları sayesinde bu sistemler otomatik olarak kontrol edilmektedir.



Şekil 4 P&ID Örneği [4]

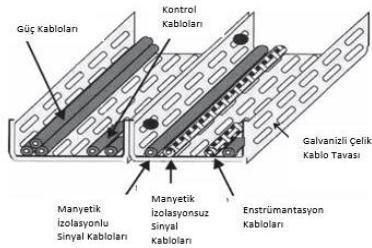
XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

Test cell genel kontrol sistemi FCS olarak adlandırılan PLC tabanlı bir sistem ile yapılmaktadır. Bu sistem üzerine kurgulanan otomatik kontrol döngüleri ve manuel kontroller ile tüm test cell'e ait alt sistemler sürekli olarak izlenmekte ve gerekli müdahaleler yapılmaktadır. Tesis ve motor/rig sağlığı için gerekli kritik parametreler hardwire olarak doğrudan FCS sistemine bağlanmaktadır. Test edilen motor/rig için gerekli kritik veriler ise hem parça üzerinde tasarlanan prob/sensor gruplarından hem de fasilitedeki



Şekil 5 TS1400 Sıcaklık Tarama Testi [2]

sensörlerden DAS (Data Acquisition System) ile toplanmaktadır. Das sistemi frekansı maks 100 Hz olan sensör verilerini toplar iken, titreşim, tip clearance v.b. yüksek frekanslı veriler ise DDAS(Dynamic Data Acquisition System) ile ölçülmektedir. DAS ve DDAS sistemlerinin temel amacı veri toplamak olup tesis kontrolü ve kritik parametre gözleme gibi görevi bulunmamaktadır. İdeal kurguda bu sorumluluk FCS sistemine yüklenmiş durumdadır. DAS ve DDAS ile toplanan veriler post processing işleminden geçirilerek istenilen tasarım parametresinin test koşullarına göre nasıl etkilendiği raporlanabilmektedir. Test mühendisleri aldıkları bu verileri işleyerek raporlamalarını yapmaktadır.

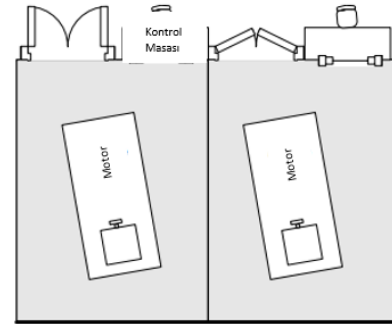
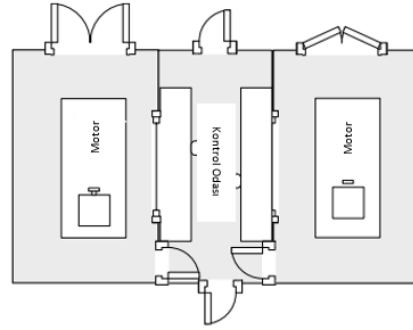


Şekil 6 Kablo Yerleşim Gösterimi [4]

Test odasında kullanılan elektrik hatları kablo tavaları ile güvenli bir şekilde taşınmaktadır. Bu kablo tavaları genelde galvanizli çelikten üretilmektedir.[4] Güç kabloları, sinyal kabloları, kontrol kabloları ve enstrümantasyon kabloları birbirine yakın olarak geçmemelidir.

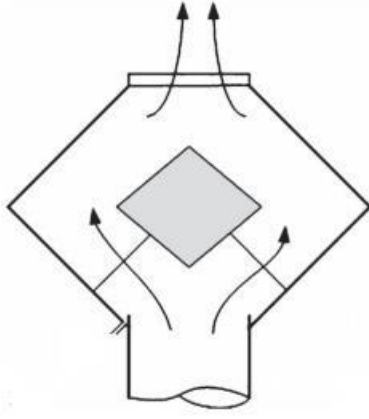
Motor ve komponent testleri esnasında en önemli konulardan biri de hava girişidir. Hava girişi kesit alanı basınç kaybını minimuma indirmek amacı ile boyutlandırılır. Motordan kaynaklı hava emişi sebebi ile cell iç basıncı atmosfer basıncına göre daha düşük olmaktadır. Cell intake ve iç yapısındaki basınç kaybına cell depression denmektedir. Genel tasarım kurallarına cell depression değeri 25 mmH₂O değerini geçmeyecek şekilde boyutlandırma yapılır. Brezme ve riglerdeki hava girişi tasarımları, motora ve test isterlerine göre değişmektedir. Farklı hava debisi isterlerinde test odası içerisinde motorun yerleşimi de farklılık göstermektedir.

Test odalarında personel ve motor giriş kapıları ayrı olması acil durumlar için önemlidir. Yine de bazı test odalarının giriş ve personel kapıları aynı olabilmektedir. Kontrol odasıyla motor ekseninin aynı doğrultuda olmaması dikkat edilmesi gereken bir diğer husustur. Bunun sebebi ise hem motoru daha geniş bir açıdan gözlemek hem de olası kazalarda hasarı minimuma indirmektir.



Şekil 7 Motor Bremze Yerleşimi [4]

Altyapı kurulumlarında dikkat edilen bir diğer tasarım ise baca tasarımlarıdır. Bacaların en önemli görevi gaz türbini çıkışındaki yanma gazlarını minimum basınç düşüşü ile atmosfere tahliye etmektir. Ancak baca malzeme dayanım sınırı nedeni ile çap seçilirken genelde 3:1 (T5 sıcaklık değerine göre oran değişebilir.) ikincil hava girişine izin verilerek, baca içerisindeki akış sıcaklığı malzeme dayanımı için tolere edilebilir seviyelere indirgenir. Bacalar atmosfere açık olduğu için test odasının yağmur, kar, dolu gibi hava olaylarından etkilenmesini minimuma indirmelidir. Bu sebeple bacalarda tahliye noktaları bulunmaktadır.



Şekil 6 Jet-Cap Baca Görşeli [4]

Testler esnasında alınan ölçümlerin doğruluğunu teyit etmek amacıyla bu sistemlerin hepsi devreye alınırken valide edilmektedir. Motor veya komponent test edilmeden önce kontrol ve otomasyon algoritmaları aracılığıyla ilgili test sistemi motor veya komponent simüle edilerek test edilmektedir. Doğrulama esnasında bu sistemlerin veya sistemi oluşturan ekipmanların kalibrasyonları da yapılmaktadır. Tüm bu işlemlerin ardından ilgili test sistemi devreye alınıp testi gerçekleştirmektedir. Revizyon olması durumunda ilgili personel tarafından revizyon takip formu doldurulup sistematik olarak geliştirmeler yapılmaktadır.

Test esnasında kurgulanması gereken en önemli maddelerden birisi de acil durum matrisleridir. Acil durum senaryoları test cell ve motor/rig sağlığının gözlemlendiği kritik parametrelerden beslenen ve risk analizi sonucu ortaya çıkan kontrol döngüleri olup, kritiklik seviyesine göre farklı senaryoları FCS sistemi üzerinden tetikleemektedir. Örneğin dinamometre yatak sıcaklığı belirli değerin üstüne çıktığında alınan aksiyon motorun rölantiye düşürülerek kontrollü durdurulması iken önem seviyesi daha üstte olan motor/rig overall titreşim değerleri belirli limitin üstüne çıktığında yakıt akışı

kesilmekte ve motor/rig ani duruşa götürülmektedir. Buna ek olarak bir test mühendisi de acil durumlarda alınacak aksiyonlardan sorumlu olmaktadır. Test odasında ve dışında oksijensiz söndürme yapabilen yangın tüpleri de bulunmalıdır. Yangın dışında motor veya komponent testinde meydana gelebilecek bir aksi duruma karşın test kontrol panelinde acil durum butonu bulunmaktadır. Acil durum butonu ile test çok hızlı biçimde kontrollü olarak durdurulmaktadır.

5. SONUÇ

Gaz türbinli motorların testlerinin yapılması ve bu testlerin yapılacağı sistemlerin kurulması ileri mühendislik ve analitik düşünme becerileri gerektirmektedir. Son 60 yılda dünyada hızla gelişim gösteren bu teknolojilerde ülkemiz yakın geçmişte oldukça ilerleme kaydetmiştir. TUSAŞ Motor Sanayi (TEI) bu gelişime öncülük ederken sektördeki diğer firmaları da teşvik etmektedir. Özellikle son yıllarda geliştirilen TS1400 Turboşaft Motoru ile sivil havacılıktaki testlerde önemli ölçüde ilerleme kaydedilmiş ve test sistemlerinin millileştirilmesi adına büyük adımlar atılmıştır. Geliştirme aşamasında olan askeri motorların da test kurguları ve test sistem kurulumları özverili bir biçimde devam etmektedir. Yazılımdan tasarıma, imalattan testine kadar tüm adımlar geniş bir mühendis ve teknisyen ekibinin kontrolünde gerçekleşmektedir. Havacılık alanındaki kısıtlamalar, tecrübe gizliliği ve yüksek teknoloji ürünlerin ortaya çıkarılması adına her adımda olduğu gibi testler ve test sistemleri kurulumlarında da yerlilik ve millilik önem arz etmektedir. Bu çerçevede TEI; performans testleri, motorun platformun hareketine göre sergilediği davranış testleri, otorotasyon testleri, irtifa testleri, kompresör akış, yapısal, ömür testleri, yanma odası manifold, enjektör ve yakıtın farklı senaryolardaki ateşlemesi testleri, türbinin yapısal, akış ve soğutma testleri, titreşim ve rotordinamik testleri, aksesuar testleri, ikincil hava akışı keçe ve sızdırmazlık testleri gibi motor bütünü ve komponentlerine ait detaylı birçok test yapmakta ve bu test sistemlerini özgün olarak kurmaktadır.

6. REFERANSLAR

- [1] Defensehere, "Gökbey Helikopteri, TEI tarafından milli imkanlarla geliştirilen motorla ilk kez havalandı". 14.08.2023. www.defensehere.com.tr
- [2] Defensehere, "Türkiye'nin ilk milli helikopter motoru TEI-TS1400'ün sıcaklık tarama testleri tamamlandı". 14.08.2023. www.defensehere.com.tr
- [3] Savunmasanayist. "TEI-TS1400 Turboşaft Motoru". 14.08.2023. www.savunmasanayist.com
- [4] A.J. Martyr (2006), "Engine Testing Theory and Practice" 6

7. ÖZGEÇMİŞ

Berkan Arslanoğlu

1997’de Bursa’da doğdu. İlkokul, ortaokul ve lise eğitimini Bursa’da tamamladıktan sonra 2021 yılında Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Makina Mühendisliği bölümünden mezun oldu. Bir buçuk yıldır TEI bünyesinde Test Direktörlü’nde Test Sistemi Tasarım ve Analiz Mühendisi olarak görev yapmaktadır.

Muhammed Abdulmuttalip Deniz

1993’te Tokat’ta doğdu. İlkokul,ortaokul ve lise eğitimini Tokat’ta tamamladıktan sonra 2018 yılında Orta Doğu Teknik Üniversitesi Havacılık ve Uzay Mühendisliği bölümünden mezun oldu. 2022 yılında Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesinde Yüksek Lisans eğitimine başladı. Üç yılı aşkın süredir TEI bünyesinde Test Direktörlüğünde Test Mühendisi olarak görev yapmaktadır.

HAVA ARACI MODERNİZASYONLARINDA TASARIM VE TEST SÜREÇLERİ

Verda Çora¹, Serdar Çora²

¹Aeros Havacılık Mühendislik Sanayi ve Ticaret A.Ş. Bilkent Cyberpark A Blok No:401 Çankaya Ankara Tel: 312 2663310 E-Posta: verda.cora@aeros.com.tr

²Aeros Havacılık Mühendislik Sanayi ve Ticaret A.Ş. Bilkent Cyberpark A Blok No:401 Çankaya Ankara Tel: 312 2663310 E-Posta: serdar.cora@aeros.com.tr

ÖZET:

Hava aracı modernizasyonuna neden olan gerekler, modernizasyon yapmak için uyulması gereken regülasyonlar, hava aracı modernizasyonu esnasında gerçekleştiril-mesi gereken faaliyetler, yapılan modernizasyonlar alınan dersler ve dikkat edilmesi gereken hususların özeti bu makalede yer almaktadır.

ANAHTAR SÖZCÜKLER:

Modernizasyon, hava aracı yenileme, tersine mühendislik, sistem yerleşimi, operasyonel konsept, modernizasyon iş adımları, askeri havacılık, sivil havacılık, sertifikasyon, rmt, yer testleri, uçuş testleri, ARUT

İÇERİK:

1. AMAÇ
2. MODERNİZASYON NEDİR, NEDEN YAPILIR?
3. TASARIMDA UYULMASI GEREKEN REGÜLASYONLAR
4. MODERNİZASYON İÇİN GERÇEKLEŞTİRİLECEK FAALİYETLER
5. ALINAN DERSLER
6. SONUÇ

1.AMAÇ

Hava aracı (Helikopter ve Uçak) modernizasyonu ile hava aracının verimliliğini ve kabiliyet arttırımını sağlamak için en son teknolojilerin entegrasyonunu içerir. Hem askeri hem de sivil hava araçlarında modernizasyonlar yapılabilir. Bu makalede yapılan bu modernizasyonların tasarım ve test süreçleri ile ilgili genel

bir bilgilendirme yapılması ve bu süreçler hakkında bilgi ve tecrübe paylaşımı yapılması hedeflenmiştir.

2.MODERNİZASYON NEDİR, NEDEN YAPILIR?

İlave kabiliyet, teknolojik değişimler, demodelik, regülasyonlardan gelen zorunluluklar



Hava araçları günümüzde birçok alanda aktif olarak kullanılan ve gün geçtikçe kullanım alanı genişleyen teknolojik birimlerdir. Hava aracı tasarımları gelişen teknolojiye bağlı olarak birden fazla alt sistemin ve bütünleşik yapının bir arada çalışmasını sağlamayı hedefler. Hava aracında yer alan alt sistemler teknolojik gelişmeler kapsamında değişime daha açık olup aracın yapı bütünü alt sistemlerden çok daha uzun süreli dayanımı içerecek şekilde tasarlanır. Ayrıca hava aracı tasarımlarında ana girdi olan gereksinim setleri değişen regülasyon ve kullanım

koşulları nedeni ile değişime uğramaktadır. Hava aracı kullanıcıları tarafından yapılan operasyonel konsept değişiklikleri de benzer şekilde hava aracının ihtiyaç duyduğu alt sistemlerin kendisi ya da içeriklerinde çeşitli değişiklikler gerektirebilir. Bu değişimler sonucu hava araçlarında zaman zaman sistem/ekipman /bileşen/malzeme değişimleri söz konusu olmaktadır.

Hava aracında kullanılan bileşenlerde yaşanan demodelik sorunu da hava aracı tasarımlarında çeşitli değişikliklerin yapılmasını zorunlu kılabilir. Sistemler bütünü olarak adlandırabileceğimiz hava araçlarında bu tarz tekli ya da çoklu değişikliklerin hava aracı bütününe etkilerinin değerlendirilerek değişikliklerin yapılmasını “Modernizasyon” olarak adlandırabiliriz.

Her biri için birer örnek vermek gerekirse örnekleri şöyle sıralayabiliriz:

Sivil havacılıkta gelen ADS-B regülasyonu kaynaklı Avrupa hava sahasında belli tipte hava araçları için ADS-B sistemini kullanmak zorunlu hale gelmiştir. Bu zorunluluk nedeni ile sivil havacılıkta kullanılan hava araçlarında ADS-B sistemini hava aracına takmak ve sertifikaya etmek adına bir dizi tasarım faaliyetleri ile hava araçları modernize edilmiştir.

Hava araçlarında kullanılan federe mimariler teknolojinin gelişmesi sonucu kendini entegre mimarilere bırakmış, günümüzde de entegre modüler mimarilerin kullanımı başlamıştır. Bu tarz değişimlerin çerçevesinde hava aracı için sistem geliştirici firmalar teknolojilerini değiştirip önceki nesil sistemlere belli bir zaman aralığı için desteklerini sürdürmektedir. Bu hususlar hem yeni teknolojiye adaptasyon hem de demodelik sorunlarının önüne geçmek için hava araçlarında değişiklikleri, modernizasyon ihtiyaçlarını açığa çıkarmaktadır.

Bir diğer önemli modernizasyon kaynağı ise hava araçlarına ilave kabiliyet kazandırma ihtiyacıdır. Özellikle askeri havacılık tarafından hava araçlarına yeni görevlerin icrası için ya da mevcut görevleri daha etkin yapabilmek için ya da savaş hattında karşı birliklerin gelişime göre kendi kabiliyeti artırmak için yeni sistemlerin eklenmesi söz konusu olabilmektedir.

Motor ve gövde ömrü uzun olan taşıma kapasitesi ve güç/ağırlık bütçesi yeterli olan platformların yenileştirilerek ilave kabiliyet kazanılması (yüksek bütçeli yeni platform alınmasına alternatif)

Yukarıda tariflenen askeri platformların taşıma kapasitesine ve mevcut bütçelere göre ilave kabiliyet kazandırılması hususu dünyada hemen hemen her ülkede sıklıkla

uygulanan bir metottur. Görev ve özellikle silah sistemlerindeki değişimlerin hızı yeni platform tasarım hızının oldukça üstünde olduğundan bir hava aracı tasarlanıp kullanıma girdikten sonra gövde ömrü çerçevesinde envanterden çıkana kadar çok sayıda yeni görev/silah sistemi gelişimine tanık olmaktadır. Bu durum hem yeni hava aracı geliştirme için harcanacak bütçe hem de zaman ekseninde mevcut hava araçlarında yeni görev sistemlerinin kullanımını daha cazip hale getirmektedir. Yeni sistemlerin entegre edilmesi durumunda gövde ve motor ömürlerinin analizleri detaylı yapılmalı ve eğer gerekiyorsa gövde ömrü uzatma ve motor yenileme gibi ek modernizasyonların da yapılması söz konusu olmaktadır. Özellikle kalifikasyon ve sertifikasyon açısından sınırdan bir hava aracının tamamlanması ile halihazırda kalifiye ve sertifikaya edilmiş bir hava aracına yeni bir sistemin eklenmesi bütçe ve zaman açısından birbirinden epey uzak iki nokta oluşturmaktadır. Burada önemli olan nokta mevcut hava aracının gövde ömrünün ne kadar olduğu, gövde ömrünün yapılacak yapısal modifikasyonlarla uzatılabilirliği, yeni bir sistem takılabilirliği için hava aracından yeterli kaynağın (güç, hacim, ağırlık, ısı vb) sağlanabilmesidir. Günümüzdeki teknolojik gelişmelerle sistemlerde küçülme, tabiri caizse “Low SWAP”, eski sistemlere göre anlamlı bir kazanç sağlamaktadır. Ancak yine aynı teknolojik gelişmeler nedeniyle hava aracındaki sistemlerle arayüzlere uyum zorlaşabilmektedir. Örneğin 115 Vac ve 28 Vdc kaynağı olan bir hava aracına yeni nesil aviyonikler takmak istediğinizde karşınıza 270 Vdc ihtiyacı çıkabilir, bu da tek başına o sistem daha düşük ağırlıkta olsa bile bir çevirim ünitesini de hava aracına takma ihtiyacı olabileceğinden toplam ağırlığın iyi hesaplanmasını gerektirir.

Uçuş emniyetinin artırılması (yeni nesil seyrüsefer/haberleşme/gösterge sistemleri) ve yeni görevler eklenmesi (kamera, radar, silah sistemleri gibi)

Hava araçlarında değişimi tetikleyen ya da değişim değerlendirmesinde kullanılan mevcut hava aracının kapasitesi faktörünün yanında hava aracına takılacak sistemlerin hava aracına kazandıracığı kabiliyetler de oldukça önemlidir. Burada iyi değerlendirilmesi gereken konu operasyonel koşullar ve ihtiyaçlardır. Hava aracının uçuş emniyetini artırıcı veya acil durumlarda kullanım kolaylığı katabilecek sistemler ve yukarıda da bahsedildiği gibi yeni görev ihtiyacını karşılamak için gerekli olan sistemler sistem mühendisliği sürecinin Operas-

yonel konsept aşamasından başlanarak doğru işletilmesi sonrasında kapsamı uygun bir şekilde belirlenecektir. Belirlenen konseptte bağlı olarak gereksinimler ve akabinde sistem mimarisi oluşturularak hem uçuş emniyeti hem de yeni görevler kapsamında ihtiyaç duyulacak sistemlerin

seçilmesi ve modernizasyon kapsamının netleşmesi sağlanacaktır. Modernizasyon kapsamını netleştirirken yeni takılacak sistemin performansı ve hava aracına katacağı fonksiyonlarla birlikte hava aracındaki diğer sistemlerle arayüz etkileşimi detaylı bir şekilde değerlendirilerek modernizasyon kapsamının belirlenmesi elzemdir. Bir aviyonik modernizasyon için hiç öngörülmeleyen oksijen sistemine dokunulması söz konusu olabilir. Sistemler arası etkileşime dikkat edildiği kadar sistem yerleşimi kaynaklı etkileşimler, aslen modernizasyon kapsamında dokunulmasına ihtiyaç olmayan sistemlerde fiziksel yer değişikliği kaynaklı etki analizleri yapılmasını gerektirebilir.

Kabin içi yenileme, yolcu memnuniyeti artırılması (yeni sistemler eklenmesi ve daha hafif ve konforlu yapısal modifikasyonlar yapılması)

Kabin içinde yapılan modernizasyonlar sivil havacılıkta oldukça yaygın gerçekleştirilen çalışmalardır. Buradaki ana ihtiyaç yolcu konforunu artırıcı ya da hava aracının taşıma kapasitesini artırıcı eklemeler ve sistem değişimlerini içermektedir. Bu değişimler yapılırken kabin içinde yapılan değişikliğin diğer modernizasyonlarda da geçerli olduğu gibi diğer hava aracı sistemleri ile etkileşimi (güç, ağırlık denge, ısı atımı vb) belirlenmeli ve yapılan değişikliğin hava aracında olumsuz bir koşul oluşturmadığı gösterilmelidir. Kabin bölgesinde yapılan değişikliklerde yolcu ve gerekli olması durumunda mürettebatın emniyet koşullarının sağlandığı gösterilmelidir.

3. TASARIMDA UYULMASI GEREKEN REGÜLASYONLAR

Sivil regülasyonlar (EASA/SHGM ve FAA) Askeri regülasyonlar Major minor modifikasyon nedir?

Günümüzde sivil havacılık için de askeri havacılık için de regülasyonlar, sistem ve görev gereksinimleri gibi modernizasyonun en başında dikkatlice değerlendirilmeli ve kapsam belirlenmelidir.

Modernizasyon yapabilmek için gerekli tasarım organizasyonu özel organizasyonlardır. Bir firma sivil hava aracı üzerinde modernizasyon yapabilmek için Sivil otoriteler (FAA, EASA, SHGM vb.) tarafından denetimler sonucunda verilen DOA (Design Organization Approval-Tasarım Organizasyonu Onayı) yetkisine sahip olması gerekir. Tasarım organizasyonunda belli uzmanlıkların olması, iş süreçlerinin belirlemesi ve tüm mühendislik çalışmalarının onaylı el kitaplarına göre yapılması gereklidir. Askeri hava araç modernizasyonunda ise benzer onaylar ve faaliyetler ülkelerin kendi asker sertifikasyon otoriteleri tarafından istenmektedir.

Sivil havacılık için hava aracı üzerinde değişiklik yapmak için ön koşul sivil havacılık otoritelerince yetkilendirilmiş tasarım organizasyonu olmaktır. EASA Part-21 ve ülkemizde SHGM SHT-21 esaslarına göre sivil hava aracı üzerinde tasarım değişikliği ya da modernizasyon yapmak isteyen organizasyonlar öncelikler Tasarım Organizasyon Yeterlilik Onayı (ing. Design Organization Approval) yetkisini almalıdırlar. Bu yetkiye sahip olan kuruluşlar modernizasyon yapacakları hava aracının sınıfına göre ilgili CS-2X (CS-23/25/27/29 vb) sertifikasyon spesifikasyon dokümanında yapılacak değişikliğe göre ilgili gereksinimleri seçerek sürece başlayabilirler.

SİVİL UÇUŞA ELVERİŞİLİK STANDARTLARI			
KATEGORİ	EASA	FAA	SHGM
Hafif Uçaklar	CS VLA		EASA ile aynı
Hafif Döner Kanatlar	CS VLR		
Küçük Uçaklar	CS 23	FAR 23	
Büyük Uçaklar	CS 25	FAR 25	
Küçük Döner Kanatlar	CS 27	FAR 27	
Büyük Döner Kanatlar	CS 29	FAR 29	
Motor	CS E	FAR 33	
Pervane	CS P	FAR 35	

Yapılacak değişikliğin sınıfının belirlenmesi ve yetkiye uygunluğunun değerlendirilmesi bir zorunluluktur. Bu nedenle değişikliğin sınıflandırması belli kriterlere göre yapıldıktan sonra değişiklik büyük veya küçük (Major/Minor) olarak değerlendirilir. Küçük değişiklik; kütle, denge, yapısal mukavemet, güvenilirlik, çalışma karakteristikleri, gürültü, kasıtlı yakıt boşaltma, egzoz emisyon, operasyonel uygunluk verileri veya ürünün uçuşa elverişliliğini etkileyen diğer karakteristikleri üzerinde önemli bir etkisi olmayan değişikliklerdir. Diğer tüm bu değişiklikler büyük sınıfta yer alır.

İlgili CS'den gereksinimlerin seçilmesi sırasında gereksinimlere nasıl uyum yapılacağı belirlenir. Uyum gösterimi için 10 adet olarak belirlenmiş olan MoC (Means of Compliance) tablosu kullanılır. İlgili CS gereksinimleri ile beraber yapılan değişiklik kapsamında dikkate alınması gereken AD (Airworthiness Directive), AMC (Acceptable Means of Compliance), GM (Guidance Material) varsa bunlar da değerlendirilerek gereksinim ve uyum gösterimi kapsamı netleştirilir. Özetle sivil havacılık kapsamında bir hava aracı modernizasyonu söz konusu ise Part-21/SHT-21 kapsamında tasarım organizasyon yeterlilik onayı ile hava aracının tipine göre ilgili CS gereksinimleri ile ilgili AD, AMC ve GMLere uyum zorunluluğu bulunmaktadır.

Bunlara ek olarak yapılan modernizasyon hava aracında uçuş testleri ile bir doğrulama içeriyorsa Part-21 Alt Kısım P'ye uygun Uçuş Test Organizasyonu Yetkinlik Onayı da alınması gerekir.

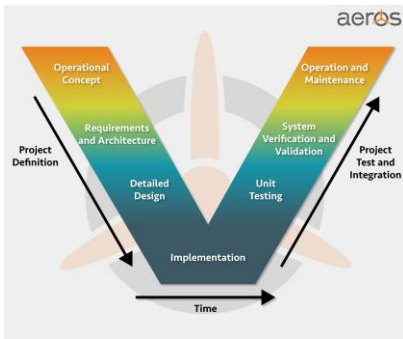
Askeri havacılık için uygulamalar genellikle ilgili ülkenin kendi askeri otoritesi dahilindeki kural setleri çerçevesinde yürütülür. Ancak ülkemizde de olduğu gibi askeri projelerde de rehber dokümanlar olarak Part-21 ve ilgili CSler kullanılabilir. Avrupa'da yürürlüğe giren EMAR-21 (European Military Airworthiness Requirements) dokümanı da organizasyon yeterliliği için Part-21'deki şartlara benzer şekilde askeri projelerde kullanılmaya başlanmıştır.

Askeri hava araçları için sivil olduğu gibi spesifik CS'ye benzer gereksinim setleri olmasa da askeri standartlar askeri hava araçları ve sistemlerin uçuşa elverişliliğe uyumunu değerlendirmek için kullanılabilir. MIL-HDBK-516C (Airworthiness Certification Criteria) dokümanı uçuşa elverişliliğin gösterimi için kriterleri bir arada içeren bir doküman olup konu başlıklarına göre yeri geldiğinde sivil havacılık standartları ya da ABD'de aktif kullanılan JSSG'ler ile hava aracı geliştirme için kullanılan diğer standartlar (SAE, DO, vb) referanslar ile kriterleri gereksinime çevirmek için rehber doküman olarak kullanılır. Buradaki önemli nokta hava aracının kullanım koşulları ve operasyonel senaryolarına bağlı olarak (görev profillerini de değerlendirerek) doğru gereksinimleri belirlemektir.

Sivil havacılık tarafında ister sıfırdan tasarım olsun ister modernizasyon olsun CS'lere uyum göstermek çok önemli iken askeri havacılıkta uçuşa elverişlilik ile birlikte görev koşullarına uyum birlikte ele alınabilir. Buradaki sapmaları değerlendirmek ve getiri-götürü analizlerini yapmak ve risk yönetim süreçlerini kullanmak bu nedenle daha sık karşılaşılan bir durumdur.

4. MODERNİZASYON İÇİN GERÇEKLEŞTİRİLECEK FAALİYETLER

4.1 Sistem Mühendisliği



Sistem mühendisliği süreci sıfırdan tasarımda olduğu gibi modernizasyon projelerinde de başından sonuna uygulanır.

Operasyonel konseptin belirlenmesi ve planlama faaliyetleri başlangıçta yapılan aktivitelerdir. Operasyonel konseptte yapılan modernizasyon ile hava aracına yeni takılan sistemin hangi operasyonlar için ne koşullarda kullanılacağı belirlenirken mevcutta var olan operasyonel konseptlerin ve kullanılan sistemlerin geçerliliği kontrol edilmelidir. Örneğin hava aracına yeni takılan bir mühimmat ile atış menzili artıyorsa buna yönelik hedefleme sisteminin yeterliliği de değerlendirilmelidir.

Planlama çalışmalarında tüm sistem mühendisliği planlamaları ile birlikte modernizasyon projelerine özgü olarak tersine mühendislik çalışmalarının planlanması oldukça önemli bir husustur.

Bir hava aracı üzerinde değişiklik yaparken hava aracı ve hava aracı üzerindeki belli sistemlerle ilgili verilere sahip olmak ön koşuldur. Bu verilerin mevcut hava aracı dokümantasyonu içerisinde bulunması ya da dokümantasyonda yer almayan bir verinin mühendislik çalışmaları ile (inceleme, analiz, test) elde edilmesi doğru planlanması gereken ve yapılacak modernizasyon başarımını etkileyen hususlardandır.

Hava aracı üzerinde yapılacak sistem yerleşimi ve yapısal tasarım faaliyetleri için hava aracı dokümantasyonu ile fiziksel inceleme, boyutlandırma, malzeme tayini için analiz ve test gibi faaliyetler yapılmalıdır.

Sistem yerleşimi için hava aracında izlenen yerleşim kriterleri (kileranslar, ana rotalar vb) detaylı tayin edilmelidir.

Sistem mühendisliğinin gereksinim belirleme, geçerli kılma faaliyetleri ile entegrasyon ve doğrulama faaliyetleri tüm tasarım projelerinde olduğu gibi yürütülmelidir.

Burada arayüz yönetimi mevcut sistemlerle yeni takılacak sistemlerin etkileşiminin detaylı incelenmesi ile baştan etkileşim analizi ile belirlenen kapsamda yapılmalıdır.

4.2. Tersine mühendislik (sökülecek sistemler, uçak incelemesi, uçak sistem verilerinin oluşturulması)

Hava aracı dokümantasyonunda bulunmayan veriler için tersine mühendislik faaliyetleri belirli bir plan ve kontrol çerçevesinde yapılmalıdır. Öncelikle yeni takılacak sistemin diğer bileşenlerle etkileşimi ve yerini aldığı sistemlerin çalışılması ile sökülecek sistem/ekipman/bileşenlerin listesinin eksiksiz çıkarılması sağlanmalıdır. Sökülen her bir bileşenin hava aracındaki diğer sistemlerle arayüzlerinin yeni takılacak sistemler sağlanma ihtiyacı olup olmadığı ve eğer var ise bu arayüzlerin tüm parametreleri ile (veriler için hassasiyet, veri aralığı, çözünürlük vb, fiziksel arayüzler için

kablolama, konektör, bağlantı arayüzü vb) sağlandığının teyidi, sağlanmıyor ise tasarım kapsamının bu çerçevede genişletilmesi sağlanmalıdır. Sökülecek, takılacak bileşenlerin belirlenmesinin yanısıra hava aracında tasarım yapılacak bölgelere yönelik modelleme ve altyapı oluşturma çalışmaları hava aracı dokümantasyonundan, yerinde ölçüm ve tarama çalışmaları ile sağlanmalıdır.

Sökülen ekipmanların yerine yeni sistemleri takmak için detaylı hacim tahsislendirmesi için bu çalışma oldukça kritiktir. Oluşturulan verilerin geçerli kılınması ise ilerleyen aşamalar için olası hataları engellemek için tercih edilmektedir.

Kablolama çalışmaları için hava aracındaki kullanılan ana ve alt rotalar, klerans gereksinimleri, kategorizasyon ile gerekirse uçtan uca ölçümler yapılarak kablolama şemalarının oluşturulması hedeflenir.

Bunlarla birlikte hava aracında ekipmanların takılacağı bölgelerin çevre koşullarının belirlenmesi için uçak üstü enstrümantasyon ihtiyacı varsa o da yapılarak yer ve uçuş testleri gerçekleştirilmelidir.

4.3 Sistem tasarımı (Aviyonik/görev sistemleri, uçak sistemleri)

Hava aracında yapılacak değişikliğin kapsamı belirlendikten sonra yeni takılacak sistem için sistem mimari çalışması ile süreç devam etmelidir. Bu mimari çalışmasında sistem gereksinimlerine tam uyum ile hava aracındaki mevcut arayüzlere uyumun sağlandığı teyit edilmelidir. Sistem mühendisliğinde olduğu gibi sistem tasarımında da sıfırdan tasarımda kullanılan süreçler takip edilmelidir.

Hava aracına yeni takılacak sistemin nevine bağlı olarak (aviyonik sistem, görev sistemler, hidrolik sistem, yakıt sistemi, kayıt sistemi vb) sistem mimarisi belirlendikten sonra dış ve iç arayüzlerin her parametre için belirlenmesi gereklidir. Arayüz parametreleri güç, mekanik, elektriksel sinyal, akışkan konularını içermelidir.

4.4 Sistem yerleşim tasarımı

Hava aracında sökülecek ve takılacak sistemler belirlendikten sonra hava aracından modifikasyon yapılacak bölgelerin belirlenmesi ile sistem yerleşim tasarımına başlanır. Takılacak sistemlerin yer alacağı bölgeler değerlendirilirken hacim tahsislendirmesi, ağırlık denge etkisi, ilgili bölgenin sıcaklık, titreşim karakteristiği başta olmak üzere çevresel şartları ile yeni takılacak sistemin bu durumlara uyumu dikkate alınmalıdır. Sistem yerleşim tasarımı ekipmanların, bileşenlerin fiziksel olarak hava aracına yerleşimi ile bağlantıları sağlayan kablaj, borulama gibi yapıların da uygun koşullarda ilgili bölgelere

yerleştirilmesini sağlamalıdır. Yeni ekipmanlardan gelen yerleşim gereksinimleri ile hava aracının yerleşim kısıtlarının uyumlu bir şekilde ele alınarak tasarım yapılması gereklidir. Yapılan tasarım analizlerle uyumu gösterildikten sonra özel mühendislik analizleri ile doğrulanan tasarımlar üretim aşamasına geçmelidir. Sistem yerleşimi için uçak üstü mock-up ekipmanlarla çalışmak önerilen bir yöntemdir.

4.5 Kablaj tasarımı

Hava aracına takılacak olan sistemin hem kendi içinde hem de hava aracındaki diğer sistemlerle elektriksel arayüzünü sağlamak için kablaj tasarımı yapılmalıdır. Kablaj tasarımı yeni takılacak sistemin uçtan-uca bağlantı şemalarının belirlenmesi ile başlar, sinyallerin kategorizasyonu, kablo demetlerinin belirlenmesi, kablaj rotalarının oluşturulması ve bu rotalar çerçevesinde kablaj tasarımı ve kablaj yerleşim tasarımının yapılması sağlanmalıdır. Hava aracında uygulanan kablaj kısıtları ile yeni takılacak sistemin özellikle sinyal ayırım gereksinimlerinin kesiştirilmesi önemli bir husustur. Ayrıca kablo geçişi yapılan bölgelerde basınçlı/basınçsız ayırmlar söz konusu ise bu kapsamda tasarımın bakım kolaylığını da değerlendirilerek yapılması önemlidir.

4.6 Yapısal tasarım ve analiz

Sistem yerleşimi belirlendikten sonra sistemin yerleşimini sağlamak için ihtiyaç duyulan yapısal parçaların tasarım ve analiz süreçleri sıfırdan tasarımda olduğu gibi yürütülmelidir. Yapısal tasarım faaliyetleri yürütülürken verilen gereksinimler ve hava aracı kısıtları hem hacim, hem ağırlık hem de malzeme belirleme konusunda değerlendirilmelidir. Hava aracında yer alan altyapı ile uyumluluk kapsamında özellikle malzeme konusundaki etkileşimler detaylıca incelenmelidir.

Yapısal tasarımlar gerçekleştirildikten sonra tasarımın nevine bağlı olarak statik, dinamik, hasara dayanım ile ağırlık denge ve termal analizler gerçekleştirilmelidir. Buradaki kritik husus analizlerde kullanılacak parametrelerin hava aracı ve seçilen hava aracı bölgeleri kapsamında doğru belirlenmesidir.

4.7 Sistem emniyeti ve özel mühendislik analizleri (RMT/EMIEMC/ÇK)

Herhangi bir hava aracı tasarım faaliyetinde olduğu gibi modernizasyonlarda da emniyet çalışmaları ile özel mühendislik analizleri (güvenilirlik, test edilebilirlik, idame edilebilirlik vb) faaliyetlerinin yapılan sistem modifikasyonu doğrultusunda gerçekleştirilmesi gerekir. Sistem emniyeti analizlerinde hava aracında yeni eklenen fonksiyonlar ve bu fonksiyonların mevcut fonksiyonlara

etkisi ile birlikte sökülen sistem ile birlikte kaybolan fonksiyonların emniyet etkileri birlikte değerlendirilmelidir. Fonksiyonel Tehlike Analizleri ile herbir fonksiyonun kayıp, hatalı çalışma gibi durumları operasyonel konsept ve kullanım şartları çerçevesinde değerlendirilmeli ve fonksiyonel hataların etkileri belirlenmelidir.

Burada oluşan sonuçlar sistem tasarımına girdi olarak kullanılmalı ve hem mimari çalışmaları hem de diğer tasarım çalışmaları belirlenen kritiklik kapsamında gerçekleştirilmelidir. Yapılan tasarımın Sistem Emniyet Değerlendirme faaliyeti kapsamında hata ağaçları çizilerek değerlendirilmesi ve yapılan tasarımların uygunluğunun gösterilmesi gereklidir. Modernizasyon projelerinde yeni tasarımlardan farklı olarak hava aracından yapılan değişikliğin bir önceki emniyet seviyesini bozmadığı gösterilmelidir.

Özel mühendislik faaliyetleri kapsamında da MTBF (Mean Time Between Failures), MTR (Mean Time to Repair), FDR (Fault Detection Rate), FIR (Fault Isolation rate) gibi gereksinimlerde geçen sayısal hedeflere ulaşıldığının gösterimi gerekir. Hava aracında var olan ekipman/sistemlerin parametrelerinin belirlenmesinde izlenecek yolun sürecin başında el sıkışılması önem arz etmektedir. Özellikle güvenilirlik çalışmaları dahilinde hata oranlarının doğru belirlenmesi ve sistem emniyet çalışmasına doğru girdilerin yapılması tasarımdaki dönüşlerin azalması için önemlidir.

4.8 Aerodinamik Değerlendirme (harici entegrasyon varsa)

Hava aracı üzerinde yapılan değişiklikler hava aracı dış geometrisini etkiliyor ise, gövde dışına anten, sensör vb takılmasına yönelik bir değişiklik varsa, hava aracının performans ve stabilitesine etkilerin değerlendirilmesi için aerodinamik açıdan hava aracında yapılan değişikliğin etkilerinin değerlendirilmesi gerekir. Bu değerlendirme ile ana amaç hava aracının modernizasyon öncesinde sahip olduğu performans parametrelerinin ve uçuş kalitesinin modernizasyon sonrasında etkilenip etkilenmediğini belirlemek, eğer etki söz konusu ise etkinin hava aracı uçuş karakteristiğini nasıl değiştirdiğinin belirlenmesidir. Hava aracında uçuş karakteristiğinin değişmesi durumunda uçuş test kampanyası ile hava aracının yeni performans parametrelerinin belirlenmesi ve hava aracı uçuş kontrol sistemlerinin bu doğrultuda değişiklik ihtiyacı varsa güncellenmesinin sağlanması gereklidir.

Ayrıca hava aracı üzerinde uçuş koşullarında hava aracından ayrılan bir faydalı yükün takılması halinde “güvenli ayrılma analizleri” hava aracındaki ilgili tüm

parametreleri dikkate alarak yapılmalıdır. Bu doğrultuda taşıma, jettison gibi durumların farklı uçuş koşullarında hava aracının uçuşa elverişliliğini korur şekilde tasarıma yansıtıldığı analizlerle doğrulanmalıdır. İhtiyaç halinde bu koşullar için ayrıca uçuş test kampanyası planlanması da gereklidir.

4.9 Testler (SEL, YER, UÇUŞ)



Tasarım aşamasında analizlerle gösterim ve doküman üstü doğrulamalar yapılsa da doğrulama faaliyetlerinin önemli bir kısmı test başlığı altında sistem entegrasyon laboratuvarı (SEL), yer ve uçuş testleri ile yapılır.

Doğrulaması yapılacak gereksinimlerin hangi seviyede test ile doğrulanacağını doğru belirlenmesi test takvimi ve sürecinin verimli işleyişi için önemli bir husustur. Bu noktada laboratuvar kabiliyetlerinin yapılacak testleri ve testler sırasında ihtiyaç duyulacak simülasyon ya da emülasyonları içerecek şekilde belirlenmesi gerekir. SEL testlerinde ana amaç hava aracına gitmeden önce sistemin entegrasyonunun yapılması, entegrasyonda olası arayüz problemlerinin çözülmesi, fonksiyonel ve performans doğrulamalarının yapılması, uçuş öncesi dinamik koşullar çerçevesinde sistem davranışının tespiti ve gereksinimlere uyumun belirlenmesi (özellikle uçuş kritik fonksiyonlar için uçuş testleri için belirli bir güven seviyesine gelmek için) ve hata enjeksiyonu ile sistemin arıza koşullarında tariflenen davranışı gösterip göstermediğinin tespitidir. SEL testlerinde gereksinim doğrulamasının yapılmasının yanısıra senaryo tabanlı testlerin tasarlanması ve laboratuvar ortamında sahip olunan kabiliyet çerçevesinde uçuş koşullarının yaratılarak senaryolarda beklenen fonksiyonel akışın sağlandığını görmek önemlidir.

SEL testlerinden sonra hava aracı üzerinde yerleşim çalışmaları tamamlandıktan sonra sırasıyla yer ve uçuş testlerine geçilir.

Sertifikasyon uyum şartlarına bağlı kalınarak test

planlamaları yapılır ve öncelikle hava aracı yerde enerjilendirilerek sistemlerin yer testleri yapılır. Yer testlerinin önemli bir kısmı tasarım doğrulama olarak icra edilirken önemli bir kısmı da mevcut sistemlerin fonksiyonel kontrol testlerini içerir. Uçuş aşamasına geçmek için bu iki testlerden zorunlu olanların tamamlanması gerekir. Uçuş testlerinde yine hem yeni sistemler hem de eski sistemlerin bütünsel olarak geliştirme testleri icra edilir. Bu test sonuçları modernizasyon öncesinde gerçekleştirilen Araştırma Referans Uçuş Testleri (ARUT) sonuçları ile kıyaslanır. Önce her sistemin ayrı ayrı geliştirme ve sertifikasyon testleri tamamlanır ve sonrasında modernizasyon sonrasında hava aracına kazandırılan tüm yeni kabiliyetler operasyonel uçuş testleri ile gerçekleştirilir. Testler aşamasında ortaya çıkma ihtimali olan tasarım değişiklikleri uygulandıktan sonra ilgili testler yapılan değişikliğin etki analizi yapılarak tekrar koşturulur. Yer ve uçuş test takvimlerinin etkinliğini arttırmak için tasarım uygunluk seviyesinin yüksek olması, yer ve uçuş emniyeti ile ilgili konuların detaylı analizlerinin ve planlamasının yapılması, tasarım ve test bölümlerinin koordineli hareket etmesi gibi birçok etken vardır. Yer ve uçuş testlerinden elde edilen veriler hava aracının modernize edilmiş hali için geçerli olacak ilgili tüm el kitaplarının güncellenmesinde kullanılır.

5. ALINAN DERSLER

Modernizasyon projelerinde kullanılan hava araçları nispeten uzun süredir kullanılan platformlar olduğundan birden fazla hava aracının dahil olduğu modernizasyon projelerinde ana girdilerden olan platform verileri belirlenirken birden fazla platformdan veri alınması ve alınan verilerin geçerliliğinin takibi önemlidir.

Ayrıca birden fazla hava aracında modernizasyon yapılacağı durumda hava araçlarının aralarındaki farkı belirlemek ve konfigürasyon takibi yapılması tasarımdaki geri dönüşleri önemli oranda etkileyecektir.

Modernizasyon için yapılan sistem tasarımının hava aracı ile bağımlılığı tanımlı, evrensel arayüzler üzerinden yapılabilirse yapılan sistem tasarımının belli ölçülerde farklı hava araçlarında değişiklikler yapılarak kullanılabilmesine imkan sağlanacaktır.

Modernizasyonu yapılacak hava aracında kullanıcı personelin, hem uçuş ekip hem de bakım ekibi, girdilerinin projenin başında alınması yapılacak sistem tasarımı ile hava aracının hem kullanım kolaylığı hem de bakım idame kolaylığına katkı sağlayacaktır.

Hava aracında yapılan modernizasyon sonrası mevcut sistemlerin performansında bir kayıp olmadığının gösterimi uçuşa elverişlilik için ön koşul olduğundan tasarım

aşamasının en başından itibaren mevcut sistemlerin etkilenirliği arayüz yönetimi üzerinden değerlendirilmelidir.

Hava aracı modernizasyonu planlanırken uçağın söküm/takım işlemleri için gerekli alt yapının (tesis, personel, yer destek teçhizatı vb) projenin başında değerlendirilmesi ve planlamaların bu ekseninde yapılması önem taşır.

6.SONUÇ

Hava aracı modernizasyonu faaliyeti havacılık faaliyetlerinin gelişmesi ile daha da artacak, hem askeri hem de sivil havacılık tarafında ülkemizde elde edilen tecrübe ve birikimin daha etkin kullanılması söz konusudur.

Hava aracı modernizasyon faaliyetleri önemli ölçüde hava aracı tasarımı faaliyetleri ile kesişmekte olup, modernizasyon için özelleşmiş tersine mühendislik gibi alanlarda yetkinliğimizi arttırmanın önemi gözükmektedir.

Bunlara ilave olarak hem sivil hem de askeri havacılık alanında hava araçlarına müdahale etmek için gerekli organizasyonel yetkilerin alınması ve uygun kalifikasyonda personelin yetiştirilmesi ile ülkemizin bu konuda oldukça rekabetçi bir noktaya geleceği; ülkemiz ihtiyaçları karşılanırken ihracatta da ilerlemeler olacağı değerlendirilmektedir.

Ülkemizde özgün ürünlerin gelişmesi ile bu ürünlerin envantere olan hava araçlarına entegrasyonları için modernizasyon projelerinin hız kesmeden devam edeceği, bu vesile ile dışa bağımlılığın da azalacağı, hava aracı modernizasyon faaliyetinin değerinin de bu çerçevede artması beklenmektedir.

7.REFERANSLAR

[1] SAE-ARP-4754A Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems

[2] SAE-ARP-4761 Guidelines And Methods For Conducting The Safety Assessment Process On Civil Airborne Systems And Equipment

[3] MIL-HDBK-1763 Aircraft/Stores Compatibility: Systems Engineering Data Requirements and Test Procedures

[4] MIL-HDBK-516C Airworthiness Certification Criteria

[5] EASA Part-21 Airworthiness and Environmental Certification

[6] SHGM SHT-21 Hava Aracı ve İlgili Ürün, Parça ve Cihazın Uçuşa Elverişlilik Ve Çevresel Sertifikasyonu Talimatı

8.ÖZGEÇMİŞ

Verda Çora, 1981 Ankara doğumludur. Evli ve iki çocuk annesidir. Ankara’da ikamet etmektedir. Ankara Atatürk Anadolu Lisesi sonrası Orta Doğu Teknik Üniversitesi Elektrik-Elektronik Mühendisliği bölümünden 2003 yılında mezun olmuştur. 2003-2005 yılları arasında Orta Doğu Teknik Üniversitesi Endüstri Mühendisliği’nde Mühendislik Yönetimi yüksek lisans programına devam etmiştir.

2005 yılında Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.’de (TUSAŞ) Aviyonik Sistem Mühendisliği bölümüne başlamıştır. Atak helikopterinin prototip projesi olan ARGE-2004 projesinde aviyonik sistem entegrasyon ve doğrulama konularında görev almıştır. 2007 yılında ARI T-38 Jet Eğitim Uçağı Aviyonik Modernizasyon Projesi’nde Aviyonik Sistemler Lideri olarak görev almış projenin başından sonuna kadar sistem mühendisliği, aviyonik sistem tasarım, uçuşa elverişlilik, hava aracı entegrasyon ve test konularında çalışmıştır. 2010 yılında TUSAŞ iç projesi olarak başlatılan F-16 Aviyonik Sistem Geliştirilmesi projesinde görev almış ve 2012 yılında ÖZGÜR F-16 Aviyonik ve Görev Sistemi Modernizasyonu Projesi’nin imzalanması ile birlikte F-16 Ürün Şefi görevini üstlenmiştir. Proje kapsamında tüm mühendislik faaliyetlerinin planlanması ve icrasından sorumlu olarak çalışmalarını sürdürmüştür. 2015 yılında proje kapsamının genişlemesi ile F-16 Mühendislik Müdürlüğü sorumluluğunu almıştır. Ankara-TOBB Üniversitesi Mini MBA programını tamamlamıştır. 2017 yılında Meteksan Savunma geçerek Helikopter Engel Tespit Sistemi Geliştirilmesi Projesi’nde Ürün Yöneticisi olarak görev almıştır. Çalıştığı şirketlerde proje sorumluluklarının yanısıra süreç geliştirme, sistem mühendisliği yaşam döngüsünün oluşturulması ve sertifikasyon konularındaki çalışmalara aktif olarak katılım göstermiştir. 2020 yılında AEROS şirketine geçerek o günden itibaren AEROS bünyesinde Tasarım Organizasyonu Yöneticisi (Head of Design) sorumluluğunu üstlenmektedir.

Serdar Çora, 1977 Ankara doğumludur. Evli ve iki çocuk babasıdır. Ankara’da ikamet etmektedir. Ankara Gazi Anadolu Lisesi sonrası Orta Doğu Teknik Üniversitesi Havacılık Mühendisliği Bölümünden 2001 yılında mezun olmuştur. Üniversite son sınıfta ODTÜ Anatolian Craft takımı olarak ABD’de düzenlenen AIAA DBF yarışmasında o zamana kadar alınan en iyi dereceyi (12.lık) alan takımın üyesidir.

(<https://www.aiaadbf.org/PreviousComps/>) Askerliğini 2001-2003 yıllarında asteğmen olarak yapmıştır. 2003 yılında Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.’de (TUSAŞ)Uçuş Bilimleri/Aerodinamik Bölümüne başlamıştır. HÜRKUŞ projesinin ilk tasarım ekibinde görev almıştır. 2006 yılında Uçuş Test Mühendisliği Bölümünü kurma yetkisi aldıktan sonra uçuş test mühendisliği lideri olarak atanmıştır. Serdar Çora’nın liderliğindeki “Uçuş Test Mühendisliği Şefliği Ekibi”, 2014 yılında SFTE (Society of Flight Test Engineers) Yılın En İyi Uçuş Test Ekibi ödülünü TAI’ye kazandırmıştır.

(<https://www.sfte.org/about-sfte/awards-a-recipients/james-s-mcdonnell>) 2011 Yılında bölüm yetkilerinin artışı ile birlikte Uçuş Test Şefi, 2016 yılında ise Uçuş Test Teknik Müdürü olarak terfi etmiştir. Hürkuş Eğitim Uçağı, ATAK Helikopteri, ANKA İHA gibi özgün projelerin ve C130, T-38, F-16, S-70 gibi modernizasyon projelerinin ilk tasarım toplantılarından son uçuşlarına kadar olan süreçlerde görevler almıştır. S2-E/T Uçan test platformunun ayağa kaldırılması ve birçok test icrasında görev yapmıştır. Uçuş testleri için süreçler ve ekip oluşumunun yanı sıra Uçuş Test Telemetri merkezlerinin kurulması görevlerinde yöneticilik yapmıştır. Mesleği ile ilgili olarak Kanada, ABD, Güney Kore ve İsrail’de toplamda 16 ay süreden fazla Uçuş Test hakkında eğitimler almıştır. Kaza kırım ve uçuş emniyeti konularında kurul üyelikleri yapmıştır. Kanada’da bulunan ITPS (International Test Pilot School) mezunudur. Ankara-TOBB Üniversitesi Mini MBA programını tamamlamıştır. Ankara-Atılım Üniversitesinde 2 sene öğretim görevlisi olarak ders vermiştir. Hususi pilot lisansına sahiptir.

Haziran 2019’da Aeros A.Ş. şirketini kurmuştur ve hali hazırda Yönetim Kurulu Başkanı olarak görev yapmaktadır. Aeros havacılık alanında tasarım ve test mühendisliği konularında çalışmalar yapmaktadır.

Makine Mühendisleri Odası’na 81161 oda sicil no ile kayıtlıdır.

H-ŞEKİLLİ DRONE İÇİN TİTREŞİM İZOLE EDEN PLATFORM TASARIMI

Yasin Çildir¹, Merve Muslu², Semiha Türkyay³

¹Eskişehir Teknik Üniversitesi, Havacılık Elektrik ve Elektronik Bölümü
Tel: 222 321 35 50 E-Posta: yasincildir00@gmail.com

²Eskişehir Teknik Üniversitesi, İnsansız Hava Aracı Teknolojisi ve Operatörlüğü Programı
Tel: 222 2137604-7604 E-Posta: mmuslu@eskisehir.edu.tr

³Eskişehir Teknik Üniversitesi, Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü
Tel: 222 321 35 50-8276 E-Posta: semihatürkay@eskisehir.edu.tr

Özet: İnsansız hava araçlarının, sivil kullanımdan askeri uygulamalara kadar oldukça geniş bir kullanım alanı vardır. Hassas bir yükü taşıyan hareket halindeki bir İHA'ya, uygulanan titreşimler oldukça yüksek olabilir ve taşıdığı yüke zarar verebilir. Hızı düşürmeden bu titreşimleri azaltmak, İHA gövdesi ile yük arasında yerleştirilmiş pasif süspansiyonlu bir platform tasarlanarak mümkün olabilmektedir. Bu çalışmada, İHA için altı-serbestlik dereceli matematiksel bir modeli kullanılmış ve bu model dört pasif süspansiyon sistemi ile bağlanmış bir platform entegre edilmiştir. Platform sistemi üç-serbestlik dereceli olarak modellenerek İHA'nın genişletilmiş genel modeli elde edilmiştir. Hassas yük taşınması amaçlanan platformun düşey, yatış, yunuslama ve sapma hareketleri Eskişehir Teknik Üniversitesinde üretilen İHA sistemi üzerinde ölçülmüştür. Platformun titreşim başarısını değerlendirmek için farklı yük senaryoları oluşturulmuş ve sisteminin titreşim seviyesi test edilmiştir. Bu başarı ilgili çıktıların frekans cevabı cinsinden değerlendirilmiştir.

Anahtar Kelimeler: İHA, Aktif Süspansiyon, Titreşim Sönümleyici, Dinamik Analiz, Frekans Analizi.

1.GİRİŞ

İnsansız hava araçları (İHA), sivil ve askeri birçok görevleri yerine getirmek için kullanılmaktadır. Bu uygulamalar araştırmacıları, kapsamlı modelleme ve kontrol yöntemleri geliştirmeye yönlendirmiştir. Bunlar arasında bulunan dönme kanatlı İHA'lar, iniş kalkış için pist gerektirmemeleri nedeniyle dar ve sıkışık bölgelerde kullanım için daha uygundur. Yüksek manevra kabiliyetleri, küçük boyutları ve süzülme yetenekleri nedeniyle dönme kanatlı İHA'lar tercih edilmektedir. Quadcopter olarak adlandırılan dört motorlu İHA modeli, genellikle Newton-Euler ve Lagrange yaklaşımları kullanılarak elde edilen dinamik modellerle tanımlanmaktadır. [1]'de, quadcopter modeli matematiksel olarak açıklanmış ve dengelenmesi için bir PD (Proportion-Derivative) denetleyici tasarlanmıştır. [2]'de yapılan çalışmada ise X-tipi bir quadcopter için dönele ve aerodinamik etkilerin dikkate alındığı bir dinamik model önerilmiştir. Doğrusal olmayan bir quadcopter modeli [3]'te

sunulmuş ve yazarlar özellikle dönme hareketinin kontrolüne odaklanmışlardır.

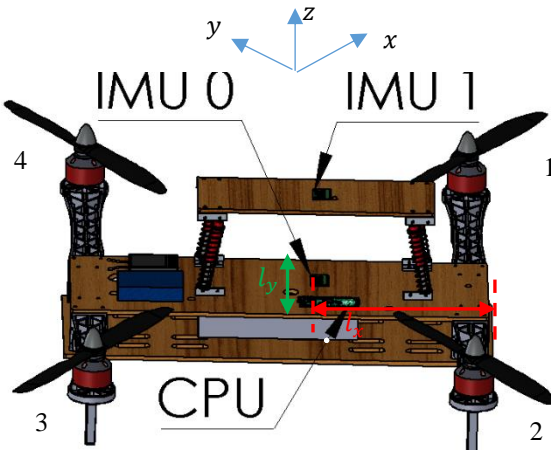
Denetleyici sağlamlığı göz önünde bulundurulduğunda, denetleyicilerin dış etkileri reddetme, gürültüyü bastırma ve model belirsizliklerinin etkilerini azaltma kapasiteleri incelenmelidir. [4]'te geri-besleme, lineerleştirme temelli bir denetleyicinin dış etkilere ve model belirsizliklerine karşı sağlamlığı tartışılmıştır. Quadcopter pozisyonunu stabilize etmek için çok değişkenli bir PD denetleyici [5]'de tasarlanmış ve bu denetleyicinin model parametrelerindeki değişikliklere karşı sağlamlığı test edilmiştir. [6]'da, altı serbestlik derecesine sahip bir quadcopterin, PID (Proportion Integrator Derivative) denetleyici ile düzenlenme yeteneğini sağlamlık açısından test etmiştir.

Ancak, yüksek titreşim seviyeleri zaman zaman İHA'nın yapısal bütünlüğünü olumsuz etkileyebilir ve bileşenlerin yorgunluk ömrünü kısaltabilir. Ayrıca, İHA'nın hassas görevlerini yerine getirirken veya yük taşıdığı sırada etkinliğini azaltabilir. Bu nedenle, bu titreşimleri azaltmak amacıyla yaygın bir şekilde pasif stratejiler kullanılmaktadır. Pasif stratejilerin çoğu, belirli yük koşullarının altında İHA'nın gövdesinde orta derecede titreşim azaltma sağlar. Pasif stratejilerin temel avantajı, dışarıdan bir güç kaynağı gerektirmemeleridir. Ancak, genellikle önemli bir ağırlık artışına neden olurlar ve tasarım açısından sabittirler, yani rotor RPM (Revolutions Per Minute)'de veya araç ileri hızında değişiklikler gibi değişen koşullara uyum sağlama yetenekleri yoktur. Bu pasif titreşim azaltma stratejilerine örnek olarak, ayarlanabilir kütleli titreşim emiciler, izolatörler ve pervane tasarım optimizasyonları verilebilir. Ayarlanabilir kütleli titreşim emiciler, genellikle helikopter gövdesi ile rotor sistemi arasındaki titreşimi azaltmak için kullanılırlar. Bu emiciler, tipik olarak belirli bir frekansta enerji emmek üzere ayarlanabilen geleneksel yay-kütle sistemlerini kullanılarak tasarlanır [7]. Bir kütle eklenmeden, bir uçak bataryası da emici montajında kütle olarak kullanılabilir [8]. Ancak, bu pasif izolatörlerin yaygın kullanımı bir dizi endişe nedeniyle sınırlıdır. En önemli sorun, izolatör ünitesinin yük taşıma kapasitesidir, çünkü bu ünite, aracın tüm ağırlığını ve yükünü belirli bir güvenlik

marjıyla taşıyabilme yetisine sahip olmalıdır [9]. 2011 yılında [4]'te yapılan çalışma, helikopterlerde genel gövde titreşiminin incelemektedir. Burada tüm helikopterlerin z eksenindeki titreşimleri üzerinde durulmuştur. Sonuçlar, farklı helikopter tipleri ve farklı profil seviyeleri arasında titreşim düzeylerinde değişkenlik olduğunu göstermektedir. Bu çalışmanın ana odak noktası, pasif süspansiyonlarla İHA gövdesine bağlanmış bir platformun titreşimlerinin azaltılmasıdır. Bu yaklaşımların geliştirilmesi ve etkinliğinin değerlendirilmesi için pasif süspansiyonlu platform üzerindeki titreşimler analitik olarak detaylı bir şekilde incelenecektir.

2. SİSTEM MODELLEME

Bir İHA, Şekil 1'de görüldüğü gibi dört rotor grubunun uçlarına yerleştirilmiş "H" şeklinde ana gövde çerçevesinden oluşan altı-serbestlik-dereceli bir araçtır. Her bir rotor grubu, fırçasız DC motorlarla tahrik edilen sabit bir eğime sahip pervanelerden oluşur. Bu serbestlik derecelerindeki hareket kontrolü, her rotor grubunun dönme hızını ayrı ayrı artırarak veya azaltarak mümkündür. İki zıt yönlü pervane saat yönünde dönerken, diğer iki pervane saat yönünün tersinde döner. Bu konfigürasyonun amacı, dönen pervanelerin toplam sürüklenme torkunu sıfırlayarak, quadcopter gövdesinin havada sabit bir konumda durmasını sağlayarak, kendi etrafında dönmelerini engellemektir. Yükseklik kontrolü, dört rotorun açısal hızını aynı anda artırarak veya azaltarak sağlanabilir. İHA gövdesi, toplam itme kuvvetini sabit tutarken, pervaneler arasındaki dönüş hızını ayarlayarak düşey ekseninde (sapma) dönebilir. Ayrıca yan ekseninde (yunuslama) veya uzunlamasına (yatış) eğilebilir. Yunuslama hareketi için, rotor 1 ve 2'nin hızı artırılırken (azaltılırken), rotor 3 ve 4'ün hızı aynı miktarda azaltılır (arttırılır). Benzer şekilde, yatış hareketi rotor 2 ve 3'ün hızı artırılarak (azaltılarak) ve rotor 1 ve 4'ün hızı azaltılarak (arttırılarak) gerçekleştirilir. İHA, gövdesini istenilen yöne eğerek hareket edebilir. Eğilme hareketi x yönünde, yuvarlanma ise y yönünde hareket etmesini sağlar. Genel olarak, İHA ne kadar fazla eğilirse, eğildiği yönde daha hızlı seyahat eder.



Şekil 1. H-Şekilli İHA Yapısı

Şekil 1'deki rotasyon sekansına göre, sapma hareketi ψ açısı ile z eksen etrafında, yunuslama θ açısı ile y etrafında, yatış hareketi ise ϕ açısı ile x yönünde dönmekle oluşmaktadır. Böylece, koordinat sistemi arka arkaya meydana gelen üç rotasyon matrisi,

$$R_\psi = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$R_\theta = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix},$$

$$R_\phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix}$$

ile gövde koordinat sistemine dönüşür. Bu dönüşüm en genel hali ile

$$R_i = R_\psi R_\theta R_\phi \quad (1)$$

matrisi ile hesaplanır. Yükseklik ve duruş hareketleri, dört motorun değişen hızları tarafından yönetilir. Böylece, üretilen toplam itki ve torklar Şekil 1'e göre aşağıdaki gibi hesaplanır:

1. *İrtifa kontrolü* u_1 : i ile gösterilen her bir pervanenin dönme hızı Ω_i ve itki katsayısı k_{th} arasındaki z yönündeki düşey ilişkidir,

$$u_1 = k_{th}(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (2)$$

2. *Yatış açısı kontrolü* u_2 : x etrafında oluşan momentlerin toplamıdır,

$$u_2 = l_x k_{th}(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \quad (3)$$

3. *Yunuslama açısı kontrolü* u_3 : y etrafında oluşan momentlerin toplamıdır,

$$u_3 = l_y k_{th}(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \quad (4)$$

4. *Sapma açısı kontrolü* u_4 : Sürüklenme katsayısı k_d ile çapraz rotorların z etrafında oluşturduğu momentlerin toplamıdır,

$$u_4 = k_d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2). \quad (5)$$

Newton-Euler formüllerine göre, rotasyonel hareket denklemleri, gövde koordinatları cinsinden ifade edilebilir. Buna göre x, y, z eksenleri etrafında oluşan tork $M_T = [u_2 \ u_3 \ u_4]^T$, açısal gövde hızları $\omega_b = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ cinsinden,

$$M_T = I_T \dot{\omega}_b + \omega_b \times I_T \omega_b \quad (6)$$

yazılır. Burada, \times matris çarpımını gösterirken atalet momentleri matrisi $I_T \in R^{3 \times 3}$, üç hareket yönündeki atalet

momentlerinden oluşan ve *diag* fonksiyonu ile gösterilen aşağıdaki gibi bir matristir:

$$I_T = \text{diag}(I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}) \quad (7)$$

Eşitlik (5) düzenlediğinde aşağıdaki ifadelet elde edilir:

$$\ddot{\phi} = \frac{u_2}{I_{xx}} + \frac{I_{yy}}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{I_{zz}}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi}, \quad (8)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{u_3}{I_{yy}} + \frac{I_{zz}}{I_{yy}} \dot{\psi} \dot{\phi} - \frac{I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\psi} \dot{\phi}, \quad (9)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{u_4}{I_{zz}} + \frac{I_{xx}}{I_{zz}} \dot{\phi} \dot{\theta} - \frac{I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\phi} \dot{\theta}. \quad (10)$$

İHA'nın dinamik denklemleri rotasyonel ve düzlemsel hareketlerinden oluşmaktadır. İHA'nın düzlemsel hareketini açıklamak için Newton'un ikinci hareket yasası kullanılabilir. Bu yasa, bir cismin ivmesi ile üzerine etki eden kuvvetler arasındaki ilişkiyi ifade eder. İHA'nın hareketi, dünya çerçevesi referans alınarak aşağıdaki şekilde tanımlanabilir:

$$F = m \dot{v} \quad (11)$$

Burada, $\dot{v} = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$ ilgili yönlerdeki doğrusal ivmeleri göstermektedir. İHA'ya uygulanan toplam kuvvet yerçekimi F_g ve itici F_i kuvvetlerin toplamına eşit olacaktır:

$$F = F_g + F_i. \quad (12)$$

Böylece,

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} + R_i \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{u_1}{m} \end{bmatrix}. \quad (13)$$

Burada g yer çekimi ivmesini, m İHA'nın kütesini, u_1 ise Eşitlik (2) ile gösterilen, z yönünde rotorlar tarafından üretilen toplam kuvveti ifade etmektedir. Eşitlik (1) ve (13) kullanılarak modelin çevrimsel hareketini açıklayan ve [10]'da üretilen üç boyutlu rotasyon matrisleri ile aşağıdaki eşitlikler yazılır:

$$m\ddot{x} = -u_1(\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \cos \psi \sin \theta) \quad (15)$$

$$m\ddot{y} = -u_1(\cos \phi \sin \psi \sin \theta - \cos \psi \sin \phi) \quad (16)$$

$$m\ddot{z} = -u_1(\cos \phi \cos \theta + mg) \quad (17)$$

Eşitlik (8)-(10) ve Eşitlik (15)-(17) ile tanımlanan İHA altı serbestlik derecesine sahiptir ancak açıların birbiri ile kuplajlı olduğu doğrusal olmayan bir yapıya sahiptir ve denetleyici tasarım açmaçlarına uygun değildir. Bu nedenle, çalışma noktası etrafında doğrusallaştırılmalıdır. Aracın havada asılı kalma koşulları için aşağıdaki varsayımlar doğru olarak yapılabilir [11]:

$$\sin \psi \approx 0, \quad \sin \theta \approx \theta, \quad \sin \phi \approx \phi.$$

Böylece Eşitlik (8)-(10) ve Eşitlik (15)-(17) doğrusal formda

$$\ddot{\phi} = \frac{u_2}{I_{xx}}, \quad (18)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{u_3}{I_{yy}}, \quad (19)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{u_4}{I_{zz}}, \quad (20)$$

$$\ddot{x} = -g\theta, \quad (21)$$

$$\ddot{y} = g\phi, \quad (22)$$

$$\ddot{z} = g - \frac{u_1}{m}, \quad (23)$$

olarak elde edilir.

Durum \tilde{x} , çıktı \tilde{y} ve girdi u vektörleri olarak, sırasıyla $\tilde{x} = [x \ y \ z \ \phi \ \theta \ \psi \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z} \ \dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$, $\tilde{y} = [x \ y \ z \ \psi]^T$, $u = [u_1 \ u_2 \ u_3 \ u_4]^T$, seçildiğinde, durum-uzay modeli aşağıdaki gibi yazılır:

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{x}} &= A\tilde{x} + Bu \\ \tilde{y} &= C\tilde{x}. \end{aligned} \quad (24)$$

Burada,

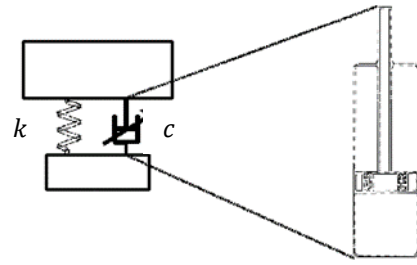
$$A = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 4} & 0_{3 \times 1} & 0_{3 \times 1} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 4} & 0_{3 \times 1} & 0_{3 \times 1} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \\ 0_{1 \times 4} & -g & 0 & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} \\ 0_{1 \times 3} & g & 0 & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 4} \\ 0_{4 \times 4} & 0_{4 \times 1} & 0_{4 \times 1} & 0_{4 \times 3} & 0_{4 \times 3} \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 0_{8 \times 1} & 0_{8 \times 1} & 0_{8 \times 1} & 0_{8 \times 1} \\ 1/m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1/I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/I_{zz} \end{bmatrix},$$

$$C = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 2} & 0_{3 \times 1} & 0_{3 \times 6} \\ 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 2} & 1 & 0_{1 \times 6} \end{bmatrix},$$

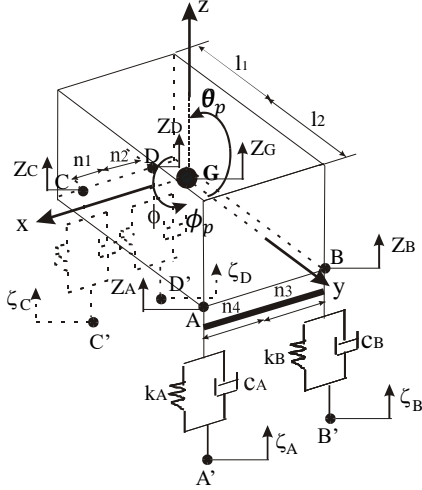
olarak hesaplanır. $I_{k \times k}$ $k \times k$ birim matrisini, $0_{k \times l}$ $k \times l$ boyutlu sıfır matrisini ifade eder.

Şekil 1'de gösterilen platform pratik uygulamalar için, Şekil 2'de gösterilen yay-kütle modeli ile modellenecek ve İHA aracı ile bozucular arasındaki dinamik ilişkiyi açıklamak ve titreşimleri incelemek için kullanılacaktır.



Şekil 2. Yay-kütle sistemi.

Bunun için, Şekil 3'te gösterilen daha detaylı modeli kullanalım. Burada G , IMU 1 sensörünün yer aldığı ağırlık merkezini, m_G plaka kütesini, z_G , θ_p ve ϕ_p sırasıyla plakanın düşey yer değiştirme, yunuslama ve yatış açılarını göstermektedir. Pasif süspansiyon elemanlarından olan amortisör katsayısı c_A ile yay katsayısı k_A ile gösterilmektedir. Süspansiyon sistemi simetrik olduğu için $c_A = c_B = c_C = c_D = c$ ve $k_A = k_B = k_C = k_D = k$ tir.



Şekil 3. Pasif Süspansiyonlarla bağlanmış platform

Newton kanunu kullanılarak platformun dinamik denklemleri, aşağıdaki gibi yazılır:

$$m_G \ddot{z}_G = F_A + F_B + F_C + F_D \quad (24)$$

$$I_{xx}^p \ddot{\theta}_p = (F_A + F_B)l_2 - (F_C + F_D)l_1 \quad (25)$$

$$I_{yy}^p \ddot{\phi}_p = -F_A n_4 + F_B n_3 - F_C n_1 + F_D n_2. \quad (26)$$

Burada z_j ve ζ_j , $j = A, B, C, D$ için sırasıyla bu ve A', B', C', D' noktalarındaki yer değiştirmeleri gösterir. Böylece bu noktadaki düşey kuvvetler,

$$F_j = -k(z_j - \zeta_j) - c(\dot{z}_j - \dot{\zeta}_j),$$

olarak yazılabilir.

İHA'ya bağlı bu sistemin durum uzay modeli $\hat{x} = [z_G \ \theta_p \ \phi_p]^T$ ve $\zeta = [\zeta_A \ \zeta_B \ \zeta_C \ \zeta_D]^T$ için,

$$\hat{\dot{x}} = \underbrace{\begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \\ -M^{-1}KS & -M^{-1}RS \end{bmatrix}}_{\hat{A}} \hat{x} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0_{3 \times 4} & 0_{3 \times 4} \\ M^{-1}K & M^{-1}R \end{bmatrix}}_{\hat{B}} \begin{bmatrix} \zeta \\ \dot{\zeta} \end{bmatrix} \quad (27)$$

olarak,

$$M = \text{diag}(m_G, I_{xx}^p, I_{yy}^p),$$

$$R = \begin{bmatrix} c & c & c & c \\ cl_2 & cl_2 & -cl_1 & -cl_1 \\ -cn_4 & cn_3 & -cn_1 & cn_2 \end{bmatrix},$$

$$K = \begin{bmatrix} k & k & k & k \\ kl_2 & kl_2 & -kl_1 & -kl_1 \\ -kn_4 & kn_3 & -kn_1 & kn_2 \end{bmatrix},$$

$$S = \begin{bmatrix} 1 & l_2 & -n_4 \\ 1 & l_2 & n_3 \\ 1 & -l_1 & -n_1 \\ 1 & -l_1 & n_2 \end{bmatrix}$$

için bulunur. Çıktı ölçümleri olarak plakanın A, B, C, D noktalarındaki ivmeler ve yer değiştirmeler ele alındığında $\hat{y} = [\ddot{z}_A \ \ddot{z}_B \ \ddot{z}_C \ \ddot{z}_D \ z_A - \zeta_A \ z_B - \zeta_B \ z_C - \zeta_C \ z_D - \zeta_D]^T$,

$$\hat{y} = \underbrace{\begin{bmatrix} -SM^{-1}KS & -SM^{-1}RS \\ S & 0 \end{bmatrix}}_{\hat{C}} \hat{x} + \underbrace{\begin{bmatrix} SM^{-1}K & SM^{-1}R \\ -I & 0 \end{bmatrix}}_{\hat{D}} \begin{bmatrix} \zeta \\ \dot{\zeta} \end{bmatrix}$$

gösterimi uygun boyutlu sıfır $\bar{0}$ ve birim \bar{I} matrisleri için elde edilir.

Nihai olarak İHA ve üzerinde yer alan platformun genişletilmiş durum uzay modeli Eşitlik (24) ve (27) birleştirildiğinde aşağıdaki gibi gösterilir:

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{x}} \\ \hat{x} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & \bar{0} \\ \bar{0} & \hat{A} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{x} \\ \hat{x} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \bar{0} \\ \hat{B} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \zeta \\ \dot{\zeta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ \bar{0} \end{bmatrix} u,$$

$$\hat{y} = \begin{bmatrix} \bar{0} & \hat{C} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{x} \\ \hat{x} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \bar{0} \\ \hat{D} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \zeta \\ \dot{\zeta} \end{bmatrix}$$

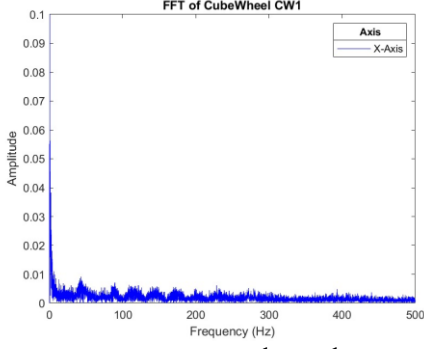
Eskişehir Teknik Üniversitesi Araç Titreşim Laboratuvarında geliştirilen, pasif süspansiyonlarla bağlanmış platform ve İHA modeli Şekil 4'te gösterilmiştir. Yanıt karakteristiklerin frekans cevapları, platform üzerinden farklı ağırlık değerleri için Şekil 5 ve 6'daki gibi elde edilmiştir. Bu ölçümler, IMU 0 ve IMU 1 için x, y, z eksenlerinde hem yüksüz (0 g), hem de çok yüklü (1063 g) olarak gerçekleştirilmiştir. Bu yanıtlar uzakta olan frekanslara doğru sönümlenmektedir. Ayrıca ağırlık arttıkça titreşim daha iyi sönümlenmektedir. Bu oldukça önemlidir ve süspansiyon sisteminin etkili çalıştığını göstermektedir. Çünkü amaç, bu platforma yüksek ağırlıklar eklendiğinde dahi, platformu mümkün mertebe titreşimlerden izole etmektir. Bu grafiklerden görüldüğü üzere sistem düşey salınım hareketlerine hassastır.



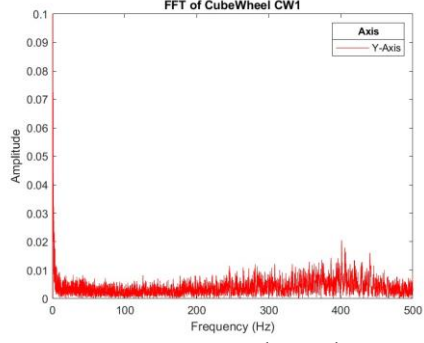
Şekil 4. Eskişehir Teknik Üniversitesinde Geliştirilen İHA

Laboratuvar ortamında elde edilen ölçümler aşağıdaki gibidir:

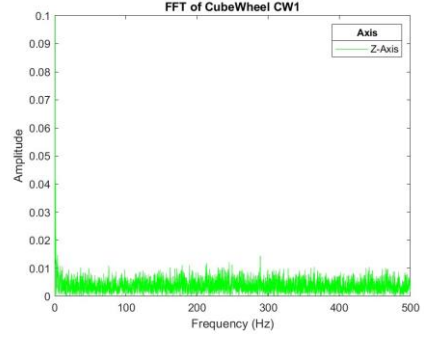
XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI



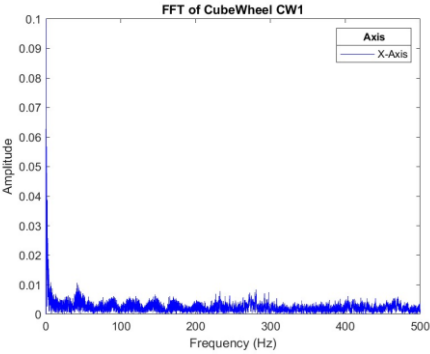
Şekil 5a: IMU 0 x eksen ölçümü



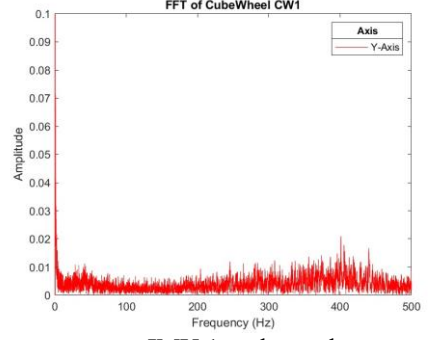
Şekil 5b: IMU 0 y eksen ölçümü



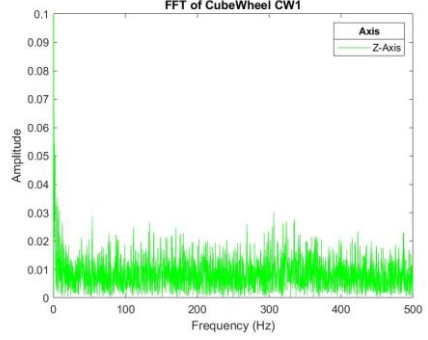
Şekil 5c: IMU 0 z eksen ölçümü



Şekil 5d: IMU 1 x eksen ölçümü

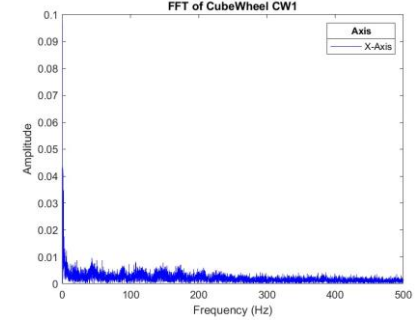


Şekil 5e: IMU 1 y eksen ölçümü

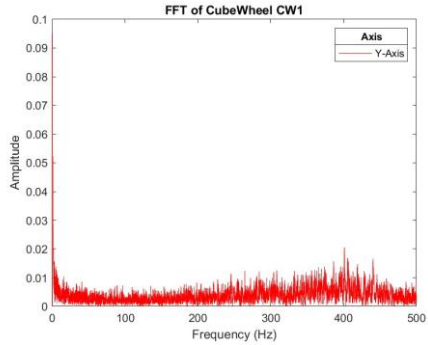


Şekil 5f: IMU 1 z eksen ölçümü

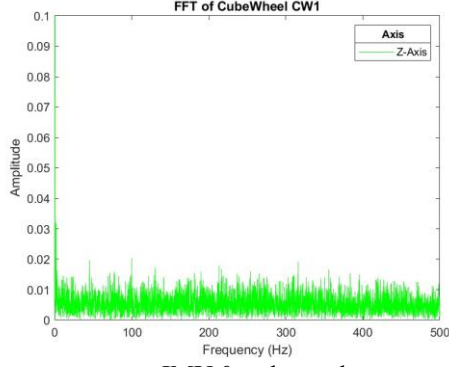
Şekil 5a-f. Yüküz Platformun IMU 0 ve IMU 1 Çıktıları



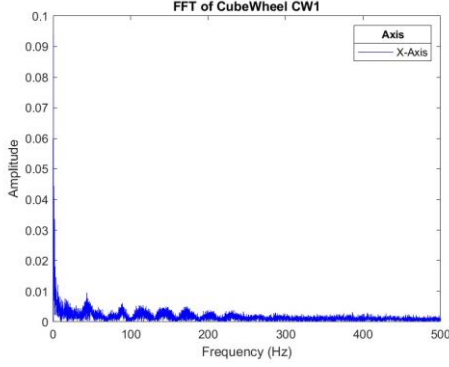
Şekil 6a: IMU 0 x eksen ölçümü



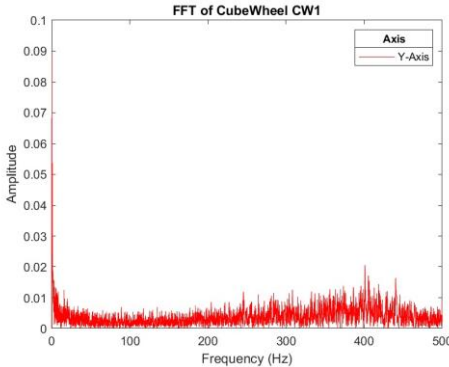
Şekil 6b: IMU 0 y eksen ölçümü



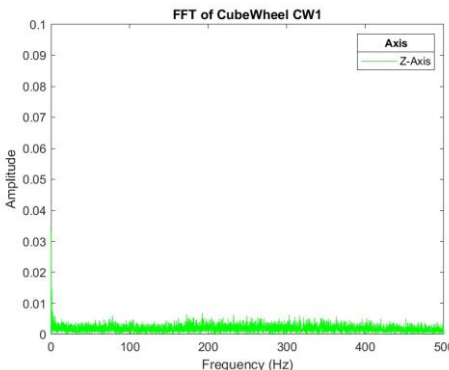
Şekil 6c: IMU 0 z eksen ölçümü



Şekil 5d: IMU 1 x eksen ölçümü



Şekil 6e: IMU 1 y eksen ölçümü



Şekil 6f: IMU 1 z eksen ölçümü

Şekil 6a-f. 1063 gr ile Yüklü Platformun IMU 0 ve IMU 1 Çıktıları

3. SONUÇLAR

Bu çalışmada, insansız hava aracının altı- serbestlik-dereceli durum-uzay modeli türetilmiştir. Bu model yapısı gereği kararlı olmayan İHA'nın dinamik davranışlarını anlamak için oldukça önemlidir. Ayrıca pasif süspansiyonlarla eklenen bir plakanın titreşim sonuçları sunulmuştur. Kullanılan İHA, Quadcopter modeli ve H-tipi olup, Şekil 3'te gösterilmiştir ve Eskişehir Teknik Üniversitesinde üretilmiştir. Yapılan analizler ve laboratuvarında alınan ölçümler, İHA'ya eklenen kütlelerin bozucu etkiye sahip olduğunu göstermiştir. Bu çalışma, gelecekte Matlab yazılım ortamında geliştirilecek olan benzetim tabanlı bir çalışma için zemin oluşturacaktır. Böylece analitik modellerle, gerçek İHA doğrulanacak ve bu çalışmada elde edilen analitik model kontrol tasarım amaçları için kullanılacaktır.

4. REFERANSLAR

- [1] B. Erginer, E. Altug, E., "Modeling and PD control of a quadrotor VTOL vehicle". In: IEEE Intelligent Vehicles Symposium, 2007, s. 894–899.
- [2] T. Hamel, R. Mahony, R. Lozano, J. Ostrowski, "Dynamic modelling and configuration stabilization for an X4-flyer". IFAC Proc., 2002, cilt 35(1), s. 217–222.
- [3] A. Mokhtari, A. Benallegue, "Dynamic feedback controller of Euler angles and wind parameters estimation for a quadrotor unmanned aerial vehicle". In: IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA'04), 2004, cilt 3, s. 2359–2366.
- [4] A. Benallegue, A. Mokhtari, A., L. Fridman, "Feedback linearization and high order sliding mode observer for a quadrotor UAV". In: Proceedings of the 2006 International Workshop on Variable Structure Systems, 2006.
- [5] D. Lara, G. Romero, A. Sanchez, R. Lozano, "Parametric robust stability analysis for attitude control of a four-rotor mini-robotcraft". In: Proceedings of the 45th IEEE Conference on Decision and Control, 2006, s. 4351–4356.
- [6] J. Li, Y. Li, Y., "Dynamic analysis and PID control for a quadrotor". In: IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, 2011, s. 573–578.
- [7] Bielawa, R. L., "Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity," American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington DC, 1992.
- [8] Ellis, C. W. and Jones, R., "Application of an Absorber to Reduce Helicopter Vibration Levels," Journal of the American Helicopter Society, cilt 8 (3), 1963, s. 30-42.
- [9] Tarzanin, F., Young, D. K., and Panda, B., "Advanced Aeroelastic Optimization Applied to an Improved Performance, Low Vibration Rotor," Proceedings of the 55th Annual Forum of the American Helicopter society, Montreal, Canada, 1999, s. 184-194.
- [10] G.D. Padfield, " ". Wiley, New York, 2008.
- [11] M. Hua and T. Hamel, "Feedback Control of Underactuated VTOL Vehicles," IEEE Control Systems MAGAZINE, 2013, cilt 33, s. 61–75.

5. ÖZGEÇMİŞ

Yasin Çildir; Eskişehir Teknik Üniversitesi Havacılık Elektrik ve Elektronik Bölümü öğrencisi Yasin Çildir, 4 yıl süresince ESTÜ İHA Takımı'nda aktif bir rol üstlenmiştir. İnsansız Hava Araçları (İHA) üzerinde yapısal tasarım,

otopilot sistemleri, yazılım ve benzetim ortamı gibi çeşitli alanlarda önemli çalışmalar yapmıştır. Bu süreçte, 2 yıl boyunca takım kaptanlığı görevini başarıyla yürütmüştür. Ayrıca, Teknofest Savaşan İHA ve TÜBİTAK İnsansız Hava Aracı yarışmalarında defalarca yer almıştır. Ayrıca, "İHA'larda Kontrolcü Parametrelerini ve İHA'nın Limitlerini Belirlemeye Yönelik, Parametrik İHA Simülasyon Ortamı Üretimi ve Otonom Kontrolcü Ayarlayıcı Yazılım Üretimi" başlıklı tezi, TÜBİTAK 2209-A desteğiyle desteklenmeye layık görülmüştür.

Merve Muslu; Öğretim Görevlisi Merve MUSLU, lisansını Anadolu Üniversitesi Elektrik Elektronik Mühendisliği bölümünde tamamlamıştır. Yüksek Lisans eğitimine Eskişehir Teknik Üniversitesinde devam etmiş olup, Sürü İHA sistemlerinin Doğal Afet Yönetiminde kullanımı üzerinde çalışmıştır. Bu süreçte Teknofest Sürü İHA Simülasyon ve Savaşan İHA yarışmalarında sürü sistemlerin haberleşmesi ve koordinasyonu üzerinde çalışmalar yapmıştır. Aynı zamanda, yüksek lisans sürecinde dahil olduğu Mühendislik-Mimarlık projesinde, akıllı sistemlerin haberleşmesi, NFC ve RFID sistemleri üzerinde çalışmalar gerçekleştirmiştir. Eskişehir Teknik Üniversitesi'nde doktora eğitimine devam ederek, 2020 yılı itibarıyla de ESTÜ - İHA Teknolojisi Ve Operatörlüğü programında, Öğretim Görevlisi olarak çalışmaktadır.

Semiha Türkay; Doktora derecesini Anadolu Üniversitesi, Elektrik ve Elektronik Mühendisliği almıştır. Deutscher Akademischer Austauschdienst (DAAD) araştırma bursununun 2008'de alarak Münih Teknik Üniversitesini araştırmacı olarak ziyaret etmiştir. Halen Eskişehir Teknik Üniversitesi, Elektrik-Elektronik Mühendisliği bölümünde doktor öğretim üyesi olarak çalışmaktadır. Bilimsel ilgi alanları rassal titreşimler, kestirim teorisi, sistem tanılama ile araç dinamiği ve kontrolü oluşturmaktadır.

İHA'LAR İÇİN PARAMETRİK BENZETİM ORTAMI TASARIMI VE OTONOM DENETLEYİCİ GELİŞTİRİLMESİ

Yasin Çildir¹, Semiha Türkay²

¹Eskişehir Teknik Üniversitesi, Havacılık Elektrik ve Elektronik Bölümü
Tel: 222 321 35 50 E-Posta: yasincildir00@gmail.com

²Eskişehir Teknik Üniversitesi, Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü
Tel: 222 321 35 50-8276 E-Posta: semihaturkay@eskisehir.edu.tr

Özet: İnsansız Hava Araçları (İHA), günümüzde birçok uygulama alanında etkili bir biçimde kullanılmaya başlamıştır. Ancak bu uygulamaların deneysel süreçlerinde yüksek Araştırma-Geliştirme (AR-GE) maliyetleri ortaya çıkmaktadır. İHA geliştirme faaliyetlerini yavaşlatan en maliyetli aşamalardan biri, araca tanımlanan görevleri gerçekleştirip dengeyi koruyan, araç dinamiği ile ortam şartlarına son derece hassas denetleyici parametrelerinin türetilmesidir. Bu parametreler doğrudan havada yapılan test aşamaları ile tahmin edilmeye çalışılır ve genellikle araç hasarıyla sonuçlanırlar. Bu çalışmada, Gazebo yazılım ortamında genel İHA sınıfını kapsayan, oldukça fonksiyonel ve parametrik bir benzetim ortamı geliştirilmiştir. Böylece, her bir İHA'ya özgü yapısal, statik ve dinamik parametreler sistem girdisi olarak tanımlanarak, sistem kararlılığı ve denge ayarları otomatik olarak yapılabilecektir. Bu durum, optimizasyon süresinin kısaltmasına ve İHA'nın hasarsız bir şekilde kullanıcı dostu bir arayüz ile test edilerek kullanıcıya teslim edilebilmesini sağlamaktadır.

Anahtar Kelimeler: İHA, Otopilot, PID Denetleyici, Gazebo, Matlab Benzetim Ortamı

1. GİRİŞ

Gelişen ekonomi ve artan ihtiyaçlarla birlikte ülkemizde ve dünyada İHA'ların önemi artmış ve gelişimi hızlanmıştır [1]. Geniş uygulama alanlarında verimli bir şekilde çalışabilmeleri için fiziksel prototip ve testler, benzetim tabanlı analizlerle desteklenmelidir. Dört motorlu bir döner kanat İHA'nın matematiksel modeli Newton-Euler denklemleri ile Matlab benzetim ortamına [2]'te aktarılmıştır. Ancak, çalışmada dinamik denklemler ve denetleyiciler haricinde hiçbir otopilot yazılımından bahsedilmemiştir. [3]'daki çalışmada ise İHA'nın matematiksel modeli sadece dört motorlu, döner kanatlı İHA dinamiği için aktarılmıştır. Gerçekçi bir görsel incelemeyi mümkün kılmak için [4]'de Robot Operation System (ROS) ile kullanılan ve üç boyutlu dünyalar oluşturan Gazebo simülatörü kullanılmıştır. İHA modelleri, Inkscape veya Solidworks gibi yazılımlarla içe aktarılabilen ve ArduPilot veya PX4 gibi açık kaynak kodlu yazılımlar ile

kontrol edilebilmektedir. İHA'ların farklı alt sistemlerini ve performansını modellemek için ise [5]'te Simcenter-Amesim yazılımı kullanılmıştır. Hiçbir donanım kullanılmadan uçak, drone veya yer aracını benzetim ortamında çalıştırmak için SITL yazılımı [6]'da kullanılmıştır. Katı hava aracının aerodinamiği ve uçuş dinamik analizi için AVL programı [7]'de kullanılmıştır. Ancak küçük saldırı açılarındaki ince kaldırma yüzeyleri ve yan kayma açıları gibi bazı sınırlamaları vardır.

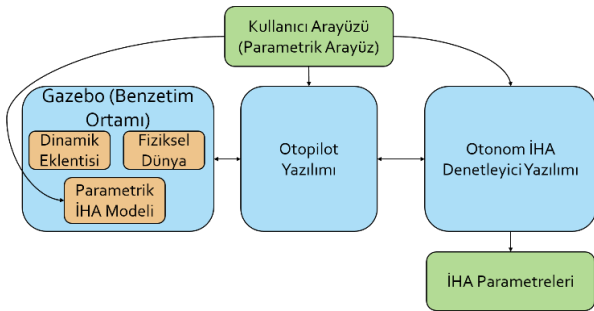
Aerodinamik analiz kadar pervane tasarımı da önemlidir. [8]'de QPROP/QMIL yazılımı kullanılarak pervane-motor veya rüzgar üreteç kombinasyonlarının performansı tahmin edilmiştir. Analiz için gereklilikler, hedefler, güçlü ve zayıf yanlar vurgulanarak GCS'nin İHA yönetimi üzerindeki etkisi incelenmiştir. Bilgisayar tabanlı modeller, test aşamasında tekrarlanabilirliği mümkün kılarak İHA'nın ve özellikle otopilotun hatasız tasarlanıp uygulamaya konulmasına yardımcı olur. Böylece otopilot, kontrol yüzeylerini ve itki rejimini ayarlayarak İHA'nın çarpışma olmadan görevini tamamlamasını sağlar [9]. Bir çok otopilot yazılımları kontrol algoritmalarını sistemlerine doğrudan dahil ederek zorlu uçuş manevralarını yüksek performansla gerçekleştirirler. Proportion Integrator Derivative (PID) kontrolü ile donatılmış otopilot basit matematiksel gösterimi nedeniyle [10]'daki kullanılmıştır. Burada, hızlı yanıt, sıfır yatışkın durum hatası ve küçük sıçrama tepesi gibi sistem istenileri denetleyici katsayılarını ayarlamak suretiyle sağlanmıştır. [11]'de PID geri ve ileri besleme denetleyicileri birlikte kullanılarak motor yakıt sistemi düzenlenmiştir PID'lerin performansını ve gürbüzlüğünü artırmak için ise [12]'de deadbeat yanıtını, gürbüz kontrol ve model azaltma teknikleri ile birleştiren bir tasarım şeması önerilmiştir. Geleneksel denetleyicilerden farklı olarak burada ayarlama gerektiren katsayılar tek bir kazanç değerine indirgenmiştir. İHA'ların, özellikle döner kanat modellerinde, denetleyici katsayılarının önceden kestirilmesi oldukça güçtür. Manuel dene-ve-yanıl veya analiz et-yinele yöntemleri, tekrarlanabilir bilgisayarlı simülasyonlar ve uçuş testleri ile uzun zaman ve insan gücü gerektirirler [13,14]. Ayrıca, bataryanın veya yakıtın dayanma süresi, rüzgâr şiddeti gibi dışsal etkiler ilave

edildiğinde denetleyici katsayılarını hesaplama maliyeti artacaktır. Literatürde her ne kadar İHA'lar için benzetim ortamları bulunsa da, İHA dinamiklerini aktaran benzetim ortamlarının eklentileri yeteri kadar güçlü değildir. Buna ilaveten her otopilotun kendine özgü bir yazılımı ve her yazılımının kendine özgü bir algoritması bulunmaktadır. Ancak, hesaplanan denetleyici katsayılarını farklı bir yazılıma sahip otopilota her zaman aktarmak mümkün olmamaktadır.

Bu çalışmada, tüm bu problemleri ortadan kaldıracabilecek parametrik bir İHA benzetim ortamı tasarımı ve otonom bir denetleyici düzenleyen yazılım geliştirilmiştir ve gerçek bir sistem üzerinde doğrulanmıştır. Böylece, İHA'nın fiziksel özellikleri sistem girdisi olarak tanımlandığında, çıktı olarak İHA dinamiklerini üretebilen, tüm döner kanat tipindeki (quad, hexa,v.b) İHA'ları destekleyen, dikey kalkış ve iniş yapabilen (VTOL) İHA'ları dahi yönetebilen, tam otonom ve parametrik bir çözüm ortaya konulmuştur. Bu doğrultuda çalışmamız şöyle organize edilmiştir: Bölüm 2'de benzetim ortamının genel yapısı tanıtılmıştır. Bölüm 3'te benzetim ortamının arayüzleri ve ürettikleri çıktılar açıklanmıştır. Bölüm 4'te PID denetleyicisinin çalışma prensibi detaylandırılmış ve başarısı gerçek sistem üzerinde test edilmiştir. Çalışma sonuçlar bölümü ile bitirilmiştir.

2. BENZETİM ORTAMI 'UAV Center'

Üretilen yazılım "UAV Tune Center" olarak adlandırılmıştır ve Şekil 1'de gösterildiği gibi üç aşamadan oluşmaktadır; (i) Önce Gazebo ile gerçekçi bir benzetim ortamı oluşturulur. (ii) Sonra, sistem parametrelerinin elde edildiği otonom bir yazılım üretilir. (iii) Son olarak İHA sisteminin verileri kullanılarak, parametrik, otonom bir denetleyici arayüzü oluşturulur. Kullanıcı arayüzü Şekil 1'de de görüldüğü üzere diğer sistemlerle bağlantıdadır ve buradan otopilot yazılımı ile otopilotu denetleyici yazılımlar yönetilebilmektedir.



Şekil 1. Program Yapısı

Üretilen yazılım, Ubuntu 20.04 işletim sisteminde çalışmaktadır. Sistemin çalışabilmesi için işletim sisteminde ROS, Gazebo, Ardupilot Software in the Loop (SITL) yazılımları kurulu olmalıdır. Arayüz ve diğer yazılımlar Python dilinde yazıldığından gerekli kütüphanelerin de bulunması önemlidir. Gerekli kütüphanelerin listesi, programın olduğu klasörde, "requirements.txt" içerisinde verilmiştir.

Bu çalışmada, otopilot yazılımı olarak ArduPilot yazılımı kullanılmıştır. Benzetim ortamı beta sürümünü desteklemektedir, ve herhangi bir yazılım eklentisi olduğu müddetçe kolaylıkla sisteme entegre edilebilmektedir. Otopilotun kullandığı Inertial Measurement Unit (IMU), Global Navigation Satellite System (GNSS) gibi algılayıcı verileri Gazebo üzerinden toplanmaktadır ve geri dönüt olarak Pulse Width Modulation (PWM) sinyalleri Gazebo'ya aktarılmaktadır. Gazebo "xlm" formatını kullanmaktadır. Deneysel testleri yapmak ve sistemi doğrulamak için Eskişehir Teknik Üniversitesi laboratuvarında üretilen ve Tablo 1'de sunulan fiziksel parametrelere sahip bir İHA kullanılmıştır.

Tablo 1. İHA Parametreleri

Özellikler	Değerler
İHA Yazılımı	ArduPilot
İHA Gövde Sınıfı	Quadcopter
İHA Gövde Tipi	X
Toplam Ağırlık	6242 gram
Gövde Şekli	Kare
Gövde Ağırlığı	2268 gr
Gövde Uzunluğu (X)	275 mm
Gövde Uzunluğu (Y)	280 mm
Gövde Uzunluğu (Z)	36 mm
Batarya Tipi	LiPo
Batarya Hücre Sayısı	6
Batarya Ağırlığı	2530 gr
Batarya Boyutu (X)	204 mm
Batarya Boyutu (Y)	88 mm
Batarya Boyutu (Z)	60 mm
Batarya Yönü	X
İHA X Uzunluğu	725
İHA Y Uzunluğu	725
İniş Takımı Uzunluğu	150 mm
İniş Takımı Pozisyonu (Gövde/Motor)	Motor
Pervane Çapı	24 inç
Pervane Ağırlığı	56 gr
Pervane Pal Sayısı	2
Motor Çapı	79 mm
Motor Ağırlığı	188 gr
Motor KV Değeri	230 KV

Böylece, kullanılan İHA'nın gövde şekli, rotorları, itki güçleri ve diğer fiziksel özellikleri Gazeboya tanımlanmış olur. Parametrik model, bu çalışmada "model_creator.py" yazılımı ile üretilmiştir.

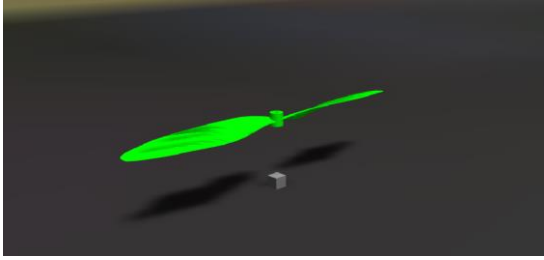
2.2. İtki Dinamiği

İtki dinamiğini simüle etmek için İHA'nın itki gücünü modellenmesi gerekir. Bu çalışmada, Blade Element Theory yöntemi kullanılmıştır. Bu yöntem, pervanenin en yüksek itki ürettiği noktanın kesitini temel alır. Bu kesit, uçak kanadının profiline benzer bir yapıya sahiptir ve üzerine etki eden aerodinamik kuvvetler, pervane profili döndükçe itki üretir. Bu yapının Gazebo ortamına aktarılabilmesi için, önceden tanımlanmış olan "Lift Drag Plugin" eklentisi kullanılacaktır ve pervane davranışı tanımlanabilecektir. Eklentinin parametreleri Tablo 2'de sunulmuştur [15].

Tablo 2. Gazebo Lift Drag Eklentisinin Parametreleri [15].

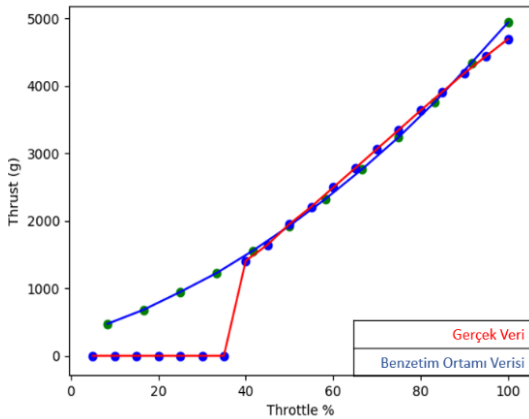
Parametre Adı	Açıklaması
air_density	Hava yoğunluğu
area	Kuvvetin uygulama alanı
a0	Hücum açısı
cla	Lift katsayısı
cda	Drag katsayısı
cp	Uygulanacak noktanın merkezi
forward	Uygulanacak kuvvetin hareket yönünü
upward	İtkinin uygulanacağı konumu

Pervane dinamiğine ait parametreleri elde etmek için, Gazebo ortamında bir pervane profili ile MATLAB yazılımı birlikte kullanılmıştır. Eğri yerleştirme yöntemi kullanılarak ilgili katsayılar hesaplanmıştır. Daha sonra, doğruluğunu kontrol etmek amacıyla, Şekil 2'deki test düzeneği oluşturulmuştur. Bu düzeneğe, "thrust_test.py" dosyası ile çalışmaktadır. Böylece kullanıcı, düzenekte bulunan otopilot ile düzeneği kaldırabilen itkinin üretilip üretilmediğini kontrol edebilir ve İHA'nın yükseklik, hız ve dönüş hareketleri gibi çeşitli dinamiklerini simüle edebilir.



Şekil 2. Gazebo Ortamındaki İtki Testi Düzeneği

Bu çalışmada, test İHA'sında T-Motor 7005 motoru kullanılmıştır. Her bir rotorunu itki gücünü hesaplamak için Şekil 3'te gösterilen itki değerleri kullanılmıştır. Grafikte görüldüğü gibi, "prop_tuning.py" yazılımı, pervane modelini simüle eden katsayıları başarılı bir şekilde üretmiştir. İHA'nın farklı uçuş senaryolarında nasıl davrandığını incelemek için de bu simülasyon kullanılabilir. Bu katsayılar, sonrasında Gazebo'daki "Lift Drag Plugin" eklentisinde kullanılacaktır.



Şekil 3: Gerçek ve Benzetim Ortamının Ürettiği İtkiler

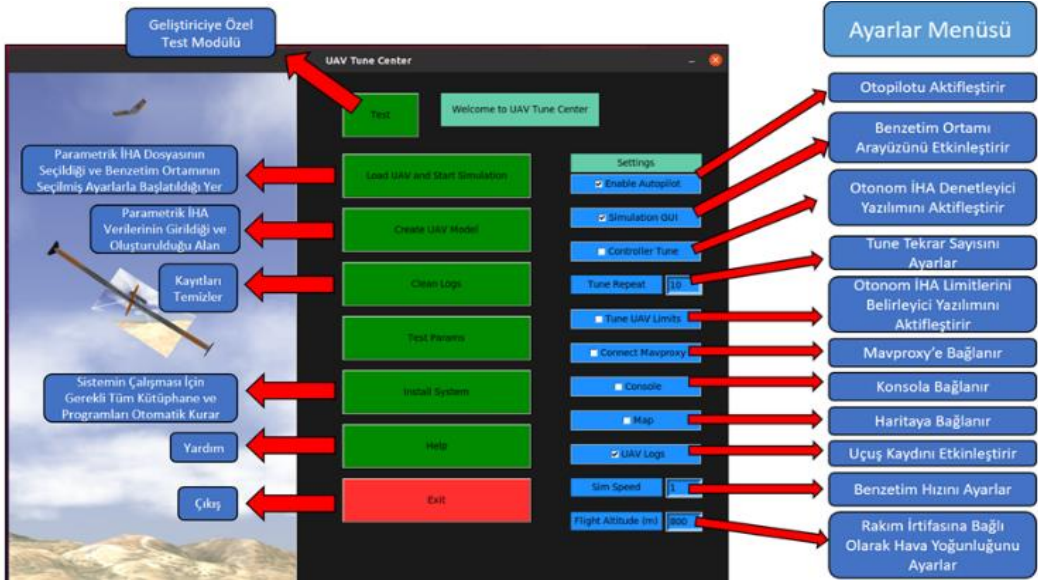
Gazebo da geliştirilen bu arayüz aracı, İHA geliştirme ve test süreçlerinde oldukça değerlidir. İHA'nın itki dinamiğini simüle etmek, gerçek dünyada daha güvenli ve etkili bir şekilde uçuşuna yardımcı olabilir.

3. ARAYÜZ YAZILIMI

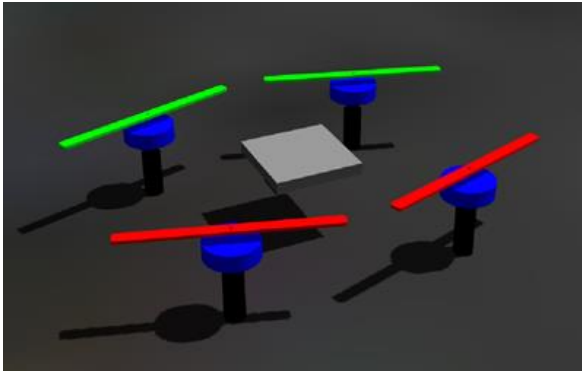
Bu çalışmada geliştirilen arayüz Şekil 4'te verilmiştir. Yazılım kullanıcı dostu ve otonom olarak yazılımları başlatacak şekilde düzenlenmiştir. Sağ tarafta bulunan 'Settings' sekmesi ile sistem isterileri seçilebilir. En üstte yer alan "Test" butonu, seçilen ayarlara göre gerekli yazılım ve benzetim ortamlarını başlatır. Bu buton parametrik olmayan modelleri veya pervane dinamiği test ortamını başlatmak için kullanılır. Yanında bulunan 'Create UAV Model' butonuna tıklandığında ise kullanıcıya ait İHA parametrelerinin tanımlandığı bir arayüz açılacaktır. İHA'ya ait bir görsel yüklendikten sonra, yapısal uzunluklar, gövde, pervane ve motor parametreleri ile batarya bilgileri eklenir. Parametreler kolaylıkla kullanıcının girebileceği şekilde tasarlanmıştır ve kullanıcının belirtmiş olduğu dosya yoluna kaydedilecektir. Ardından 'Load UAV and Start Simulation' butonuna tıklandığında, ".dtcenter" formatında bir dosya seçimi gerektiren bir arayüz karşımıza çıkar. Bu arayüzde, daha önce kaydedilmiş İHA parametre dosyası seçildiğinde, arayüz otomatik olarak gelen verileri okumaya başlayarak Gazebo modelini oluşturur. Bu benzetim ortamında Eskişehir Teknik Üniversitesinde geliştirilen test İHA için yaratılan parametrik model Şekil 5'te gösterilmiştir. Parametrik olmayan modeli ise Şekil 6'da verilmiştir. Daha önce, Solidworks ortamında çizilmiş İHA'nın parametrik olmayan yapısı, SW2URDF programı yardımıyla [15] Unified Robotics Description Format (URDF) formatına aktarılmıştır. Daha sonra URDF formatından Simulation Description Format (SDF) formatına dönüştürülerek Gazebo'ya entegre edilmiştir. Yapının ağırlık merkezi etrafındaki momentleri, ağırlıkları Solidworks değerlerine göre hesaplanmıştır. Bu parametrik olmayan yapının oluşturulma amacı sistemde bir sorun olup olmadığını daha iyi gözlemlemektir. Her iki model de Şekil 7'de gösterilen gerçek İHA'yı temsil etmektedir ve gerçek dünyada nasıl bir performans sergileyeceğini tahmin etmemize yardımcı olur. Bu İHA'nın davranışı kayıtları ve analizi Şekil 8-9'da gösterilmiştir. Burada gerçek sistem parametreleri ile tanımlanan İHA benzetim ortamının kurduğu dünyada uçmaktadır. Böylece, hava aracının uçuş dengesi, yaptığı yuvarlama, yunuslama ve dönme hareketleri en gerçekçi olarak aracı düşme tehlikesi altına sokmadan inceleyebilme fırsatı sunmaktadır.

Daha önceki kayıtlar silinip yeni bir model oluşturulacaksa arayüz menüsündeki 'Clean Logs' butonu, daha önceki kayıtları silecektir. Altında bulunan 'Install System' butonu, gerekli olan eklentileri, programları ve kütüphaneleri tek tuşla kurmaktadır. 'Exit' butonu ise programı sonlandırır.

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI



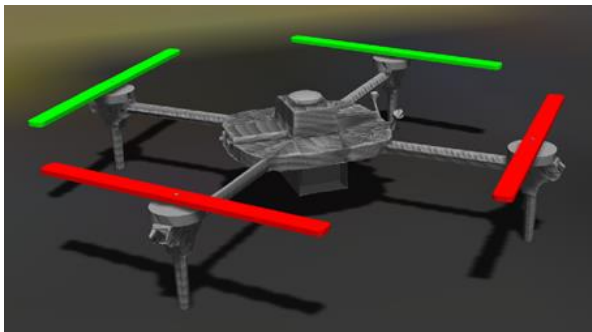
Şekil 4. Program Arayüzü



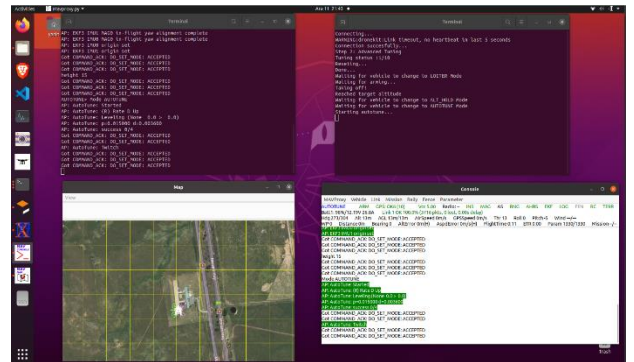
Şekil 5. Parametrik İHA'nın Benzetim Ortamındaki Görünümü



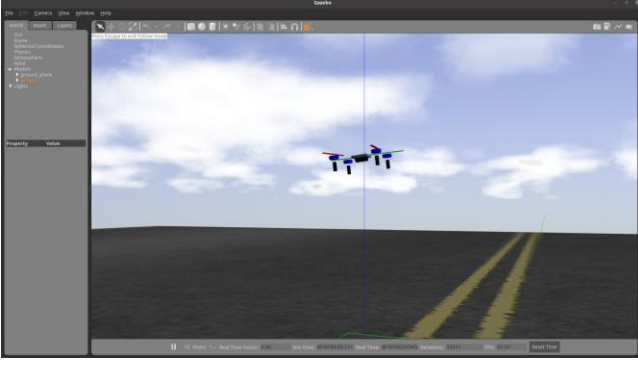
Şekil 7. ESTÜ'de Üretilen Test İHA'nın Gerçek Görünümü



Şekil 6. Test İHA'sının Benzetim Ortamındaki Görünümü



Şekil 8. İHA Denetleyici ve Arayüz Ekranları



Şekil 9. Gazebo'da İHA Benzetim Ortamı

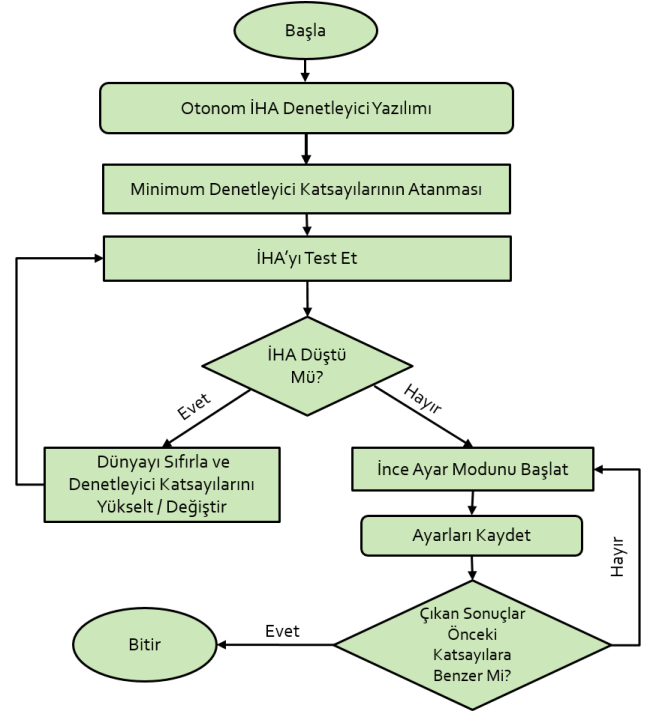
Gazebo ortamında İHA'nın istenen hareketleri gerçekleştirmesi için, pozisyonunu ve hızını gerçek zamanlı olarak izleyip itki gücü komutları oluşturacak uygun bir kontrol yazılımına ihtiyaç vardır. PID denetleyicileri en yaygın kullanılan kontrol stratejileri arasında kabul edilmektedir. O nedenle, bu çalışmada kontrol amaçlarında kullanılacaklardır.

4. PID DENETLEYİCİSİ

$u(t)$ ile gösterilen PID denetleyicisi aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$u(t) = Pe(t) + I \int e(t)dt + D \frac{de(t)}{dt} \quad (1)$$

Burada, $e(t)$ sinyali hedeflenen ile ölçülen çıktı arasındaki hatayı gösterirken, ' P ' döngü kazancını, ' I ' integratör katsayısını ve ' D 'de hatanın türev katsayısını temsil eder. İHA'nın otonom bir şekilde uçabilmesi için denetleyicinin P, I, D parametreleri İHA'nın isteklerine uygun olarak düzenlenmelidir. Çeşitli sensör bilgileri kullanıldığı için, bu parametreler ile ayrıca kararlılık, hız ve gürbüzlük sağlanması için gerekir. Geliştirilen benzetim ortamı, başlangıçta denetleyici katsayılarını en genel haliyle hesaplar Şekil 10'da sunulan akış diyagramını takip eder. Bu bağlamda, sistem başlatıldıktan sonra en küçük P ve I değerleri atanır. Daha sonra, benzetim ortamında motorlara güç verilerek ("armed" pozisyonu) İHA çalıştırılır. İlk 30 saniye içinde İHA'nın 20 metre irtifaya ulaşması beklenir. Eğer yeterli irtifaya ulaşılamazsa, yeterli düzeyde kararlılığın kazanılmadığı varsayılır. Bu nedenle otopilot ve benzetim ortamı yeniden başlatılır. P ve I değerleri güncellenerek döngü tekrarlanır. Eğer İHA 30 saniye içinde 20 metreye ulaşabilirse, sonrasında 60 saniye boyunca sağa ve öne komutlar verilir. İHA bu kumanda komutlarını başarıyla tolere edebildiğinde, benzetim ortamı ve otopilot tekrar sıfırlanarak "ince ayar" moduna (autotune) geçilir. Kullanıcı, arayüzde bu işlemin tekrar sayısını değiştirebilir. Tekrar sayısı arttıkça, yatış ekseninin yunuslama eksenine üzerine ve yunuslama ekseninin yatış eksenine üzerine etkisi azalmış olur. Böylece daha sağlıklı bir sonuç elde edilir.



Şekil 10. Otonom İHA Denetleyici Ayarlayıcı Akış Diyagramı

Yaratılan arayüz ortamının başarısını doğrulamak için gerçek dış ortam ve test İHA'sı kullanılmıştır. Eskişehir Teknik Üniversitesi'ndeki İnsansız Hava Aracı Test Sahası'nda deneme uçuşu Şekil 9'da gösterilen hava aracı ile gerçekleştirilmiştir. Yazılım tarafından üretilen denetleyici katsayıları ile sahada ölçülen denetleyici katsayıları Tablo 3'te karşılaştırılmıştır.

Tablo 3. Dış ve Benzetim Ortamında Ölçülen Parametrelerin Karşılaştırılması

Parametre Adı	Gerçek Katsayı	Benzetim Ortamındaki Katsayı	Hata Oranı (%)
ATC_ACCEL_P_MAX	80950,3	86483,2	7
ATC_ACCEL_R_MAX	81771,09	81465,6	0
ATC_ACCEL_Y_MAX	10511,88	11520,0	10
ATC_ANG_PIT_P	7,566006	9,472562	25
ATC_ANG_RLL_P	7,539852	7,63687	1
ATC_ANG_YAW_P	5,50102	4,501201	18
ATC_RAT_PIT_D	0,00248561	0,001	60
ATC_RAT_PIT_I	0,1050157	0,13266945	26
ATC_RAT_PIT_P	0,1050157	0,13266945	26
ATC_RAT_RLL_D	0,003258215	0,001	57
ATC_RAT_RLL_I	0,09290148	0,1203345	30
ATC_RAT_RLL_P	0,09290148	0,1203345	30
ATC_RAT_YAW_D	0	0	0
ATC_RAT_YAW_I	0,1467337	0,090	39
ATC_RAT_YAW_P	1,467337	0,900	39

Bu tabloda kullanılan denetleyici parametrelerinin tanımlamaları aşağıda verilen Tablo 4'te açıklanmıştır.

Tablo 4. Denetleyici Parametreleri

Parametre Adı	Açıklama
ATC_ACCEL_P_MAX	Yunuslama ekseninde maksimum hızlanma katsayısıdır.
ATC_ACCEL_R_MAX	Yatış ekseninde maksimum hızlanma katsayısıdır.
ATC_ACCEL_Y_MAX	Sapma ekseninde maksimum hızlanma katsayısıdır.
ATC_ANG_P	Yunuslama ekseninin açı denetleyicisinin P katsayısıdır.
ATC_ANG_R	Yatış ekseninin açı denetleyicisinin P katsayısıdır.
ATC_ANG_Y	Sapma ekseninin açı denetleyicisinin P katsayısıdır.
ATC_RAT_P	Yunuslama eksenini hız denetleyicisinin D katsayısıdır.
ATC_RAT_I	Yunuslama eksenini hız denetleyicisinin I katsayısıdır.
ATC_RAT_P	Yunuslama eksenini hız denetleyicisinin P katsayısıdır.
ATC_RAT_R	Yatış eksenini hız denetleyicisinin D katsayısıdır.
ATC_RAT_I	Yatış eksenini hız denetleyicisinin I katsayısıdır.
ATC_RAT_P	Yatış eksenini hız denetleyicisinin P katsayısıdır.
ATC_RAT_Y	Sapma eksenini hız denetleyicisinin D katsayısıdır.
ATC_RAT_I	Sapma eksenini hız denetleyicisinin I katsayısıdır.
ATC_RAT_P	Sapma eksenini hız denetleyicisinin P katsayısıdır.

Tablo 3 incelendiğinde, ölçülen çıktı sinyalleri ile benzetim ortamındaki yanıtların D katsayılarında hata miktarının yüksek olduğu gözlemlenmiştir. Burada, ani hız değişimlerine tepki veren İHA, istenen eğim veya yöne daha hassas bir şekilde yanıt vermektedir. Özellikle hızlı yanıt gerektiren durumlarda, D katsayısı daha yüksek bir değere ayarlanarak aşırı sönümlenme önüne geçilmeye çalışılmıştır. Bunun nedeni olarak AUTOTUNE algoritması ile üretilen D katsayısının, rüzgâr türbülanslarına titreşim dinamiğine veya motor tepkilerinin gecikme süresi gibi dış bozuculara yeterince hassas ayarlanamaması olarak gösterilebilir. D katsayısını iyileştirmek için hız bilgisini ölçen sensörlerin iyileştirilmesi de gerekmektedir. Çünkü sensör verilerindeki gürültü veya sapmalar, D teriminin doğru bir şekilde hesaplanmasını zorlaştırabilir. Böylece, D terimi bu gürültü ve titreşimlere aşırı tepki verebilir ve yanlış kontrol sinyallerine neden olabilir. Bu da P ve I katsayılarının dolaylı olarak hatalı bulunmasına neden olmuştur. İHA'nın istikrarlı ve güvenilir bir şekilde uçabilmesi için PID kontrolcüsünün doğru bir şekilde ayarlanması çok önemlidir.

5. SONUÇLAR

Bu çalışma kapsamında, İHA'ların genel sınıfını içeren ve UAV Tune Center adı verilen otonom bir benzetim ortamı oluşturulmuştur. Bu benzetim ortamı, açık kaynak kodlu Gazebo ve açık kaynak kodlu Ardupilot'un entegre edilmesi ile gerçekleştirilmiştir. Benzetim ortamının arayüzleri ve bu

arayüzlerin parametrik yapıları ayrıntılı bir şekilde açıklanmıştır. Daha sonra arayüzün başarısı, Eskişehir Teknik Üniversitesi'nde üretilen bir İHA ile doğrulanmıştır. Benzetim ortamında üretilen sonuçlar, İnsansız Hava Aracı Test Sahası'nda elde edilen verilerle karşılaştırılmıştır. Birden fazla deneme uçuşu gerçekleştirilmiştir. Toplanan veriler göstermiştir ki program tarafından üretilen denetleyici katsayıları ile sahadan elde edilen denetleyici katsayıları benzer sonuçlar gösterse de, ideal seviyede değildir. Bununla birlikte, arayüz ile üretilen verilerle gerçek İHA parametreleri ince ayarlandığında daha az kaza riski ve zaman kaybına gerçekleşmesini sağlamıştır.

Gelecek çalışmalarda, MATLAB yazılım ortamında kontrolcü parametrelerinin daha gerçekçi bir şekilde türetilmesi hedeflenmektedir. Bu türetme işlemi sırasında IMU hataları, rüzgâr türbülansı, voltaj düşüşü gibi dış etmenlerin etkisi de dikkate alınarak daha hassas sonuçların elde edilmesi amaçlanmaktadır.

6. TEŞEKKÜR

Bu çalışmada gerçek İHA sağlayan sayın Prof. Dr. Tansu FİLİK ve Rescience ekibine en içten teşekkürlerimizi sunarız.

7. REFERANSLAR

- [1] M.Kahveci, C.A.N Nazlı "İnsansız hava araçları: tarihçesi, tanımı, dünyada ve Türkiye'deki yasal durumu" Selçuk Üniversitesi Mühendislik, Bilim ve Teknoloji Dergisi, cilt 5, no. 4, 2017, s. 511-535.
- [2] Praveen, V., & Pillai, A. S. (2016). Modeling and simulation of quadcopter using PID controller. International Journal of Control Theory and Applications, 9(15), 7151-7158.
- [3] Davoudi, B., Taheri, E., Duraisamy, K., Jayaraman, B., & Kolmanovsky, I. (2020). Quad-rotor flight simulation in realistic atmospheric conditions. AIAA Journal, 58(5), 1992-2004.
- [4] Andrade, F. A., Guedes, I. P., Carvalho, G. F., Zachi, A. R., Haddad, D. B., Almeida, L. F., ... & Pinto, M. F. (2021). Unmanned Aerial Vehicles Motion Control with Fuzzy Tuning of Cascaded-PID Gains. Machines, 10(1), 12.
- [5] F.Cappuzzo, K.M.Portella, R.Lallement, J.P.Mascomere, G.Thalmann "Sytem Simulation for Autonomous UAV Design" Proc. of the 2021 Drone Sys. Eng. and Rapid Sim. and Perf. Eval., 2021, s. 36-45.
- [6] C.Coopmans, M.Podhradsk, N.V. Hoffer "Software-and hardware-in-the-loop verification of flight dynamics model and flight control simulation of a fixed-wing unmanned aerial vehicle" Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems (RED-UAS), 2015 Workshop on IEEE.
- [7] M. Drele, H. Youngren "AVL Overview". [Online] <http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/> ErişimTarihi: 23.02.2014).
- [8] M.Drele "QPROP:Propeller/Windmill Analysis and Design" [Online]: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/qprop/> (Erişim Tarihi:23.12.2022).
- [9] F.A.T.Al-Saedi, R.A.Sabar "Design and implementation of autopilot system for quadcopter" IJCSET, cilt 5, no. 6, 2015, s. 190-199.
- [10] K. Turkoglu, U. Ozdemir, M. Nikbay, E. Jafarov "PID parameter optimization of a UAV longitudinal Flight control

system,” World Academy of Science, Engineering and Technology, cilt 45, 2008.

[11] A.L.Salih, M. Moghavvemi, H.A.F.Mohamed, K.S. Gaeid “Modelling and PID controller design for a quadrotor unmanned air vehicle” 2010 IEEE International Conference on Automation, Quality and Testing, Robotics, 2010, Romania.

[12] B.Kada, Y.Ghazzawi “Robust PID Controller Design for an UAV Flight Control System” Proc.of World Congress on Eng. and Comp. Sci., 2011, San Francisco, USA .

[13] Ardupilot tAutotune Mode, <https://ardupilot.org/copter/docs/autotune.html>, (Erişim Tarihi: 3.11.2022).

[14] PX4 Autotune Mode, <https://docs.px4.io/main/en/config/autotune.html>, (Erişim Tarihi: 3.11.2022).

[15] Gazebo Aerodinamics, <https://classic.gazebosim.org/tutorials?tut=aerodynamics>, (Erişim Tarihi, 4.11.2022).

7. ÖZGEÇMİŞ

Yasin Çildir: Eskişehir Teknik Üniversitesi Havacılık Elektrik ve Elektronik Bölümü öğrencisi Yasin Çildir, 4 yıl süresince ESTÜ İHA Takımı'nda aktif bir rol üstlenmiştir. İnsansız Hava Araçları (İHA) üzerinde yapısal tasarım, otopilot sistemleri, yazılım ve simülasyon gibi çeşitli alanlarda önemli çalışmalar yapmıştır. Bu süreçte, 2 yıl boyunca takım kaptanlığı görevini başarıyla yürütmüştür. Ayrıca, Teknofest Savaşan İHA ve TÜBİTAK İnsansız Hava Aracı yarışmalarında defalarca yer almıştır. Ayrıca, "İHA'larda Kontrolcü Parametrelerini ve İHA'nın Limitlerini Belirlemeye Yönelik, Parametrik İHA Simülasyon Ortamı Üretimi ve Otonom Kontrolcü Ayarlayıcı Yazılım Üretimi" başlıklı tezi, TÜBİTAK 2209-A desteğiyle desteklenmeye layık görülmüştür.

Semiha Türkay; Doktora derecesini Anadolu Üniversitesi, Elektrik ve Elektronik Mühendisliği almıştır. Deutscher Akademischer Austauschdienst (DAAD) araştırma bursununun 2008'de alarak Münih Teknik Üniversitesini araştırmacı olarak ziyaret etmiştir. Halen Eskişehir Teknik Üniversitesi, Elektrik-Elektronik Mühendisliği bölümünde doktor öğretim üyesi olarak çalışmaktadır. Bilimsel ilgi alanları rassal titreşimler, kestirim teorisi, sistem tanımlama ile araç dinamiği ve kontrolü oluşturmaktadır.

İNSANLI VE İNSANSIZ SİSTEMLERİN ORTAK KULLANIM KONSEPTİ

Yıldız Bektaş Bircan¹, İhsan Koca²

¹Türk Havacılık ve Uzay Sanayii Fethiye Mah. Havacılık Bulvarı No: 17 Kahramankazan/TÜRKİYE
Tel: 312 811 18 00 E-Posta: ybektas@tai.com.tr

²Türk Havacılık ve Uzay Sanayii Fethiye Mah. Havacılık Bulvarı No: 17 Kahramankazan/TÜRKİYE
Tel: 312 811 18 00 E-Posta: ihsan.koca2@tai.com.tr

Özet

Anahtar Kelimeler: İHA, MUM-T, Birlikte Çalışabilirlik, Görev Konseptleri, İnsanlı Sistemler, İnsansız Sistemler, harekât

Günümüz teknoloji kazanımları ile gün geçtikçe gelişen İnsansız Sistemlerin oyun alanına daha fazla ve daha etkin olarak girmesi, harekât usullerine, belirlenmiş işleyişlere yeni konseptler ışığında yeni bakış açılarının geliştirilmesi ihtiyacını ortaya çıkarmaktadır. İnsanlı Sistemlerin mevcut harekât yeteneklerinin ve harekât menzillerinin İnsansız Sistemlere ait yetenekler ve kabiliyetler ile geliştirilmesi, harekât oyuncularının katmanları ve etmenleri arasında İnsansız Sistemlerin eklenmesi hem zaman hem mali hem de harekât etkinliğine katkı açısından büyük fayda sağlamaktadır.

Bu bildiri ile sunulacak konseptlerde ve konseptlerin kullanım ihtiyaçlarında İnsanlı Sistemler ile halihazırda icra edilen görev ve konseptlerin bazılarının İnsansız Sistemlere devri, bazılarında ise birlikte çalışılabilecek konular ve kazanımlarına yer verilecektir.

1. İNSANSIZ SİSTEMLERİN OPERASYONEL KABİLİYETLERİ ve KATKILARI

İnsansız Sistemler, uzakta bulunan bir komuta kontrol birimi üzerinden kullanıcı kontrollü olarak ya da kullanıcı tarafından planlanmış bir göreve istinaden otonom görev yapabilen ya da tamamen otonom olarak görev yapabilme ve karar verebilme yeteneklerine sahip İnsan Unsurlarını doğrudan üzerinde barındırmayan sistemlerdir.

İnsansız Sistemler günümüzde, İnsansız Hava Araçları (İHA), İnsansız Deniz Araçları (İDA) ve İnsansız Kara Araçları (İKA) olarak farklı harekât sahalarında faaliyet göstermektedirler.

İnsansız Sistemler, uzaktan kontrol edilebilir olması, kontrolün uç bir sistemden başka bir uç sisteme

devredilebilir olması gibi özellikleri ile operasyon menzili ve operasyon süresini İnsanlı Araçlara göre oldukça uzatabilmektedirler. Bu durum operasyonun çevrim süresini kısaltırken operasyonun etkinliğini, planlama ve koordinasyon gücünü arttırmaktadır.

İnsansız sistemlerin görev verilerini detaylı bir şekilde anlık olarak karar destek merkezlerine aktarabilmesi, operasyonların yönetimini ve karar mekanizmalarının daha sağlıklı işleyişine olanak sağlamaktadır.

İnsanlı Sistemler ile İnsansız sistemlerin birlikte kullanımı (Manned Unmanned Teaming-MUM-T) en yalın hali ile bir veya birden fazla insansız aracın kontrolünün diğer İnsanlı Hava Aracı tarafından devralınması, devamında ise İnsanlı ve İnsansız Sistemlerin eşgüdüm içinde görev yapabilmesini kapsamaktadır.

Konu ile ilgili çalışmalar uzun zamandan beri devam etmektedir. 2012 sonunda Redstone'da Textron Systems şirketi tarafından Integration and Collaboration Lab. (Entegrasyon ve Uyum Laboratuvarı) ile Textron bünyesindeki Bell Helicopter ve AAI şirketleri tarafından Manned/Unmanned Operations Development Lab (MUOD; İnsanlı / İnsansız Harekât Kabiliyeti Geliştirme Laboratuvarı) birimlerinin açılması ile başlamıştır (1). Bu iki laboratuvardan MUOD'da, ABD K.K.K.lığı bünyesindeki AAI üretimi RQ-7 Shadow taktik İHA'sına ait donatımla benzetim (Hardware In The Loop Simulator) sistemi, Yer Kontrol İstasyonu (YKİ) simülatörü, One System uzak görüntü terminali ve OH-58D Kiowa Warrior silahlı keşif helikopteri simülatörü gibi bileşenler barındırmaktadır (2). Bu altyapı, çok çeşitli testlerin yapılmasında, eksikliklerin ve geliştirilmesi gereken hususların belirlenmesinde kullanılmıştır.

Airbus'ın İnsanlı ve İnsansız işbirliği çalışmalarına katılımı, elde edilen ilk becerileri doğrulamak amacıyla düzenlenen ilk uçuş testi kampanyası 2018'te başlamıştır (3). Deneme sırasında, insan komutasındaki Eurofighter savaş uçağı, gerçek zamanlı olarak iki insansız Airbus Do-DT25 dronuna görev atmayı başarmıştır. İHA'ların görevleri aldıktan sonra, öngörülen hava sahası

kısıtlamalarına bağlı kalarak ve bilinen bütün tehditleri atlatarak uçuş rotalarını özerk bir şekilde planlayabilmektedir.

1.1 İnsansız Hava Araçlarının Sınıflandırılması

İHA'lar üzerinde insan olmadan uçuş faaliyetlerini gerçekleştirebilen bir platformdur. Sınıflandırma konusunda tüm tarafların kabul ettiği müşterek bir tanımlama bulunmamaktadır. Genel olarak bakıldığında;

SINIF	KATEGORİ	GÖREV İRTİFASI (ft) YARIÇAPI (km)	SİVİL KAT.	ÖRNEK
Sınıf I (≤150 kg)	Mikro (<2 kg)	<200 ft (AGL) 5 km (LOS)	Ağırlık Sınıfı Grup 1	Black Widow
	Mini (2-20 kg)	<3000 (AGL) 25 km (LOS)	Küçük İHA (<20 kg)	Malazgirt Scan Eagle
	Küçük (>20 kg)	<5000 (AGL) 50 km (LOS)	Ağırlık Sınıfı Grup 2 Hafif İHA (20-150 kg)	Hermes
Sınıf II (150-600 kg)	Taktik	<10000 (AGL) 200 km (LOS)	Ağırlık Sınıfı Grup 3 İHA (>150 kg)	Çaldıran Karayel
Sınıf III (>600 kg)	Orta İrtifa Uzun Havada Kalış (MALE)	<45000 (MSL) Limitsiz (BLOS)		TB2 ANKA
	Yüksek İrtifa Uzun Havada Kalış (HALE)	<65000 (MSL) Limitsiz (BLOS)		Global Hawk
	Saldırı / Muhabere	<65000 (MSL) Limitsiz (BLOS)	ANKA-III Kızılelma	

Tablo İnsansız Hava Araçlarının Sınıflandırılması⁽¹⁾

Ancak çok hızlı gelişen ve “İnsansız” sistemleri içeren teknolojilerin yer aldığı platformların kategorik sınıflandırılması (taksonomi) üzerinde görüş birliğine varılamamıştır. Bu makalede, tabloda verilen Taktik ve MALE sınıfı İnsansız Hava Araçları üzerinde ve askeri kullanım çerçevesinde çalışılacaktır.

1.2 İnsansız Hava Araçlarının Sahip Olduğu Yetenekler

İHA, askeri alanda harekât sahasında sahip olduğu ve icra ettiği operasyonel yeteneklere her geçen gün yenisini eklemektedir. Genel olarak İHA'ların sahip olduğu yetenekleri aşağıdaki şekilde sınıflandırabiliriz;

- İstihbarat, gözetleme ve keşif,
- Elektronik harp (EW)
- Lojistik Nakliye (kargo taşımacılığı),
- Bilimsel çalışmalar ve sivil uygulamalar
- Muharip operasyon

Burada belirtilen 5 ana başlık onlarca alt maddede sıralanabilecek alt başlıklara ayrılabilir. İHA'lar sahip oldukları bu kabiliyetler ile İnsanlı Platformlara nazaran “sıkıcı (dull), kirli (dirty) ve tehlikeli” işlerde daha etkin bir şekilde kullanılabilirler.

Karar vericileri söz konusu yöntem ile başarı sağlanabileceğini ve en etkin çözüm olduğunu düşündüren İnsansız Hava Araçlarında son 15-20 yıl içerisinde meydana gelen baş döndüren gelişmelerdir. Geleneksel aşamada insansız hava araçları (İHA) özetle;

- Her hava şartında,
- Yer seviyesinden on binlerce feet irtifalarda,
- Sabit hızlardan (hover) ses hızının katlarına kadar hızlarda,
- Taşıma kapasitesine sahip olduğu tonlarca faydalı yük,
- Birkaç dakikadan günlerle ifade edilen uzun uçuş sürelerinde,
- Belirlenen tüm uçuş limit değerlerinde (pitch, roll, yaw vb.) yüksek hassasiyetle,
- Duruma göre yapay zekâ (AI), makine öğrenmesi (ML), derin öğrenme (DL) vb. yazılım algoritmaları (software) sayesinde çok daha kararlı ve dış müdahaleye ihtiyaç duymadan,
- Yer kontrol İstasyonu (GCS) ile Yer Veri Terminalleri (GDT) vasıtasıyla 300 km'ye kadar uzaklıktan veya uydular (SATCOM) üzerinden mesafelere bağlı kalmaksızın değişik bant ve frekanslarda bağlantı kurularak,
- Veya sahip olduğu kabiliyetler çerçevesinde tam/yarı otonom (Autopilot-AP) olarak,
- Hazırlanmış veya yarı hazırlanmış pistlerden veya dikine iniş/kalkış (VTOL) yaparak,
- Taşıdığı çok çeşitli faydalı yükler (mühimmat dâhil) vasıtasıyla istenilen etkiyi/faydayı tam/yarı otonom veya manuel bir şekilde ve istenilen özelliklerde yerine getirebilen,
- Bir elektronik harp sensörünün bir tehdidi doğru ve hızlı bir şekilde tespit edebildiği ve yerini ağ üzerinden paylaşabilen uçan platformlardır.

2. İNSANSIZ SİSTEMLERİN İNSANLI SİSTEMLER İLE ORTAK İŞLETİMİ

Bu bildiri ile sunulacak kullanım konseptlerinde İnsanlı Sistemler ile halihazırda icra edilen görev ve konseptlerin bazılarının İnsansız Sistemlere devri, bazılarında ise birlikte çalışılabilecek konular ve kazanımlarına yer verilecektir. Kabiliyetlerin icra edileceği ortamların tanımlamaları ilerleyen başlıklarda ele alınmıştır.

2.1 İnsanlı Platformlarda Muharebe Düzeni

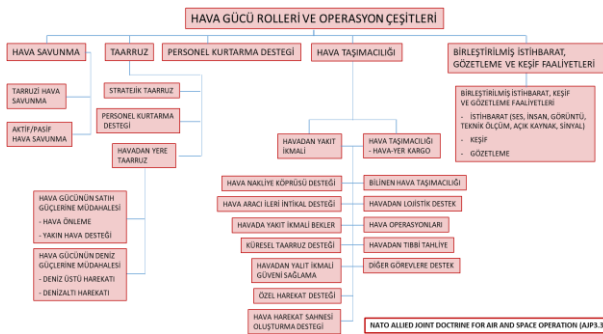
İnsanlı Platformlar ile icra edilen hava harekâtlarında ana hedef hava sahası üstünlüğünün ele geçirilmesidir. Bu üstünlük belirli bir zaman aralığında olabileceği gibi bölgesel/kısmi üstünlük de olabilmektedir. Hava sahası üstünlüğünün ele geçirilmesi ile birlikte kara/deniz unsurları bölgeye ilerleyerek belirlenen amacı elde etmektedirler.

Hava gücünün kullanımında yüksek tempoda ve devamlı icra edilen bir operasyonun tek merkezden yönetebilme kabiliyeti bu noktada önem kazanmaktadır. Bu kapsamda elde bulunan yeteneklerin sınırsız olmadığı, dengeli kullanılması gerektiği ve maliyet etkin çözüm yöntemlerinin tercih edilmesi çerçevesinde planlamaların yapılmasına gayret gösterilmektedir. Yapılan planlamalarda;

- Hava gücü varlığının istenen bölgede kesintisiz olarak devam ettirilmesi,
- Hava operasyonlarının yüksek tempoda hızla devam edeceğinin değerlendirilmesi,
- Hedef üzerindeki baskının muhafaza edilmesi,
- Hedeflerin sıralaması ve önceliklendirilmesi,
- Muhtemel risk ve kayıplar harekâtın doğasında olmakla birlikte asgari seviyede tutulmasına yönelik önlemlerin alınması,
- Gayretlerin birleştirilmesi, kuvvetlerin eş güdüm içerisinde kullanılması ve ortak çalışabilirliğin oluşturulması önemlidir.

Bu planlamalardan amaç;

- Hava sahasının kontrolünün sağlanarak hava üstünlüğünün ele geçirilmesi,
- Neticesinde tüm yer hedeflerine karşı harekâtın kolaylıkla yapılabilmesini sağlamaktır.



Şekil 1. Hava ve Uzay Gücü NATO Doktrini

Şekil 1’de özet verilen hava harekâtında, operasyon genelde paket kol düzeninde birden fazla muharip uçağın katıldığı platformlarla icra edilebilmektedir. İki veya daha fazla muharip (savaş) uçağının belirli bir disiplin içerisinde uçuşunu anlatmak için “kol uçuşu” tanımı kullanılmaktadır. Bu uçuş şekli, ortak savunma

ve sahip olunan ateş gücünün etkinliğini artırabilmek maksadıyla kullanılır.

Paket kol düzeni ise, 5-10 adetlik muharip unsurun belirli bir düzende ki ve harekâtın safhalarına göre değişiklik gösterebilen birlikte uçuş şeklidir. Paket kol düzeninde; harekâtın isterleri ve gereksinimleri gereği, değişik mühimmatla taarruz edebilen, farklı imkân ve kabiliyete sahip muharip unsurlardan oluşur.

Klasik bir paket kol, hava savunma rolünde unsurlarla birlikte havadan yere taarruz ve bu unsurlara destek olacak diğer unsurlardan oluşan bir ekip işbirliği içerisinde görev yaparlar. Görev planlamasında esas olan hedefin yok edilmesi/etkisiz hale getirilmesidir. Bunu sağlamak üzere yapılan planlamada unsur sayısı artmaktadır. Genellikle paket kol düzeninde;

- Hava Savunma (HİMAYE),
- Hava-Yer Bombardıman (STRIKE),
- Elektronik Harp (EW),
- Hava Savunma Baskısı (SEAD / DEAD) görevlerini yerine getirebilecek muharip unsurlardan oluşmaktadır

Paket kol unsurları görevlerini etkileyebilecek unsurlar incelendiğinde ise;

- Taarruzun zamanı,
- Kuvvet tahsis miktarı,
- Hedef çeşidi ve fiziki özellikleri,
- Hedefin bulunduğu arazinin özellikleri,
- Hedefin hava savunma kabiliyeti,
- Meteorolojik şartlar,
- Hedefte istenen etki derecesi,
- Katılımcı unsurların uçuş performansları,
- Kullanılan mühimmat ve diğer faydalı yüklerin özellikleri yapılacak planlama ve taktikte etkili olacaktır.

Diğer bir önemli husus ise mühimmat haricinde muharip unsurların taşıdıkları diğer faydalı yüklerdir. Görevin başarılmasında vaz geçilmez olan bu faydalı yükler özetle;

- Radarlar,
- Görüntüleme sistemleri,
- Hedefleme sistemleri,
- Elektronik Harp (EW) sistemleri şeklinde gruplandırabiliriz.

Paket kol düzeninde unsurların söz konusu faydalı yüklerden bir veya birkaçını taşıması ve harekât sahasında kullanmaları gerekmektedir.

2.2 İHA’ların Muharip Unsur Olarak Kullanımı

Harekât sahasında kullanımı planlanan paket kol düzeninin detaylarının icrasında ve planlanmasında en önemli unsurun insan yani pilot olduğu açıktır. Belirtilen tüm fonksiyon alanları pilotlar tarafından ve onların kontrolünde yerine getirilmektedir. Teknolojideki gelişmeler ve yaşanan tecrübelerle birlikte en azından “sıkıcı (dull), kirli (dirty) ve tehlikeli” işlerin artık insanlı

(pilotlu) platformlar yerine İHA'ların kullanılabilceği fikrini ortaya çıkarmıştır. Ayrıca insan/pilot konusundaki risk sahalarna baktığımızda;

- Pilot yetiştirme uzun, maliyetli ve başarı oranının düşük olduğu bir süreç olması,
- Pilot kaybında toplumda ortaya çıkan olumsuz psikolojik durum,
- Düşman bölgesinde esir alınması durumunda ortaya çıkacak toplum üzerindeki olumsuz psikolojik etkisi,
- Olası pilot hataları nedeniyle paket kol düzeninde pilot kullanmayı ve pilot sayısını asgari seviyeye düşürebilmek karar vericiler tarafından tercih sebebi olacaktır.

Platform bazında mevcut olası risk sahaları da göz ardı edilmemelidir. Hava platformlarının aerodinamik yapısı ve sahip olduğu taşıma kapasitesi ve yetenekleri sınırlıdır. Limitlerin aşılmak istenmesi durumunda ise uçuş emniyetine olumsuz olabilecek etkiler nedeniyle, uçan platform ve havada onu kullanan pilotun hayatını riske edilmiş olacaktır. Bununla birlikte, arzu edilen/istenilen sonucu elde edebilmek için birçok bileşenin anılan görev için birlikte çalışmasına ve kullanılmasına ihtiyaç vardır. Bu birlikte çalışabilirlik sorunu beraberinde birçok olumsuz bileşeni ve riskleri ortaya çıkarmaktadır.

Havacılık ana dalında hizmet alan ve havacılık profesyonelleri bu istenilen görevleri başarabilmek, artan olumsuz risk sahalarnı ortadan kaldırmak için uzun zamandan beri çalışmaktadırlar. Bulunan çözüm yöntemlerinden bir tanesi, İnsanlı ve İnsansız platformların kabiliyetlerini birleştirip birlikte çalışarak ve işbirliği yaparak (Manned-Unmanned Teaming-MUM-T) istenilen sonucu ortaya çıkarmalarını sağlayabilmek olmuştur. Çığır açıcı nitelikteki bu teknolojik ve endüstriyel beceri kullanıcı birimlerde heyecan yaratmaktadır.

Askeri alanda, "Gelecek Savaşlarındaki Hava Sistemleri" (Future Combat Air System / FCAS) ve Çok Alanlı Savaş Bulutu (Multi-Domain Combat Cloud / MDCC) gibi çok önemli rolü oynayacak olan İnsanlı-İnsansız karma ekiplerin sahaya tam olarak uygulanması yüksek düzeyde bir otomasyon gerektirmektedir. Bununla birlikte, insan operatörlerin sürece gerektiği an ve ölçüde katılımı, hava trafiğinde anlamlı bir kontrolün her zaman için korunmasını sağlayabilecektir (4).

İHA'ların sahip olduğu ve yakın gelecekte sahip olması muhtemel yeteneklerin istenilen amaç doğrultusunda kısa zamanda, maliyet etkin, düşük risk seviyesinde ve daha etkin olarak kullanabilmek kapsamında ihtiyaç birimlerini işbirliği ve birlikte çalışabilirlik (MUM-T) üzerinde çalışmaya itmiştir. İşbirliği ve birlikte çalışabilirlik içeriğinde;

- Yeteneklerin bir merkezi amaç üzerine yoğunlaştırılması (sıklet merkezi oluşturma),
- Sonucunda tüm yetenekleri ile teçhiz edilmiş ve bir bütün olarak hareket edebilen yapının nihayetinde kendiliğinden Güç Çarpanı olması,
- Sahip olunan faydalı yüklerin etki ve hassasiyetinin artırılması,
- Beklenmedik ani gelişen/çıkan durumlara (pop-up) müdahale edebilme,
- Link (veri bağı) menzilden ve varlığından bağımsız olarak hareket edebilme,
- İnsan kaybı risk olasılığını asgari seviyeye indirebilme,
- Çok bilinmeyenli veya olası koşulların doğal veya doğal olmayan yöntemlerle değişebilme olasılığının yüksek olduğu operasyon bölgelerinde ön alma/tedbir alabilme şeklinde özetlenebilecek faydalarının ortaya çıkması söz konusudur.

İşbirliğine konu olan birçok kabiliyete sahip uçan platformların bir araya gelerek işbirliği yapmaları kavramı genel itibarıyla İHA'lar ile yapılabileceği bilinmekle birlikte;

- Değişen koşullar veya karar vericilerin nihai kararlarındaki değişiklikler nedeniyle operasyon/iş akışı planlarının değiştirilebilmesi,
- Mevcut insanlı platformların adı geçen operasyonlara katılarak kullanım etkinliklerinin artırılması,
- Pilotların durumsal farkındalığının (SA) en üst seviyeye çıkması sonucunda, kendisine oluşabilecek bir tehditi tespit, teşhis ve etkisiz hale getirebilme yeteneğinin büyük ölçüde artması,
- Düşmanın tespit ve teşhis edilmesinden imha edilmesine kadar geçen süreyi ("kill chain") kısaltması,
- Kabiliyet kullanımında elastikiyet sağlanabilmesi,
- Çağın ve operasyon sahasındaki gelişmelere insanlı platformların uyumlandırılabilmesi maksatlarıyla sahada, en az bir adet insanlı platformun olması ve pilotunun belirtilen hususlara müdahale edebilmesinin en uygun hareket tarzı olması öngörülmektedir.

3. İNSANLI VE İNSANSIZ SİSTEMLERİN OPERASYONEL KULLANIMI

İnsanlı ve İnsansız Sistemlerin ortak operasyonel kullanım mantıkları genel olarak merkezinde insanlı bir uçan platformun olduğu, etrafında ise bir veya daha fazla sayıda değişik İHA'dan oluşan bir çeşit kol uçuşu veya sürü (swarm) şeklinde uçabilen platformlardan oluşmaktadır.

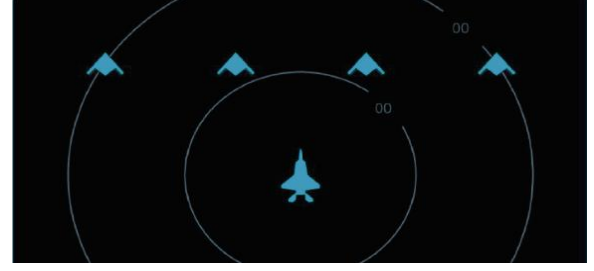


Şekil 2. İnsanlı ve İnsansız Sistemlerin Operasyonel Kullanımı

Şekil 2’de birden fazla sayıda uçan platform ile emniyetli uçabilmenin yanında, paket kolda bulunan tüm üyelerin sahip oldukları mühimmat ve faydalı yükleri, hedef üzerinde istenilen başarıyı elde etme kapsamında, olması gerektiği gibi kullanılmalrı gerekmektedir. Halihazırda birçoğuna yeterli seviyede ve olgunlukta cevap/çözüm oluşturulamayan bu sorun sahalarını incelediğimizde özetle;

- Birden fazla ve özellikteki uçan platformun havada belirli bir düzende (formasyon/sürü) uçmalarının sağlanması,
- İHA kontrolünün Yer Kontrol İstasyonu (GCS) yerine pilota verilmesi ile pilot iş yükü (workload) tanımlamasındaki zorluklar,
- Pilot arayüzü ve ergonomisi tasarımı,
- Faydalı yüklerin (mühimmat dâhil) statüsü, kullanımı, yetkilendirme vb. hususlarda yeterli saha tecrübesinin henüz oluşturulamamış olması,
- Teknik altyapıda özellikle haberleşme altyapısı ile ilgili olası sorunlar ve çözüm yöntemlerinin henüz netleşmemiş olması,
- İnsanlı ve insansız araçların senkronize ve verimli kullanımı, bir görevden diğerine geçebilecek gerekliliklerle kusursuz bir koordinasyon ve optimizasyon tecrübesinin zaman alacak olması sayılabilir.

Operasyonun icrasında İnsanlı ve İnsansız platformların birlikte uçmalarını sağlamak öncelikli sorun sahası olarak görünmektedir. Şekil 3’de görüldüğü üzere pilotun/pilotların diğer İHA’ların kontrolünü alması ve pilot tarafından İHA’ların kumanda edilerek uçmalarının sağlanması, “Pilot Workload” kavramında açıklandığı üzere, “pilot iş yükü” kapsamında mümkün görünmemektedir. Pilotun öncelikle kendi platformunu uçurabilmesi ve tüm konsantrasyonunun bu yönde kullanması gerekmektedir.



Şekil 3. İnsansız Sistemlerin İnsanlı Sistem Tarafından Kontrolünün Devralınması

Buradan hareketle, İHA’ların insanlı platformu merkez/referans olarak belirlenen uçuş düzeninde tam otonom olarak uçabilmesi ihtiyacı ortaya çıkmaktadır. Bu ihtiyaç için İHA’ların kol uçuşu veya sürü (swarm) uçuş mantığı ile uçabilmelerini sağlayacak yapay zekâ tabanlı (AI) bir otopilot (AP) geliştirilmesi çalışmaları yürütülmektedir. Uçuş düzeni, formasyon düzeni, oryantasyonun minimum değerleri, aşılması gereken limitler gibi uçuşa ilişkin tüm veriler önceden planlanabileceği gibi, pilot tarafından ihtiyaç halinde değiştirilebilmesi de ihtiyaç olarak öngörülmektedir.

Benzer şekilde olası acil durumlarda İHA’ların nasıl bir hareket tarzı geliştirmesi gerektiği (formasyondan ayrılma veya katılma, yaşanabilecek uçuşa engel bir arıza durumunda neler yapılması gerektiği vb.) yapay zekâ tarafından karar verilerek uygulanabilir olmalıdır.

4. OPERASYONEL KULLANIMDA OTONOMİ SEVİYELERİ

İnsanlı ve İnsansız Sistemlerin ortak kullanımında temel kontrol ve karar noktası öncelikli olarak pilot merkezli olarak kurgulanmaktadır. Otonomi seviyelerinde alınacak yol ve kabiliyet kazanımları ile zaman içerisinde pilota asgari iş yükü verecek bir kurguya üzerine çalışmalar yürütülmektedir. Operasyonel kullanımda merkezi konumda veya lider konumunda uçan bir insanlı platformunun belirlenmesi yer almaktadır. İnsanlı Platformun belirlenecek limitler dahilinde etrafında diğer uçan platformların uçuşlarını gerçekleştirmesi ve gerektiğinde sahip olacağı faydalı yükleri kullanabilmesi, sensör çıktılarının füzyon sonuçlarının otonom olarak pilota sunulması operasyonel kullanımın ana omurgasını oluşturmaktadır. Bu konseptte göre; insanlı uçan platformla birlikte, her bir sürü bireyinde ve nihayetinde tüm sürü üyelerinde bazı yeteneklerin tanımları gerekmektedir. Bunlardan bazıları;

1. Durumsal farkındalık; kendi konumunu ve sağlık durumunu bilmelidir. Devamında ise etrafındaki diğer üyelerin anlık durumlarını bilmeli ve takip edebilmelidir. Tespit edilen uygunsuz durumlar diğer üyelere bildirilmelidir. Söz konusu faaliyetler kesintisiz ve tüm üyeler tarafından yerine getirilmelidir.

2. Otonom uçuş/karar verme; her bir üye kendisi ve diğer üyelerin (insanlı platform dahil) durumlarına göre uçuş kararı ve reaksiyon verebilmelidir. Her bir üye farklı kararlar verebilir. Burada asli konu uçuş emniyetini riskli duruma sokmadan emniyetle uçuşa devam edebilmektir.
3. Birlikte çalışabilirlik; uçuş mantığı (oto pilot) bireysel uçuşun yanında diğer üyeleri de hesaba katabilmeli ve keskin manevralardan kaçınabilmelidir. Görev kapsamında, her üyenin sahip olduğu faydalı yükleri koordineli ve birbirlerini destekler şekilde kullanabilmelidir. Bu durum, kullanılacak Yapay Zekâ (AI) işlem maddelerinde birisi olacaktır.
4. Kendi kendine iyileştirebilme; sürü mantığında planlı bir fonksiyonun yerine getirilememesi durumunda, diğer bir plan gecikmeksizin devreye girebilmelidir. Yedeklilik prensibine göre işleyen uçuş adımlarında, olası tüm riskler hem uçuş mantığında hem de görevin yerine getirilebilmesinde kapsanmalıdır. Çözüm kümesinin tüm sürü bireyleri tarafından bilinmesine ihtiyaç vardır. Eleman kaybında, neler yapılacağı hususu göz önünde bulundurulmalıdır.

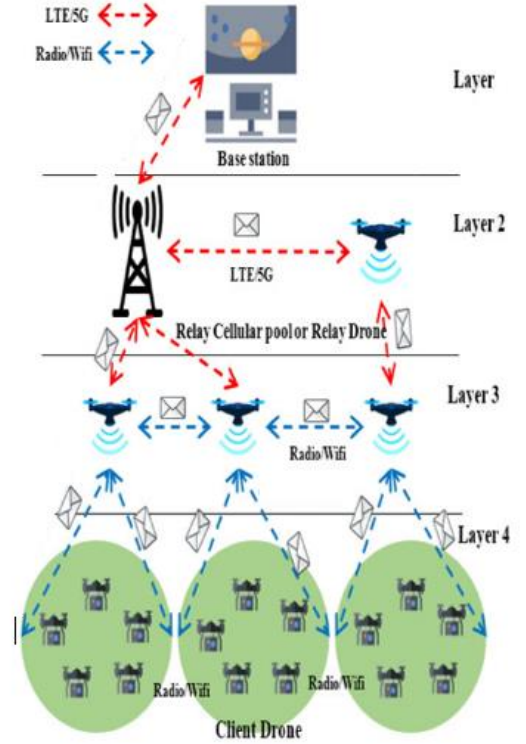
5. GELİŞTİRİLECEK YETENEKLER

Bu konseptin icrası için geliştirilmesi gereken yetenekler;

1. Otopilot; Tüm bu fonksiyon alanlarında tüm faaliyetlerin merkezinde otonom kullanım konsepti bulunmaktadır. Otonom kullanım, İnsanlı-İnsansız Uçuş mantığına göre işlevsel hale getirilen yazılım ve donanım parçalarından oluşur. Bireysel ve birlikte çalışabilirlik safhalarına kolaylıkla adapte olabilen, çok hızlı işlem gücüne sahip, uçuş ve diğer sensörlerden gelen tüm bilgileri değerlendirip/sentezleyip en doğru sonuca ulaşabilen, ulaştığı sonuca göre en uygun reaksiyonu kumanda yüzeylerine ileterek sonucu takip edebilen bir yapıdadır. Bununla birlikte, faydalı yüklerin uçuş mantığı ve çalışabilme koşullarını da göz önünde bulundurarak rota/uçuş planlamasını yapabilecektir. Yaşanması olası acil durumlarda önceden planlanmış veya ani gelişen uçuş planını devreye almalı veya kendisi yeni bir uçuş planı hazırlayarak uygulayabilir olmalıdır. Bu işlemleri yaparken, yapa zekâ, makine öğrenmesi, vb. yeteneklerin üst seviye kabiliyetlerini bünyesinde barındırması beklenecektir.
2. Haberleşme Mimarisi; Otopilotun yaptığı tüm fonksiyonların gecikmeksizin yerine getirilebilmesi tüm ayrıntıları ile planlanmış yetenekli bir haberleşme altyapısı ihtiyacı görülmektedir. Bu kapsam da çok fazla sayıda haberleşme altyapısı seçeneği bulunmaktadır.

Bunlardan bir tanesi LTE/5G teknolojisi ile haberleşme altyapısıdır. LTE/5G teknolojisini kısaca değerlendirdiğimizde;

- Dalga boyunun çok kısa (1-10 mm) ve 30-300 GHz arasında frekanslarda (mmWave) kullanılabilir olması nedeniyle daha büyük hacimli bilgi taşınabilmektedir. Mevcut büyük/anten direkli baz istasyonları yerine daha küçük ve daha az enerji ihtiyacı olan ancak fazla sayıda hücre düğümleri (Small Cells)) ile ağ oluşturabilmektedir. Çoklu giriş/çıkış (Massive MIMO) nedeniyle aynı anda çok sayıda iki yönlü haberleşmeye uygundur. Antenleri, Beamforming teknolojisi ile kablolu ağı katılmak isteyen cihazlara göre sinyal dağılımını değiştirebilmektedir. Bu durum daha güçlü ve kalitesi yüksek bir haberleşme sağlayabilmektedir. Özellikle yüksek bant frekansının (10 Gbps'e kadar) kullanılması durumunda, gecikme süreleri çok düşük seviyelere düşebilmektedir. Bununla birlikte, yüksek maliyeti, kırsal kesimde altyapı kurulumunun maliyet etkin olmaması gibi bazı hususlar LTE/5G teknolojisinin önündeki en büyük engeller olarak görülmektedir.



Şekil 4. Örnek bir LTE/5G Mimarisi

Bu mimarinin dezavantajı olarak sadece altyapının kurulacağı meskûn mahal olarak adlandırılan şehir merkezlerinde benzer bir konfigürasyonda uçuş yapabilmek mümkün gözükmemektedir.

LTE/5G altyapısının GSM operatörleri tarafından kurulacağını da göz önüne aldığımızda bahsi geçen çözüm, en erişilebilir ve maliyet etkin bir yöntem olarak öne çıkmaktadır. Bu haberleşme yönteminde kapsama ağında çıkılmamasını esas gözetmek önemli bir kriterdir.

- Kullanılabilecek bir diğer çözüm ise taktik ve operasyonel çerçevede daha büyük ve daha kabiliyetli bir haberleşme alt yapısını oluşturabilmek için daha düşük frekans bant aralığında çalışmaktır. Örneğin “S” Bant’ta seçilecek frekans aralıklarında (2.7-3.5 GHz.); konfigürasyona özel ve amaca yönelik bir haberleşme alt yapısının kullanımı değerlendirilmektedir. Gelişen teknoloji ile birlikte diğer bir alt yapıyı kullanmadan tamamen sisteme özgü bir yapı oluşturularak aşağıdaki kabiliyetlerin kazanımı üzerinde çalışmaların yapılması gerekmektedir;
 - i. 80-100 km bir menzilde haberleşme ve veri paketi paylaşımı
 - ii. 80-100 Mbps civarında paylaşımlı kol içi veri bağı sağlanması,
 - iii. Yönlü veya yönsüz devamlı alışı/verişi (Rx/Tx) yapabileceği,
 - iv. Yazılımsal olarak yönsüz ve devamlı Radyo Frekansı (RF) yayınının istenilen yöne kaydırılabilmesi/yönlendirilebilmesi,
 - v. Ekipmanlardan antenlerin platform gövdesine yapıştırılarak veya gövdenin bir uzantısı şeklinde imal edilebiliyor olması nedeniyle hacim, ağırlık ve aerodinamik avantajlarından faydalanılabilmesi,
 - vi. Sürü veya MUM-T formatında Kol İçi Veri Bağı ve lider/ana merkez ile haberleşmede noktadan noktaya/noktalara kriptolu ağ ile haberleşmenin sağlanabilmesi,
 - vii. Kullanılacak modemlerin güç ihtiyacının asgari seviyede (15-30 W) olması,

Sonuç olarak, yukarıda iki örneğine değinilen haberleşme altyapısı henüz rafta hazır bir özelliğe sahip değildir. Zaman içerisinde uçuş saatleri doldurarak arzu edilen seviyelere gelecek ve ihtiyaç sahiplerine seçenekler sunacaktır.

6. SONUÇ

İnsansız Hava Araçlarının gün geçtikçe ilerleyen teknolojik kazanımları ve sahada kullanım kabiliyetleri ile İnsanlı Platformların hareket usullerine girmesi yakın geleceğin temel işleyiş konsepti olacaktır değerlendirilmektedir.

İnsanlı platformların operasyonel limitlerini arttırmak ve operasyonel menzillerinin artırımını sağlamak amacı ile ortak kullanımların belirlendiği konseptlerin geliştirilmesi yönünde çalışmalar devam

ettirmektedir. Bu konseptlerin gelişimi ile icrası için gereken yapay zeka ve makine öğrenmesi ile icra edilecek otonomi mantıklarının geliştirilmesi ve test edilmesi yakın dönemin cevap aranan problemleri olacaktır.

7. REFERANSLAR

[1] "Apache Manned-Unmanned Teaming Capability": https://www.ansa.org/publications/armymagazine/archive/2014/Documents/09September14/VanRiper_Sept2014.pdf

[2] "U.S. Army Testing More MUM-T Technology": <http://aviationweek.com/defense/us-army-testing-more-mum-t-technology>

[3] "US Army establishes first manned-unmanned unit": <https://www.flightglobal.com/news/articles/us-army-establishes-first-manned-unmanned-unit-410504/>

[4] "U.S. Army Unmanned Aircraft Systems: Changing Modern Warfare": <https://www.ansa.org/publications/torchbearercampaign/Documents/TB-US%20Army%20Unmanned.pdf>

[5] C.Karaağaç “21. Yüzyılda Sivil ve Ticari İHA Uygulamaları”, 2014 Milli Güvenlik ve Askeri Bilimler Akademi Dergisi Cilt1 Sayı 3

8. ÖZGEÇMİŞ

Yıldız Bektaş Bircan;

1987 Giresun doğumludur. 2010 yılında TÜBİTAK-SAGE’de yazılım mühendisi olarak başladığı kariyerine 2012 yılından itibaren TUSAŞ İnsansız Hava Araçları (İHA) Sistemleri Genel Müdür Yardımcılığı (GMY) bünyesinde devam etmiştir. TUSAŞ’taki kariyeri boyunca İHA Sistem Mühendisi, Görev ve Silah Sistemleri Entegre Ürün Sorumlusu, ANKA-B Uçakları Teknik Yöneticiliği, farklı projelerde Proje Yöneticiliği yaparak devam etmiştir. Son olarak 2022 yılından itibaren Operasyonel Analiz Başmühendisi olarak çalışmaya devam etmektedir.

İhsan Koca;

1972 Çankırı doğumludur. 1994 yılında Hava Harp Okulu Elektrik/Elektronik Mühendisliği bölümünden Teğmen rütbesi ile mezun olmuştur. TSK bünyesinde Hava Savunma birliklerinde uzun süre çalışmasına müteakip nakliye uçaklarında Seyrüsefer Subaylığı ve İHA pilotluğu yapmıştır. İHA ana görev sahasında, pilotluk, hareket yöneticiliği görevlerinden sonra İHA Proje Yönetim Müdürü görevinden 2021 yılında Albay rütbesi ile emekli olmuştur. Devamında TUSAŞ’da Sistem Mühendisi olarak aynı yıl tekrar çalışmaya başlamıştır. Son olarak 2022 yılından itibaren Operasyonel Analiz Mühendisi olarak çalışmaya devam etmektedir.

İNSANSIZ HAVA ARACI SİSTEMLERİ HAVA TRAFİK YÖNETİMİ: FAA-UTM İLE U-SPACE-CORUS OPERASYON KONSEPTLERİNE İLİŞKİN BİR DEĞERLENDİRME

Saide Nihan Sert

Devlet Hava Meydanları İşletmesi, Zonguldak(Çaycuma) Havalimanı Seyrüsefer
Şefliği, Hava Trafik Kontrolörü, TÜRKİYE
Tel: +905380642199 E-Posta snihansert2@mail.com

ÖZET

İnsanlı havacılık için tipik Aletli Uçuş Kuralları (IFR) ve Görerek Uçuş Kuralları (VFR) doğrultusunda belirlenen irtifaların altındaki çok düşük seviyeli (VLL) operasyonların gerçekleştirilmesi için gerekli ortamın ve hizmetlerin sağlanması amacıyla Hava Trafik Yönetimine (ATM) tamamlayıcı nitelikte farklı otoriteler tarafından konseptler geliştirilmiştir.

Bu çalışmada, Amerika Birleşik Devletleri'nde geçerli olan Federal Havacılık İdaresi (FAA) İnsansız Hava Aracı Hava Trafik Yönetimi (UTM) NextGen Ofisinin yayımladığı UTM konsepti ile Avrupa'da U-Space çerçevesinde kullanılması öngörülen ve Tek Avrupa Hava Sahası Hava Trafik Yönetimi Araştırma Geliştirme (SESAR) projesi kapsamında yayınlanan CORUS Operasyon Konsepti arasında bir karşılaştırma yapılmıştır.

Yapılan karşılaştırma; hava sahası sınıflandırması, paydaşlar, hizmetler ve destekleyici yapı, operasyon kategorileri, hava sahası ve hava trafik yönetimi gibi alt başlıklar ile benzerlikleri ve farklılıkları üzerinden açıklanarak detaylandırılmıştır. Bu alt başlıklar içerisinde iyileştirilebilecek yönleri göstermek için yer yer avantaj ve dezavantajlardan bahsedilmiştir. Başlangıç seviyesinde birer çalışma olan bu konseptlerde, Çok Düşük Seviyeli Hava Sahası (VLL) farklı tanımlanmıştır. Ayrıca CORUS ConOps'ta drone operasyon sınıfları açıkça belirtilirken, FAA ConOps'ta, insanlı havacılığın yanı sıra Görüş Hattı İçinde (VLOS) ve Görüş Hattı Ötesinde (BVLOS) operasyonlar arasında ayırım yapılmaktadır. Ortak noktaları,

İnsansız Hava Aracı (İHA) tarafından hava sahası kullanımının koordinasyonu için her zaman erişilebilir ve dağıtılmış bir bilgi ağına dayanmasıdır.

Bu çalışmada, konseptler arasında belirli başlıklarla karşılaştırmalar yapılarak Dünyadaki bazı diğer çalışmalara ilişkin örnekler verilmiştir. İHA Sistemlerinin Hava Trafik Yönetiminde mevcut ve geleceğe dönük uygulamalarına ilişkin değerlendirmeler yapılmıştır.

Anahtar Kelimeler: İnsansız Hava Aracı Sistemleri Trafik Yönetimi, UTM, U-Space, JUTM, UOMS, uTM-UAS

1.GİRİŞ

“İnsansız Hava Araçları (İHA), temel çalışma prensibi olarak, Auto-Pilot yardımıyla ve yazılım kontrollü uçuş planları aracılığıyla uzaktan kontrol edilebilen veya otonom olarak uçabilen hava araçları, başka bir tanımla da minyatür robotlardır.” [1] 1916'dan bu yana askeri amaçlarla kullanımın yanı sıra sivil olarak kullanım alanları da fotoğrafçılık, eğlence, yangın söndürme, istihbarat, tarım ve ormancılık sektöründe izleme, lojistik olarak farklı alanlarla çeşitlenmiştir. İnsansız Hava Araçlarının kullanım alanlarının artmasıyla, farklı irtifalarda ve coğrafi bölgelerde operasyon sayıları da artmıştır.

Hava sahasını esnek, dinamik ve kullanıcıların anlık ihtiyaçlarına cevap veren bir hale getirebilmek için yapılan havasahası çalışmalarına sayıları her geçen gün artan İHA lar da dahil edilmiştir.

İHA'ların sivil hava sahasına rutin ve emniyetli erişimine izin verilmesi, havacılık teknik, operasyonel ve mevzuat sisteminin neredeyse her yönüne değinen sayısız konuyu içermektedir. Bu konular içinde özellikle emniyet, güvenlik, hava trafiği, düzenleyici ve sosyo-ekonomik olmak üzere beş ana konuda bir çerçeve sunulmalıdır. Bu çerçeve sunulurken, hava trafiği için İHA'ların operasyon gösterdiği irtifa ve seviyelere bağlı olarak prosedürel çerçeve, İnsanlı Trafiklerle aynı hava sahasını paylaşıp paylaşmaması ve buna bağlı olarak İnsanlı Trafik ile ayırmaları ile İHA'lar arasındaki ayırmalar önem arz etmektedir. Aynı zamanda yer operasyonları ve hava trafik yönetimi (ATM) sisteminin içerisinde kendilerine bir yer bulmaları ile ilgili konular üzerinde çalışmalar yapılmaktadır. Ancak özellikle İnsanlı havacılık için tipik IFR ve VFR irtifalarının altındaki çok düşük seviyeli (VLL) operasyonlar (diğer adıyla standart olmayan VFR veya IFR operasyonları) yani yer seviyesinden 400 ft yüksekte gerçekleştirilmekte olan drone operasyonları içlerinde hava sahası kullanımında en dinamik olan operasyon türleridir ve buna bağlı olarak standardizasyon üzerine özellikle çalışılması gerekmektedir.

İHA operasyonlarının çoğu, İHA pilotunun Görsel Görüş Hattında (VLOS) uçarak operasyonları bölgesel tutmaktadır ve bu şekilde pilotların operasyonlarının hava riskini kontrol etmesini sağlamaktadır. Bununla birlikte, giderek artan sayıda ticari kullanımların Görsel Görüş Hattının Ötesinde (BVLOS) İHA operasyonları gerektirmesi öngörülmektedir. Tüm bu ihtiyaçlara cevaben bu operasyonların gerçekleşmesi için gerekli ortamın ve hizmetlerin sağlanması amacıyla hava trafik yönetimine tamamlayıcı nitelikte farklı otoriteler tarafından farklı konseptler geliştirilmiştir. Federal Havacılık İdaresi (FAA) NextGen Ofisi, bu gelişmeleri ele almak için UAS Trafik Yönetimi (UTM) için "FAA ConOps" olarak anılan bir Operasyon Konsepti (ConOps) yayınlamıştır. FAA ConOps, hem kontrollü hem de kontrolsüz hava sahasında İHA'ları çalıştırmak için birleşik bir konsept ihtiyacını ele alırken, benzer şekilde; Avrupa Birliği, Tek Avrupa Hava Sahası Hava Trafik Yönetimi Araştırma Geliştirme (SESAR) projesi CORUS kapsamında, Eylül 2019'da, UAS için Avrupa'da geçerli olacak şekilde "CORUS ConOps" olarak anılan U-space adlı bir UTM konseptini hedefleyen Operasyon Konsepti yayınlamıştır. CORUS'un sonuçları Avrupa'daki düzenlemeler için Avrupa Birliği Havacılık Emniyeti Ajansı (EASA) gibi kuruluşlar için de temel oluşturmuştur. Her iki konsept VLL hava sahasını, yerden yüksekliğini farklı şekilde tanımlayarak ele almaktadır. İki konsept arasında; operasyon sınıflarının tanımının CORUS ConOps'ta belirtilmesi, FAA ConOps'ta ise; insanlı

havacılığın yanı sıra VLOS ve BVLOS operasyonları arasında ayırım yapılmış olması gibi farklılıklar da mevcuttur. İHA'lar tarafından hava sahası kullanımının koordinasyonu için her zaman erişilebilir bir dağıtılmış bilgi ağına büyük ölçüde dayanmaları ise benzerlikleri arasındadır. Bu çalışmada tüm farklılıkları ve benzerlikleri; hava sahası yapıları, İHA ve operatörler için hizmetler, beklenmedik durum ve acil durum prosedürleri, hava sahası erişimi, belirli hava sahaları ve operasyonlar için UAS performans gereklilikleri, aktörler ve sorumluluklar, uzak kimlik gereksinimleri ve ayırma prosedürleri üzerinde odaklanılarak FAA ConOps ve CORUS ConOps'un bir karşılaştırması yapılmıştır. Ayrıca artan İHA trafiğinin hava sahasında emniyetli operasyonlarını sağlamak için UTM ve U-Space dışında Dünya genelinde bazı diğer örnekler; Japonya'da İnsansız Sistem Trafik ve Radyo Yönetim Konsorsiyumu (JUTM), Çin'de İHA Operasyonu ve Yönetimi (UOM) ve Singapur'da İnsansız Hava Aracı Sisteminin (uTM-UAS) kentsel Trafik Yönetimi şeklindedir. JUTM'nin düşündüğü UTM kavramı, NASA UTM'in temel UTM hizmetlerine benzemektedir.

Bunun yanı sıra bu çalışmada artan İHA trafiğinin hava sahasında emniyetli operasyonlarını sağlamak için Dünya genelinde bazı diğer örneklerden; Japonya'da İnsansız Sistem Trafik ve Radyo Yönetim Konsorsiyumu (JUTM), Çin'de İHA Operasyonu ve Yönetimi (UOM) ve Singapur'da İnsansız Hava Aracı Sisteminin (uTM-UAS) kentsel Trafik Yönetimi'nden kısaca bahsedilmiştir.2.İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İLE İLGİLİ GENEL BİLGİLER

İHALar Dünya'da farklı otoritelerce azami kalkış ağırlıkları, menzil ve havada kalma sürelerine, görevlerine göre sınıflandırılmışlardır. Sınıflandırma, İHALarın gelişimi, her alanda yapılacak düzenlemelerin kolaylaştırılması, karışıklığın engellenerek bir standardizasyon oluşturulması, hava sahasına entegrasyonun ve pilotaj açısından kolaylık sağlanması gibi motivasyonlarla yapılır.

Ülkemizde ise, Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü'nün yayınladığı İnsansız Hava Aracı Sistemleri Talimatı'na göre, azami kalkış ağırlıkları referans alınarak İHA'lar 4 ayrı sınıfa ayrılır:

- a) İHA0: Azami kalkış ağırlığı 500 gr (dâhil) – 4kg aralığında olan İHA'lar,
- b) İHA1: Azami kalkış ağırlığı 4 kg (dâhil) – 25 kg aralığında olan İHA'lar,
- c) İHA2: Azami kalkış ağırlığı 25 kg (dâhil) – 150 kg aralığında olan İHA'lar,

d) İHA3: Azami kalkış ağırlığı 150 kg (dâhil) ve daha fazla olan İHA'lar." [2]

Buna göre, azami kalkış ağırlığı 500 gr'dan daha az olan İHA'lar talimatın dışında kalır. Ayrıca, devlet İnsansız Hava Araçları, yalnızca kapalı alanlarda kullanılan İHA ve Sistemleri ile yere veya herhangi bir platforma bağlı olan balon ve benzeri sistemler de bu talimatın dışında kalır.

"İHA Sistemi (Unmanned Aircraft System): Uzak pilot istasyonu veya yer kontrol istasyonu (elde taşınabilir), uzaktan pilot, İnsansız Hava Aracı'na pilotluk yapmak için kullanılan komuta ve kontrol (C2) bağlantısı ve İHA'nın kendisini içerir. Uzaktan kumandalı uçak sistemi (RPAS), uzaktan kumandalı bir hava aracı, ilişkili uzak pilot istasyonu/istasyonları, gerekli komuta ve kontrol bağlantıları ve tip tasarımında belirtilen diğer bileşenleri içerir." [3] Dolayısıyla uzaktan kumandalı uçak sistemini, uzaktan kumandalı uçak (RPA) ve uzaktan kumanda istasyonu (RPS) olarak ikiye ayrılabilir.

"500 ft'in altındaki kontrolsüz, G sınıfı, VLL hava sahasında operasyon gösteren küçük ve orta İnsansız Hava Araçları yaygın kullanımda drone olarak da bilinir." [4] İHA operasyonları ilk olarak operasyon gösterdiği seviyeye göre ayrılır. Bunlar;

1. Çok Düşük Seviyeli (VLL) Operasyonlar, yerden 400 ft yukarısında operasyon göstermeyen, IFR ve VFR trafiklerin olmadığı operasyonlardır. Bu operasyonlar da görsel görüş hattı içerisinde olması ya da, görüş hattı içerisinde 500 m yatay bir mesafe içinde olması gibi çeşitli noktalara göre ayrılır.

A. Pilot ile uçak arasında 500 metrelik yatay bir mesafede ve yer seviyesinden (AGL) 400 ft'den daha düşük bir uçuş irtifasında, pilotun uzaktan kumandalı hava aracıyla doğrudan yardımsız görsel teması sürdürdüğü, uzak pilottan en fazla 500 metre mesafedeki görsel görüş hattı operasyonlarını (**VLOS**);

B. 500 metrenin ötesinde, pilotun bir veya daha fazla gözlemci tarafından desteklendiği, mürettebatın uzaktan kumanda edilen hava aracıyla doğrudan yardımsız görsel teması sürdürdüğü Genişletilmiş Görüş Hattı operasyonlarını (**E-VLOS**);

C. Operasyonların da 400 ft'in altında olduğu ancak görsel görüş hattının ötesinde ek teknolojik destek gerektiren VLOS'un ötesinde operasyonları (**B-VLOS**) içerir.,

2. VFR veya IFR'de, 400 fitin üzerinde ve minimum uçuş irtifalarının üzerinde RPAS operasyonları;

A. İnsanlı havacılığın mevcut olduğu, ayrılmamış hava sahasında RPS'nin radyo görüş hattında (RLOS) Aletli Uçuş Kuralları (IFR) veya Görerek Uçuş Kuralları (VFR) operasyonlarını içerir. Ortak ve uyumlu olmayan yakın trafik ile ilgili olarak "Algıla ve Kaçın" (D&A) temel yeteneği bu trafikler için gereklidir (aksi takdirde özel prosedürler ve kısıtlamalar geçerli olacaktır);

B. İHA'nın artık RPS ile doğrudan radyo temasında olamayacağı ve bu nedenle daha geniş menzilli iletişim (COM) hizmetlerinin (uydu aracılığıyla dahil) gerekli olduğu durumlarda, radyo görüş hattı operasyonlarının ötesinde (BRLOS) IFR (veya VFR) operasyonları içerir." [5]

"Aletli Uçuş Kuralları (IFR) aletli meteorolojik şartlar altında uçuşun idaresini sağlayan kurallar bütünüdür. Görerek Uçuş Kuralları (VFR) görerek uçuş kurallarına göre gerçekleştirilen uçuştur." [6]

3. FEDERAL HAVACILIK İDARESİ-İNSANSIZ HAVA ARACI SİSTEMLERİ TRAFİK YÖNETİMİ VE AVRUPA UTM SİSTEMLERİ İÇİN OPERASYON KONSEPTİ

"U-space, çok sayıda İHA için hava sahasına emniyetli, verimli ve güvenli erişimi desteklemek üzere Eurocontrol tarafından tasarlanmış bir dizi yeni hizmet ve özel prosedürdür." [7]

Hava trafiğinde daha fazla yapısal iyileştirmeyi kolaylaştırmak için Avrupa Birliği'nde Tek Avrupa Hava Sahası Hava Trafik Yönetimi Araştırma Geliştirme Projesi (SESAR) başlatılmıştır. "Aynı şekilde, Avrupa'nın Araştırma ve Geliştirme Programı Horizon 2020'de yer alan SESAR projesi CORUS, Avrupa Birliği için geçerli çok düşük seviyeli (VLL) hava sahasında İHA Sistemleri için güvenli, verimli ve emniyetli operasyonları desteklemek için prosedürlerin ve hizmetlerin aşamalı olarak uygulanmasını karakterize eden bir U-Space Operasyon Konsepti (ConOps) yayınlamıştır." [8]

Bu hizmetler, ister drone'un kendisinde olsun, isterse yer tabanlı ortamın bir parçası olsun, yüksek düzeyde dijitalleştirme ve otomasyona dayanır. U-space, rutin drone operasyonlarını desteklemek için bir çerçevenin yanı sıra insanlı havacılık, hava trafik yönetimi ve Hava Seyrüsefer Hizmet Sağlayıcıları ve yetkilileri için açık ve etkili bir ara

yüz sağlar. Bu nedenle U-Space, ayrılmış ve yalnızca drone'ların kullanımı için belirlenmiş tanımlanmış bir hava sahası hacmi olarak kabul edilmemelidir. U-space,

drone'ların tüm çalışma ortamlarında ve her türlü hava sahasında (özellikle çok düşük seviyeli hava sahasında) sorunsuz operasyon yapmasını sağlamalıdır. Her tür görevi desteklemek için ihtiyaçlarını ele alır ve tüm drone kullanıcılarını ve drone konfigürasyonlarını ilgilendirebilir. "U-Space Operasyon Konsepti (ConOps) ConOps, Avrupa'da çok düşük seviyeli (VLL) hava sahasının nasıl organize edilmesi gerektiğini ve dronelerin bu hava sahasının diğer kullanıcılarıyla emniyetli entegrasyonunu sağlamak için hangi kural ve düzenlemelerin yürürlüğe konması gerektiğini ve drone kullanıcılarının buna erişmesine yardımcı olmak için hangi U-Space hizmetlerinin mevcut olması gerektiğini açıklar." [9] Hava sahası ve drone kullanıcısının bunu başarmasına yardımcı olmak için hangi U-Space hizmetlerinin mevcut olması gerektiğini belirler. U-space, tüm çalışma ortamlarında ve özellikle çok düşük seviyeli (VLL) hava sahası olmak üzere her türlü hava sahasında drone'ların sorunsuz operasyonunu sağlayabilecek bir vizyondur. Avrupa UTM Sistemleri için Operasyon Konsepti (CORUS) U-Space'i, emniyetli, verimli ve kamuya uyumlu drone kullanımıyla ilgili ticari faaliyetlere olanak tanıyan bir ortam olarak görmektedir.

ABD'de geçerli olan İnsansız Hava Aracı Sistemi Trafik Yönetimi (UTM) konsepti ise, FAA, NASA, diğer federal ortak ajanslar ve endüstri, FAA hava trafik hizmetlerinin sağlanmadığı hava sahasında düşük irtifalarda (AGL-yer seviyesinden 400 fit yukarıda) birden çok Görsel Görüş Hattı Ötesinde(BVLOS) drone operasyonlarını (BVLOS) mümkün kılmak için operasyon kavramlarını, veri alışverişi gerekliliklerini ve destekleyici bir çerçeveyi keşfetmek için işbirliği yapmaktadır. "UTM, kontrolsüz operasyonlar için FAA'nın Hava Trafik Yönetimi (ATM) sisteminden ayrı, ancak onu tamamlayıcı nitelikte bir "trafik yönetimi" ekosistemidir." [10]

UTM'in amacı, hava sahası tasarımı ve dinamik kullanımı, dinamik geo-fenceler, şiddetli hava ve rüzgârdan kaçınma, tıkanıklık yönetimi, arazi ve engellerden kaçınma, rota planlama ve yeniden rotalandırma, ayırma yönetimi, sıralama ve ayırma, beklenmedik durumların yönetimi gibi hizmetler sağlayarak güvenli ve verimli alçak irtifa hava sahası operasyonlarını mümkün kılmaktır. Operasyonlarının yönetimini sağlamak için hizmetleri, rolleri ve sorumlulukları, bilgi mimarisini, veri alışverişi protokollerini, yazılım işlevlerini, aviyonik sistemlerin geliştirilmesi ile altyapıyı ve bunlarla ilgili olarak performans gereksinimlerini belirlemektedir. "UTM, birden fazla uçağın stratejik olarak çakışmaları önlemeye yönelik bir araçtır." [11]

NASA tarafından UTM sistemleri için ilk tasarımı 2016 yılında bir bilgi yönetim sistemi olarak oluşturulmuştur. [9]

"Böylece, paket teslimatı ve eğlence amaçlı uçuşlar; helikopterlere, uçaklara, yakındaki havalimanlarına ve hatta ilk müdahale ekiplerinin hayat kurtarmaya yardımcı olan güvenlik İHA'larına müdahale etmeyecektir." [12]

UTM konsepti iki temel ifadeye dayanır:

"1. Mümkün olduğunda esnek ve gerektiğinde planlı bir sistem olması

2. Coğrafi ihtiyaçlara göre risk temelli bir yaklaşım ve kullanıcıların kullanımının hava sahası performans gerekliliklerini belirlediği bir sistem olması." [13]

"Her iki çatı kavramın da genel amacı, Amerika Birleşik Devletleri'nde ve Avrupa'da dronelar için açık bir pazarın geliştirilmesini kolaylaştırmak için mevcut ulusal hava sahasına ve hava trafik yönetimi sistemine İHA'ları entegre etmek için ortak bir yasal ve düzenleyici çerçeve sağlamaktır." [14]

3.1 Hava Sahası Sınıflandırması

ICAO tarafından yapılan hava sahası sınıflandırmasına göre hava sahası altı sınıfa (A sınıfından G'ye) ayrılmıştır. A'dan E'ye kadar olan sınıflandırma Hava Trafik Kontrol (HTK) üniteleri tarafından kontrol edilen sahalarken, G sınıfı kontrolsüz sahadır. FAA UTM ve CORUS ConOps, kontrolsüz, çok düşük seviyeli (VLL) hava sahasında drone operasyonlarına odaklanır. FAA'nın UTM konseptine göre, Yer Seviyesinden 400 ft Yüksekliğe (AGL) kadar ve kontrolsüz hava sahasında yürütülen UTM operasyonları, çalışırken HTK ünitelerinden izin alma zorunluluğundan muafdir. Ancak, kontrollü hava sahasına her girişinde, uzaktan pilot HTK ünitesine niyetini bildirmelidir. Ek olarak, drone operatörü, öngörülen UTM operasyonunun lokal yasal gerekliliklere (örn. İHA ve drone operatörünün e-kayıdı) uygun olmasını ve uçuşa elverişlilik ve iletişim yetenekleri ile ilgili olarak emniyet gerekliliklerini karşılamalıdır. CORUS ConOps'da, esas olarak VLL'deki drone operasyonları için geçerlidir. Burada VLL, kalkış noktasının 120m yukarısına kadar olan hava sahası olarak tanımlanmıştır. Ek olarak, VLL içinde, farklı U-Space hizmetlerinin sağlandığı farklı hava sahası hacimlerini, X, Y ve Z hava sahası olarak tanımlamıştır. X hava sahasında çakışma çözümü sunulmazken, Y'de uçuş öncesi çakışma çözümü sunulmaktadır. Z'de ise uçuş öncesi çakışma çözümü ve uçuş sırasında ayırma hizmeti sunulur. Bu hava sahası hacimleri, İHA uçuşlarının yürütülmesine izin vermek için farklı operasyon türleri (örneğin, VLOS, BVLOS) için gerekli prosedürleri (örneğin risk değerlendirmesi) belirtir. Z hava sahası hacmi kendi içinde, Zu; hava sahası kullanıcıları

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

arasındaki ayırmanın U-Space servisleri tarafından sağlanması ve Za; hava sahasında ayırmanın Hava Trafik Kontrol Üniteleri tarafından ayrılmasına göre ikiye ayrılmaktadır. Örnek olarak, Y ve Z hava sahası hacimlerinde çakışma çözümü entegre edildiği için BVLOS operasyonlarına Ulusal Havacılık Yetkilendirmesinden (NAA) ek bir değerlendirme yapılmaksızın izin verilirken, X hava sahasında yalnızca operasyonun kalkıştan önce drone operatörü ve yetkilendirme kuruluşu tarafından uygun bir şekilde değerlendirilmesi ve risk azaltılması durumunda X hava sahasında yürütülmesine izin verilir.

3.2 Paydaşlar

FAA UTM konseptinde FAA, Operatör, Uzaktan Pilot (Remote Pilot in Command-RPIC) ve diğer paydaşlardan bahsedilmektedir. CORUS konseptinde ise, U-Space için benzer katılımcıları tanımlamakla birlikte ek olarak, FAA UTM ConOps'ta belirtilmeyen paydaşları da içerir. UTM ve CORUS paydaşları, konseptteki rolleri ile birlikte Tablo 1'de verilmiştir.

Tablo 1. UTM ve CORUS'da Paydaş Roller

UTM Paydaşları	UTM'deki rolü	CORUS Paydaşları	U-Space'deki rolü
FAA	FAA NAS'ta; UTM operasyonları için düzenleyici ve operasyonel çerçeve sağlar; FAA, bilgi/veri alışverişi için UTM ile FIMS aracılığı ile etkileşime girer.	İHA Sistemi Operatörü	Drone sahibi; Drone uçuşunu planlar; izin ister; pilotların ve diğer personelin iş verenidir.
Operatör	Drone operasyonunun yönetiminden sorumlu kişi/kuruluş; Mevzuat sorumluluklarını yerine getirir, uçuşu/operasyonu planlar, operasyonel amacı paylaşır, operasyonu emniyetli bir şekilde yürütür.	İHA Sistemi Pilotu	Drone uçuşunu gerçekleştirir.

Uzaktan Pilot	Uzaktan pilot (RPIC) İHA sistemi uçuşunun emniyetli bir şekilde yürütülmesinden sorumludur; İHA sisteminin uçuş performansını ve konumunu izler.	Ulusal Hava Sahası (NAA)	Drone operasyonunu değerlendirir ve onaylar/reddeder.
Diğer paydaşlar	Diğer paydaşları ise kamuoyu ve kamu güvenliği kuruluşları (örn. İç Güvenlik-Homeland Security Bakanlığı) olarak tanımlar.	Polis, emniyet ve güvenlik otoritesi	Operasyonları izler ve değerlendirir; kanun yaptırımını sağlar.
		Hava Seyrüsefer Hizmet Sağlayıcısı (ANSP)	Kontrollü hava sahasına yakın ve kontrollü hava sahasındaki operasyonları değerlendirir ve izler; HTK izni sağlar/reddeder
		Havalimanları	Havalimanlarına yakın operasyonları değerlendirir ve izler; havalimanı izni sağlar/reddeder
		VFR Pilotu	Drone'lar tarafından da kullanılan VLL hava sahasında çalışır.

3.3 Hizmetler ve Destekleyici Yapı

FAA UTM, kontrollü ve kontrolsüz hava sahasındaki İHA sistemlerinin güvenli ve emniyetli operasyonlarını kolaylaştırmak için sağladığı entegre altyapı ve destekleyici hizmetler ayrı bir şekilde uygulanmaktadır. Modüler bu hizmetleri üç kategoriye ayırır:

- İşletmeci tarafından kullanılması zorunlu olan hizmetler,
- İşletmeci tarafından kullanılacak hizmetler,
- Operatöre yardımcı hizmetler.

CORUS ConOps da, aynı şekilde kontrollü ve kontrolsüz hava sahasındaki güvenli ve emniyetli İHA operasyonlarını kolaylaştırmak için sağladığı entegre altyapı ve destekleyici hizmetleri ayırık ve modüler bir şekilde uygular, bu hizmetleri ise üç kategoriye ayırır. İHA operasyonunun yürütüleceği hava sahası hacmine bağlı olarak, belirli U-Space hizmetleri (örneğin coğrafi çit) zorunluken, bazı hizmetler tavsiye edilmektedir, bazıları da isteğe bağlıdır.

Her iki kavram da birbiriyle karşılaştırılabilir hizmetler kullanır. Örnek olarak, FAA UTM konsepti, FAA sistemleri (ör. HTK) ve UTM katılımcıları arasında hava sahası kısıtlamaları gibi verileri değiş tokuş etmek için bir Uçuş Bilgi Yönetim Sistemi (FIMS) kullanır. Aynı şekilde, CORUS ConOps, drone hizmetleri ve HTK arasındaki FIMS benzeri işbirlikçi arabirimi tanımlamaktadır.

Ayrıca, İHA Sistemleri Ek Veri Hizmeti Sağlayıcıları (SDSP'ler) i.a. UTM ortamında İHA Sistemi bilgileri, arazi ve mania verileri, hava durumu verileri ve hava sahası kısıtlama bilgilerini paylaşır. Bu çerçevenin bir parçası olarak, “Ek Veri Hizmeti Sağlayıcıları (SDSP), alçak irtifa hava sahasında emniyetli operasyonlar sağlamak için temel veya geliştirilmiş bilgileri yayan model ve/veya veri tabanlı hizmetler olarak tasavvur edilmektedir. Bu hizmetler arasında arazi ve mania verileri, özel hava durumu verileri, izleme (surveillance), kısıtlama bilgileri, risk izleme vb. şekildedir.” [15] U-Space hizmetleri, drone havacılık bilgileri, hava durumu bilgileri ve coğrafi farkındalık (geoawareness) hizmetini sağlamak üzere tanımlanmıştır. “Coğrafi farkındalık sistemi, drone dikey veya yatay olarak hava sahasının uçmasına izin verilmeyen herhangi bir bölümüne doğru ilerlediğinde pilotu uyarmalıdır.” [16] Aslında, birçok insansız hava aracı yalnızca coğrafi farkındalığı değil aynı zamanda coğrafi çite sahiptir, böylece drone'nun örn. havalimanları ve hapishanelere girmesi önlenir. “Coğrafi eskrim ya da coğrafi çit olarak bilinen geofence, coğrafi bir bölgenin çevresinde tanımlanmış sanal bir sınırdır.” [17]

İHA ve operatör kaydı, e-tanımlama, coğrafi çit, rota, monitor etme, izleme ve operasyonel niyet alışıveriş her iki yaklaşımın da temel unsurlarıdır.

3.4 Operasyon Kategorileri

İHA operasyonlarının işletme kurallarına, drone düzenlemelerine ve yasal kısıtlamalara uyması

beklenmektedir. İnsanlı havacılığın aksine, drone araçlarının bir otorite tarafından onaylanması gerekmez, ancak sertifikalandırılabilirler.

CORUS ConOps'ta drone operasyonları için EASA tarafından yapılan tanımlama kabul edilmiş, drone operatörü tarafından “Açık, Özel, Sertifikalı” olarak sınıflandırılmıştır. Özel ve Sertifikalı olarak sınıflandırılan İHA operasyonları, NAA tarafından yetkilendirilmelidir. Bu yetki, daha yüksek risk düzeyine sahip İHA operasyonlarının (örn. yerleşim yeri üzerindeki operasyonlar gibi) yürütülmesine izin verir.

Sonuç olarak, bu tür operasyonlar için çalışan İHA Sistemlerinin belirli operasyonel gereklilikleri karşılaması ve sistem yeteneklerine sahip olması gerekir. Örneğin, “Özel” olarak tanımlanan İHA operasyonları, “Özel Operasyonel Risk Değerlendirmesine (SORA)” dayalı bir risk değerlendirmesi gerektirmektedir ve NAA tarafından onaylanması gerekir. “SORA, İnsansız Sistemlerde Kural Koymak için Ortak Otoriteler (JARUS) tarafından geliştirilen metodolojidir.” [18]

Bu operasyonlar, “Açık” kategorisinde gerçekleştirilen drone operasyonlarına kıyasla daha yüksek bir risk anlamına gelmektedir. FAA UTM'de ise drone operasyon kategorisi tanımlanmamıştır. Ancak CORUS ConOps'ta olduğu gibi İHA operasyonu için performans ve hava sahası yetkilendirmesi gereklidir. Operasyon planlaması ile uçuş amacı paylaşımı da çok önemlidir. İHA Sistemi'nin İletişim Seyrüsefer ve İzleme (CNS) yetenekleri değişiklik gösterdiğinden, UTM hizmetlerinin operasyon boyunca bu farklılıkları yönetebilecek kapasitede olduğu düşünülmektedir. Drone operatörünün belirli bir operasyonu gerçekleştirmeden önce FAA'dan performans yetkisi alması beklenmektedir. Kontrollü hava sahasında çalışacak İHA operatörleri FAA tarafından verilen hava sahası yetkilendirmesine başvurmalıdır.

VLOS, EVLOS ve BVLOS operasyonlarının her iki konseptte de ele alındığı görülmektedir. Bu tür operasyonlar yukarıda belirtilen işletme yönetmeliklerine tabidir. Örneğin, BVLOS operasyonları CORUS ConOps tarafından ÖZEL veya SERTİFİKALI olarak kabul edilir ve bu kategoriler için tanımlanan gerekliliklere uyması gerekmektedir. 3.5 Hava Sahası ve Hava Trafik Yönetimi

Hava sahası ve hava trafik yönetimi İHA operasyonlarında emniyet, güvenlik, risk ve acil durum yönetimini içermektedir. Hava sahası ve “Hava Trafik Yönetimi” her iki konseptte de çok önemli bir unsur olup hava sahası yönetimindeki emniyet yönlerine odaklanmaktadır. Uçuş planlamasında İnsanlı Trafiklerde olduğu gibi stratejik,

taktiksel çakışma çözümü ve uçuş sırasında çarpışmadan kaçınma gibi çakışma çözümü yöntemlerinin kullanılması ya da planlanması, hava sahası içerisindeki trafik sayısını arttırır. FAA UTM, etkileşimli planlama ve uçarken amaç bilgisi paylaşımı yoluyla stratejik çakışmayı tüm UTM operasyonları için bir gereklilik olarak tanımlar. CORUS ConOps'ta ise Y ve Z hava sahasında ve ayrıca ÖZEL veya SERTİFİKALI kategorisindeki İHA operasyonlarında stratejik çakışma çözümü zorunludur. Bu, İHA operasyon planlarının ilgili U-Space varlıkları ve hava sahası kullanıcılarıyla paylaşılmasını içerir.

Hava sahası kullanıcıları arasındaki ayırma, UTM veya U-Space hizmet yeteneklerine, izleme ve uyumluluk izlemesine, uçak ve İHA performanslarına ve ilgili paydaşlar (ör. İHA operatörü, HTK, uçak) arasındaki sık veri alışverişine dayalıdır. Ayırma gereklilikleri, farklı operasyonlar (örn. Ayırma için belirli bir değer (örneğin metre cinsinden) her iki kavramda da tanımlanmamıştır. Ancak ayırma sorumluluğu önce VLOS'a, sonra BVLOS'a ve son olarak da insanlı hava aracı operasyonlarına verilir. Beklenmedik bir durum veya acil durum halinde, İHA işleticisi, ilgili UTM veya U-Space kullanıcılarını, NAA kuruluşlarını (örn. FAA) ve diğer hava sahası kullanıcılarını (örn. HTK üniteleri, insanlı havacılık) anında bilgilendirmekle yükümlüdür. Ayrıca, her iki konsept de etkilenen hava sahası paydaşlarıyla iletişim kurmak ve sürdürmek için UTM veya U-Space hizmetlerine dayalı önceden tanımlanmış acil durum prosedürlerine, protokollerine ve planlarına dayanır. Örneğin;

- Araç üstü İHA Sistemi ekipmanının hasar görmesi (örn. iletişim kaybı) durumunda,
- İHA izleme yeteneklerinin bozuk olması durumunda ve
- Uçuş amacı bir süredir bilinmiyorsa

Bir acil durum planı en kısa sürede kullanılacaktır.

Her iki yaklaşımda da gereksiz tehditlerden korunmak için tedbir amaçlı kurtarıcı ekipmanı (ör. paraşüt) acil durum önlemlerinin bir parçasıdır.

3.6 Uygulama:

Genel olarak, her iki konseptin de kademeli olarak ve adım adım mevcut hava sahasına ve mevcut hava trafik yönetim altyapısına uygulanması öngörülmektedir. Burada, CORUS

konseptlerinde açıklanan U-Space hizmetleri, U1'den U4'e olmak üzere dört aşamada entegre edilmesi planlanmaktadır ve her bir seviyede otomasyonun ve entegrasyonun arttığı görülmektedir. Buna benzer olarak FAA UTM gelişiminin ise, yine adım adım ancak sarmal bir yaklaşımla uygulanması öngörülmektedir.

U1'den U4'e CORUS U-Space hizmetleri:

- U1: U-uzay temel hizmetleri, e-kayıt, e-kimlik ve geofenceden oluşur,
- U2: U-space başlangıç seviye hizmetleri, örneğin; uçuş planlama, uçuş onay takibi ve prosedürel ara yüzlerden oluşur,
- U3: U-space ileri seviye hizmetleri, örneğin hava sahası kapasite yönetimi, çakışma tespiti ve otomatikleştirilmiş Algıla ve Kaçın (D&A ya da DAA) teknolojileri sunmaktadır.

“DAA'nın amacı, dinamik etkiler nedeniyle ortaya çıkan çarpışmalardan kaçınmaktır ve genellikle lokal olarak uygulanır. Bir DAA sisteminin performansını değerlendirme kriteri, güvenliğin ne kadar iyi sağlandığını, her bir İHA'nın yörüngesinin görevi için en uygun hale ne kadar yakın olduğunu ve sistemin çakışmaları ne kadar hızlı çözebileceğini içerir.” [19]

- U4: U-space, insanlı havacılığa entegre ara yüzler, yüksek düzeyde otomasyon ve tüm U-space paydaşları arasında bağlantı ile eksiksiz hizmetler ve destekleyici altyapı sunar.

FAA UTM'nin sistem olarak gelişimi öncelikle, UTM ortamına entegre edilebilir şekilde, daha az karmaşık operasyonlar için teknolojik gereksinimlerin mevcut çözümlerle karşılanabileceği UTM hizmetlerine ihtiyaç duymaktadır. Bir sonraki gelişim döngüsünde, oldukça karmaşık işlemleri kolaylaştıran UTM hizmetleri uygulanmaktadır. Sonunda ise, UTM'in gelişimi; veri alışverişi, operasyon protokolleri ile araç ve ekipman performansı için geliştirilen standartlara dayanarak döngüsel olarak artacaktır. Bu nedenle, yüksek ve düşük karmaşıklıkta drone operasyonları, üç risk odaklı faktöre dayanmaktadır. Bunlar;

- a) Yerdeki insan sayısı ve mania ile bina miktarı
- b) İHA Sistemleri operasyonunun yakınında bulunan insanlı hava aracı sayısı ve
- c) İHA Sistemleri operasyonlarının yoğunluğudur.

4. BENZERLİK VE FARKLILIKLAR:

Genel olarak, FAA UTM konsepti ve CORUS ConOps, ulusal hava sahasında (NAS) drone operasyonları için kavramsal bir çerçeve sağlamayı amaçlamaktadır ve bu kavramlar belirli açılardan karşılaştırılabilir. 4.1 Benzerlikler:

Her iki kavram da VLL drone operasyonlarını mevcut hava sahasına entegre etmek ve tüm hava sahası kullanıcıları arasındaki iletişimi kolaylaştırmak için hizmetleri, prosedürleri, süreçleri ve gereksinimleri tanımlamaktadır ve kontrollü ve kontrolsüz hava sahasında insansız hava aracı

operasyonlarının emniyetli, verimli ve esnek bir şekilde yürütülmesi için UTM veya U-Space hizmetlerine ve destekleyici altyapıya dayanması iki konsept arasındaki temel benzerliktir. Ayrıca, bu hizmetler UTM veya U-Space ortamına modüler bileşenler olarak entegre edilecek şekilde tasarlanmıştır. Özel veya kamu tarafından yönetilen çeşitli hizmetlerin uygulanmasının aşamalı bir yaklaşımla yürütülmesi öngörülmektedir.

Her iki kavram da hava trafik yönetim sistemi için benzer üst düzey katılımcıları tanımlar. Örneğin, NAA kuruluşu (örn. FAA), VLL'de drone kullanımı için düzenleyici ve operasyonel bir çerçeve sağlamakla yükümlüdür. Ayrıca, her iki kavram da drone operatörünün ve Komutadaki Uzak Pilotun (RPIC) rollerini ve sorumluluklarını benzer şekilde tanımlar. Son olarak, her iki kavram da hava araçları arasındaki ayrımı, hava sahası kullanıcılarının ortak sorumluluğu olarak öngörmekte ve böylece insanlı havacılığın trafikte öncelik kazanması sağlanmaktadır. Ayırma ve çakışma yönetiminin temeli olarak her iki kavramda da üç katman tanımlanmıştır:

- Stratejik (taktik öncesi) ayırma
- Taktik ayırma
- Çarpışma önleme (örn. DAA ekipmanı aracılığıyla)

Bununla birlikte, bu üç katman, UTM ve U-Space hizmetlerinin yanı sıra hava aracı sistemlerinin (örneğin konumlandırma sistemi, takip-(tracking) sistemleri gibi) performans dayalı seyrüsefer (PBN) parametrelerine bağlıdır.

Performansa Dayalı Seyrüsefer (PBN-Performance based Navigation), Saha Seyrüsefer (RNAV-Area Navigation) ve Gerekli Seyrüsefer Performansı (RNP-Required Navigation Performance) kavramlarından oluşmaktadır. “PBN, Performans standartlarını kullanarak uçağın seyrüsefer kabiliyetini tanımlar.” [20] Sonuç itibarıyla, bu sistemlerin doğruluğu, bütünlüğü, kullanılabilirliği, sürekliliği ve işlevselliği, UTM ve U-Space kullanıcılarının ayırma yetenekleri için belirleyici faktörlerdir.

4.2 Farklılıklar

CORUS ConOps, çeşitli U-Space hizmetleri veya çakışma çözümlene stratejileri gibi U-Space'in belirli yönlerini kapsamlı bir şekilde tanımlayarak daha çok ayrıntıya sahip olduğu söylenebilir. FAA UTM konsepti, UTM paydaşları ve sorumlulukları, güvenlik, emniyet ve hava sahasına erişim ile hava sahası yönetimi hususları ve ayrıca drone operasyon türleri (örn. VLOS, BVLOS) dahil olmak üzere operasyonel konseptte odaklanır.

Her iki kavram da drone operatörünün ve Komutadaki Uzak Pilotun (RPIC) rollerini ve sorumluluklarını benzer şekilde tanımlıyor olsa da, CORUS ConOps, FAA UTM'nin aksine, ek hava sahası aktörlerinin (örneğin Hava Seyrüsefer Hizmet Sağlayıcısı, ANSP) rollerini ve sorumluluklarını da ayrıntılı olarak açıklığa kavuşturur. Bunların dışında her iki kavram arasındaki üç ana farktan bahsedilebilir.

İlk temel fark, CORUS ConOps'ta belirli bir drone operasyonu için sistem gereksinimlerini (yani drone ve U-Space hizmet gereksinimleri) tanımlayan üç EASA drone kategorisinin (açık, özel, sertifikalı) uygulanmasıdır. CORUS ConOps, bu kategorileri tanımlayarak, belirli bir drone operasyonunu yürütmek için uyulması gereken drone ve U-space standartlarını belirtir. FAA UTM konseptinde ise, her operasyon için UTM kullanıcılarından, sırasıyla drone operatörlerinden performans yetkisi isteyerek bu gereklilikleri ele almaktadır. Ancak, FAA UTM konsepti, görüldüğü gibi belirli drone kategorilerine dayanmaz.

İkinci temel fark, hava sahası sınıflandırmasıdır. CORUS ConOps tarafından X, Y ve Z hava sahası hacmine göre VLL hava sahası sınıflandırılmıştır ve hava sahası hacimlerine erişmek için drone operasyonu, her hava sahası hacmi için belirlenen belirli gereksinimleri karşılamakla yükümlüdür. Örnek olarak, Y hava sahasına girmek için drone pilotunun (RPIC) bu hava sahası hacmi içerisinde drone operasyonlarını yürütebilecek şekilde eğitilmesi gerekmektedir. FAA UTM konseptinde ise drone operatörü, kontrollü hava sahasına girmeden önce NAA'dan (örneğin FAA) hava sahası izni talep etmekle yükümlüdür.

Üçüncü temel fark, her iki kavramda da tartışılan güvenlik hususlarının düzeyidir. Her iki kavram da drone operasyonel güvenliğini yüksek bir öncelik olarak görürken, FAA UTM konsepti ilgili aktörleri, bunların etkileşimini ve siber güvenlik politikalarını ayrıntılı olarak tanımlar. Örneğin, UTM hizmetleri ve kullanıcıları arasında bilgi alışverişi için veri yönetimi süreçleri ve International Automotive Task Force (IATF) uyumlu ağ iletişim gereksinimleri tanımlanır. Ayrıca FAA, emniyet ve güvenlik ihtiyaçlarını karşılamak için federal kamu kuruluşlarına UTM hizmetleri sunmaktadır. CORUS ConOps ise yalnızca insansız hava aracı operasyonel bütünlüğü, gizlilik mevcudiyeti, güvenlik bilinci ve uygulama ile ilgili ön bulguların dikkate alındığını açıkça belirtir. Sonuç olarak, güvenlik ihtiyaçları ile ilgili FAA'in daha detaylandırıldığı görülmekte ve CORUS ConOps'ta ise insansız hava aracı operasyon güvenliği ile ilgili daha fazla çalışmanın U-Space konseptine dahil edilmesi gerektiği görülmektedir.

5. DÜNYADAKİ DİĞER KONSEPTLER

Artan sivil İHA trafiğinin emniyetli operasyonlarını sağlamak için son birkaç yılda dünya genelinde bir dizi kavramsal çerçeve, metodoloji ve bunların uygulanması ile ilgili çalışmalar geliştirilmiştir.

ABD'nin NASA'nın Ames Araştırma Merkezi'nde geliştirilen UTM (İnsansız Hava Aracı Sistemleri Trafik Yönetimi) sistemi, Tek Avrupa Hava Sahası ATM Araştırma Geliştirme Projesi Ortak Girişimi (SJU) tarafından geliştirilen U-space ve İnsansız Sistemlerde Kural Koymak için Ortak Otoriteler (JARUS) bu konuda üç büyük girişim olup, Dünyadaki bazı benzer diğer örnekler, Çin'de Sivil İnsansız Hava Aracı Sistemleri Operasyon Yönetimi Sistemi (UOMS) ve Japonya İnsansız Sistem Trafik ve Radyo Yönetim Konsorsiyumu (JUTM) dur. "JARUS, İHA Sistemleri düzenleyici konularda bilgi sahibi olan dünya çapındaki uzmanlardan oluşur. Bu organizasyon, hem hava sahasında hem de havalimanlarında insansız hava aracı sistemlerinin emniyetli bir şekilde işletilmesinin tüm yönleriyle ilgili teknik, güvenlik ve operasyonel gereklilikleri önermeyi amaçlamaktadır." [21]

"UOMS ve JUTM, UTM/U-Space çerçeveleri, ABD'de NASA (Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi) Teknoloji Yetenek Seviyesi(TCL), FAA UTM Pilot Programı(UPP) ve İHA Sistemleri Entegrasyon Pilot Programı(IPP) gösterileri aracılığıyla ve ABD'de ve Avrupa'da Eurocontrol ve SESAR tarafından denetlenen Avrupa U-Space Uygulama Ağı gerçek dünya gösterileri ve testleriyle desteklenir." [22]

"Japonya UTM Konsorsiyumu (JUTM), İHA Sistemleri'nin çeşitli hava sahası kullanıcıları, veri sağlayıcıları ve operatörlerinden oluşmaktadır. Uçuş planlarını, acil durum uyarılarını yönetir ve çakışmaları önlemek için yönerge sağlar." [22] İHA'nın emniyetli çalışması ve geniş çapta tanıtımı için gerekli ortamı ve teknolojiyi oluşturmak ve geliştirmek için Ağustos 2016'da başlatılmıştır. "JUTM, bir hava sahasında birçok İHA ile, operatörler ve JUTM sistemi için veri toplamak ve kuruluşlar arası iletişimi sağlamak ve bir İHA Trafik Yönetimi oluşturmak amacıyla Mart ve Ekim 2017'de Japonya'nın Fukushima şehrinde uçuş gösterileri düzenlemiştir. Endüstrilerin İHA Trafik Yönetimi'ne' artan ilgisini yansıtan JUTM üyeleri, Aralık 2017 itibarıyla 160'tan fazla kuruluşa ulaşmıştır." [23]

JUTM'nin düşündüğü UTM kavramı, NASA UTM'in temel UTM hizmetlerine benzemektedir.

Sivil İHA Sistemleri Operasyon Yönetim Sistemi (UOMS), Çin hükümeti tarafından önerilen UTM sistemidir. "UOMS, Hava Trafik Yönetimi(ATM) sistemi ile gerçek zamanlı olarak uçuş yönetimine izin veren insansız operatörler ile koordine edilen, insansız hava araçları arasındaki iletişimi

destekleyen ve yetkililere bilgi sağlayan bir bulut sistemidir." [22]

Bir diğer örnek ise, Singapur'da İHA Sistemleri Kentsel Trafik Yönetimi'dir (urban Traffic Management of Unmanned Aircraft System; uTM-UAS).

Bu örnekte önerilen yapı üç konuya odaklanır:

"(i) verimli ve emniyetli İHA Sistemleri operasyonlarının temelini oluşturan bir dizi yol gösterici ilke, (ii) İHA Sistemleri Trafik Yönetimi-Kontrol ve İHA Sistemleri operatörlerinin rolleri açısından insan faktörleri ve (iii) hava sahasının tasarımı." [24]

6.SONUÇ

Sonuç olarak, FAA UTM konsepti ve CORUS ConOps dayanır, havacılık ortamının karşılaştırılabilir kavram ve hususlarına (ör. hava sahası sınıfları), birbirine benzer şekilde destekleyici UTM veya U-Space hizmetlerine (ör. coğrafi çit, e-kimlik/e-identification) dayanır. Sonuç olarak, her iki kavram da eşdeğer UTM ve U-Space sistem gereksinimlerini (ör. FIMS), drone uçuşa elverişlilik ilkelerini ve operasyonel prosedürleri (ör. stratejik ayırma ve uçuş planlama) tanımlar ve İHA'yı mevcut hava sahasına entegre etmek için daha az karmaşık operasyonlardan daha karmaşık operasyonlara kadar benzer uygulama aşamalarını adım adım açıklar. CORUS ConOps, Avrupadaki U-Space çalışmalarını, entegrasyon yönlerini, yasal ve düzenleyici gereklilikleri kapsamlı bir şekilde ele alır ve drone operasyonel prosedürlerini ayrıntılı olarak açıklar. Buna karşılık FAA konsepti, drone uçuşa elverişlilik prensipleri veya belirli UTM hizmetlerinin kesin tanımını açıklar. Ancak, bazı temel hususlar FAA UTM'inde (örn. UTM güvenlik gereklilikleri) daha açık bir şekilde açıklamıştır. İki konsept de, UTM ve U-Space hizmetlerinin ve destekleyici altyapının ulusal hava trafik yönetim sistemine uygulanmasının başlangıç aşamasıdır. FAA UTM ve U-Space arasındaki yakın işbirliği, yeni çalışmalar için yüksek potansiyele sahiptir. Bu nedenle farklı yaklaşımlardan yararlanmak için her iki kavram arasında işbirliğine yönelik özel bir süreç, ABD ve Avrupa'da gelecekteki drone operasyonları için faydalı olacaktır.

Ayrıca artan İHA trafiğinin hava sahasında emniyetli operasyonlarını sağlamak için UTM ve U-Space dışında Dünya genelinde bazı diğer örnekler; Japonya'da İnsansız Sistem Trafik ve Radyo Yönetim Konsorsiyumu (JUTM), Çin'de İHA Operasyonu ve Yönetimi (UOM) ve Singapur'da İnsansız Hava Aracı Sisteminin (uTM-UAS) kentsel Trafik Yönetimi şeklindedir. JUTM'nin düşündüğü UTM kavramı, NASA UTM'in temel UTM hizmetlerine benzemektedir.

7. REFERANSLAR

- [1] H. Ateş ve M. Düzgün, *İnsansız Hava Araçları (İHA) Temel Bilgiler ve Kullanım Alanları*, 1. bs. Ankara: Nobel Akademik Yayıncılık Eğitim Danışmanlık Tic. Ltd. Şti, 2020.
- [2] Y. Tarihi, “İNSANSIZ HAVA ARACI SİSTEMLERİ TALİMATI (SHT-İHA)”, 2016.
- [3] D. Version, “REMOTELY PILOTED AIRCRAFT SYSTEM (RPAS) CONCEPT OF OPERATIONS (CONOPS) FOR INTERNATIONAL IFR OPERATIONS”, 2016.
- [4] Institute of Electrical and Electronics Engineers, *ICNS 2017: CNS/ATM challenges for UAS integration: April 18-20, 2017, Westin Washington Dulles Airport, Herndon, Virginia*.
- [5] “Final report from the European RPAS Steering Group Roadmap for the integration of civil Remotely-Piloted Aircraft Systems into the European Aviation System JUNE 2013 ANNEX 2 A Strategic R&D Plan for the integration of civil RPAS into the European Aviation System Roadmap for the integration of civil RPAS-Annex 1 Photos-Origin: UVS International Photo Database”.
- [6] “HAVACILIK TERİMLERİ SÖZLÜĞÜ GÖZDEN GEÇİRİLMİŞ VE GÜNCELLENMİŞ 2. BASKI”.
- [7] V. Lappas vd., “EuroDRONE, A European UTM Testbed for U-Space”, içinde *2020 International Conference on Unmanned Aircraft Systems, ICUAS 2020*, Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., Eyl. 2020, ss. 1766-1774. doi: 10.1109/ICUAS48674.2020.9214020.
- [8] Institute of Electrical and Electronics Engineers, IEEE Aerospace and Electronic Systems Society, ve United States. National Aeronautics and Space Administration, *ICNS 2018: External Drivers on CNS Evolution: April 10-12, 2018, Westin Washington Dulles Airport, Herndon, Virginia*.
- [9] “Concept of Operations Enhanced Overview”, 2109, doi: 10.10.10.
- [10] Federal Aviation Authority, “UAS Traffic Management”, 2022, 16 Ağustos 2022. https://www.faa.gov/uas/research_development/traffic_management (erişim 05 Temmuz 2023).
- [11] NASA, “UAS Traffic Management (UTM) Project”, *Brian Dunbar, Lillian Gipson*, 02 Ocak 2021. <https://utm.arc.nasa.gov/index.shtml> (erişim 05 Temmuz 2023).
- [12] “Concept of Operations v1.0 Foundational Principles Roles and Responsibilities Use Cases and Operational Threads Unmanned Aircraft System (UAS) Traffic Management (UTM)”.
- [13] T. Prevot, J. Rios, P. Kopardekar, J. E. Robinson III, M. Johnson, ve J. Jung, “UAS Traffic Management (UTM) Concept of Operations to Safely Enable Low Altitude Flight Operations”, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), Haz. 2016. doi: 10.2514/6.2016-3292.
- [14] J. Lieb ve A. Volkert, “Unmanned Aircraft Systems Traffic Management: A comparison on the FAA UTM and the European CORUS ConOps based on U-space”, içinde *AIAA/IEEE Digital Avionics Systems Conference - Proceedings*, Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., Eki. 2020. doi: 10.1109/DASC50938.2020.9256745.
- [15] Institute of Electrical and Electronics Engineers, IEEE Aerospace and Electronic Systems Society, American Institute of Aeronautics and Astronautics, ve American Institute of Aeronautics and Astronautics. Digital Avionics Technical Committee, *38th DASC, Digital Avionics Systems Conference: 2019 conference proceedings: San Diego, California, USA, September 8-12, 2019*.
- [16] M. Huttunen, “Civil unmanned aircraft systems and security: The European approach”, *Journal of Transportation Security*, c. 12, sy 3-4, ss. 83-101, Ara. 2019, doi: 10.1007/s12198-019-00203-0.
- [17] A. YILMAZ ve H. ULVİ, “Some Services to Be Provided and Technologies to Be Used For UAS Traffic Management (UTM) in Urban Airspace”, *Türkiye İnsansız Hava Araçları Dergisi*, Haz. 2022, doi: 10.51534/tiha.1103761.
- [18] Institute of Electrical and Electronics Engineers, IEEE Control Systems Society, IEEE Robotics and Automation Society, ve Mediterranean Control Association, *2019 International Conference on Unmanned Aircraft Systems: ICUAS'19: June 11-14, 2019, Atlanta Marriott Buckhead Hotel & Conference Center, 3405 Lenox Road NE, Atlanta, Georgia*.
- [19] M. Sarim, M. Radmanesh, M. Dechering, M. Kumar, R. Pragada, ve K. Cohen, “Distributed Detect-and-Avoid for Multiple Unmanned Aerial Vehicles in National Air Space”, *Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control, Transactions of the ASME*, c. 141, sy 7, Tem. 2019, doi: 10.1115/1.4043190.
- [20] Ö. Şahin ve Ö. Usanmaz, “Mühendis ve Makina cilt 58, sayı 689, s. 37-48”, 2017.
- [21] ECAC, “JARUS”, *UAS Bulletin*, Mart 2020.
- [22] J. A. Pérez-Castán, F. G. Comendador, A. B. Cardenas-Soria, D. Janisch, ve R. M. A. Valdés, “Identification, categorisation and gaps of safety indicators for U-space”, *Energies (Basel)*, c. 13, sy 3, 2020, doi: 10.3390/en13030608.
- [23] IEEE Control Systems Society, IEEE Robotics and Automation Society, ve Institute of Electrical and Electronics Engineers, *2018 International Conference on Unmanned Aircraft Systems: ICUAS' 18: June 12-15, 2018, Dallas Marriott City Center, 650 N. Pearl Str., Dallas, 75201*.
- [24] M. F. B. M. Salleh, D. Y. Tan, C. H. Koh, ve K. H. Low, “Preliminary concept of operations (ConOps) for traffic management of unmanned aircraft systems (TM-UAS) in urban environment”, içinde *AIAA Information Systems-AIAA Infotech at Aerospace, 2017*, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA, 2017. doi: 10.2514/6.2017-0223.

8. ÖZGEÇMİŞ

Saide Nihan Sert, İnsansız Hava Aracı Sistemlerinin çok düşük seviyeli (VLL) operasyonlarının Hava Trafik Yönetimi'ne entegrasyonu üzerine çalışmaktadır. Hava Sahası Kullanımında kullanıcı ihtiyaçları ile birlikte bilgi paylaşımının ve paydaş görüşünün önemini farkında olarak Dünya'da ayrı ayrı geliştirilen çalışmaları incelemektedir. Şu anda Eskişehir Teknik Üniversitesi Hava Trafik Kontrol Anabilim Dalı'nda tezli yüksek lisansını sürdürmektedir. Aynı zamanda Esenboğa Havalimanı'na bağlı olarak Zonguldak Havalimanı'nda Hava Trafik Kontrolörü olarak çalışmaktadır. Lisansını ise Anadolu Üniversitesi Hava Trafik Kontrol bölümünde tamamlamıştır.

TMMOB Makina Mühendisleri Odası
XII. Ulusal Uçak, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Kurultayı
13-14 Ekim 2023 / ESKİŞEHİR

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI (İHA) SERTİFİKASYON SÜRECİNDEKİ FARKLI YAKLAŞIMLAR

Fikret Kamil Çorbacı¹, Engin Göde², Melih Cemal Kuşhan³

¹STM Savunma Teknolojileri Mühendislik ve Ticaret A.Ş.
Mustafa Kemal Mah. 2151. Cad. 3/A, 06530 Çankaya / Ankara TÜRKİYE
Tel: 0312 266 35 50 E-Posta: fikretkamil.corbaci@gmail.com

²STM Savunma Teknolojileri Mühendislik ve Ticaret A.Ş.
Mustafa Kemal Mah. 2151. Cad. 3/A, 06530 Çankaya / Ankara TÜRKİYE
Tel: 0312 266 35 50 E-Posta: engingode81@yahoo.com

³Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Büyükdere Mah. Prof. Dr. Nabi AVCI Bulvarı No: 4 26040 Odunpazarı / Eskişehir TÜRKİYE
Tel: 0222 239 37 50 E-Posta: erzesk@gmail.com

Özet- İnsansız Hava Araçlarının (İHA) emniyetli uçuşunun sağlanmasında sertifikasyon süreci büyük öneme sahiptir. İHA'ların tasarımının temel girdisi olarak dikkate alınan operasyonel şartlar ve rakiplerine göre fark yaratan kullanım karakterleri, temelde uçuşa elverişlilik bakış açısıyla Uçuşa Elverişlilik Sertifikasyonu'nun ilk adımı içinde yer alan Sertifikasyon Standartlarına "Certification Specifications" Uyum Gösterimi Süreci boyunca incelenmesi, İHA'ların en önemli özelliklerini ön plana çıkan bir husustur. Farklı tip havacılık ürünlerinde olduğu gibi İHA'lar için de Sertifikasyon Standartlarına Uyum Gösterimi Sürecini içeren kısımdaki sertifikasyon yaklaşımları, sertifikasyon otoritelerinin ve ilgili endüstri paydaşlarının gayretleri ile çok hızlı bir gelişim göstermektedir. Otoritelerin Uluslararası seviyede İHA Sertifikasyon Standartları oluşturma çalışmaları devam ederken, her bir otorite bir yandan da kendi sorumlu olduğu bölgelerde İHA Platformları için farklı yaklaşımlar ile sertifikasyon sürecini sürdürmektedir.

Anahtar Sözcükler- İnsansız Hava Aracı (İHA), Tasarım, Uçuşa Elverişlilik, Sertifikasyon Standartları

1. GİRİŞ

İnsansız Hava Aracı (İHA) platformları, farklı ihtiyaçları karşılamak üzere geliştirilen farklı tasarım konseptlerinin ortaya çıkması ile oldukça çeşitli hale gelmiştir. Sabit kanatlı İHA'ların yanı sıra, başta dört pervaneli olmak üzere farklı konfigürasyonlarda dikey kalkış yapabilen quadrotor tipinde İHA platformlarının ortaya çıkması, İHA'ların askeri, ticari ve eğlence amaçlı kullanımını hızlı bir şekilde yaygınlaşmasına büyük katkı sağlamıştır. Yaygınlaşan bu konseptin farklı uygulamalar için farklı iş kollarında ihtiyaç durumuna göre

yeniden ele alınması, klasik uçuş yöntemini kullanan İHA'lar yanında, çok sayıda İHA'nın tasarlandığı ve kullandığı bir döneme bizleri taşımış oldu. Günümüz teknolojilerinin çıktılarının hava araçlarında kullanımının yaygınlaşmasına ilave olarak elektrik motoru kullanımı ile yakıt emisyonları açısından sağlanan fayda yanında kullanım kolaylığı, alınan daha çok mesafe ve güvenilirlikteki artış gibi pek çok avantajı da beraberinde getirmiş oldu.

Boyutları küçülen, kullanımı kolay ve gerçekleştireceği fonksiyona özel tasarlanmış ve yetenekleri yapacağı görev ile sınırlı olacak şekilde oluşturulan, makul fiyatlı bu İHA'lar, çok yoğun talep görmeye başlamış oldu. Askeri alanda gözetleme, mühimmatlı dalış, mühimmat salma gibi uygulamalarının yanı sıra sivil alandaki yük taşıma, gözlem, tarımda ilaçlama gibi önemli gelişmeleri sağlayan bir uygulama yelpazesi oluşmasına neden olmuştur. SSB'nin 2011 yılında yayınlamış olduğu İHA Yol Haritası dokümanında [1] İHA'ların sivil kullanımları için aşağıdaki içerik ile sınıflandırmaktadır:

- Çevresel Kullanım Alanları: Atmosfer araştırması, Okyanus gözlemleri, Kasırga oluşumu ve araştırması, Jeolojik araştırmalar, Volkan çalışmaları ve patlama uyarıları, Hava durumu tahmini
- Acil Durum Uygulamaları: Yağ kaçağı gözleme, Sel izleme, Kasırga izleme, Afet operasyon yönetimi, Felaket durum değerlendirilmesi, Arama kurtarma, Yangınla mücadele, Nükleer radyasyon gözleme, Deprem gözleme, Volkan gözleme
- İletişim Uygulamaları: Geniş bant iletişim, Telekomünikasyon röle hizmetleri, Cep telefonu

iletişimi, Küresel konumlandırma ve uydu sistemleri

- İzleme Operasyonları: Deniz devriyesi, Balıkçılık izleme, Kıyı şeridi izleme, Uluslararası sınır devriyesi, Uyuşturucu trafiği izleme, Yol trafiği izleme ve kontrolü, Kanun uygulamaları, Orman yangını tespiti, Ekin ve hasat durumu izleme, Çevre durumu izleme, Arazi haritalama, Yüksek voltajlı güç hattı izleme

Son dönemde İHA'lar ile insan taşınmasının da yapılmasının gündeme gelmesi, İHA'lardaki sertifikasyon sürecinin önemini bir kez daha hatırlatmıştır.

İHA'ların sertifikasyonu sürecinde otorite tarafından tanımlanan İHA standardına platformun uyumunun incelendiği Sertifikasyon Standartlarına Uyum Gösterimi Süreci'nin dışında; pilot belgelendirme, hava sahası seçimi, otoriteye hava aracı kaydı gibi çok sayıda önemli başlık bulunmaktadır. Bu çalışma kapsamında Sertifikasyon Standartlarına Uyum Gösterimi Süreci'ne odaklanılmış ve bu çerçevede dünyadaki ana sertifikasyon yaklaşımları ele alınmıştır.

2. UÇUŞA ELVERİŞLİLİK SERTİFİKASYONU

Günümüzde kullanılmakta olarak sivil, askeri tüm hava araçlarının uçuşa elverişli olduğu bir otorite tarafından uygun görüldüğü sürece uçuşu mümkün olmaktadır. Otoriteler uçuşunu elverişli bulduğu bir hava aracının sürekli olarak takibe devam etmekte ve uygunsuz bir durum gözleğinde bu hava aracının uçuşuna izin vermemektedir.

Bu noktada, bir hava aracı için Uçuşa Elverişlilik tanımı yaparak çerçevesini belirlenmesi önem arz etmektedir. Belirli bir hava aracı konfigürasyonunun; uçuş ekibi, yer ekibi, yolcular, üzerinde olduğu bölge ve uçuş yapan diğer hava araçlarına tehlike oluşturmadan, onaylanmış kullanım şartları ve sınırları içerisinde, emniyetle uçuşunu başlatabilme, sürdürülebilir ve sonlandırabilmesi durumu, Uçuşa Elverişlilik olarak tanımlanabilir.

Hava araçlarının Uçuşa Elverişlilik Sertifikası alabilmesi için ilgili bölgedeki havacılık otoritesinin yayınlamış veya kabul etmiş olduğu sertifikasyon standartları kapsamında Uçuşa Elverişlilik Onay almış olması beklenir. Bu onay hava aracının tasarımcısı olan firma ile otorite arasında sürdürülen Uçuşa Elverişlilik Sertifikasyonu sürecinin olumlu sonuçlanması ile otorite tarafından firmaya verilmektedir.

Uçuşa Elverişlilik süreçlerinin içinde Ön Uçuşa Elverişlilik süreci olarak anılan bu süreç kapsamında, tasarımcı firma ilgili hava aracı için uygun olan Sertifikasyon Standardı çerçevesinde otoriteye yapmış olduğu başvurusu ile süreci başlatır. Ardından firma, otorite ile kurduğu temasların sonucunda kendileri ile mutabakat sağlayarak sertifikasyon temeli ve sertifikasyon planı dokümanlarını oluşturur. Sertifikasyon süreci boyunca otorite bu plana sadık kalarak Sertifikasyon Standartlarına Uyum Gösterimi Sürecini işletir

ve firmadan ilgili Sertifikasyon Standartlarının Sertifikasyon Temelinde belirtilen maddeleri ve içeriğine uygun olarak uyumluluğu göstermesini bekler.

Otorite bir yandan da bu hava aracı tasarımını yapmakta olan tasarım organizasyonunun yeterliğini de paralel bir süreç kapsamında ele alır. Tasarım Organizasyonu Yeterlilik İncelemesi diye belirteceğimiz bu sürecin olumlu sonuçlanması ile otorite, ilgili Sertifikasyon Standardı kapsamında hava aracı tasarımı yapmaya firmanın yeterliliğini gösteren Tasarım Organizasyonu Onayı belgesini yayınlar.

Ardından, Tasarım Organizasyonu Onayı almış bir ekibin tasarladığı ve sertifikasyon temeli kapsamında sertifikasyon planı çerçevesinde, firma tarafından otoriteye Uyum Beyanı verilir. Otoritenin uygun gördüğü seviyede uyumluluk gösterilmiş bu hava aracı tasarımına otorite tarafından Tip Sertifikası yayınlanmaktadır.

Bir hava aracının Tip Sertifikası alabilmesi için yerine getirilmesi gereken koşullar, kısaca şu şekilde özetlenebilir:

- Tip Tasarım dokümanlarının Sertifikasyon Temelini karşılayan konfigürasyonu tam olarak yansıtması.
- Sertifikasyon Temelindeki tüm gereksinimlere uyumun gösterilmiş veya uyum gösterilemeyen gereksinimlerin yol açtığı düşük ve orta seviyedeki uçuşa elverişlilik risklerinin otorite ile müzakere edilerek bir uyum planına bağlanmış olması.
- Hava aracı Tip Tasarım paketinin, hava aracının üretimi, bakımı ve işletilmesi için tüm gerekli teknik bilgiyi içermesi.
- Operasyonel kullanım kapsamının tanımlı ve onaylı olması.
- Uçuş el kitabının izin verilen uçuş zarfını tam olarak tanımlaması.
- Servis ömrünün tanımlanması ve onaylanması.
- Tasarım Organizasyon Onayının alınmış olması.

Tip Sertifikası almış bir hava aracının üretilebilmesi için yine otorite tarafından ilgili üretici için Üretim Organizasyonu Yeterlilik İncelemesi süreci başlatılmış ve başarı ile sonuçlanarak bu üreticinin Üretim Organizasyonu Onayı belgesini almış olması gerekmektedir.

Tip Sertifikasyonu olan bir hava aracı tasarımı artık Tip Tasarımı olarak anılmaktadır. Tip tasarımının Üretim Organizasyonu Onayı almış bir üretici tarafından üretilmesi ve sonrasında ortaya çıkan hava aracının üretilen bu konfigürasyonu için firma tarafından otoriteye Uyum Beyanı verilir. Otorite tarafından hava aracının incelenmesi yapılır ve sonrasında incelemenin olumlu sonuçlanması ile otorite bu konfigürasyon için uçuş izni verir ve bu hava aracı için Uçuşa Elverişlilik Sertifikası yayınlar.

Otorite, Uçuşa Elverişlilik Sertifikası vermiş olduğu bu hava aracını, tüm ömrü boyunca takibini yapar. Hava aracının işletmesini yapan firma ile temasta olarak gerçekleştirilen bu

sağfa Sürekli Uçuşa Elverişlilik süreci olarak anılmaktadır. İşletmeciler, kendi bünyesinde bir Sürekli Uçuşa Elverişlilik Yönetimi Organizasyonu (CAMO) kurarak bunu otoriteden onaylatır. İşletmeciler hem bu organizasyonu hem de hava aracını otoritenin beklentilerini karşılayacak şekilde tutar.

3. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA SERTİFİKASYON

Diğer tipteki hava araçlarında olduğu gibi İHA'ların da emniyetli olarak kendi sorumlu olduğu hava sahasında kullanımı hedefleyen havacılık otoriteleri, uçuş emniyetini sağlayacak ve uçuş bölgesindekilerini koruyacak düzenlemeleri yapma sorumluluğu taşımaktadır.

Bu durumun gereği olarak otoriteler, hava aracı tasarımcılarını emniyetli hava aracı tasarımları ve hava aracı işletmecilerini de emniyetli uçuş yapmaları amacıyla yönlendirirler. Bunu yaparken de otoriteler, hava araçlarının tiplerine göre haiz olması beklenen özellikler, sağlaması gereken hedefler ve uyması gereken limitler gibi önemli gereksinimleri bir araya getirilerek ilgili hava aracına özel olarak Sertifikasyon Standartları hazırlayarak yayınlamışlardır.

İHA'nın kullanım alanlarına bağlı olarak karşılaşılabileceği potansiyel risklerin göz önünde bulundurulmasıyla operasyonel limitleri ve operasyonel kullanım planlamaları İHA sertifikasyon süreçlerinin hedeflerinin başında gelmektedir. Bu hedefleri destekleyecek tarzda, tasarım süreçlerinde dikkate alınan kritik parametreler, yazılım, siber güvenlik başta olmak üzere İHA'nın kötü hava koşullarındaki davranışı gibi temel risk alanları, gereksinim uyum matrisleri kullanılarak bu süreç boyunca irdelenmektedir.

Dayanıklılık ve güvenilirlik değerlendirmeleri ile birlikte uçuş zarfı, operasyonel limitlerin ortaya konması ile operasyon prosedürleri, performans sonuçlarını içeren uçuş el kitabının hazırlanması ile İHA sertifikasyon sürecinin temel çıktıları tamamlanmış olmaktadır. Tüm adımlar da Sertifikasyon Standartlarının ilgili bölümlerini oluşturmaktadır.

İHA'lar için yaşanan süreç dikkate alındığında otoritelerin Sertifikasyon Standartları oluşturma, bunları devreye alma, yeni revizyonlar için sanayi temsilcileri ortak çalışma yapma, sanayinin önerilerde bulunmasını teşvik etme gibi hususlarda farklı noktalarda olduklarını gözlemlenmektedir. Otoritelerin kendi yaklaşımlarına göre buldukları durumlar ayrı ayrı olarak ele alındığında İHA'lar özelinde uygulanabilecek genel noktalar ortaya konabilecektir.

4. FAA'İN İHA SERTİFİKASYONU YAKLAŞIMI VE İLGİLİ SERTİFİKASYON STANDARTLARI

FAA önceleri tip sertifikası verilmesi yaklaşımı ile İHA'ları sertifikasyonu yoluna gitmiştir. Daha çok askeri alanlardaki ihtiyacı karşılamak üzere tasarımı sürdürülen İHA'ların sivil

kullanımları amacıyla FAA'den tip sertifikası aldığını ve bunların sayısının sadece 2 adet olduğunu görüyoruz.

Bunlardan ilki olan Boeing'in bir iştiraki olarak faaliyet gösteren Insuti firmasının ürünü olan ScanEagle X200 (Şekil 1.) için tip sertifikası, 19.07.2013 tarihinde onay almış ve ardından farklı revizyonlar ile dördüncü ve son yayını 23.10.2015'te yapmıştır. [2]



Şekil 1. ScanEagle X200 İHA'sı [3]

Diğer tip sertifikası sahibi İHA olan ise AeroVironment firmasının Puma AE (All Environment) (Şekil 2.) ürünü için tip sertifikası, 19.07.2013 tarihinde onay almış ve ardından farklı revizyonlar ile dördüncü ve son yayını 09.07.2015'te yapmıştır. [4]



Şekil 2. Puma 3 AE İHA'sı [5]

FAA bunların tip sertifikasını 14 CFR Part 21.25a(2) [6] ve Part 36 Amd. 29, Appendix G [7] çerçevesinde değerlendirerek vermiştir.

İlk maddede hedeflenen açıklama "Başvuru sahibi, bir hava aracı için, eğer FAA Part-36'nın ilgili kısmında belirtilen gürültü gerekliliklerine uygunluk gösterirse ve hava aracının hiçbir özelliğinin veya karakteristiğinin, kullanım amacı için öngörülen sınırlamalar altında çalıştırıldığında onu güvensiz kılmadığını göstermesi durumunda ve hava aracının, Sertifikasyon Standartlarının gerekliliklerine uygun olarak imal edilmiş, ABD Silahlı Kuvvetleri tarafından kullanılmak

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

üzere kabul edilen ve daha sonra özel bir amaç için modifiye edilmiş bir tipte olduğu durumda özel amaçlı operasyonlar için tahditli kategoride tip sertifikası alma hakkına sahiptir.” şeklinde olup burada askeri amaçla tasarlanan İHA’ya sivil tip sertifikası verilmesinin yolu tarif edilmektedir.

14 CFR Part-36’nın Ek G’inde de İHA’nın pervaneli olması durumunda pervanenin kalkış fazındaki gürültü seviyesine dair gereksinimleri tarif etmektedir.

FAA, bu tip sertifikalarını verirken bir yandan da İHA’ların tasarımı ve operasyonel kullanımlarına yasal zemin oluşturmak amacıyla düzenleme çalışmalarına devam etmiştir. Bu kapsamda, 2012 yılında yayınlanan “FAA Modernization and Reform Act of 2012” [8], 2022-2026 yıllarını dikkate alarak 2013 yılında yayınlanan ve Ulusal Hava Sahasında İHA kullanımını tarif eden “Integration of Civil Unmanned Aircraft Systems (UAS) in the National Airspace System (NAS) Roadmap” [9] dokümanları ve yine 2013 yılında yayınlanan “İnsansız Hava Araçları Kapsamlı Planı” dokümanı [10] ile sonraki yıllarda yapacağı düzenlemeler öncesi FAA, kendisine yasal bir alan oluşturmuştur. Bu yaklaşım ile sanayi için kendi faaliyetlerine doğrultu verebilmeleri için önemli seviyede bir belirginlik kazandırılmış oldu.

FAA’nın devam eden tarihlerde İHA’lar ile ilgili yaptığı düzenlemeleri sürdürmüştür. Bu kapsamda, Haziran 2016 tarihinde emniyet düzenlemelerinin kullanımını duyurmuştur. Sonrasında, Ağustos 2016 tarihi itibari ile uygulamaya geçen İHA Sertifikasyon Gereksinimleri (Part 107 – Small Unmanned Aircraft Systems) [11] ve bu gereksinimlere uygulanabilirliğe yönelik oluşturulan ve 25 Kg (55 Pound) ağırlığın altında hobi amacı dışında kullanılan İHA’ları kapsayan kılavuz doküman (Advisory Circular – AC 107-2) yayınlamıştır. [12]

İHA Sertifikasyon Gereksinimleri ağırlıklı olarak operasyonel gereksinimler ve pilot – kullanıcı sertifikasyonunu içermekle birlikte hava aracı sertifikasyonuna yönelik mevcut uçuşa elverişlilik standartlarına uyum bu tarihlerde aranmamaktaydı. [12] Ancak FAA, deneysel kullanımı olan İHA’lar ve isteğe bağlı pilotlu hava araçları (OPA) için uçuşa elverişlilik sertifikası yayınlama yöntemini belirlemek için 2017 yılında “Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft Systems and Optionally Piloted Aircraft” adında bir politika yayınlamıştır. [13]

FAA daha sonraki süreçte, 18 Eylül 2020 tarihinden geçerli olacak şekilde bir kural yayını yapmıştır. Buna göre, belirli insansız hava aracı sistemlerinin özel bir uçak sınıfı olarak tip sertifikasyonuna ilişkin politikasının duyurusu yapmıştır. [14]

Bildirim, içinde yolcu bulunmayan bazı İHA’ların 14 CFR part 21.17(b) uyarınca özel bir hava aracı sınıfı olarak tip sertifikası alabileceğini önermektedir. Belirli İHA’ların tip

sertifikasyonuna yönelik bu politika yalnızca sivil hava araçları için geçerlidir. [14]

FAA, tip sertifikası veri sayfasında (TCDS) gösterilecek olana benzer şekilde ürünün genel bir tanımını sağlayacaktır. Bu, FAA’nın planörler, hava gemileri ve çok hafif uçaklar gibi özel sınıf uçakların sertifikasyonu için izlediği sürecin aynısıdır. [14]

Bu politika, bir İHA üreticisi tip sertifikası talep ettiğinde, FAA’nın uçakta yolcu bulunmayan bazı İHA’ların tip sertifikasyonu için uçuşa elverişlilik standartlarını oluşturmak için kullanacağı süreci ele almaktadır. Bir İHA’nın tip sertifikası gerektirip gerektirmediği, İHA’nın ağırlığına, operasyonların amacına ve İHA’nın çalışmasının beklendiği belirli operasyon kurallarına bağlıdır. Bu politika, uçuşa elverişlilik gerekliliklerini karşılamaları veya tip sertifikasına başvurmaları gerektirmediğinden, sınırlı hobi kullanımı istisnası altında işletilen İHA için geçerli değildir. [14]

İHA’nın tip sertifikası, Part-21’dekine uyumlu olarak, operasyonları, pilot sertifikasyonu veya bakımı etkileyen operasyonel sınırlamalarını içerebilir. Örneğin paket teslimatı ve tarım, inceleme, gözleme, altyapı gözetimi, sahte uydular gibi diğer karmaşık işlemler bu politikadan etkilenebilir. [14]

İsteğe bağlı pilotlu hava aracı (OPA), uçak içindeki pilot veya uçakta olmayan bir yerden başka bir kişi tarafından uçurulan veya kontrol edilebilen insanlı bir hava aracıdır. Uçağı kontrol etme yöntemi isteğe bağlı olsa da, her iki durumda da bu pilot her zaman uçakta kalır. Dolayısıyla, OPA’lar insansız hava aracı olmadıkları için bu politikanın kapsamı dışındadır. [14]

Bu politikanın amacı, çoğu İHA tasarımında bulunan uçak gövdelerinin, motorların, yakıtların ve malzemelerin benzersiz konfigürasyonlarını ve yenilikçi uygulamalarını ele almak için 14 CFR part 21.17(b) sertifika sürecinde sağlanan esnekliği kullanmaktır. [14]

FAA, bazı İHA’ların 14 CFR part 21.17(b) uyarınca "özel sınıf" hava aracı olarak tip sertifikası alabileceğini belirlemiştir. FAA, 14 CFR part 21.17(b)’deki süreç kapsamında içinde yolcu olmayan İHA için tip sertifikaları verecektir. Ancak FAA, sırasıyla bölüm 23, 25, 27 veya 29’daki uçuşa elverişlilik standartlarının sertifika esasına uygun olduğu durumlarda uçak ve rotorlu taşıt İHA tasarımları için 14 CFR part 21.17(a) kapsamında tip sertifikaları vermeye devam edebileceğini belirtmektedir.. Bu politika, yalnızca İHA’nın tip sertifikasyonuna yönelik prosedürler için geçerlidir. FAA, yayınlanan bu son politikadan paket teslimatında kullanılan İHA’ların etkileneneğini öngörerek gelecekte bu alanda ilave kural çalışması yapacağını belirtmektedir. [14]

FAA, bu politikayı uygulamaya alarak çok sayıda İHA için sertifikasyon süreci işletmiş ve her biri için 14 CFR part

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

21.17(b) uyarınca "özel sınıf" hava aracı olarak tip sertifikası vermiştir.

İHA firmalarından gelen yoğun talepler ve kendilerinin aktif katılımları ile yayınlanması mümkün olan "Belirli İHA'ların tip sertifikasyonu" adlı politika, otoritenin kuralları belirleme prosesine sanayinin verdiği destek olarak iyi bir örnek oluşturmuştur.

FAA'in 18 Eylül 2020 tarihinde yayınladığı yeni İHA sertifikasyon politikası ile başlayan yeni süreçte FAA 8 Şubat 2023 tarihinde kadar aşağıda belirtilen toplam 22 adet İHA için özel sınıf uçuşa elverişlilik kriteri yayını gerçekleştirmiştir ve bunları kendi internet sitesinde ilan etmiştir: [15]

1. Wing Aviation LLC Hummingbird Unmanned Aircraft
2. Insitu Inc. ScanEagle3 Unmanned Aircraft
3. Percepto Robotics, Ltd. Percepto System 2.4 Unmanned Aircraft
4. Flytrex, Inc. FTX-M600P Unmanned Aircraft
5. Airobotics Inc. OPTIMUS 1-EX Unmanned Aircraft
6. 3DRobotics Government Services 3DR-GS H520-G Unmanned Aircraft
7. Wingcopter GmbH 198 US Unmanned Aircraft
8. TELEGRID Technologies, Inc. TELEGRID DE2020 Unmanned Aircraft
9. Flirtey Inc. Flirtey F4.5 Unmanned Aircraft
10. Zipline International Inc. Zip UAS Sparrow Unmanned Aircraft
11. Matternet, Inc. M2 Unmanned Aircraft
12. Amazon Logistics, Inc. MK27-2 Unmanned Aircraft
13. 3DRobotics Government Services 3DR-GS H520-G
14. Zipline International Inc. Zip UAS Sparrow
15. Matternet, Inc. M2
16. Amazon Logistics, Inc. MK27
17. Wingcopter GmbH 198 US
18. TELEGRID Technologies, Inc. DE2020
19. Percepto Robotics, Ltd. Percepto System 2.4
20. Flytrex, Inc. FTX-M600P
21. Flirtey Inc. Flirtey F4.5
22. Airobotics Inc. OPTIMUS 1-EX

5. EASA'NIN İHA SERTİFİKASYONU YAKLAŞIMI VE İLGİLİ SERTİFİKASYON STANDARTLARI

AB Düzenlemeleri 2019/947 ve 2019/945, Avrupa hava sahasında sivil İHA'ların güvenli operasyonu için çerçeveyi belirlemektedir. Bu düzenlemeler, risk temelli bir yaklaşım ile tüm sivil İHA faaliyetleri arasında ayırım yapmadan sivil insansız hava aracının ağırlığı, özellikleri ve yürütmesi amaçlanan operasyonları dikkate almaktadır. [16]

31 Aralık 2020'den beri Norveç ve Lihtenştayn da dahil olmak üzere tüm AB Üye Devletlerinde geçerli olan (AB)

2019/947 sayılı Yönetmelik (yakında İsviçre ve İzlanda'da da geçerli olması beklenmektedir), çoğu sivil İHA operasyonu türünü ve bunların risk seviyelerini karşılamaktadır. Yönetmelik, sivil insansız hava aracı operasyonlarını "Serbest", "Özel" ve "Sertifikalı" olarak üç kategoride ele almaktadır. [16]

- a. "Serbest" kategorisi, sivil İHA işletmesinin amaçlanan operasyon için ilgili gerekliliklere uyması koşuluyla güvenliğin sağlandığı, içindeki düşük riskli sivil insansız hava aracı operasyonlarını ele alır. Bu kategori A1, A2 ve A3 olmak üzere üç alt kategoriye ayrılmıştır. 'Serbest' kategorideki operasyonel riskler düşük kabul edilir ve bu nedenle uçuşa başlamadan önce operasyonel yetkilendirme gerektirmez. Bu kategori, içerdiği riskler dikkate alındığında, operasyon gerçekleşmeden önce yetkili makamdan ön izin veya İHA işletmecisinin beyanını gerektirmeyen bir İHA operasyonu kategorisidir.
- b. "Özel" kategori, operasyonu başlatmadan önce ulusal otoriteden operasyon izni alarak güvenliğin İHA işletmecisi tarafından sağlandığı daha riskli sivil İHA operasyonlarını kapsar. Operasyon iznini almak için, İHA işletmecisinin sivil İHA'ların güvenli operasyonu için gerekli gereksinimleri belirleyecek bir risk değerlendirmesi yapması gerekmektedir. Bu kategori, söz konusu riskler göz önüne alındığında, belirli standart senaryolar dışında, operasyonel risk değerlendirmesinde tanımlanan hafifletme önlemlerini dikkate alarak, operasyon gerçekleşmeden önce otorite tarafından yetkilendirme gerektiren bir İHA operasyonu kategorisidir. Belirli şartlar altında işletmecinin beyanı dikkate alınarak süreç yürütülmektedir.
- c. "Sertifikalı" kategorisinde güvenlik riski oldukça yüksektir; bu nedenle, güvenliği sağlamak için İHA işletmecisinin ve İHA'nın sertifikasyonu ve ayrıca İHA pilotlarının lisanslanması her zaman gereklidir. Bu kategori, içerdiği riskler dikkate alındığında, uygun bir emniyet seviyesi sağlamak için İHA'nın, lisanslı pilotun ve yetkili makam tarafından onaylanmış bir işletmeci gerektiren bir İHA operasyonu kategorisidir.

Pazarın ihtiyaçlarına göre, Serbest ve Özel kategorideki işlemler için bir yönetmelik geliştirilmesine öncelik verilmiştir. "Sertifikalı" kategorideki operasyonlar için düzenleme çerçevesi şu anda geliştirilme aşamasındadır. [17]

Önerilen düzenlemenin ana yönleri şunlardır:

- a. Bu endüstrinin çevik kalmasına, yenilik yapmasına ve büyümeye devam etmesine izin verirken İHA'ları güvenli bir şekilde çalıştırmak için bir çerçeve sağlar. Yerdeki insanlara ve diğer hava araçlarına yönelik risklerin yanı sıra bu tür İHA'ların yarattığı gizlilik, güvenlik ve veri koruma sorunları da dikkate alınır.

- b. İHA'lar için teknik ve operasyonel gereksinimleri tanımlar. Teknik gereksinimler, örneğin İHA'ların uzaktan tanımlanmasına atıfta bulunur. Operasyonel gereksinimler, diğerlerinin yanı sıra, bir insansız hava aracı yasaklı bir bölgeye girdiğinde İHA pilotunu bilgilendiren bir sistem olan coğrafi farkındalığa atıfta bulunur. Teklif aynı zamanda pilotların niteliklerini de ele alıyor. Ayrıca, İHA işletmecilerinin, 250 g'den daha hafif ve kamerasız insansız hava araçları kullandıkları durumlar dışında, kayıt yaptırımları gerekecek.
- c. Ürün mevzuatı ile Havacılık mevzuatını birleştirerek ilklere imza atmaktadır. Gerçekten de, küçük İHA'lar için tasarım gereklilikleri, ürünlerin piyasada bulunmasına ilişkin mevzuat (iyi bilinen CE işareti) kullanılarak uygulanacaktır. Standart CE işaretine, İHA sınıfının tanımı (C0'dan C4'e) ve tüm İHA kutularında bulunacak olan yapılması ve yapılmaması gereken tüketici bilgileri eşlik edecektir. İşletmeci, İHA sınıfına bağlı olarak hangi alanda faaliyet gösterebileceğini ve hangi yetkinliğin gerekli olduğunu bilecektir.
- d. EASA Üye Devletleri için yüksek derecede esneklik sağlar; kendi bölgelerinde İHA operasyonlarının yasaklandığı veya kısıtlandığı (örneğin hassas bölgeleri korumak için) veya belirli gereksinimlerin hafifletildiği bölgeleri tanımlayabileceklerdir. Daha yüksek risk taşıyan operasyonlar için, bir operasyonel risk değerlendirmesi, işletmecinin insansız hava aracını uçurmadan önce uyması gereken gereklilikleri tanımlayacaktır. [17]

Teklif aynı zamanda, üç seçeneği belirleyerek, hava modellemesindeki iyi güvenlik kayıtlarını tanımları için model uçak (İHA olarak da kabul edilen) kullanan kişiler için özel hafifletmeler sağlar:

- a. Üye Devletler, İHA düzenlemesinden sapmaları tanımlayan model kulüpleri ve dernekleri için özel bir yetki verebilir.
- b. Operasyonlar, Üye Devletler tarafından belirlenen belirli bölgelerde gerçekleştirilebilir; veya
- c. Alt Kategorilerden (A3) biri için tanımlanan operasyonel sınırlamalara göre açık kategoride operasyonlar gerçekleştirilebilir. [17]

Sertifikalı kategori, en yüksek risk düzeyine sahip operasyonlara hitap eder. Örneğin hava taksisi gibi uçakta yolcu bulunan gelecekteki İHA uçuşları bu kategoriye girecektir. Bu uçuşların güvenliğini sağlamak için kullanılan yaklaşım, insanlı havacılık için kullanılanla çok benzer olacaktır. [18]

Bu nedenle, bu hava araçlarının her zaman sertifikalandırılması (yani tip sertifikasına ve uçuşa elverişlilik sertifikasına sahip olması), İHA işletmecisinin yetkili makam tarafından verilmiş hava işletmecisi onayına ihtiyacı olacak ve İHA pilotunun ilgili pilot lisansına sahip olması gerekecektir. Daha uzun vadede, bir İHA pilotunun

müdahalesine ihtiyaç duymadan insansız hava araçlarının otomasyon seviyesinin kademeli olarak artarak tamamen otonom insansız hava araçlarına sahip olması da beklentiler içinde yer almaktadır. Sertifikalı kategoride operasyonlara izin vermek için, neredeyse tüm havacılık düzenlemelerinin değiştirilmesi gerekeceği ve bunun kapsamlı bir faaliyet olduğu EASA tarafından belirtilmektedir. [18]

EASA, bu faaliyeti birden fazla aşamada yürütmeye ve ilk olarak aşağıdaki üç operasyon türünü ele almaya karar vermiştir:

- Tip-1 Operasyon: A-C hava sahası sınıflarında aletli uçuş kuralına (IFR) göre gerçekleştirilen sertifikalı kargo İHA'larının uluslararası uçuşları ve EASA kapsamındaki havaalanlarına iniş ve kalkışları. Örneğin, Paris'ten New York'a kargo taşıyan insansız bir A320.
- Tip-2 Operasyon: U-space hizmetlerinin sunulduğu hava sahalarında önceden tanımlanmış rotalar kullanılarak kentsel veya kırsal ortamlarda İHA operasyonları. Bu, yolcu veya kargo taşıyan insansız İHA'ların operasyonlarını içerir. Örneğin doğrudan balkonunuza veya binanızın çatısına veya ön bahçenize gelen hava taksi veya paket teslimat hizmetleri.
- Tip-3 Operasyon: Tip-2 Operasyonlar'daki gibidir, ancak içinde pilot bulunan bir uçakla gerçekleştirilir. Aslında bunun, pilotun uçağa bineceği ilk tip hava taksi operasyonlarını kapsamı beklemektedir. İkinci bir aşamada, uçağın uzaktan kumandalı hale geleceği kabul edilmektedir. (Tip-2 Operasyonlar). [18]

EASA'nın 2005 yılında yayınlanan İnsansız Hava Aracı Sertifikasyonu Politikası [19] adlı doküman kapsamında başlatmış olduğu İHA Sertifikasyon Standardı oluşturma sürecinin halen devam etmekte olduğunu söylenebilir.

6. ÜLKEMİZDE İHA SERTİFİKASYONU YAKLAŞIMI VE İLGİLİ SERTİFİKASYON STANDARTLARI

Ülkemizde tasarımı yapılan İHA'lar için izlenecek uçuşa elverişlilik süreci ilk kısmında tip sertifikası, ve sonrasında sürekli uçuşa elverişlilik kapsamında sertifikasyon çalışmaları SHGM'nin SHT-İHA talimatında tarif ettiği kapsamda yürütülmektedir. [20]

Talimatın 4. Maddesinde İnsansız hava aracı (İHA), İnsansız Hava Aracı Sisteminin bir bileşeni olarak işletilen, aerodinamik kuvvetler aracılığıyla sürekli uçuş yapma yeteneğinde olan, üzerinde pilot bulunmaksızın uzaktan İHA pilotu tarafından kontrol edilerek veya otonom operasyonu İHA pilotu tarafından planlanarak uçurulan ya da havada kalabilen hava aracı şekilde tanımlanmaktadır. [20]

İHA Sınıflandırması hususunda talimatın 5. Maddesinde azami kalkış ağırlıkları referans alınarak İHA'lar 4 ayrı sınıfa ayrılmaktadır:

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

- İHA0: Azami kalkış ağırlığı 500 gr (dâhil) - 4kg aralığında olan İHA'lar,
- İHA1: Azami kalkış ağırlığı 4 kg (dâhil) - 25 kg aralığında olan İHA'lar,
- İHA2: Azami kalkış ağırlığı 25 kg (dâhil) - 150 kg aralığında olan İHA'lar,
- İHA3: Azami kalkış ağırlığı 150 kg (dâhil) ve daha fazla olan İHA'lar. [20]

Ülkemizin sivil havacılık otoritesi olarak, uluslararası anlaşmalar gereği bu alandaki dünya çapında devam eden uyum faaliyetlerini de sürdürmekte olan SHGM, bu talimat içinde İHA sertifikasyonuna ayrı bir madde halinde yer vermiştir.

SHT-İHA talimatınının 8. Maddesine göre İHA'lar için "Uçuşa Elverişlilik ve Özel Uçuş İzni Belgesi" başlığı altında aşağıdaki şekilde tarif edilmektedir.

- İHA 0 sınıfındaki İHA için Tahditli Tip Sertifikası, Uçuşa Elverişlilik Sertifikası veya SHY-21 kapsamında Özel Uçuş İzni Belgesi düzenlenmez.
- İHA1 sınıfındaki İHA için de tahditli Tip Sertifikası, Uçuşa Elverişlilik Sertifikası ve Özel Uçuş İzni Belgesi düzenlenmemektedir. Emniyet ve Uygunluk Beyanları kabul edilmektedir. İlave olarak;
 - İmalatçı/ithalatçı tarafından düzenlenen Uygunluk Beyanı eklerinde, İHA ve sistemlerinin imalatında kullanılan standartlar belirtilir.
 - İHA ve sistemlerinin belirtilen teknik özelliklere, ekipmanlara ve sistem bileşenlerine çalışır halde sahip olduğu, bakımlarının uygun şekilde yerine getirildiği hususunda İHA pilotu tarafından Emniyet Beyanı yayınlanır ve bu beyan her yıl yenilenir.
 - İzin verilen frekansın kullanılması, her türlü girişime karşı gerekli tedbirlerin alınması İHA pilotu sorumluluğundadır.
 - Bakım onarımı yapan gerçek/tüzel kişinin ismi ve iletişim bilgileri de Emniyet Beyanında yer alır.
- İHA 2 sınıfındaki İHA için, İHA1 sınıfı için uygulanan kurallar ile birlikte aşağıda belirtilen doküman ve belgelere göre güvenli ve emniyetli operasyon yapma kabiliyeti değerlendirilerek 3 yıl süreli Özel Uçuş İzni Belgesi düzenlenir:
 - Teknik özellikleri açıklayan İHA ve sistemlerine ait ürün kataloğu,
 - Satın alma faturası ve imalatçı tarafından yayımlanan Uygunluk Beyanı, ürünün imal tarihi, marka, model ve seri numarası,
 - Tüm uçuş ve bakımların ayrıntılarıyla gösterileceği kayıt defteri,
 - İHA'nın sürekli uçuşa elverişliliğini sağlamak için üreticinin ve/veya tasarımcının uçuş ve bakım el kitaplarının uygulama kayıtları,

- Kullanım sınırlamaları, sağlanması gereken özel prosedürler ve teknik koşullar,
- Ömürlü parçaların, sistem bileşenlerinin ve faydalı yüklerin durumu ve değişim kayıtları ile birlikte bakım ve tamir kayıtları.
- İHA 3 sınıfındaki İHA için Uçuşa Elverişlilik Sertifikası düzenlenir ve her 3 yılda bir yenilenir. Uçuşa Elverişlilik belgesinin düzenlenebilmesi için üçüncü fıkradaki hususlarla birlikte aşağıdakiler aranır:
 - Tip sertifikası ve Teknik Veri Listesi veya üretici tarafından Tip Sertifikası referans alınarak yayınlanan Uygunluk Beyanı.
 - Genel Müdürlük veya üretici otoritesinin yayınladığı Uçuşa Elverişlilik Direktiflerinin, sorumlu kişi tarafından imzalanmış güncel uygulama durum listesi.
 - Üretici firma tarafından İHA ve sistemleri için yayınlanan zorunlu Servis Bültenlerin sorumlu kişi tarafından imzalanmış güncel durumu, Genel Müdürlük bu Servis Bültenlerinden gerekli gördüklerinin ilave olarak uygulanmasını isteyebilir.
 - İHA ve sistemlerinin sürekli uçuşa elverişliliği için üretici tarafından yayımlanmış Bakım El Kitabı, Bakım Programı Dokümanı, Uçuş El Kitabı, vb. dokümanların uygulanması.
 - İlgili bakım kitaplarında belirtilen ve uygulanmakta olan ömürlü parça listesi. Bu listede ömürlü parçaların ismi, parça numarası, ömür durumu ile müracaat anındaki uçuş durumu gibi bilgiler ayrıntılı olarak belirtilir.
 - İHA ve sistemlerinin imal edildiği tarihten itibaren yapılmış bulunan periyodik bakımların durumu. Bakım süreleri ile yapıldığı tarih ve uçuş saati belirtilir. [20]
- Uçuşa Elverişlilik veya Özel Uçuş İzni belgesi başka bir kişiye devredilirken Genel Müdürlüğe yazı ile bilgi verilmesi gerekir

7. SONUÇ

İHA'ların sertifikasyonu süreci, Sertifikasyon Standartlarına Uyum Gösterimi fazı özelinde incelendiğinde her bir otoritenin farklı yaklaşımları ve öncelikleri olduğu gözlenmiştir. Bunun yanında otoritelerin mevcut Sertifikasyon Standartları yanında İHA'lar için ayrı standartların oluşturulması hususunda mutabık durumda oldukları gözlenmektedir. İHA sertifikasyonu sürecinin dünya üzerinde aynı anlayışla ele alınması için harcanan yoğun çaba sonucunda otoriteler kendi yaklaşımları yanında uluslararası yaklaşımları da dikkate almaktadırlar. Uygulamada sanayiden gelen taleplerin otorite tarafından

incelemesi ve uygun olan taleplerin otorite kurallarının içine dahil edilerek ilerlendiği genel bir yaklaşımdan bahsetmemiz doğru olacaktır.

Artan İHA çeşitliliğinin İHA sertifikasyon standardını oluşturmada otoriteleri zorladığını düşünmek de mümkün görünmektedir. Bazı otoritelerin özel izin ile İHA'ların sertifikasyonunu gerçekleştirmesi yaklaşımına bir süre daha devam edilmesi beklenmektedir. Otoritelerin İHA sertifikasyonu hususundaki uygulamaları arttıkça, yayınlacakları İHA sertifikasyon standartlarında sanayinin ve işletmecilerin taleplerini daha çok dikkate alacakları öngörülmektedir.

8. REFERANSLAR

- [1] “Türkiye İnsansız Hava Aracı Sistemleri Yol Haritası (2011 – 2030)”, SSM, 2012, Ankara.
- [2] “FAA ScanEagle X200 Type Certificate Data Sheet no: Q00017LA, Rev.4”, FAA, 2015.
- [3]https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/6/6f/ScanEagle_UAV_catapult_launcher_2005-04-16.jpg/330px-ScanEagle_UAV_catapult_launcher_2005-04-16.jpg, Kullanım tarihi: 15.06.2023
- [4] “FAA Puma 3 AE Type Certificate Data Sheet no: Q00018LA, Rev.4”, FAA, 2015.
- [5]<https://www.naval-technology.com/wp-content/uploads/sites/15/2020/07/Image-3-Puma-3-AE.jpg>, Kullanım tarihi: 15.06.2023
- [6] 14 CFR Part 21, FAA
- [7] 14 CFR Part 36 Amd. 29, Appendix G, FAA
- [8]<https://www.govinfo.gov/content/pkg/CRPT-112hrpt381/pdf/CRPT-112hrpt381.pdf>, Kullanım tarihi: 29.06.2023
- [9] “Integration of Civil Unmanned Aircraft Systems (UAS) in the National Airspace System (NAS) Roadmap”, FAA, 2013
- [10] “İnsansız Hava Araçları Kapsamlı Planı”, FAA, 2013
- [11] “Small Unmanned Aircraft Systems”, 14 CFR Part 107, FAA
- [12] G. Akıncı, H. Tatas, “Yerli İnsansız Hava Aracı Projelerinde Sertifikasyon ve Uluslararası Rekabete Katkısı”, IX. Ulusal Uçak, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Kurultayı, 5-6 Mayıs 2017, Ankara
- [13] “Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft Systems and Optionally Piloted Aircraft”, FAA National Policy- 8130.34D, FAA, 2017
- [14] “Type Certification of Certain Unmanned Aircraft Systems”, Policy Notice, FAA, 2020
- [15] [Certification for Advanced Operations Unmanned Aircraft Systems \(UAS\) | Federal Aviation Administration \(faa.gov\)](https://www.faa.gov/air_traffic/operations/unmanned-aircraft-systems/)
- [16] <https://www.easa.europa.eu/en/domains/civil-drones>, Kullanım tarihi: 16.06.2023
- [17] <https://www.easa.europa.eu/en/domains/civil-drones/drones-regulatory-framework-background>, Kullanım tarihi: 16.06.2023
- [18] <https://www.easa.europa.eu/en/domains/civil-drones/drones-regulatory-framework-background/certified-category-civil-drones>, Kullanım tarihi: 16.06.2023.
- [19] “Policy for Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Certification” EASA, Advance – Notice of Proposed Amendment (NPA), No 16/2005.
- [20] SHT-İHA “İnsansız Hava Aracı Sistemleri Talimatı Rev.4”, 2020, SHGM, s.2-5

9. ÖZGEÇMİŞ

Dr. Fikret Kamil Çorbacı (Oda Sicil No:37681), Lisans, Yüksek Lisans ve Doktora Eğitimini İTÜ’de Makina Mühendisliği alanında tamamladı. İTÜ’de Makina Mühendisliği ve Endüstri Ürünleri Tasarımı Bölümleri’nde Araştırma Görevlisi olarak görev yaptı. Sonrasında Uzel Makine A.Ş.’de Ürün Geliştirme Kıdemli mühendisi ve Proje Koordinatörü olarak çalıştı. 2002-2010 arasında TEİ’de Validasyon Sorumlusu ve Lider Tasarım Mühendisi olarak çalıştı. TP400 Uçak Motoru Projesi’nde 3 yıl boyunca İspanya’daki ITP firmasında TEİ’yi temsilen Validasyon Sorumlusu ve Proje Deneysel Entegratörü görevlerini yerine getirdi. 2010 yılında katıldığı STM bünyesinde sırasıyla Sertifikasyon Grup Lideri, Sertifikasyon Proje Yöneticisi, TF-X Danışmanlık Proje Yöneticisi, Mühendislik ve Sertifikasyon Müdürü, Satınalma Müdürü ve Üretim Müdürü olarak görev aldı. STM iştiraki olan STG Mühendislik A.Ş.’de 2019-2023 yılları arasında firmanın kuruluş aşamasında Genel Müdür olarak görev yaptı. Halen STM Üretim Müdürü olarak çalışmakta olup Mühendislik Tasarımı alanındaki çalışmalarına devam etmektedir.

Dr. Engin Göde, Uludağ Üniversitesi Makina Mühendisliği Bölümü’nden lisans, Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Makina Mühendisliği Bölümü’nden yüksek lisans ve doktora derecelerini almıştır. Havacılık teknolojisi üzerine 10 adet yayını bulunmaktadır. Hava Kuvvetleri Komutanlığı’nda uçak bakım subayı olarak, FNSS Savunma Sistemleri A.Ş.’de entegre lojistik destek mühendisi ve grup yöneticisi olarak çalışmıştır. Halen STM Savunma Teknolojileri Mühendislik ve Ticaret A.Ş.’de entegre lojistik destek yöneticisi olarak çalışmaktadır.

Prof. Dr. Melih Cemal Kuşhan (Oda Sicil No:31537), Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Uçak Mühendisliği öğretim üyesidir. Dokuz Eylül Üniversitesi Makina Mühendisliği Bölümü’nden lisans, Anadolu Üniversitesi Endüstri Mühendisliği Bölümü’nden Yüksek Lisans ve Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Makina Mühendisliği Bölümü’nden doktora derecesi almıştır. Doktora sonrası araştırmalarını Avustralya’da James Cook Üniversitesi Makina Mühendisliği Bölümü’nde yürütmüştür. Havacılık ve savunma teknolojisi üzerine 220’den fazla yayını bulunmaktadır. Yayınları 1800’den fazla bilimsel çalışmada atfı almıştır. Malzeme bilimi, Havacılık ve Savunma Sanayii alanında 21 araştırma projesini tamamlamıştır. Eskişehir Havacılık Kümelenmesi (ESAC) üyesidir. Wollongong Üniversitesi (Avustralya), James Cook Üniversitesi (Avustralya), Vilnius Gediminas Teknik Üniversitesi (Litvanya) ve Uluslararası Türkmen Türk Üniversitesi’nde (Türkmenistan) farklı görevler için bulunmuştur. Halen Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Uçak Mühendisliği Bölüm Başkanıdır.

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINA KONTROL SİSTEMİ ve İLETİŞİM AĞI ENTEGRASYONU ile SÜRÜ DAVRANIŞI KAZANDIRILMASI

Muhammed Miraç Özer¹, Murat Bakırcı²

^{1,2}İnsansız/Akıllı Sistemler Laboratuvarı, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Tarsus Üniversitesi, Mersin, 33400 TÜRKİYE

¹Tel: 324 600 00 33 E-Posta: muhammed_mirac@tarsus.edu.tr

²Tel: 324 600 00 33/2553 E-Posta: muratbakirci@tarsus.edu.tr

Özet- İnsansız hava aracı (İHA) sistemlerinin iletişimi ile ilgili literatürde pek çok çalışma olmasına rağmen, İHA sürü sistemlerinin iletişimine dair güncel eğilimler ve sorunlarla ilgili çalışmalar oldukça sınırlıdır. Bu çalışmada, sürü İHA'ların hem yer istasyonları ile güvenilir bir iletişim ağının hem de bireysel sürü üyeleri arasındaki iletişimin sağlanması ile daha yüksek sürü özerkliği ve güvenilirliğine izin verecek bir sürü mimarisi önerilmektedir. Hava araçları arası iletişim için çekici bir çözüm olan kablosuz geçici ağlar ile otonom koordinasyon kabiliyetine sahip sürü sisteminin odaklanmış gelişimi, İHA sürü sistemlerinin faydalarını geliştirme merkezinde yer almaktadır. Bunun gerçekleştirilmesi sırasında hem 900 MHz tabanlı telsizlerin sunduğu uzun menzilli, hem de 802.11 tabanlı ad-hoc ağların sunduğu kısa menzilli mimarileri birleştirildiği sürü İHA'ların kendilerinin karar verebilen entegre iletişim mimarisi bir arada bulunmaktadır. Tüm bu sistemler herhangi bir dağıtılmış uygulamanın yeteneklerine kolayca entegre edilebilmesini sağlayan robot işletim sistemi (ROS) kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

1. GİRİŞ

İnsansız hava araçları (İHA'lar), son yıllarda havacılık sektöründe büyük bir ilgi ve popülerite kazanmıştır. Bu popülerite, İHA'nın performans faktörlerini önemli ölçüde etkilemesiyle birlikte artmıştır [1]. Bu çalışma, okuyucuları farklı sektörlerde yaygın olarak kullanılan İHA türlerine yönlendirmek amacıyla dört farklı İHA türünü ele almaktadır: sabit kanatlı, çok rotorlu, tek rotorlu helikopter ve sabit kanatlı hibrit Dikey Kalkış İnişi (VTOL) [2-4]. Sabit kanatlı İHA'lar, daha yüksek hızlarda çalışabilme yeteneği ve geniş alan kapsama imkânı sunması nedeniyle tercih edilmektedir. Ancak, daha karmaşık bir fırlatma ve iniş planı gerektirebilmekte ve maliyeti daha yüksek olabilmektedir [5]. Çok rotorlu

İHA'lar ise keşif görevleri için idealdir, çünkü konuşlandırılmaları daha kolay ve havada süzülme yetenekleri sayesinde kontrol edilebilirlikleri artmaktadır. Ancak, sınırlı dayanıklılık ve taşıma kapasitesi sunabilmektedir [6,7]. Tek rotorlu İHA'lar daha ağır yük taşıma kapasitesine sahip olabilir ve daha iyi istasyonda kalma süreleri sunsa da kontrolü daha zor ve riskli olabilmektedir. [8]. Son olarak, sabit kanatlı hibrit İHA'lar, sabit kanatlı ve rotor platformları arasında bir denge sağlayarak VTOL yeteneği ile fırlatma ve iniş planlarını basitleştirebilse de dayanıklılık konusunda bazı zorluklarla karşılaşabilmektedir [9].

İnsansız hava araçları son on yılda araştırma ve endüstride hızla yaygınlaşmıştır. Bu yaygınlaşma, askeri ve sivil sektörlerde çeşitli uygulamaların geliştirilmesine olanak sağlamıştır. Sivil uygulamalar arasında çevresel izleme, trafik yönetimi, uzaktan algılama, tarım ve afet yönetimi gibi alanlar bulunurken, savunma amaçlı kullanımında da büyük bir artış görülmüştür [10-15]. İHA'lara olan ilgiyi artıran faktörler arasında daha ucuz ve daha sağlam sensörler ile iletişim teknolojisindeki gelişmeler de yer almaktadır. Ayrıca, Robot İşletim Sistemi (ROS) gibi ölçeklenebilir yazılım mimarileri ve yeni teknolojiler, İHA teknolojisinin ilerlemesini hızlandırmaktadır [16].

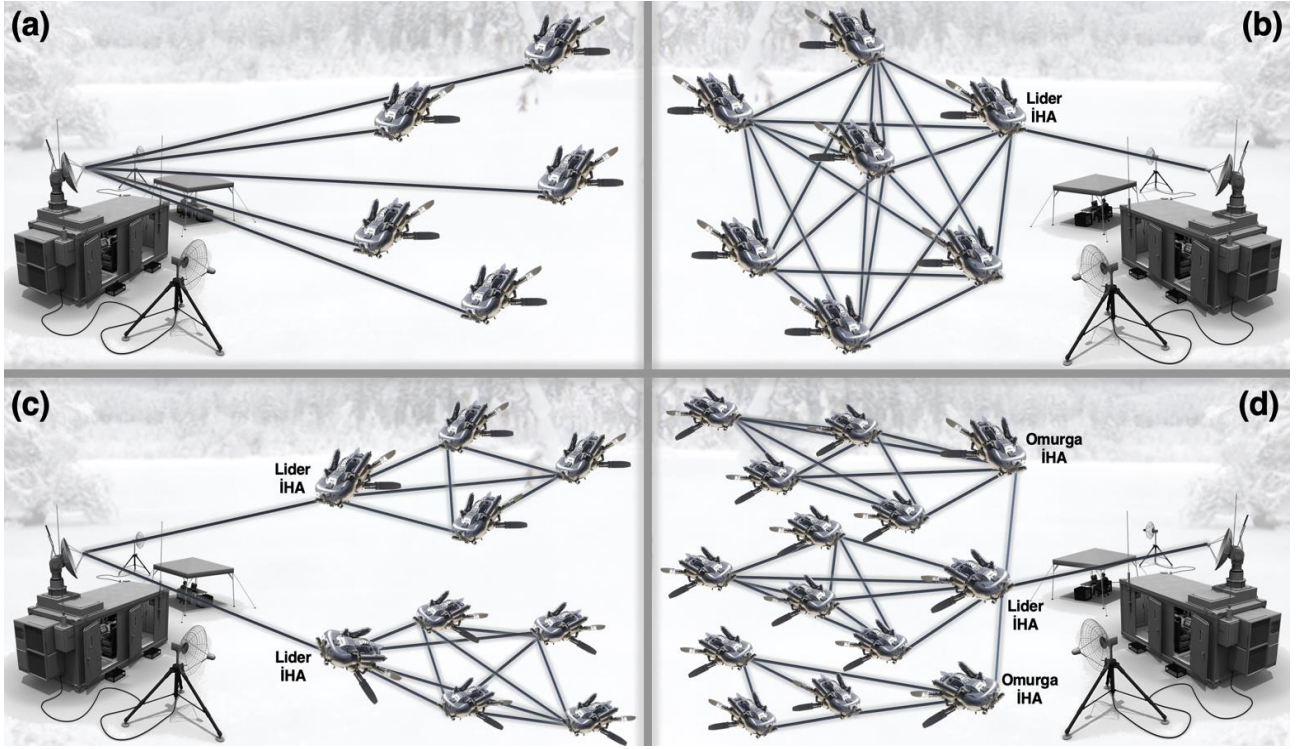
Günümüzde, İHA uygulamaları tek İHA tabanlı olmaktan çıkarak birden fazla İHA'yı içeren iş birliğine dayalı görevlere doğru ilerlemektedir. Bu noktada, sürü davranışı kavramı önem kazanmaktadır. Sürü davranışı, bir görevi yerine getirmek için İHA'ların özerk bir şekilde eylemlerini koordine etmesini ifade etmektedir. Bu fikir, doğal ortamdaki sürülerin davranışlarının yapay sistemlere aktarılmasıyla ortaya çıkmıştır. İHA sistemleri için sürü davranışı, algoritma geliştirme, ağ tasarımı ve robotik sistemler gibi birçok alanda kullanılmaktadır. Ticari endüstride ise kirlilik tespiti, arama kurtarma ve diğer

alanlarda sürü davranışı uygulanmaktadır. Çoklu İHA sistemleri, otomasyon, sensör minyatürleştirme ve ticari seçeneklerdeki gelişmeler sayesinde birçok sektörün İHA kullanımını değiştirmektedir [17,18]. Bunlar, tek bir yüksek maliyetli platform yerine dağıtılmış ve ölçeklenebilir bir yetenek seti sunarak çok çeşitli görevleri yerine getirebilme yeteneğine sahiptir. Özerklik, kitle ve kolektif zekâ gibi özelliklerin bir sürüye entegre edilmesi, İHA'ların insan gücü gereksinimini azaltırken en üst düzeyde kullanılmasını sağlamaktadır. Bugün çoğu İHA, bir uzaktan kumanda istasyonundan kontrol edilmekte ve uzaktan kumandalı İHA sürüleri bile bir pilota ihtiyaç duymaktadır. Ancak, sürülerin insan ve komuta-kontrol açısından yönetilemez hale gelmesiyle birlikte özerklik önemli hale gelmektedir. İHA sürülerinin fiziksel yeteneklerini belirleyen iletişim ve yazılım tasarımı, İHA'ların etkili bir şekilde konuşlandırılmasına ve görev açısından kritik bilgilerin verimli bir şekilde toplanmasına yardımcı olan kontrol stratejilerinin belirlenmesinde kilit bir rol oynamaktadır.

İHA sistemlerinde iletişimle ilgili olarak birçok literatür bulunmasına rağmen [19-22], İHA sürülerinde iletişimle ilgili güncel eğilimler ve sorunlar hakkında çok az çalışma yapılmıştır. Çoklu İHA sistemlerine olan ilginin artması ve tekli İHA sistemlerine göre avantajları göz önüne alındığında, özellikle İHA'lar arasındaki iletişim zorluklarını belirlemek önemlidir. İlk uygulamalar genellikle tek İHA tabanlı olduğu için iletişim mimarisi basit ve anlaşılır olmuştur. Genellikle, yalnızca İHA ile yer istasyonu arasında iletişim bağlantısı olması gerekmektedir. Ancak bazı durumlarda İHA'nın daha geniş bir alana yayılması gerektiğinde birden fazla yer istasyonu kullanılabilir ve İHA'nın yakınındaki yer istasyonu ile iletişim kurması gerekebilir. Ancak o dönemde bile, genel mimari temel oluşturmaktadır. İHA sürüleriyle ilgilenen araştırmacılar, işbirlikçi (cooperative) [23] ve işbirlikçi İHA (collaborative UAVs) [24,25] sürüleri gibi karmaşık görevleri gerçekleştirmeye yönelik artan bir ilgi olduğunu belirtmektedir. İHA'lar arasında güçlü ve güvenilir iletişim, bu işbirlikçi İHA sürülerinde temel ve kritik bir bileşendir. İHA iletişimi konusunda, hücresel altyapının kullanımı gibi bazı araştırmalar olsa da genel olarak araştırma topluluğu İHA iletişimini altyapıdan bağımsız ortamlarda etkinleştirmeyi daha önemli görmektedir. Örneğin, afet yönetimi senaryolarında veya askeri uygulamalarda mevcut altyapının hasar gördüğü veya önceden mevcut olmadığı durumlarda, ad hoc ağlar gibi altyapıya ihtiyaç duymayan ağlar önemli bir rol oynamaktadır [26-28].

Seçilen kablosuz iletişim teknolojisi olarak Wi-Fi'nin sürü insansız hava araçları (İHA'lar) için potansiyel ağ topolojileri keşfedilmektedir. Uçan Özel Ağlar (Flying Ad Hoc Networks- FANET'ler) olarak tasarlanan İHA

sürüleri, merkezi mimariler veya altyapı tabanlı mimariler ve merkezi olmayan mimariler olmak üzere iki kategoriye ayrılabilir. Merkezi olmayan mimariler, bu bölümde daha sonra ele alınacak üç farklı mimariye ayrılmaktadır. İlk ele alınan mimari, Şekil 1a'da gösterilen "merkezi iletişim" mimarisidir. Bu mimari, sürüdeki tüm İHA'larla bağlantılı olan ve iletişimi yöneten merkezi bir düğüm olan yer kontrol istasyonundan oluşmaktadır. İHA'dan İHA'ya mesajlar YKİ (Yer Kontrol İstasyonu) üzerinden yönlendirilerek hedef İHA'ya iletilmektedir. Bu yaklaşım, yer kontrol istasyonu ile doğrudan bağlantılı oldukları için İHA ve yer kontrol istasyonu arasında düşük gecikme avantajı sağlamaktadır. Ancak, mesajların yer kontrol istasyonu aracılığıyla yönlendirilmesi gerektiği için İHA'dan İHA'ya iletişim daha uzun bir gecikmeye tabi olmaktadır. Ayrıca, sürüdeki herhangi bir İHA, yalnızca radyo iletim sisteminin yer kontrol istasyonu ile bağlantısının erişebildiği mesafeye kadar gidebilmektedir. Bu nedenle merkezi iletişim mimarisi sınırlı uçuş menziline etkilenebilmektedir. Diğer merkezi olmayan mimariler kategorisine ait üç mimari, İHA'lar arasındaki iletişimi doğrudan İHA'lar aracılığıyla yönlendirmeyi mümkün kılmaktadır. Bu mimarilerden ilki, "UAV Ad Hoc Network" olarak adlandırılan ve Şekil 1b'de gösterilen "mesh ağ" mimarisidir. Bu mimari, tüm İHA'lar ağ üzerinden mesaj iletmekten sorumlu olan bir Lider İHA'lar tarafından yönlendirilmektedir. Lider İHA'lar, yer istasyonu ile sürü arasında bir paravan görevi görerek sürüdeki diğer İHA'lar arasında bir geçit işlevi görmektedir. Lider İHA'larının biri uzun menzilli iletişim için yer kontrol istasyonuna bağlıyken, diğeri sürünün geri kalanıyla kısa mesafeli iletişimi sağlamak üzere tasarlanmış iki tür alıcı-verici taşımaktadır. Bu sayede geniş bir ağ kapsamı oluşturulabilmektedir. Bu mimari, benzer hız ve hareketlilik modellerine sahip sürüler için en iyi sonucu verirken, lider İHA'nın yalnızca yer kontrol istasyonuna bağlı olması ve sürünün her zaman birbirine yakın olması gibi kısıtlamaları vardır. UAV Ad Hoc Mimarisinin optimum ağ performansı için benzer İHA türlerini gerektiren kısıtlamayı çözmek için, Çok Gruplu İHA Ağı ve Çok Katmanlı İHA Ad Hoc Ağı kullanılmaktadır. Şekil 1c'de gösterilen Çok Gruplu İHA Ağı mimarisinde, ağ İHA tipine göre ayrı gruplara bölünmüş ve her grupta doğrudan yer kontrol istasyonuna bağlı bir Lider İHA bulunmaktadır. Bu sayede, bir grup sabit kanatlı İHA, başka bir grup daha yavaş çok rotorlu İHA'dan bağımsız olarak uçabilmektedir. Bu mimari, merkezi ve merkezi olmayan mimarilerin bir kombinasyonudur, çünkü grup içi iletişim yer kontrol istasyonu olmadan gerçekleşirken, gruplar arası iletişim yer kontrol istasyonu aracılığıyla yönlendirilmelidir. Çok Gruplu İHA Ağı yaklaşımında, yer kontrol istasyonunun getirdiği tek hata noktasını ortadan kaldırmak için, Şekil 1d'de gösterilen Çok Katmanlı İHA Ad Hoc Ağı Lider İHA'lar ile omurga İHA'ların arasında doğrudan iletişime



Şekil 1. İHA'larda iletişim için olası ağ yapılandırmaları.

izin vermektedir. Bu yaklaşımda, her zaman yer kontrol istasyonunun menziline yalnızca bir lider İHA bulunmakta ve omurga İHA'lar, en uzaktaki İHA grubundan gelen mesajları ağ üzerinden iletebilmektedir. Bu sayede ağ alanı kapsamı önemli ölçüde genişlemektedir. Bu çalışmada kullanılan sürü İHA, havadan gözetleme uygulamaları için kullanılacak homojen bir quadcopter kanat yapısına sahip bir İHA sürüsü olduğu için, sürüdeki bireylerin benzer hız ve uçuş modellerine sahip olması İHA Ad Hoc Ağı mimarisini ideal hale getirmektedir.

Nesnelerin İnterneti'nin (IoT) ortaya çıkmasıyla birlikte, artık Bluetooth ağları gibi birkaç iletişim standardıyla ağ ağları etkin hale getirilmektedir [30]. Wi-Fi tabanlı ağlar, IEEE 802.11 standartlarında [31] belirlenen yüksek veri hızları ve menzilleri sayesinde İHA'ların ihtiyaçlarına daha iyi uyum sağlamaktadır. Önceden AUGNet (UAV Ground Network) [32] ve UAVnet [33] gibi İHA'larda Wi-Fi tabanlı Ad-Hoc ağları kullanan çalışmalar olsa da ağların menzil gibi çeşitli sorunları bulunmaktadır. Kafes ağları (Mesh Network) [34], İHA'lar arasında güvenilir iletişimi sağlasa da İHA'lar ile yer istasyonu arasındaki bağlantı daha savunmasız hale gelmektedir. İHA'lar arasındaki mesafe genellikle sınırlı tutulabilirken, yer istasyonu ile İHA arasındaki mesafe kısıtlanamamaktadır. Örneğin, bir grup İHA'nın yer istasyonundan uzakta bir sürü halinde uçuşması tipik bir senaryodur. İHA'lar kendi aralarında Wi-

Fi ağı üzerinden iletişim kurabilse de daha uzak mesafedeki yer istasyonu ağı bir parçası olamamaktadır. Bu durum kesinlikle İHA'lar için bir ağ sınırlayıcısıdır. Bu çalışmanın motivasyonlarından biri de uzun menzilli ve kısa menzilli (Wi-Fi ağı) olmak üzere iki farklı radyo modülünü kullanarak bu sorunu ele almaktır. Yeni bir mimari önerilmekte olup, iletişimin kısa menzilli ve uzun menzilli yönlerini birleştirmektedir. Uzun menzilli telsizler genellikle düşük bant genişliği sağlamakta ve İHA'lar arasında güçlü iç iletişim gerektiren birçok dağıtılmış uygulama için uygun değildir. İHA ve yer istasyonu arasındaki bağlantı söz konusu olduğunda, yer istasyonunda çok fazla veriye ihtiyaç duyulmadığı sürece, bu durum otonom uygulamalarda genellikle uçuş kartında gerçekleşen karar verme süreciyle ilgili bir endişe kaynağı değildir. İHA ve yer istasyonu sadece izleme amacıyla kullanılmaktadır.

Bu çalışmanın bir diğer motivasyonu da ROS ile entegrasyondur. ROS, robotik araştırmalarında yaygın olarak kullanılan bir yazılım platformu ve dağıtılmış modüler mimarisi, aktif geliştirme süreci, işbirlikçi ortamı ve canlı topluluğuyla tanınmaktadır. Genel olarak bu çalışma, ROS'un iletişim mimarisine İHA'lar arasında dağıtık uygulamaların geliştirilmesine olanak sağlayacak şekilde entegre edilmesini ele almaktadır. Bu sayede, altta yatan iletişim mimarisiyle ilgilenmek yerine İHA'ların daha karmaşık görevleri gerçekleştirmelerine

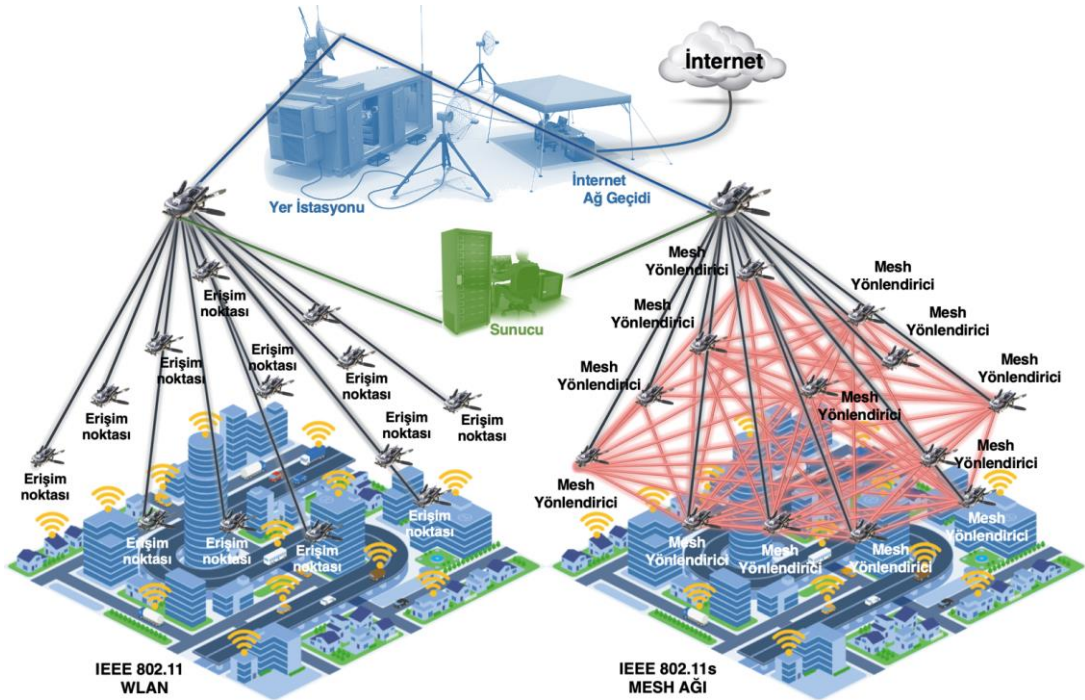
odaklanılabilmektedir. Böylece, sağlam bir iletişim mimarisi oluşturulması hedeflenmektedir. ROS, komut dosyaları, sürücüler, algılama ve hareket planlama gibi çeşitli robotik işlevler için bir dizi araç sunmaktadır. Ayrıca, ROS'un modüler yapısı, İHA'ların farklı sensörlerin, aktüatörlerin ve algoritmaların kullanımına izin vermektedir. Bu nedenle, ROS'a entegre edilmiş bir iletişim mimarisi, İHA sistemlerinin ölçeklenebilirliğini artırmaktadır. Sonuç olarak, bu çalışma, ROS ile entegre edilmiş bir iletişim mimarisi tasarlayarak, İHA'lar arasında dağıtık uygulamaların geliştirilmesinde kolaylık sağlamayı amaçlamaktadır. Bu sayede, İHA sistemlerinin performansı ve ölçeklenebilirliği artırılabilir ve daha karmaşık görevler gerçekleştirilebilir.

Bu çalışmanın geri kalanında, öncelikle İHA'ların ağ mimarisi ele alınarak sürü İHA'larda uzun menzilli ve kısa menzilli haberleşme mimarisi tartışılacaktır. Sistem, kendisi karar verebilen bütünlük bir haberleşme sistemi ile uzun menzilli haberleşme veya kısa menzilli haberleşme kullanacağına karar verecektir. IEEE 802.11, İHA'lar arasında kısa mesafeli iletişim için umut verici bir çözüm olan IEEE 802 LAN protokollerinin bir parçasıdır. Bu protokol, oldukça yüksek veri hızlarına sahiptir ve İHA'lar arasındaki kısa mesafeli iletişim için idealdir. Uzun menzilli iletişim için ise RFD-900x kullanılmaktadır. Bu cihaz, düşük veri hızı ile uzun menzilli iletişim sağlayan bir telsiz sistemidir. Bu sayede, İHA'lar arasındaki uzun mesafeli iletişim gereksinimleri karşılanabilmektedir. Sistem, bütünlük bir haberleşme sistemi kullanarak,

hangi iletişim yönteminin kullanılacağına karar verebilmektedir. Örneğin, İHA'lar arasındaki mesafe ne kadar yakınsa, IEEE 802.11 gibi yüksek veri hızına sahip bir protokol tercih edilebilmektedir. Ancak, İHA'lar arasındaki mesafe arttıkça ve uzun menzilli iletişim gereksinimi ortaya çıktığında, RFD-900x gibi düşük veri hızına sahip bir telsiz sistemine geçilebilmektedir. Bu şekilde, İHA'lar arasında verimli bir haberleşme sağlanabilmekte ve görevler daha etkili bir şekilde gerçekleştirilebilmektedir.

2. İÇ-İLETİŞİM YAPILARI

Bu bölümde, İHA'lar arasındaki iç iletişimi gerektiren bir Wi-Fi ağı oluşturmak için kısa menzilli iletişim mimarisi ve ROS entegrasyonu ele alınmaktadır. Bu mimari IEEE standardı 802.11s'ye dayanmaktadır. IEEE WLAN 802.11 standardı, yüksek bant genişliği sunan ağ hizmetleri için oldukça popüler olsa da merkezi bir mimariye dayanmakta ve her ağ düğümü bir istasyon (ADİ) olarak çalışmaktadır. Basit bir mimariye, bir ağ düğümü Erişim Noktası (EN) olarak görev yapmakta ve diğer ADİ'lerle iletişim sağlamaktadır. Böylece tüm iletişim bağlı oldukları EN üzerinden yönlendirilmektedir. Ancak, kablosuz altyapı ve çok sekmeli ağlara olan talep arttıkça, 802.11 standardı orijinal yapıyı genişleterek örgü ağ mimarisine uyum sağlamak için 802.11s standardını sunmuştur. Şekil 2'de İHA uygulamasında olduğu gibi, 802.11s standardı, 802.11 MAC katmanını genişleterek MAC tabanlı bir çoklu sekme mimarisine olanak tanımaktadır.



Şekil 2. Sürü İHA'ya 802.11 WLAN ve 802.11s mesh ağlarının uygulanması.

Burada kullanılan donanıma ve 802.11s ağının nasıl uygulandığı ele alınmaktadır. open80211s yığını, çoğu Linux makinesinde bulunan eski kablosuz kartlara sahip kullanıcılar için standart mac80211 kablosuz yığınıyla uyumlu bir şekilde uygulanabilmektedir. Ancak, 802.11s örgü ağları oluşturmak için gömülü kablosuz donanım eksikliği bulunmaktadır. Bu durumda, ticari olarak kolayca bulunabilen eski 802.11 donanımıyla 802.11s ağları oluşturmak için OpenWrt çözümü kullanılmıştır. Gerçek yönlendiricilerin örgü ağları gerçekleştirmek için kullanıldığında, her iki yönlendirici de OpenWrt ile uyumlu olup olmadığını kontrol etmek için test edilmiştir. Ayrıca, desteklenen donanımlar listesi referans alınarak karar verilmiştir.

Kullanılan ilk yönlendirici, Tp-Link TL-WR902AC v3 olarak adlandırılan bir yönlendiricidir. Bu yönlendirici, 10/100 Mbps Ethernet bağlantı noktası, 2.0 USB bağlantı noktası ve mikro USB bağlantı noktası gibi özelliklere sahiptir. Mikro USB bağlantı noktası aracılığıyla harici bir güç kaynağına, yani 5V/2A'lık bir güç kaynağına ihtiyaç duymaktadır. Bu cihaz, çift bantlı bir yönlendirici olması için IEEE 802.11ac/n/a @ 5GHz ve IEEE 802.11b/g/n @ 2.4GHz standartlarını destekleyen varsayılan donanım yazılımıyla birlikte gelmektedir. Bu sayede, kablosuz olarak hem 2.4GHz'de 300 Mbps hem de 5GHz'de 433 Mbps'ye kadar hızları destekleyebilmektedir. İletim gücü, 2.4GHz bandında <20dBm ve 5GHz bandında <23dBm'dir. Ancak, cihazın openwrt bağlantı noktası, 5 GHz bandında çalışan cihazları desteklememektedir.

Kullanılan ikinci yönlendirici, Alfa Tube 2H olarak adlandırılan bir yönlendiricidir. Bu yönlendirici, 10/100 Mbps Ethernet bağlantı noktası ve N tipi erkek anten bağlantı noktası gibi özelliklere sahip olması sayesinde harici antenler bağlanabilmektedir. Pasif Power over Ethernet (POE) desteği sağlar ve ethernet portu üzerinden kendisi çalışmaktadır. Tp-Link cihazından farklı olarak, sadece 2.4GHz bandında çalışan ve IEEE 802.11b/g/n standardını destekleyen tek bantlı bir yönlendiricidir. Kablosuz olarak 150 Mbps'ye kadar hızları destekleyebilmektedir. İletim gücü 500mW veya 27dBm'ye kadar çıkabilmektedir. Alfa Tube 2H, WR902AC'ye kıyasla daha yüksek bir iletim gücüne ve menzile sahiptir. Alfa Tube 2H'nin iletim gücü 27dBm'ye kadar çıkabilirken, WR902AC yalnızca 20dBm'ye kadar iletim gücünü desteklemektedir. Ayrıca, Tube 2H, harici antenlerin kullanılabilirdiği ve cihazın menzilini daha da artırabilen bir yapıya sahiptir.

OpenWrt, tam teşekküllü bir işletim sistemi olduğu için ağ için kablosuz cihazların yapılandırılmasında büyük esneklik sağlamaktadır. Sistemin izin yapısı, normal Linux dağıtımlarına oldukça benzer, sadece küçük

değişiklikler içermektedir. Örneğin, farklı alt sistemler için tüm yapılandırma dosyaları genellikle /etc/config klasöründe bulunmaktadır. Bu dosyaları düzenlemek ve ilgili hizmetleri veya tüm sistemi yeniden başlatmak, sistem yapılandırmasını etkilemektedir. Yönlendiriciyi bir Wi-Fi erişim noktasına bağlamak için öncelikle /etc/config/wireless içinde istemci modunda bir cihaz arabirimi oluşturulması gerekmektedir. Bunun yanı sıra erişim noktasının SSID'sini belirtmek ve gerekirse kimlik doğrulaması sağlamak gerekmektedir. Ardından, oluşturulan cihaz için bir ağ arayüzü oluşturulması ve eğer statik bir IP adresi kullanılacaksa bunu atanması veya DHCP gibi seçenekleri /etc/config/network.conf dosyasında belirtilmesi gerekmektedir. Sistemin veya ağ hizmetlerinin yeniden başlatılması, yönlendiriciyi belirtilen erişim noktasına bağlamaktadır.

Bu çalışmanın bir motivasyonu, iletişim mimarisini ROS'a entegre etmektir. ROS, birden fazla makinede kolayca çalıştırılabilen esnek bir çerçeve sunmaktadır. ROS, geleneksel OSI katmanlarındaki uygulama katmanıyla uyum sağlamaktadır. ROS konuları ve hizmetlerinde TCP/IP kullanılarak mesaj gönderilip alınmaktadır. Bu nedenle, makinelere bir TCP/IP yığını kurulu olduğu ve aralarında bir ağ olduğu sürece, bu makinelerde ROS kurmak önemsizdir. Standart bir kurulum, bir makineyi ROS yöneticisi olarak belirlemekle başlamaktadır. Bunun için, ROS MASTER URI çevresel değişkenini diğer makinelerde atanmış yöneticinin IP adresine ayarlamak gerekmektedir. Ancak, bu kurulum uygulama katmanında bir yıldız konfigürasyonu oluşturmaktadır. Standart bir şekilde birden fazla makinede ROS çalıştırıldığında, bir makine ROS yöneticisi olarak belirlendiğinde, düğümler arasındaki iletişim ROS yöneticisi aracılığıyla koordine edilmektedir. Bu hem bant genişliği hem de gecikme açısından verimsiz olabilmektedir. Ayrıca, ana düğüme herhangi bir nedenle erişilemezse, tüm sistem etkilenmektedir. Bu nedenle, tüm ana makinelerin ROS yöneticisi olarak çalışabileceği ve diğer ana bilgisayarlara ROS konularına ve hizmetlerine erişebilecekleri çok yöneticili bir ROS sürümünün uygulanması daha mantıklı olmaktadır.

3. YER KONTROL İSTASYONU İLETİŞİMİ

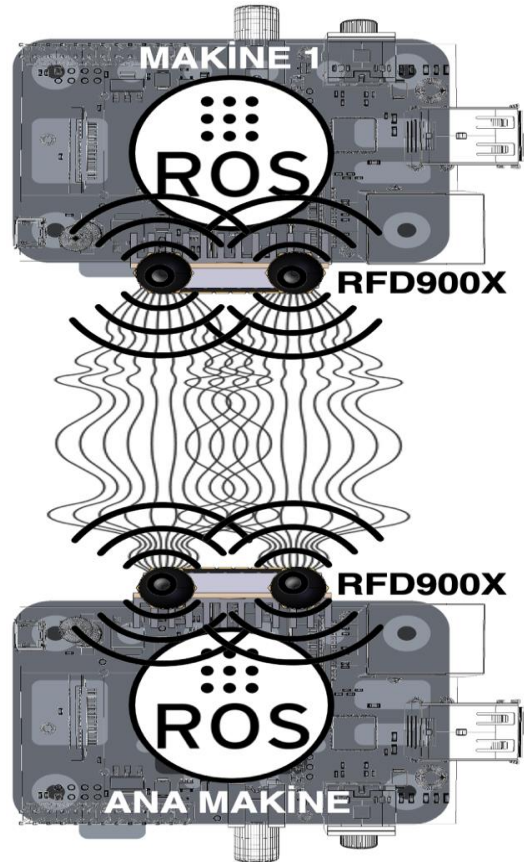
Bu bölümde, yer istasyonu ile İHA'lar arasındaki iletişimi sağlamak amacıyla tasarlanan uzun menzilli iletişim mimarisi ve bu mimarinin örgü ağ ve ROS ile nasıl entegre edildiği ele alınmaktadır. Uzun menzilli iletişim için, mevcut çözümler arasında 900MHz spektrumuna dayalı telsizler oldukça popülerdir. Bu popülerlik, 2.4GHz radyolara kıyasla daha fazla tercih edilmelerinin nedenlerinden biridir. İlk olarak, 2.4GHz telsizlerin yol kaybı 900MHz telsizlere göre daha yüksek olduğundan,

uzun mesafelerde alınan sinyal gücünün önemli ölçüde azalması gerçeği bulunmaktadır. Ancak, yüksek kazançlı yönlü antenlerin kullanılmasıyla, bu iki spektrum arasındaki sinyal gücü farkı ortadan kaldırılabilir ve hatta tersine çevrilebilmektedir. Bu durum, 2.4GHz telsizleri statik noktadan noktaya bağlantılarda 900MHz telsizlerden daha uygun hale getirirken, 900MHz telsizlerin hala 2.4GHz telsizlere kıyasla çok daha uzun menzile sahip olduğu görülmektedir. İkinci olarak, 2.4GHz spektrumu engeller karşısında daha savunmasızken, 900MHz spektrumu bu tür durumlarda daha sağlam bir performans sergilemektedir. Önemli bir nokta ise, 2.4GHz donanımının çoğunun 802.11 tabanlı Wi-Fi çözümlerine dayandığıdır. Ancak, 802.11, kısa menziliyle iç mekân kullanımı için tasarlanmış olsa da uzun mesafelerde kullanım için yetersiz kalmaktadır. Bu nedenle, uzun mesafeli iletişim için genellikle 802.11 yerine özel protokol yığınları kullanılmaktadır. Ancak, bu özel protokol yığınları genellikle maliyetli olup modüllerin fiyatını artırmaktadır. Sonuç olarak, 900MHz telsizler, uzun mesafeli iletişim için umut verici bir çözüm sunmaktadır. Bununla birlikte, 2.4GHz çözümlere kıyasla genellikle daha düşük bant genişliği sunmaları bir dezavantaj oluştursa da çoğu uygulamada, yer istasyonunda çok fazla veri talep edilmediği sürece bu durum bir sorun teşkil etmemektedir.

Bahsedilen RFD900X telemetri modülü, 902-928 MHz frekans aralığında çalışan, 1 dBm'lik adımlarla 30 dBm'ye kadar seçilebilir iletim gücüne izin veren bir modüldür. Ayrıca, 4 Kbps'den 500 Kbps'ye kadar çoklu hava veri hızlarını ve 9600'den 100000'e kadar çoklu baud hızlarını desteklemektedir. Modülün menzili, antenlere bağlı olarak görüş hattı koşullarında 50 km'den fazla olabilmektedir. Bu modüller, AT komutları kullanarak çeşitli parametreleri yapılandırmanıza olanak sağlamaktadır. NETID, SERIAL SPEED, AIR SPEED gibi parametrelerin her iki telsizde aynı olması gerekmektedir. Aynı NETID'ye sahip olan telsizler birbirleriyle iletişim kurabilmektedir. Seri UART arayüzüne giren herhangi bir veri, diğer telsizin seri arayüzünden alınabilmektedir. Modüllerin varsayılan olarak eşler arası sabit yazılım ile birlikte geldiği belirtilmektedir. Ancak yanıp sönebilen 'Modem Araçları (Modem Tools)' adlı bir GUI programı tarafından yüklenebilen senkron örgü ve eşzamansız ağ olmak üzere iki farklı aygıt yazılımı da bulunmaktadır. Farklı NETID'lere sahip radyo çiftleri, yalnızca aynı NETID'ye sahip radyolarla veri iletebilmekte ve alabilmektedir. Birden fazla farklı NETID'e sahip radyo çiftine sahip olsanız dahi toplam radyo sayısı arttıkça parazit ve iletilen verideki hatalar da artabilmektedir.

Wifi ağı ve RFD'lerin tüm mimariye dahil edildiği durumda, ana makineler tarafından çalıştırılan wifi yönlendiriciler, ROS çalıştıran ana makineler arasında bir

ağ oluşturmaktadır. Bu sayede herhangi bir ana makineye, istenildiği kadar başka bir ana makineden erişilebilmektedir. İletişimi sağlamak için kafes ağı, İHA'lar üzerindeki ana makineler arasında kullanılmaktadır. Ancak yer istasyonu, uzakta ve ağ menzili dışında olabilmektedir. Bu nedenle İHA'lar ile yer istasyonu arasındaki iletişim ağı tarafından sağlanamamaktadır. Bu noktada Şekil 3'te gösterildiği gibi RFD'ler devreye girmektedir. Ancak RFD'lerin düşük veri hızı nedeniyle İHA'lar tarafından yere gönderilen veriler minimum seviyede olmaktadır. Ayrıca, tüm İHA'lar aynı anda yer istasyonuna veri göndermeye çalışıyorsa sistem yavaşlayabilmektedir. Bu nedenle, herhangi bir zamanda yer istasyonuna veri ilemediği bir mimari bulmak gerekmektedir. İHA'lardan biri lider olarak belirlenir ve diğer İHA'ların verilerini yer istasyonuna göndermektedir. Lider, örgü ağı üzerinden diğer İHA'ların verilerine erişebilmektedir. Tüm İHA'ların her zaman ağa bağlı olduğu ve liderin gerektiğinde verilere erişebildiği varsayılmaktadır. Ancak bazı İHA'lar ağ menzili dışında olabilmekte veya lider kendisi menzil dışına çıkarak diğer İHA'larla bağlantısını kesmektedir. Bu nedenle, önerilen mimari bu sorunları çözmek için genişletilmelidir. İki önerilen mimariden ilki, yalnızca bir liderin bulunduğu "Statik Lider" mimarisine dayanmakta ve diğer İHA'lar liderin üzerinden ağa erişebilmektedir.



Şekil 3. ROS seri arayüzü serialros'un kullanılması.

İkinci mimari ise "Dinamik Lider" mimarisi olarak adlandırılmakta ve eksiklikleri gidermek için tasarlanmıştır. ROS'un mimariye nasıl uyduğu ve ROS için yazılması gereken arayüzlerin ele alınması gerekmektedir. İHA'ların ana makinelerinde çalışan ROS, yerleşik otopilot ile iletişim halinde olan çeşitli sensörlere bağlı olarak tüm sensör verilerini ve İHA'ların durumunu yayınlamaktadır. Ayrıca, otomatik pilota erişimi olan çeşitli ROS hizmetlerini çağırılmaktadır. Amacı, tüm İHA'ların ihtiyaç duyduğu verileri yer istasyonunda kullanılabilir hale getirmektir. RFD'ler seri radyolar olmasının yanı sıra bir TCP/IP protokol yığına sahip olmadıkları için kolayca ROS'a entegre edilememektedir. Bu nedenle ROS için kendi seri arayüzünün yazılması gerekmektedir. Bu arayüz, herkesin kendi uygulamalarında kullanabileceği bir paket olarak bağımsız bir açık kaynak ROS düğümü olarak yazılmıştır ve "serialros" olarak adlandırılmaktadır. "Serialros" paketi, seri iletişim bağlantısı üzerinden isteğe bağlı ros konularını göndermeye ve almak için kullanılmaktadır. Ayrıca, seri bağlantı üzerinden ros hizmetlerine erişim sağlamaktadır. Düğüm başlatıldığında, seri bağlantı noktasını izlemekte ve gelen mesajları yerel makinede karşılık gelen konulara yayınlamaktadır. Ancak, yayınlanan konuların ros mesajlarını seri port üzerinden iletebilmek adına konunun bir yapılandırma dosyasında belirtilmesi gerekmektedir. Benzer şekilde, yerel makinede erişilmek istenen uzak makinenin servislerinin de yapılandırma dosyasında belirtilmesi gerekmektedir.

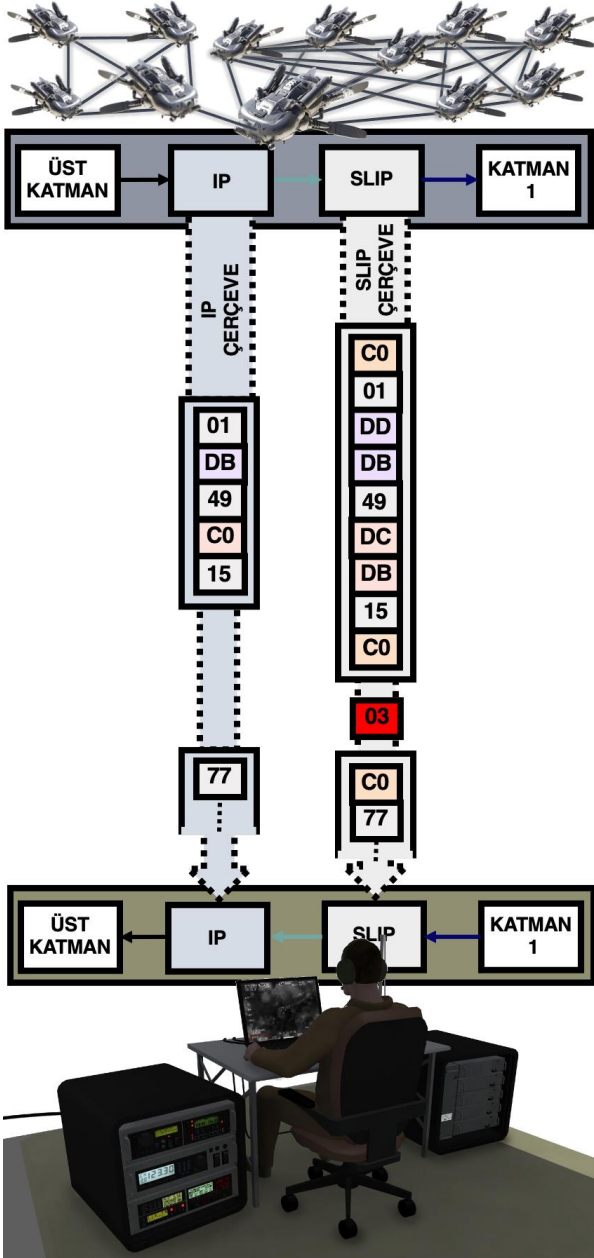
4. BAĞLI/ÇOKLU İLETİŞİM SİSTEMİ

Bu bölümde, yer istasyonu ve İHA'lar arasındaki iletişim için özel olarak tasarlanan entegre iletişim sistemi (EİS) ve örgü ağ entegrasyonu ele alınmaktadır. Bütünleşik bir haberleşme sistemi sayesinde sürü, kendi karar mekanizmasıyla istediği zaman uzun veya kısa menzilli iletişim sağlayabilmektedir. Entegre iletişim sistemi, İHA'nın yardımcı kartından gelen sensör verilerini içeren bir yardımcı kart ile donatılmıştır. Yardımcı kart, iletişim için en uygun yolun seçilmesinde akıllı bir karar verebilmektedir. IEEE 802.11, yüksek veri hızlarına sahip İHA'lar arasında kısa mesafeli iletişim için umut verici bir çözüm olan IEEE 802 LAN protokollerinin bir parçasıdır. Uzun menzilli iletişim için ise RFD-900x kullanılmaktadır. Bu sistemler, düşük veri hızıyla uzun menzilli iletişimi mümkün kılar. Yol kararı, sinyal gücüne göre alınır. Yardımcı kart, İHA'lara ping gönderir. Alındı bilgisi geldiğinde yardımcı kart, Wi-Fi aracılığıyla bu yüksek güçlü sinyali İHA'ya bağlar. Ters durumda ise iletişim için RFD900x üzerinden bağlantı kurar. Kısa menzilli iletişim ağı tasarımında kullanılan IEEE 802 LAN protokol seti, Wi-Fi iletişim ağının oluşturulmasına yardımcı olurken, uzun menzilli iletişim ağını kurmak için yardımcı kartın IP tabanlı bir cihaz olmasına karşın RFD900x radyo modülünün IP tabanlı olmayan bir seri cihaz olması

nedeniyle doğrudan uyumluluk sağlanamamaktadır. Bu nedenle, RFD900x ile uzun menzilli iletişimi ayarlamak için IP (IP-Over-USB) konsepti USB üzerinden kullanılmaktadır. UAV Swarm ağı için USB üzerinden TCP/IP iletişimini gerçekleştirmek için Seri Hat İnternet Protokolü (Serial Line İnternet Protocol-SLIP) kullanılmaktadır. SLIP'in kullanılmasının sebepleri arasında, IP desteklemesi, birçok mikrodenetleyicide kullanıma uygun olması, mevcut dial-up bağlantılarını ve telefon hatlarını yeniden kullanabilmesi gösterilebilmektedir. SLIP, IP datagramlarını seri hat boyunca iletmek için çok basit bir protokol kullanarak, IP'nin seri bağlantı üzerinden çalışmasına izin vermek adına bir veri bağlantı katmanı protokolü olarak kullanılmaktadır. SLIP ile veri iletimi, gönderilecek verilerden oluşan ve ardından bir iletim sonu karakteri (END karakteri, ASCII kodu 192) içeren bir çerçevelenme işlemiyle gerçekleştirilir.

IP datagramları, IP katmanından SLIP'e iletilmektedir. Bu işlem sayesinde datagramlar baytlara bölünmekte ve bağlantı üzerinden tek tek gönderilmektedir. Datagramın son baytıdan önce ve ilk bayttan önce "END" karakteri ("192" değeri) gönderilmektedir. Sondaki "END" karakteri, alıcı cihaza datagramın sonlandığını bildirmektedir. Başlangıçtaki "END" karakteri ise datagramın başlangıcını net bir şekilde diğer verilerden ayırmaktadır. Bu, alıcının datagramları gürültüden ayırt etmesine yardımcı olmaktadır. Ayrıca, ondalık değeri 219 olan özel bir "Escape" karakteri (ESC) tanımlanmıştır. Eğer gönderilecek bir bayt "192" ise, "219 220" ile değiştirilmektedir. Eğer gönderilecek bir bayt "219" ise, "219 221" ile değiştirilmektedir. Şekil 4'te görüldüğü gibi, IP datagramları ikinci katmandaki SLIP yazılımına iletilmektedir. Bu örnekte yalnızca beş baytlık basitleştirilmiş bir datagram gösterilmiştir. Datagramlar "END" karakterleriyle çevrelenerek çerçevelenmektedir (turuncu renkle gösterilir, onaltılık değer C0h). Özel karakterler DBh ve C0h'nin yerine iki baytlık diziler almaktadır. Parantez içindeki "END" karakterleri, alıcı aygıtı gürültü baytı (kırmızı renkle gösterilen 03h) gerçek veri biriminin bir parçası yerine ayrı bir IP datagramı olarak algılamaya zorlamaktadır. IP katmanına geçtiğinde bu baytlar reddedilmektedir.

SLIP, birçok kolaylık sağlasa da bazı yetersizliklere sahip olmaktadır. İlk olarak, "Standartlaştırılmış Datagram Boyutu Belirtimi" için bir standart bulunmaması dezavantajlıdır. SLIP'in desteklediği maksimum datagram boyutu standartlaştırılmamış ve uygulamaya bağlı olmaktadır. Genellikle kabul edilen varsayılan boyut 1006 bayttır. Farklı bir boyut kullanılıyorsa, bu boyutun IP katmanına programlanması gerekmektedir. Bir diğer yetersizlik, "Hata Tespit/Düzeltilme Mekanizması" olmamasıdır. SLIP, iletimlerdeki hataları tespit etmemekte



Şekil 4. Veri çerçevesi paketleme işlemi.

veya düzeltmek için herhangi bir mekanizma sağlamamaktadır. Hatalar genellikle daha yüksek katmanlarda, tüm bir datagram gönderildikten ve alıcıya ulaştıktan sonra tespit edilmektedir. Hata düzeltme, bozulan bir datagramın yeniden gönderilmesi şeklinde gerçekleştirilmektedir. Bu, seri bağlantıların genellikle normal LAN bağlantılarından daha yavaş olduğu düşünüldüğünde verimsiz bir yöntem olarak çıkmaktadır. "Adres Keşif Yöntemi" de bir başka yetersizliktir. SLIP, noktadan noktaya bağlantı özelliğinden dolayı ikinci katmanda adresleme gerektirmemektedir. Yani sadece iki cihaz arasında iletişim vardır ve her mesajın hedef alıcısı belli olmaktadır. Ancak, yönlendirme için cihazların birbirlerinin IP adreslerini öğrenmesi üçüncü katmanda

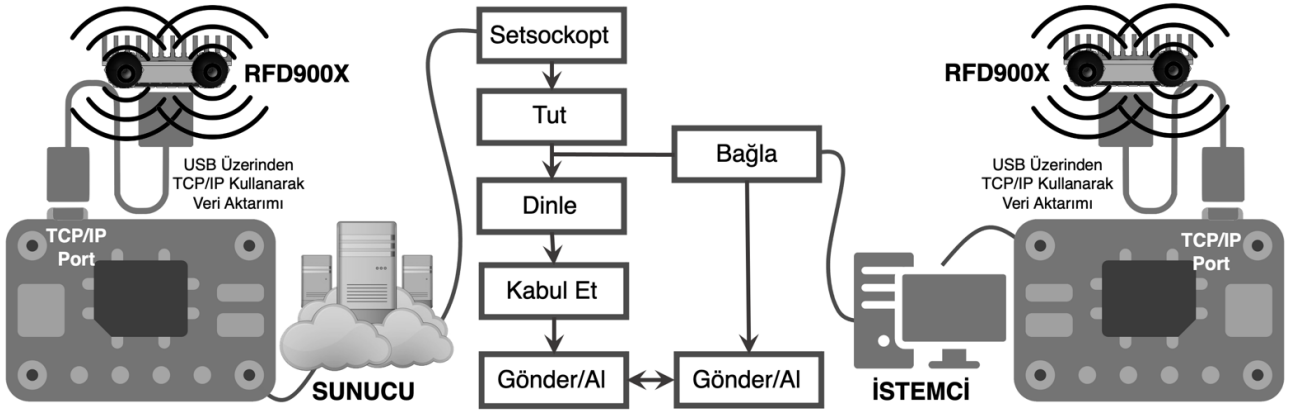
gereklidir. SLIP bu konuda bir yöntem sunmamaktadır. Ayrıca, "Sıkıştırma Desteği" de sağlanmamaktadır.

Sıkıştırma, yavaş seri hatlardaki performansı artıran diğer teknolojilere kıyasla etkili olsa da SLIP, sıkıştırma özelliği sağlamamaktadır. Modemler genellikle seri bağlantılar için birinci katmanda sıkıştırmayı desteklerken, SLIP bunu sağlamamaktadır. Ayrıca, Sıkıştırılmış SLIP veya CSLIP adı verilen bir SLIP varyantı 1980'lerin sonlarında oluşturulmuş olmasına rağmen, yaygın olarak kullanılan standart SLIP kadar yaygın olmaktadır. Son olarak, "Güvenlik" konusunda yetersizlikler mevcut olmaktadır. SLIP, bağlantıların kimlik doğrulaması veya verilerin şifrelenmesi için herhangi bir yöntem sağlamamaktadır. Bu da temel güvenlik önlemlerinin sağlanmadığı anlamına gelmektedir.

Socket programlama, ağ üzerindeki iki düğüm arasında iletişim kurmanın bir yolunu ifade etmektedir. Bir socket, belirli bir IP adresindeki bağlantı noktasını dinlerken, diğer socket ise bu bağlantıyı kurmak için diğerine ulaşmaktadır. İstemci, sunucuya ulaşırken sunucu bir dinleyici socketi oluşturmaktadır. Socket programlama, USB üzerinden TCP/IP için de kullanılmaktadır. Şekil 5'de gösterildiği gibi, "Server Soketi" ve "Client Soketi" oluşturularak belirli bir bağlantı noktasına bağlanmayı sağlamaktadır. Bu sayede Socket programlama kullanılarak veriler seri RFD900x cihazına gönderilebilmektedir.

5. SONUÇ ve TARTIŞMA

Bu çalışmada, İHA'larda kullanılan hazır donanım ekipmanları kullanarak yeni bir iletişim mimarisi önerilmiş ve uygulanmıştır. Bu mimari hem kısa menzilli hem de uzun menzilli iletişim sistemlerini harmanlayan bir iletişim ağı sunmaktadır. Kısa menzilli iletişim için Wi-Fi yönlendiricileri kullanarak İHA'lar arasında bir Wi-Fi mesh ağı gerçekleştirilmiştir. Bu sayede, sürü oluşumu, yerelleştirme, işbirlikçi arama gibi dağıtılmış uygulamalar için sağlam ve güvenilir bir iletişim sağlanmıştır. Entegre iletişim sistemi ise uygun koşullara göre uzun veya kısa menzilli yolu otomatik olarak seçebilecek kadar akıllı bir sistemdir. Eğer İHA'lar arasındaki mesafe yakınsa ve herhangi bir onay alınırsa veriler Wi-Fi üzerinden iletilirken, onay alınmadığında veriler RFD900x telsiz modülleri aracılığıyla USB protokolü üzerinden TCP/IP kullanılarak aktarılmaktadır. Gelecekteki çalışmalarda, öncelikle bu mimarinin güvenilirliğini artırmak üzere kapsamlı dış mekân testleri yapılması planlanmaktadır. Ayrıca, farklı telsiz modülleri ile benzer bir mimarinin uygulanması da diğer bir gelecek çalışma konusudur. Bu çalışma, İHA'ların haberleşme sistemlerindeki zorlukları ele alarak yenilikçi bir yaklaşım sunmuştur. Bu şekilde, sürü İHA uygulamalarında daha güvenilir ve etkili bir iletişim sağlanarak daha karmaşık görevler gerçekleştirilebilmektedir.



Şekil 5. USB iletişim protokolü üzerinden haberleşme.

6. REFERANSLAR

- [1] H.Nawaz, H.M.Ali, A.A.Laghari "UAV Communication Networks Issues: A Review" Archives of Computational Methods in Engineering cilt 28, no 3, 2021, s. 1349–1369.
- [2] I.Jawhar, N.Mohamed, J.Al-Jaroodi, D.P.Agrawal, S.Zhang "Communication and Networking of UAV-Based Systems: Classification and Associated Architectures" Journal of Network and Computer Applications cilt 84, 2017, s. 93–108.
- [3] M.Mozaffari, W.Saad, M.Bennis, Y.H.Nam, M.Debbah "A Tutorial on Uavs for Wireless Networks: Applications, Challenges, and Open Problems" IEEE Communications Surveys & Tutorials cilt 21, no 3, 2019, s. 2334–2360.
- [4] G.Asaamoning, P.Mendes, D.Rosário, E.Cerqueira "Drone Swarms as Networked Control Systems by Integration of Networking and Computing" Sensors cilt 21, no 8, 2021, s. 1-23.
- [5] X.Chen, J.Tang, S.Lao "Review of Unmanned Aerial Vehicle Swarm Communication Architectures and Routing Protocols" Applied Sciences cilt 10, no 10, 2020, s. 1-23.
- [6] T.Huynh-The, Q.V.Pharm, T.V.Nguyen, D.B.D.Costa, D.S.Kim, "RF-UAVNet: High-Performance Convolutional Network for RF-Based Drone Surveillance Systems" IEEE Access cilt 10, 2022, s. 49696-49707.
- [7] X.Jiang "Covert Communication in UAV-Assisted Air-Ground Networks" IEEE Wireless Communications cilt 28, no 4, 2021, s. 190-197.
- [8] L.Davoli, E.Pagliari, G.Ferrari "Hybrid LoRa-IEEE 802.11s Opportunistic Mesh Networking for Flexible UAV Swarming" Drones cilt 5, no 2, 2021, s. 1-21.
- [9] O.M.Bushnaq, A.Chaaban, T.Y.Al-Naffouri "The Role of UAV-IoT Networks in Future Wildfire Detection" IEEE Internet of Things Journal cilt 8, no. 23, 2021, s. 16984-16999.
- [10] R.A.Nazib, S.Moh "Routing Protocols for Unmanned Aerial Vehicle-Aided Vehicular Ad Hoc Networks: A Survey" IEEE Access cilt 8, 2020, s. 77535-77560.
- [11] D.S.Lakew, U.Sa'ad, N.N.Dao, W.Na, S.Cho "Routing in Flying Ad Hoc Networks: A Comprehensive Survey" IEEE Communications Surveys & Tutorials cilt 22, no 2, 2020, s. 1071-1120.
- [12] J.Guo "ICRA: An Intelligent Clustering Routing Approach for UAV Ad Hoc Networks" IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems cilt 24, no. 2, 2023, s. 2447-2460.
- [13] H.S.Lee, B.S.Shin, J.A.Thomasson, T.Wang, Z.Zhang, X.Han "Development of Multiple UAV Collaborative Driving Systems for Improving Field Phenotyping" Sensors cilt 22, no 4, 2022, s. 1-18.
- [14] Z.Dai, Y.Zhang, W.Zhang, X.Luo, Z.He "A Multi-Agent Collaborative Environment Learning Method for UAV Deployment and Resource Allocation" IEEE Transactions on Signal and Information Processing over Networks cilt 8, 2022, s. 120-130.
- [15] I.A.Ridhawi, O.Bouachir, M.Aloqaily, A.Boukerche "Design Guidelines for Cooperative UAV-supported Services and Applications" ACM Computing Surveys cilt 54, no 9, 2021, s. 1-35.
- [16] M.H.M.Ghazali, K.Teoh, W.Rahiman "A Systematic Review of Real-Time Deployments of UAV-Based LoRa Communication Network" IEEE Access cilt 9, 2021, s. 124817-124830.
- [17] G.Asaamoning, P.Mendes, D.Rosário, E.Cerqueira "Drone Swarms as Networked Control Systems by Integration of Networking and Computing" Sensors cilt 21, no 8, 2021, s. 1-26.
- [18] H.Nawaz, H.M.Ali, A.A.Laghari "UAV Communication Networks Issues: A Review" Archives of Computational Methods in Engineering cilt 28, no. 3, 2021, s. 1349-1369.
- [19] J.Tang, H.Duan, S.Lao "Swarm Intelligence Algorithms for Multiple Unmanned Aerial Vehicles Collaboration: A Comprehensive Review" Artificial Intelligence Review cilt 7, no 2, 2022, s. 1-7.
- [20] A.P.Castro, D.Rivero, A.Pazos, E.F.Blanco "A Review of Artificial Intelligence Applied to Path Planning in UAV Swarms" Neural Computing & Applications cilt 34, no 1, 2022, s. 153–170.
- [21] M.F.Aslan, A.Durdu, A.Yusefi, K.Sabancı, C.Sungur "A Tutorial: Mobile Robotics, SLAM, Bayesian Filter, Keyframe

Bundle Adjustment and ROS Applications” Koubaa, A. (eds) Robot Operating System (ROS). Studies in Computational Intelligence, cilt 962. Springer, Cham, 2021.

[22] V.S.Ajith, K.G.Jolly “Unmanned Aerial Systems in Search and Rescue Applications with Their Path Planning: A Review” Journal of Physics: Conference Series cilt 2115, no 1, 2021, s. 1-10.

[23] S.M.S.M.Daud, M.Y.P.M.Yusof, C.C.Heo, L.S.Khoo, M.K.C.Singh, M.S.Mahmood, H.Nawawi “Applications of Drone in Disaster Management: A Scoping Review” Science & Justice cilt 62, no 1, 2022, s. 30-42.

[24] N.Delavarpour, C.Koparan, J.Nowatzki, S.Bajwa, X.Sun "A Technical Study on UAV Characteristics for Precision Agriculture Applications and Associated Practical Challenges" Remote Sensing cilt 13, no 6, 2021, s. 1-21.

[25] L.P.Osco, J.M.Junior, A.P.M.Ramos, L.A.C.Jorge, S.N.Fatholahi, J.A.Silva, E.T.Matsubara, H.Pistori, W.N.Gonçalves, J.Li “A Review on Deep Learning in UAV Remote Sensing” International Journal of Applied Earth Observation and Geoinformation cilt 102, no 102456, 2021, s. 1-9.

[26] S.Asadzadeh, W.J.Oliveira, C.R.S.Filho “UAV-Based Remote Sensing for the Petroleum Industry and Environmental Monitoring: State-of-the-Art and Perspectives” Journal of Petroleum Science and Engineering cilt 208, no 109633, 2022, s. 1-12.

[27] A.Misra, S.Jayachandran, S.Kenche, A.Katoch, A.Suresh, E.Gundabattini, S.K.Selvaraj "A Review on Vertical Take-Off and Landing (VTOL) Tilt-Rotor and Tilt Wing Unmanned Aerial Vehicles (UAVs)" Journal of Engineering cilt 2022, 2022, s. 1-27.

[28] R.Chaurasia, V.Mohindru "Unmanned Aerial Vehicle (UAV): A Comprehensive Survey" Unmanned Aerial Vehicles for Internet of Things (IoT): Concepts, Techniques, and Applications cilt 1, 2021, s. 1-27.

[29] M. Sabour, P.Jafary, S.Nematiyan “Applications and Classifications of Unmanned Aerial Vehicles: A Literature Review with Focus on Multi-Rotors” The Aeronautical Journal cilt 127, no 1309, 2023, s. 466-490.

[30] M.Idrissi, M.Salami, F.Annaz “A Review of Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles: Applications, Architectural Design

and Control Algorithms” Journal of Intelligent Robotic Systems cilt 104, no 22, 2022, s. 1-11.

[31] A.Israr, E.H.Alkhamash, M.Hadjouni "Guidance, Navigation, and Control for Fixed-Wing UAV" Mathematical Problems in Engineering cilt 2021, 2021, s. 1-18.

[32] V.Kumar, R.Sharma, S.Sharma, S.Chandel, S.Kumar "A Review on Design Methods of Vertical Take-off and Landing UAV Aircraft" IOP Conference Series: Materials Science and Engineering cilt 1116, no 1, 2021, s. 1-12.

[33] P.S.Ramesh, M.L.Jeyan “Mini Unmanned Aerial Systems (UAV) - A Review of the Parameters for Classification of a Mini UAV” International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace cilt 7, no 3, 2020, s. 37-49.

[34] T.Elijah, R.S.Jamisola, Z.Tjiparuro, M.Namoshe "A Review on Control and Maneuvering of Cooperative Fixed-Wing Drones" International Journal of Dynamics and Control cilt 9, no 3, 2021, s. 1332-1349.

7. ÖZGEÇMİŞ

Muhammed Miraç Özer Tarsus Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi bünyesindeki İnsansız/Akıllı Sistemler Laboratuvarı’nda 2021 yılından bu yana araştırma asistanı olarak çalışmaktadır. Mevcut araştırma alanları arasında insansız sistemlerin aviyonik tasarımı ve sürü İHA sistemleri bulunmaktadır.

Dr. Murat Bakırcı yüksek lisans ve doktora derecelerini Old Dominion Üniversitesi’nden (Virginia, ABD) aldı. Yüksek eğitimi sırasında Transportation Research Institute, Virginia Modeling Analysis & Simulation Center, Collaborative Autonomous Systems Lab, ve Institute of Micro/Nanotechnology’de araştırma asistanı ve mühendis olarak görev yaptı. Halen Tarsus Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesinde öğretim görevlisi olarak görev yapmaktadır. 2021 yılından bu yana faaliyet gösteren İnsansız/Akıllı Sistemler Laboratuvarı’nın kurucu yöneticisidir. Araştırma alanları arasında insansız sistemler, akıllı ulaşım sistemleri, robotik, aviyonik, MEMS sensör uygulamaları ve mikro/nanoakışlı sistemler bulunmaktadır.

MİLLİ MUHARİP UÇAĞI PROGRAMI BAŞLANGIÇ DÖNEMİ (2010-2016)

Özcan Ertem

Oregon Eyalet Üniversitesi, Corvallis, Oregon, 97331, ABD
ozcan.ertem@oregonstate.edu

Özet: Bu bildiri, Savunma Sanayi İcra Komitesi (SSİK) kararıyla o dönemki unvanıyla Savunma Sanayi Müsteşarlığı (SSM) ve Hava Kuvvetleri Komutanlığı (HvKK) tarafından, TAI (TUSAŞ) firmasına Ana Yüklenici olarak verilen Milli Muharip Uçak Programının kurgulanmasından, kavramsal tasarım aşamasının yürütülmesi ve ön tasarım aşamasının başına kadarki süreç (2010-2016) anlatılmaktadır.

1. PROGRAMIN ÖNCESİ

MMU fikrinin doğduğu 2010 yılı, havacılık mühendisliğinde atılım yapılan yeni bir dönemi işaret ediyordu. TAI'de Helikopter, Uzay Sistemleri ve Uçak Yapısalındaki mühendislik çalışmaları gibi, İHA'ları da kapsayan ve başında olduğum Uçak Grubu'nda da yoğun bir mühendislik süreci yaşanmaktaydı:

1. İlk prototip Anka ve yer istasyonunun montajları tamamlanmak üzereydi. Motoru monte ediliyordu. İlk uçuşunu yer testlerini de tamamlayarak 2010 içinde yapması planlanıyordu.
2. Hürkuş prototipinin parçaları üretilmiş, montajı başlamak üzereydi. Alt-sistemlerin laboratuvar testleri sürüyordu.
3. C-130 Erciyes aviyonik modernizasyonunda bilgisayar ve yazılım faal hale gelmiş, uçak yer testlerine hazırlanıyordu.
4. Peace Onyx-IV programı kapsamında 30 yeni F-16 uçağının montajı başlamak üzereydi.
5. T-38 Arı aviyonik modernizasyon projesinde elektronik sistemler laboratuvarında çalıştırılmıştı. İlk prototip uçuş için hazırlanıyordu.
6. Ulaştırma Bakanlığı'yla birlikte, mevcut bir 70-100 kişilik bölgesel yolcu uçağının haklarını satın almanın yöntemleri araştırılıyordu. Dört aday uçaktan seçilecek olanı daha modern ve ekonomik motorlarla ve yeni elektronik sistemlerle donatıp boyunu uzatarak 120 kişiliğe çıkarmanın mühendislik planlamaları, Türk ve Uluslararası otoritelerce sertifikaya edilerek dünya pazarına sunulmasının fizibilitesi yapılıyordu.

7.Nisan.2010'da dönemin Hava Kuvvetleri Komutanı Hv.Pl.Org. Hasan Aksay'a HvKK.lığı Karargahında Hürkuş için sunuma gidildi. O tarihlerde Hürkuş geliştirme programı, sadece SSM ve TAI arasında imzalanan bir sözleşmeyle yürütülüyordu. Henüz boş olan kullanıcı kuvvet kısmına HvKK.lığının isminin yazılmasına çalışılıyordu. Dönemin HvKK Kurmay Başkanı Korg. Abidin Ünal ve tüm Başkanlar; SSM Murad Bayar, SSM Uçak Dairesi Başkanı Sedat Güldoğan ve ekibi ile TAI Genel Müdürü Muharrem Dörtkaşlı ve Uçak Grubu ekibimin de katıldığı brifingimin sonunda, 'projelerde elde edilen mühendislik birikimlerinin artık Jet Eğitim uçağına başlamak için yeterli olgunlukta olduğunu' ifade ettim.

Org. Aksay da HvKK.lığının SHP'sine (Stratejik Hedef Planı) 2023 yılında F-16, T-38 ve F-5'lerin yerini alacak TX Jet Eğitim Uçağı ve FX Savaş Uçağı geliştirme programlarını koyduklarını belirtti ve fizibilite çalışmalarına derhal başlanmasını istedi. 2023'te envanterin %40'ının İnsansız Sistemlerden oluşmasını planladıklarını ve TX/FX'in de bu dönemde F-35'lerle birlikte Kuvvetin belkemiğini oluşturacağını ifade etti. Sanıyorum, HvKK.lığının 100üncü kuruluş yılı olan 2011'de FX anonsu da ayrı bir önem taşıyordu.

Savaş Uçağı geliştirme programının ilk kez anıldığı bu toplantı, memleketimiz ve endüstrimiz için tarihi bir kilometre taşıdır.

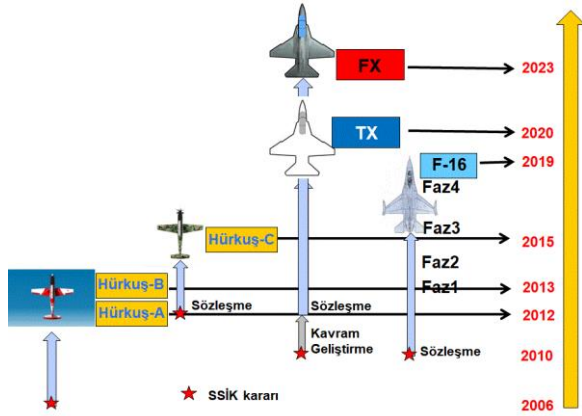
Hemen planlama toplantılarına başladık. Her iki uçağı aynı anda geliştirmenin kolaylıkları ve güçlükleri (özellikle insan ve memleketin mali kaynakları açısından) değerlendirildi. T-38 ile F-5 örneğindeki gibi biri diğerinden türetilen iki uçak rahatlıkla birlikte geliştirilebilirdi. Ama FX'ten beklenen özellikler onu eğitim uçağından uzaklaştıracak ise, o zaman tüm mühendislik gücünün FX'e verilmesi ve TX'in de belki mevcut bir uçağın motor/aviyonik vb ile güçlendirilerek üretilmesi modeliyle HvKK.lığına teslimi daha kabul görebilirdi.

TX/FX Programı yalın bir uçak geliştirme programı olmayacak kadar kapsamlıydı. Yan yana giden irili ufaklı birçok sistemin belli bir olgunluğa kadar bağımsız yürütüldüğü, zamanı gelince de uçağı entegre edildiği bir

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

programlar takımı olarak görülmeliydi. Dönemin Savunma Sanayi Müsteşarı Murad Bayar, FX için geliştirilebilecek bazı aviyonik ve silah sistemlerinin F-16 Blok-30'lar üzerinde Özgür gibi projelerde uygulanmasını da bu nedenle istiyordu.

Org.Hasan Aksay'ın 13.Mayıs.2010'da TAI'ye yaptığı ziyarette ise çalışılan tüm mühendislik projeleri gösterildikten sonra, FX'e giden yol haritası sunuldu. Hürkuş ve diğer projelerde çalışılanlar ile henüz çalışılmamış teknolojilerin Hürkuş'un ileri modelleri, F-16 ve TX'de sırasıyla uygulanarak FX'e ulaşılan yol haritası Şekil 1'de, teknolojilerin basit tanımları da Tablo 1'de verilmiştir:



Şekil 1 FX'e Giden Yol Haritası (2010)

Tablo 1 Teknoloji Kazanımları

NO	ÖZELLİK	Hürkuş-A / B	Hürkuş-C	F-16	TX	FX
1	Yüksek / Ses Üstü Sürat				X	X
2	1-2 Jet Motoru				X	X
3	1-2 Kişilik	X	X		X	X
4	Havada Yakıt İkmali				X	X
5	Fly By Wire / Fly By Light		X	Enteg.	X	X
6	Elektronik Harp (Elektronik/Kızılötesi Kendini Koruma, Karşı Tedbir, Karıştırma Sistemleri)		X			X
7	Muharip Radar			Enteg.	?	X
8	Her tür teknolojiadaki mühimmatı atma		Kismen	X		X
9	Görünmezlik				X	X
10	Ağ Destekli Yetenek (Yer, Hava ve Uydu Unsurları)		Kismen	X	?	X
11	İHA Kontrolü		?			X
12	Alçak İrtifa Gece Uçuş Sistemleri					X

1.1 Teknoloji Hazırlıkları:

2005 yılında millileştirilmesi sonrasında TAI'nin havacılık ürünleriyle ana entegratör bir şirkete dönüşmesi için kolları sıvadık. 2005-2007 yılları arası TAI Mühendislik Başkanı olarak hedeflediğimiz mühendislik yeteneklerini belirlemek üzere teknoloji kırılımı çalışması başlattım. NATO AGARD (Advisory Group of Aerospace Research and Development) ve Tübitak'ta Başkan Yardımcılığı görevlerinde bulunmuş Prof.Dr.Ahmet Üçer'in de danışman olarak katılımıyla, TAI teknoloji yönetim ekibi, TAI'nin sahip olduğu/olmak istediği

ürünler için gerekli teknolojileri çalışmaya başladı. İlk teknoloji kırılımı çalışması 2007 yılında tamamlandı. TX/FX'in gündeme gelmesiyle söz konusu kırılım Haziran 2010'da bir de savaş uçağı için çalışıldı. Bu çalışma, özellikle FX'te kullanılabilir teknolojilerin gerek TAI'deki, gerekse yurtiçindeki olgunluk seviyesini raporluyordu. Başlıkları belirlenen teknolojiler için yüzlerce mühendisin görüşleri alındı ve her birisi için mevcut olgunluk seviyesi belirlendi. Çalışma sadece TAI'nin sahip olması gereken teknolojileri değil, uzmanlaşmış yardımcı sanayi ve hatta temel teknolojileri de kapsıyordu. Örneğin iniş takımı teknolojisinde TAI'den sistemi doğru tarif edebilecek ve teslim alındığında uçakla birlikte test edebilecek bir mühendislik birikimi beklenirken, uzman yardımcı sanayiden de TAI'nin tarifine göre iniş takımının ünitelerini tasarlayıp üreterek test edebilen bir birikim aranıyordu. Bu çalışma teknolojiye nereye odaklanılması gerektiğini de çok net gösterdi. Yarısı TAI'nin, yarısı da uzmanlaşmış yardımcı sanayinin 200'ye yakın teknolojiye daha da derinleşmesine gerek duyuluyordu.

15.Haziran.2010 önemli bir başka gün olarak tarihe geçti: F-16 Özgür Projesine tek ve çift kişilik birer Blok 30 prototipiyle başlanmasına karar verildi. Aşamalı bir planla kokpit ve silah sistemlerinin yurtdışı geliştirilecek sistemlerle değiştirilmesi için TAI'den teklif istendi.

1.2 KORE KFX Görüşmeleri:

Memleketimizde bu çalışmalar sürerken, Güney Kore Cumhuriyetinde de KFX adı altında bir savaş uçağının geliştirilmesi başlamak üzereydi. SSM ve HvKK, Airbus A-400M programındaki gibi Devlet kanadında Kuvvet ve Tedarik Makamlarının bir araya gelerek ortak bir ihtiyacı tarif ettiği, endüstrinin de bir ortaklık kurarak uçağı geliştirdiği program modelini çok beğenmişti. Her ülke alacağı uçak oranında programa para koyuyor, teknik kararlarda söz sahibi oluyor ve aynı oranda da endüstrisine iş payı alıyordu. Anadolu'da 'İmcece' diye bilinen bu paylaşımlı tedarik modelinde, ülkeler programın toplam mali yükünü alacakları uçakların toplam sayıya oranında paylaşmış oluyordu.

23-27.Ekim.2010 tarihlerinde SSM ve HvKK yöneticileri ile Başkanlığımı yaptığım TAI heyeti olarak, benzer bir geliştirme modeli fikriyle Kore'ye gittik. Ancak Güney Kore Devletinin resmi tedarik kurumu DAPA'nın yetkilileri, programla ilgili kararların ortak alınması modeline sıcak bakmadı. Onun yerine mali kaynakların Kore'ye aktarılması ve Türk mühendislerine de programda görev verilmesi modelini önerdi. Bir başka ortak ülkeyle bu modelde çalıştıklarımı da belirttiler. Türk devletinin ihtiyaç tarifinde ve sanayi iş paylaşımında söz sahibi olmadığı bu modelde daha fazla ısrar edilmedi ve geri dönüldü.

1.3 Özgün TX/FX Başlangıcı:

7.Aralık.2010'da dönemin SSM Uçak Dairesi Başkanı Sedat Güldoğan benden aşamalı bir modelde özgün bir TX/FX geliştirilmesi programı kurgulamamı istedi. Bir mühendis-yönetici olarak alabileceğim en heyecan verici teklifi almıştım.

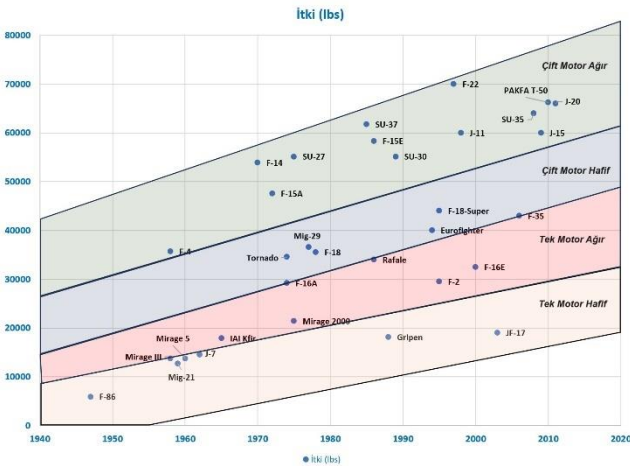
14.Aralık.2010'da sadece iki yıllık işçilik, seyahat ve bilgisayar yatırımları içeren bir teklifi SSM'ye verdik. Teklifin yarısı TAI için, diğer yarısı da çalışılacak kuruluşlar için harcanacaktı.

Verilen bu teklif, hemen ertesi gün 15.Aralık.2010'da SSİK'te görüşüldü ve TX/FX ile Özgür için SSM'ye TAI ile sözleşme imza yetkisi kararı çıktı.

2. PROGRAMIN KURGULANMASI, KAVRAMSAL TASARIM VE ÇIKTILAR

2.1 Dünyadaki Savaş Uçağı Geliştirme Örnekleri:

Hemen yetkin, çekirdek bir ekip kurarak 2023'e kadar giden aşamalı sözleşme kurgusunu oluşturmaya başladık. Dünyadaki diğer savaş uçağı geliştirme programları bize ışık tutabilirdi. Tek motorlu hafif ve ağır ile çift motorlu hafif ve ağır sınıf olmak üzere dört sikelte ayrılabilen savaş uçakları dünyasında, gördük ki her bir savaş uçağı geliştirme programı kendisine özgü bir kurguyla geliyordu. Yıllara ve motor gücüne bağlı sirketler için Bkz. Şekil 2. Geliştiren ülke ve firmanın teknik ve mali olanakları, uçağın tehditleri ve hedeflenen görevleriyle, uluslararası işbirliği fırsatları kurguları çok etkiliyordu.



Şekil 2 Uçakların Sirketlerinin Gelişimi

Birkaç örnek vermek gerekirse; Tek motorlu hafif sınıf uçaklardan Gripen'i geliştirirken İsveç'in SAAB firması bir motor geliştirmenin masraflarından kaçınarak ABD'den F-18'de ikili kullanılan General Electric F-404 motorunu Volvo RM12 olarak lisans altında üretmeyi seçmişti. Uçağın

görev konsepti, bir çatışma halinde kullanılamaz duruma gelecek pistler yerine karayollarından operasyon üzerine oturuyordu. Motor ve radar gibi önemli sistemlerin olgunlaşmış olarak hazırda yakın alınıp uçağın sıfırdan geliştirildiği bu model, geliştirme süresi ve maliyetleri açısından en düşük rakamları vermekteydi. Ancak bu model başlangıçtan itibaren işbirliği yapılacak ülkeleri belirleyerek ömür boyu ortak olmayı da gerektiriyordu. Önemli bir komponenti (motor, radar vb) aldığımız ülkenin izni olmadan başka ülkelere uçağınızı satamayabilirdiniz.

Tek başına geliştirme masraflarını üstlenmek istemeyen bazı Batı Avrupa ülkeleri ise, daha önce Tornado ve Jaguar programlarında olduğu gibi, Eurofighter programında da bütçelerini birleştirip ortak bir uçak geliştirmeyi amaçlıyordu. Çift motorlu hafif sınıf uçağın motorlarının da aynı ortak ülkelerin motor firmalarının geliştirmesini planlanmıştı. Ancak hem uçak, hem de motorun yeni olduğu programlarda riskler çok artmaktaydı. İşte bu nedenle ilk Eurofighter'lar kendini kanıtlamış Tornado motorlarıyla uçmuştu. Uçak belli bir olgunluğa kavuşunca, geliştirilen yeni motorlar uçağa yüklenerek uçak tamamlanmıştı. İsveç modeline göre daha masraflı bir program kurgusu olmasına karşın, mali yükün üyelerce paylaşılması her ülkeye kabul edilebilir bir bütçe getiriyordu. Doğal olarak da her ortak ülke diğerlerine bağımlılığı baştan kabul etmiş oluyordu.

Eskiden beş-altı üretici firması var iken artık iki rakip savaş uçağı geliştiricisi ve iki rakip motor geliştiricisine sahip ABD'de ise F-35 programında, rakip firmalar ABD Devletinden parasını alarak prototipleri geliştirmeyi amaçlıyordu. Tüm özellikleri olmasa da firmalardan, önce tek motorlu ağır sınıf uçak kategorisindeki prototipin anahtar koşulları karşıladığını göstermesi isteniyordu. Seçilen modellerin motor güç gereksinimi, hazır bir motorla testlere başlamayı mümkün kılmıyor, ister istemez yeni ve güçlü motorların da olgunlaşarak programa eklenmesi gerekiyordu. Üstelik koşarak kalkan, gemiden fırlatılarak kalkan ve düz zeminden dikine kalkıp inen modeller, program kurgusunu daha da karmaşıktırmıştı. 2010 yılı itibarıyla daha programdaki ilerleme devam ederken harcanan bütçe Gripen'in toplam geliştirme bütçesinin 7 katına yaklaşmıştı. ABD de bu ürünü birçok ülkeye vererek projenin artıya geçmesini planlıyordu.

2.2 FX'in Geliştirme Kurgusu

Bu durumda FX'in proje kurgusu ne olmalıydı?

Teknik açıdan en hızlı, en çevik, en uzun hareket yarıçaplı, en küçük radar kesit alanına sahip, en çok silah yükü taşıyan, en güçlü radar ve elektronik harple donatılmış bir uçağı; idari açıdan da en kısa zamanda, en ucuz geliştirilip üretilen, en az masrafla işletilen, dışa bağımlı olmadan her parçası memlekette imal edilen, tüm dost ülkelere başka ülkelerin izni olmadan verilebilen bir savaş uçağını geliştirmeyi kim istemez? Ancak hem teknik, hem de idari açıdan tüm bu şartları sağlayan bir uçak henüz dünya yüzeyinde

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

üretilemedi. O zaman bu istekleri önceliklendirmek ve isteklerin çeliştiği durumlarda bu öncelik sırasına göre karar verme zorunluluğu doğuyordu. Doğal olarak HvKK için uçağın teknik performansı ve teslimat sonrasındaki ucuz işletilmesi en kritik önceliklerdi. SSM açısından geliştirme ve üretim programının yönetimi, bütçesi, takvimi, sanayi ve akademik kuruluşlara yayılımı, uzun dönemde finansman açısından başka ülkelere verilebilirliği de dikkate alınıyordu. SSM içinde bile konunun sadece Uçak Dairesi ile sınırlı kalmayacağı çoktan belli olmuştu. ARGE, Sanayileşme, Elektronik Harp ve hatta Dış İlişkiler Dairelerinin de katılımlarına gerek vardı.

Ana yüklenici TAI olarak üstlendiğimiz ilk görev, TX/FX'in tek bir geliştirme programından çok alt-sistemleriyle birlikte bir geliştirme programları kümesi olduğunu göstermek oldu. SSM ve HvKK öncelikleriyle oluşacak çeşitli geliştirme programlarının (motor, radar vb) takvim ve bütçeleri de ana programın takvim ve bütçesini oluşturmakta kullanılacaktı.

Bu şartlar altında sadece işgücüne dayalı iki yıllık bir dönemle programa başlamayı önerdim. Adına TX/FX Kavramsal Tasarım Aşaması dediğimiz bu dönemde, TAI olarak HvKK isterlerine göre öncelikle uçağın sikletine karar vermek gerekiyordu. Bir yanda değişik uçak konfigürasyonlarının ilk çizimleri ve hesaplarını yaparken, diğer yanda gereken motor ve sistemler için de şartnameler hazırlayacak, teklifler alacaktık. Devletimizle birlikte verilecek yap/yaptır ya da satın al/geliştir kararları ile de TX/FX geliştirme programının ilerideki takvim ve maliyeti netleşecekti. Bu iki yıllık süreçte, TAI, endüstri ve akademi temsilcilerinin HvKK ve SSM uzmanlarıyla aynı mekanda oturması çok faydalı görünüyordu. Yer olarak da TAI'nin Balgat'taki tesisi (eski TUSAŞ Genel Müdürlük Binası) seçildi. Birlikte çalışarak isterler arasındaki öncelikleri belirlemek, hangi isterlerin hangi maliyetlere ulaştığını görmek ve dolayısıyla karara varmak daha kolay olacaktı. İki yılın bitiminde, zaten beraber çalışıldığı için SSM ve HvKK da geliştirme programının takvim ve maliyetine hâkim olacağından, bir sonraki Ön Tasarım Aşamasına zaman kaybetmeden geçmek sadece yeni bir SSİK kararı ile gerçekleşebilecekti.

2.3 Kavramsal Tasarım Dönemi Çıktıları

İki yıllık bu Kavramsal Tasarım döneminin çıktısı olarak da SSM/HvKK'ya dokuz adet belge (kitap) teslim etmeyi önerdim.



Şekil 3 Kavramsal Tasarım Çıktıları

2.3.1 Sistem Tanımlama Dokümanı (Kitap1)

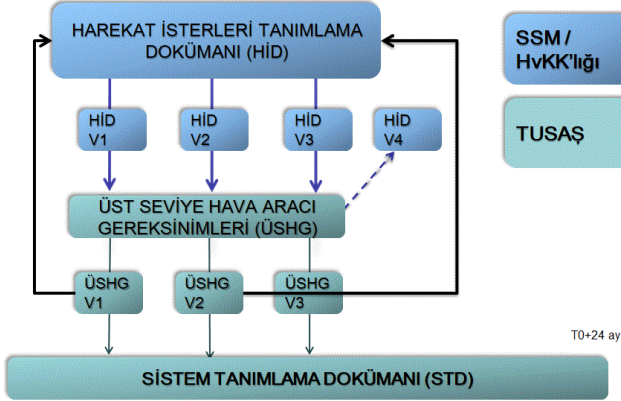
Sistem Tanımlama Dokümanı, iki yıllık Kavramsal Tasarım çalışmasının sonunda uçağı ve teknik özelliklerini tarif eden doküman olacaktı. Farklı sikletlerde birden çok model seçeneği üzerinde çalışılacak, her birinin getir/götürleri de karşılaştırılmalı olarak burada yer alacaktı.

HvKK'nın doğal önceliği teknik başarımdı. Uçağın birinci görevi ona biçilen hareket isterlerini karşılamaktı. O zaman projenin başlangıç noktası işte bu isterlerin yazılması olmalıydı. Aslında bu görüldüğünden zor ve geleceğe yönelik belirsizlikler içeren bir durumdu. 2010 senesi için geçerli görev konseptlerinin hiç değişmeden 30 sene devam etmesi pek olası değildi. 2020'lerin ortasından 2040'lara kadar hasımlar kim olabilir, gelişen teknolojilere göre hangi yeni tehditlere karşı koymak gerekir, mutlaka çalışılmalıydı. Ayrıca HvKK ilk defa isterlerine uygun savaş uçağı yaptırıyordu. Mevcut envanterin tümü hazırlar arasından seçilen uygun uçaklardan oluşmakta idi. F-35'te ise HvKK'nin Türkiye'ye özgü talepleri ABD HvKK üzerinden incelenerek programa dahil edilmekte idi.

Teknik veya idari olarak birbiriyle çeliştiği durumlarda, gerekçelerimizi sunarak isterler arasında bir öncelik yapılmasını SSM ve HvKK'den istiyor olacaktık. Bazı isterler zorunlu, bazıları ise hedef olarak (karşılanırsa mükemmel, karşılanamazsa da mümkün olan en yakın çözüme gidilecek isterler) tanımlanacaktı.

Harekat İsterleri Tanımlama Dokümanı (HİTD), HvKK tarafından hazırlanacak ve içinde FX'ten beklenen tüm görevler tarif edilecekti. Program boyunca sürekli güncelleme ile olgunlaşacak bu doküman, TAI tarafından hazırlanacak Üst Seviye Hava Aracı Gereksinimler (ÜSHG) dokümanına temel oluşturacaktı. Bu gereksinimler de uçağın tasarımında kullanılacaktı. Ortaya çıkacak uçak da Sistem Tanımlama Dokümanında tarif edilecekti. Arasında uyumsuzluk oluşan isterler, öncelik verilmesi için SSM/HvKK'ya geri bildirilecekti. Yenilenen öncelikler de yeni sürüm HİTD'de yayımlanacaktı. İki yılın sonunda

dördüncü sürüm HİTD yayınlandığında, o gereksinimleri karşılayabilecek uçağın ana özellikleri de bir noktada buluşmuş ve tanımlanmış olacaktır.



Şekil 4 Harekat İsterleri - Sistem Tanımlama Akışı

Bu dokümanların içeriğini birer örnekle açıklamak gerekirse:

HİTD “dahili yuvaya Y,Z silahlarını alarak X uzaklıktaki bir muharebe sahasına gidip T dakika hava angajmanıya silahlarını attıktan sonra, geri dönüp A dakika yedek yakıtla inebilmeli” diye yazarken,

ÜSHG dokümanında ise TAI uzmanları bundan onlarca gereksinim türetiliyordu. Bunlardan biri “Bu durumda FX, şu kadar dahili yakıt yükü ve Y, Z silahlarıyla şu irtifada bu süratte en az +G devamlı dönüş yapabilmelidir” olabilirdi.

İsterlerin birbiriyle uyumlu olması kadar çelişme şansı da var. Örneğin ağır bir silah yükü ve çeviklik birbiriyle çelişebilir. Ya da çok büyük bir motor gerektirebilir. O da yakıtı çabuk bitirip havada kalışı azaltabilir. Havada kalışı artırmak için depoyu büyütme ise hantallık getirebilir.

Bir savaş uçağının geliştirilmesi sürecinde onbinlerce teknik karar alınır. Ama bunlardan bazıları bir kez verildiğinde bir daha geri dönülmez kararlar niteliğindedir. Örneğin F-16 uçağı, döneminin tek motorlu ağır sikletinde, klasik kanat, arkada tek yatay ve dikey kuyruklu, hava alığı gövde altında, top hariç tüm mühimmatları dışarıda taşıyan, tek ya da iki kişilik, iniş takımlarını gövdeye toplayan ve sırtından yakıt ikmali yapabilen bir uçaktır. Bu özellikle uçağın sikletini belirleyen tahmini ağırlığı ve motor gücüne karar verildiği anda, uçağın kavramsal tasarımı oluşmuş kabul edilebilir. Ömrü boyunca uçaktaki elektronik sistemler ve radarlar, hatta motor modelleri bile defalarca değişebilir. Taşıdığı silahlar çeşitlenebilir. Ancak temel özellikleri ilk prototipten beri o uçağın karakteristiğini oluşturur ve hiç değişmez.

FX'in sikletine karar verirken, F-16'dan farklı olarak 5.nesil gereği gövde içi silah yuvasının yeri ve büyüklüğü de ilk aşamada karar verilmesi gerekenler arasındadır. Bu durumda Kavramsal Tasarım aşamasında edinilebilir motorlarla en

uygun gövde ve kanat konfigürasyonlarına bakılmalı ve hem gerçekleştirilebilir, hem de isteri karşılayan bir uçak tasarlanmalıdır.

2.3.2 Geliştirme Program Planı (Kitap2)

Aşamanın sonunda teslim etmeye önerdiğim en önemli dokümanlardan biri, hiç kuşkusuz Ana Program Planı idi. Kavramsal Tasarım dönemini takip edecek Ön ve Detay Tasarım aşamalarının takvimi ve bütçesi burada yer alacaktı. Alt-sistemler için alınacak ilke kararları (direk satın al, al ve modifiye et, baştan geliştir) ile bazı önemli alt-sistemler için teklif ve takvim alınacak, bunlar da bu toplam program takvimi ve bütçesinde gösterilecekti. Özellikle motor alternatifleri ve teklifleri iki yılın sonunda mutlaka toplanmış olmalıydı.

2.3.3 Ulusal İmkan/Kabiliyetler Raporu (Kitap3)

Havacılıkla ilgili savunma endüstrisinin topyekün hamlesi kabul edilebilecek TX/FX Programında tasarım ve üretimde görev alabilecek firmaların derlendiği bir rapora ihtiyaç vardı. Bir anket aracılığı ile TX/FX'te görev alabilecek her firmaya Tasarım ve Mühendislik Kabiliyetleri, Üretim ve Test Kabiliyetleri, Kalite ve Tasarım Teminatı, Entegre Lojistik Destek (ELD) Kabiliyetleri ve Bilişim Altyapısı hakkında sorular gönderilecekti. Gönderilecek firmalar SSM/HvKK tarafından seçilecek ve gelen cevaplar Ulusal İmkan/Kabiliyetler Raporu'nda yer alacaktı.

2.3.4 Milli/Kritik Teknolojiler Karşılabilirlik Matrisi (Kitap4)

TX/FX için gereken, milli ve kritik olması beklenen teknolojilerin dökümünü bu matriste çalışacak, uygunluğu da raporlanacaktı. TAI'nin 2010'da tamamlamış olduğu savaş uçağı için gereken teknolojiler çalışması, bu raporun özünü oluşturacaktı. Bu rapor için araştırma birçok kuruluşa yayılacak ve uçağın bütününden motorlar, iniş takımı, hidrolik, fırlatma koltuğu gibi alt-sistemlere, kullanılacak aletlere, elektronik sistem ve yazılıma ait her teknoloji burada tek tek ele alınacaktı. TX/FX için bazı teknolojilerde ileri olunabildiği gibi (örneğin haberleşme teknolojisi), bazı teknolojilerde de hiç birikim olmaması (örneğin fırlatma koltuğu tasarımı) bu raporda tek tek işlenecekti.

2.3.5 Teknoloji Geliştirme Projeleri TGP (Kitap5)

Milli/kritik seçilecek teknolojilerin kim tarafından ve nasıl bir programla geliştirileceğinin dökümü için ise bu raporu hazırlamayı önerdim. Belli bir uygunluk seviyesine kadar laboratuvar veya başka uçan test platformlarında geliştirilecek bu teknolojiler, daha sonra TX/FX Programına bir noktadan entegre edilecekti.

Yeni bir malzeme, yeni bir sensör, yeni bir anten, yeni bir mühendislik yazılımı vb gibi uçağın ilerleyen aşamalarında kullanılacak teknolojilerin baştan tariflenmesi, onları

geliştirecek kuruluşların SSM/HvKK tarafından belirlenmesi ve o ARGE konusunun Ana Program planı ile hangi aşamada bütünleneceği bu kitabın ana konusuydu.

Hürkuş'u kısıtlı bütçeyle geliştirirken üniversitelere fazla ARGE bütçesi ayıramamıştık. Bunun nedeni Devletin Hürkuş için ayırdığından daha fazlasını TAI olarak cebimizden koymak zorunda kalmamızdı. Hürkuş'taki en önemli üniversite-sanayi işbirliği konusu uçağın buzlanması ve buzdan arınması alanında yapılan araştırma ve hesaplama çalışmaları idi.

O zaman TX/FX kavramsal tasarım süreci boyunca araştırma kurumu ve üniversitelerin geleceğin teknolojileri konularında proje öngörülerinin alınması çok yararlı olacaktı. Söz konusu ARGE Projelerinin tamamı sonunda FX'te kullanılmayacak olsa da, kritik olanlar için hem zaman, hem de kaynak ayrılması, dışa bağımlılığın azaltılması yolunda önemli bir adım olacaktı.

2.3.6 Ulusal Olmayan Ürün/Test Çözümleri (Kitap6)

Ulusal olması kritik görülmeyen teknolojilerin dökümünü de bu belgede toplayalım, istedim. Söz konusu ürünler için yol haritası ve yurtdışında birden fazla kaynak belirlenerek alınacak teklifler burada belirtilecekti. (Örneğin: Bir valf, bir pompa vb gibi alt-sistem parçaları)

2.3.7 Uluslararası İşbirliği Raporu (Kitap7)

TX/FX programında çeşitli seviyelerde uluslararası temas kaçınılmazdı. Bunları bir plan çerçevesinde yöneterek, iki yılın sonunda belgelemek için de bu kitabı önerdim.

Program boyunca dost ülkelerle işbirliği yapılabilecek üç çalışma modeli öngörülmüştü:

Model A: Belli teknolojilere sahip yabancı bir üretici firmanın, ülkesi TX/FX alıcısı olmasa da, TAI'ye bazı teknoloji alanlarında, HvKK'na da Harekat İsterlerini yazarken destek verdiği model.

Model B: TX/FX'in kullanıcısı da olabilecek ülkelerle hem devlet seviyesinde, hem de sanayi seviyesinde ortaklık kurulduğu Eurofighter ya da A-400M benzeri bir model.

Model C: Endüstriyel birikimi TX/FX seviyesinde olmasa da kullanıcı olabilecek ülkelerle çalışma modeli.

Her üç modelde de, kiminle nasıl çalışılacağına kararını SSM/HvKK'na bırakılıyordu. Savunma ürünleri için uluslararası arenada alışıktı olunduğu üzere, TX/FX'te de T.C. Devletin öncelikleri temel alınarak yabancılarla çalışılabilir, denmişti.

Kavramsal Tasarım aşamasında bir de Savaş Uçağı Pazar Analizinin yapılarak, TX/FX'in hazır olabileceği dönem için

ülkelerin savaş uçağı envanterleri ve ortalama kullanım yılları da raporlanacaktı.

2.3.8 Sertifikasyon ve Kalifikasyon Yol Haritası (Kitap8)

Sertifikasyon ve kalifikasyon sürecine daha çok zaman olsa da Program Planı hazırlanırken bir takım ilkelere SSM/HvKK ile uzlaşmış olmayı bekliyordum. Özellikle uçağın uçuşa elverişliliğinin denetlenmesi ve göreve uygunluğunun kalifikasyonu kimin tarafından denetlenecekti.

İki yılın sonunda, hangi sistemlerin testleri için kaç tane prototip yapılması gerektiği ve bunların zamanlaması da burada çalışılacaktı. İlerideki geliştirme dönemlerinin en önemli maliyet kalemlerinden biri test programı idi. Hangi uçak, hangi yazılım ve sistemlerle hangi teste kullanılacak kararları çok önemli idi. Hangi silahlar ve mühimmat, Devletin öncelikleri kapsamında TAI'ye verilecek ve deneme atışları icra edilecekti. Diğer savaş uçağı projelerinde olduğu gibi harekate uygun ilk konfigürasyon da bu kitapta tarif edilmeliydi. Söz konusu konfigürasyonla ilk uçakların envantere girişi başlıyordu. Diğer sistemlerin entegrasyonu da paralel patikada çalışılıyor, olacaktı.

2.3.9 ELD Raporu (Kitap9)

TX/FX envantere girdiğinde nasıl desteklenecek bölümü için de bu kitabı önermiştim. Uçak bakımı şu askeri/sivil tesiste yapılacak, uçakların uçuşlarına bağlı yedek parça takibi şöyle olacak gibi kararlar burada belgelenecekti. Yurtdışından alınacak ünite ve sistemlerin askeri/sivil şu tesislerde bakımı için bu yöntem, yurtiçinde geliştirilenler için ise şu yöntem uygulanacak denmesi bekleniyordu. Bu altyapıyı oluşturma maliyeti de takip edecek fazın bütçesi içinde gösterilecekti.

Kavramsal Tasarım Aşaması imzaya hazırlandığı dönemde şöyle gelişmeler de yaşandı:

12.Ocak.2011'de Lockheed Martin TX/FX'te Kore T-50 benzeri bir işbirliğine hazır olduğunu bildirdi.

10-13.Mayıs.2011'de TÜYAP'ta düzenlenen IDEF 2011 fuarında TX/FX Programı ilk defa anons edildi.

30.Mayıs.2011'de SSM'de yerli kuruluşlara TX/FX lansmanı yapıldı. Toplantıya İTÜ/ODTÜ/Aselsan/Roketsan ve endüstriyel kuruluşlar katıldı. Ön Geliştirmeye 2013'te SSİK kararı ile devam edilecek, 2025 ilk harekate uygunluk gösterimi, 2035 ilk envantere girişi, 2060 emekli edilişi olacaktır, dendi.

14.Haziran.2011'de SAAB firması ile de bir görüşme yapıldı.

6.Temmuz.2011'de İsmet Yılmaz, MSB oldu.

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

27.Temmuz.2011'de İngiliz Rolls-Royce firması proje için motor verebileceğini bildirdi.

4.Ağustos.2011'de Korg.Mehmet Erten HvKK görevine atandı.

3. PROJENİN İMZALANMASI VE YÜRÜRLÜĞE GİRMESİ

İki yıllık Kavramsal Tasarım Aşamasının sözleşme modeli de detaylıca düşünüldü. Bir savaş uçağı projesi için çok cüzi sayılacak yaklaşık 20M\$ tavan bütçe yetkisinin SSM tarafından maliyet+ diye bilinen modelde harcanmasına karar verildi. Bu model Özgür F-16 aviyonik modernizasyon projesinde de uygulanacaktı. Bu iki yıllık aşama için ortalama 40 uzmanını görevlendirmeyi planlayan TAI, her ay için puantaj tutacak ve toplanan işçilik saatleri anlaşılın adam-saat maliyetlerinde aylık olarak SSM'ye fatura edecekti. Zaten bir arada çalışılacağı için bu puantajı denetlemek de SSM için zor olmayacaktı. Yazılım, bilgisayar, seyahat gibi masraflar da ön onay ile gerçekleştirilecek ve bitiminde ödemeleri yapılacaktı. 9 kitabın başarılı bulunarak dönemin kapatılması durumu için de bir prim öngörülmüştü.

Söz konusu bütçenin sadece yarısı TAI masrafları için ayrılmıştı. Diğer yarının hangi kuruluş için hangi yöntemle (maliyet+ ya da sabit rakamlı sözleşmeler) kullanılacağına da SSM/HvKK karar verecekti.

Jet Eğitim TX ve Muharip Uçak FX Kavramsal Tasarım Sözleşmesi imza töreni, 23.Ağustos.2011'de TAI'nin Balgat'taki yönetim binasında yapıldı. Sözleşme töreninde MSB İsmet Yılmaz, MSB Yardımcısı Hasan Kemal Yardımcı, HvKK Hv.Plt.Korg Mehmet Erten, SSM Murad Bayar, TSKGV GnMd Fikri Gönültaş, TAI Yönetim Kurulu Başkanı Mehmet Yalçın Kaya ve TAI Genel Müdürü Muharrem Dörtkaşlı hazır bulundu.



Şekil 5 MMU Kavramsal Tasarım İmza - 23.Ağustos.2011

Balgat'taki bu tesis TAI, HvKK ve SSM ekiplerine hem ayrı ayrı, hem de birlikte çalışma ortamı sunuyordu. SSM'nin avans ödemeyi çıkarması ile Sözleşme 29.Eylül.2011'de yürürlüğe girdi ve iki yıllık takvim başlatıldı.

4. YABANCI DANIŞMAN FİRMA SEÇİMİ

Yaptığımız teknoloji olgunluğu çalışmasında FX için gerekli 17 önemli teknolojide destek almamız gerektiğini belirlemiştik. Sesten hızlı hava alığı, dahili silah yuvası aerodinamiği gibi konularda tercihim, konunun uzmanı kişilerden bireysel destek almaktı. O dönem dünyadaki havacılık projelerindeki daralma bireysel danışman bulmayı kolaylaştırabilirdi. Tüm destek konularını kurumsal olarak bir firmadan alma yöntemi ise, ileride çıkabilecek yeni destek konularında uzmanı aynı firma üzerinden daha kolay bulma avantajı getirebilirdi. Firmanın FX'e rakip ürününün olması süreci nasıl etkilerdi? Kestirmek güçtü. SSM/HvKK ekibi bir savaş uçağı üreticisi firmadan kurumsal bir destek almanın daha doğru olduğunu düşünüyordu. Sonunda o yönteme gidildi.

Savaş Uçağı çalışmalarının duyulduğu 2011 senesi ilk aylarından itibaren çeşitli savaş uçağı üreticisi firmaları resmen başvurarak projede birlikte çalışmanın yollarını sordular. Bu firmalar şunlardı:

1. Lockheed Martin (LM): Kore'de yürütülen T-50 Jet eğitim uçağı ve KFX programında olduğu gibi destek verebileceği bir modeli TX/FX'te de çalışabileceğini bildirdi.
2. Boeing: FX için destek ya da ortak geliştirme modelini görüşmeye hazır olduğunu bildirdi.
3. SAAB: FX için teknik destek ve ortak geliştirmeye hazır olduğunu bildirdi.
4. Alenia: Eurofighter konsorsiyumunun bir ortağı sıfatıyla FX'e yönelik tüm teknolojilerde destek olma niyetini bildirdi.
5. BAE firması ise TX eğitim uçağı için ortaklık yapabileceğini bildirdi.

Model-A'ya uygun olarak yabancı firmalar için iki bölümlü bir şartname hazırladık ve Ekim.2011'de onay için SSM/HvKK'ya gönderdik. Şartnamenin ilk bölümünde yabancı firma, HvKK'na Harekat İsterlerini tanımlarken destek verecek, getireceği simülasyon programlarıyla harp oyunlarında FX isterlerinin etkinliğini denetecekti. İkinci bölümde ise TAI'nin tasarım çalışmaları için mühendislik danışmanlığı tarif ediliyordu. Şartnamede danışmanlığın niteliği çok net olarak yazıldı. Tasarımı her koşulda TAI yapacak, yabancı firma ise TAI tasarımının uygunluğunu denetleyecek, eksikleri varsa yol gösterecekti. Yabancı firma tasarım yapmayacağı için, fikri mülkiyet haklarında da sorun çıkması beklenmiyordu. Çünkü şartname projedeki bilgilerin kayıtsız, şartsız Türkiye'nin malı olmasını şartını

getiriyordu. TAI geliştirmek istediği teknolojik alanlardan 7 tanesini önceliklendirerek şartnameye eklemişti.

SSM ve HvKK tarafından uygun görülmesini takiben şartname 28.Ekim.2011'de TAI tarafından FX destek adayı dört firmaya yayımlandı. Kısa süre sonra Boeing teklif vermeyeceğini beyan etti. Diğer üç firma 15.Kasım.2011 tarihinde tekliflerini iletiler. LM ve SAAB'ın teklifleri birbirine çok yakındı.

16.Aralık.2011'de üst seviye proje toplantısında SSM/HvKK, sözleşme görüşmelerine İsveç'in SAAB firması ile başlanması kararını verdi.

SAAB'la sözleşme görüşmelerinin en önemli maddesi fikri mülkiyet hakları üzerine oldu. Uzun süren görüşmeler ile SAAB, projede üretilecek bilgilerin fikri mülkiyet haklarını Türkiye'ye bıraktı. Son fiyat görüşmesi de SSM ile SAAB arasında yapılarak 26.Mart.2012'de anlaşma sağlandı. SAAB, HvKK'na FLAMES adı verilen harp oyunu simülasyon paketini getirecek, FX'in hareket etkinliği sanal olarak burada denenecekti. İki yıllık sürenin etkin kullanımı için 12'si Ankara'da, 6'sı Linköping, İsveç'te olmak üzere toplam 18 adet çalıştay planlanmıştı. Bu çalıştaylarda HvKK ile hareket isterleri çalışılacak, TAI'ye de tasarım çalışmalarına analiz ve doğrulama danışmanlığı verilecekti. SSM'nin 'TAI'nin imzalaması uygundur' yazısının gelmesi ile TAI ile SAAB alt-sözleşmesi 26.Nisan.2012'de 5,5M\$ sabit bedelle imzalandı.

5. ÇALIŞMALARIN GELİŞİMİ, YERLİ-YABANCI ALT-YÜKLENİCİLER

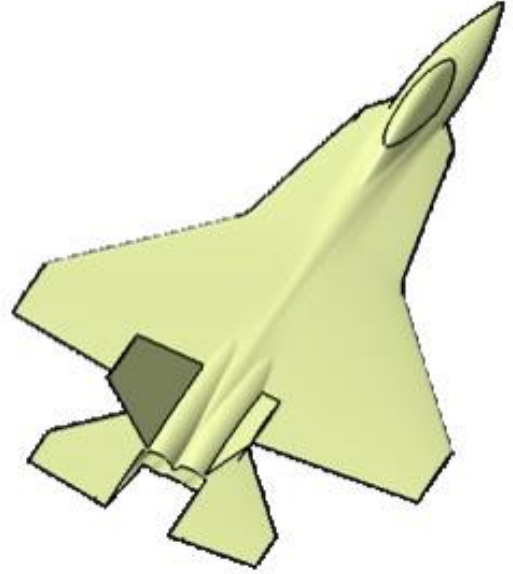
Projenin başlaması ile Uçak Grubu olarak toplandık. Programlar Grup Müdürü Cüneyt Sohta, Mühendislik Grup Müdürü Gürsel Erarslanoğlu ve Ürün Mühendislik Müdürü Akif Çetintaş ile birlikte, mühendislik ve program yönetimi takımları kurarak çalışmalara başladık. Mühendislik takımı her branştan uzmanların yer aldığı bir takımdı. Alışlageldik aerodinamik, yapısal, ağırlık ve denge, kararlılık ve kontrol, aviyonik, uçak sistemleri, motor uzmanlarının yanı sıra, elektronik harp ve radar kesit alanı (RKA) uzmanları da ekibe eklendi. Böylece bir geometri oluştuğunda aerodinamik ve yapısal hesaplar gibi tasarlanan uçağın RKA'sı da hesaplanabiliyordu. Uçağın elektronik sistemlerini besleyen elektrik gücü ve soğutma kapasitesi de sürekli hesaplanmak durumundaydı.

5.1 İlk Modeller

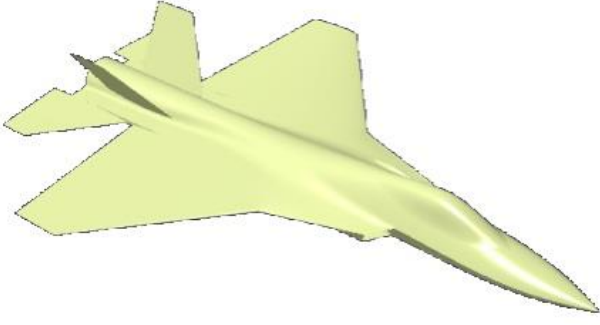
İlk dönemki hesaplamalarda motor için 'lastik motor' tekniği kullanıldı. Bu teknikte görev için gerekli gücü sağlayan bir motorun bir kısıt olmaksızın bulunabileceği varsayıldı. Bu hesaplarda ilk görev isterleri 90k lb itki gerektiren motorlara ihtiyaç gösterdi. (Tasarım çalışmaları ile tutarlı kalabilmek için bu dokümanda motor itkileri bin lb birimleri ile

anlatılmaktadır. Örneğin 90k lb, yani 90000 lb, yaklaşık 2 x F-35 motoru) Bu yüksek gücü, gerekli silah yüküyle yüksek irtifada çekilecek yüksek G kuvvetleri ve art yakıcıyı (afterburner) çalıştırmadan sestten hızlı gidebilme isterleri gerektiriyordu. Motorların yüksek güç gerektirmesinin bir diğer nedeni de uçağın taşınması gereken elektronik harp, radar, aviyonik vb sistemlerin elektrik gücü ve soğutma ihtiyacıydı. F-16 uçağına 40-60 kVA jeneratörler yeterli olurken, F-35'te yönlendirilmiş enerji vb gereksinimleri ile birlikte elektrik güç ihtiyacı 240 kVA'lık bir kapasite gerektirmişti. Keza F-16'da 20kW olan soğutma gücü kapasitesi F-22'de 120kW'a çıkmıştı.

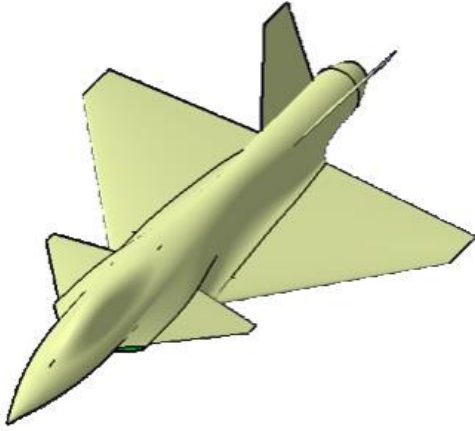
FX için TAI teknik ekibi, tek ve çift motorlu olabilecek 14 değişik uçak konfigürasyonu çalıştı. Bunlardan üçü isterleri karşılamakta daha öne çıkıyordu. Çift motorlu model (FX.1), Arkada Yatay Kuyruklu Tek Motorlu Model (FX.5) ve Önde Yatay Kuyruklu Tek Motorlu Model (FX.6). Modellerin tümü çift dikey kuyruklu idi. Bu üç modelde de tasarım çalışmaları eşzamanlı ilerliyor, hemen her ay üç tasarım birer döngü atılarak uçaklar eniyileştiriliyordu.



Şekil 6 FX.1 Çift Motorlu



Şekil 7 FX.5 Tek Motorlu, Arkada Yatay Kuyruklu



Şekil 8 FX.6 Tek Motorlu, Önde Yatay Kuyruklu

Harekat isterlerine yönelik ilk geri bildirimlerimiz de bu aşamada başladı. Örneğin, motor gücünü belirleyen yüklü bir uçakla yüksek irtifada yüksek G, hangi gerçekte hangi seviyelerde olmalıydı?

Prototipler için motor arayışına da eşzamanlı olarak başlandı. Tek motorlu modeller için General Electric firmasının F-110 ya da Pratt&Whitney firmasının F-100 motoru (F-16, F-15 ve F-14’lerde kullanılan motor tipleri) ve çift motorlu model için F-414 motoru (F-18 motoru), Fransız Snecma firmasının Safrane motoru (Rafale motoru), ya da EJ-200 (Eurofighter motoru) motoru ilk adaylar ortaya çıktı. EJ-200 konsorsiyumu daha önce motoru Eurofighter olmadan satabileceklerini hiç düşünmedikleri için bize dönüp, dört ortaktan (Rolls-Royce (İngiltere), MTU (Almanya), Industria de Turbo Propulsores (İspanya) ve Avio (İtalya)) birini bu proje için temas noktası olarak belirlememizi talep etti. SSM/HVKK, bu ortaklardan Rolls-Royce firmasını EJ-200 için FX muhatabı olarak belirledi. Öte yandan Rus firması Rosoboronexport aracılığı ile tek motor için AL-31’den ve çift motor için RD-33’den de teklif istendi. Rus firması sadece motoru değil, tüm uçağı birlikte çalışmayı da önerdi. Ancak danışman uçak firması seçimi

tamamlanmıştı. Sadece motorla ilgileniliyordu. Tüm motor üreticilerin tesislerine TAI/SSM/HvKK olarak gidildi ve ürünler incelendi. Bir şartname hazırlanarak prototipler için teklif vermeleri istendi. General Electric, hissedarı da olduğu Eskişehir’deki TUSAŞ Motor (TEI) firmasını da teklifinin içinde montaj, test, işletme alanlarında değerlendiriyordu. Ancak bu durum rekabeti bozmamak adına diğer firmaların motor teklifleri incelenirken TEI’nin o çalışmalarda yer almasına da engel oldu.

Bu motor seçenekleri söz konusu 3 uçak konfigürasyonuna hayat verecekti. Motorların hangi irtifada hangi gücü verecekleri önceleri tahmini olarak hesaplanıp uçaklarda kullanıldı. Daha sonra performans hesaplarında aday motor firmalarından alınan irtifadaki gerçek motor güçleri kullanıldı. Çift motor hafif sıklet sınıfındaki 2x20k lb ile tek motor ağır sıklet sınıfı 1x30k lb isterlerinin tümünü karşılamasa da iyi sonuç veriyordu. Çift motor ağır sıklet sınıfındaki 2 x 30k lb itki ise isterlerin neredeyse tamamını karşılıyordu. Ancak iki F-16 motorlu bir uçak, işletme maliyetlerini çok yükseltebilir endişesiyle HvKK tarafından tercih edilmiyordu.

5.2 Kavramsal Tasarım boyunca Program Yönetimi:

Program yönetim toplantıları haftalık, aylık ve gerektiğinde en üst düzeyde olacak şekilde kurgulanmıştı. Haftalık ve aylık olanlar Proje ortak ofisinde icra ediliyordu. Kısa süre içerisinde Aselsan ve Roketsan temsilcilerinin de maliyet+metoduyla oluşturulan Tümlşik Ürün Ekibi (TÜE) içinde yer alması sağlandı.

Yabancı danışman firma seçimi, motor adaylarının belirlenmesi, yurt-içi kuruluşların programa daveti gibi önemli konular ise CEO Toplantısı denilen SSM ve HvKK Kurmay Başkanı ile yardımcıları seviyesinde tartışılıyordu. Firmalar burada GnMd ve yardımcıları düzeyinde temsil ediliyorlardı. SSİK seviyesi bir karar alınması gerekiyorsa da bu CEO toplantısı sonucuna göre SSM koordinasyonunda Genel Kurmay ve HvKK ile çalışılıyordu.

22.Şubat.2012 itibarıyla TAI Uçak Grubu FX Şef Mühendisliğini Hüseyin Yağcı üstlendi.

22.Şubat.2012’de Kore Devlet Ajansı DAPA ile bir kere daha ortaklık için görüşüldü. Toplantı sonunda, 2 yıl boyunca her iki projenin kendi kulvarında gitmesi, Ön Tasarım aşamasında ortaklık şartlarına bir kere daha bakılmasına karar verildi.

5.3 Ulusal İmkan ve Kabiliyetler Çalışması :

30.Mart.2012’de SSM’de TX/FX Sanayi Günü düzenlendi ve firmaları tanımaya yönelik hazırlanan anket belirlenen 143 firmaya gönderildi. Programda ne tür görevler almak istediklerini beyan etmeleri istendi. Neredeyse anket gönderilen tüm kuruluşlar programa ilgilerini cevaplarıyla gösterdiler.

5.4 Ulusal ARGE ve Teknoloji için Bilgi İstek Dokümanı:

Olası tüm teknolojiler uçuş, haberleşme, algılama, vurma ve saklanma başlıkları altında toplandı ve SSM/HvKK tarafından belirlenen 34 kuruluşa (üniversiteler, araştırma kurumları ve mühendislik şirketleri) Bilgi İstek Dokümanı (BİD) gönderildi. Bu dokümanda FX'te kullanılabileceği düşünülen mevcut ya da yeni teknoloji önerileri soruldu. Uygun bulunduğu Ön Tasarım Aşamasında takvimi ve maliyeti ile önce yalın bir teknoloji geliştirme projesi olarak, yeterince olgunlaştığında da FX'in ana takvimine eklenerek götürüleceği bildirildi. Bu BİD'lerden ne istendiğinin daha da iyi anlaşılması için üniversitelerin mühendislik bölümlerine ve mühendislik şirketlerine ziyaretler yapıldı ve süreç anlatıldı.

Bu 34 kuruluştan 300'e yakın teknoloji öngörüsü geldi. Bunların 130'u TAI'de çalışan mühendislerin yeni teknoloji önerileri idi. Bu öneri sahiplerinin tümüyle özel oturumlar yapılarak teknoloji öngörülerini dinlendi ve önemli bulunanlarla Teknoloji Geliştirme Projeleri (TGP) planlanmaya başlandı.

TGP'ler kurgulanırken, SSM ve HvKK bu BİD cevaplarını da gözeterek milli/kritik teknolojiler ve bunları geliştirecek ve destekleyecek kurumları da belirlemeye başladılar.

Teknoloji Geliştirme Projeleri bütçesinin malzeme gibi temel teknolojilerden ziyade, ana alt-sistemleri geliştirmek için kullanılmasına karar verildi. Haberleşme ve Seyrüsefer sistemi, Radar ve Elektronik Harp, Elektro-optik sistemler, dahili yuva mühimmat lançeri birer TGP olarak tariflendi. Genellikle Aselsan'ın başını çektiği bu TGP'ler için hangi kurumların da Aselsan'la birlikte çalışacağı da tarif ediliyordu. TGP sorumlusu kuruluşların ana yüklenici TAI ile mi, yoksa direk SSM ile mi sözleşme imzalaması gerektiğine ise karar vermek kolay olmuyordu.

Muharip uçak radarı ise motor gibi özel bir geliştirme programı olarak düşünüldü. Geliştirme programı için önce laboratuvarında, sonra mühendislerin de binerek havada test yapabileceği test platformunda denenmesi, daha sonra da F-16 ve FX'e entegre edilmesi en akılcı yöntem olarak belirlendi. Radar test platformu için HvKK'nın o dönem uçuştan almaya başladığı iyi durumda bir C-160 nakliye uçağını modifiye ederek kullanmayı önerdim. Böylelikle radar mühendisleri de uçakla uçarak radarı havada test etme fırsatı yakalayabilecekti. Ama projenin bütçesi ve yürütme şekli FX'in dışında değerlendirildi. SSM/HvKK başka uçakları da test platformu olarak araştırdı.

6.Mart.2012'de de Sayısal Uçuş Kontrol Sistemi geliştirme projesi SSM ile TAI arasında imzalandı. Bu çalışmayla da MMU'ya gidebilecek bir diğer sistemin çalışması başlamış oldu.

5.5 Öngörülen ve Öngörülemeyen Gelişmeler :

2012 Nisan'ından itibaren SAAB'ın da katılımıyla şöyle bir düzende çalışmaya geçildi. HvKK ekipleriyle SAAB ekipleri özel oturumlarda simülasyonlar yaparak Harekat İsterlerini çalışıyorlardı. TAI FX tasarımı ekibi de HİTD'yi karşılamak için en sonunda üçe düşürdüğü modeller üzerindeki tasarımlarını bir ay boyunca ilerletiyor ve geldiği noktayı SAAB'la paylaşıyordu. TAI tasarımları, her ayın bir haftasında ya Ankara'da, ya da Linköping'deki SAAB tesislerinde SSM/HvKK ekipleriyle birlikte topluca gözden geçiriliyordu. Bu çalışmaların sonunda 'şu isterin yeniden gözden geçirilmesi önerilir', gibi geri dönüşlerle birbirine çelişen veya karşılanamayan isterler SSM ve HvKK'lerine bildiriliyordu.

Program ilerledikçe, FX'te kullanılabilecek motorlar da yavaş yavaş netlik kazanmaya başladı. Mevcut motorlarla prototiplerin uçurulması, ilk uçuşlar için bir zorunluluk olarak ortaya çıkıyordu. Bu nedenle geliştirilecek bir motorun yol haritası ayrıca çalışılmaya başlandı. Bu durumda seçilecek mevcut motorun montaj şekli ve yuvası da geliştirilecek için bir tasarım şartı haline geliyordu, ki bu dünyada da uygulanan bir yöntemdi.

HvKK'nın FX'i mevcut F-16'lardan daha üstün bir uçak olarak istemesi son derece doğaldı. Sonunda teknolojideki ilerleme yeni uçağa da mutlaka yansımalıydı. Ancak önemli bir sistem olan motorun mevcutlardan birisi olarak prototipte uçacak olması, bir takım performans kısıtlarını da yanında getirmeye başladı. Bu motorlarla yeni FX tasarımları belli noktalarda isterleri karşılıyor, ancak bazı noktalarda da karşılayamıyordu.

Örneğin tek motorlu arkada yatay kuyruklu FX modeli, F-16 ile karşılaştırıldığında durum şuydu: İçinde hiç silah taşımayan ve neredeyse motorun etrafında ince bir çerçeveye örülen F-16'ya karşın, iç yuvalarında birçok mühimmat taşımak zorunda olan FX, doğal olarak daha büyük bir gövdeye sahipti. Burnuna yerleştirilecek yüksek performanslı AESA (Active Electronically Scanned Array) radar anteninin çapı da, dönemin sadece ABD'de bulunan en yeni teknolojileri ile bile yapılırsa, belli bir büyüklüğün altına inemiyor, gövdenin genişlemesine neden oluyordu. Daha büyük, uzun ve geniş bir gövde ise doğal olarak daha ağır bir uçak demektir. Bu uçağa 30000 lb itkili tek F-16 motoru takıldığında F-16'dan daha üstün manevra kabiliyetini yakalamak mümkün değildi.

2012'nin ilk yarısında yapılan çalıştaylarda SAAB uzmanları da TAI'nin bu yorumlarını haklı bulunca, isterlerdeki hedef rakamlar küçültüldü.

2012'nin sonlarına doğru takip edecek Ön Tasarım Aşamasına nasıl devam edileceği de görüşülmeye başlandı. İlk kurgudaki gibi uçak tasarımlarıyla isterlerin birbirine yaklaştığı, motor adaylarının netleştirildiği bir noktada yeni

dönemin maliyetleri ve takvimi de ortaya çıkacak, bir SSİK kararıyla 2013 içinde ara vermeden devam edilecekti. SAAB için de Programın devamında görev almak çok kritikti. Gripen'in yeni modeli için henüz bir satış görünmüyordu. FX projesi SAAB'ın mevcut personeli ve şirketin finansmanı için önemli ve yaşamsal bir kaynak olabilirdi.

FX'le İsveç Hava Kuvvetleri'nin ilgilenmesi proje için de çok güzel bir çözüm çıkarabilirdi. FX, Gripen'de mevcut olmayan dahili silah yuvası, AESA radarı, yeni yetenekleri de yanında getiriyordu. Böylelikle iki Hava Kuvveti bir araya gelip isterlerini buluşturabilir, bütçeler paylaşılabilir ve geliştirme de bir iş bölümü ile iki ülkede tamamlanabilirdi.

Ancak SSM/HvKK ekiplerinin İsveç'li muhataplarıyla bu konuyu görüşmeleri sonuç vermedi. FX benzeri bir uçak için henüz İsveç HvKK'lerinde bir ihtiyaç ve buna bağlı da bir bütçe yoktu. Ortadaki tek ihtiyaç ve bütçe sadece Türkiye tarafından ortaya konuyordu.

5.6 Kırılma Noktası

Kavramsal Tasarım aşamasının bitmesine 8-10 ay kala, SAAB'ın çalıştaylardaki yaklaşımında bazı değişiklikler oldu ve TAI tasarımlarına yorum vermektan kaçınmaya başladılar. Bu da geliştirilen tasarım ile HvKK isterlerinin yakınlaşmasına engel olmaya başladı. Artık HvKK ekibi isterlerinde bir değişiklik yapmak istemiyordu.

Bu aşamada, Programın çok temel bir kırılma noktasına geldiğimizi yaşayarak görecektik. Çünkü kısa bir süre sonra anlaşıldı ki, HvKK ekibi ile isterler üzerine özel görüşmeler yaparken, SAAB geçerli isterleri kendi tasarlayacağı tek motorlu (30k lb) kanardlı bir modelle karşılayabileceğini belirtmiş. Doğal olarak artık isterlerinin karşılanabildiğini düşünen HvKK de daha fazla düzeltme yapmaz olmuştu.

Bu tekliften sonra, dönemin HvKK Proje Yöneticisi TAI'nin modelleri yerine tasarımı SAAB'ın bu önerisine nasıl döndürebileceğini düşünmeye başladı. SAAB, takip edecek Ön Tasarım Aşamasında işi %50-%50 paylaşmak ve seri üretim aşamasında da FX'in belli bir bölümünü İsveç'te yapmak istediğini belirtmiş. Bu şartlar sağlandığında da tasarımı TAI ile paylaşabilirim, demiş.

HvKK ekibi bir yandan ben ve ekibimi SAAB'ı projeye danışman yerine tasarımcı olarak almaya zorlarken, bir taraftan da SAAB'ı tasarımı bize açması için sıkıştırıyormuş. Doğal olarak programın başında üzerinde yoğun emek harcanan Fikri Mülkiyet hakları, tasarımın Türkiye Cumhuriyeti'ne ait olması gibi konular yeniden masaya yatırıldı.

Ancak o güne kadar TAI'nin tasarım yaptığı, SAAB'ın yorum verdiği bir çalışma düzeninden, SAAB'ın tasarımının çalışıldığı bir modele geçiş mümkün müydü ve nasıl gerçekleşecekti?

SAAB, 30.May.2013'te ısrarlara dayanamayarak isterleri karşıladığını iddia ettiği tasarımı TAI ile paylaşmaya karar verdi. HvKK Proje Yöneticisinin beklentisi, TAI'nin göremediği tasarım çözümünü SAAB'ın görmüş olduğunun herkes tarafından kabul edilerek, ilerlenmesi idi. Bu kez TAI ekibi kendini SAAB tasarımı inceler konumunda buldu. SAAB'ın çözümü tek motorlu hafif sınıfta önde kuyruklu (kanardlı) bir modeldi. FX.6'da tek motorlu kanardlı modeli çalışmış olan TAI ekibi acaba hangi konularda kısa kalmıştı?

Yaklaşık iki haftalık bir gözden geçirme sonunda SAAB'ın çizdiği uçağın bazı varsayımlar yapılarak oluşturduğu ortaya çıktı.

AESA teknolojisi ile belli bir mesafeden belli büyüklükteki hedefleri görebilen bir radarın anten büyüklüğü, TAI çözümünde ABD'deki güncel radarların (F-35/F-22) büyüklüklerini baz alıyordu. Çünkü HvKK isterleri doğal olarak o dönemde dünyadaki en yetkin radarlara bakılarak yazılmıştı. SAAB ise 600 civarı HvKK isterinden çoğunu gözardı edip sadece süperseyir yapabilmeye odaklanmıştı. Örneğin FX antenin güncel AESA radarlarından çok daha küçük olacağını varsayıyordu. Bu da gövde çapında çok önemli bir daralmaya izin veriyordu.

Daralmaya karşın SAAB'ın gövde çözümü, içinde dahili silah yuvalarında birçok füze taşıyan, F-16'dan iki metreye yakın daha büyük, daha geniş kanat alanına sahip ve 1,5 tona yakın ağır olmasına karşın, F-16 motoru takıldığında F-16'dan daha çevik hareket edebiliyordu.

Bu iki nokta sorulduğunda, SAAB'ın cevabı TAI ekibini teknik olarak doyurmadı. İleride bir gün radarlar küçülse de aynı performansı verecek; keza malzemeler de çok hafifleyecek ve uçak büyüse de manevra performansı çevikleşebilecekti. Tabii ki elektronik sistemlerin zamanla küçüldüğü doğru bir olguydu ve tabii ki malzemelerin de hafiflemesi beklenirdi. Ama önerilen çözüm bunları belli bir teknik gerekçeye dayandırmaktan çok, HvKK'nın süperseyir isterlerini karşılayacak uçak bu büyüklükte olur. O zamana kadar da antenler mutlaka küçülür, malzemeler de mutlaka hafifler gibi bir varsayımına göre çizilmişti.

5.7 Program Taraflarının Bakış Açılıarı

Bu noktada akışa biraz ara verip herkesin durumuna bir göz atmakta fayda var:

Daha önce isteğine göre özel bir uçak yaptırmamış HvKK, isterlerini karşılayabileceğini söyleyen bir uçak üreticisini bulunca ona dört elle sarılıyor. Firmanın geçmişte yaptığı uçakları düşünerek, herhalde bir bildiği vardır, diyor. Çünkü diğer yanda TAI, Hürkuş ile Anka üzerinde çalışıyor. Ama FX doğal olarak farklı bir uçak. Artık isterleri karşılanabildiğine göre daha da küçültmeye gerek yok, diyor.

Kısıtlı mali ve idari kaynaklarla programı yönetmeye çalışan SSM Proje Yönetimi, asıl kaynak gerektiren Ön ve Detay

Tasarım Aşamalarını takvimini ve maliyetini en doğru şekilde görmeye çalışıyor. SAAB'la daha önce başka programlarda hiç çalışmamış. Ama tasarımda SAAB'ın da çalışması güven uyandırabilir. 'TAI Ana yükleniciliğinde FX yapılıyor' durumunu bozmadan SAAB'ı da iş yapar bir modelde programa katmak mümkün olabilir mi? diye düşünüyor.

Başlangıçta SAAB'ın özellikle tasarım uzmanlarının geldiği dönemde birlikte çalışmaya TAI olarak biz de son derece sıcak bakıyoruz. Ancak projenin ilerleyen aşamalarında karar verici olarak gördükleri için, HvKK ve SSM ile projenin devamını kurgulayan yaklaşımlarını doğru bulmuyoruz. Özellikle belli bir temele dayandırılmayan teknik varsayımlarla, belki de ticari kaygılarını önceliklendirip kendi tasarımını öne çıkarması, SSM/HvKK'da güven oluştururken bizde ise güven sorunu yaratıyor.

Biz de isterleri karşılamaya çalışırken pekala şöyle diyebilirdik: İleride motorların gücü mutlaka artar. Bir gün 30k yerine 40k lb itkili motor da gelir ve HvKK isterleri karşılanır. Hiç sorun olmaz. Ama memleketin bu en hayati havacılık projesinde bildiklerimizin en doğrusunu, en gerçeğini söylemeyi tercih ediyoruz. Çünkü bizce HvKK isterlerinin bütünü ancak çift motorlu ağır sınıf uçakla karşılanabilecek cinsten.

HvKK Proje Yöneticisinin 'Bırakalım SAAB yapsın, başaramaz ise ceza keseriz' sözü bugün halen kulaklarımda. Yani yıllarca çalışılacak ve sonunda isterlerin bir kısmı karşılanamaz ise, o uçakla yetinilecek ama ceza kesilerek sorun çözülecek. Buna cevap olarak da ben 'Ama F-16 motoruyla F-16'dan büyük, ağır ama daha çevik bir uçağı yapabilseydi F-16'nın üreticisi yapardı' diyorum. (Nitekim F-35'te Lockheed Martin ABD HvKuv isterlerini ancak 43k lb itkili bir motor ile ancak sağlayabildi.) Bir mühendis olarak inanmadığım bir hayale 'olur' demek, zor.

5.8 TAI'nin Destek Yaklaşımı

TAI'nin teknoloji değerlendirmesinde de ortaya çıktığı üzere FX için gerekli birçok teknolojide başlangıç aşamasında olduğumuzu en başından bu yana ortaya koymaktan çekinmedik. Özellikle Ön ve Detay Tasarım aşamalarında, örneğin hava alığının detay tasarımı, dahili yuvaların kapak açıkken aerodinamiği, akustiği vb. konularında mutlaka desteğe ihtiyaç duyduğumuzu hep söyleyedurduk. Ancak kavramsal tasarım aşamasında bir uçak için yapılacak hesaplar, yılların uçak tasarımcısı olarak benim gözümde, sanıldığı kadar karmaşık değil. Sonuçta performans hesapları, G-çekme hesapları, ağırlık tahminleri vb Hürkuş deneyimi yaşamış mühendislerin rahatlıkla yapabileceği hesaplar. Bu nedenle halen de inanıyorum ki, hareket isterlerini karşılayan uçakların kavramsal tasarımı, o günkü Uçak Grubu'nun FX'e verdiği mühendislerin altından rahatlıkla kalkabileceği konulardı.

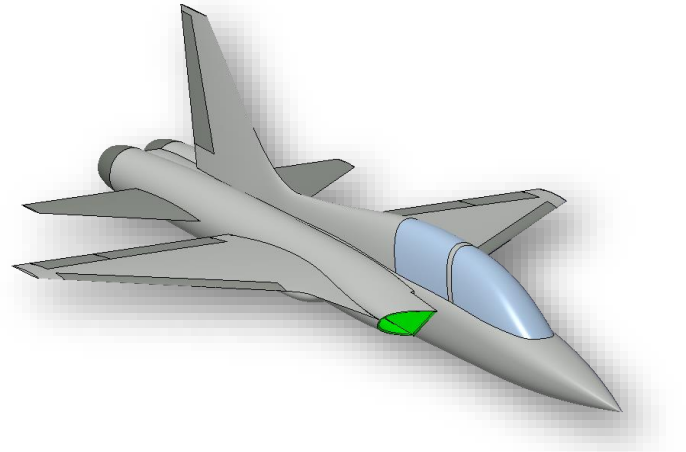
TAI mühendislerinin isterlerin yumuşatılması önerisine karşın, SAAB'ın tümünü karşılar çözüm önerisi Program Taraflarını içinden çıkılması zor bir duruma soktu. SSM/HvKK için, ekiplerinde daha önce benzer hesaplar yapan olmadığı için doğruyla yanlış ayırt etmek güç. Dolayısıyla tüm kapılar 'SAAB daha önce uçak yaptı. Bir bildiği vardır'a çıkıyor. Bizim hesaplarımızın da, yorumlarımızın da hükmü kalmıyor. Yapsa F-16 üreticisi yapardı, benzetmem de doğru bir yorum olmasına karşın sadece güvensizlik yangınına körükle hava üflüyor.

SAAB'ın %50 iş payı almasının modelleri konuşuluyor. Konsorsiyum olsa, TAI ile işi paylaşılsa. Bu tartışılabilir, diyoruz. Ancak asıl istenen en önemli nokta, bir iş paylaşımından öte programdaki teknik kararları SAAB'lı mühendislerin verdirmek ve performanstan SAAB'ı sorumlu tutmak. Bunu hazmedemiyoruz ve yola çıkış noktamıza uygun bulmuyoruz. Özellikle, İsveç Hükümetinin programa ortak olmayı düşünmediğini net olarak belirtmiş olmasından sonra bu seçenek bizim için yok hükmünde.

5.9 TX Projesi

Aslında TX/FX Sözleşmesi iki uçağın da kavramsal tasarımının çalışılmasını gerektiriyordu. Ama iki yıl boyunca ağırlıklı olarak hep FX çalışıldı. SSİK kararında da yer alan TX için iki yıllık sözleşmenin bitimine bir ay kala Ağustos.2013'te HvKK.lığı ilk sürüm HİTD'sini yayınladı. 2020 yılı civarında T-38'leri değiştirecek bu uçağın çift motorlu, sestem hızlı ve radar/hafif silah taşıyan bir uçak olması istendi. Bu isterleri tümüyle karşılayan bir uçak olmadığı için de yine mevcut motorlarla Kavramsal bir Tasarım yapılarak bir raporla SSM/HvKK'ya sunuldu.

2 adet 9000lb time gücünde motorlu bu uçağın hafif silahlarıyla birlikte 12 tondan biraz büyük olması ve 1.1 Mach hızında gitmesi planlandı. Bkz.Şekil 9.



Şekil 9 TX Kavramsal Tasarımı

SSM/HvKK.ya TX için yeni bir uçak ya da mevcut bir uçağın yerli sistemlerle donatılarak verilmesi dahil tüm iş modellerine açık olduğumuz da ayrıca bildirildi. Konu FX önceliklendirilerek bir dönem daha beklemede kaldı.

6. KAVRAMSAL TASARIM DÖNEMİ SONUÇLARI VE ÇIKTILARI

Birlikte çalışma modelleri, SAAB'ın teknik karar verici olmasının sağlanması ve buna TAI'nin itirazı, programda farklı bir döneme girilmesine neden oldu. Öncelikle TAI'nin 2013 sonunda kadar hazırlaması beklenen 9 kitabın hepsi teslim edilmesine karşın, kabulleri hemen yapılmadı. Özellikle tasarlanan uçakları tarif eden Uçak Tanımlama Dokümanına, Proje Yöneticisinin emri ile yüzlerce yorum yazıldı. Sonucu belirsiz bir döneme girildi. Bu kitaplar ancak bir yıla yakın bir süre sonunda kabul edilecekti.

6.1 Yeni dönemin Gelişmeleri

Projenin tıkandığı bir noktada Devlet tarafında kurulacak PYO'ya karşı Ana Yükleniciliğin TAI'den alınıp SAAB'ın da ortak olacağı Jet A.Ş. gibi yeni kurulacak bir şirkete verilmesi düşünüldü. Bu duruma TAI Yönetimi dışında dönemin SSM Murad Bayar da karşı çıktı.

Yönetim modelleri vb ile ilgili görüşmeler sürerken, aslında tasarım ve uçaklarla ilgili çalışmalara hiç ara verilmedi. Ekipler uçakların tasarımını iyileştirmeye ve motor gibi önemli sistemlerin üreticileriyle görüşmeye devam ettiler.

Aralık 2013'de mevcut motor için şartnameler RR/GE/P&W/Snecma ve Rus motor üreticilerine gönderildi.

Bu dönemde özellikle HvKK ile hasarlanan ilişkileri yeniden oluşturmak için hem Devlet tarafının, hem de TAI'nin kabul ettiği bir pilot subay, emekliye ayrılarak TAI Teknik ekibinde kritik bir göreve geldi.

SSM/HvKK, TAI'nin organik yapısında değişikliğe gidilerek Muharip Uçak Grup Başkanlığı kurulmasını talep etti. Başlangıçta FX'te görev yapacak birçok mühendisin yetiştiği diğer uçak projeleri de gözetilerek, bir dönem daha Uçak Grup Başkanlığına bağlı bir Grup Müdürlüğü olarak kurulması önerimiz kabul gördü. Muharip Uçak Grup Müdürlüğü, Şubat 2014'te kuruldu. FX ve Özgür Programları bu yapıya bağlandı. Hem teknik anlamda yetkin, hem de SSM/HvKK ekipleriyle iletişimde olacak özel bir Yönetici için çeşitli adaylarla görüşüldü. İlk aşamada Programlar Grup Müdürü Cüneyt Sohta vekaleten atandı.

Bu yeni dönemde FX Programını ilgilendiren şöyle gelişmeler yaşandı:

Airbus Defense şirketi Ön Tasarım için destek olmak istediğini beyan etti.

11.Nisan.2014 tarihinde İsmail Demir SSM olarak atandı. 28.Nisan'da göreve başladı. FX'le ilgili ilk değerlendirmesi,

öncelikle TX'in yapılarak tecrübe kazanılması ve sonra FX'e girilmesi yönünde oldu. Bu nedenle Mayıs.2014 SSİK toplantısında FX gündem olmadı.

2014 Yazında Airbus Defense, Boeing, Lockheed Martin gibi üreticilerle FX Ön Tasarım için destek modelleri görüşüldü.

BAE firması da hem FX'e destek olabileceğini, hem de TX için Atak iş modelindeki gibi Hawk'ı önerebileceğini belirtti. Bu modelde mevcut Hawk, Türk şirketleri öncülüğünde Türk sistemleri ile donatılarak HvKK'ne verilebilir, dendi.

Alenia firması da 346 uçağını benzer bir modelde TX için önerdi.

Haziran 2014'te GE ve Eurojet motor tekliflerini verdi.

Ağustos 2014'te Ukrayna'da Motor-Sich ve Ivchenko Progress ile yeni bir FX motoru geliştirmesi görüşmeleri yapıldı. Bu aslında motor adaylarından biri olarak görmek istediğim bir modeldi. TEI Genel Müdürü de Kasım.2014'te ziyarette bulunarak geliştirmeyi görüştü.

Ağustos 2014'te Özgür Kritik Tasarım Gözden Geçirme sürecini başarı ile tamamladı.

SSM İsmail Demir, HvKK'ne FX yerine TX'i önceliklendirdiğini bildirdi. Bu nedenle Program ile ilgili bir duraklama dönemine girildi. HvKK Proje Yöneticisi Kasım.2014'te MSB ve İsmail Demir ile görüşerek artık Milli Muharip Uçak olarak anılan MMU'nun yeniden hareketlenmesini sağladı. MMU yeniden hareketlenince de PYO faaliyetleri yeniden canlandı.

Sayısal Uçuş Kontrol Bilgisayarı programında laboratuvar kabul testleri Aralık.2014'te başladı. Testler Şubat.2015'te başarı ile sonuçlandı.

30.Aralık.2014'te SSİK'e girmek üzere MMU bütçesel teklifimizi imzaladık. 7.Ocak.2015'te karar almak için değil bilgi vermek için SSİK'e girdi. MSB çift motoru önceliklendirin, diye talimat verdi.

2015.Ocak'ında bu kez STM anayükleniciliğinde TAI, Aselsan ve yabancı firmalardan elemanların kiralandığı bir MMU Şirket yapılanması konuşulmaya başlandı.

SSM ve HvKK üç seviyeli kurulla program yönetimini tarif etti : PYO, Mevcut yapı olacak. Başkanı asker. Proje İstişare Kurulu: SSM, HvKK Kur Bşk ve Genel Kurmay Plan & Prensipler (P&P); Proje Üst Kurulu: SSM, SSM Yrd ve HvKK P&P.

13.Şubat.2015'te HvKK Proje Yöneticisinden bir yazı geldi. Subayların kendi aralarında oylama usulü ile TAI mühendislerinin tek tek seçildiğini ya da elendiğini ve seçilenlerin de derhal PYO'nun emrine görevlendirilmesini istiyordu. Elenenler içinde Kavramsal Tasarım aşamasında

bütün seçenekleri çalışan ekibin başı Şef Mühendis de vardı. Anlaşıldı ki, zaten Şef Mühendis olarak bir SAAB'lı seçilmiş, pazarlığı ve yıllık alacağı belirlenmiş idi. Seçilen yabancı şef mühendis ve diğer mühendisler, adam kiralama yöntemiyle TAI tarafından kiralanacak, PYO'nun emrine verilecek ve masrafları SSM'ye beyan edilerek ödenecek, dendi. Böylelikle tasarım ofisi PYO'ya bağlı bir birim olarak yeniden kurulmuş oldu. Bu durum kurumsal olarak TAI'nin ana yükleniciliğinin de askıya alınması anlamına geliyordu. TAI yönetimi olarak bu kiralama modelini ara bir model olarak gördüğümüzü ve 6 ay ile sınırlı tutulmasını istediğimizi belirttik.

6.2 PYO'nun Kurulması

16.Şubat.2015'te Balgat'taki TUSAŞ Binası, FX PYO olarak açıldı. SSM Proje ekibi yabancı firmalara şartname gidene kadar bu modelde çalışmanın SSİK kararlarına da uygun olduğunu belirtti.

Mart.2015'te PYO tarafından listesi belirlenen yabancı üretici firmalara performans sorumluluğunu da veren RFI (Request for Information, Bilgi İstek Dokümanı) gitti. Airbus Defense, BAE, Boeing, SAAB ve Lockheed Martin'in yanısıra listeye Brezilyalı Embraer, Kanadalı Bombardier, Amerikalı Sierra Nevada Corp., Çinli CATIC, Rus Rosoboronexport ve Japon firmaları da eklendi. Gönderilen RFI'ya TAI olarak bizim destek almayı beklediğimiz teknik konular da eklendi.

Mart.2015 sonunda Yabancı Şef Mühendis PYO'da çalışmaya başladı.

7. ÖN TASARIM TEKLİFİ

Nisan.2015'te Proje Üst Kurulu, yeniden TAI Ana Yüklenici olacak, dedi. YİF'in durumu ise netlik kazanamadı.

Nisan.2015'te SSM İsmail Demir, TAI'ye yayınlanacak MMU şartnamesini onayladı. İlk 4 yılı kesin, takip eden 8 yılın ise bir tavanla belirleneceği bir bütçe için TAI'den teklif istendi.

24.Nisan.2015'te TAI olarak teklifimizi verdik.

27.Nisan.2015'te SSİK verilen teklifimiz üzerinden SSM'ye ilk dört yıl için sözleşme görüşmelerine başlama yetkisi verdi. Takip eden 8 yıllık tavan teklif için ise bütçede karşılığı olmadığı için kararda yer almadı. Ön Tasarım Aşamasında hem tasarım çalışmaları detaylandırılacak, hem de motor seçimi yapılarak tedarik aşamasına geçilecekti. Teknoloji geliştirme projeleri de bu dönemde başlatılacaktı. Hangi TGP'nin kim tarafından yönetileceği de titizlikle çalışılıyordu. Sonunda SSİK kararında TGP'lerin tümü TAI üzerinden olacak ve SSM/HvKK seçimine göre firmalara dağıtılacak bir model ve bütçe olarak yer aldı.

14.Mayıs.2015'te Proje Üst Kurulunda SSM İsmail Demir, TX'de tecrübe kazanımının çok önemli olduğunu, bu nedenle Amerikalı Sierra Nevada firmasının teklif vermeye hazırlandığı ABD Hava Kuvvetleri Jet Eğitim Uçağı (US-TX) ihalesinde TAI'nin de ortak olarak görev alması gerektiğini bildirdi. Oradaki deneyim FX'e de yarayacaktır, dedi. SSM'nin bu yaklaşımının, HvKK P&P tarafından da desteklendiğini, TAI Yönetim Kurulunun emekli general üyelerine gelen telefonlardan da anlayabiliyorduk. Hatta görüşmelerin hızlandırılması, bir SSM yetkilisinin de dahil edilmesi ve SNC ile ortaklık anlaşmasının bir an önce hayata geçirilerek, TAI'deki ve ABD'deki çalışma ekiplerine TAI mühendislerinin katılması üst makamlarca çok yakın takip ediliyordu. TAI Genel Müdürü de alınacak her kararı, aktarılacak her parayı Yönetim Kurulu onayına sunmaya başladı ve SSM/HvKK'nın bilgilendirmesine de devam edildi.

Bu sırada Mayıs.2015 boyunca TAI Muharip Uçaklar Grup Müdürlüğü pozisyonu için birçok isimle görüşüldü. Bu isimlerle uzlaşa sağlanamayınca, TAI Teknoloji Başkanlığından Eyüp Serdar Gökınar, SSM ve HvKK oluru da alınarak vekaleten Grup Müdürü olarak atandı. 30.Haziran'da da asaleten atandı. Grup Müdürlüğü, Uçak Grup Başkanlığına şematik olarak bağlı olsa da Genel Müdür ile çalışacak dendi.

4.Haziran.2015'te Yabancı İşbirliği Firması (YİF) için hazırlanan destek konuları şartnamesi PYO onayını takiben yine PYO tarafından uygun görülen yabancı firmalara yayımlandı. RFI'lara cevap vermeyen ya da red cevabı verenler elenerek, Airbus Defense, Alenia, SAAB, BAE ve CATIC firmalarına davet usulü şartname verildi. Sözleşme kurgusu olarak TAI'nin altyüklenicisi olacağı belirtilmesine karşın, YİF'in TAI ile birlikte uçağın performans garantisini vermesi ve programda kullanılacak her teknolojinin ihracat lisanslarını da alması şart koşuldu.

3.Temmuz.2015'te Vecdi Gönül yeniden MSB oldu.

14.Ağustos.2015'te Hv.Plk.Org. Abidin Ünal HvKK olarak görevine başladı.

Ağustos.2015'te Çin'in CATIC firması, Airbus Defense, BAE ve SAAB tekliflerini TAI'ye ilettiler. Teknik açıdan Airbus Defense ve BAE en önde gelirken, bir motor çözümü üretmediği için Çin'in teklifi uygun bulunmadı. Teklif bedelleri açıldığında en yüksek rakamı SAAB'ın verdiği anlaşıldı. 2015 senesinde Gripen ile Brezilya için savaş uçağı ortak üretim projesini kazanmış SAAB, aynı zamanda Boeing ile de ABD Jet Eğitim Uçağı ihalesinde ortaklığa girmişti.

24.Kasım.2015'te İsmet Yılmaz yeniden MSB oldu.

Kasım.2015'te TAI olarak YİF tekliflerini puanlayarak SSM/HvKK'ya ilettik. SSM İsmail Demir'e yapılan sunum

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

sonrası BAE ve Airbus Defense ile görüşmelere devam kararı verildi. BAE dışında, RR, Martin Baker ve Selex Radar gibi İngiliz firmalarının da görev alabilecek olması ve SSM/HvKK ile yakın temas kuran tüm bu firmaların yetkinliğine kefil olup ihracat lisansı veren İngiliz Savunma Bakanlığı desteği, BAE'yi öne çıkardı. SSM, 23.Kasım.2015'te BAE ile görüşmelere başla yazısını gönderdi. TAI'ye de YİF sözleşmesi imzalanmadan Ön Tasarım Aşaması Ana Yüklenicilik sözleşmesinin de imzalanamayacağı bildirildi.

SSM İsmail Demir Aralık 2015'te SNC ile US-TX ihalesi için yapılacak görüşmelerin hızlandırılmasını TAI'den rica etti. Hatta özkaynaklarıyla ancak %10'a kadar ortak olabilecekken, TAI'nin ABD'deki projeye yarıya yakın ortak olabilmesi için gereken maddi kaynağı, kredi olarak SSİK'ten çıkarabileceğini ifade etti. Nisan'da kredi kararı GenKur ve MSB tarafından da imzalandı. Nisan ayında SNC'nin ABD Hükümetinden TAA (Technical Assistance Agreement : Teknik İşbirliği İzni) onayı getirmesi, SSM kredisini TAI'ye aktarmak için ön şart olarak belirlendi.

Ocak.2016'da HvKK Proje Ekibi tarafından, RR'dan EJ200 motorunun yanısıra seri üretim aşaması için de yeni bir motor tasarımı teklifi istendi. Ama bu Ön Tasarım aşaması maliyetlerinden ayrı tutuldu.

9.Şubat.2016'da Özgür F-16C uçağına yerli elektronikler entegre edildikten sonra ilk kez güç verildi. Uçak 5.Nisan'da ilk motor çalıştırma, 2.Mayıs'ta ilk koşu, 9.Mayıs'ta da ilk uçuşunu gerçekleştirdi. Tüm Proje taraflarının birlikte sevindiği nadir günlerden biri oldu. Aslında bu projeyi uzun süre gizli tuttuk, desteklerle beraber olumsuz tavırlara da şahit olduk ama öneminin ve aslında nereye gideceğimizin taşlarını döşediğimizin çok farkındaydık.

PYO 17.Şubat.2016'da ODTÜ Teknokent'teki TAI binasında çalışmaya başladı. TAI'den Akıncı'daki yerleşkesinde özel bir MMU binası yaptırması da anlaşma maddelerinden biri oldu.

Nisan.2016'da Rolls-Royce yeni motor geliştirme teklifini verdi. Prototipin ise hazır motorla uçurulması kararı verildi. PYO Yöneticisi Ukrayna'nın motor çözümlerinin FX için tercih edilmediğini bildirdi.

Mayıs.2016'da MMU'nun çift motorlu yapılması kararı resmen verildi.

24.Mayıs.2016'da Fikri Işık MSB oldu.

13.Temmuz.2016'da US-TX programı için SNC ve TAI'nin ortak çalışmasına ABD hükümeti TAA onayı verdi. Bunun üzerine İngiltere'deki Farnborough fuarında TAI ile SNC ortaklık anlaşmasını imzaladı. 1.Ağustos.2016'da SSM'den alınan kredi avans olarak yatırılarak, ortaklık sözleşmesi yürürlüğe sokuldu. 10.Ağustos'tan itibaren 60'a yakın TAI mühendisi ABD'deki ortak çalışma ofisine görevlendirildi.

8. MMU ÖN TASARIM SÖZLEŞMESİNİN İMZALANMASI

MMU Ön Tasarım Aşaması Sözleşmesi 12.Temmuz.2016'da İngiltere'deki Farnborough fuarında SSM İsmail Demir ile TAI Yönetim Kurulu Başkanı Nejat Bilgin ve Genel Müdür Muharrem Dörtkaşlı tarafından imzalandı. Yürürlüğe girme şartı olarak da TAI ile YİF arasında sözleşmenin paraflanması kondu. 5.Ağustos.2016'da TAI Kati Teminat mektubunu SSM'ye sundu ve MMU projesi yürürlüğe girdi.

Ekim.2016'da TAI Genel Müdürlüğü görevine Temel Kotil atandı.

17.Kasım.2016'da SSM, MMU avansını TAI'ye aktardı ve takvim başladı.

2017 başında TAI'nin US-TX Programında görevlendirdiği tüm mühendisler, Genel Müdür emriyle geri çekilerek ortak çalışma sonlandırıldı. 30.Aralık.2016'da yayımlanan US_TX şartnamesine Lockheed Martin-KAI, Raytheon-Alenia, Boeing-SAAB takımları teklif verdi. 27.Eylül.2018'de Boeing-SAAB takımının ABD'deki ihaleyi kazandığı açıklandı.

9. SONUÇ VE DEĞERLENDİRME:

Neredeyse tüm projeleri Hava Kuvvetleri Komutanlığı için çalışan TAI Uçak Grup Başkanlığım sürecinde iyi ve zor günlerim oldu. Dünyadaki benzer projelerde de olduğu gibi, öngörülemedik nedenlerle Uçak Grubu projelerinde de gecikmeler ve bütçe aşmaları mutlaka olmuştur. Ama bir yandan da Hürkuş gibi güçlü ve zor bir uçak sıfırdan geliştirildi. Uçuşaelverişliliği ve Türk uçağı olarak tescili hem Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü, hem de Avrupa EASA yetkilileri tarafından onaylandı. T-38, C-130 ve en sonunda F-16 Özgür Projelerinde özgün sistemlerle aviyonik entegrasyon çalışmaları benim gözümde ihtiyaca cevap vererek başarıya ulaşmıştır. T-38 ve C-130 halen de emniyetle uçuyor. Anka projesinin başlatılması ve ilk uçuşunun yapılması yine bu dönemde gerçekleşti. Mevcut 163 F-16 Blok 40 ve 50'nin modernizasyonunda aynı anda altmış kadar F-16'yı tesislerimizde takvimine uygun modernize edebildik. Yeni 30 F-16 Blok 50+ da bu dönemde takvimine uygun üretildi ve teslim edildi.

MMU uçağı özelinde bilmediklerimi hep açık yüreklilikle ifade ettim. Bilene danışmaktan hiç gocunmadım. Ancak görevin bende olduğu dönemde danışarak yapmak ile danışmana yaptırmak arasındaki çizgiyi de hep özenle korudum. Bu nedenle "Kavramsal Tasarımı SAAB yaptı" cümlesini asla kabul etmem.

Meslek ahlakım teknik olarak doğru bulmadığım konuları her zaman dile getirmeyi gerektirdi. Bu yaklaşımım, yabancı

firmaya aşırı güven ve görev verme krizinde, özellikle HvKK Proje Yöneticisi ve ekibinin bazı elemanları tarafından ben ve ekibimin değiştirilmesi ile sonuçlandı. HvKK MMU Proje ekibinin beni ve liyakatleri nedeniyle görev verdiklerimi istenmeyen adam ilan ettiği bir rolde ısrar etmenin bir anlamı yoktu. Kasım 2015'te ayrılma kararımı GnMd. Muharrem Dörtkaşlı'ya ilettim. Uzun yıllardır karşılıklı güvenle sırt sırta vererek çalıştığım birisi olarak, o da özellikle sona yaklaşan diğer projelerden dolayı bu kararımı ertelememi rica etti. Gerçekten de gerek Hürkuş'un tamamlanması, gerekse Özgür ve diğer projelerdeki ilerlemelerle MMU dışında bir dönem daha görevime inançla devam ettim.

MMU Programı, kurgusuna başladığım ilk andan itibaren en heyecanlandığım Program oldu. Savaş uçaklarının ortalama geliştirme süresinin 20 yıl civarında olduğu varsayımıyla, 23. meslek yılımda başladığım MMU gibi çok uzun soluklu bir programı bitirmenin çalışma ömrüme sığmayacağı ve bir yerde devretmenin mutlaka gerekeceğinin bilincindeydim. Gönül isterdi ki, 2016 yılındaki görev devrini yetkinliklerinden hiç şüphem olmayan bir ekibe devretmiş olayım. Geçmişte başka projelerde önemli görevler yapan pek çok arkadaşımın sistemin dışında kaldığına üzülüyor olmakla birlikte, şu an MMU'nun en kritik pozisyonlarında yine o dönemlerde çalışmış bazı arkadaşlarımın görev yaptığını duyduğumda çok mutlu oluyorum.

Bugün KAAAN'a baktıkça iyi düşünülmüş bir uçak görüyorum. Umarım bir gün kolundaki İHA'ları hareket ortamında yönlendiren arka koltuklu tipini de görürüz. Çift 30k itkili motorla en azından HvKK isterlerinin çoğunu karşılayabileceğini anlıyor, bu büyüklük için tek motora dayalı yanlış bir patikada ilerlenmemiş olmasını memleketim için kazanç kabul ediyorum.

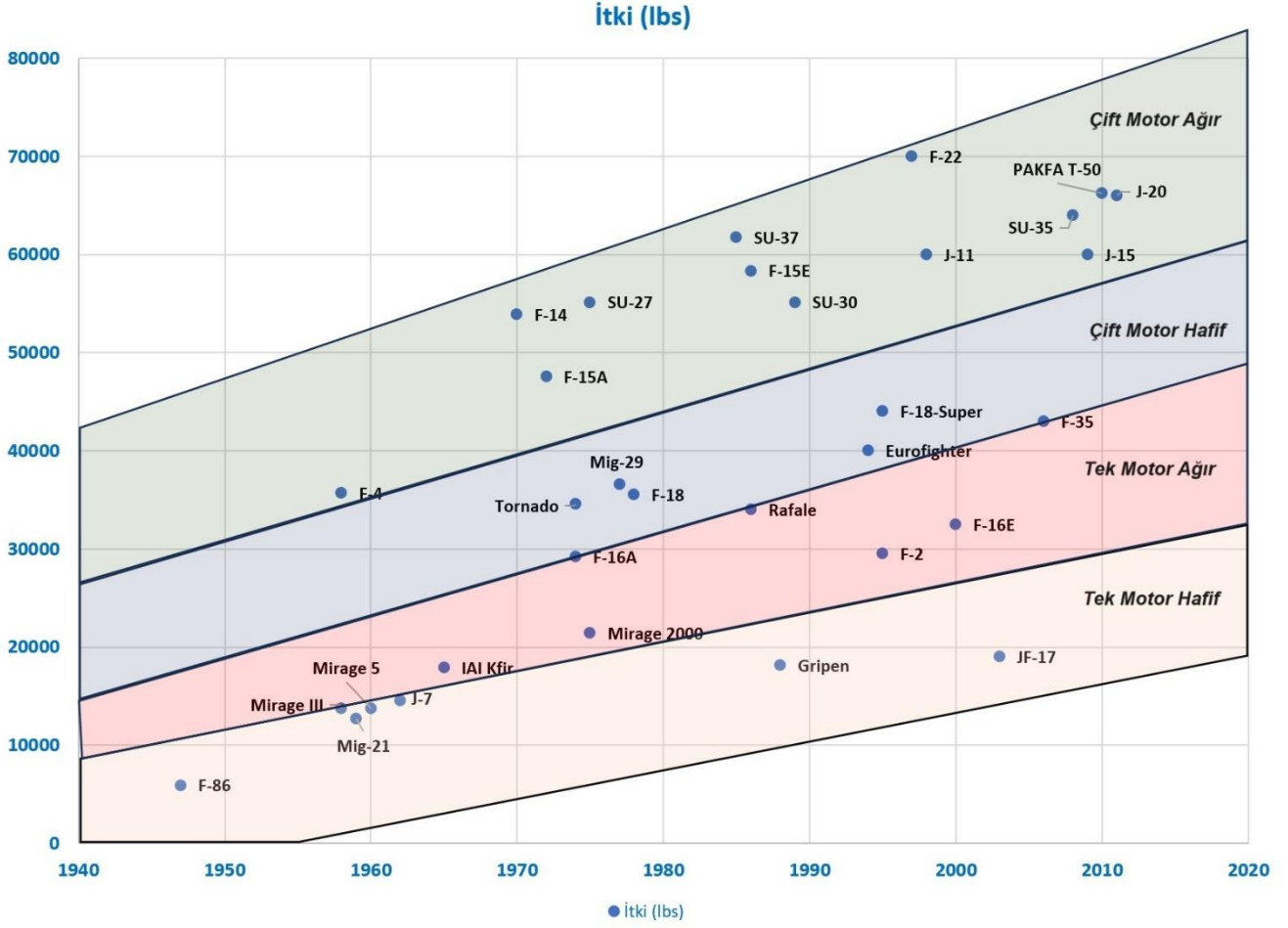
Yolu açık olsun.

10. ÖZGEÇMİŞ

Özcan Ertem

1984 yılında ODTÜ Havacılık Mühendisliğinden Lisans, 1987 yılında Yüksek Lisans derecesini aldı. 1987-1990 yılları arasında Türk Hava Kurumu'nda önce Bakım Mühendisi, sonra Bakım Müdürü olarak görev yaptı. Pilot Lisansını aldı. 1990'da TAI'ye Tasarım Mühendisi olarak girdi. 2017'de TAI Uçak Grup Başkanlığı görevinden emekli oldu. 3 İnsansız, 2 İnsanlı Uçağın tüm geliştirme süreçlerinde görev yaptı, yönetti. Halen Oregon Eyalet Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümünde, Havacılık ve Uzay Mühendisliği dersleri vermektedir.

Makine Mühendisleri Odası Üye No: 52889



Şekil 2 Uçakların Sikletlerinin Gelişimi

ÖZEL YAPIM KOMPOZİT KATI YAKITLI ORTA İRTİFA BİR ROKETİN YAPISAL ve AERODİNAMİK TASARIMI

Emine Akkoca¹, Murat Bakırcı²

^{1,2}İnsansız/Akıllı Sistemler Laboratuvarı, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Tarsus Üniversitesi,
Mersin, 33400 TÜRKİYE

¹Tel: 324 600 00 33 E-Posta: emine_akkoca@tarsus.edu.tr

²Tel: 324 600 00 33/2553 E-Posta: muratbakirci@tarsus.edu.tr

Özet- Bu çalışmada, özel yapım kompozit katı yakıtlı roket motoru kullanılarak maksimum 1 km irtifaya fırlatılacak yüksek güçlü bir roket tasarlanmıştır. Tasarlanan roketin geometrik analizi detaylı olarak yapılmış ve uçuş stabilitesine en uygun parametreler belirlenmiştir. Kararlı bir uçuş için en önemli bileşen olan burun konisi ise başlı başına incelenmiş ve amaca en uygun olan burun konisi tercih edilmiştir. Kararlı uçuşun bir diğer gerekliliği olan basınç ve ağırlık merkezleri hesaplanmış ve uygun statik marj değeri elde edilmiştir. Roket uçuşu esnasında uçuş verilerini elde edebilmek için, roket gövdesine uygun bir biçimde entegre edilebilecek aviyonik sistem tasarlanmıştır. Ayrıca, tasarımla uyumlu kurtarma sistemi de geliştirilerek, fırlatmadan önce uygun paraşüt konuşturulmasını sağlamak için gerekli hesaplamalar yapılmıştır. Fırlatmadan sonra roketi kurtarmak için bir küresel konumlandırma sistemi, bir ana paraşüt ve bir drogue paraşütü kullanılmıştır. Planlanan irtifaya ulaşmak için yakıt özellikleri, çalışma basıncı, yanma alanı ve nozul geometrisi bilgisayar programları kullanılarak hesaplanmıştır.

1. GİRİŞ

Orta ve küçük ses altı roketlere olan ilgi son yıllarda oldukça artmıştır. Bu tür roketlerin üretiminde kullanılan teknolojinin gelişmesi ve gerekli parçaların temin edilmesinin kolaylığı, son yıllarda bu tür çalışmaların artmasına da neden olmuştur. Bunun kuşkusuz en önemli faydası profesyonel roket geliştirme çalışmaları için önemli bir altyapıyı hazırlıyor olmasıdır. Bu roketler genellikle bir burun konisi, ön ve arka yük bölmeleri, kanatçıklar ve bir aviyonik bölmeden oluşur. Burun konisi, roketin en ucudur ve tipik olarak bir yük taşımaz. İleri yük bölmesi, apojele açılan kurtarma için kullanılan ana paraşütü içerir. Arka yük bölmesi, roketin düşüşünü yavaşlatmak ve kurtarma kolaylığı için doğrudan aşağı düşmesine izin vermek için kullanılan drogue paraşütünü içerir. Kanat bölümü motor takozlarını, nozulu ve motor

mahfazasını içerir, ve arka yük bölmesinin bir parçasıdır. Aviyonik bölme, tasarımına bağlı olarak iki veya dört paraşüt açma şarjını ateşlemekten sorumlu olan elektronik kartı içerir.

Stabil bir uçuş için ağırlık merkezi ve basınç merkezinin bulunarak roketin kararlılığının analiz edilmesi gerekir [1, 2, 3, 4, 5]. Bu iki tasarım özelliği arasındaki mesafe roketin kararlılığında birinci dereceden belirleyici bir faktördür [6]. İdeal roket tasarımı, ağırlık merkezi ve basınç merkezi ile kuyruk tarafına doğru basınç merkezi arasında bir tam çaplı roket gövdesi tüpünü gerektirir. Bunun sağlanmadığı durumlarda, roket havada uçuşunu kendi kendine düzeltmez ve doğrudan yukarı uçmaz [7, 8]. Roket kurtarma sisteminin ana bileşeni olan paraşüt modülünün konuşturulmasının kontrolü çeşitli şekillerde gerçekleştirilebilir. Bazı elektronik cihazlar, tipik olarak alçak irtifa uygulamaları için kullanılan, uzaktan tetiklenen bir patlayıcı yüklemesi sistemi sunar. İki kilometrenin üzerinde, paraşüt fırlatmanın birincil aracı olarak hızlanma ve irtifayı kullanan bir elektronik kontrol panosunun kullanılması gerekli hale gelir. Bu, ivmeölçerlerin ve basınç sensörlerinin kontrol panosuna entegre edilmesini gerektirir ve her paraşütü roketin uçuş yolundaki istenen noktaya yerleştirmek için programlanmalıdır. Fırlatmadan önce herhangi bir uçuşun maksimum irtifasını tahmin etmek için herhangi bir roket için sürüklenme katsayısı hesaplanmalıdır [9, 10, 11]. Bu katsayı uçuş boyunca roketin yüksekliğine ve hızına bağlı olarak değişir. Yükseklik arttıkça havanın yoğunluğu azalır ve bu da roket üzerindeki sürüklenme kuvvetinin azalmasına neden olur [9]. Ek olarak, roket ses hızına yaklaştıkça, sürüklenme katsayısı çok daha büyük olur ve genel sürüklenme kuvvetinde bir artışa neden olur [12].

Bir roketin uçuş performansı, motor özellikleriyle doğrudan ilişkilidir. Özel yapım bir motor için kullanılan yakıt ve diğer eklenen bileşenler, motor performansını

ayarlamak için oldukça belirleyicidir. Bu çalışma için, kullanılmak üzere seçilen temel yakıt bir APCP bileşimidir. Bu yakıt türü, askeri, uzay ve roket hobisi uygulamaları için yaygın olarak kullanılmaktadır [13, 14, 15, 16, 17]. O halde soru, hangi katalizörün kullanılacağıdır. Kullanılabilecek çeşitli metal oksitler olmakla birlikte, her biri yakıtta farklı bir parlama sağlar. En hızlı ve sonuç olarak en sıcak yanan katalizörlü itici gazlardan biri olan bakır oksit itici gaz, az dumanla mavi renkte yanar. İlk araştırma motoru yapısının üretiminde kullanılmak üzere kırmızı demir oksit seçilmesi avanjlıdır. Bunun nedeni, itici gazın biraz daha düşük yanma oranına sahip olmasıdır, bu ise üretimin daha kolay olması anlamına gelmektedir. Bu durum, yanma oranı hesaplamasıyla gösterilebilir. Yanma oranı katsayısı ve üs değerleri, her itici gaz bileşimine özgü itici gaz karakteristik değerleridir. Bu değerler deneysel olarak elde edilmelidir. Kırmızı demir oksit için bu değerler biraz daha düşüktür ve basınçtaki artışla birlikte yanma hızında daha yavaş bir artışa neden olur.

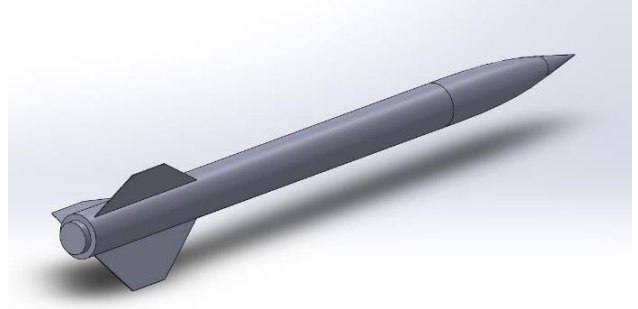
2. YÖNTEM

Kararlı bir roket uçuşu için öncelikle roketin ağırlık merkezi ve basınç merkezinin konumları belirlenmelidir. Roketin basınç merkezini hesaplamak için, tipik bir roket gövdesinin her bölümünü dikkate almak gerekir. Genellikle burun konisi, gövde tüpü, konik omuz, konik tekne kuyruğu ve kanatçıklardan oluşur. Tüm roketin basınç merkezi ile bölümlerin her birinin ilişkisi, normal kuvvetin katsayı faktörü ve özel basınç merkezi tarafından yönetilir. Böylece, basınç merkezi, roketin burnu etrafındaki bir moment dengesi ile aşağıdaki gibi belirlenir.

$$\bar{x} = \frac{(C_{N\alpha})_B \bar{x}_B + (C_{N\alpha})_G \bar{x}_G + (C_{N\alpha})_{KO} \bar{x}_{KO} + \dots}{\sum C_{N\alpha}} + \dots$$

$$\dots + \frac{(C_{N\alpha})_{KT} \bar{x}_{KT}}{\sum C_{N\alpha}} \quad (1)$$

burada α hücum açısıdır, $C_{N\alpha}$ ise α 'nın 0 olduğu durumdaki normal kuvvet katsayısının eğimidir. \bar{x}_B , \bar{x}_G , \bar{x}_{KO} ve \bar{x}_{KT} , yukarıda belirtilen roket bölümleri için özel basınç merkezleridir. Üretilen roket standart bir yapıya sahip olup, Şekil 1'deki gibi konik omuz ve konik tekne kuyruğuna sahip değildir. Bunu takiben roketin ağırlık merkezinin bulunması gerekmektedir. Bu, deneysel olarak roketin etrafına bir ip bağlayarak ve halatı tek başına roketin ağırlığını dengeleyecek noktaya kadar hareket ettirerek elde edilebilir. Ardından burun konisinin ucundan roketin dengelendiği noktaya kadar bir ölçüm yapılır. Bu değerlerin her ikisinden de elde edilen temel bilgi, statik marjdır. Roket için seçilen tasarım noktası, 1,5'ten büyük ve 4'ten küçük bir statik marj değeri için seçilmiştir. Bu



Şekil 1. Tasarlanan roketin CAD çizimi.

değer aralığı, ağırlık kayması ve hücum açısı nedeniyle uçuş sırasında meydana gelen basınç merkezindeki marjinal değişikliklere izin verecek şekilde seçilmiştir.

Sürtünmeyi mümkün olduğunca azaltacak uygun bir geometri seçmek, burun konisi tasarımında kritik öneme sahiptir. Uçuşa karşı en az direnci gösterecek aerodinamik açıdan yetkin geometriye sahip bir burun konisi, uçuş performansına önemli katkı sağlar. Optimum roket uçuşunu sağlamak için, bu ve diğer aerodinamik gereklilikleri karşılamak üzere çok çeşitli burun konileri geliştirilmiş ve test edilmiştir [18]. Literatürdeki bu karşılaştırmalar değerlendirildiğinde uzun eliptik ve ojiv geometriye sahip burun konilerinin en iyi performansı gösterdikleri görülebilir.

Uzun eliptik burun konisinin en iyi performansı göstermesinin nedeni, yuvarlak burun profilinin sürtünmeyi azaltmada çok daha etkili olmasıdır. Bu burun konisi, bu çalışmada tercih edilen ojiv burun konisi ile karşılaştırıldığında, uzun eliptiğin yaklaşık %16 daha az sürtünmeye sahip olduğu görülür. Bunun roket uçuşunun verimliliğine önemli bir katkısı vardır. Bununla birlikte, roket daha yüksek hızlara ulaşmaya başladığında, yani ses altı rejimin üst sınırlarına ve transonik rejime doğru yaklaştıkça bu değişir, uzun eliptik burun konisinin sürüklemesi önemli ölçüde artmaya başlarken, ojiv konisinde bu artış hızı daha yavaş ve daha düzenlidir.

Önceki çalışmalar [19], yaklaşık 190 m/s ve üzerindeki hızlarda, ojiv burun konisinin uzun eliptik burun konisinden daha az sürtünmeye sahip olduğunu göstermiştir, ve bu da ojiv seçiminin daha yüksek hızlarda daha avantajlı bir seçim olduğunu göstermektedir.

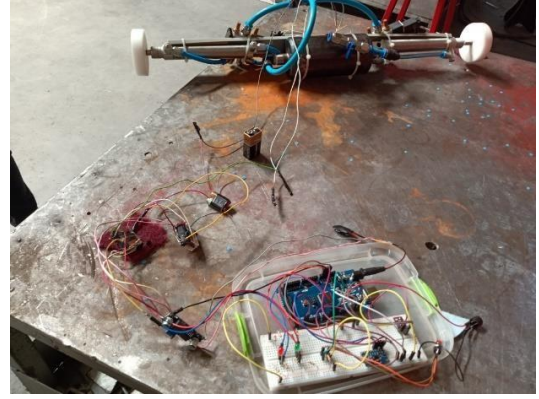
Gerçekten, ojiv geometriye sahip sivri burun konisi, roket gövdesini uygun şekilde tamamlayan çok kullanışlı bir seçimdir. Yani burun konisinin kıvrımı, herhangi bir aerodinamik kesintiye yol açmadan ana gövdeyi tamamlar. Bunun sonucunda aerodinamik geçiş tam olarak burun konisi ile roketin ana gövdesinin birleştiği noktada modellenebilmektedir. Ojiv gibi sivri burun konilerinde, burun ucundan koni üzerindeki herhangi bir başka noktaya

doğrusal bir değişimden ziyade hafif bir eğrisel değişim vardır. Bu değişikliğin eğrilik yarıçapı, burun konisinin boyutundan çok daha büyüktür. Ojiv şekli ayrıca sıradan konik geometrilere göre bazı kritik avantajlara sahiptir. Bunların en önemlisi, aynı boyuttaki konik geometrilere göre daha büyük bir hacme sahip olmalarıdır, ki bu da faydalı yük için daha fazla boş alan sağlayabilir.

Uçuşlar için, Roket Kurtarma Denetleyicisi (RRC3) altimetre aviyonik sistem kartı, Şekil 2'de gösterildiği gibi bir karbon fiber çerçeve üzerine monte edilmiştir. Daha sonra tüm elektrik kontrol bileşenleri, özel bir alüminyum kızak üzerine güvenli bir şekilde monte edildi. Bu kızak daha sonra uzun vidalar, kauçuk ve normal rondelalar, somunlar kullanılarak roketin aviyonik bölme bölümüne monte edildi ve itme sırasında titreşimi en aza indirmek için epoksi ile kaplandı. Buna karşın, aviyonik bölmede bir GPS ve çift yedekli RRC3 kartları kullanıldığında bu tasarımın bir miktar değiştirilmesi gerekmektedir. 1000 m'lik bir fırlatma elde etmek için kullanılan rokette, fazlalık için çift kartlı bir RRC3 sistemi kullanıldı. Her iki kart da iki çinko çubukla birleştirilen 3 boyutlu baskılı bir çerçeveye monte edildi. Bu çubuklar, baskılı çerçeveler üzerinde belirli noktalarda bulunan deliklerden geçirildi ve daha sonra güvenli kalmaları için iplik kilitlendi. Üzerine GPS sisteminin monte edildiği bir özel alüminyum kızak işlendi. Bu özel kızak, kancalar kullanılarak ikincil altimetrenin altına takıldı ve kancalar veya çubuklar üzerinde herhangi bir titreşim veya baskıyı önlemek için J- B kaynağı ile sabitlendi. Yeni alüminyum bölme kapakları da işlendi ve frezelenildi, ve tüm bölme kilit somunları ve dişli kilidi ile sabitlendi. Panolar, ikili artıklık şemaları kullanılarak kablolandı. Aviyonik bölmesini yeniden tasarlayanın amacı, özel kızak ve GPS sisteminin eklenmesi nedeniyle bölme içindeki ağırlık ve alan kısıtlamalarını azaltmaktır.

Aviyonik sistem bünyesinde sensör alt-sistemini de içinde barındıran taşıyıcı ve görev yükü aviyonikleri mevcuttur. Taşıyıcı aviyoniği, olası bir görev yükünü bırakacağı yeri tespit etmek için yüksek doğrulukla çalışan, düşük güç tüketimli ve küçük boyutlu BMP388 dijital basınç ve sıcaklık sensörünü kullanır. Görev yükü aviyoniği, yere sağlıklı iniş sağlayacak olası kurtarma sistemini aktif etmek için üç eksenli jiroskop, ivmeölçer, manyetometre ile beraber basınç sensörünü barındıran, düşük güç tüketimli ve 10 serbestlik derecesine sahip GY91 modülünü kullanır.

Aviyonik sistemler 3.3V tek çipli seri çözüme erişilebilen ham verilerin GPS seri çıkışına sahip, EEPROM sayesinde baud hızını değiştirip güç olmadan kayıt etmeyi sağlayan NEO-7M GPS Modülü ile 56 kanal, 500m/s hız sınırına sahip bir paket olarak anlık hız-konum verilerini okur. Uçuş sırasında, elektronik sistemlerden anlık alınan sensör verilerinin herhangi bir yer istasyonuna iletilmesi için,



Şekil 2. Roketin aviyonik bölümü.

yapılandırma veya ek geliştirmegerekmeyen kullanıcıların ağı kurmasına ve sadece birkaç dakika içinde kalkmasına ve çalışmasına izin veren Xbee-Pro S2C haberleşme modülü kullanılmaktadır. Toplanan ancak tutulmayan veriler yer istasyonu için yararlı olmadığından, aviyonik sistem topladığı verileri kolay ulaşılabilecek bir formatta depolamalıdır. Bu amaçla uçuş verileri SD kart modülü ile saklanır. Böylece sistem arızası durumunda SD kart sıradan hafıza kartı okuyucuları ile okunabilir. Bu, yalnızca veri alımını çok daha kolay hale getirmekle kalmaz, aynı zamanda aynı hataların yapılmasını önleyerek efemerisin korunmasına da yardımcı olur.

Tüm kararları almaktan sorumlu mikrodenetleyici farklı işletim sistemlerinde geliştirilmeyi destekleyen, 1 MB SRAM, 2048 KB flash hafıza ve 64 KB yüksek kapasiteli EEPROM'a sahip 600 MHz yüksek işlemci hızla çalışan basit kullanımlı Teensy 4.0 kullanılmıştır. Güç açıldıktan sonra bir cihazın çalışmaya hazır olması için geçen önyüklenme süresi bilgisi çevrimiçi olarak elde edilemese de deneysel olarak 1 saniye olarak ölçülmüştür. Mikrodenetleyici açılır açılmaz bağlantı noktasını yükseğe ayarlayan bir programa sahip olarak sağlanmıştır. Ardından mikrodenetleyici sıfırlanır ve sıfırlama piminin yükselmesinden çıkışın yükselmesine kadar geçen süre ile sonuç elde edilmiş olur. BMP388 dijital basınç ve sıcaklık sensörü basınç sıcaklık ve bağıl hava hızı ölçümlerini verir. GY91 modülü eğim, ivme, açısal hızlar ve manyetik alanların ölçümlerini verir. NEO-7M GPS modülü roketin coğrafi konumunu belirler. Xbee-PRO S2C alıcı-verici haberleşme modülü yer kontrol istasyonuna telemetri verisi gönderir ve yer kontrol istasyonundan komutları alır.

Güç kesintilerini algılayan ve otomatik olarak bir yedek kaynağa geçiş yapan yerleşik bir güç algılama devresine sahip Real Time Clock (RTC) kullanılmıştır. RTC, tüm düşük güç modlarında aktif kalan ve pil güç kaynağından güç alan her zaman güçlü bir bloktur. Pil güç kaynağı, görev başlangıcında zamanı sayar ve mikro denetleyicideki

EEPROM'a kaydeder. İşlemci sıfırlaması durumunda, EEPROM'daki görev başlangıç zamanı referans olarak kullanılır. Bu sayede mikrodenetleyici her sıfırlandığında veya çalışmayı durdurduğunda, aktif kalmaya devam eder ve veriler sıfırlanmaz. Öte yandan Teensy 4.0 mikrodenetleyici açıkken RTC bundan güç alır.

Motor gövdesinin tasarımı sırasında dikkate alınması gereken iki önemli husus iç basınç ve sıcaklıktır. Motor mahfazası üzerindeki asıl kuvvetler, iç basıncın bir sonucudur. Diğer tüm kuvvetlerin karşılaştırıldığında ihmal edilebilir olduğu varsayılmıştır. Bu varsayımı kullanarak, bir motor mahfazasının tasarımı bir basınçlı kap hesaplamasına dönüşür. Bu durumda Hoop gerilimi, σ_h ve uç gerilimi, σ_u aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$\sigma_h = \frac{P(d_i+t)}{2t} \quad (2)$$

$$\sigma_u = \frac{Pd_i}{4t} \quad (3)$$

burada P basınç, t kabuk kalınlığı ve d_i kabın iç yarıçapıdır. Bu denklemler kabuk kalınlığı için çözüldü ve bir alüminyum 6061-T6 motor mahfazası malzemesinin kullanımına dayalı olarak gerekli duvar kalınlığının bir grafiğini üretmek için bir yazılımla programlandı.

Hesaplamalar, verilen malzemelerin akma gerilmesi kullanılarak yapılmıştır. Bir AP/AI/HTPB motor için adyabatik alev sıcaklığı yaklaşık 3000 K'dir. Gerçek yüzey bu sıcaklığa ulaşmayacaktır ancak alüminyum 6061-T6 için erime noktasını aştığı için yapısal bütünlüğü korumak adına her motorda fenolik astar kullanılmıştır.

Roket için yakıt geliştirme aşamasında, yakıtın her bir bileşeninin kütlesi belirlenmelidir. Daha önce belirtildiği gibi, seçilen temel yakıt, kırmızı demir oksit katalizörlü bir APCP bileşimidir. Demir oksit, APCP tipi itici gazların yüksek basınçlı yanma oranını artıran bir katalizördür. Bu belirlendikten sonra, çekirdek çapının ve nozul boğazının yakıtı destekleyecek şekilde tasarlanması gerekmektedir. Fpred ve BurnSim, bu adımları tamamlamak için kullanılan iki yazılımdır. Tasarımın beklendiği gibi çalışmasını sağlamak adına fazlalık için birden fazla yazılım programı kullanıldı. Ön hesaplamalar tamamlandıktan ve bileşenler temin edildikten sonra yakıt gerektiği şekilde karıştırıldı. Her şeyin doğru şekilde kürlenmesini sağlamak için belirli bir karışım sırası izlendi. Önce sıvı bileşenler tartıldı ve eklendi. Bu, bir bağlayıcı madde (R45HTLO), iyileştirici (E744) ve plastikleştiriciden (dioctyl adipat) oluşur. Eklenen ilk kuru bileşen, tüm parçacıkların sıvı tarafından yakalanmasını sağlayan metal oksit katalizörüdür (kırmızı demir oksit). Metal oksit katalizörünün eklenmesi, aerosol haline getirilmiş metal oksitlerin patlayıcı doğasından dolayı muhtemelen en önemlisiydi. Son olarak amonyum

perklorat eklendi. Yakıt karıştırıldıktan sonra vakuma alındı. Vakum, mikroskobik hava ceplerini kaldırarak yakıtın özgül dürtüsünü artırır ve böylece yoğunluğu artırır.

Tasarlanan roket için, itici gaz için geçerli olan en yaygın tane konfigürasyonlarından birisi olan BATES tercih edilmiştir. Bu konfigürasyon neredeyse nötr bir yanma sağlamaktadır. BATES tanesi, üç önemli istisna dışında içi boş silindirik tane konfigürasyonuna benzer. Birincisi, tanenin dış yüzeyinin engellenmiş olmasıdır. İkincisi, BATES yapılandırmasının iki veya daha fazla bölümden oluşmasıdır. Son olarak, yanma sadece çekirdek yüzeyinde değil, aynı zamanda her bir parçanın uçlarında da meydana gelir. Segment sayısı ve karşılık gelen segment uzunluğu tipik olarak yanma boyunca neredeyse nötr bir Kn profili sağlayacak şekilde seçilir.

İç boş silindirik dokuda olduğu gibi motor kasası kalıp olarak kullanılabilir. Bununla birlikte, istenen tane uzunluğuna eşit bir uzunlukta kesilmiş, amaca yönelik bir kalıp daha faydalı olabilmektedir. Bu kalıp, motor kasasıyla aynı borudan yapılabilir. Bir ara parça/astar kullanmak yerine, mahfazanın içine benzer şekilde uyan bir önleyici manşon gereklidir. İtici gaz bu kovanın içine sıkıştırılacak ve sertleştiğinde itici gaza çok etkili bir şekilde bağlanacaktır. Önleyici manşonun imalatını kolaylaştırmak için kalıp, istenen tane uzunluğundan marjinal olarak daha uzun olmamalıdır.

Motor yapısını simüle etmek için, yanma oranı üssü ve yoğunluk gibi temel itici gaz özelliklerini elde etmek için ilk olarak yakıt bileşimi hesaplama tablosu kullanıldı. Bu değerler daha sonra bir BATES Tane Yapılandırması kullanılarak iki ayrı beklenen yanma sonucu elde etmek için hem BurnSim hem de Fpred'e girildi. Sonuçlar, yakma sırasında her saniye için bir itme kuvveti elde etmek için uygulanan nozul boğaz alanını ve çalışma basıncını kullanır. Bu değerler daha sonra, motorda yıkıcı bir arıza olmadan roketin başarılı bir şekilde uçuşmasına izin vermesi adına, çalışma basıncındaki küçük akışlara izin vermek için korunumlu bir şekilde kullanıldı.

3. BULGULAR

Motor gövdesinin doğru tasarımı için, motor gövdesinde hissedilen hem Hoop gerilimi hem de uç gerilimi hesaplanmıştır. Sonuçlar, herhangi bir motor muhafazası için birincil tasarım parametresinin çember gerilimi olduğunu ortaya koydu. Ayrıca bu, tasarım gereksinimlerine bağlı olarak çeşitli motor muhafazalarının tasarımı için çok daha hızlı bir referans sağlar. Dört güvenlik faktörü kullanıldığında, motor mahfazası yine de fırlatma için kullanılacak olan ana roketin içine sığacaktır.

Roket için özel olarak tasarlanan ve üretilen fırlatma şarjları da test edildi. Test sırasında, inşa edilen yük, roket muhafazasının dışında beklendiği gibi çalıştı. Ön yük bölmesindeki drog oluğu, ilk testin ardından 1,3 g kara barut kullanılarak başarılı olunduğunu gösterdi. Arka faydalı yük bölmesindeki ana oluğun takip testi, 2 g kara barut kullanıldığında başarısız oldu. Kara barut daha sonra 2.2 g'a çıkarıldı ve başka bir başarısızlıkla tekrar test edildi. Ana oluk daha sonra ön bölmede 1,3 g kara barut kullanılarak başarıyla test edildi. Daha sonra drog oluğu, arka bölmede 2 g kara barutla başarıyla test edildi. Arka bölmedeki drog oluğu ile 1.48 g kara barut kullanılarak tekrar test yapıldı ve başarılı bir şekilde test edildi. Fırlatma günleri için tasarlanan fırlatma yükü, 1,48 gr kara barut ile arka bölmedeki drog oluğu ve 1,3 gr kara barut ile ön bölmedeki ana oluk olacaktır. Roketin devam eden testi, ön bölmede ana paraşütle 1.68 gram kara barut ve drog paraşütle arka bölmede 2.3 gram olmak üzere iki başarılı sonuç elde edildi.

Modellemeden sonra üretilen roket Şekil 3'te gösterilmiştir. Roketin stabilite hesabı, basınç merkezi, ağırlık merkezi ve statik marj kullanılarak çözüldü. Basınç merkezinin burun konisinin ucundan 117.61 cm aşağıya düştüğü belirlendi. Ağırlık merkezi, deneysel olarak roketin etrafına bir ip bağlanarak ve ipin tek başına roketin ağırlığını dengeleyeceği noktaya kadar hareket ettirilerek bulundu. Burun konisinin ucundan 94.07 cm olduğu tespit edilmiştir. Bu değerler, 2,83'lük tasarlanmış bir statik marj üretmek için kullanıldı. Basınç merkezi ile ağırlık merkezi arasındaki mesafe 23,54 cm'dir, bu da roketin inşa edildiği şekliyle kararlı ve uçuşa hazır olduğu sonucuna götürür. Ek olarak roket, Açık Kaynak Roketçiliği kullanılarak 3 boyutlu olarak modellendi ve hesaplanan basınç merkezi ile çakıştığı görüldü.

K695R motoru kullanılarak yapılan ilk uçuş 1024 m'de simüle edildi. Altimetreler maksimum 909 metrelik bir yükseklik kaydetti. Böylece bu durumda hata miktarı %9.61 olmuştur. Bu hata miktarı her ne kadar biraz yüksek olsa da yine de roket standartları için kabul edilebilirdir. Daha rahatsız edici kısım, simülasyonların en iyi durum senaryosu olacak şekilde tasarlanması ve bu nedenle nadiren %1-2'den fazla aşılmasıdır. L1250-DM ile yapılan ikinci uçuşun 940 m'ye ulaşması öngörülmüştü, ancak 1201 metreye çıktı. İkinci uçuşta görülen hata miktarı %27.85 idi, yani kabul edilebilir sınırın çok üstünde bir değer.

Ticari L1250-DM motoru için tahmin edilen uçuş simülasyonundaki beklenmeyen büyük hata nedeniyle bir arıza araştırması yürütüldü. Üç boyutlu modelin incelenmesi sonucu herhangi bir hata bulunamadı. İrtifada önemli bir artış elde etmenin tek yolu, toplam roket ağırlığını önemli ölçüde azaltmaktır. Buna dayanarak roket



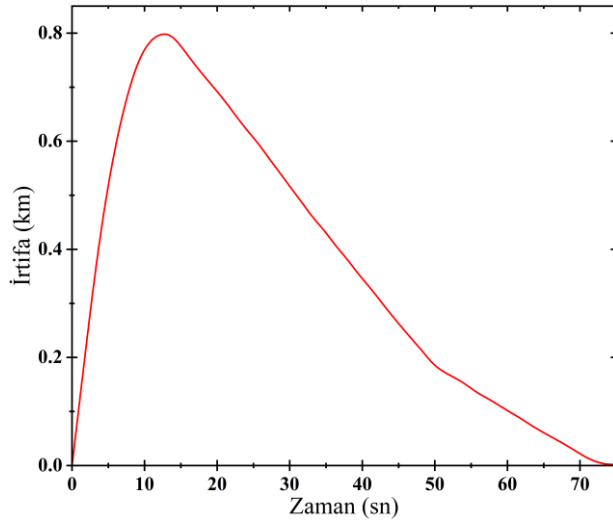
Şekil 3. Üretilen orta irtifa roket.

demonte edildi ve iki ayrı terazide 3 kez yeniden tartıldı. Roket, simüle edildiğinden yaklaşık 1237 gram daha hafifti. Modeli ayarladıktan sonra, uçuş simülasyonları gerçek maksimum uçuş irtifası ile tutarlıydı. K695R ve L1250-DM için hesaplanan yeni hata miktarları sırasıyla %2,58 ve %1,14'tür.

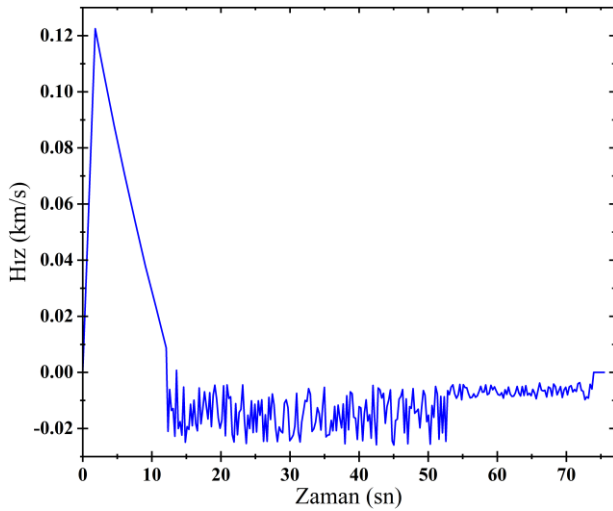
Amonyum Perklorat Bileşik İtici Gaz (APCP) kullanılarak tamamlanan yalnızca bir uçuş vardı ve bu yüksek bir doğrulukla gerçekleşti. Beklenen yükseklik 800 m idi ve altimetreler, Şekil 4 ve Şekil 5'te gösterildiği gibi maksimum 811 m yükseklik kaydetti. Dolayısıyla, bu durumda toplam hata %0,73 idi. Motor, beklenen irtifanın %1'i içinde çalıştı ve aksamadan çıktı. Bu, roket modelini ve irtifa simülasyon sürecini doğruladı. Ek olarak, motor tasarım yaklaşımı da bu sayede doğrulandı.

4. SONUÇ ve TARTIŞMA

Bu çalışmada, özel bir kompozit katı yakıt motorlu bir roketin üretilmesi ve 1000 metre irtifaya fırlatılması test edildi. Test standı tasarımı, standı sabitleme ihtiyacını ortadan kaldıran doğal olarak dengeli bir tasarıma sağlamak için yataydan dikey bir yönlendirmeye değiştirildi. Ek olarak, kompozit katı yakıt motoru için seçilen yakıt, önemli miktarda mevcut araştırma nedeniyle potasyum nitrat ve şeker karışımından AP/HTPB'ye değiştirilmiştir.



Şekil 4. Uçuş testine ait irtifa verisi.



Şekil 5. Uçuş testine ait hız verisi.

Bu çalışma, başlangıçtaki tüm görevleri, orijinal hedefe bazı kaçınılmaz ayarlamalarla yerine getirmiştir. Mevcut düzenlemeler nedeniyle 1100 m'nin üzerindeki rakımlara ulaşmak için ticari motorlar kullanıldı. Özel yapım roket motorları için 1100 m'lik maksimum fırlatma irtifası açıklığı nedeniyle, roketin boş kütlesi kullanılarak 1000 metreyi kırmak için seçildi. Katı yakıtlı motor tasarımı, daha yüksek irtifalara ulaşmak için yanma simülasyonları ve uçuş simülasyonları kullanılarak kolayca ölçeklendirilebilir. Ayrıca, herhangi bir roket modeline herhangi bir yere 3 kg'lık bir faydalı yük eklenebilir ve daha sonra özel motor, faydalı yükün istenen irtifaya ulaşmasını sağlayacak şekilde tasarlanabilir.

5. REFERANSLAR

[1] B.H.Le, P.Konecny "Effect of Some Disturbance Factors on the Motion Stability of Unguided Rocket" *Advanced Military Technologies* cilt 15, no 2, 2020, s. 405-423.

[2] P.D.Wilde "Range Safety Requirements and Methods for Sounding Rocket Launches" *Journal of Space Safety Engineering* cilt 5, no 1, 2018, s. 14-21.

[3] J.K.Pandit, P.B.Kumbar, S.S.Kumar, M.R.Thyagaraj, K.V.Govinda "Accurate Estimation of Center of Gravity of Spacecraft Electronic Packages – Enhancing Their Durability" *Journal of Materials Science and Surface Engineering* cilt 3, no 1, 2015, s. 185-189.

[4] J.Huh, B.Ahn, Y.Kim, H.Song, H.Yoon, S.Kwon "Development of a University-Based Simplified H₂O₂/PE Hybrid Sounding Rocket at KAIST" *International Journal of Aeronautics and Space Sciences* cilt 18, no 3, 2017, s. 512-521.

[5] A.Okninski, B.Marciniak, B.Bartkowiak, D.Kaniewski, J.Matszewski, J.Kindracki, P.Wolanski, "Development of the Polish Small Sounding Rocket Program" *Acta Astronautica*, cilt 108, 2015, s. 46-56.

[6] M.Li, X.Rui, L.K.Abbas "Elastic Dynamic Effects on the Trajectory of a Flexible Launch Vehicle" *Journal of Spacecraft and Rockets*, cilt 52, no 6, 2015, s. 22-35.

[7] X.Li, J.Dong, Y.Wang, Z.Jin "Zero-Lift Drag Coefficient Identification of Rocket Target" *Journal of Solid Rocket Technology*, cilt 33, 2010, s. 5-8.

[8] R.A.Struble "The Trajectory of a Rocket with Thrust" *Journal of Jet Propulsion* cilt 28, 1958, s. 472-478.

[9] N.Dahalan, A.F.Suni, I.S.Ishak, N.A.R.N.Mohd, S.Mat "Aerodynamic Study of Air Flow Over a Curved Fin Rocket" *Journal of Advanced Research on Fluid Mechanics and Thermal Science* cilt 40, no 1, 2020, s. 46-58.

[10] A.Fedaravicius, S.Kilikevicius, A.Survila "Investigation on the Aerodynamic Characteristics of a Rocket-Target for the System Stinger" *Journal of Vibroengineering* cilt 17, no 8, 2015, s. 4490-4495.

[11] A.Eltaj, S.Abudarag "Aerodynamic Coefficients Investigation of GRAD Rocket Using Computational Fluid Dynamics" *Journal of Engineering and Computer Science* cilt 22, no 3, 2021, s. 9-18.

[12] A.K.Mishra, K.Gandhi, K.Sharma, N.Sumanth, Y.K.Teja "Conceptual Design and Analysis of Two Stage Sounding Rocket" *International Journal of Universal Science and Engineering* cilt 7, no 7, 2021, s. 52-72.

[13] S.Sert, L.Xin, J.Xie, S.F.Son "The Effect of Decorated Graphene Addition on the Burning Rate of Ammonium Perchlorate Composite Propellants" *Combustion and Flame* cilt 183, 2017, s. 322-329.

[14] M.R.Sovizi, G.Fakhrpour, A.R.Madram "Comparison of Thermal Degradation Behavior of Epoxy - Ammonium Perchlorate Composite Propellants" *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry* cilt 129, 2017, s. 401-410.

[15] J.C.Thomas, A.R.Demko, T.E.Sammet, D.L.Reid, S.Seal, E.L.Petersen "Mechanical Properties of Composite AP/HTPB Propellants Containing Novel Titania Nanoparticles" *Propellants, Explosives, Pyrotechnics* cilt 41, no 5, 2016, s. 822-834.

[16] S.Sert, S.F.Son "The Relationship between Flame Structure and Burning Rate for Ammonium Perchlorate Composite Propellants" *Energetic Materials* cilt 25, 2017, s. 171-211.

[17] A.R.Demko, B.Lormand, Z.Doorenbos “Tailoring Binder Melting Temperature to Study the Binder Melt Layer Flow in Ammonium Perchlorate Composite Propellants” Combustion Science and Technology cilt 193, no 6, 2019, s. 931-943.

[18] A.Milligan “Drag of Nose Cones” apogeerockets.com. [https://www.apogeerockets.com/education/downloads/Newslette r346.pdf](https://www.apogeerockets.com/education/downloads/Newslette%20r346.pdf) (giriş 11 Haziran 2023).

[19] B.B.Alexandru “Analysis of New Aerodynamic Design of the Nose Cone Section using CFD and SPH” Incas Bulletin cilt 7, no 2, 2015, s. 43-52.

6. ÖZGEÇMİŞ

Emine Akkoca lisans derecesini Tarsus Üniversitesi Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü’nden aldı. Üniversite bünyesindeki İnsansız/Akıllı Sistemler Laboratuvarı’nda 2022 yılından bu yana araştırma asistanı

olarak fırlatma sistemleri ve katı yakıtlı motorlar üzerine çalışmaktadır.

Dr. Murat Bakırcı yüksek lisans ve doktora derecelerini Old Dominion Üniversitesi’nden (Virginia, ABD) aldı. Yüksek eğitimi sırasında Transportation Research Institute, Virginia Modeling Analysis & Simulation Center, Collaborative Autonomous Systems Lab, ve Institute of Micro/Nanotechnology’de araştırma asistanı ve mühendis olarak görev yaptı. Halen Tarsus Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesinde öğretim görevlisi olarak görev yapmaktadır. 2021 yılından bu yana faaliyet gösteren İnsansız/Akıllı Sistemler Laboratuvarı’nın kurucu yöneticisidir. Araştırma alanları arasında insansız sistemler, akıllı ulaşım sistemleri, robotik, aviyonik, MEMS sensör uygulamaları ve mikro/nanoakışlı sistemler bulunmaktadır.

TMMOB Makina Mühendisleri Odası
XII. Ulusal Uçak, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Kurultayı
13-14 Ekim 2023 / ESKİŞEHİR

PAGAR: ASTEROİTLER İÇİN BİR GÖREV YÜKÜ KÜMESİ

İremnur Gürler¹, Betül Bozkurt², Cemresu Bakioğlu³, Sevil Baylan⁴, Uğur Murat Leloğlu⁵

1Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Uzay Mühendisliği Bölümü, Bahçekapı Mahallesi, 06790 Ankara, TÜRKİYE Tel: 543 473 31 15 E-Posta: iremgurler@icloud.com

2Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Uzay Mühendisliği Bölümü, Bahçekapı Mahallesi, 06790 Ankara, TÜRKİYE Tel: 535 268 67 27 E-Posta: beetulbozkurt@gmail.com

3Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Uzay Mühendisliği Bölümü, Bahçekapı Mahallesi, 06790 Ankara, TÜRKİYE Tel: 553 017 59 79 E-Posta: cemresubakioglu@gmail.com

4Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Uzay Mühendisliği Bölümü, Bahçekapı Mahallesi, 06790 Ankara, TÜRKİYE Tel: 534 269 06 65 E-Posta: sevilbaylan695@gmail.com

5Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Uzay Mühendisliği Bölümü, Bahçekapı Mahallesi, 06790 Ankara, TÜRKİYE Tel: 312 312 444 84 58 / 6020 E-Posta: leloglu.um@gmail.com

Özet- Asteroitler İç Güneş Sistemi'nde Güneş yörüngesinde dolaşan ve atmosfere sahip olmayan cisimlerdir. Türkiye Uzay Ajansı'nın hazırladığı Millî Uzay Programı Strateji Belgesi 2022-2030'da Ay Araştırma Programı'nın devamı niteliğinde "Mars, asteroit vb. görevler"e yer verilmiştir. Bu bildiri, ileride asteroitlere gönderilecek bir uzay aracının bilimsel görev yük kümesini tasarlamaya yönelik kavramsal bir çalışmayı sunmaktadır. İlgili asteroidi önce uzaktan algılama ile inceleyecek, sonra üzerinde çeşitli noktalara konarak yakından analiz yapacak uzay görevi için öncelikle bir operasyon konsepti sunulmuştur. Uzay aracının maliyetini asgari seviyede tutmak için görev yükü kümesinin mümkün olduğunca hafif olması, ancak seçilen cihazların azami bilgiyi toplayabilmesi için mümkün olduğunca çeşitli olması gibi çelişen iki ister arasında optimizasyon yapılması gerekmektedir. İlgilenilen asteroidin üç-boyutlu şeklini, dönme eksenini ve dönüş hızını, yoğunluk ve ısı iletkenlik/sığa dağılımını, yüzeydeki element ve mineral özelliklerini belirlemek üzere, görünür bant kamera, LIDAR, görünür ve kızılötesi spektrometre, Raman lazer spektrometresi, lazer-oluşturmalı plazma spektrometresi, bolometrik kamera, gama ışını ve nötron dedektörü ve gravimetreden oluşan bir küme oluşturulmuştur. Bu çalışmanın, bilim insanları ve uydu geliştiricilerin bir asteroit görevi tasarımında başlangıç noktası oluşturacağı değerlendirilmiştir.

Anahtar sözcükler: uzay aracı, görev yükü, asteroit, bilimsel enstrümantasyon

1. GİRİŞ

Asteroitler İç Güneş Sistemi'nde Güneş yörüngesinde dolaşan ve atmosfere sahip olmayan cisimlerdir. Yaklaşık bir milyon asteroit bilinmektedir ve çapları bir metre ile 1000 km arasında değişen bu cisimlerin çoğu Mars ve Jüpiter yörüngeleri arasında bulunmaktadır. Asteroitler hakkındaki bilgimizin çoğu Dünya'dan yapılan gözlemlerde oluşsa da, bu cisimlere giderek daha fazla uzay aracı gönderilmekte ve planlanmaktadır. Bu görevlerin ana amacı bilimsel bilgi toplamak olsa da, asteroit madenciliği gibi ticari amaçlar da söz konusudur. Ayrıca, bu görevleri gerçekleştirerek elde edilen teknoloji, başka bilimsel, ticari veya askeri uygulamaların da yolunu açmaktadır.

Türkiye Uzay Ajansı'nın hazırladığı Millî Uzay Programı Strateji Belgesi 2022-2030'da [1] Ay Araştırma Programı'nın devamı niteliğinde "Mars, asteroit vb. görevler"e yer verilmiştir. Bu görevlerin gerçekleştirilmesi için şimdiden çalışmalar yapılması ihtiyacı vardır.

Bu bildiride Asteroitlere gönderilecek bir uzay aracı için bir bilimsel yük önerisi anlatılmaktadır. Gereken uzay aracının mümkün olduğu kadar küçük ve hafif olması için görev yükü de küçük olmalıdır. Buna karşılık, bilimsel amaçları gerçekleştirecek tüm cihazlar üzerinde bulunmalıdır. Dolayısıyla, olası cihazlar teknik özelliklerine göre değerlendirilmiş, birbirlerini tamamlayıcı nitelikte, düşük hacimli/kütleli ancak ihtiyacı karşılayacak cihazlar ile optimum bir küme oluşturulmuştur.

2. GENEL BİLGİLER

2.1 Asteroitler

Asteroitler, esasen, Güneş Sistemi'nin erken oluşumundan kalan, öncelikle kaya, metal ve bazen de buzdan oluşan kalıntılardır. Boyutları, küçük kayalardan birkaç yüz kilometre çapındaki daha büyük nesnelere kadar değişir. Asteroitler, genellikle topaklı kayalara veya patateslere benzeyen düzensiz şekillere sahip olabilir. Dikkate değer bir atmosfere sahip olmayıp, çüce gezegenler olarak kabul edilecek kadar büyük de değildirler. Bununla birlikte, bazı asteroitlerin küçük uyduları olabilir veya iki veya daha fazla asteroitin birbirinin etrafında döndüğü asteroit sistemlerinin parçası olabilirler. Asteroitler öncelikle Mars ve Jüpiter'in yörüngeleri arasında yer alan bir uzay bölgesi olan asteroit kuşağında bulunur. Ek olarak, bazı asteroitlerin onları Dünya'ya yaklaştıran yörüngeleri vardır ve bunlar Dünya'ya yakın asteroitler olarak bilinir.

Bilim insanları, Güneş Sistemi'nin erken oluşumunu ve gezegenleri şekillendiren süreçleri daha iyi anlamak için asteroitleri incelerler. Asteroit görevleri bu cisimleri ziyaret eden veya yakınından geçerken inceleyen, bileşimleri, yapıları ve yüzey özellikleri hakkında veri toplayan uzay aracı görevleridir.

Asteroitlerin incelenmesi, potansiyel çarpma tehlikelerini anlamak ve gezegen savunması için stratejiler geliştirmek için de önemlidir. Son yıllarda asteroit madenciliği, gelecekteki uzay araştırmalarını ve kaynak kullanımını desteklemek için metaller, su ve diğer elementler gibi değerli kaynakları asteroitlerden çıkarma olasılığını araştıran bir kavram olarak ortaya çıkmıştır. Genel olarak, asteroitler, güneş sisteminin tarihi ve bileşimi hakkında fikir veren ve uzayda gelecekteki çabalar için potansiyel bilimsel, ekonomik ve keşif değeri taşıyan büyüleyici nesnelere [16].

2.2 Bileşimlerine Göre Asteroit Tipleri

Asteroitlerin üç geniş bileşim sınıfı C-, S- ve M-tipleridir.

- C-tipi (kondrit) asteroitler en sık görülenlerdir. Siyahırlar ve kil ve silikat kayalardan yapılmış gibi görünürler. Güneş sistemindeki en eski cisimler arasındadırlar.
- S-tipleri ("taşlı") silikat mineralleri ve nikel-demirden oluşur.
- M-tipleri metaliktir (nikel-demir).

2.3 Yörüngelerine Göre Asteroit Tipleri

- Ana Asteroit Kuşakları: Mars ve Jüpiter arasında yer alan ana asteroit kuşağında olduğu bilinen ve genellikle fazla uzun olmayan yörüngelere sahip asteroitlerdir. Kuşakta milyonlarca daha küçük

asteroidin yanı sıra çapı bir kilometreden daha büyük 1,1 ila 1,9 milyon asteroidin bulunduğu düşünülmektedir. Güneş sistemi tarihinin ilk zamanlarında, yeni oluşan Jüpiter'in yerçekimi bu bölgede gezegen cisimlerinin oluşumunu durdurmuş ve küçük cisimleri birbirine çarparak bugün gördüğümüz asteroitlere dönüştürmüştür.

- Truva atları: Bu asteroitler, daha büyük bir gezegenin yörüngesinde dönerler, ancak yörüngede L4 ve L5 Lagrangian noktaları olarak bilinen iki özel konum etrafında toplandıkları için gezegene çarpmaktan kaçınırlar.
- Dünyaya Yakın Asteroitler: Dünya'nın yörüngesinden geçen asteroitler, Dünya'ya yakın asteroitler olarak bilinir. Dünyayı geçenler, Dünya'nın yörüngesinde gerçekten dolaşan asteroitlerdir.

2.4 Olası Görev Yükleri

2.4.1 Spektrometreler

Spektrometre, gök cisimleri veya uzay ortamı tarafından yayılan, emilen veya saçılan elektromanyetik radyasyonu ölçmek ve analiz etmek için tasarlanmış bir araçtır. Gezegenler, yıldızlar, galaksiler ve yıldızlararası ortam gibi astronomik cisimlerin bileşimini, sıcaklığını ve fiziksel özelliklerini incelemek için gereklidir. Uzay spektrometreleri tipik olarak görünür, kızılötesi, ultraviyole ve bazen X-ışını veya gama-ışını bölgeleri dahil olmak üzere çoklu dalga boyu aralıklarında çalışır. Bilim adamlarının, bu nesnelere tarafından yayılan veya emilen karakteristik spektral çizgileri veya sürekli radyasyonu analiz ederek astronomik nesnelere kimyasal bileşimi, moleküler yapısı, sıcaklığı ve hızı hakkında ayrıntılı bilgi elde etmelerini sağlar.

2.4.2 Raman Spektrometresi

Bir Raman spektrometresi, bir maddenin moleküler bileşimi, kimyasal yapısı ve titreşim modları hakkında bilgi sağlayan analitik bir araçtır. Bir malzeme ile etkileşime giren fotonların enerjisinin, moleküllerinin titreşim ve dönme modları nedeniyle değiştiği Raman saçılma olgusunu kullanır. Temel olarak bir lazer kaynağı, örnek odası ve spektrometreden oluşur. Lazer ışını ilgili örneğe yönlendirilir ve lazer ışığı ile örnek içindeki moleküller arasında etkileşim gerçekleşir. Gelen lazer ışığının çoğu elastik olarak dağılır (Rayleigh saçılması), küçük bir kısmı ise Raman saçılması olarak bilinen elastik olmayan saçılmaya maruz kalır. Raman saçılması sırasında, gelen lazer ışığının küçük bir kısmı örnek içindeki moleküller titreşimlerle etkileşime girer. Bu etkileşim saçılan ışığın enerjisinde bir kaymaya neden olarak Raman saçılmış fotonlarının oluşmasına neden olur. Enerji kayması, numune içindeki titreşim modlarına ve

moleküler bağlara karşılık gelir. Raman saçılmış fotonlar, spektrometre tarafından analiz edilir. Spesifik Raman kaymaları veya spektral özellikler, kimyasal tanımlama ve yapısal analize olanak tanır.

2.4.3 Lazer-Oluşturmalı Plazma Spektroskopisi

Lazer -Oluşturmalı Plazma Spektroskopisi (Laser-Induced Breakdown Spectroscopy, LIBS), yüksek enerjili lazer kaynaklı bir plazma üreterek bir örneğin temel bileşimini belirlemek için kullanılan analitik bir tekniktir. LIBS tahribatsızdır ve hızlı temel analiz yetenekleri sunarak malzeme karakterizasyonu, çevresel izleme, adli tıp analizi ve arkeoloji dahil olmak üzere çok çeşitli uygulamalar için uygundur. LIBS işlemi, numune yüzeyine yönlendirilen odaklanmış bir lazer darbesiyle başlar. Lazer darbesi, tipik olarak nanosaniye veya femtosaniye aralığında yüksek enerjiye sahiptir ve bu, örnek malzemesinin ablasyona ve plazma oluşumuna uğramasına neden olur. Plazma, atomlar, iyonlar ve elektronlardan oluşan yüksek sıcaklıkta iyonize bir gazdır. Plazma soğudukça yayılan ışık, örneğin temel bileşimine karşılık gelen spektral çizgiler içerir ve bu spektrum bir spektrometre ile ölçülür. LIBS, asteroit görevinde hızlı analiz, örnek hazırlamaktan kaçınma ve katıları doğrudan analiz etme yeteneği dahil olmak üzere çeşitli avantajlar sunar.

2.4.4 Termal Kamera

Orta ve uzun dalga boyu kızılötesi bantlarında cisimlerin kara cisim ışımasını ölçen kameralardır. Çoğu termal kamera, algılayıcının kendisinden yayılan ışımayı azaltmak için soğutma sistemi kullanır. Ancak, soğutma sistemine ihtiyaç duymayan bolometrik kameralar da bulunmaktadır. Termal kameralar, asteroitlerin yüzey sıcaklıklarını ölçerek, cismin ısı sığa ve ısıl iletkenlik parametrelerinin dağılımı hakkında fikir verebilir.

2.4.5 Gama Işını ve Nötron Algılayıcı

Gama Işını ve Nötron Algılayıcı (GRaND), çeşitli bilimsel ve uzay araştırma uygulamalarında gama ışınlarını ve nötronları tespit etmek ve ölçmek için kullanılan özel bir cihazdır. Uzay görevleri, gezegen

keşifleri ve nükleer araştırmalar dahil olmak üzere farklı ortamlardaki radyasyon seviyeleri ve bileşimi hakkında değerli veriler sağlamak için tasarlanmıştır. GRaND cihazları, radyasyon izleme, uzaydaki radyasyon ortamını karakterize etme, nükleer reaksiyonları inceleme ve gezegen cisimlerinin bileşimini araştırma için değerli araçlardır. Radyasyon tehlikelerini, gök cisimlerinin jeolojik tarihini ve yüksek enerjili parçacıkların farklı ortamlardaki davranışlarını anlamamıza katkıda bulunurlar.

2.4.6 Gravimetre

Gravimetre, belirli bir konumdaki kütle çekiminden kaynaklanan ivmenin büyüklüğünü ölçmek için kullanılan bilimsel bir cihazdır. Bilim insanları, farklı konumlarda gravimetreler kullanarak, yerçekimi kuvvetlerinin mekansal dağılımını gösteren kütle çekimi alanı haritaları oluşturabilirler. Bu haritalar, jeolojik yapıların, yer altı kaynaklarının veya tektonik süreçlerin neden olduğu yerçekimi anomalliklerinin yanı sıra, Dünya'nın iç kısmındaki yoğunluk dağılımı ve kütle değişimleri hakkında değerli bilgiler sağlar. Benzer şekilde asteroitlerin iç kütle dağılımlarını belirlemek amacıyla da kullanılabilir.

2.4.7. LiDAR

LiDAR (Light Detection And Ranging) Lazer ışığı kullanarak belirli bir hedefin mesafesini ölçen bir cihaz grubudur. Gönderilen bir lazer darbesinin hedeften yansıyor veya saçılıp geri dönme süresini ölçerek mesafe hesaplar. Birden fazla noktadan ölçüm yapmak için hareketli tarama sistemleri kullanılabilir. Az yer kaplayan ve düşük maliyetli bir sistem olarak asteroitlerin üç-boyutlu yapısını geriçatmak için çok kullanışlı olabilir. Ayrıca, uzay aracının bir asteroite konması operasyonu sırasında navigasyon amacı ile de kullanılabilir.

2.5 Hali Hazır Görevler ve Yükleri

Hali hazırda görevini yerine getirmiş, işletmesi devam eden veya planlan uzay araçları, asteroitlerle ilgili görevleri ve üzerlerinde bulunan cihazlar Tablo 1'de özetlenmiştir.

Tablo 1. Asteroit görevleri

Uzay Aracı, Tarih	Gidilen Küçük Gezegen	Görev	Cihaz
Pioneer 10 2 Mart 1972	307 Nike	Yakın geçiş	-Fotopolarimetre -Yüklü Parçacık Cihazı -Kosmik Işın Teleskobu -Hapsedilmiş Işıma Algılayıcı -Geiger-Muller Tüp Teleskop - Manyetometre -Meteorit Algılayıcı
Galileo 18 Ekim 1989	951 Gaspra		-Toz Algılama Sistemi -Ağır İyon Sayacı -Manyetometre -Plazma Dalga Altsistemi -Yakın-Kızılötesi

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

			Haritalama Spektrometresi -Kati-Hal Görüntüleyici -Morötesi Spektrometre
Clementine (DSPSE) 25 Ocak 1994	1620 Geographies	Yakın geçiş	-Morötesi/Görünür Kamera -Yakın-Kızılötesi Kamera -Lazer Altimetre -Uzun-Dalgaboyu Kızılötesi Kamera -Yüküklü Parçacık Teleskobu
NEAR Shoemaker 17 Şubat 1996	253 Mathilde		-Çok-bantlı görüntüleyici -Yakın-Kızılötesi Spektrometre -X-Işın/Gama-Işın Spektrometre -Lazer Mesafeölçer -Manyetometre
Cassini = Huygens 15 Ekim 1997	2685 Masursky	Yakın geçiş	-Bileşik Kızılötesi Spektrometre -İyon and Nötron Kütle Spektrometresi -Bilimsel Görüntüleme Altsistemi -Manyetometre -Radyo Bilim Altsistemi -Morötesi Görüntüleyici Spektrograf
Deep Space 1 24 Ekim 1998	4015 Wilson-Harrington	Yakın geçiş	-Plazma Deneyi -Yüksek-Çözünürlüklü Görünür Bant Görüntüleyici -Kızılötesi Spektrometre -İyon and Elektron Spektrometresi -Navigasyon Kamerası

Stardust 7 Şubat 1999	5535 Annefrank^[12]		-Toz Akı İzleme Cihazı -Kuyruklu Yıldız ve Yıldızlararası Toz Analizörü -Navigasyon Kamerası -Örnek Geri getirme Kapsül Görüntüleme Sistemi
Rosetta 2 Mart 2004	2867 Šteins	Yakın geçiş	-Navigasyon Kamerası Mikrodalga Cihazı -İyon ve Nötron Analizi Spektrometresi -Görünür-Bant ve Termal Görüntüleme Spektrometresi
Deep Impact 12 Ocak 2005	Tempel-1 kuyruklu yıldızı / (163249) 2002 GT	Yakın geçiş ve çarpma (Tempel-1)	-Yüksek-Çözünürlüklü Görüntüleyici -Orta-Çözünürlüklü Görüntüleyici -Çarpanaraç Hedef Algılayıcı -Toz Analizörü
New Horizon (New Frontiers 1) 19 Ocak 2006	132524 APL	Yakın geçiş	-Uzun-Menzil Keşif Görüntüleyicisi -Alice Morötesi Görüntüleme Spektrometresi -Ralph Çok-Bantlı Kamera -Radyo Bilim Deneyi
Dawn 27 Eylül 2007	Vesta ve Ceres	Yörünge	-Çok-Bantlı Kamera -Görünür-Bant ve Kızılötesi Spektrometre -Gama Işını ve Nötron Algılayıcı
Chang'e-2 1 Ekim 2010	4179 Toutatis	Yakın geçiş	-Mikrodalga Radyometre -Yüksek-Çözünürlüklü Kamera -Lazer Altimetre
Hayabusa2	162173 Ryugu	Yörünge/İnaraç/Örn	-Yakın-Kızılötesi Spektrometre -Termal Görüntüleyici

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

3 Aralık 2014		ek getirme	-LIDAR -Örnekleme Çubuğu -Manyetometre
HIBOU		İnenaraç	-Kamera
9 Mayıs 2003		ç	
MASCOT			-Radyometre -Manyetometre -Spectrometre -Kamera
PROCYON	(185851) 2000 DP107	Yakın geçiş	-Mikrokamera
OSIRIS-REx	101955 Benu	Yörünge/Örnek getirme	-Kamera Kümesi -Görünür ve Kızılötesi Spektrometre -Termal Işınım Spektrometresi -Regolit X-Işınım Görüntüleme Spektrometresi -Lazer Altimetre -Örnek Toplama Çubuğu
Lucy	52246 Donaldjohanson	Yakın geçiş	-Yüksek-Çözünürlüklü Görünür-Bant Görüntüleyici -Görünür ve Yakın-Kızılötesi Görüntüleme Spektrometresi -Termal Spektrometre
16 Ekim 2021			
DART/LICIA Cube	Dimorphos	Çarpma/Yakın geçiş	-Pankromatik Kamera/ -Renkli Kamera
24 Kasım 2021			
Psyche	16 Psyche	Orbiter	-Multi-Spektral Kamera -Manyetometre -Gama-Işını ve Nötron Spektrometresi -X-Işını Yerçekimi Deneyi
Ekim 2023			
Hera/Milani/Juventas	65803 Didymos	Yörünge	-Görünür-Bant Kamera -Hiperspektral Kamera

Ekim 2024			-Mikro-LIDAR Altimetre -Çok-Bantlı Termal Kamera -X-Bandı Radyo Bilim Deneyi
Tianwen-2	469219 Kamo'oailewa	Yörünge/İnen araç/Örnek getirme	-Geniş/Dar-Açı Çok-Bantlı Kameralar -Termal Işınım Spektrometresi -Görünür, Yakın-Kızılötesi Görüntüleme Spektrometresi -Kütle Spektrometresi -Manyetometre -Yüklü/Nötr Parçacık ve Toz Analizörü
Mayıs 2025 ^[17]			

Görüldüğü gibi, tasarlanan görevin amacına, operasyon konseptine ve uzay aracı özelliklerine bağlı olarak bilimsel görev yükleri büyük çeşitlilik göstermektedir. Diğer taraftan, bazı cihazlar hemen hemen her görevde yer almaktadır.

3 GÖREV YÜKÜ KAVRAMSAL TASARIMI

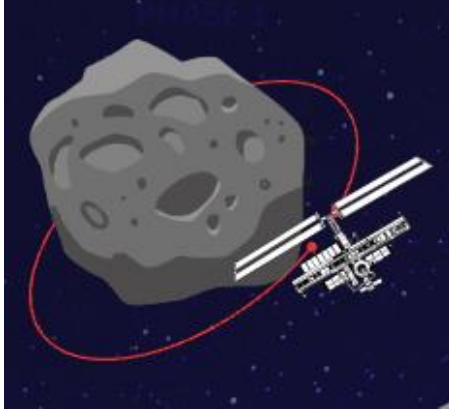
3.1 Genel Bilgiler

Görev yükü için Pagar adı seçilmiştir. Eski Türkçe'de gezegen anlamına gelen kelimenin Soğdca paxar kelimesinden türediği düşünülmektedir [2]. Görev yükünün taşınacağı uzay aracını mümkün olduğu kadar küçük tasarlayabilmek amacıyla, yükün toplamda 30 Kg'dan hafif olması hedeflenmiştir. Bazı hesaplarda gidilecek asteroidin parametreleri gerekli olduğu için örnek hesaplamalarda Hypnos asteroidi kullanılmıştır.

3.2. Operasyon Konsepti

1. Aşama: Uzay aracı asteroidin dairesel yörüngesine girecektir. Örneğin Hypnos için uygun bir yörünge yarıçapı 1200 m'dir. Asteroidin şekli küresel olmadığı için yüzey mesafesi yaklaşık olarak 300 m etrafında değişecektir. Yörünge hızının yaklaşık 0,54 m/s ve yörünge periyodunun yaklaşık olarak 3.9 saat olacağı hesaplanmıştır. Bu arada, asteroid de kendi ekseni etrafında dönecektir. Ancak, Hypnos için dönme ekseni ve periyodu bilinmemektedir. Bu aşamada, optik kameralardan fotogrametri ve LiDAR ile cismin üç-boyutlu yapısı çıkarılacak ve dönme ekseni ile dönme periyodu belirlenecektir. Ayrıca, bir termal kamera ile yüzey sıcaklıkları belirlenecek ve Güneş'in aydınlatması,

yüzeyin emiciliği ve cismin şekli de kullanılarak, içerideki ısı parametreler tersine problem çözülerek hesaplanacaktır. Bu aşamanın, asteroidin dönüş periyoduna bağlı olarak 5-15 Dünya günü sürebileceği değerlendirilmiştir.



Şekil 1. 1 .aşama: Yörünge

2. Aşama: İlk aşama verileri kullanılarak asteroid yüzeyinde yakından ölçüm yapılacak yerler belirlenecektir. Hypnos büyüklüğünde bir asteroid için 100 civarında noktadan ölçüm yapılabilir. Bunun için uzay aracı yüzeye inecek, görev yükünün yüzeye yakın bir mesafede olması sağlanacak, veriler toplandıktan sonra yeni bir noktaya geçilecektir. Her noktada kütle çekiminin hassas şekilde ölçümü ve yörüngedeki mikro-yerçekimi ölçümleri ile cismin iç yoğunluk dağılımı kabaca hesaplanabilir. Ayrıca, sözkonusu noktada yüzeyin mineral yapısının örnek toplanmadan anlaşılması için gerekli spektrometrik cihazlar bulunacaktır. Gama ışınım ölçümleri de gerçekleştirilecektir. Her noktada ölçümlerin birkaç saat civarında tamamlanacağı öngörülmüşse de, pasif spektrometreler için Güneş'in yerel yükselme açısının doğru değere gelmesini beklemek gerekebilir. Ayrıca, uzay aracının yerdeğiştirme ve yüzeyde tutunma yöntemine göre bir noktadan diğerine ulaşma süresi değişecektir. Biriktirilen veriler, Güneş ve Dünya vektörlerinin uygun açıda olduğu zamanlarda Dünya'ya gönderilecektir. Bu aşamanın 100 Dünya günü sürmesi öngörülmüştür.



Şekil 1. 2. aşama: Yüzey ölçümleri

Seçilen Cihazlar, Gereçeleri ve Teknik Özellikleri

Cihazlar ve teknik özellikleri aşağıda verilmiştir. Temel parametreler seçilirken güvenli tarafta kalacak şekilde seçilmiş ve mühendislik hesapları yapılmıştır. Ağırlık tahminleri ise, uzayda kullanılmış benzer cihazlar ile minyatürizasyon eğilimleri göz önüne alınarak kestirilmiştir.

Görünür-bant kamera: Temel olarak, yörüngeden fotogrametrik yöntemle üç-boyutlu geriçatma amacı ile kullanılacaktır. Hesaplama gücünün ve belleğin sınırlı olması durumunda daha düşük çözünürlüğe gitmek gereklidir. Temel parametreler aşağıdadır.

Özellik	Değer
piksel sayısı	1920 x 1200 CMOS
odak uzaklığı	5 mm
mesafe	300 m
görüş açısı	44° x 67°
çözünürlük	20 cm
ağırlık	< 1 kg

Termal Kamera: Güvenilirlik ve hafiflik parametreleri göz önüne alınarak bolometrik tipte bir kamera öngörülmüştür. Yörüngeden sıcaklık ölçümleri yaparak, ısı iletkenlik dağılımı hesaplamak amacıyla kullanılacaktır. Temel parametreler aşağıdadır.

Özellik	Değer
piksel sayısı	640 x 480
odak uzaklığı	6 mm
mesafe	300 m
görüş açısı	51° x 65°
çözünürlük	60 cm
ağırlık	< 1 kg

Lazer-oluşturmalı plazma spektrometresi: Element analizi amacıyla kullanılacaktır. Ağırlığı 4 kg olarak tahmin edilmiştir.

Raman Spektrometresi: Minerallerin bileşimlerini ve kristal yapıları ayrıntılı inceleyebilme özelliği ve hızlı tepki süresi nedeniyle seçilmiştir. 532 nm ve 785 nm dalgaboylarında çalışması öngörülmüştür. Ağırlığı 4 kg olarak tahmin edilmiştir.

Gama Işını ve Nötron Algılayıcı: Dawn üzerinde bulunan GRaND 9.3 kg ağırlığındadır. Daha az sayıda algılayıcıdan oluşan bir cihazın 5 kg ağırlığa sığdırılabileceği değerlendirilmiştir.

Gravimetre: Hem yörüngede hem de asteroit üstündeki noktalardamikro-yerçekimi ölçerek yoğunluk dağılımını bulmayı sağlayacaktır. 1 kg'dan hafif olacağı öngörülmüştür.

LIDAR: 300 m mesafeden koyu renkli bir yüzeyin mesafesini bulabilmesi için güçlü bir lazere ihtiyaç vardır. 8 k'dan az olacağı tahmin edilmiştir.

Spektrometre: Görünür-bant ve kızılötesi spektrometrelerin toplam ağırlığı 5 kg'dan az olacaktır.

4.SONUÇLAR

Bu bildiri, asteroitlerin araştırılmasında kullanılmak üzere bilimsel görev yükü olarak birlikte çalışabilecek seçilmiş cihazlar sunmaktadır. Bu cihazların kullanımı için bir operasyon konsepti de önerilmiştir. İleride bir asteroit görevi tasarlanırken, uzay aracı tasarımcıları ve bilim insanlarının bir arada çalışması için bir başlangıç noktası oluşturması öngörülmüştür.

5. REFERANSLAR

- [1] Türkiye Uzay Ajansı, "Milli Uzay Programı Strateji Belgesi 2022-2030", 31845 Sayılı Resmi Gazete, 24 Mayıs 2022.
- [2] L. Bazin (2010). Eski Türk Dünyasında Kronoloji Yöntemleri, Çeviren: Vedat Köken, Ankara: Türk Dil Kurumu Yayınları.
- [3] Basics of Space Flight - Solar System Exploration: NASA Science. (n.d.). NASA Solar System Exploration. <https://solarsystem.nasa.gov/basics/chapter12-1/>
- [4] *Betorder*. Telegram. (n.d.). Retrieved January 20, 2023, from <https://t.me/betordercom>
- [5] Asteroid 3200 *Phaethon*: *Geminid parent at its closest and brightest!* (2021) *Sky & Telescope*. Available at: <https://skyandtelescope.org/observing/3200-phaethon/> (Accessed: January 20, 2023).
- [6] Repamet Ltd. Şti. (2021) *Libs nedir? Libs Analiz Cihazı çalışma prensibi Nasıldır? Repamet Ltd. Şti.* Available at: <https://lk.tc/mn7IC> (Accessed: January 20, 2023).
- [7] Cruise, A. M., Bowles, J. A., Patrick, T. J., & Goodall, C. V. Principles of Space Instrument design (Vol. 9). Cambridge university press, 2006. TL1082 .P75
- [8] NASA/Solar System Exploration OSIRIS-Rex Available at: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/osiris-rex/in-depth/> (Accessed: May 20, 2023)
- [9] NASA / MARS Reconnaissance Orbiter Available at: <https://mars.nasa.gov/mro/mission/spacecraft/> / (Accessed: November , 2022)
- [10] OpenGeology.org/Mineralogy Available at : <https://124.im/j194Rz7> (Accessed: May, 2023)
- [11] Harvard International Review/ Economics of The Stars Available at: <https://124.im/EHNPBC8> (Accessed: November, 2022)
- [12] National Geographic/Geographic Information System Available at : <https://124.im/TPiq> (Accessed: 10 June 2023)
- [13] NASA/ What are Science Instrument Available at : <https://mars.nasa.gov/mars2020/spacecraft/instruments/> (Accessed: January 2023)
- [14] Space References.org/ Hypnos Available at: <https://www.spacereference.org/asteroid/14827-hypnos-1986-ik> (Accessed: 16 June 2023)
- [15] Jet Propulsion Laboratory / Missions Available at: <https://www.jpl.nasa.gov/> (Accessed : November , 2022)
- [16] B&H/ Cameras on 37 Interplanetary Spacecraft. Avaiable at: <https://124.im/iFYZj> (Accessed: January 2023)

[17] Canva/Create Project Available at: <https://www.canva.com/>
(Accessed: June 2023)

6.ÖZGEÇMİŞ

Iremnur Gürler Türk Hava Kurumu Üniversitesi Uzay Mühendisliği Bölümü 4. A sınıf öğrencisidir.

Betül Bozkurt Türk Hava Kurumu Üniversitesi Uzay Mühendisliği Bölümü 4. A sınıf öğrencisidir.

Cemresu Bakioğlu Türk Hava Kurumu Üniversitesi Uzay Mühendisliği Bölümü 4. A sınıf öğrencisidir.

Sevil Baylan Türk Hava Kurumu Üniversitesi Uzay Mühendisliği Bölümü 4. A sınıf öğrencisidir.

Prof. Dr. Uğur Murat Leloğlu Türk Hava Kurumu Üniversitesi Uzay Mühendisliği Bölümü öğretim üyesidir.

PILOTAJ EĞİTİM UÇAĞI ELEKTRİFİKASYONU VE DÖNÜŞÜMSSEL ETKİLERİNİN ARAŞTIRILMASI

Ömer Faruk Aydın¹, Mecit Yaman²

¹Türk Hava Kurumu Üniversitesi Bahçekapı, Okul Sk. No:11, 06790 Etimesgut/Ankara Tel:
0531 950 16 92 E-Posta: s190221018@stu.thk.edu.tr
² Türk Hava Kurumu Üniversitesi Bahçekapı, Okul Sk. No:11, 06790
Etimesgut/Ankara Tel: 312 444 84 58 E-Posta: myaman@thk.edu.tr

Özet- Bu çalışmada; Batarya teknolojilerindeki gelişimle birlikte günümüzde mümkün olan küçük bölgesel jetlerin elektrifikasyonu konu alınmış, elektrifikasyonun çevresel, teknolojik ve ekonomik faydalarına değinilerek gerekliliği ortaya konulmuş ve elektrifikasyonun önündeki zorluklara dikkat çekilmiştir. Dünya'nın en çok kullanılan eğitim uçağı olan Cessna 172 Skyhawk uçağı seçilerek bu uçak üzerinde bir elektrifikasyon dönüşümü planlaması yapılmıştır. Güç ünitesi, enerji kaynağı ve alt sistemler araştırılarak kullanılabilir ürünler tespit edilmiş, bu komponentlerin uçak üzerindeki yerleşim ve bağlantıları incelenmiştir. Bunlara ek olarak elektrifikasyon öncesinde ve sonrasında uçağın ağırlık merkezini aynı noktada tutmak hedeflenerek bu amacı sağlayacak batarya yerleşim alternatiflerini hesaplayan bir parametrik optimizasyon modeli oluşturulmuştur.

Anahtar Kelimeler: Elektrifikasyon, çevreci, elektrik itki, batarya, ağırlık merkezi

1.ELEKTRİFİKASYON VE ETKİLERİ

Teknolojideki büyük ilerlemeler ve nüfus artışı başta olmak üzere birçok faktörün etkisiyle çevre kirliliği göz ardı edilemeyecek bir sorun haline gelmiş ve ciddi önlemler almak ertelenemez bir sorumluluk olmuştur. Dünyada birçok sektör bu konuda önlem alıp alışkanlıklarını değiştirirken havacılığın da bu anlamda bir ayrıcalığı yoktur. Örneğin birçok başarılı örneği bulunan elektrikli araçlar, otomobil sektöründe performans düşüklüğü yaşatmaksızın daha çevreci bir alternatif sunmuştur. Global radyasyon zorlamasının yaklaşık yüzde 4'ü doğrudan jet yakıtı yanmasına bağlı uçak emisyonlarına bağlıdır. Boeing ve Airbus şirketlerinin yaptığı iki ayrı araştırmaya göre hava trafiğinin önümüzdeki 20 yılda ortalama 4.5% artarak kümülatif

olarak iki kattan fazla artmasının beklenmesi, ticari havacılığın olumsuz çevresel etkisini iki katına çıkaracaktır. ICCT 2018 araştırmasına göre 2018 yılında

yalnızca sivil havacılık aktivitelerinden kaynaklanan CO2 emisyonu 918 milyon metrik tondur. Bu değer 2018 yılından 5 sene önceki açıklamaya göre %32'lik bir CO2 emisyonu artışına işaret etmektedir. Elektrifikasyon, havacılık kaynaklı sera gazı emisyonlarına karşı en radikal çözümlerden biri olarak öne çıkmaktadır. Elektrifikasyon sonucunda uçakların sera gazı emisyonlarının %70 oranında düşeceği belirlenmiştir. Havacılığın çevresel sorunlar üzerinde ciddi bir payı bulunurken devletlerin tıpkı elektrikli araçlarda olduğu gibi, kısa vadede elektrikli uçak projelerini destekleyip orta vadede zorunlu kılacağı öngörülmektedir. Dünyada küçük bölgesel jetlerin elektrifikasyonu tamamlanmış, bu uçaklardan edinilen bilgiye ek olarak batarya teknolojilerindeki sürekli gelişimle birlikte daha büyük uçaklar için hibrit projelerin yapımına başlanmıştır. Bugünün teknolojileriyle; Elektrifikasyon kadar radikal çözümler sunmasa da uçaklarda sera gazı emisyonunu düşürecek çalışmalar yürütülmektedir. Bununla birlikte sera gazı emisyonu, havacılığın tek çevre kirliliği oluşturucu etkisi değildir. Havacılık kaynaklı bulutlanma etkisi, çevre için oldukça zararlı olmakta birlikte günümüz teknolojisiyle önüne geçilemeyen bir etkidir. Bununla birlikte elektrikli uçaklarda bulutlanma etkisi oluşmamakta, bu çevresel problem tamamıyla ortadan kaldırılabilmektedir.

Elektrifikasyon, havacılık kaynaklı ses kirliliği konusunda da ciddi azalma sağlamaktadır. Boeing 737 uçaklarının yaklaşık 70 desibel ses ürettiği ortaya konulmuşken araştırmalar aynı büyüklükteki bir elektrikli uçağın 19-27 desibel ses üreteceğini göstermiştir.

Elektrifikasyonun çevresel etkilerine ek olarak maddi olarak da avantajları vardır. İlk olarak elektrik motorların

satın alım fiyatı piston motorlara göre daha ucuzdur. Cessna 172 Skyhawk uçağında kullanılan Lycoming IO-360 L2A model piston motorunun fiyatı 30 bin dolarken

yerine kullanılacak olan Emrax 228 elektrikli motorun fiyatı 4300 dolardır. rica elektrifikasyon sonrası motor, daha az bakım gerektirecek ve bakım masrafından tasarruf sağlanacaktır. Elektrikli uçaklarda kullanılabilir olan bataryaların yüzde 75 kapasiteye düşmeleri, 17 yıl ve buna karşılık gelen 300-700 uçuş döngüsüne kadar süre almaktadır, bu da bataryaların uzun süre değiştirilmeye gerek kalmadan kullanılabilmesi anlamına gelir. Bataryalar, şebeke elektriği kullanılarak her seferinde yaklaşık 1-2 dolarlık bir masrafla şarj edilmektedir. Litresi 1,145 Euro olan ve bir saatlik uçuşta yaklaşık 30 litre yakılan Avgas 100LL tipi jet yakıtına kıyasla uzun vadede ciddi bir maddi kazanç sağlanacaktır.

Ek olarak elektrifikasyonun bazı teknolojik etkileri de vardır. Elektrikli uçaklar, çok düşük termal ize sahip oldukları için bu özelliği gerektiren savunma misyonlarında kullanılabilirlerdir. Ayrıca elektrikli motorlarda, jet motorların aksine çok sayıda motor beraber çalışabilmektedir. Elektrik motorlar, düşük titreşim ürettiklerinden bu durumun uçağın yapısal dayanımına da negatif yönde bir etkisi yoktur. Dağıtılmış itki adı verilen ve Nasa X-57 gibi projelerde araştırılmakta olan bu konsept, yalnızca elektrik motorlarla çalışan uçaklarda mümkündür. Bir başka konsept, katı hal tahriki olarak bilinen ve bir uçağın motora sahip olmadan ilerlemesini sağlayan bir çalışmadır. Bu konseptteki uçaklar elektro aerodinamik kullanarak ve havayı iyonize ederek ilerlemektedir. Böylece uçağın önünde +20.000 volt ve arkasında -20.000 volt üreten ince kablolar kullanılarak, önce havayı iyonlaştırıp daha sonra bu bölgedeki zıt yüklerin çekiminden yararlanarak iyonik bir rüzgarla uçağı ileri götürmenin mümkün olduğu gösterilmiştir.

Özetle elektrifikasyon; Sera gazı emisyonunda %70'lik düşüş sağlayacak ve bulutlanma etkisini ortadan kaldıracak olmasıyla çevresel, Şarj maliyetinin jet yakıt maliyetine kıyasla çok ucuz olması ve düşük bakım gereksinimi sebebiyle ekonomik ve bazı yeni teknoloji konseptlerinin uygulanabilir olduğu yapısıyla teknolojik olarak yadsınamayacak öneme sahiptir.

2. ENERJİ KAYNAĞI

Elektrifikasyon dönüşümünün hem gereksinimleri, hem de oluşturacağı etkiler noktasında en kritik süreçlerinden biri de enerji kaynağı olarak jet yakıtı yerine bataryaların kullanılmasıdır. Uçuş koşullarından kaynaklanabilecek yabancı madde, nem ve su buharı etkileri gibi durumların yanı sıra ani güç kayıpları gibi olumsuzlukları da engelleyecek mekanizmalar bulunduran; Bununla birlikte ultra hafif olmalarına rağmen özellikle küçük bölgesel jetleri uçurmak için gerekli gücü rahatlıkla üretebilen ve

piston motorlara kıyasla 3 kattan daha yüksek verimlilik gösteren elektrik motorlar, elektrifikasyon dönüşümünün yapılabilmesine olanak sağlayacak teknolojik gelişmeyi gösterebilmiştir. Bu durumda elektrifikasyon projelerinde enerji kaynağı olarak kullanılacak olan bataryaların bu projelerde sınırlayıcı faktör olduğu öne sürülebilir. Bu sebeple uygun batarya paketinin seçilmesi, bataryaların yerleştirilmesi, batarya ağırlığına ve ulaşılabilecek uçuş süresine dikkat edilmesi gibi doğrudan bataryalarla ilişkili olan unsurlar, bu projelerin ilerleyişini doğrudan etkilemektedir. Günümüzde batarya teknolojisi; 1-2 kişilik eğitim uçakları gibi küçük bölgesel jetlerin yalnızca elektrik itki ve batarya enerjisiyle, daha büyük uçakların ise jet yakıt ve bataryanın beraber kullanıldığı hibrit yaklaşımlarla uçabilmesine olanak sağlayacak noktaya ulaşmıştır. Ayrıca son yıllarda batarya teknolojilerindeki sürekli gelişim ve potansiyel gelişim olanakları; Küçük çaplı projelerin tamamlanması ve elektrifikasyonun büyük jetlerde de ele alınması açısından umut vermekte ve önem taşımaktadır. 2019 Nobel Kimya Ödülü; Bilim insanları John B. Goodenough, M. Stanley Whittingham ve Akira Yoshino'ya Lityum-İyon pillerin icat edilmesi ve geliştirilmesi konusunda buldukları katkılar sebebiyle verilmiştir. Verilen ödülün açıklamasında; Günümüzde Lityum-ion bataryaların elektronikten ulaşım araçlarına birçok sektörde kullanılmakta olduğuna dikkat çekilmiş ve bu teknolojinin kablosuz, ve fosil yakıtlardan bağımsız bir geleceğin temellerini attığı ifadeleri kullanılarak batarya teknolojilerindeki gelişimin önemi vurgulanmıştır. Bu açıklama, batarya teknolojisindeki gelişmelerin bilim camiasında gündemde olan bir konu olduğu ve bu konudaki çalışmaların teşvik edildiği anlamları taşımaktadır.

Batarya teknolojilerindeki gelişim; Daha yüksek enerji ve güç yoğunluğu sağlanması, daha uzun pil ömrüne sahip, batarya kapasitesinin daha fazla şarj/deşarj döngüsü boyunca korunduğu ve daha güvenli pillerin üretilmesinin amaçlanması olarak tanımlanabilir. Lityum Kobalt Oksit gibi malzemelerin şarj edilebilir bataryalarda kullanılmasıyla 80 Wh/kg enerji depolanması başarılmış, bugünün teknolojiyle depolanan enerji 300 Wh/kg seviyelerine çıkarılabilmektedir. Mn- Ni zengin oksitler de araştırılan malzemelerden olup yüksek voltajlar ve kapasiteler sağladığı için daha yüksek enerji yoğunluklarına ulaşılması hususunda imkan vermektedir. Enerji kapasitelerindeki gelişime bağlı birim enerji başına batarya maliyeti düşüş göstermektedir. Üretim maliyetlerinin azalması ve artan taleplere ek olarak batarya maliyetlerinin düşüşü, büyük şirketlerin açtığı büyük üretim fabrikalarının kurulmasıyla açıklanabilir. kWh başına maliyet, 2008 yılında 1000\$'dan yüksekken günümüzden 100\$/kWh seviyesinin altına düşmüştür. Bu fabrikalar araştırmaların hızlanmasına da önayak olmaktadır. Airbus CTO'su Grazia Vittadini pil kapasitesinin yılda %2 arttığını söylemiştir.

Büyük pil üretim şirketlerinin, büyük üretim tesislerinin de kurulmasıyla kapasiteleri; 2017-2020 yılları arasındaki 3 yıl gibi nispeten küçük bir dönemde ciddi artış göstermiştir. Bu durum da pil teknolojilerinde çalışmaların yoğunluğuna ve daha yüksek enerji yoğunluğu/ daha düşük maliyete sahip pillerin oluşacağı beklentisinin olasılığına işaret etmektedir. Bataryaların enerji depolama kapasiteleri elektrifikasyon projeleri için kısıtlayıcı bir faktör olsa da bu sektördeki gelişim trendi, kısa vadede bataryaların da tıpkı elektrik motorlarının olduğu gibi gereksinimleri karşılayacak seviyeye ulaşacağına işaret etmektedir.

Bu projede öncelikle kullanılacak bataryaya karar verilmiş, kullanılacak toplam batarya ağırlığının maksimum sınırının ne olduğu ve bu sınıra göre kaç adet batarya kullanılacağı, toplam batarya ağırlığı ve maliyetinin ne olacağı belirlenmiştir. Belirlenen batarya sayısının sağladığı toplam enerji ile sağlanabilecek uçuş süresi hesaplanmıştır. Sonrasında bu bataryaların uçakta yerleştirileceği koordinatların hesaplanması için çalışmalar yürütülmüştür. Çalışmalar yürütülürken elektrifikasyon öncesinde ve sonrasında uçağın ağırlık merkezinin aynı noktada kalması sağlanmaya çalışılmıştır. Bunun sebebi, elektrifikasyon dönüşümünün herhangi bir yapısal tasarım değişikliği veya ekstra test süreci gerektirmeksizin hızlıca ve olabildiğince az masrafla tamamlanmasının amaçlanmasıdır. Bu sayede hem dönüşüm daha geniş çevrelere yayılabilecek, hem de kısa vadede havacılığın yeni trendi olacağını öngördüğümüz elektrifikasyon süreçlerini ülkemiz kurumlarının dünyayla aynı zamanda yakalamasına yardımcı olunacaktır.

Kullanılacak bataryanın seçimi için iki farklı alternatif belirlenmiştir. Bu alternatiflerden ilki; 600 km menzile ve 1020 beygir araç gücüne sahip 2.5 ton ağırlığında Tesla Model S elektrik araçların enerji kaynağı olan Tesla lityum ion batarya paketleridir. 24,96 kg ağırlığında olan bataryalar 5,3 kWh enerji kapasitesine sahiptir. 7,87 cm yükseklik, 30,23 cm genişlik ve 66,5 cm uzunluğunda olan bataryalar 0,015821 m³ hacime sahiptir. Tesla bataryalar kilogram başına 0.20 kWh enerji depolarken Pipistrel bataryada bu değer 0.15 civarındadır. Bununla birlikte Pipistrel batarya için verilen değer, 20 A deşarj akımında en olumsuz koşullarda yani 0 °C'de verilmiştir. Enerji kapasitesi aynı deşarj akımında 23 °C'de 11 kWh, 50 °C'de 12 kWh'a kadar ulaşmaktadır. Bu durumda kg başına enerji kapasitesi 0.165'e kadar çıkabilmektedir. Pipistrel batarya dahili batarya yönetim sistemine sahipken Tesla bataryalar için bu modül ayrıca alınmalıdır. 24-72 hücre arasında kapasitesi olan batarya yönetim sistemleri 1.13 kg'dır. Birim kütle ve hacime düşen enerji oranı Tesla bataryalar için daha iyi olsa da Pipistrel bataryalar başka avantajlarıyla ön plana çıkmaktadır.

Entegre batarya yönetim sistemi bu avantajlardan biridir. Elektrifikasyon dönüşümünün olabildiğince az işlem gerektirerek ve hızlı gerçekleştirilmesi istendiği için test süreçleri tamamlanmış ve havacılık uygulamalarında denenmiş, ek olarak hazır gerçek verileri bulunan Pipistrel bataryalar bu anlamda da öne çıkmaktadır. Ayrıca Tesla bataryaların %20 şarj kapasitesinden aşağı düşmesi durumunda enerji kapasitesi ve pil ömründe kalıcı düşüşler görülebileceği belirtilmiştir ve bu durum göze alınamayacak bir dezavantaj oluşturmaktadır. Ayrıca Pipistrel şirketi batarya şarj istasyonları sağlaması, kurulum ve teknik destek sunması gibi avantajlarıyla da öne çıkmakta olduğu için Pipistrel bataryaların kullanılmasına karar verilmiştir. Bu noktada kaç adet batarya paketi kullanılacağı saptanarak sağlanabilecek uçuş süresi hesaplanmalıdır. Cessna 172 Skyhawk uçakları Avgas 100 LL tipi jet yakıtı kullanmaktadır. Elektrifikasyon dönüşümüyle bu yakıtın yerine bataryalarda depolanan enerjini kullanılması hedeflenmektedir. Bu sebeple gerekli enerji miktarını hesaplayacak bir formül oluşturmak için Avgas yakıtın özellikleri incelenmiştir. Yakıtın enerji yoğunluğu 43,5 Mj/kg ve uçağın yakıt tüketimi saatte 33 litredir. Avgas 100 ll yakıt için kg – litre dönüşümü 1 L = 0,79 Kg olarak verilmiştir. Bu sebeple bir saatlik yakıt tüketimi 26,07 kg olarak hesaplanmıştır. Saatlik yakıt tüketimi, yakıtın enerji yoğunluğuyla çarpılarak yakıttan elde edilen enerji miktarı Mj cinsinden bulunabilir. Bununla birlikte batarya kapasitelerini kWh üzerinden incelediğimiz için çıkan sonuç kWh cinsine çevrilmiş, bunu sağlamak için sonuç 0,278 ile çarpılmıştır. Kullanılması gereken enerji, piston motorun verimliliği düşünülerek hesaplanmıştır. Ancak piston motoru elektrik motorla değiştirildiğinde motor verimliliği %27'den %92'ye çıkacaktır. Bu da motorun verilen enerjii yaklaşık 3 kat daha verimli kullanacağı anlamına gelmektedir. Bu sebeple kWh cinsine çevrilen değer, 0.27/0.92 oranı olan 0,303 ile çarpılmıştır. Elde edilen sonuç, elektrik motorla yapılacak olan 1 saatlik uçuş için gereken enerji miktarını kWh cinsinden vermektedir. Bu değeri uçuş süresi/60 ile çarparak dakika cinsinden uçuş süresine karşılık gereken enerji miktarı hesaplanabilecektir.

$$(1) E = E_f * C_f * \left(\frac{T_f}{60}\right) * (0,303) * (0,278)$$

E: Gereken Enerji E_f: Yakıt Spesifik Enerjisi C_f: Uçağın Saatlik Yakıt Tüketimi T_f: Uçuş Süresi

Eşitlik 1 kullanılarak gereken enerji miktarı, potansiyel uçuş süresi hedefleri için hesaplanmıştır.

Tablo 1 Uçuş Süresine Göre Gereken Enerjinin Hesaplanması

Uçuş Süresi (Dakika)	Gereken Enerji (kWh)
15	23,89139747
25	39,81899579
30	47,78279494
40	63,71039326
45	71,67419242
60	95,56558989

Ne kadarlık uçuş süresinin hedeflenebileceği, uçağa yerleştirilebilecek olan toplam batarya sayısına bağlıdır. Bunun için Cessna 172 Skyhawk uçağı için ağırlık hesaplamaları yapılmalıdır. Maximum ağırlık sınırı, uçağın maksimum kalkış ağırlığı olan 1157 kg olarak alınmıştır. Uçağın basit boş ağırlığı 768,2 kg'dır. Bu ağırlığa yapısal ağırlık, uçak sistemleri ve aviyoniklere ek olarak motor ağırlığı da dahildir. Elektrifikasyon ile 117 kg olan Lycoming piston motoru, 12 kg'lık Emrax 228 model elektrik motoru ile değiştirileceğinden basit boş ağırlık 661 kg'a düşmüştür. Günümüzde kullanılmakta olan elektrikli eğitim uçaklarında olduğu gibi, uçağın iki kişilik kullanıma izin vermesi düşünülerek arka yolcu ağırlıklarının batarya ağırlığı için kullanılması kararlaştırılmıştır. Aksi takdirde uçuş süresi daha da azalacağı için bu karar alınmıştır. 144 kg'lık yakıt ağırlığı, 77 kg olarak belirlenen arka yolcu ağırlığı ve motorların ağırlık farkından açılan 105 kg'lık ağırlık hafiflemesi ile; Her biri 72.5 kg ağırlığında olan Pipistrel bataryalardan en fazla 4 adet kullanılabileceği, bu durumda da toplam batarya ağırlığının 290 kg ve toplam uçak ağırlığının 1116 kg olarak maksimum kalkış ağırlığından düşük olacağı hesaplanmıştır. Minimum enerji kapasitesi 10,5 kWh olarak belirlenen Pipistrel bataryalardan 4 adet kullanılarak minimum 42 kWh enerji depolanabilir. Eşitlik 1'e göre 30 dakikalık uçuş için 47,783 kWh enerji sağlanması gerektiği için uçuş süresi hedefi olarak 30 dk seçilmiştir.

Boyutları ve ağırlığı bilinen batarya paketlerinden kaç adet kullanılacağı belirlendikten sonra bu bataryaların uçakta nereye yerleştirileceği tartışılmıştır. Bataryaların konulacağı yerler, bataryaların diğer sistemlere bağlanmasına uygun olmalı, yangın riski oluşmaması gibi güvenlik önlemlerini sağlamalı, batarya performansının düşüşüne sebebiyet verecek sıcaklık veya dış etki

koşullarını barındırmamalıdır. Bununla birlikte batarya yerleşiminde dikkat edilecek olan ana unsur uçağın ağırlık merkezinin yatay ekseninde düştüğü noktadır. Bu noktanın, elektrifikasyon öncesinde ve sonrasında aynı noktada tutulması hedeflenmiştir. Bu koşul sağlandığı takdirde uçağın yapısal tasarımında herhangi bir değişiklik yapılması gerekmeyecek, ekstra bir hesaplama ve test sürecinin yükümlülükleri ortadan kaldırılacaktır. Bu çalışma, Skyhawk uçağının müşterileri için teklif edilen bir değişim süreci olduğu için müşteri firmalar için elektrifikasyonun tercih edilebilirliği sağlanmak durumundadır. Dönüşümün olabildiğince kısa sürede ve olabildiğince masrafsız şekilde gerçekleştirilmesi, daha çok müşterinin uçaklarında elektrifikasyon edönüşümü istemesine ön ayak olacaktır. Elektrifikasyonun etkileri arasında bahsettiğimiz çevresel etkiler, bu sayede daha genele yayılabilecektir. Uçağın dizaynını değiştirmek, uzun bir test süreci gerektirdiğinden tercih edilebilir bir seçenek olmayacaktır.

Bu durum göz önünde bulundurularak batarya yerleşimi için yürütülecek çalışmanın detayları belirlenmiştir. İlk olarak elektrifikasyon yapılmamış uçağın ağırlık merkezi hesaplanmış, daha sonra hangi batarya yerleşimi alternatiflerinde uçağın ağırlık merkezinin aynı noktada kalacağı belirlenmiş, bu alternatiflerdeki batarya konulacak noktaların yukarıda bahsedilen performans ve güvenlik kriterlerini sağlayıp sağlamadığı taranarak batarya konumu için öneriler sunulmuştur.

Ağırlık merkezi eşitlik (2) ile hesaplanmaktadır.

$$\text{Ağırlık Merkezi} = \frac{(\sum_{i=1,2,\dots}(W_i * d_i))}{\sum_{i=1,2,\dots} W_i} \quad (2)$$

W_i : Kısım Toplam Ağırlığı d_i : Moment Kolu

Ağırlık merkezi, toplam moment 'in toplam ağırlığa bölümüyle bulunur. Uçak yapısı farklı kısımlara ayrıldıktan sonra bu kısımların kendi ağırlıkları ve moment alınacak noktaya olan moment kolu uzaklıkları ölçülerek ağırlık & denge tablosu oluşturulur. Daha sonra kısımların ağırlık * kol uzaklığı alınarak ayrı ayrı momentleri bulunur, bu değerler toplanarak kısımların ağırlık toplamına bölünür.

Ağırlık merkezinin birimi, moment kolunun birimiyle aynıdır ve uzunluk ölçü birimlerinden biridir. Ağırlık & denge tablosu, havayolları ve diğer teknik bakım sağlayıcıları tarafından hazırlanmış olabileceği gibi doğrudan üretici firma tarafından da oluşturulabilir. Bu projede kullanılmış olan ağırlık & denge tablosu, eğitim ve uçak kiralama hizmeti veren ve filosunda Cessna 172 Skyhawk uçağını da bulunduran Ram

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

Aviation şirketinden alınmıştır. Maximum kalkış ağırlığı üzerinden çalışıldığı için tablo buna göre düzenlenmiştir. İngiliz ölçü birimi ile hazırlanan tablo, SI birim sistemine göre düzenlendikten sonra hesaplamalar yapılmıştır.

Tablo 2 Cessna 172 Skyhawk Ağırlık-Denge Tablosu

PARAMETRE	Ağırlık (kg)	Moment Kolu (cm)	MOMENT (kg*cm)
Basit Boş Ağırlık	768,2312534	100,5332	77232,74624
Pilot ve Yolcu	163,2932532	93,98	15346,29994
Arka Yolcular	77,1107029	185,42	14297,86653
Bagaj Alanı	2,26796185	241,3	547,2591944
Yakıt	144,2423737	121,92	17586,0302
Taxi/Hızlanma	-	121,92	-
	0,680388555		82,95297263
Seferde Yakıt Yakımı	-	121,92	-
	43,54486752		5308,990248

Uçuş süresince yakıt yakılacağı ve toplam yakıt ağırlığı azalacağı için bu faktörü ve taxi/hızlanma durumunu hesaba katan parametreleri de içererek tam ve doğru sonuç vermesi için oluşturulan bu model, yine bu kısımların yerleşimlerine göre moment kolu uzaklıklarını da içermektedir. Birimler kg ve cm olarak dönüştürülmüştür ve ağırlık merkezi cm cinsinden bulunacaktır. Eşitlik 2 kullanılarak ağırlık merkezinin yatay ekseninde düştüğü nokta Tablo-3'deki gibi bulunmuştur.

Tablo 3 Elektrifikasyon Öncesi Ağırlık Merkezinin Bulunması

Toplam Ağırlık (kg)	1110,920289
Toplam Moment (kg*cm)	119618,2589
Ağırlık Merkezi (cm)	107,6749251

Bataryalar yerleştirildikten sonra ağırlık merkezinin 107,67493 cm noktasına düşürülmesi hedeflenecektir. Bu tablo referans alınıp gerekli düzenlemeler yapılarak elektrifikasyon sonrası uçak için ağırlık & denge tablosu oluşturulmuştur. Öncelikle uçaktan yakıt ve arka yolcular çıkarılacağı için bu parametreler tablodan çıkarılmıştır. Basit boş ağırlık, motor ağırlığını da içerdiğinden piston motoru ile elektrik motorunun arasındaki ağırlık farkı, basit boş ağırlıktan çıkarılmıştır. Kullanılabilecek batarya sayısının belirlenmesi bölümünde bu hesaplamalar detaylıca anlatılmıştır. Sonrasında tabloya 4 batarya için 4 parametre daha eklenmiştir

Bataryaların ağırlığı aynı ve her biri 72,5 kg'dır. Moment kolu, bataryayı yerleştirdiğimiz yere göre değişecektir ve bu çalışmada belirlemeye çalıştığımız faktördür. Bataryaların moment kolu değerlerini değiştirerek ağırlık merkezini belirlenen noktaya getirmeye uğraşmıştır. Bunun için öncelikle bataryaların nasıl yerleştirileceği belirlenmiş, iki alternatif oluşturulmuştur. Birinci alternatif, bataryaların yan yana ikişer tane olmak üzere konumları birbirlerine bağlı şekilde yerleştirildiği, arka sıradaki bataryaların konumunun ön sıradaki batarya konumuna bataryanın uzunluğu eklenerek belirlendiği bir yerleşim yöntemidir. Bataryalar yan yerleştirildiğinde iki batarya arasındaki mesafe 26,5 cm'dir. En öndeki bataryanın orta noktasın cm cinsinden ifade eden referans moment kolu isimli bir parametre denkleme tanıtılmıştır. Buna göre eşitlik (2) , eşitlik (3) olarak revize edilmiştir.

$$\frac{\sum_{i=1,2,\dots}(W_i * d_i) + (2 * 72.5 * d_{ref}) + (2 * 72.5 * (d_{ref} + 54.6))}{\sum_{i=1,2,\dots} W_i}$$

(3)

W_i: Kısım Toplam Ağırlığı d_i: Moment Kolu

d_{ref}: Referans Moment Kolu

Bu yerleşim seçeneğinde tüm batarya yerleşimleri, referans moment koluna bağlı olarak değişmektedir. Bu yüzden ağırlık merkezi, tek bilinmeyendeki değişime bağlıdır. Elektrifikasyon öncesi uçak için hesapladığımız ağırlık merkezi değerine en yakın değerler seçilerek ayrılmıştır.

Tablo 4 Referans Moment Koluna Göre Ağırlık Merkezinin Konumu

Referans Moment Kolu (cm)	Ağırlık Merkezi (cm)
115	107,0491057
116	107,3089362
117	107,5687668
118	107,8285973

Diğer bir batarya yerleşim alternatifi ise batarya konumlarının birbirlerinden bağımsız olarak düşünülmesidir. Bataryaların, uçağın ön kısmında bulunan motor yerleşim bölgesine yerleştirilemeyeceği göz önünde bulundurulmuştur. Bu durumda, uçağın ön kısmında bulunan ağırlık merkezi hedefini sağlayabilmek için bataryaların mümkün olduğunda uçağın ön kısmına yerleştirilmesi gerektiği öngörülmüştür. Bu sebeple iki bataryanın aynı pozisyonda yan yana ve uçağın ön kısmına yerleştirilmesi, diğer iki bataryanın konumu ve bu iki bataryanın yan yana olan bataryalara göre konumlarının bağımsız olarak ele alınacağı bir yerleşim planı oluşturulmuştur. Bu şekilde 3 bilinmeyene bağlı olarak ağırlık merkezinin yanal eksendeki konumunun değiştirildiği bir model elde edilmiştir. Ağırlık merkezi hedefini sağlayacak batarya yerleşiminin bulunması için Hyperstudy programı kullanılarak bir parametrik optimizasyon modeli oluşturulmuştur. Programa oluşturulan ağırlık merkezi hesaplama modeli yüklenmiş, girdi olarak batarya pozisyonları, çıktı olarak ise ağırlık merkezinin konumu seçilmiştir. Girdiler için motor bölgesinde olmaması veya ağırlık merkezi hedefini sağlamayı zorlaştıracakları için uçağın olabildiğince ön tarafında bulunması sınırlamaları programa eklenmiştir. Bu sınırlamalarla birlikte program, batarya pozisyonlarını birer birer değiştirip 125000 farklı durum için ağırlık merkezi konumunu hesaplamıştır. Parametrik optimizasyon sonucunda hedef ağırlık merkezi konumuna çok yakın sonuç veren 64 farklı batarya yerleşimi konfigürasyonu elde edilmiş, bu alternatifler incelenerek aralarından 11 tanesinin bataryaların uçağa konumlandırılması için uygun olduğu belirlenerek seçilmiştir. Bu alternatifler, Tablo-x'de gösterilmektedir. Bu yerleşim alternatiflerinin hepsinde ağırlık merkezi, uçağın en ön noktasından 107,6752786 cm uzakta bulunmuştur. Elektrifikasyon yapılmamış haldeki ağırlık merkezi olan 107,6749251 cm'ye göre yüzdeler hata, bu değerle %0.01762 olarak hesaplanmıştır. İkinci yerleşim opsiyonunda elde edilen ağırlık merkezi değerinin hedef değere daha yakın olması ve bu koşulu sağlayan 11 farklı seçenek elde edilmesi sebebiyle 2.Yerleşim seçeneğiyle devam edilmiş, olası 11 seçeneğin müşteri şirkete sunulacak olan yerleşimin şirketin seçimine bırakılması uygun görülmüştür. Yanal eksende batarya ağırlık merkezinin uçağın en öndeki noktasına olan uzaklığı batarya konumu; 4 batarya verilen pozisyonlardayken hesaplanan ağırlık merkezinin konumu ise ağırlık merkezi olarak Tablo- 5'de verilmiştir. 4 bataryanın toplam maliyeti, 65200\$'dir.

Tablo 5 Uygun Batarya Yerleşimlerinin Belirlenmesi

Batarya 1	Batarya 2	Batarya 3	Batarya 4	Ağırlık Merkezi
105,306	105,306	141,51	170,714	107,675
106,04	106,04	134,326	176,428	107,675
108,244	108,244	135,632	170,714	107,675
103,836	103,836	133,02	182,142	107,675
107,142	107,142	134,979	173,571	107,675
110,448	110,448	136,938	165	107,675
112,285	112,285	130,408	167,857	107,675
116,693	116,693	133,02	156,428	107,675
109,346	109,346	136,285	167,857	107,675
102,734	102,734	132,367	185	107,675
104,938	104,938	133,673	179,285	107,675

3.GÜÇ ÜNİTESİ

Uçakta güç ünitesi olarak kullanılan Lycoming IO-360 L2A model piston motoru, elektrifikasyon ile birlikte bir elektrik motorla değiştirilecektir. Uygun elektrik motorun seçilmesi için havacılık alanında kullanılmak üzere elektrik motoru üreten Emrax şirketinin ürünlerine ek olarak Pipistrel şirketinin E-811 model elektrik motoru incelenerek karşılaştırılmıştır. Emrax motorlar arasında en hafifi ve en küçüğü olan Emrax 228; 55 kW sürekli güç, 124 kW maksimum güç üretebilmektedir ve bu sayede uçuş için gerekli olan özellikleri karşılamaktadır. Benzer özelliklere sahip olan ve 22,7 kg ağırlığındaki Pipistrel E-811'e karşı ise 12 kg'lık ağırlığıyla avantaj sağlamaktadır. Elektrifikasyonda kullanılmak üzere seçilmiş olan Emrax 228 model elektrik motor bunlara ek olarak 230 Nm maksimum ve 96 Nm sürekli tork üretebilme, 520 V maksimum batarya voltajıyla çalışabilme ve 6500 rpm maksimum hız özelliklerine sahiptir. Motorun aksenal uzunluğu 86 cm'dir.

Lycoming IO-360 piston motoru 117 kg ağırlığındadır. 12 kg'lık Emrax 228 elektrik motoru kullanılarak toplam ağırlıkta 105 kg'lık azalma olacak ve bu ağırlık azalması, daha fazla batarya kullanarak uçuş süresinin artırılması konusunda imkan sağlayacaktır. Bununla birlikte elektrik motorları, jet motorlar ve piston motorlarına oranla daha az ses ve titreşim üretmektedir. Daha az ses üretimi ile uçağın kullanıldığı alanlarda çevreye verilen rahatsızlık azaltılarak uçağın yerleşim yerlerinde daha rahat kullanılması sağlanacaktır. Daha az titreşim üretilmesi ise motor frekansının düşmesi anlamına gelmektedir. Yapısal parçaların doğal frekanslarının motor frekansıyla %80 - %120 aralığında çakışması rezonans durumu oluşturacaktır. Bu sebeple motor frekansı düşürülerek uçağın rezonans aralığı daraltılmış olup yapısal tasarımında bazı olası değişiklikler yapılabilmesinin önü açılmış olacaktır. Elektrik motorların tepki süreleri piston motordan daha hızlı olduğu için verilen komutların daha hızlı gerçekleştirilmesi, bununla birlikte de uçağın manevra kabiliyetinde artış gözlenmesi mümkündür. Tüm bunlara ek olarak %27 termal verimliliğe sahip olan piston motorunun yerine %92-%98 verimle çalışan Emrax 228 model elektrik motoru kullanıldığında motorun verimi 3 kattan fazla artırılmış olacaktır. Elektrik motorun sıvı soğutmalı ve yüksek voltaj konfigürasyonunda olmasına karar verilmiştir ve bu koşullarda motorun alım fiyatı 4300\$'dır.

4.ALT SİSTEMLER

Elektrik motorun çalışarak pervaneyi döndürmesi için gereken güç, bataryalar tarafından sağlanacaktır. Ancak bunun mümkün olması için bazı ek sistemlerin kullanılması gerekmektedir. Hem batarya paketi hem de elektrik motor sıvı soğutma ile soğutulacaktır. Sıvı soğutma sistemi soğutucu birim, genleşme tankı ve soğutma pompalarından oluşmaktadır. Bataryalar soğutucu birime ve soğutma pompalarına, soğutucu birim genleşme tankına ve genleşme tankı soğutma pompalarına bağlıdır. Bu sistem ile devridaim sağlanır ve bataryalar uçuş süresi boyunca ideal sıcaklıkta tutulur. Motor soğutma sisteminde ise motor genleşme tankına, genleşme tankı soğutucuya ve soğutucu soğutma pompasına bağlıdır. Soğutma pompası ise güç kontrolcüsü adı da verilen Ac/Dc konvertör'üne bağlıdır. Sistemin elektrik devresinde yüksek voltaj devresi, soğutma devresi ve iletişim devresi bulunmaktadır. Soğutma sistemlerinde soğutma devresi kullanılmaktadır. Bataryalar, yüksek voltaj devresi ile bağlantı kutusuna bağlıdır. Bağlantı kutusunun içerisinde ek olarak şarj rölesi ve Dc/Dc konvertör bulunmaktadır. Şarj rölesi, yüksek voltaj devresiyle şarj port'una bağlıdır. Şarj portunun uçak üzerinde açılması gerekmektedir.

Elektrifikasyon sonrası uçak, her uçuş sonrası şarj edilerek tekrardan kullanıma hazır olacaktır. Bu sebeple elektrikli uçak şarj istasyonunun, uçağı kullanacak şirket tarafından temin edilmesi önem arz etmektedir. Eaton ve Pipistrel

şirketlerinin ortak çalışmasıyla üretilen SkyCharge Mobile isimli şarj istasyonu, müşteri şirketlere önerilecektir. Üretici firma tarafından dünyada en yüksek performans veren elektrikli uçak şarj istasyonu olarak lanse edilen bu ürünü öne çıkaran özellikleri mobil olması, Pipistrel bataryalar ile uyumlu olması, EASA onaylı olması ve kurulumu kolay olduğu için ekstra bir kurulum ücreti gerektirmemesidir. Dc/Dc konvertör, bataryalardan sağlanan yüksek voltaj doğru akımı düşük voltaj doğru akıma çevirerek ek batarya veya kontrolcü gibi çeşitli sistemlerin çalışmasını sağlar. Bağlantı kutusu, yüksek voltaj devresiyle güç kontrolcüsüne bağlıdır. Elektrik motorlar alternatif akımla çalışırken bataryalar doğru akım üretmektedir. Bu sebeple güç kontrolcülerini kullanarak motorla bataryanın uyumlu olması sağlanır. Güç kontrolcüsü, iletişim devresiyle ana kontrolcüye bağlıdır.

5.SONUÇ

Cessna 172 Skyhawk uçağının yapısal konfigürasyonunu değiştirmeden elektrifikasyonunu amaçlayan bu projenin sonucunda; Yapısal tasarımı korumak amacıyla uçakta yapılan değişiklikler sonrasında ağırlık merkezinin aynı noktada kalması hedefine uygunluk gösteren batarya yerleşim alternatifleri hesaplanmıştır. Elektrifikasyon sürecinin ana parçaları olan elektrik motor ve batarya ünitelerinin seçimi yapılmış; Seçilen ürünlerle sağlanabilecek uçuş süresi ve servis ömrü saptanmış; Yaklaşık yakıt tasarrufu, emisyon azalımı gibi elektrifikasyonun avantajlarını vurgulayan değerler üzerinde rasyonel tahminler yapılmıştır. Teknolojik, çevresel ve ekonomik faydalar sunan bu projenin önündeki en büyük engel, günümüz batarya teknolojisiyle 30 dakika olarak sağlayabildiğimiz uçuş süresinin; Güvenlik faktörü de göz önüne alındığında eğitim uçaklarının gereksinimini tam olarak karşılayamayacak olmasıdır. Bununla birlikte çalışmada aktarıldığı üzere batarya ünitelerinin enerji potansiyelindeki sürekli ve ivmeli gelişim; Havacılıkta elektrifikasyon projelerinin geleceğine yönelik ilham vermekte, bu projeyi öncü çalışmalardan biri yapmakta ve bu çalışmada elde edilen verilerin; Bataryaların çok daha gelişmiş olacağını öngördüğümüz yakın gelecekte eğitim uçağı elektrifikasyonu projelerinde rehber olarak kullanabilecek veriler, hesaplamalar ve yaklaşımlar barındırdığına işaret etmektedir.

6.REFERANSLAR

[1] Cessna 172 Skyhawk. THK Uçuş Akademisi. (n.d.). Alındığı Tarih Aralık 28, 2022,from <http://www.tuathk.com/TR%2C178/cessna-172-skyhawk.html>

[2] Conner, M. (2019, October 28). NASA armstrong fact sheet: NASA X-57 Maxwell. NASA. Alındığı Tarih Aralık 28, 2022,from <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-109.html>

- [3] From commercial aviation, 2018 CO2 918 32% values 3833% international). ICCT commercial aviation . (2019, September 1). Alındığı Tarih Aralık 28, 2022, from https://theicct.org/wpcontent/uploads/2022/01/ICCT_CO2-commrc-aviation2018_facts_final.pdf
- [4] Salas, E. B. (2022, October 30). Airline industry - passenger traffic worldwide 2004-2022. Statista. Alındığı Tarih Aralık 28, 2022, from <https://www.statista.com/statistics/564717/airlineindustry- passenger-traffic-globally/>
- [5] Xu, H., He, Y., Strobel, K. L., Gilmore, C. K., Kelley, S. P., Hennick, C. C., Sebastian, T., Woolston, M. R., Perreault, D. J., & Barrett, S. R. H. (2018, November 21). Flight of an aeroplane with solid-state propulsion. Nature News. Alındığı Tarih Aralık 28, 2022, from <https://www.pipistrelaircraft.com/wp-content/uploads/2020/12/Alpha-Electro-167-LSA-TAR-Final-Signed.pdf>
- [6] Warter fuels JSC aviation gasoline avgas 100LL Edition VIII. (n.d.). Alındığı Tarih Aralık 28, 2022, from <https://www.warteraviation.com/wpcontent/uploads/2018/04/AVG AS-100LL-Technicalspecification.pdf>
- [7] Electrification of aircraft systems: Power and control - john T ... (n.d.). Alındığı Tarih Aralık 28, 2022, from <https://journals.sagepub.com/doi/10.1177/0954410013477612>
- [8] Electrification of aircraft: Challenges, barriers, and potential ... - NREL. (n.d.). Alındığı Tarih Aralık 28, 2022, from <https://www.nrel.gov/docs/fy22osti/80220.pdf>
- [9] Kärcher, B. (2018, May 8). Formation and radiative forcing of Contrail Cirrus. Nature News. Alındığı Tarih Aralık 28, 2022, from <https://www.nature.com/articles/s41467-018-04068-0>
- [10] Lees, E., Watson, C., Little, S., Noertker, K., Glenn, S., BarYohay, O., & Clark, K. (1AD, January 1). Making electric aviation a reality in Hawaii. ICF. Alındığı Tarih Aralık 28, 2022, from <https://www.icf.com/insights/energy/electric-aviationreality-hawaii>
- [11] More Electric Aircraft Review, challenges and opportunities for ... (n.d.). Alındığı Tarih Aralık 28, 2022, from https://caseytmorris.com/docs/IEEE_TTE_MEA_Sarlioglu.pdf
- [12] Newton, L. (2021, September 2). X-57 technical papers. NASA. Alındığı Tarih Aralık 28, 2022, from <https://www.nasa.gov/aeroresearch/X-57/technical/index.html>
- [13] Performance Analysis of Regional Electric Aircraft. International Council on Clean Transportation. (2022, July 12). Alındığı Tarih Aralık 28, 2022, from <https://theicct.org/publication/global-aviation-performanceanalysis-regional-electric-aircraft-jul22/>
- [14] Royce completes acquisition of Siemens' Electric and hybridelectric aerospace propulsion business. Rolls. (n.d.). Alındığı Tarih Aralık 28, 2022, from <https://www.rolls-royce.com/media/press-releases/2019/01-10-19-rr-completesacquisition-of-siemens-electric-and-hybrid-electric-aerospacepropulsion.aspx>
- [15] Tran, M., Banister, D., Bishop, J. D. K., & McCulloch, M. D. (2012, April 26). Realizing the electric-vehicle revolution. Nature News. Alındığı Tarih Aralık 28, 2022, from <https://www.nature.com/articles/nclimate1429>
- [16] Emrax | Axial Flux e-motors | lightweight | powerful - emrax. (n.d.). Alındığı Tarih Aralık 28, 2022, from https://emrax.com/wpcontent/uploads/2017/10/user_manual_for_emrax_motors.pdf
- [17] Emus_g1_BMS. EMUS BMS. (n.d.). Alındığı Tarih Aralık 28, 2022, from <https://emusbms.com/manuals- downloads>
- [18] Type acceptance report - pipistrel. Type acceptance report. [royce.com/media/press-releases/2019/01-10-19-rr-completesacquisition-of-siemens-electric-and-hybrid-electric-aerospacepropulsion.aspx](https://www.pipistrel.com/media/press-releases/2019/01-10-19-rr-completesacquisition-of-siemens-electric-and-hybrid-electric-aerospacepropulsion.aspx)
- [19] Why alpha electro? Pipistrel Aircraft. (n.d.). Alındığı Tarih Aralık 28, 2022, from <https://www.pipistrel-aircraft.com/products/light-sport-microlight/alpha-electro/>
- [20] Wikimedia Foundation. (2022, Aralık 23). Bye Aerospace eflyer 2. Wikipedia. Alındığı Tarih Aralık 28, 2022, from https://en.wikipedia.org/wiki/Bye_Aerospace_eFlyer_2
- [21] Zhang, J., Roumeliotis, I., & Zolotas, A. (2022, May 12). Sustainable aviation electrification: A comprehensive review of electric propulsion system architectures, Energy Management, and Control. MDPI. Alındığı Tarih Aralık 28, 2022, from <https://www.mdpi.com/2071-1050/14/10/5880>
- [22] EIM-821-00-60-001. Pipistrel Vertical Solutions. 20.04.2021
- [23] N374MA C-172s Cessna Weight & Balance - Ram Aviation. (n.d.). <https://ramaviation.com/wp-content/uploads/2015/01/RAM-Cessna-172S-Weight-andBalance.pdf>

6. ÖZGEÇMİŞ

Mecit Yaman, fizik bölümünde Lisans eğitimini 1998 yılında ODTÜ’de, yine fizik bölümünde yüksek lisans ve doktora eğitimlerini sırasıyla 2001 ve 2007 yıllarında University Of Cape Town'da tamamlamıştır. Doçent Profesör olarak çalıştığı Türk Hava Kurumu Üniversitesinde 2016-2022 yılları arasında uçak mühendisliği bölüm başkanı olarak görev almıştır.

Ömer Faruk Aydın, Türk Hava Kurumu Üniversitesi İngilizce Uçak Mühendisliği 4. Sınıf öğrencisidir. TUSAŞ bünyesinde 2021-2022 döneminde uzun dönem yapısal montaj mühendisliği stajyeri, 2022-2023 döneminde uzun dönem yapısal analiz mühendisliği stajyeri olarak görev almıştır.

RAE-M2129 S-ŞEKİLLİ HAVA ALIĞININ OPENFOAM İLE HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ ANALİZİ

Osman Veysel Özdemir¹, Human Amiri², Umut Can Küçük³

¹Sivas Bilim ve Teknoloji Üniversitesi
Gültepe Mahallesi Mecnun Otyakmaz Caddesi No:1, 58100 Merkez/Sivas TÜRKİYE
Tel: 346 217 03 60 E-Posta: ovoedemir@sivas.edu.tr

²Sivas Bilim ve Teknoloji Üniversitesi
Gültepe Mahallesi Mecnun Otyakmaz Caddesi No:1, 58100 Merkez/Sivas TÜRKİYE
Tel: 346 217 03 56 E-Posta: human.amiri@sivas.edu.tr

³TUSAŞ-Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.
Fethiye Mahallesi Havacılık Bulvarı No:17, 06980 Kahramankazan/Ankara TÜRKİYE
E-Posta: kucukumutcan@gmail.com

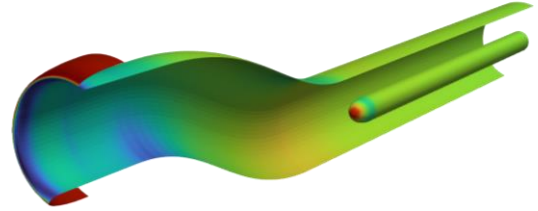
Özet - RAE M2129 S-Şekilli Hava Alığı geometrisi açık kaynaklardan elde edilmiştir. Elde edilen geometri kullanılarak ağdan bağımsızlık çalışması için farklı çözüm ağları oluşturulmuştur. Çözüm ağı özellikleri karşılaştırılmış ve açık kaynak kodlu bir yazılım olan OpenFOAM kullanılarak hava alığı HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. Yakınsama grafikleri çizdirilerek verilmiştir. Elde edilen sonuçlar literatürdeki deneysel ve sayısal analiz sonuçları ile karşılaştırmalı olarak verilmiştir. Yapılan analizler sonucunda elde edilen kütle debisi, AIP'deki mach sayısı, basınç geri kazanımı ve DC60 sonuçları literatürdeki deneysel ve sayısal analiz sonuçları ile karşılaştırılarak mevcut sonuçlar doğrulanmıştır. Kanal duvarı statik basınç dağılımı literatürdeki deneysel sonuçlarla karşılaştırılmış ve grafik olarak sunulmuştur. Elde edilen sonuçlar, AIP'deki ortalama statik basınç, toplam basınç geri kazanımı, kütle akış hızı ve DC60 değerlerinin deneye göre yaklaşık %5 - %12 arasında hataya sahip olduğunu göstermiştir. Ayrıca, AIP'deki mach sayısı da deneye göre %2 - %3 arasında bir hataya sahiptir. Bu sonuçlar diğer RANS sonuçları ile karşılaştırıldığında sonuçların böyle bir doğrulama çalışması için yeterince iyi olduğu söylenebilir.

Anahtar Kelimeler – hava alığı, RAE M2129, HAD, OpenFOAM, basınç geri kazanımı, DC60

1. BÖLÜM BAŞLIKLARI

Savunma sanayinde son yıllarda ticari hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) yazılımlarından açık kaynak kodlu HAD yazılımlarına geçiş eğilimi olduğu bilinmektedir. Özellikle havacılık ve uzay sanayinde hava alığı aerotermal ve akışkan-yapısal etkileşimlerinin açık kaynak kodlu yazılımlar

kullanılarak analizi için bir sistem kurulması gerektiği düşünülmektedir. Bu amaçla öncelikle literatürdeki problemlerin doğrulanması mümkün olacak, sonrasında ise yeni tasarımların analizinin yapılması mümkün olacaktır. Literatür incelendiğinde RAE M2129 hava alığı geometrisi, geometrik özelliklerine açık kaynaklardan ulaşılabilen bir hava alığı geometrisi olup, üzerinde yapılan deneysel çalışmaların ve sayısal analizlerin sonuçları literatürde mevcuttur. Dolayısıyla bu çalışmada da RAE-M2129 S-şekilli hava giriş geometrisi kullanılmıştır.



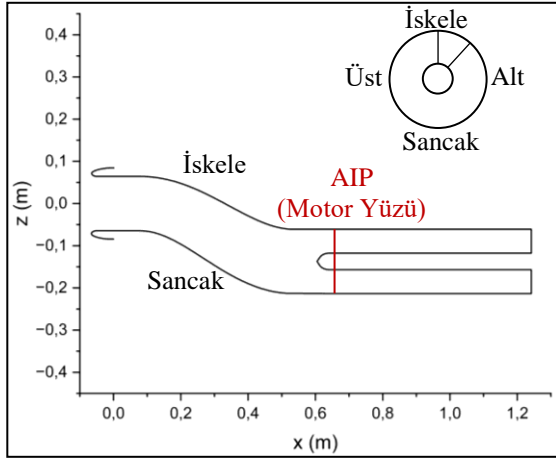
Şekil 1. RAE M-2129 S-Şekilli Hava Alığı.

Öncelikle bu geometri kullanılarak bir çözüm ağı hazırlanmış ve ardından OpenFOAM yazılımı kullanılarak HAD analizi gerçekleştirilmiştir. Literatürdeki önceki çalışmalar incelenmiş ve bu geometri üzerinde yapılmış olan deneysel çalışma sonuçlarına ve farklı HAD yazılımları kullanılarak gerçekleştirilen analizlerin sonuçlarına ulaşılmıştır. OpenFOAM ile gerçekleştirilen analiz, literatürdeki deneysel ve sayısal çalışmaların sonuçları ile kıyaslanarak doğrulanmıştır. Bu doğrulamalar yapılırken literatürdeki basınç geri kazanımı ve DC60 parametreleri açısından sonuçlar karşılaştırılmıştır. Ayrıca hava alığı geometrisinin duvarında belirli

noktalardan alınan basınç verileri literatürde grafik olarak sunulan sonuçlarla da karşılaştırılmıştır.

2. LİTERATÜR

Hava girişleri, motor performansının artmasını sağlamak için iyi akış kalitesi sağlayacak şekilde tasarlanmalıdır [1]. Tasarım sürecinde ise HAD sonuçlarına dayanarak hava alığı geometrisinin daha verimli hale getirilmesi mümkündür. Bu alandaki literatür incelendiğinde Royal Aircraft Establishment model 2129 adıyla bilinen ve yaygın olarak kullanılan bir hava alığı üzerinde yapılan deneysel ve sayısal çalışmaların sonuçları ile karşılaşılmaktadır [2]. Dolayısıyla bir hava alığı HAD analizi yapmak ve uygun bir sistem kurmak üzere, ilk olarak literatürde yaygın olarak kullanılan bu modelin HAD analizi OpenFOAM kullanılarak yapılacaktır. Elde edilen sonuçları literatürdeki deneysel ve sayısal sonuçlarla karşılaştırmak HAD metodolojisini doğrulamak iyi bir başlangıç noktası olacaktır.



Şekil 2. RAE M-2129 S-Şekilli Hava Alığı Geometrisi ve İsimlendirmeler.

RAE M2129 hava alığı Birleşik Krallık'taki Royal Aircraft Establishment (RAE) tarafından geliştirilmiştir. Havacılık ve Uzay Araştırma ve Geliştirme Danışma Grubu (AGARD) 1991 yılında RAE M2129'un bazı deneysel sonuçlarını ve HAD analizi sonuçlarını yayınlamıştır [3]. Daha sonra, bu hava alığı üzerinde çok sayıda sabit ve sabit olmayan sayısal simülasyon yapılmıştır [4]. Bununla birlikte, aynı geometri kullanılarak farklı tasarım ihtiyaçları doğrultusunda modifikasyonlar yapılmış ve yine HAD analizleri yapılmıştır [5-6]. Hava alığı geometrisi ve ilgili isimlendirmeler Şekil 2'de verilmiştir.

3. HAD ANALİZİ

3.1 RAE M2129 Hava Alığı Geometrisi

RAE M2129 hava alığı üç ana bileşene ayrılabilir. Bu ana bileşenler dudak, difüzör (s-duct) ve motor aerodinamik arayüz düzlemdir (AIP). Bu hava alığı genişleyen bir çap ile birlikte baştan sona kadar

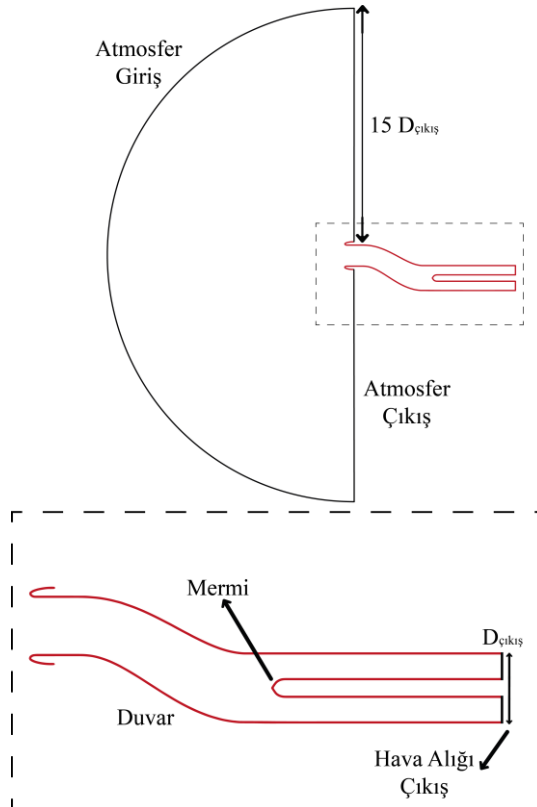
dairesele yapıya sahiptir. Kıvrımlı difüzörün merkez hattı eğrisi ve yarıçap dağılımı aşağıdaki denklemler [7] kullanılarak hesaplanabilir.

$$Z_{cl} = -\Delta Z * [1 - \cos(\pi * X_{cl}/L)] \quad (1)$$

$$(R - R_i)/(R_{ef} - R_i) = 3 * [1 - (X_{cl}/L)]^4 - 4 * [1 - (X_{cl}/L)]^3 + 1 \quad (2)$$

Geometriyi verilen denklemlerle elde etmek mümkündür ancak bu çalışmada NASA NPARC Alliance Validation Archive'den [8] indirilen bir çözüm ağıının kullanılması tercih edilmiştir. İlgili arşivde farklı dosya formatları mevcuttur ve çeşitli ağ oluşturma araçları kullanarak bu geometri üzerinden farklı çözüm ağ ızgaraları oluşturmak da mümkündür. Bu çalışma için verilen web sitesindeki NASA'nın arşivinden plot3D formatındaki bir çözüm ağı indirilmiş ve 3 farklı çözüm ağı hazırlanmıştır.

3.2 Çözüm Ağı ve Sınır Koşulları



Şekil 3. Çözüm Ağı Sınır Koşulları ve İsimlendirmeler.

Şekil 2'de verildiği üzere hava alığı çıkışında oluşabilecek etkilerin analiz sonucuna etkisini azaltmak için geometri AIP'de sonra 0,6 m uzatılmıştır. Bu uzatma ile birlikte tüm geometri x ekseninde 1,3 m uzunluğa olmuştur. Hava alığının girişi için ise yarım küre kullanılarak bir atmosferik akış alanı oluşturulmuştur. Bu yarım kürenin çapı hava alığının çıkışının çapının 30 katı olacak şekilde belirlenmiştir. Çözüm ağıının sınır koşulları Şekil 3'te verildiği şekilde isimlendirilmiştir, hava alığı geometrisi kırmızı renkli olarak gösterilmiştir.

Tablo 1. Sınır Koşulları.

Sınır Koşulu	Basınç (Pa)	Hız (m/s)
Atmosfer Giriş	105140	62,5
Atmosfer Çıkış	Sıfır Gradyan	0
Duvar	Sıfır Gradyan	Kaymaz
Hava Alığı Çıkış	91000	0

Atmosferik akış sınırının kavisli kısmı hız girişi olarak, atmosferik akış sınırının düz kısmı basınç çıkışı olarak ve hava alığı geometrisi ile mermi ise duvar olarak tanımlanmıştır. Ayrıca, hava alığı geometrisinin çıkışı basınç çıkışı olarak tanımlanmıştır. Sınır koşulları ve akış özellikleri GARTEUR Report'tan [9] alınmıştır. Sınır koşulları Tablo 1'de, akış özellikleri ise Tablo 2'de verilmiştir.

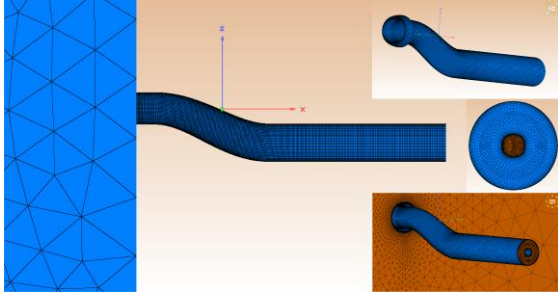
Tablo 2. Akış Özellikleri.

Akış Özellikleri	Değerler
Mach Sayısı	0,207
Atmosferik Basınç (N/m ²)	105140
Atmosferik Sıcaklık (K)	294
Yoğunluk (kg/m ³)	1,24
Reynolds Sayısı	5 milyon
Akış Debisi (kg/s)	2,692

3.3 Ağdan Bağımsızlık Çalışması

Bu çalışmada, geometri duvarındaki sınır tabakasını kapsayacak şekilde belirli bir büyüme oranı ile ilerleyen diktörtgen prizma çözüm ağı tercih edilmiştir. Duvarlardan itibaren hava alığı boşluğunun belirli bir kısmına kadar diktörtgen prizma ile çözüm ağı oluşturulduktan sonra ise arada kalan akış alanı ve atmosferik akış alanı için ise üçgen prizma ile çözüm ağı oluşturulmuştur. Prizma katmanları, üçgen ve diktörtgen prizmalardan oluşan çözüm ağı alanları Şekil 4'te verilmiştir.

Çözüm ağı hazırlanırken yüzey çözüm ağı ve hacim çözüm ağı için iki farklı ticari program kullanılmıştır. Daha sonraki çalışmalarda ise OpenFOAM'ın snappyHexMesh özelliği kullanılarak çözüm ağı hazırlanması planlanmaktadır.



Şekil 4. Üçgen ve Diktörtgen Prizmalardan Oluşan Çözüm Ağı.

NASA'nın arşivinden elde edilen geometri kullanılarak üç farklı çözüm ağı oluşturulmuş ve ağ özelliklerini değerlendirmek için OpenFOAM'in chechMesh aracı kullanılmıştır. Hazırlanan çözüm ağlarının özellikleri Tablo 3'te verilmiştir. Tabloda verildiği gibi, üç farklı ağ için üç farklı ilk katman kalınlığı ve büyüme oranı kullanılmıştır.

Tablo 3. Çözüm Ağı Özellikleri.

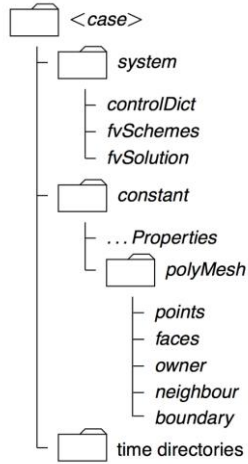
Özellikler	Çözüm Ağları		
	1	2	3
İlk katman yüksekliği (mm)	0,3	0,2	0,1
Katman büyüme oranı	1,2	1,1	1,1
Katman sayısı	16	27	33
Toplam kalınlık (mm)	18	18	18
yPlus	10	8,5	5,8
Toplam hücre sayısı (milyon)	1,3	2,5	5,6
Maks. en-boy oranı	22	36	65
Çarpıklık (skewness)	0,62	1,70	1,55
Maksimum non-orthogonality	74	70	70

3.4 OpenFOAM ve Çözüm Ayarları

Bu çalışmada, atmosferik akış girişindeki hız 0,2 Mach civarında ses altıdır, ancak akış hızı hava alığı içerisinde yükselmektedir [9]. Bu nedenle, HAD analizi ile ilgili çözücü ve türbülans modeli seçimi yapılırken bu vakanın ses altı, sıkıştırılabilir ve türbülans etkileri de dikkate alınmalıdır. Farklı durumlar için OpenFOAM'ın çeşitli çözücüleri vardır, rhoSimpleFoam çözücüsü ise daimi akışlar ve sıkıştırılabilir akışlar için kullanılan, ısı transferi ve türbülans etkilerini de içeren bir çözücüdür. Sonuç olarak, bu çalışmada kararlı durum analizi yapılacağı için rhoSimpleFoam çözücüsünün kullanılmasına karar verilmiştir.

OpenFOAM'ın rhoSimpleFoam çözücüsü ile birlikte duvar etkilerini ve türbülanslı akış koşullarının etkilerini yakalayabilmek için yaygın bir türbülans modeli olan k- ω SST türbülans modelinin kullanılmasına karar verilmiştir. Bu model iki denklemlilik bir modeldir, yani korunum denklemlerine ek olarak iki taşıma denklemini de çözmektedir. Bu taşıma denklemleri türbülanslı enerjinin konveksiyon ve difüzyon etkileri içindir. Türbülanstaki enerjii tanımlayan türbülans kinetik enerjisi k ve birim türbülans kinetik enerjisi başına dağılma oranını belirleyen özel türbülans dağılma oranı ω (omega) taşınan iki değişkendir. ω genellikle türbülans ölçeği olarak adlandırılır [10].

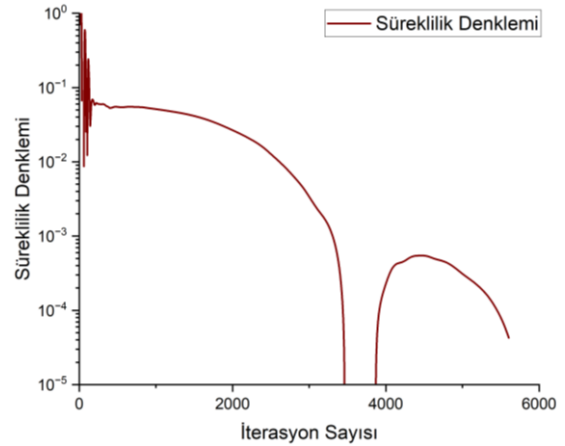
Şekil 5. OpenFOAM Dosya Yapısı.



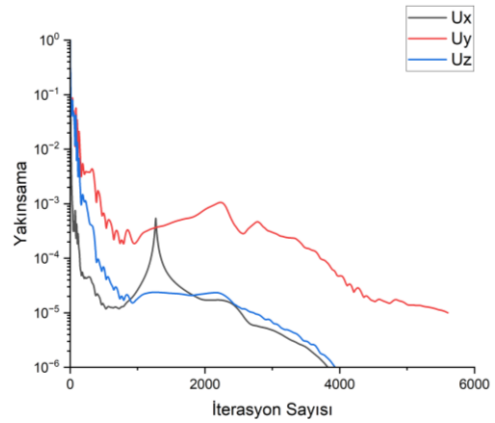
Bir OpenFOAM çözüm dosyasında, 0 (zaman dizinleri), system ve constant olmak üzere 3 ana klasör vardır. 0 klasörü basınç, hız, sıcaklık, k, omega vb. için sınır koşullarını içerir. System klasörü çözüm ayarlarını, çözüm algoritması parametrelerini, lineer çözüm için gerekli olan denklem seçeneklerini, iterasyon seçeneklerini, tanımlı noktalardan veri üretme veya alma işlevlerini, paralelleştirme seçeneklerini vb. içerir. Constant klasörü çözüm ağı dosyalarını, termofiziksel özellikleri ve türbülans özelliklerini içerir [11]. Tipik bir OpenFOAM dosya dizini Şekil 5'te verilmiştir.

3.5 Yakınsama Grafikleri

Yakınsama, herhangi bir HAD analizi için önemli bir değerlendirme parametresidir, çünkü sayısal çözümün stabilize olduğunu ve çözülen problemin sonuçlarının doğruya yaklaştığını ifade eder. Yakınsama genellikle korunum denklemlerinin yakınsama sonuçları, kütle akış hızı, çözüm hatası veya çözüm kararlılığı gibi bir veya daha fazla yakınsama kriterinin değerlerinin iterasyonlar boyunca izlenmesi ve karşılaştırılmasıyla değerlendirilir. Bu durumda, çözümün yakınsadığından emin olmak için kütle akış hızı, korunum denklemlerinin yakınsama sonuçları, basınç ve hız çözüm hataları takip edilerek değerlendirilir. Yakınsama sonuçları incelenirken residual değerlerinin 10^{-3} ' ün altına inmesi ve kütle debisinin ilerleyen iterasyonlar boyunca değişmemeye başlaması gerekmektedir. Şekil 6'da 2 numaralı çözüm ağına ait süreklilik denklemi yakınsama grafiği verilmiştir. Ayrıca Şekil 7'de ise hız değerlerinin yakınsama grafikleri verilmiştir.

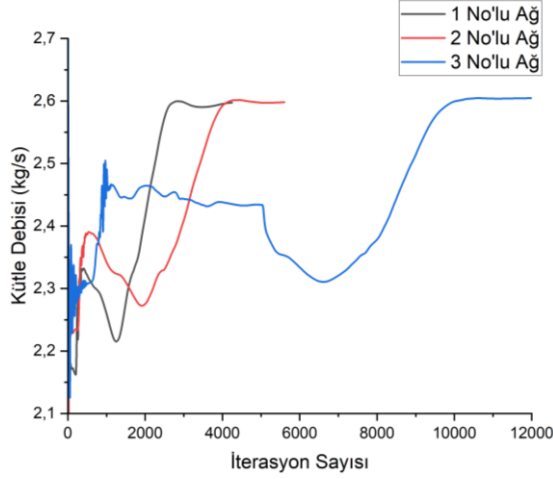


Şekil 6. Süreklilik Denklemi Yakınsama Grafiği.



Şekil 7. Hız Denklemleri Yakınsama Grafiği.

Bu çalışma yapılırken temel kaynak olarak kullanılan AGARD AD/AG 43 raporunda ve literatürdeki diğer çalışmalarda da görüldüğü üzere AIP'den alınan kütle debisi ve Mach sayısı gibi bazı değerlerin takip edildiği de görülmüştür. Burada yeri geldiği için kütle debisinin yakınsama grafiği Şekil 8'de verilmiştir. Bununla birlikte bir sonraki bölümde verilecek olan tabloda AIP'den alınan Mach sayısı, basınç geri kazanım parametreleri ve yine kütle debisi de verilecektir.



Şekil 8. Kütle Debisi Yakınsama Grafiği.

3.6 Geçerli Kılma ve Doğrulama

Literatürde RAE M2129 üzerinde yapılmış çeşitli sayısal analizler olduğu görülmektedir. Ancak, bu HAD çalışmalarından biri daha kapsamlı ve yeni olduğu için bu çalışmada temel kaynak olarak kabul edilmiştir. GARTEUR grubuna ait AD/AG 43 raporu 2014 yılında yayınlanmıştır ve Avrupa'daki 6 farklı ülkenin aerodinamik üzerine çalışan araştırma merkezlerinin bir araya gelerek yaptıkları HAD analizlerinin sonuçlarını içermektedir. Dolayısıyla bu çalışmada elde edilen sonuçların GARTEUR raporu ile karşılaştırılarak doğrulanması uygun bulunmuştur. Tablo 4, GARTEUR raporunda verilen deneysel sonuçlar ve RANS türbülans modeli kullanılarak yapılan HAD analizi sonuçlarını içermektedir.

Tablo 4'te bu çalışmada elde edilen sonuçlar ile literatürdeki sonuçların kıyaslaması yapılarak bu çalışmanın geçerli kılma ve doğrulanması yapılmıştır.

Tablo 3. Doğrulama Sonuçları.

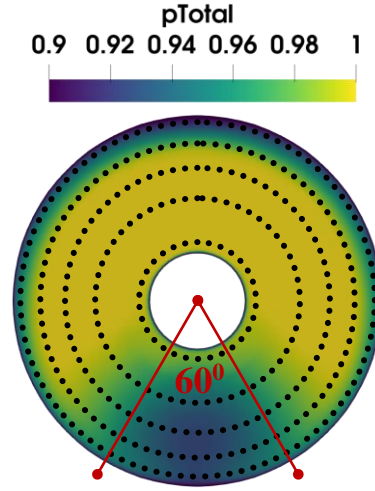
Özellikler	GARTEUR			Mevcut Çalışma		
	Deney	RANS 1	RANS 2	1	2	3
Türbülans Modeli	-	k- ω Kok	k-k1 EARSM	k- ω SST	k- ω SST	k- ω SST
Hava Alığı Çıkış Basıncı (Pa)	-	91800	91000	91000	91000	91000
Kütle Debisi (kg/s)	2,692	2,663 (-%1,05)	2,636 (-%2,06)	2,597	2,598	2,608
AIP'deki Mach Sayısı	0,4193	0,3800 (-%9,4)	0,3812 (-%9,1)	0,4073 (-%2,9)	0,4073 (-%2,9)	0,4087 (-%2,5)
PRA	0,8522	0,8718 (+%2,3)	0,8595 (+%0,9)	0,8656 (+%1,57)	0,8656 (+%1,57)	0,8656 (+%1,57)
HRA	0,9744	0,9843 (+%1,0)	0,9756 (+%0,1)	0,9686 (-%0,6)	0,9686 (-%0,6)	0,9694 (-%0,5)
DC60	0,3130	0,2643 (-%15,0)	0,4654 (+%49,0)	0,3316 (+%5,9)	0,3362 (+%7,4)	0,3490 (+%11,5)

PRA, AIP'deki ortalama statik basınçtır, atmosferik akıştaki toplam basınca bölünerek boyutsuz hale getirilerek tabloda verilmiştir. HRA ise toplam basınç geri kazanımı olarak tanımlanmıştır. Burada H_{ef} motor yüzeyindeki alan ağırlıklı ortalama toplam basınçtır [9]. DC60 parametresi ise statik bozulma katsayısıdır ve aşağıda tanımlanmıştır.

$$HRA = H_{ef} / H_{\infty} \quad (3)$$

$$DC60 = (H_{ef} - H_{60}) / Q_{ef} \quad (4)$$

HRA: toplam basınç geri kazanımı, H_{ef} : alan ağırlıklı ortalama toplam basınç, H_{60} : en kötü 60 derecelik sektördeki ortalama toplam basınç, Q_{ef} : ortalama dinamik basınç.

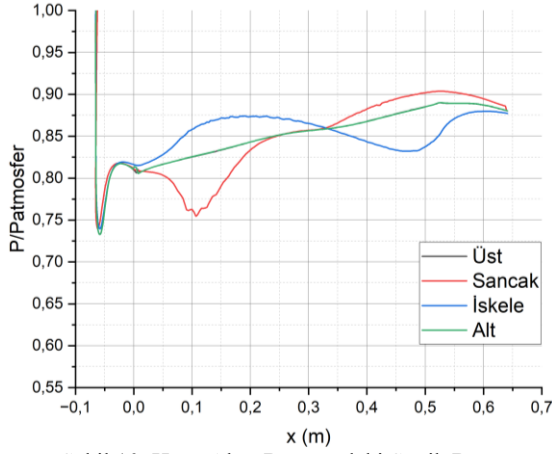


Şekil 9. AIP'deki Normalize Toplam Basınç Konturu ve Veri Alınan Noktalar.

DC60 parametresi hesaplanırken AIP'deki 5 farklı çaptaki 360 noktadan, yani toplam olarak 1800 noktadan veri alınmıştır. Ardından en düşük basınç değerine sahip 60°'lik sektör belirlenerek ilgili denklemlerde bu sektördeki değer hesaplanarak yerine konulmuştur. Temsili olarak veri alınan noktalar ve en düşük basınç değerine sahip 60°'lik sektör Şekil 9'da verilmiştir.

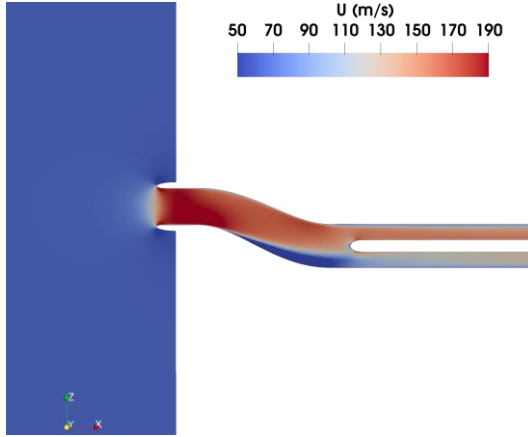
4. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME

Bu çalışmada, RAE M2129 hava alığı geometrisi üzerinde üç farklı çözüm ağı hazırlanarak ses altı, sıkıştırılabilir, türbülanslı ve daimi akış özelliklerine sahip bir vaka için HAD analizleri yapılmıştır. Çözüm ağı özellikleri verilerek ağdan bağımsızlık çalışması yapılmıştır. Kütleli debi ve yakınsama sonuçları kullanılarak doğrulama ve geçerli kılma tamamlanmıştır. Sonuçlar incelendiğinde OpenFOAM'ın rhoSimpleFoam çözücüsünün hava alığı HAD analizleri için kullanılabilir bir geçerli bir çözücü olduğu görülmüştür.

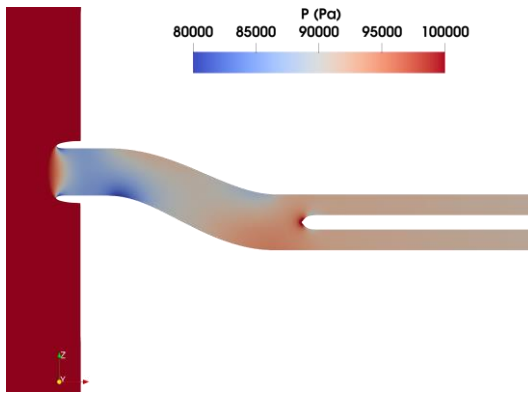


Şekil 10. Hava Alığı Duvarındaki Statik Basınç.

Bu vakada, hava alığı duvarına etki eden gerilmeler hakkında bir fikir edinebilmek için duvarlar üzerindeki basınç dağılımını anlamak önemlidir. Bu nedenle belirli koordinat noktaları sancak, iskele, üst ve alt olarak tanımlanmıştır. Basınç verileri bu noktalardan alınmıştır. Şekil 10, bu çalışmada elde edilen hava alığı duvarındaki basınç verilerini göstermektedir.



Şekil 11. Hız Konturu.



Şekil 12. Basınç Konturu.

Hava alığı geometrisi kıvrımlı bir yapıya sahip olduğu için akış bir noktada bozulmaktadır. Akışın ayrıldığı

bu noktada basınç kayıpları meydana gelmektedir. Hava alığı geometrisi içerisindeki akışın nasıl bir yol izlediği ve kayıpların nerelerde meydana geldiği Şekil 11 ve Şekil 12'de görülebilmektedir.

5. TARTIŞMA

Hava alığı tasarımı, motorun verimli bir şekilde çalışabilmesi için akış gereksinimlerini karşılayacak bir tasarıma sahip olmalıdır. Bu yüzden akış gereksinimlerini anlamak için deneysel çalışmalar ve sayısal analizler tasarım sürecinde dikkate alınarak süreç yürütülür. Yapılan geometrik tasarım basınç geri kazanımı, DC60 parametresi, motor yüzeyindeki mach sayısı vb. parametrelere göre değerlendirilir.

Savunma sanayisindeki ihtiyaçlar doğrultusunda hava alığı HAD analizi problemlerini çözebilecek bir sistem kurmak için bu çalışmada açık kaynaklı bir yazılım kullanılmıştır. İlk olarak, iyi bilinen bir hava alığı belirlenerek çözüm ağı hazırlandı. Seçilen bir OpenFOAM çözücüsü, daimi akış, sıkıştırılabilir bir vakanın analizini yapmak için kullanıldı. Sonuçlar literatürdeki verilere dayanılarak doğrulandı. Sonuçlara göre, bu çalışmada kullanılan yöntemin geçerli olduğu ve yeni tasarlanan hava alıklarındaki HAD analizi problemlerini çözmek için kullanılabileceği söylenebilir. Sonuçlar incelendiğinde Tablo 3'te karşılaştırması yapılan verilerin %1-3 arası hatalarla literatürdeki sonuçları yakaladığı görülmüştür. DC60 parametresi için ise literatürdeki sayısal analiz sonuçlarının ikisi %49 ile %15 hata ile sonucu elde ederken, bu çalışmada kullanılan yöntemle DC60 parametresi %5-%12 arasındaki bir hata payıyla elde edilmiştir.

6. REFERANSLAR

- [1] J. Seddon and G. E. L., Intake aerodynamics. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
- [2] A. Sóbester, "Tradeoffs in jet inlet design: A historical perspective," Journal of Aircraft, vol. 44, no. 3, pp. 705–717, 2007.
- [3] "Air Intakes for High Speed Vehicles", AGARD-AR-270, September 1991.
- [4] R. Menzies, K. Badcock, G. Barakos, and B. Richards, "Validation of the simulation of flow in an S-duct," 20th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2002.
- [5] S. Mohler, "Wind-US flow calculations for the M2129 S-duct using structured and unstructured grids," 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2004.
- [6] J. W. Hamstra, D. N. Miller, P. P. Truax, B. A. Anderson, and B. J. Wendt, "Active inlet flow control technology demonstration," The Aeronautical Journal, vol. 104, no. 1040, pp. 473–479, 2000.
- [7] U. C. Küçük, Ö. U. Baran, and O. Uzol, "Passive Flow Control in Boundary Layer Ingesting Semi Submerged Inlet," 2015, Accessed: 00, 2021. [Online]. Available: <https://hdl.handle.net/11511/81863>.
- [8] "S-Duct Inlet," NASA. [Online]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/wind/valid/sduct/sduct.html>. [Accessed: 20-Mar-2023].

[9] Tomas, M. B., Anne, L. D., Mattias, C., Jaap, V. M., Roald, A. Q., Phil, T. (2012). GARTEUR AD/AG-43 application of CFD high offset intake diffusers. GARTEUR Final Report.

[10] F. R. Menter, 'Improved two-equation k-omega turbulence models for aerodynamic flows', 1992.

[11] "OpenFOAM V2212," OpenFOAM. [Online]. Available: <https://www.openfoam.com/news/main-news/openfoam-v2212>. [Accessed: 20-Mar-2023].

7.ÖZGEÇMİŞ

Osman Veysel Özdemir

2019 yılında Necmettin Erbakan Üniversitesi Uçak Mühendisliği bölümünden mezun oldu. Sivas Bilim ve Teknoloji Üniversitesi Savunma Teknolojileri Anabilim Dalı'nda yüksek lisansına devam etmektedir. Sivas Bilim ve Teknoloji Üniversitesi Uçak Mühendisliği Bölümü'nde araştırma görevlisi olarak çalışmaktadır. Hesaplamalı aerodinamik alanında çalışmalarına devam etmektedir.

Human Amırı

2018 yılında Orta Doğu Teknik Üniversitesi Havacılık ve Uzay Mühendisliği'nden Doktora derecesini almıştır. Sivas Bilim ve Teknoloji Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi'nde öğretim üyesi olarak çalışma hayatına devam etmektedir. Aerodinamik, hava alığı aerodinamiği ve türbülanslı akışlar alanlarında çalışmalarına devam etmektedir.

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

TMMOB Makina Mühendisleri Odası
XII. Ulusal Uçak, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Kurultayı
13-14 Ekim 2023 / ESKİŞEHİR

SERAMİK YANMA ODASI TEMELLİ RAMJET TASARIMI

Tuğrul E. Dağlı¹, Serkan Gökan², Ayhan O. Gül³, Begüm Güngör⁴, Nevsan Şengil⁵

¹Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Bahçekapı Mahallesi Okul Sk. No:11, 06790 Etimesgut/Ankara
TÜRKİYE Tel: 90 553 302 31 95 E-Posta s2307060008@stu.thk.edu.tr

²Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Bahçekapı Mahallesi Okul Sk. No:11, 06790 Etimesgut/Ankara
TÜRKİYE Tel: 90 537 540 73 41 E-Posta s190222022@stu.thk.edu.tr

³Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Bahçekapı Mahallesi Okul Sk. No:11, 06790 Etimesgut/Ankara
TÜRKİYE Tel: 90 538 030 37 40 E-Posta s190222011@stu.thk.edu.tr

⁴Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Bahçekapı Mahallesi Okul Sk. No:11, 06790 Etimesgut/Ankara
TÜRKİYE Tel: 90 531 920 06 11 E-Posta s190222014@stu.thk.edu.tr

⁵Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Bahçekapı Mahallesi Okul Sk. No:11, 06790 Etimesgut/Ankara
TÜRKİYE Tel: 90 444 84 58 / 62 00 E-Posta nsengil@thk.edu.tr

Özet- Ramjet, hareketli parça içermediğinden hava solunumlu jet motorlarının en basit tipi olarak kabul edilir. Yüksek hızlı uçuşlar için basit ve hafif bir itki sistemi sağlar. Genellikle süpersonik/hipersonik hava araçlarında kullanılırlar ve hava alığı, yanma odası ve nozul olmak üzere üç bölümden oluşur. Hava alığı, gelen hava akışını izolatöre kadar toplar ve sıkıştırır. Böylece, havanın akış hızı şok sistemi aracılığıyla izolatör içinde süpersonikten sübsonik hızlara azalır ve ram basıncı ile hava akışının sıcaklığı artar. Süpersonikten sübsonik akışa geçiş, izolatörde gerçekleşir. Yanma odasında ise yakıt girişi, karıştırma ve yanma yoluyla ısı ve kütle gelen hava akışına eklenir. Son olarak nozul, çıkıştaki yanma akışının bir kısmını kinetik enerjiye dönüştürür ve akışı hızlandırarak tepkinin itki üretmesine neden olur. Bu çalışma esas olarak gerçekleştirilen ateşleme testlerinin sonuçlarından yola çıkılarak seramikten oluşan verimli bir yanma odası geliştirilmesine ve geliştirilen yanma odası baz alınarak bir ramjet tasarımına odaklanmaktadır. Geliştirilen yanma odalarında seramik, kırılman olmasına rağmen yüksek sıcaklığa dayanıklı bir materyal olması sebebiyle tercih edilmiştir ve bu şekilde çıkış gazı hızının daha fazla olması, böylece itkinin artırılması hedeflenmiştir. Testlerde %70 butan, %30 propandan oluşan LPG karışımı yakıt, basınçlı hava ise yakıcı olarak kullanılmıştır.

Anahtar Sözcükler: Ramjet, yanma odası, nozul, dayanıklılık, itki sistemi.

1. GİRİŞ

Ses hızında hava soluyan itki sistemleri, bugünün savunma endüstrisi ve geleceğin yüksek hızlı sivil ulaşım araçlarının talepleri için hayati öneme sahiptir. Yüksek hızlı uçuşa uygun ileri seviye hava soluyan itki sistemlerini başarılı bir şekilde geliştirebilmek için yanma odasındaki karıştırma ve yanma süreçlerinin temel prensiplerini anlamak gerekmektedir. Havada yüksek hızda hareket eden bir nesne, önünde yüksek bir basınç bölgesi oluşturur. Ramjet motor girişi bu bölgeden yüksek dinamik basınçlı havayı alır ve giriş konfigürasyonu tarafından oluşturulan şok dalgalarını kullanarak havayı yanma odasına girmeden önce ses altı hıza yavaşlatır. Yanma odasında yakıt, sıkıştırılmış hava ile karıştırılır ve egzozu süpersonik hıza yeniden hızlandırmak için ateşlenir. Egzoz gazı, egzoz nozulunun geometrik konfigürasyonu nedeniyle motordan çıkarken daha da hızlanır [1]. Öte yandan, yüksek akış hızlarının doğrudan bir sonucu olarak, enjeksiyon, karıştırma ve ardından yanma için gereken süre minimum düzeydedir.

Düşük ısı iletimine sahip malzemeler olarak bilinen seramikler, malzeme bilimindeki gelişmelerle, fiziksel, termal ve kimyasal özelliklerini istenen şartlara yaklaştırarak bize geniş bir alanda kullanım imkânı sunmaktadır. Günümüzde seramik kullanımı gittikçe yaygınlaşmaktadır. Korunmasız metal ve alaşımların kapasitesinin çok ötesindeki sıcaklıklarda güçlü ve oksidatif olarak stabil olan, ancak kırılmanlıkları nedeniyle tercih edilmeyen seramik malzemeler mevcuttur. Aday seramik malzemelerin

özellikleri, yanma odalarının gelecekteki gereksinimleri ışığında mevcut üretim yolları gibi eleştirel bir şekilde sunulmakta ve gözden geçirilmektedir. Kırılabilirlik sorununa duyarlı tasarım yaklaşımları açıklanmaktadır. Silisyum nitrür seramiklerinin 1600°C'ye kadar olası kullanım alanındaki çalışmalar devam etmektedir [2].

Hipersonik uçuşlar, atmosfere giriş araçları ve itki uygulamaları, çoğu kez uzun bir çalışma ömrü boyunca 2000°C'nin üzerindeki sıcaklıklarda oksitleyici veya aşındırıcı atmosferlerde performans gösterebilen yeni malzemelere ihtiyaç duyar. Birkaç çalışma, Ultra Yüksek Sıcaklık Seramiklerinin (Ultra High Temperature Ceramics: UHTC) bu gereksinimleri karşılamak için özellikle ilgi çekici olduğunu göstermiştir. UHTC'ler, yüksek erime noktaları (Tablo 1.), yüksek sertlik, kimyasal inertlik ve sert koşullarda oksidasyona karşı nispeten iyi direnç gösteren ZrB₂, HfB₂, ZrC, HfC, TaC, HfN gibi borürler, karbürler ve nitrürlerden oluşan bileşiklerdir [3].

Tablo 1. Bazı UHTC'lerin özellikleri [3]

Material	Density (g/cm ³)	Melting temperature (°C)
HfB ₂	11.2	3380
HfC	12.8	3900
HfN	13.9	3385
ZrB ₂	6.1	3245
ZrC	6.6	3400
ZrN	7.3	2950
TiB ₂	4.5	3225
TiC	4.9	3100
TiN	5.4	2950
TaB ₂	12.5	3040
TaC	14.5	3800
TaN	14.3	2700

Günümüzde tam adyabatik olmasa bile düşük ısı kayıplı motor tasarımı, özellikle motor parçalarının normal çalışması için soğutma sistemine giden ısı kayıplarını minimuma indirecek, soğutma sistemi yükünü ve buna harcanan gücü azaltacak, faydalı enerjiyi arttıracak ve böylece motor verimi de yükseltilmiş olacaktır [4]. Test düzeneği oluşturulmadan önce düşük maliyetinden ve sıcaklığa dayanıklılığından dolayı yanma odasının materyaline seramik olarak karar verilmiştir [5]. Testler ve gerekli gözlemler yapıldıktan sonra sonuçlar ışığında bir ramjet tasarımı hedeflenmektedir.

2. TEST VE METOT

Test aşamasında kullanılan öğeler:

-Yanma odaları;

I. İlk tasarlanan yanma odası Şekil 1'de gösterildiği gibi 3-2 delik konfigürasyonuna sahiptir ve gövde yüksekliği 14.8 cm'dir. Gövde çapı 10.19 cm, iç ve dış çıkış çapları ise sırasıyla 5.3 ve 6.6 cm'dir. Deliks sayısı 20 olup, her bir delik çapı 0.9 cm'dir.



Şekil 1. 3-2 delik konfigürasyonlu seramik yanma odası

II. İkinci yanma odası, Şekil 2'de gösterildiği gibi seramikten yapılmış 4-3 konfigürasyonuna sahip ve gövde yüksekliği 12.2 cm olan bir yapıya sahiptir. Gövde çapı 10.82 cm, iç ve dış çıkış çapları ise sırasıyla 3.4 ve 5 cm'dir. Delik sayısı 28'dir ve her bir deliğin çapı 0.8 cm'dir.



Şekil 2. 4-3 delik konfigürasyonlu seramik yanma odası

III. Konik şekilli yanma odası, Şekil 3 ve Şekil 4'te gösterildiği gibi 16.5 cm yüksekliğinde seramikten yapılmış olup, her biri 1.2 cm çapında 15 delik içermektedir. İç çıkış çapı 4.5 cm, dış çıkış çapı 5.5 cm, iç silindir çapı 9.8 cm ve konik kısmın giriş çapı 9.8 cm'dir.



Şekil 3. Konik şekilli yanma odasının yan görünümü



Şekil 4. Konik şekilli yanma odasının arka görünümü

IV. Konik şekilli yanma odası Şekil 5 ve Şekil 6'da gösterildiği gibi bir nozul ile birleştirilmiştir. Bu çalışmada yapılan ramjet tasarımının son versiyonudur.



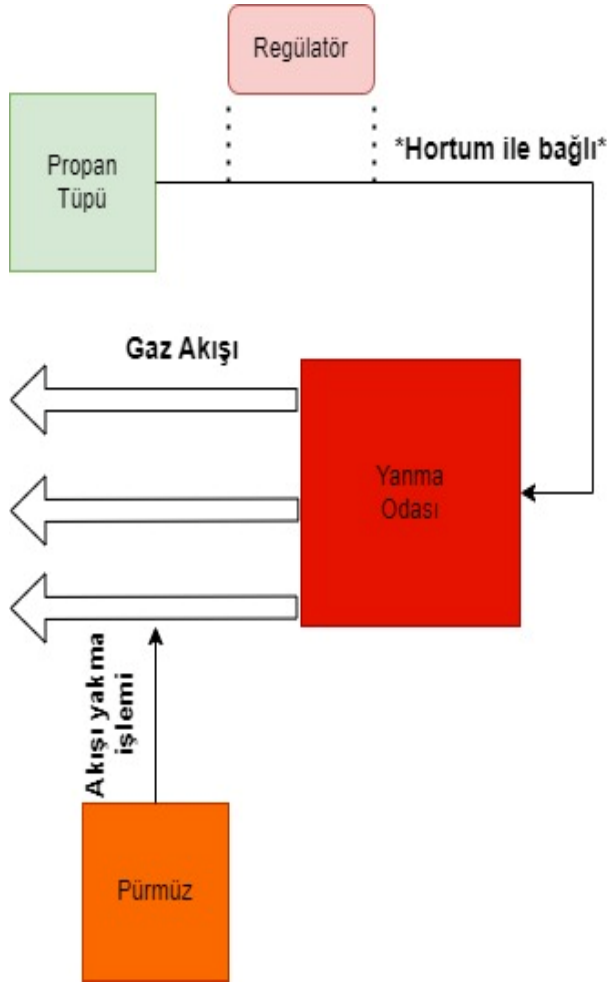
Şekil 5. Ramjetin yan görünümü



Şekil 6. Ramjetin hava girişi görünümü

- Regülatör
- Hortum
- Çakmak
- Propan tüpü
- Bakır boru
- Demir masa (yanma odası stabilizatörü)
- Hava fanı

Hazırlanan düzende (Şekil 7. ve Şekil 8.) propan kaynağının gaz çıkış basıncının ayarlanması, regülatör tarafından sağlanır ve hortumun son kısmına takılan bakır boru aracılığıyla yanma odasına iletilir. Bakır boru, içindeki gazın yanma odasına geçişi sırasında sızıntı olmaması için seramik yanma odasının arka girişindeki deliğe sıkıştırılmıştır. Böylece, oluşan gaz tamamen yanma odasına püskürtülür. Ardından, yanma odasından çıkan gazın alev oluşturması için bir çakmak kullanılarak ateş yakılmış ve alevlendirme için bir hava fanı kullanılmıştır. Düzeneğin yanma odasının stabilizasyonu için demir masaya sabitlenmiştir. Bu sayede, yanma odalarının dayanıklılığı, sıcaklığı ve alev oluşumu test edilmiştir.



Şekil 7. Test düzeneğinin şematığı



Şekil 8. Test düzeneği

3. TEST SONUÇLARI

Şematikte gösterilen test düzeneği kurularak farklı delik konfigürasyonlarına sahip yanma odalarının ateşleme testleri ortalama 0.89 atm basınç ve 22 °C ortam sıcaklığında yapılmıştır. Elde edilen sonuçlara göre yanma odası tasarımında değişiklikler yapılmıştır.

3.1. Birinci Test

Yanma odalarının alt girişlerine sırayla bakır boru yerleştirilerek teste başlanmıştır. Şekil 9, Şekil 10 ve Şekil 11'de gösterildiği gibi bakır boru, propan tüpünü boruya bağlayan bir hortuma takılmıştır. Regülatör açılarak propanın önce hortumdan, ardından borudan geçmesine izin verilmiş ve gazın yanma odalarının içine ulaşması sağlanmıştır. Dışarı çıkan gaz çakmakla ateşlendikten sonra gazın akış oranı değiştirilerek alevin davranışı gözlemlenmiştir.

Gözlemler sonucunda; yüksek ısı direnci, daha yüksek hava akışı sağlaması, kullanılan diğer yanma odalarına göre daha iyi alev tutma ve dayanıklılığı nedeniyle konik şekilli yanma odası kullanımına karar verilmiştir.



Şekil 9. 3-2 konfigürasyonlu yanma odası testi



Şekil 10. 4-3 konfigürasyonlu yanma odası testi



Şekil 11. Konik şekilli yanma odası testi

3.2. İkinci Test

İkinci testin sonucunda (Şekil 12. ve Şekil 13.),birinci teste göre daha fazla propan gazının yanma odasına aktarılmasıyla çıkan alev, mavi renge biraz daha yaklaştırılmış ancak tamamen mavi yanma sağlanamamıştır. Sonuç olarak, analiz edilen verilere göre debisi daha yüksek bir hava fanına ihtiyaç duyulduğu sonucuna varılmıştır. Ayrıca, yanma odasını yatay yönde sabit tutmak için altına ek bir destek yerleştirilmesine karar verilmiştir.

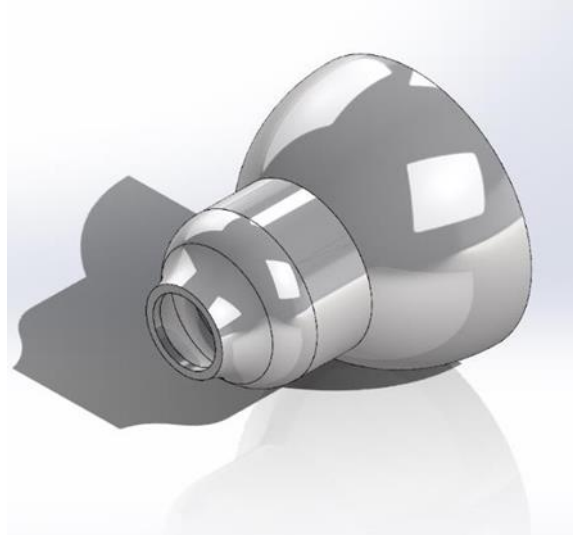


Şekil 12. Konik şekilli yanma odası ikinci testi

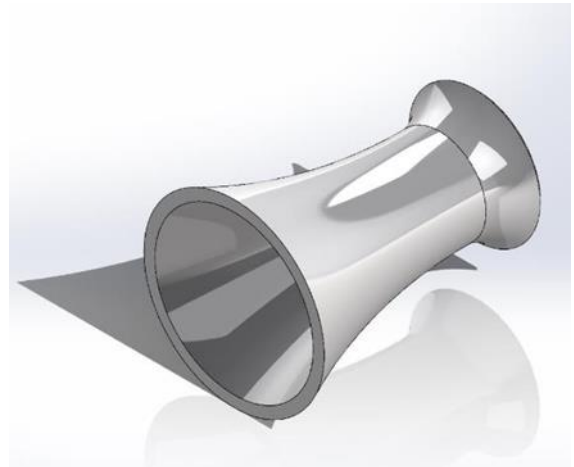


Şekil 13. Konik şekilli yanma odası ikinci testi
3.3. 3D Tasarım

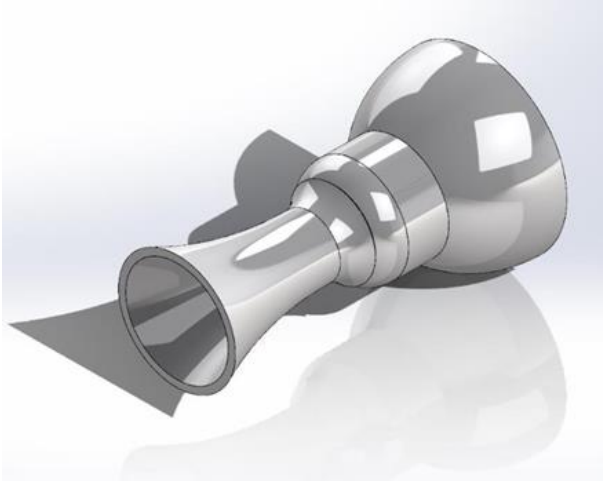
İkinci test sonucunda elde edilen verilere göre Şekil 14'teki yanma odasının çıkışında gerçekleşen hava akış oranını arttıracak ve çıkış basıncını azaltacak Şekil 15'teki nozul tasarımının yapılmasına karar verilmiştir. SolidWorks programı üzerinden tasarlanan bu nozul daralan yapıda olup yanma odasıyla aynı materyale sahiptir. Nozul parçası, üç boyutlu ortamda yanma odası parçasıyla montajlanarak Şekil 16'daki ramjet konsept tasarımı oluşturulmuştur. Tasarımların iki boyutlu teknik çizimleri Şekil 17 ve Şekil 18'de boyutlarıyla birlikte gösterilmiştir.



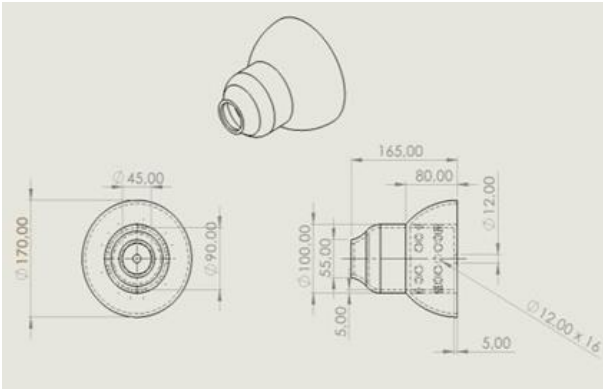
Şekil 14. Konik şekilli yanma odası üç boyutlu bilgisayar destekli tasarım modeli [6]



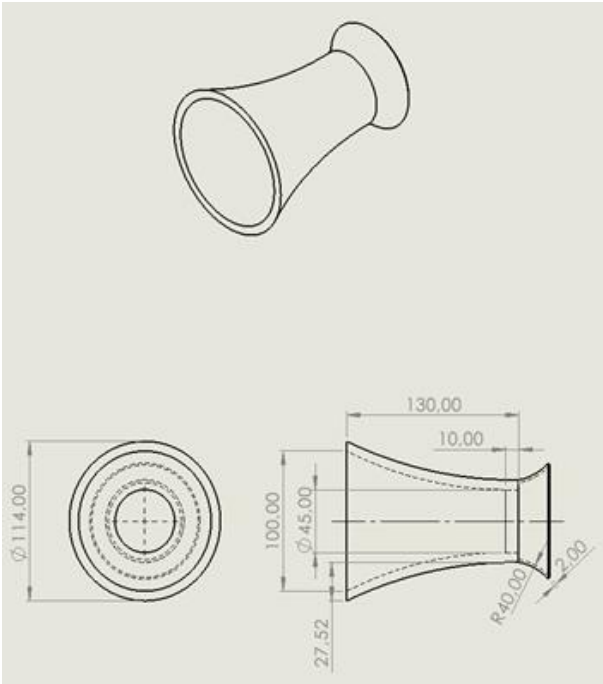
Şekil 15. Konsept nozul tasarımı üç boyutlu bilgisayar destekli tasarım modeli [6]



Şekil 16. Ramjet konsept tasarımı üç boyutlu bilgisayar destekli tasarım modeli [6]



Şekil 17. Konik şekilli yanma odası iki boyutlu teknik çizimi [6]



Şekil 18. Konsept nozul tasarımı iki boyutlu teknik çizimi [6]

3.4. Üçüncü Test

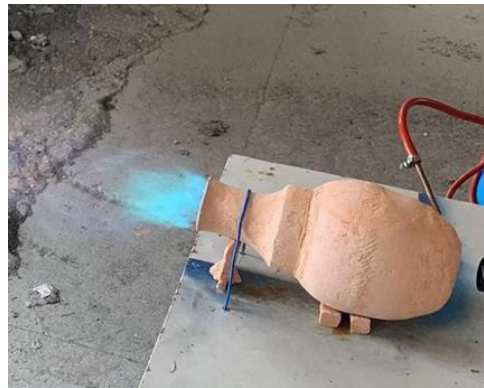
Şekil 19'da gösterildiği gibi konik şekilli yanma odasının yeni tasarım versiyonuyla üçüncü ve son test düzeneği kurulmuştur. Yakıt ve hava girişi Şekil 20'de görüldüğü gibi birbirinden ayrılarak yakıt sızıntısının önüne geçilmiştir. Havanın basıncını azaltmak ve hızını artırmak amacıyla yanma odasının çıkışına bir nozul eklenmiştir. Böylece hava akış hızını artırarak ramjet prensibinin gerçekleşmesi sağlanmıştır. Üçüncü ve son test sırasında nozulün arka kısmına ilk kullanılan fana göre debisi daha yüksek bir hava fanı yerleştirilerek Şekil 21'de gösterildiği gibi mavi alev oluşumu sağlanmıştır. Ayrıca, yanma odasının yatay stabilitesini sağlamak için altına bir destek tasarlanıp konulmuştur.



Şekil 19. Son test düzeneği



Şekil 20. Ramjet hava ve yakıt girişi bölümleri

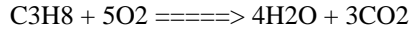


Şekil 21. Ramjet son testi

4. SONUÇ

Farklı delik konfigürasyonlarına sahip ramjet yanma odaları tasarlanıp test edilmiştir. Testlerinden en verimli olanı belirlenmiş ve buna uygun bir nozul tasarlanmıştır. Son olarak, en son tasarım üzerinde son test gerçekleştirilerek proje sonucunda tam bir yanmayı gösteren mavi alev elde edilmiştir.

Yanma denklemi:



Bütün yakıtların stokiyometrik oranda birim hacimde verdikleri kimyasal enerjileri birbirine yakındır. Bu olay, yakıtların yanma sonucu verdiği ısının birbirine yakın seviyede ve yanma proseslerinin birbirleri ile karşılaştırılabilir olduğunu göstermektedir [7].

Turuncu veya sarı propan gazı alevleri, propan gazının tamamen yanmadığı, yani eksik yanma olduğunu gösterir. Bu renkli alevler yakıt verimliliğinin azaldığı anlamına gelir. Mavi renkteki alevle gerçekleşen tam yanma durumunda, propan alevinin sıcaklığı Tablo 1’de görüldüğü gibi 1967 °C’dir (2240.15 K). Ancak, sarı veya turuncu alevle sıcaklık 1273.15 K’ye düşer. Yakıt ile havanın oranı doğru olduğunda, propanın tıyamanması için yeterli miktarda oksijen bulunmaktadır. Alevdeki gaz molekülleri iyonlaşır ve mavi bir propan alevi oluşur. Tam yanma ve mavi alev, propanın tam potansiyelinde yanmasını sağlayarak yakıt israfının olmadığını göstermektedir.

Tablo 2. Farklı yakıt gazları için yanma sıcaklıkları [8]

Yakıt	Oksijen ile Yanma (°C)	Hava ile Yanma (°C)
Asetilen		2500
Bütan		1970
Karbon Monoksit		2121
Etan		1955
Hidrojen	3200	2210
MAPP	2927	2010
Metan		1950
Doğalgaz		1960
Propan	2526	1967
Propan Bütan Karışımı		1970

5. REFERANSLAR

- [1] SKYbrary Aviation Safety, Ramjet. [Çevrimiçi] Erişim adresi: <https://skybrary.aero/articles/ramjet> (Son erişim: Ağustos 2023)
- [2] Godfrey D.J. and Parr N.L., (April 1967), Smith I.E., Combustion in Advanced Gas Turbine Systems Proceedings of an International Propulsion Symposium Held at the College of Aeronautics. Cranfield, Pages 379-397
- [3] Jean-François Justin, Aurélie Julian-Jankowiak, Vincent Guérineau, Virginie Mathivet, Antoine Debarre. Ultra-High Temperature Ceramics: Developments for hypersonic applications. HISST 2018, Nov 2018, MOSCOU, Russia. hal-01961007
- [4] Wacker, E., Sander, W., Piston Design for High Combustion Pressure and Reduced Heat Rejection to Coolant, SAE International Congress, Michigan, 1982.
- [5] Dr. İbrahim Sinan Akmandor, Özel konuşma
- [6] “SolidWorks Software” [Çevrimiçi] Erişim adresi: <https://www.solidworks.com/tr> (Son erişim: Haziran 2023)
- [7] Gerçek, E., LPG Gazın Özellikleri ve LPG Yakıt Sistemleri, 2019. [Çevrimiçi] Erişim Adresi: <https://www.thesisat.org/lpg-gazin-ozellikleri-ve-lpg-yakit-sistemleri.html> (Son erişim: Ağustos 2023)
- [8] The Engineering ToolBox (2003). Flame Temperatures-Gases. [Çevrimiçi] Erişim adresi: https://www.engineeringtoolbox.com/flame-temperatures-gases-d_422.html (Son erişim: Haziran 2023)

6. ÖZGEÇMİŞ

6.1. Tuğrul Eren DAĞLI

13 Ocak 2001 Eskişehir doğumlu olan Tuğrul Eren Dağlı, ilk ve ortaokulu (Nurettin Ersin Ortaokulu) Ankara'da, liseyi ilk 2 sene (Özel Gürçağ Okulları) 2015-2017 eğitim yılları arasında, son 2 seneyi ise (Özel Evrensel Okulları) 2017-2019 eğitim yılları arasında Ankara'da tamamlamıştır. 2019-2023 eğitim yılları arasında Türk Hava Kurumu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesinde Uzay Mühendisliği bölümünde okumuş ve Temmuz 2023 itibariyle Uzay Mühendisliği bölümünden mezun olmuştur. Ağustos 2022'de Roketsan'da proje yönetimi biriminde stajyerlik yapmıştır. Aralık 2023'te TÜBİTAK-UZAY'da bursiyer olarak AYAP projesinde çalışmalar yapmıştır. Bitirme projesini ramjet tasarımı üzerine yapmıştır. Tek aşamalı fırlatma aracı için yörünge optimizasyonu ile ilgili yayımlanmış bir makalesi bulunmaktadır ve Haziran 2023'te İstanbul'da gerçekleşen RAST'23 konferansında bu makalenin sunumunu yapmıştır.

6.2. Serkan GÖKAN

14 Eylül 1999 Bakırköy-İstanbul doğumlu olan Serkan Gökan, ilk ve ortaokulu (İnönü Ortaokulu) İstanbul'da, liseyi ilk 2 sene (Süleyman Nazif Anadolu Lisesi) 2014-2016 eğitim yılları arasında, son 2 seneyi ise (Özel Avcılar Nazmi Arıkan Fen Bilimleri Temel Lisesi) 2017-2018 eğitim yılları arasında İstanbul'da tamamlamıştır. 2019-2023 eğitim yılları arasında Türk Hava Kurumu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesinde Uzay Mühendisliği okumuştur. Ramjet tasarımı üzerine bitirme projesinde çalışmıştır. 2019 yılında CANSAT küp uydu yarışması ve 2019 ile 2021 yıllarında Teknofest roket yarışmasına katılmıştır.

6.3. Ayhan Orkun GÜL

8 Ocak 2000 Mersin doğumlu olan Ayhan Orkun Gül, ilkokulun ilk 4 senesini Siirt'te Mehmetçik İlkokulunda, sonraki 2 seneyi 75. Yıl Muhabe Germirli İlkokulunda Kayseri'de, son 2 seneyi Ankara Büyükşehir Belediyesi İlkokulunda Bingöl'de tamamlamıştır. Liseyi ilk sene (Hüseyin Girenes Fen Lisesi) 2014-2015 eğitim yılları arasında Alanya'da, sonraki 3 seneyi ise (Adem Tolunay Anadolu Lisesi) 2015-2018 eğitim yılları arasında Antalya'da tamamlamıştır. 2019-2023 eğitim yılları arasında Türk Hava Kurumu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesinde Uzay Mühendisliği bölümünde okumuş ve Temmuz 2023 itibariyle Uzay Mühendisliği bölümünden mezun olmuştur. Ağustos 2022'de TUSAŞ'ta stajyerlik yapmıştır. Bitirme projesini ramjet tasarımı üzerine yapmıştır.

6.4. Begüm GÜNGÖR

21 Ocak 2001 Ankara doğumlu olan Begüm Güngör, ilk ve ortaokulunu Ahmet Barındırır Ortaokulunda, liseyi ise Özel Evrensel Okulları Fen Lisesinde tamamlamıştır. 2019'da başladığı lisans eğitimini Temmuz 2023 itibariyle Türk Hava Kurumu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesinin Uzay Mühendisliği bölümünden mezun olarak tamamlamıştır. Lisans öğrenimi süresince stajlarını Volo Kompozit (üretim stajı), Lentatek (sistem mühendisliği departmanı), Koç Finans (AR-GE departmanı) şirketlerinde gerçekleştirmiştir. Bitirme projesini ramjet yanma odası tasarımı üzerine yapmıştır. Tek aşamalı fırlatma aracı için yörünge optimizasyonu ile ilgili yayımlanmış bir makalesi bulunmaktadır ve Haziran 2023'te İstanbul'da gerçekleşen RAST'23 konferansında bu makalenin sunumunu yapmıştır.

6.5. Nevsan ŞENGİL

5 Şubat 1959 Üsküdar-İstanbul doğumlu olan Nevsan Şengil, ilk (Kavaklıdere İlkokulu) ve ortaokulu (Gazi Osman Paşa Ortaokulu) Ankara'da, liseyi (Deniz Lisesi) İstanbul'da tamamlamıştır. 1980 yılında Deniz Harp Okulu'ndan Kontrol Sistemleri Lisans diploması, 1987 yılında Naval Postgraduate School'dan Mühendislik Bilimleri Y.Lisans diploması almış olup, 2000 yılına kadar çeşitli gemi ve test istasyonlarında görev yapmıştır. Takiben özel sektörde elektronik ve savunma firmalarında çalışmıştır. 2008 yılında İTÜ Uzay Mühendisliği Doktora derecesi aldıktan sonra ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği bölümünde yarı zamanlı ders vermiş olup, 2011 yılında THK Üniversitesine katılmıştır. İlgi alanları gaz ve plazma dinamiği ve benzetimi, güneş hücreleri yoğunlaşma sistemleri, vakum tulumbaları ve elektromanyetik fırlatıcılardır.

SONDA ROKETİ UÇUŞUNUN MODEL ÇEVİRİMİ İLE YÜKSEK DOĞRULUKLU BENZETİMİ

Emre Sayin¹, İsmail Bayezit¹

¹İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak Mühendisliği Bölümü, Maslak, İstanbul, TÜRKİYE
Tel: 212 285 33 41 E-Posta: emre.sayin@itu.edu.tr
Tel: 212 285 33 41 E-Posta bayezit@itu.edu.tr

Özet- Bu çalışmada bir sonda roketinin yüksek Doğruluklu uçuş benzetimi yapılmıştır. İlk olarak tanımlamaların yapıldığı koordinat sistemleri tanıtılmış, bu koordinat sistemleri arasındaki dönüşümler anlatılmıştır. Roket benzetimi için gerekli olan atmosfer yoğunluğu değişimi ve roket kütle değişimi modelleri açıklanmıştır. Bu modellerin de kullanıldığı hareket denklemleri, kütleçekim kuvveti, itki kuvveti ve sürüklenme kuvveti başlıkları altında incelenmiştir. Hareket denklemlerinin yazılması sonrası bir uçuş benzetimi yapılmış ve bu benzetimin sonuçları paylaşılmıştır. Benzetim sonucunda yapılan örnek bir roket uçuşu için; yüksek irtifalarda sürüklenme kuvveti ve itkinin etkisinin kaybolmasıyla yörünge mekaniği ile incelenebilecek bir uçuşunun ortaya çıktığı gözlemlenmiştir.

1. GİRİŞ

Havacılık ve uzay uygulamalarında tasarlanan mühendislik çözümlerinin test edilmesi maliyet-etkin yöntemlerle mümkündür. Örneğin bir uçak için tasarlanan kontrol sistemi, uçağın uçurulmasına gerek kalmadan yerde kurulan düzenekler ile test edilebilir. Dolayısıyla benzetim uygulamaları mühendislikte önemli bir yer tutmaktadır.

Bir roketin uçuşu da aynı şekilde benzetim yöntemi ile incelenebilir. Bu yöntemle, roketin gerçek uçuş yapmasına gerek kalmadan uçuş sırasındaki çeşitli parametreler incelenecek şekilde benzetim yapılır. Bunun için çeşitli kodlama/görselleştirme araçları kullanılır.

Roket benzetimleri konusunda yapılmış birçok çalışma mevcuttur. Eerland ve diğerleri 6 serbestlik dereceli bir stokastik roket simülatörü tasarlamıştır. Çalışmada C++, Python, Java gibi diller kullanılarak kullanıcı arayüzü ile beraber roket uçuşunun incelendiği bir simülatör tasarlanmıştır [1]. Box ve diğerleri de aynı şekilde 6 serbestlik dereceli stokastik bir roket simülatörü tasarlamıştır. Çalışmada roket pasif olarak kontrol edilmektedir. Roket dinamik modeli verilmiş, elde edilen durum zaman türevlerinin RKF45 yöntemi

integrali alınıp durum vektörü elde edilmektedir [2]. Yamasaki ve diğerleri deneysel bir roket için donanım-çevrim simülatörü tasarlamıştır. Roketin belirli donanımları yerde test edilmiş, uçuşun taklit edildiği bir ortam oluşturulmuştur. Roket için kontrol stratejileri geliştirilmiştir [3]. Roket simülatör tasarımları konusunda farklı çalışmalar [4], [5] ve [6]'da incelenebilir.

Bu çalışmanın amacı, bir roket uçuşunun belirli varsayımlar altında bilgisayarlı benzetimini yapmaktır. Çalışmada yapılan varsayımlar aşağıdaki gibidir:

- Dünya kusursuz bir küre şeklindedir.
- Dünya'nın dönüşünde herhangi bir nütasyon bulunmamaktadır.
- Dünya'nın dönme açısal hızı sabittir.
- Atmosferin dönme açısal hızı dünya ile aynıdır.
- İtki kuvvetinin yönü, roketin çizgisel hızı ile aynıdır.
- Rokete etkiyen bir taşıma kuvveti bulunmamaktadır.
- Roketin sürüklenme katsayısı sabittir.
- Roketin referans alanı sabittir.
- Roket motoru, sabit ve anlık yakıt çıkış hızına sahiptir.
- Roketin yakıtı bittiğinde, yakıt çıkış hızı anlık olarak sıfıra düşmektedir.

Çözüm oluşturulurken, Dünya'nın eğriliği, dönüşü yerçekimi ivmesinin irtifaya bağlı değişimi, atmosferik sürüklenme kuvveti ve roketin itki kuvveti hesaba katılmıştır. Sayısal çözüm için MATLAB/Simulink programı kullanılmıştır. Sabitler ve parametreler MATLAB ile kodlanırken, roketin kütle değişimi, hava yoğunluğunun irtifaya bağlı değişimi, roket üzerine etkiyen kuvvetlerin zamana bağlı değişimi ve hareket denklemlerinin hesabı ise Simulink üzerinden yapılmıştır. Sonuçlar, yine MATLAB üzerinden hesaplanmış ve gösterilmiştir.

2. KOORDİNAT SİSTEMLERİ

Roketin uçuşunu farklı koordinat sistemlerinde ifade etmek farklı sonuçlara yol açacaktır. Örneğin, ataletsel (inertial) koordinat sistemlerinde Newton'un hareket denklemleri geçerli olurken, ataletsel olmayan (non-inertial) koordinat sistemlerinde ifade edilen hareketlerde, Newton'un hareket denklemlerinin yanı sıra ekstra terimler eklemek gerekmektedir.

Bu çalışmada roketin başlangıç konumu Coğrafi Küresel Koordinat Sistemi'nde (LLA) verilmiştir. Bu koordinat sistemi enlem ve boylam bilgisini içermektedir. Çalışmada kullanılan hareket denklemleri ataletsel koordinat sisteminin kullanımını gerektirmektedir. Dolayısıyla LLA'da verilen konum ve hız bilgisinin, ataletsel koordinat sistemine dönüştürülmesi gerekmektedir. Verilen konum ve hız bilgileri, Yer Merkezli-Yer Sabit (ECEF) koordinat sistemine çevrilmiş, sonrasında ECEF koordinat sistemi, Yer Merkezli Ataletsel koordinat sistemine (ECI) dönüştürülmüştür.

2.1 Coğrafi Küresel Koordinat Sistemi

Bu koordinat sistemi, merkezi dünyanın merkezinde olmak üzere, enlem ve boylam parametrelerine sahiptir. Dünya üzerinde kuzey ve güneyde 90 tane olmak üzere toplam 180 enlem bulunmaktadır. Boylam yayı sayısı ise 360'tır. Enlem açısı ϕ ile temsil edilebilecekken, boylam açısı λ ile temsil edilebilir. Bu koordinat sistemi, matematikte kullanılan küresel koordinat sistemi ile eşdeğer kabul edilebilir.

2.2 Toposentrik Ufuk Koordinat Sistemi

Toposentrik Ufuk (TH) Koordinat Sistemi'nin merkezi cismin merkezidir. Bu koordinat sistemi ataletsel değildir. z eksenini cismin yüzeyine diktir. Eksenlerden biri güney yönünü gösterirken diğeri doğu yönünü göstermektedir. Roketin hız vektörü ilk olarak bu koordinat sisteminde yazılmaktadır.

2.3 Yer Merkezli-Yer Sabit Koordinat Sistemi

Bu koordinat sisteminin merkezi dünyanın merkezidir. x eksenini 0 derece enlem-boylamlarını kesişim noktasını göstermektedir. z eksenini Kuzey Kutbu'nu gösterirken, y eksen ise sağ el kuralı ile tamamlanmaktadır. Bu koordinat sistemi Dünya ile beraber döndüğünden, açısal ivmeye sahiptir; dolayısıyla ataletsel değildir.

2.4 Yer Merkezli-Ataletsel Koordinat Sistemi

Yer Merkezli-Ataletsel Koordinat Sistemi'nin merkezi dünyanın merkezindedir. x ekseninin yönü ilkbahar ekinoksunu gösterirken, z eksenini kuzey kutbunu

göstermektedir. y eksenini sağ el kuralı ile tamamlanmaktadır.

2.5 Koordinat Sistemi Dönüşümleri

LLA koordinat sisteminden ECEF koordinat sistemine dönüşüm temel olarak küresel koordinat sistemi dönüşümü ile yapılmaktadır. Azimut açısı A ile, yükselme açısı a ile belirtilecek olursa TH koordinat sisteminde hız vektörü aşağıdaki şekilde yazılır:

$$\vec{V}_0 = V_0 \cos a \sin A \hat{i} + V_0 \cos a \cos A \hat{j} + V_0 \sin a \hat{k} \quad (1)$$

TH koordinat sisteminden ECEF koordinat sisteminde dönüşüm için gerekli matris aşağıdaki gibidir:

$$Q = \begin{bmatrix} -\sin \lambda & -\sin \phi \cos \lambda & \cos \phi \cos \lambda \\ \cos \lambda & -\sin \phi \sin \lambda & \cos \phi \sin \lambda \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \end{bmatrix} \quad (2)$$

ECEF koordinat sisteminden TH koordinat sistemine dönüşüm için ise Q matrisinin transpozunu alınarak kullanılır. LLA'da verilen konum bilgisi ve TH koordinat sisteminde verilen hız bilgisi ECEF koordinat sistemine çevrildikten sonra, ataletsel olan koordinat sistemi ECI'ya çevirim yapılmalıdır.

ECEF koordinat sistemi ve ECI arasındaki dönüşüm de yine bir grup dönüşüm matrisi ile yapılmaktadır. Burada önemli bir parametre olarak Julian günü kullanılmaktadır. Julian günü, Julian periyodunun başlangıcından verilen güne kadar geçen gün sayısıdır.

3. ATMOSFER YOĞUNLUĞU DEĞİŞİMİ

Atmosferin yoğunluğu irtifa, sıcaklık gibi çeşitli parametrelere bağlı olarak değişim göstermektedir. Rokete etkiyen kuvvetlerin hesaplanmasında kullanılacağından, bu değişimi incelemek ve hesaba katmak önemlidir. Atmosfer yoğunluğu değişimi denklemleri 3'e ayrılarak yazılabilir. Öncelikle farklı irtifalarda hava sıcaklığı (T) ve basıncının (p) hesaplanması gereklidir [7]:

0-11000 metre arası irtifa için:

$$T = 15,04 - 0,006409h \quad (3)$$

$$p = 101,29 \left[\frac{T + 273,1}{288,08} \right]^{5,256}$$

11000-25000 metre arası irtifa için:

$$T = -56,46 \quad (4)$$

$$p = 22,65e^{1,73-0,000157h}$$

25000 metre ve üzeri irtifa için:

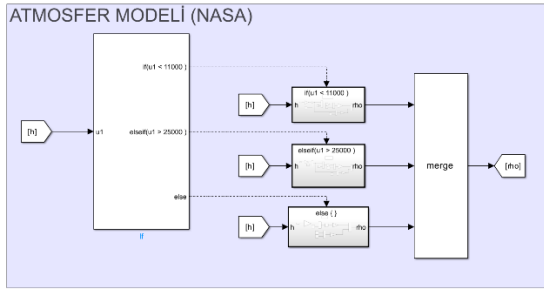
$$T = -131,21 + 0,00299h \quad (5)$$

$$p = 2,488 \left[\frac{T + 273,1}{216,6} \right]^{-11,388}$$

Şeklinde hesaplanabilir. Hesaplanan sıcaklık ve basınç değerleri kullanılarak atmosfer yoğunluğuna:

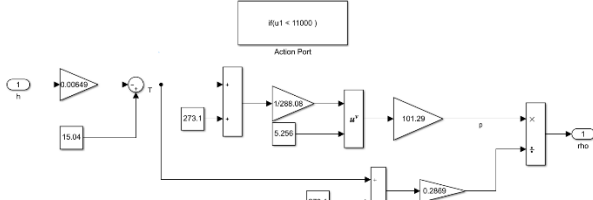
$$\rho = \frac{p}{0,2869(T + 273,1)} \quad (6)$$

denkleminde ulaşılabilir. Şekil 1'de atmosfer yoğunluğu hesaplamalarının Simulink ile oluşturulması gösterilmiştir.

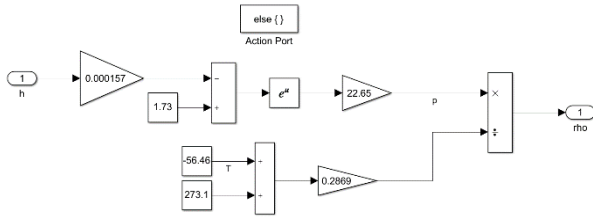


Şekil 1. Atmosfer modelinin Simulink gösterimi

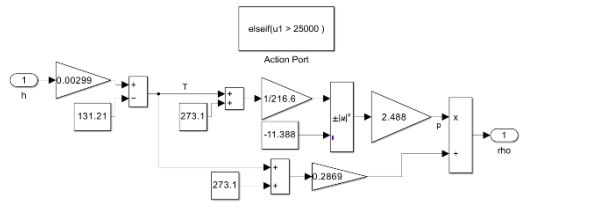
Denklem 3, 4 ve 5'in Simulink modelleri ise Şekil 2, 3 ve 4'te verilmiştir.



Şekil 2. Denklem (3)'ün modellenmesi



Şekil 3. Denklem (4)'ün modellenmesi



Şekil 4. Denklem (5)'in modellenmesi

Yoğunluğun değişimi modeli kullanılarak, farklı irtifalar için farklı atmosfer yoğunluğu değerleri elde etmek mümkündür.

4. ROKETİN KÜTLE DEĞİŞİMİ

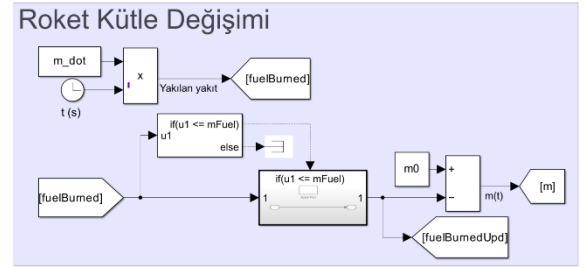
Planlanan roket uçuşunda roketin kütlesi sabit olmayacaktır. Roket, sürekli olarak yakıt harcadığından kütlesi zamana bağlı olarak azalacaktır. Roketin kütle değişim formülü:

$$m(t) = m_0 + \dot{m}t \quad (7)$$

denklemleri ile ifade edilebilir. Burada m roketin zamana bağlı kütlesini, m_0 roketin başlangıç kütlesini, \dot{m} roketin kütle debisini, t ise zamanı ifade etmektedir. Roketin başlangıç kütlesi:

$$m_0 = m_{yakıt} + m_{son} \quad (8)$$

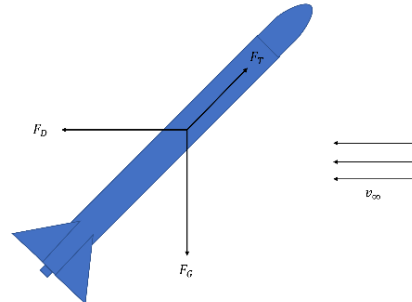
şeklinde ifade edilebilir. Burada $m_{yakıt}$ yakıt kütlesini, m_{son} ise roketin son kütlesini ifade etmektedir. Denklem (7) ve (8)'in modellenmesi Şekil 5'te verilmiştir. Roketin yakıtı bitene kadar kütlesi azalacaktır. Yakıt bitimini takiben, kütle sabit kalacak ve artık itki kuvveti üretilmeyecektir.



Şekil 5. Roket kütlesi değişim modeli

5. HAREKET DENKLEMLERİ

Uçuş sırasında rokete etkiyen kuvvetlerin serbest cisim diyagramı Şekil 6'da verilmiştir. Rokete etkiyen kuvvetler kütleçekim kuvveti (F_G), itki kuvveti (F_T) ve sürüklenme kuvveti (F_D) şeklinde modellenilebilir.



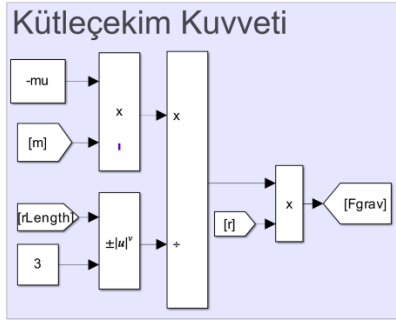
Şekil 6. Serbest cisim diyagramı

5.1 Kütleçekim Kuvveti

Uçuş sırasında Dünya'nın kütle çekiminden kaynaklı bir kuvvet oluşmaktadır. Bu kuvvet Dünya'nın merkezine doğru olup:

$$\vec{F}_G = -\frac{m\mu}{r^3}\vec{r} \quad (9)$$

şeklinde ifade edilir. Burada μ kütle çekim sabitini, \vec{r} konum vektörünü, r ise konum vektörünün büyüklüğünü temsil etmektedir. Zamana bağlı kütle çekim kuvveti hesaplamalarını içeren Simulink görüntüsü Şekil 7'de verilmiştir.



Şekil 7. Kütleçekim kuvvetinin modellenmesi

5.2 İtki Kuvveti

Roket motoru yakıtını yakarak bir itki kuvveti üretmektedir. Bu itki kuvvetinin yönünün, roketin bağlı hız vektörü yönünde (\vec{v}_{rel}) olduğu kabul edilirse, burada bağlı hız:

$$\vec{v}_{rel} = \vec{v} - \vec{\omega}_e \times \vec{r} \quad (10)$$

şeklinde hesaplanabilir. Burada \vec{v} ve \vec{r} sırasıyla eylemsiz referans çerçevesinde hız ve konum vektörlerini ifade ederken, $\vec{\omega}_e$ Dünya'nın açısal hız vektörünü ifade etmektedir.

İtki kuvvetinin büyüklüğü (F_T):

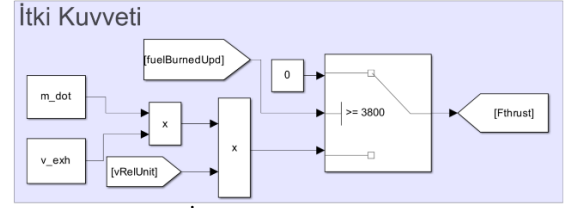
$$F_T = \dot{m}c \quad (11)$$

denkleminde hesaplanabilir. Burada c , roketin yakıt çıkış hızını ifade etmektedir ve kütle debisi ile beraber sabit kabul edilmektedir. Roketin itki kuvvet vektörü, bağlı hız vektörü yönünde olduğundan, denklem (11) aşağıdaki şekilde düzenlenerek, itki kuvvet vektörü, \vec{F}_T elde edilebilir:

$$\vec{F}_T = F_T \frac{\vec{v}_{rel}}{|\vec{v}_{rel}|} \quad (12)$$

Roket, yakıtın bitimine kadar itki kuvveti üretmektedir. Sonrasında itki kuvveti ortadan kalkmaktadır. İtki

kuvvetinin Simulink modeli Şekil 8'de verilmiştir. Bu modelde tüketilen yakıt, toplam yakıt kütleğine eşit olduğunda itki kuvveti sıfır olarak hesaplanmaktadır. Bunun için "switch" bloğu kullanılmaktadır.



Şekil 8. İtki kuvvetinin modellenmesi

5.3 Sürükleme Kuvveti

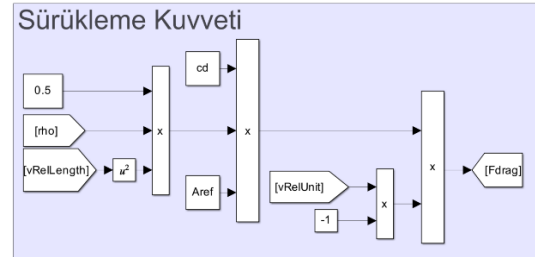
Roket atmosferin içinde hareket ettiğinden, uçuş boyunca roket üzerinde bir "hava direnci" oluşacaktır. Bu dirence sürükleme kuvveti adı verilmektedir. Sürükleme kuvveti (F_D), aerodinamiğin temel kuvvetlerindedir. Bu kuvvet, uçuş boyunca roketin bağlı hız vektörüne ters yönde oluşacaktır ve aşağıdaki şekilde hesaplanabilir:

$$\vec{F}_D = -\frac{1}{2}\rho v_{rel}^2 c_d A_{ref} \frac{\vec{v}_{rel}}{|\vec{v}_{rel}|} \quad (13)$$

burada ρ hava yoğunluğunu (atmosfer modelinden alınır), c_d sürükleme katsayısı, A_{ref} ise roketin kesit alanını ifade etmektedir. Sürükleme kuvvetinin Simulink modeli Şekil 9'da verilmiştir. Bunun yanı sıra, dinamik basınç, p_{dyn} :

$$p_{dyn} \equiv \frac{1}{2}\rho v_{rel}^2 \quad (14)$$

şeklinde tanımlanabilir.



Şekil 9. Sürükleme kuvvetinin modellenmesi

5.4 Kuvvetlerin Toplanması

Tüm kuvvetler modellendikten sonra net kuvvet hesaplanmalı ve diferansiyel denklem şekline getirilmelidir. Net kuvvet (F_{net}) kullanılarak zamana bağlı değişimlerin hesabı için Newton'un 2. hareket yasası kullanılır:

$$\vec{F}_{net} = m \frac{d^2\vec{r}}{dt^2} \quad (15)$$

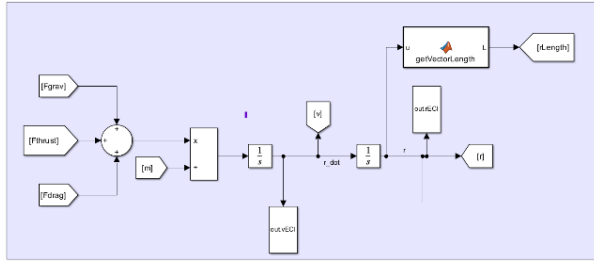
Burada net kuvvet yerine, alt başlıklarda verilen kuvvetler yerleştirilecek olursa:

$$\vec{F}_G + \vec{F}_T + \vec{F}_D = m \frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} \quad (16)$$

diferansiyel denklemi elde edilir. İkinci türev ifadesi yalnız bırakılacak olursa:

$$\frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} = \frac{\vec{F}_G + \vec{F}_T + \vec{F}_D}{m} \quad (17)$$

elde edilir. İkinci türev ifadesinin bir kere integrali alındığında hız vektörü, ikinci integral sonucu konum vektörü elde edilir. Denklem (17)'nin Simulink modeli Şekil 10'da verilmiştir.



Şekil 10. Hareket denklemlerinin toplanması

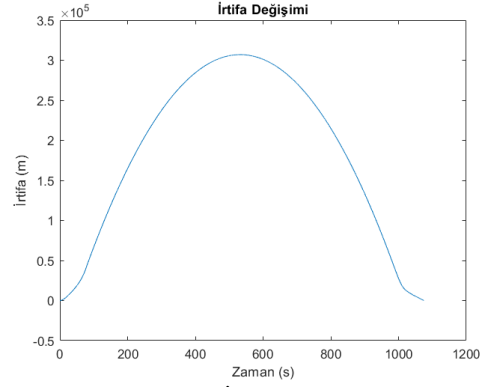
İntegrasyon sonucu elde edilen konum ve hız vektörleri MATLAB çalışma alanına gönderilmiş ve sonuçlar burada görselleştirilmiştir.

6. UÇUŞ BENZETİMİ

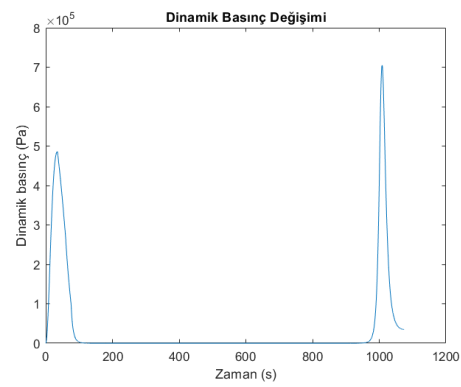
Tablo 1'de verilen roketin başlangıç parametreleri ile uçuş benzetimi yapılmıştır. Verilen tarih parametreleri Julian günü hesaplamasında kullanılmaktadır. Uçuş benzetiminin sonucunda elde edilen çıktılar Şekil 11-16 arasında gösterilmiştir. Uçuş yörüngesi ve yer izinde kırmızı ile görünen yerler yakıtlı uçuşu göstermektedir.

Tablo 1. Uçuş parametreleri

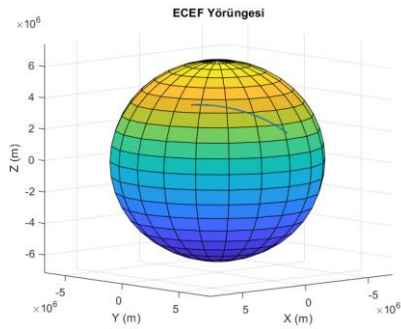
Açıklama	Değer
Başlangıç hızı	10 m/s ²
Başlangıç azimut açısı	90°
Başlangıç yükselme açısı	60°
Başlangıç enlemi	41,0605°
Başlangıç boylamı	29,0118°
c_d	0.3
A_{ref}	0.78 m
Yakıt çıkış hızı	5000 ms ⁻¹
m_0	4500 kg
$m_{yakıt}$	1800 kg
\dot{m}	50 kgs ⁻¹
Yıl	2021
Ay	1
Gün	11
Saat	9
Dakika	15
Saniye	30



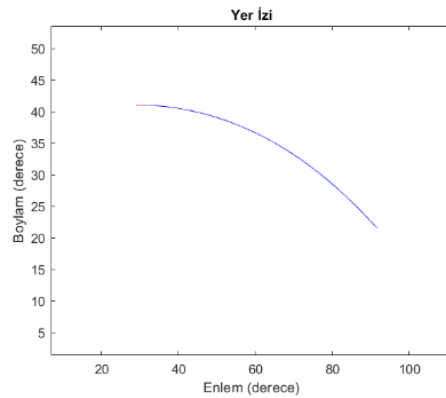
Şekil 11. İrtifa değişimi



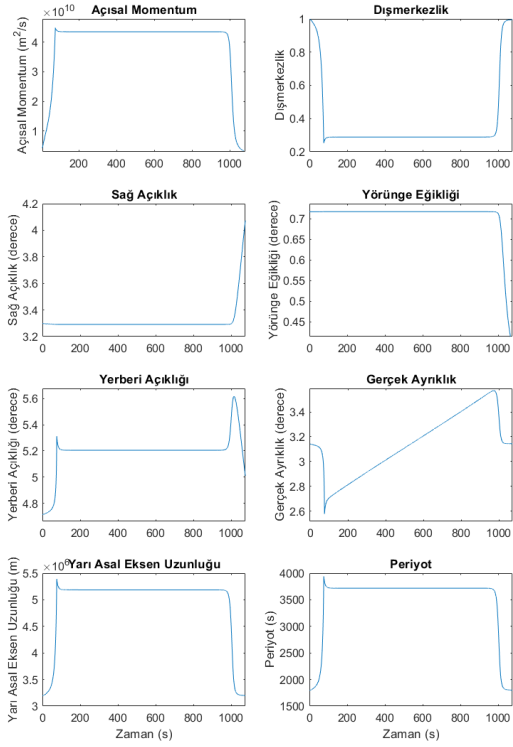
Şekil 12. Dinamik basınç değişimi



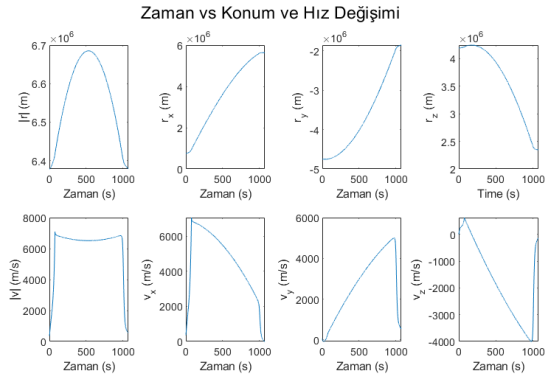
Şekil 13. Uçuş yörüngesi



Şekil 14. Yer izi



Şekil 15. Kepler elemanları



Şekil 16. Konum ve hız değişimi

7. ÇIKTI VE SONUÇLAR

Kepler eleman çıktılarında da görüldüğü üzere, uçuşun başlangıcında kepler elemanları dramatik şekilde değişmektedir. Bunun sebebi sürüklenme ve itki kuvvetinin bulunmasıdır. Uçuştan belli bir süre sonra, itki kuvvetinin sıfırlanması ve sürüklenme kuvvetinin neredeyse sıfırlanması üzerine beklenildiği gibi Kepler elemanları sabit hale gelmektedir. Bu noktada, uçuşun yörünge mekaniği çözümleri ile incelenmesi isabetli olacaktır. Roketin atmosferin yoğun tabakalarına tekrar girmesi sonucu, sürüklenme kuvveti baskınlık kazanmakta ve yörünge elemanları yeniden sabit olmayan elemanlar haline gelmektedir. Yapılan bu uçuş benzetiminde roketin uçuşunda dışmerkezlik belirli bir süre boyunca 0,3 civarında gözükmektedir. Bu da uçuşun bu sürede eliptik bir yörüngeye sahip olduğunu göstermektedir.

8. REFERANSLAR

- [1] W.J. Eerland, S. Box, H. Fangohr, A. Sobester “An open-source, stochastic, six-degrees-of freedom rocket flight simulator, with a probabilistic trajectory analysis approach” AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference s.1556
- [2] S. Box, C.M. Bishop, H. Hunt “Stochastic Six Degree-of-Freedom Flight Simulator for Passively Controlled High-Power Rockets” Journal of Aerospace Engineering cilt 24, No.1 s.31-45
- [3] H. Yamasaki, T. Matsumoto, K. Itakura, S. Miyamoto, K. Yonemoto “Development of a Hardware-in-the-Loop Simulator and Flight Simulation of a Subscale Experimental Winged Rocket” 2013 IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics (AIM) s.1510-1515
- [4] H. Yoda, S. Ito, M. Kanazaki, K. Kitagawa, T. Shimada, K. Chiba H. Yamasaki, T. Matsumoto, K. Itakura, S. Miyamoto, K. Yonemoto “Evolutionary algorithm applied to ballistic launch vehicle design using hybrid rocket engine evaluated by enhanced flight simulation” IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC), 2015 s.618-625
- [5] I. Gusti Agung Agastya T., B. Kusumoputro “Data Acquisition for Rocket Model Identification with Aircraft Simulator X-Plane and MATLAB” 16th International Conference on Quality in Research (QIR): International Symposium on Electrical and Computer Engineering, 2019, s.1-4
- [6] G. H. Ceotto, R. N. Schmitt, G. F. Alves, L. A. Pezente, B. S. Carmo “RocketPy: Six Degree-of-Freedom Rocket Trajectory Simulator” Journal of Aerospace Engineering, 2021, cilt 34, No.6
- [7] “Earth Atmosphere Model” NASA, <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/atmosmet.html>

9. ÖZGEÇMİŞ

Emre Sayın: Lisans eğitimini ve İstanbul Teknik Üniversitesi Uzay Mühendisliği Bölümü’nde tamamladı. Lisans yandal eğitimini İTÜ Fizik Mühendisliği Bölümü’nde tamamladı. Yüksek lisans eğitimini İTÜ Uçak ve Uzay Mühendisliği Bölümü’nde tamamladı. Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Uçak Mühendisliği Bölümü’nde araştırma görevlisi olarak başlayan akademik kariyerine İTÜ Uçak Mühendisliği’nde araştırma görevlisi olarak devam etmektedir.

İsmail Bayezit: Lisans eğitimini İstanbul Teknik Üniversitesi Elektronik Mühendisliği ve Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği (çift anadal) bölümlerinde tamamladı. Yüksek lisans eğitimini İTÜ Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Bölümü’nde tamamladı. Doktora eğitimini Kanada Waterloo Üniversitesi, Makina Mekatronik Mühendisliği Bölümü’nde tamamladı. İTÜ Uçak Mühendisliği Bölümü’nde Bölüm Başkan Yardımcısı ve Dr. Öğretim Üyesi olarak çalışmaktadır.

TÜRKİYE'DE UÇAK/HAVACILIK/UZAY MÜHENDİSLİĞİ EĞİTİMİ

Yusuf Yeğiner¹, Turgay Urla¹, Gülfidan Demirkaya¹, Zafer Öznalbant¹, S. Fehmi Diltemiz¹, Selim Gürgen¹, Işıl Yazar¹, K. Melih Güleren¹, M. Cemal Kuşhan¹

¹ ESOĞÜ Uçak Mühendisliği Bölümü

Büyükdere Mah. Prof. Dr. Nabi AVCI Bulvarı No: 4 26040 Odunpazarı / Eskişehir TÜRKİYE
Tel: 0222 239 37 50 e-posta: mkushan@ogu.edu.tr

Özet- Ülkemizde 20 adet Uçak/Havacılık/Uzay Mühendisliği bölümü eğitim için öğrenci almakta olup, bu bölümleri çoğu son beş yılda açılmıştır. Bu yapılmadaki en büyük sebep Uçak/Havacılık/Uzay Mühendisine son yıllarda artan taleptir. Çünkü Havacılık ve Savunma Sanayiinde büyük ölçekli gelişmeler olup, özellikle bu gelişmelerin gerçekleştiği özel ve resmi sektörde hem Ar-Ge hem de üretim aşamalarında Uçak/Havacılık/Uzay mühendisine ihtiyacı vardır.

Bu çalışmada ilgili bölümlerin altyapıları, eğitim/öğretim/araştırma kabiliyetleri, öğrenci sayıları istatistiki olarak ele alınmış ve ne ölçüde ihtiyacı karşıladıkları; ayrıca yeni açılan bölümlerin dezavantajları incelenmiştir.

Bildiri yazarlarının ekip olarak kurucusu olduğu Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, Mühendislik Mimarlık Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü model olarak ele alınmış ve önümüzdeki yıllarda bu bölümden kaliteli mühendislerin yetişmesi için yapılanlar anlatılmıştır.

1. GİRİŞ

Uçak, havacılık ve uzay endüstrileri, teknolojinin hızla geliştiği ve küresel ölçekte büyük bir öneme sahip olan sektörlerdir. Bu sektörlerde faaliyet göstermek isteyen bireyler, profesyonel bir eğitim almak ve uçak/havacılık/uzay mühendisi olmak için çeşitli eğitim programlarına katılmaktadır. Türkiye, havacılık ve uzay teknolojilerinde önemli adımlar atmaktadır ve bu alanda eğitim veren birçok üniversite ve kurum bulunmaktadır.

Türkiye'deki uçak/havacılık/uzay mühendisliği eğitimi, lisans düzeyinde sunulan programlarla başlamaktadır. Bu programlar, öğrencilere temel mühendislik prensiplerini ve uçak/havacılık/uzay endüstrilerine özgü konuları kapsayan bir eğitim sağlamaktadır. Genellikle 4 yıl süren lisans programları, teorik derslerin yanı sıra laboratuvar çalışmaları, proje çalışmaları ve staj imkanları da sunmaktadır.

Türkiye'deki birçok üniversite, uçak/havacılık/uzay mühendisliği programları sunmaktadır. Örneğin, İstanbul Teknik Üniversitesi (İTÜ), Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi (ODTÜ), Eskişehir Osmangazi Üniversitesi ve daha birçok

üniversite, bu alanda eğitim veren önemli kurumlardır (Tablo 1).

Tablo 1. Ülkemizdeki Uçak/Havacılık/Uzay mühendisliği bölümleri*

	Üniversite	Uzay/Uçak/Havacılık Mühendisliği Bölümü
1	ADANA ALPARSLAN TÜRKİŞ BİLİM VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ	Uzay/Havacılık Mühendisliği
2	ANKARA YILDIRIM BEYAZIT ÜNİVERSİTESİ	Uzay/Havacılık Mühendisliği
3	ATILIM ÜNİVERSİTESİ	Uzay/Havacılık Mühendisliği
4	ERCİYES ÜNİVERSİTESİ	Uçak Mühendisliği
5	ESKİŞEHİR OSMANGAZI ÜNİVERSİTESİ	Uçak Mühendisliği
6	GAZİANTEP ÜNİVERSİTESİ	Uzay/Havacılık Mühendisliği
7	GEBZE TEKNİK ÜNİVERSİTESİ	Uçak Mühendisliği
8	HASAN KALYONCU ÜNİVERSİTESİ	Uzay/Havacılık Mühendisliği
9	İSKENDERUN TEKNİK ÜNİVERSİTESİ	Uzay/Havacılık Mühendisliği
10	İSTANBUL AYDIN ÜNİVERSİTESİ	Uzay/Havacılık Mühendisliği
11	İSTANBUL GELİŞİM ÜNİVERSİTESİ	Uçak Mühendisliği
12	İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ	Uçak/Uzay Mühendisliği
13	İZMİR EKONOMİ ÜNİVERSİTESİ	Uzay/Havacılık Mühendisliği
14	NECMETTİN ERBAKAN ÜNİVERSİTESİ	Uçak Mühendisliği
15	ORTA DOĞU TEKNİK ÜNİVERSİTESİ	Uzay/Havacılık Mühendisliği
16	OSTİM TEKNİK ÜNİVERSİTESİ	Uzay/Havacılık Mühendisliği
17	SAMSUN ÜNİVERSİTESİ	Uzay/Havacılık Mühendisliği
18	SİVAS BİLİM VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ	Uçak/Uzay Mühendisliği
19	TARSUS ÜNİVERSİTESİ	Uzay/Havacılık Mühendisliği
20	TÜRK HAVA KURUMU ÜNİVERSİTESİ	Uçak Mühendisliği

* yokatlas.yok.gov.tr

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

2. MATERYAL VE METOT

Bildiride önce ülkemizdeki uçak/havacılık/ve Uzay mühendislikleri bölümleri, bu bölümlerdeki aktif öğrenci ve öğretim üyesi sayıları ele alınmıştır. Bu sayılardan yola çıkılarak her bölüm için öğretim üyesi başına düşen öğrenci sayıları hesaplanmış ve ilgili tablo hazırlanmıştır. Bu hesaplamada Yükseköğretim Kurulu'nun bir web sitesi olan "yokatlas.yok.gov.tr" adresindeki verilerden yararlanılmıştır.

Tablo 2. Ülkemizdeki Uçak/Havacılık/Uzay mühendisliği bölümlerinde "Öğrenci Başına Öğretim Üyesi Sayısı"

Üniversite	Öğrenci Sayısı	Öğretim Üyesi Sayısı	Öğretim Üyesi Başına Öğrenci
İZMİR EKONOMİ ÜNİVERSİTESİ	33	6	5,5
HASAN KALYONCU ÜNİVERSİTESİ	25	4	6,25
İSTANBUL AYDIN ÜNİVERSİTESİ	37	5	7,4
SİVAS BİLİM VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ	31	3	10,33
ESKİŞEHİR OSMANGAZI ÜNİVERSİTESİ	126	6	21
GAZİANTEP ÜNİVERSİTESİ	185	7	26,43
ANKARA YILDIRIM BEYAZIT ÜNİVERSİTESİ	220	8	27,5
İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ	547	19	28,79
TARSUS ÜNİVERSİTESİ	154	5	30,8
ATILIM ÜNİVERSİTESİ	134	4	33,5
İSKENDERUN TEKNİK ÜNİVERSİTESİ	137	4	34,25
GEBZE TEKNİK ÜNİVERSİTESİ	141	4	35,25
SAMSUN ÜNİVERSİTESİ	163	4	40,75
ADANA ALPARSLAN TÜRKİŞ BİLİM VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ	288	7	41,14
ORTA DOĞU TEKNİK ÜNİVERSİTESİ	944	21	44,95
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ	311	6	51,83
TÜRK HAVA KURUMU ÜNİVERSİTESİ	265	4	66,25
NECMETTİN ERBAKAN ÜNİVERSİTESİ	400	5	80
İSTANBUL GELİŞİM ÜNİVERSİTESİ	514	3	171,33
OSTİM TEKNİK ÜNİVERSİTESİ	34	0	-----
TOPLAM	4689	125	37,51

Daha sonra ise yine söz konusu uçak/havacılık/uzay mühendisliği bölümlerinin mevcut laboratuvar sayıları tablolaştırılmıştır. Bu bölümde ise yine aynı bölümlerin web sitelerindeki bilgilerden yararlanılmıştır. Laboratuvar olarak; bölümün bağlı olduğu Fakülte veya üniversitedeki laboratuvarlar hariç tutularak sadece o bölüme ait laboratuvarlar ele alınmıştır.

Son bölümde ise ülkemizde yeni öğrenci alımında bulunan bölümlerden biri olan Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, Mühendislik Mimarlık Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümünde bugünkü durum ve bölümün devam eden eğitim/yapılanma faaliyetleri incelenmiştir.

Beşinci bölümde ise derlenerek paylaşılan bilgiler tartışılmış ve sonuçlar çıkarılmıştır.

3. TÜRKİYE'DE UÇAK/HAVACILIK/UZAY MÜHENDİSLİĞİ BÖLÜMLERİ

Ülkemizde öğrenci alımında bulunan toplam 20 adet Uçak/Havacılık/Uzay Mühendisliği bölümünden 8 adedi Uçak Mühendisliği ve 12 adedi ise Uzay ve Havacılık Mühendisliği bölümleridir (Tablo 1).

3.1. Öğrenci ve Öğretim Üyesi Sayıları

Toplam 20 adet üniversite de bulunan Uçak/Havacılık/Uzay mühendisliği bölümlerinden 944 adet öğrencisi ile Ortadoğu Teknik Üniversitesi en yüksek öğrenci sayısına sahip üniversite iken, 25 öğrenci ile Hasan Kalyoncu Üniversitesi en az öğrenciye sahip üniversitedir. Ancak öğrenci sayısındaki bu düşüklüğün sebebi, bölümün YÖK tarafından 2 Haziran 2021 tarihinde kurulmuş ve tüm öğrencilerin hazırlık ve 1. Sınıf öğrencileri olmasıdır. Bir diğer sebep ise yıllık kontenjan sayısının 25 gibi düşük bir rakam olmasıdır.

Öğretim Üyesi sayısının ise 21 adet ile Ortadoğu Teknik Üniversitesi'nde en yüksek olduğunu, yine Ankara'da bulunan OSTİM Teknik Üniversitesinde ise hiçbir öğretim üyesinin bulunmadığını görüyoruz.

Bu rakamlara göre "Öğretim Üyesi Başına Öğrenci Sayısı"nda ise İzmir Ekonomi Üniversitesi 5,5 ile ilk sırada, OSTİM Teknik Üniversitesi ise son sırada bulunmaktadır (Tablo 2).

3.2. Uçak/Havacılık/Uzay Mühendisliği Bölümlerinin Laboratuvar Olanakları

Uçak/havacılık/uzay mühendisliği bölümlerinin genel olarak anabilim dalları; Aerodinamik, Uçuş Mekaniği, Uçak Tasarımı, Uçak Güç Sistemleri ve Uçak Elektronikleri

olarak tanımlanabilir. Bir uçak/havacılık/uzay mühendisliği bölümünde tüm bu anabilim dallarına ait laboratuvarların bulunması gereklidir.

Bu laboratuvarlar her üniversite için ayrı ayrı Tablo 3 de gösterilmiştir.

Tablo 3. Uçak/havacılık/uzay mühendisliği bölümlerinin sahip oldukları laboratuvarlar*

	Aerodinamik	Malzeme/Mekanik	Motorlar	Avionik	IHA/Uçak	Diğer
ADANA ALPARSLAN TÜRKŞ BİLİM VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ	X	X	---	---	---	---
ANKARA YILDIRIM BEYAZIT ÜNİVERSİTESİ	---	---	---	---	---	---
ATILIM ÜNİVERSİTESİ	---	---	---	---	---	---
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ	X	X	---	X	X	---
ESKİŞEHİR OSMANGAZİ ÜNİVERSİTESİ	X	X	X	---	---	---
GAZİANTEP ÜNİVERSİTESİ	X	X	---	X	X	---
GEBZE TEKNİK ÜNİVERSİTESİ	---	---	---	---	---	---
ISKENDERUN TEKNİK ÜNİVERSİTESİ	---	---	---	---	---	---
İSTANBUL AYDIN ÜNİVERSİTESİ	---	---	---	---	---	---
İSTANBUL GELİŞİM ÜNİVERSİTESİ	---	X	X	X	X	---
İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ	X	X	X	X	X	X
İZMİR EKONOMİ ÜNİVERSİTESİ	X	---	X	---	---	---
NECMETTİN ERBAKAN ÜNİVERSİTESİ	X	X	X	X	---	X
ORTA DOĞU TEKNİK ÜNİVERSİTESİ	X	X	X	X	X	---
OSTİM TEKNİK ÜNİVERSİTESİ	---	---	---	---	---	---
SAMSUN ÜNİVERSİTESİ	X	---	---	X	X	---
SİVAS BİLİM VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ	X	X	---	---	X	X
TARSUS ÜNİVERSİTESİ	---	---	---	---	---	---
TÜRK HAVA KURUMU ÜNİVERSİTESİ	X	X	X	X	X	X

* İlgili bölümlerin web sayfaları

3.3 Ülkemizden Bir Örnek: ESOGÜ Uçak Mühendisliği Bölümü

Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Uçak Mühendisliği Bölümü, 31 Aralık 2019 tarihli Yükseköğretim Kurulu (YÖK) Yürütme Kurulu toplantısında onaylanması ile Mühendislik Mimarlık Fakültesi bünyesinde kurulmuştur [4]. Tablo 2 den alınan verilere göre 21 olan öğretim üyesi başına düşen öğrenci sayısı günümüzde 18 dir. Çünkü öğretim üyesi sayısı 7 ye çıkmıştır. 18 adet öğrenci sayısı ise Türkiye ortalaması olan 37,51 e göre oldukça iyi bir değer olması bildiride bu bölümün seçilmesinde önemli bir faktördür.

Bölüm kurulduktan hemen sonra 2021-22 eğitim öğretim yılında ilk 62 öğrencisini kabul etmiştir. Günümüzde ise 1. ve 2. sınıflarla devam eden bölümde toplam 126 öğrenci bulunmaktadır.



Şekil 1. "Introduction to Aeronautical Engineering" dersini Eskişehir Tepebaşı Belediyesi "Vecihi Hürkuş Havacılık Parkı"nda yapan ESOGÜ Uçak Mühendisliği öğrencileri [22]

Ülkemizin en yüksek puanla öğrenci alan 4. bölümü olan ESOGÜ Uçak Mühendisliği Bölümü'nde kuruluş aşamasında olduğu için özellikle altyapı sorunları yine şehrin imkânlarınınca giderilmektedir. TUAŞ TEI, 1. Hava Bakım Fabrika Müdürlüğü ve Tepebaşı Belediyesi ile yapılan protokoller gereği tüm ilgili dersler bu kurumlarda bölüme tahsis edilmiş olan sınıflarda yapılmaktadır (Şekil 1) ve önümüzdeki yıllarda gelişen altyapı ve bina yapılanmasına rağmen bu dersler devam edecektir. Çünkü özellikle öğrenciler başta olmak üzere, hem işbirliği yapan taraflar hem de bölüm yönetimi sonuçlardan memnundur. 2022 yılında üç ortakla da 5 er yıllığına yapılan eğitimde işbirliği protokollerinin devam edeceği taraflarca öngörülmektedir.



Şekil 2. Sivrihisar Necati Artan tesisleri [23]

İşbirliği yapılan bu kuruluşlardan ayrıca ders verebilen öğretim elemanı tedariginde de bulunmakta olup, derslerin konularında tecrübeye sahip kişilerce verilmesi sağlanmaktadır. Dolayısıyla;

"Occupational Health and Safety I", Occupational Health and Safety II", "Measurement Techniques" ve "Elasticity" dersleri TUSAŞ Eskişehir TEI ile Eskişehir 1. Hava Bakım Fabrika Müdürlüğü tesislerinden Gelen doktora düzeyindeki öğretim görevlilerince sağlanmaktadır.

Diğer mevcut tüm dersler ise üniversite ve bölümün öğretim üyelerince verilmektedir. Bu aşamada başka bir üniversitenin desteğine ihtiyaç duyulmamaktadır. Tüm mevcut hocalar ülkemizin köklü üniversitelerinden mezun olmuşlardır. Hepsini farklı düzeylerde ve farklı vesilelerle yurtdışı eğitim ve araştırma faaliyetlerinde bulunmuşlardır. İki öğretim üyesi Stanford Üniversitesi tarafından belirlenip PLOS BIOLOGY'de yayınlanan listeye göre ilk %2 lik ve %5 lik dilime girmektedirler. Ayrıca TUSAŞ tarafından yürütülen Anka, Hürkuş, MMU projelerinde ve ülkemizin bir çok havacılık/savunma Sanayii projelerinde danışmanlık yapmış veya yapmaktadırlar.

Henüz kurulmuş bir bölüm olmasına rağmen; mevcut laboratuvarlarında ve ESOGÜ ye ait laboratuvarlarda günümüzde AB, Tübitak, bakanlık, şirket ve BAP destekli 8 adet proje devam etmektedir. Bu projelerde, en büyük sınıf 3. Sınıf olmasına rağmen 1. Sınıftan beri öğrenciler bizzat çalışmakta ve ileri sınıflar için alt yapılarını ve tecrübelerini arttırmaktadırlar.



Şekil 3. Türk Hava Kurumu (THK) Eğitim Merkezi [24]

Erasmus ikili ilişkileri ise, ülkemizdeki diğer üniversite standartlarında olup 2023-24 eğitim öğretim yılı içinde bölümün bir öğrencisi Romanya “Universitatea Politehnica Din Bucuresti” ye bir öğrenci ise Litvanya “Vilniaus Gedimino Technikos Universitetas” a gidecek olup, bölümün ilk Erasmus programı ile yurt dışına çıkacak olan öğrencileri olacaklardır. Aynı zamanda yine 2023-24 eğitim öğretim yılı içinde Fransa “Institut Polytechnique des Sciences Avancée” iki öğrenci ise ESOGÜ uçak mühendisliği bölümünde eğitimlerine devam edecek olup, bölüme misafir öğrenci olarak gelecek olan ilk uçak mühendisliği öğrencileri olacaklardır.

3.3.1. Eğitimde HUZZAM Modeli

17 Temmuz 2023 tarihli Resmi Gazete ile “Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Havacılık ve Uzay Teknolojileri Uygulama ve Araştırma Merkezi” HUZZAM kurulmuş olup, bu merkez bölüm adına büyük önem taşımaktadır. Çünkü merkezin yönetim kurulu tamamıyla bölüm öğretim üyelerinden oluşmakta olup yapılan tüm proje ve Ar-Ge faaliyetlerinde bölüm öğrencilerinden faydalanılacaktır. Üniversitenin Mühendislik Mimarlık Fakültesi bünyesindeki bölüm ülkemizde ilk defa olarak tüm eğitim ve öğretim faaliyetlerini (sürekli aktif bir konumda olacak olan) bir merkezde gerçekleştirecektir.

3.3.2. Bakım Mühendisliği ve Uçuş Eğitimi

Bölüm eğitimde de ilklere imza atmaktadır. Bilindiği gibi ülkemiz dünya sivil ve askeri havacılığında çok önemli bir pozisyonda olup “Uçak Bakım Mühendisliği” ayrı bir önem taşımaktadır. Dünyanın da sayılı tesislerinden biri olan 1. Hava Bakım Fabrika Müdürlüğü’nden de faydalanılarak, öğrenciler 7. yarıyılıda “Maintenance Engineering” (Bakım Mühendisliği) dersini zorunlu (3+0 kredili) ders olarak alacaklardır.

Yine 7. Yarıyılıda alınacak olan “Aircraft Systems” (Hava Aracı Sistemleri) dersi için motorlu ve motorsuz uçuş uygulamaları gerçekleştirilecektir. Bu uygulamalar Sivrihisar Necati Artan Tesisleri’nde (Şekil 2) ve İnönü THK tesislerinde gerçekleştirilecektir. Sivrihisar’da motorlu uçuş, İnönü’de ise hem motorlu hem de motorsuz uçuş dersleri gerçekleştirilecektir. İnönü’de yapılacak uygulama derslerinin motorlu uçuş bölümünde Bursa’da bulunan bir uçuş okulundan destek alınacaktır. Uçuşların bir kısmı Sivrihisar ve Bursa’daki firmaların bölüme hibesi ile bir kısmı ise HUZZAM’ın döner sermaye finansal desteği ile sağlanacaktır.

4. SONUÇ VE TARTIŞMA

Türkiye’de mühendis yetiştiren 20 adet uçak/havacılık/uzay mühendisliği bölümü bulunmaktadır. Özellikle son yıllarda uçak/havacılık/uzay mühendisine olan talep arttığı için bu bölümlerinde önemi giderek artmaktadır. Günümüzde henüz öğrenci alımında bulunmayan ancak yakında eğitim faaliyetlerine başlayacak olan yeni uçak/havacılık/uzay mühendisliği bölümleri de bulunmaktadır.

Ancak önemli olan bu bölümlerin nasıl bir eğitim verdiği ve ülke ihtiyacını ne ölçüde karşıladıklarıdır. Bu aşamada bölümlerin yeterli bir eğitim verdiklerini ve mezunların dünya standartlarına uygun mezunlar olduğunu söyleyebiliriz. Bir mühendislik lisans programında öğretim üyesi başına düşen öğrenci sayısı için kesin bir sayı vermek zor olsa da, genellikle öğretim üyesi başına düşen öğrenci sayısının 20-30 arasında olması tercih edilir. Araştırmamızdaki 20 üniversiteden sadece 8 adedinde öğretim üyesi başına düşen öğrenci sayısı 30 un altındadır. İvedi olarak yetişmiş öğretim üyesi sayısının artırılması gerekmektedir.

Aynı bölümlerim laboratuvar olanaklarına baktığımızda 4 adet bölümün laboratuvar yapılanmasının tam olduğunu görüyoruz. Bu laboratuvarları; Aerodinamik, Malzeme/Mekanik, Motorlar/İtici, Aviyonik ve İHA/Uçak olarak sınıflandırabiliriz. Beş bölümün 4 adet, iki bölümün 3 adet, iki bölümün 2 adet laboratuvarı bulunurken maalesef 7 Bölümün ise henüz hiçbir laboratuvarı bulunmamaktadır.

Örnek bir bölüm olarak ESOGÜ Uçak Mühendisliği’ni ele aldığımızda, ülke standartlarının üzerinde bir eğitim verdiğini söyleyebiliriz. Bunda Eskişehir’in havacılığımız merkezi olmasının yanında 3.3.1. ve 3.3.2. bölümlerinde ele alınan HUZZAM Modeli ve Bakım Mühendisliği ve Uçuş Eğitiminin önemi vardır.

5. REFERANSLAR

- [1] Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi, 2023, <https://aybu.edu.tr/havacilik>
- [2] Atılım Üniversitesi, 2023, <https://www.atilim.edu.tr/tr/ase>
- [3] Erciyes Üniversitesi, 2023, <https://havacilik.erciyes.edu.tr/>

- [4] Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, 2023, <https://ucakmuh.ogu.edu.tr/>
- [5] Hasan Kalyoncu Üniversitesi, 2023, <https://hubf.hku.edu.tr/>
- [6] Gaziantep Üniversitesi, 2023, <http://ae.gantep.edu.tr/>
- [7] Gebze Teknik Üniversitesi, 2023, <https://www.gtu.edu.tr/kategori/3807/0/display.aspx>
- [8] İskenderun Teknik Üniversitesi, 2023, <http://ae.gantep.edu.tr/>
- [9] İstanbul Aydın Üniversitesi, 2023, <https://www.aydin.edu.tr/tr-akademik/fakulteler/muhendislik/havacilik-ve-uzay-muhendisligi-ingilizce/Pages/default.aspx>
- [10] İstanbul Gelişim Üniversitesi, 2023, <https://mmf.gelisim.edu.tr/akademik-bolum-ucak-muhendisligi>
- [11] İstanbul Teknik Üniversitesi, 2023, <https://ucak.itu.edu.tr/>
- [12] İstanbul Teknik Üniversitesi, 2023, <https://uzay.itu.edu.tr/>
- [13] İzmir Ekonomi Üniversitesi, 2023, <https://ae.ieu.edu.tr/tr-laboratuvarlar>
- [14] Necmettin Erbakan Üniversitesi, 2023, <https://uzay.itu.edu.tr/>
- [15] Orta Doğu Teknik Üniversitesi, 2023, <http://ae.metu.edu.tr/#>
- [16] Ostim Teknik Üniversitesi, 2023, <https://www.ostimteknik.edu.tr/havacilik-ve-uzay-muhendisligi-ingilizce-1398/1100>
- [17] Samsun Üniversitesi, 2023, Sivas Bilim ve Teknoloji Üniversitesi
- [18] Sivas Bilim ve Teknoloji Üniversitesi, 2023, <https://www.sivas.edu.tr/#>
- [19] Tarsus Üniversitesi, 2023, <http://aero.tarsus.edu.tr/>
- [20] Yükseköğretim Kurulu, 2023, yokatlas.yok.gov.tr
- [21] Tarsus Üniversitesi, 2023, <http://aero.tarsus.edu.tr/>
- [22] Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, 2023, Uçak Mühendisliği Öğrencilerimiz Havacılık Müzesinde Ders Yaptı, <https://ucakmuh.ogu.edu.tr/Haber/Detay/51>
- [23] İlk Sayfa, 2023, Paraşüt Tutkunları Eskişehirde Buluştu, <https://www.gazeteilksayfa.com/parasut-tutkunlari-eskisehirde-bulustu-191114h.htm>
- [24] Kelebek, E., 2023, THK, Hem Havacılıkla Hem Eşiyile Tanıştırdı, <https://t24.com.tr/haber/thk-hem-havacilikla-hem-esiyle-tanistirdi,681565>

6. ÖZGEÇMİŞ

6.1. Yusuf Yeğiner

İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak Mühendisliği Bölümü'nden 2011 yılında mezun olmuştur. Yine aynı bölümden 2014 yılında yüksek lisans derecesini almış olup halen doktora çalışmalarına devam etmektedir. 2011 - 2012 döneminde Necmettin Erbakan Üniversitesi'nde, 2012-2022 döneminde İTÜ Uçak Mühendisliği Bölümü'nde ve 2022 yılından beri ise ESOGÜ Uçak Mühendisliği Bölümü'nde (Arş. Grv. olarak)

çalışmaktadır. İngilizce ve Almanca bilen Yusuf Yeğiner'in ulusal ve uluslararası 3 adet makalesi, 5 adet bildirisi ve bir adet kitap bölümü bulunmaktadır. Yayınlarına 10 adet atıf almıştır.

6.2. Turgay Urla

Gazi Üniversitesi Teknik Eğitim Fakültesi Makina Eğitimi Bölümü'nden 1992 yılında mezun olmuştur. 1992 – 2020 döneminde ESOGÜ'nün çeşitli birimlerinde 2020 yılından beri ise ESOGÜ Uçak Mühendisliği Bölümü'nde (Öğr. Grv. olarak) çalışmaktadır. Orta düzey İngilizce bilen Turgay Urla'nın ulusal ve uluslararası 3 adet makalesi, 1 adet bildirisi bulunmaktadır. Yayınlarına 5 adet atıf almıştır.

6.3. Gülfidan Demirkaya

Anadolu Üniversitesi Maliye Bölümü'nden 2001 yılında mezun olmuştur. TURMOB dan 2004 yılında SMMM ve ESOGÜ Maliye bölümünde 2019 yılında yüksek lisans derecesini almıştır. 2004 - 2012 döneminde çeşitli SMMM görevlerinde, 2012-2015 döneminde Boğaziçi Üniversitesinin çeşitli birimlerinde, 2015-2020 döneminde ESOGÜ'nün çeşitli birimlerinde ve 2020 yılından beri ise ESOGÜ Uçak Mühendisliği Bölümü'nde çalışmaktadır. İngilizce bilen Gülfidan Demirkaya'nın ulusal ve uluslararası 2 adet makalesi, 3 adet bildirisi bulunmaktadır. Yayınlarına 10 adet atıf almıştır.

6.4. Zafer Öznalbant

İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak Mühendisliği Bölümü'nden 2005 yılında mezun olmuştur. Yine aynı bölümden 2008 yılında yüksek lisans derecesini, 2016 yılında Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Sivil Havacılık'tan doktora derecesini ve 2020 yılında ise ABD University of Texas at Arlington, College of Engineering, Department of Mechanical and Aerospace Engineering den doktora sonrası derecesini almıştır. 2005 – 2011 döneminde özel sektörde, 2011 - 2017 döneminde Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Uçak Gövde-Motor Bakım Bölümü'nde, 2017-2020 döneminde TUSAŞ TAI'de ve 2020 yılından beri ise ESOGÜ Uçak Mühendisliği Bölümü'nde (Dr. Öğr. Üy. olarak) çalışmaktadır. İngilizce bilen Zafer Öznalbant'ın ulusal ve uluslararası 5 adet makalesi, 10 adet bildirisi bulunmaktadır. Yayınlarına 26 adet atıf almıştır.

6.5. S. Fehmi Diltemiz

Yıldız Teknik Üniversitesi Kimya-Metalurji Fakültesi Metalurji ve Malzeme Mühendisliği Bölümü'nden 1994 yılında mezun olmuştur. ESOGÜ Metalurji ve Malzeme Mühendisliği Bölümü'nden 2010 yılında (bütünleşik) doktora derecesini, 2020 yılında University of Massachusetts'dan doktora sonrası derecesini almıştır. 1995 – 2020 döneminde HKK'nda çalışmıştır. 2020

yılından beri ise ESOGÜ Uçak Mühendisliği Bölümü'nde (Dr. Öğr. Üy. olarak) çalışmaktadır. İngilizce bilen S. Fehmi Diltemiz'in ulusal ve uluslararası 18 adet makalesi, 3 adet bildirisi ve 3 adet kitap bölümü bulunmaktadır. Yayınlarına 360 adet atf almıştır.

6.6. Selim Gürgen

Gazi Üniversitesi Makina Mühendisliği Bölümü'nden 2009 yılında mezun olmuştur. ODTÜ Makina Mühendisliği Bölümü'nden 2011 yılında yüksek lisans derecesini, ESOGÜ Makine Mühendisliği Bölümü'nde 2017 yılında doktora derecesini almıştır. 2009 – 2013 döneminde Özel Sektörde, 2013-2015 ve 2016 - 2017 döneminde Anadolu Üniversitesi Ulaştırma Meslek Yüksekokulu Motorlu Araçlar ve Ulaştırma Teknolojileri Bölümü'nde, 2015 – 2016 döneminde Avustralya University of Wollongong, School of Mechanical, Materials, Mechatronic and Biomedical Engineering'de, 2017 – 2019 döneminde ESOGÜ Eskişehir Meslek Yüksekokulu Elektronik ve Otomasyon Bölümü'nde, 2019 – 2020 döneminde Portekiz Universidade de Aveiro, Department of Mechanical Engineering 'de, 2020 – 2021 döneminde Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, Eskişehir Meslek Yüksekokulu, Elektronik ve Otomasyon çalışmıştır. 2021 yılından beri ise ESOGÜ Uçak Mühendisliği Bölümü'nde (Doç. Dr. olarak) çalışmaktadır. İngilizce bilen Selim Gürgen'in ulusal ve uluslararası 69 adet makalesi, 71 adet bildirisi ve 11 adet kitap bölümü bulunmaktadır. Yayınlarına 2014 adet atf almıştır.

6.7. Işıl Yazar

ESOGÜ Elektrik Elektronik Mühendisliği Bölümü'nden 2005 yılında mezun olmuştur. 2008 yılında Yine aynı bölümden ve Anadolu Üniversitesi Sosyal Bilimler Enstitüsü İşletme yüksek lisans derecelerini almıştır. Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Sivil Havacılık Bölümü'nden 2013 yılında doktora derecesini, 2015 yılında ise aynı üniversitenin Havacılık Elektrik ve Elektronik Bölümü'nden 2. Doktora derecesini, 2016 yılında ise Queen Mary University of London/Aerospace Engineering'den doktora sonrası derecesini almıştır. 2008 - 2012 döneminde Özel Sektörde, 2012 - 2015 ve 2016 - 2019 döneminde Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, Eskişehir Meslek Yüksekokulu, Elektronik ve Otomasyon Bölümü'nde, 2015 – 2016 döneminde Queen Mary University Of London, School Of Engineering And Materials Science, Aerospace Engineering'de, 2017 – 2020 döneminde ESOGÜ Eskişehir Meslek Yüksekokulu Elektronik ve Otomasyon Bölümü'nde ve 2020 yılından beri ise ESOGÜ Uçak Mühendisliği Bölümü'nde (Doç. Dr. olarak) çalışmaktadır. İngilizce bilen Işıl Yazar'ın ulusal ve uluslararası 19 adet makalesi, 33 adet bildirisi ve 7 adet kitap bölümü bulunmaktadır. Yayınlarına 191 adet atf almıştır.

6.8. K. Melih Güleren

ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü'nden 1999 yılında mezun olmuştur. 2003 yılında Sivas Cumhuriyet Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi Makina Mühendisliği, Bölümü'nden yüksek lisans derecesini, 2007 yılında İngiltere The University of Manchester, School of MACE, Mechanical Engineering'de doktora derecesini almıştır. 1999 - 2012 döneminde Sivas Cumhuriyet Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makina Mühendisliği Bölümü'nde, 2012 - 2016 döneminde Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Havacılık Ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü'nde, 2016 – 2018 döneminde Anadolu Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Pilotaj Bölümü'nde, 2018 – 2021 döneminde Eskişehir Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Pilotaj Bölümü'nde 2021 – 2022 döneminde İstanbul Aydın Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü'nde ve 2022 yılından beri ise ESOGÜ Uçak Mühendisliği Bölümü'nde (Prof. Dr. olarak) çalışmaktadır. İngilizce bilen K. Melih Güleren'in ulusal ve uluslararası 15 adet makalesi, 27 adet bildirisi bulunmaktadır. Yayınlarına 269 adet atf almıştır.

6.9. M. Cemal Kuşhan

Dokuz Eylül Üniversitesi Makina Mühendisliği Bölümü'nden 1985 yılında mezun olmuştur. 1988 yılında Anadolu Üniversitesi, Endüstri Mühendisliği Bölümü'nden yüksek lisans derecesini, 2006 yılında ESOGÜ Makina Mühendisliği Bölümü'nden doktora derecesini, 2010 yılında ise Avustralya James Cook University Mechanical Engineering'den doktora sonrası derecesini almıştır. 1985 - 1988 döneminde Anadolu Üniversitesi Endüstri Mühendisliği Bölümü'nde, 1988 - 1993 döneminde Anadolu Üniversitesi, Makina Mühendisliği Bölümü'nde, 1993 – 2009 döneminde ESOGÜ Makina Mühendisliği Bölümü'nde, 2009 – 2010 döneminde Avustralya James Cook Üniversitesi, 2010 – 2014 döneminde ESOGÜ Makina Mühendisliği Bölümü'nde, 2014 – 2015 döneminde Türkmenistan Türkmen Türk Üniversitesi Endüstri Mühendisliği Bölümü'nde, 2015 – 2020 döneminde ESOGÜ Makine Mühendisliği Bölümü'nde ve 2020 yılından beri ise ESOGÜ Uçak Mühendisliği Bölümü'nde (Prof. Dr. olarak) çalışmaktadır. İngilizce bilen M. Cemal Kuşhan'ın ulusal ve uluslararası 90 adet makalesi, 112 adet bildirisi ve 21 adet kitap ve kitap bölümü bulunmaktadır. Yayınlarına 1847 adet atf almıştır.

UÇAK VE HAVACILIK MÜHENDİSLİĞİ EĞİTİM-ÖĞRETİMİNDE NOTASYON VE TÜRKÇE TERİMLER ÜZERİNE DERLEME

Zafer Öznalbant¹, Mehmet Ş. Kavsaoglu², Kürşad M. Güleren³

¹ESOGÜ Uçak Müh. Bölümü Eskişehir, TÜRKİYE

Tel: 222 239 37 50, E-Posta: zafer.oznalbant@ogu.edu.tr

²ESTÜ UGMB Bölümü. Eskişehir, TÜRKİYE

Tel: 222 321 35 50, E-Posta: mskavsaoglu@eskisehir.edu.tr

³ESOGÜ Uçak Müh. Bölümü Eskişehir, TÜRKİYE

Tel: 222 239 37 50, E-Posta: kursadmeli.guleren@ogu.edu.tr

Özet- 2022 ÖSYM Yükseköğretim Kurumları Sınavı Yükseköğretim Programları ve Kontenjanları Kılavuzu içinde, isminde “havacılık”, “uçak” veya “uzay” kelimelerinin geçtiği dört yıllık bölüm sayısı doksan ikidir. Bu bölümlerden, on dokuz üniversite içine dağılmış halde, yirmi dört adet bölüm doğrudan Havacılık, Uçak veya Uzay Mühendisliği’nin bir şekli olarak bulunmaktadır. Bunlardan on dördünün İngilizce, on tanesinin de Türkçe eğitim verdiği, yayımlanan kılavuzdan anlaşılmaktadır. Hava Harp Okulu bölümleri, pilotaj, hava trafik kontrol bölümleri ve ön lisans programları da dâhil edildiğinde, havacılık üzerine verilen eğitim ve öğretimin ciddi bir alana yayıldığı anlaşılmaktadır. Bu çalışmada, ülke çapında bu kadar geniş bir dağılıma sahip olan havacılık eğitim ve öğretiminde kullanılan notasyon kabulleri ve Türkçe terimler üzerine bir derleme yapılmıştır. Teorik eğitim-öğretim sürecinde, standartlar, kontrol yüzeyi bükümleri ve boyutsuzlaştırma kavramları için kullanılan notasyonlara ve bunların kabulüne değinilmiş, daha sonra sıklıkla anlam veya Türkçe karşılığı konusunda karmaşaya neden olan terimler üzerine durulmuştur. Kullanılan yabancı dil terimlerinin Türkçe karşılıkları, literatürde yapılan Türkçe yayımlar ve ders notları üzerinden incelenerek karşılaştırmalı bir özet yapılmıştır.

1. GİRİŞ

Bu çalışmanın amacı, havacılık eğitim-öğretiminde önemli olduğu düşünülen uçuş mekaniği konularında yapılan notasyon kabulleri ve genel havacılıkta kullanılan yabancı dildeki terimlerin Türkçe karşılıkları için özet bir derleme sunmaktır. Her iki konunun derinliği dikkate alındığında, bir bildiri içerisinde değil ikisi; birisinin bile tüm hatlarıyla incelenmesi ve ortaya konulması mümkün değildir. Bununla beraber, her iki konuya kısa da olsa değinmenin uzmanlar nezdinde önem arz ettiği düşünülmüş ve bu derleme çalışması hazırlanmıştır. Notasyon ve Türkçe terimler konuları ayrı ayrı ele alınmıştır. Bu çalışmada, yeni bir notasyon

usulünün önerilmesi veya kullanılan yabancı dildeki terimler için yeni Türkçe terimlerin önerilmesi değil; mevcut durumun özetlenerek, eğitim verenler ve eğitimi alan öğrenciler için bir farkındalık oluşturulması hedeflenmiştir.

Türk Havacılık tarihinde bilinen en eski havacılık çalışması, 1010 yılında (bazı kaynaklarda 1002 olarak da geçmektedir) İsmail Cevher-i’nin, Nişabur’daki bir caminin çatısından, kendi yaptığı kanatları kollarına takmak süratiyle atlaması olarak kayıtlara geçmiştir [1]. İsmail Cevheri’nin bu atlayış sonrasında vefat ettiği bilgisi literatürde yer almaktadır. 17.yy’ da Hezarfen Ahmet Çelebi ve Lagari Hasan Çelibî’nin uçuş denemeleri, Evliya Çelebi Seyahatnamesi içinde yer almıştır [2]. Wilkins tarafından kaleme alınan “Discovery of a New World” adlı kitapta, aynı dönemler için İstanbul’da havacılık çalışmalarının yapıldığından bahsedilmektedir [3]. 17 Aralık 1903 Wright kardeşlerin motorlu uçuşu başarısından kısa süre sonra, İstanbul’ da Avrupalı havacılar tarafından uçuşlar gerçekleştirilmiş; 1 Haziran 1911 tarihinde de Türk Hava Kuvvetleri kurulmuştur [4].

Tarihçeden anlaşılmaktadır ki Türk havacılık tarihinde, havacılık çalışmaları ve buna bağlı teorik ve/veya uygulamalı eğitim gereksinimleri var olmuştur. Pilotaj ve teknisyen eğitimi için yapılan çalışmalar haricinde; Cumhuriyet tarihinde ilk uçak mühendisliği eğitimi, o zamanki adıyla Yüksek Mühendis Mektebi, bugünkü adıyla İstanbul Teknik Üniversitesi’nde 1941 yılında Makine Mühendisliği Bölümü altında verilmeye başlanmıştır. 1983 yılına kadar Makine Mühendisliği Fakültesi altında yer alan Uçak Mühendisliği Bölümü, 1983 yılında kurulan Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi altına geçmiştir [5, 6]. Uzun yıllar Türkçe eğitim veren bir bölüm olarak pek çok öğretim üyesi Türkçe ders anlatmış ve notlar yayımlamıştır [7, 8]. Bugün gelinen noktada, 2022 ÖSYM Yükseköğretim Kurumları Sınavı Yükseköğretim Programları ve Kontenjanları Kılavuzu içinde, isminde “havacılık”,

“uçak” veya “uzay” kelimelerinin geçtiği bölüm sayısı doksan ikidir. Bu bölümlerden, on dokuz üniversite içine dağılmış halde, yirmi dört adet bölüm doğrudan Havacılık, Uçak veya Uzay Mühendisliği'nin bir şekli olarak bulunmaktadır. Bunlardan on dördünün İngilizce, on tanesinin de Türkçe eğitim verdiği, yayımlanan kılavuzdan anlaşılmaktadır [9]. Hava Harp Okulu bölümleri, pilotaj, hava trafik kontrol bölümleri ve ön lisans programları da değerlendirildiğinde, havacılık konuları üzerine verilen eğitim ciddi bir alana yayıldığı anlaşılmaktadır. Can Erel, 2020 tarihinde yayımladığı çalışmada havacılık eğitimi veren kurumların artış hızını göstermiş ve konuya ilişkin öneriler vermiştir [10].

Eğitimde kullanılacak dil seçiminin yapılması her zaman kolay bir soru olarak karşımıza çıkmaz [11]. Yabancı dilde eğitimin, mühendislik alanında eğitim kalitesini azalttığını belirten çalışmaların yanı sıra, gelinen teknoloji çağında bunun bir gereksinim olduğunu belirten çalışmalara da literatürde rastlamak mümkündür [11]. Eğitimde hangi dilin kullanılması gerekliliği noktasındaki tartışma, bu çalışmanın konusu dışındadır ve bu sorunun cevabı eğitim bilimcilerle bırakılmıştır. Bununla beraber, Türkçe veya yabancı dilde eğitim olmasından bağımsız olarak bir konunun anadilde anlatılması, konunun anlaşılması bakımından daha yararlı olacağı bazı kaynaklarda vurgulanmaktadır [12, 13]. Bu anlatım içerisinde, yabancı terimlerin doğrudan kullanılması tabii olarak seçilebilir ya da karşılık gelen Türkçe terimler türetilir. Türk havacılık eğitiminde yer edinen bilim insanlarının elimizde bulunan eğitim notları ve yayımladıkları kaynaklar dikkate alındığında, pek çok akademisyenin Türkçe terimler tanımladığı ve kullandığı görülmektedir [7, 8]. Anadildeki terim ihtiyaçları AGARD (Advisory Group for Aerospace Research and Development) tarafından değerlendirilmiş ve ilki 1960 yılında yayımlanan çalışmada farklı dilleri ihtiva edecek şekilde havacılık terimleri sözlüğü yayımlanmıştır [14]. Bu çalışmada, bahsedilen sözlüğün on farklı dili kapsayan 1980 baskısından faydalanılmıştır [15]. AGARD çalışmasına ek olarak 2013 yılında Prof. Dr. Cihat Baytaş, Uçak Mühendisliği Terimler Sözlüğü yayımlamıştır [16]. Bu çalışmaların yapılma ihtiyacından, havacılık eğitimde anadildeki terimlerin tanımlanmasının dilinin zenginleştirilmesi ve kavramların daha iyi anlatılıp anlaşılması açısından önem arz ettiği görülmektedir.

Türkçe terimlerin gerekliliği konusundaki söylemden sonra, ilgili terimlerin hangi merci tarafından belirlenmesi konusu gündeme gelmektedir. Oktay Sinanoğlu, “Her dilde bilimin ve tekniğin gelişen ihtiyaçlarını karşılamak için yeni terimler türetmek icap eder. Bu türetmeyi, genellikle dilciler değil, o bilimsel ya da teknik konuyu icat eden bilim adamı yapar.” şeklinde açıklaması [17], bu görevin ilgili bilim insanı tarafından yerine getirilmesi gerektiğini göstermektedir.

Bu çalışmada ele alınan Türkçe terimler kapsamındaki kısmın amacı; yabancı dildeki terimler için yeni Türkçe terimlerin türetilmesi değil, yayımlanmış kaynaklar içinde kullanılan terimlerin bir kısmının derlenmesi ve havacılık eğitimde yer alan kişiler için farkındalık oluşturulmasıdır. İlerleyen bölümlerde farklı kaynakların tanımları yapılmış ve örnek olarak seçilen yabancı terimler için verilen Türkçe karşılıkları gösterilmiştir.

Şüphesiz ki yükseköğretim seviyesinde eğitim veren her bir eğitmen, eğitim usulü olarak kendine uygun kaynaklar ve yöntemler tercih etmektedir. Bu nedenle verilen eğitimi belirli standartlar çevresinde sınıflandırmak doğru olmayacaktır. Bunun yanında, özellikle uçuş mekaniği kapsamındaki konuların anlatılmasında, eğitimi veren bilim insanının seçtiği kaynağın kullandığı notasyonuna bağlı kaldığı varsayılabilir. Üniversitelerin ders bilgi formları üzerinden yapılan araştırmada, bu eğitimler için kullanılan referans kitapların genellikle Etkin, Nelson, Yechout, Roskam [18-21] gibi yazarların kitapları olduğu görülmüştür. Bu referans kitapların yazarları Amerikan menşei olup NASA standart gösterimi kullanmaktadırlar. Özellikle kontrol yüzeyi bükümleri ve boyutsuzlaştırma konularında farklı kabuller olması nedeniyle, bu gösterimler farklılık gösterebilmektedir. Çalışmanın bu kısmında farklı ülke, kurum ve kuruluşlar tarafından kullanılan standart ve notasyonlar derlenerek konunun önemine dikkat çekilmeye çalışılmıştır.

2. STANDARTLAR, DENKLEM GÖSTERİMLERİ VE NOTASYON ÜZERİNE

2.1. Kullanılan Bazı Standartlar

Standart, kelime anlamı itibarıyla “belirli bir kalite seviyesi”, “tek tip, örnek veya temel olarak alınabilen”, “belli bir tipe göre yapılmış veya ayrılmış, tek biçim” anlamlarına gelmektedir. Bu tanımlar arasında Cambridge İngilizce Sözlüğünde standart, “*an official rule, unit of measurement, or way of operating that is used in a particular area of manufacturing or services*” (belirli bir üretim veya hizmet alanında kullanılan resmi bir kural, ölçü birimi veya çalışma şekli) şeklinde tanımlanmıştır [22]. Bu tanım itibarıyla standartlar, yaşam şeklimizin bir parçası olmaktan öte, kalite ve güvence sistemi anlamında vazgeçilmez bir unsur olmuştur. Havacılık alanında da pek çok kuruluş tarafından imalat, operasyon ve güvenlik gibi konuları içeren sayısız standart geliştirilmiş ve geliştirilmeye devam edilmektedir. Bu standartların hepsinin bir doküman altında incelenmesi mümkün değildir. Bu çalışmada; havacılığın farklı alanlarda kullanılan sayısız standart incelemesinin haricinde, havacılık eğitiminde temel oluşturan ve bir yönüyle standartlar tarafından tanımlanan konular dikkate alınmıştır.

Bunlardan en önemlisi belki de standart atmosfer modeli olarak tanımlanan Uluslararası Standart Atmosfer (International Standard Atmosphere, ISA) modelidir. Peki, hangi ISA? Farklı standart kuruluşları ve organizasyonlar, farklı tip standart atmosfer modelleri geliştirmişlerdir. Bunlardan bazıları tarihsel süreçte de değişerek günümüze gelmiştir. Aşağıda, literatürde hali hazırda mevcut olan bazı standart atmosfer modeli kaynakları verilmiştir.

- Uluslararası Standardizasyon Ofisi (International Organization for Standardization, ISO) ISA modeli [23],
- Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu (ICAO) ISA modeli [24],
- ABD Standart Atmosfer (US Standart Atmosphere Model, 1976) [25],
- NACA Report 147, Standard Atmosphere Model [26].

Şüphesiz ki her havacılık/uçak/uzay mühendisi öğrencisi standart atmosfer modelini; yoğunluk, basınç, sıcaklık denklemlerini türetme ve hesaplama eğitimi almaktadır. İlgili dersin öğretim üyesi bu modellerden istediği birisini kaynak olarak seçebilir. Bunun yanında ilgili modelin hangi referansa göre verildiğinin belirtilmesi, farklı referanslara rastlanabileceği bilgisinin paylaşılması ya da farklarının tanımlanması öğrenci nezdinde farkındalık oluşturacaktır. Örnek vermek gerekirse, Avrupa menşeli bir ders kitabında ISO 2533, 1975 ISA modeli kullanılmaktadır [27]; Amerikan menşeli bir kaynak kitapta, 1959 ARDC atmosfer modeli kullanılmaktadır [28]. İlgili standart atmosfer modelleri arasındaki farklar belirli irtifaya kadar önemsiz olmakla beraber [29], kullanılan model bilgisinin öğrenciye aktarılması öğrencinin konuyu daha net kavramasına imkân sağlayacaktır.

2.2. Boyutsuzlaştırma, Boyutlu ve Boyutsuz Terim Farklılıkları

Boyutsuzlaştırma tüm mühendislik dallarında, problemin sadeleştirilmesi ve parametrize edilmesi için kullanılan önemli tekniklerden birisidir. Özellikle uçuş mekaniği uygulamalarında aerodinamik, kararlılık ve kontrol türevleri ve hareket denklemlerinin boyutsuzlaştırılması öne çıkmaktadır.

C_L, C_D, C_m gibi aerodinamik katsayıların boyutsuzlaştırılması genel olarak belirli şekilde yapılsa da kararlılık türevlerinin boyutsuz şekilde gösterilmesi üzerine kesinleşmiş bir standart bulunmamaktadır [30]. Bu türevlerin boyutsuzlaştırılmasında, boyutsuzlaştırmayı yapan kişi/kurum tarafından belirlenmiş karakteristik uzunluklar kullanılır. Bu karakteristik uzunluklar ve gösterim şekilleri verilen referansa göre değişim gösterebilir. Örnek vermek gerekirse, Amerikan menşeli bir kaynakta yunuslama momentinin, yunuslama açılma hızı ile değişimini gösteren C_{m_q} türevinin gösterilmesinde $\bar{c}/2$

karakteristik uzunluğu kullanılırken, Avrupa menşeli bir kaynakta karakteristik uzunluk olarak \bar{c} kullanılabilir [8, 30]. Yanal eksen takımı için bu örneği kanat açıklığı, yarı-kanat açıklığı şeklinde de tanımlamak mümkündür. Kullanılan bu iki farklı boyutsuzlaştırma karakteristik uzunluğu, kullanılan aerodinamik türevinde farklı olmasına sebep olmaktadır. Dikkat edilmezse, hesap hatalarına yol açabilir.

Boyutsuz parametrelerin kullanılmasıyla elde edilen, boyutlu türevlerde de farklı kaynaklar farklı gösteri şekli kullanmaktadır. Örnek vermek gerekirse, uçağa x-ekseni doğrultusunda etki eden X kuvvetinin, x-ekseni üzerindeki hız değişiminden etkilenmesini gösteren X_u boyutlu türevi, bazı kaynaklarda Denklem (1) şeklinde gösterilirken [31], bazı kaynaklarda Denklem (2) şeklinde gösterilmektedir [19]. Moment denklemlerinde bu ifadelerde atalet momentleri de dâhil olmaktadır.

$$X_u = \frac{\partial X}{\partial u} \quad (1)$$

$$X_u = \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial u} \quad (2)$$

Burada X uçağa etki eden x yönündeki aerodinamik kuvvetler, X_u bu kuvvetlerin hız ile değişimini göstermektedir. Yukarıdaki denklemlerden de anlaşılacağı üzere, iki farklı kaynak iki farklı tanım kullanılmaktadır. Bu durumun genelleştirilmesi halinde iki farklı hareket denklemi gösterim şekli oluşmaktadır. Bunlardan birincisi boyutlu terimlerden oluşan denklemleri, diğeri boyutsuz parametrelerden oluşan hareket denklemleri setidir. Uzunlamasına hareket için boyutlu [19] ve boyutsuz [32] hareket denklemleri karşılaştırma için aşağıda verilmiştir. Boyutsuz uzunlamasına hareket denklemleri, Denklem (3) – (5) de [32]; boyutlu uzunlamasına hareket denklemleri, Denklem (6) – (8) de gösterilmiştir [19].

$$\left(\eta \frac{d}{dt} - C_{x_u}\right) u - \left(C_{x_\alpha} \frac{\bar{c}}{2U_0} \frac{d}{dt} + C_{x_\alpha}\right) \Delta\alpha - \left(C_{x_q} \frac{\bar{c}}{2U_0} \frac{d}{dt} + C_{x_\theta}\right) \Delta\theta = C_{x_{\delta_e}} \Delta\delta_e + C_{x_{\delta_T}} \Delta\delta_T \quad (3)$$

$$-C_{z_u} u + \left[\left(\eta \frac{d}{dt} - C_{z_\alpha} \frac{\bar{c}}{2U_0} \frac{d}{dt}\right) - C_{z_\alpha}\right] \Delta\alpha - \left(\eta \frac{d}{dt} + C_{z_q} \frac{\bar{c}}{2U_0} \frac{d}{dt} + C_{z_\theta}\right) \Delta\theta = C_{z_{\delta_e}} \Delta\delta_e + C_{z_{\delta_T}} \Delta\delta_T \quad (4)$$

$$-C_{m_u} u - \left(C_{m_\alpha} c_1 \frac{d}{dt} + C_{m_\alpha}\right) \Delta\alpha + \frac{d}{dt} \left(\hat{I}_y \frac{d}{dt} - C_{m_q} \frac{\bar{c}}{2U_0}\right) \Delta\theta = C_{m_{\delta_e}} \Delta\delta_e + C_{m_{\delta_T}} \Delta\delta_T \quad (5)$$

Burada boyutsuz kütle $\eta = \frac{2m}{\rho U_0 S}$ ve y-ekseni atalet momenti $\hat{I}_y = \frac{I_y}{\frac{1}{2} \rho U_0^2 S \bar{c}}$ şeklinde gösterilmiştir.

$$\left(\frac{d}{dt} - X_u\right)\Delta u - X_w\Delta w + (g \cos \theta_0)\Delta\theta = X_{\delta_e}\Delta\delta_e + X_{\delta_r}\Delta\delta_r \quad (6)$$

$$-Z_u\Delta u + \left[(1 - Z_w)\frac{d}{dt} - Z_w\right]\Delta w - \left[(u_0 + Z_q)\frac{d}{dt} - g \sin \theta_0\right]\Delta\theta = Z_{\delta_e}\Delta\delta_e + M_{\delta_r}\Delta\delta_r \quad (7)$$

$$-M_u\Delta u - \left(M_w\frac{d}{dt} + M_w\right)\Delta w + \left(\frac{d^2}{dt^2} - M_q\frac{d}{dt}\right)\Delta\theta = M_{\delta_e}\Delta\delta_e + M_{\delta_r}\Delta\delta_r \quad (8)$$

Denklem (3) – (8), uzunlama hareketi denklemleri olup (3) ve (6) x-eksenindeki kuvvet denklemini, (4) ve (7) z-eksenindeki kuvvet denklemini, (5) ve (8) y-ekseni etrafındaki moment dengesi denklemini göstermektedir. Burada X ve Z uçağa etki eden kuvvetler; M uçağa etki eden yunuslama momentidir. C_x , C_z ve C_m bu kuvvet ve momentlerin boyutsuz katsayılarıdır. Alt indisler; bu kuvvet ve momentlerin, ayrıca katsayıların ilgili parametre ile değişimini göstermektedir. Amacımız bu denklemleri örnek olarak vermek olduğu için, detaylı tanımlamalar için ilgili kaynaklara bakılması tavsiye edilir.

Denklem tiplerinden anlaşılacağı üzere, farklı kaynaklar, farklı tip denklemler tanımlamakta, hatta bazıları farklı tip notasyonlar kullanmaktadır.

2.3. Notasyon

Havacılık eğitiminde kullanılan pek çok terimde, yukarıdaki bölümlerde bahsedildiği üzere kesinleşmiş bir standart bulunmamaktadır. Buna; kısaltmalar, harf ve sembol kullanımı da dâhildir. Notasyon konusunda da; eğitmenin kullandığı kaynağa bağlı kaldığı düşünülecek olursa, kullanılan notasyonun bu kaynaktan geldiği varsayılabilir. Bu varsayım doğrultusunda kontrol yüzeyleri bükümleri konusunda Amerika ve Avrupa menşeli olmak üzere iki farklı gösterimden bahsetmek mümkündür. Tablo 1’ de farklı kaynaklardan alınan kontrol bükümü ve kullanılan sembolleri verilmiştir.

Tablo 1. Kontrol bükümü karşılaştırması

Kontrol Yüzeği Bükümü	Amerikan Notasyonu [18-21]	Avrupa Notasyonu [8]
Yunuslama dümeni bükümü	δ_e	η
İstikamet dümeni bükümü	δ_r	ζ
Kanatçık bükümü	δ_a	ξ

Bir başka notasyon farkı da kullanılan eksen takımı isimlendirmesinde görülmektedir. Etkin, kitaplarında referans eksen takımı tanımlarında gövde eksen takımı

için “vehicle carried vertical frame” tanımını kullanırken [30], Stevens ve Lewis “North-East-Down axes system” şeklinde bir tanımlama yapmaktadır [33]. Doğal olarak her öğretim elemanı uygun gördüğü tanımları kullanabilir ya da kendi tanımını oluşturabilir. Bununla beraber hali hazırda karmaşık olan uçuş mekaniği (uçak performans, kararlılık ve denge kapsamıştır) konularında farklı kaynaklardaki olası tanımların öğrenciye aktarılması, öğrencinin bu tip durumlar için tedbirli olmasına yardımcı olacaktır.

Bundan önceki bölüm olan boyutlu ve boyutsuz parametrelerin gösterim şekillerindeki farklılıklar da yine notasyonal farklar olarak tanımlanabilir.

3. TÜRKÇE TERİMLER ÜZERİNE

1903 Wright kardeşlerin uçuşundan önce Dünyanın havacılık merkezi Fransa olarak görülmekteydi [34]. O dönemin havacılık kelimeleri incelendiğinde Fransız terimleri görülmekteydi. Dekolaj, perdövites, duck gibi kelimeler bunlara örnek verilebilecek kelimelerdir. Daha sonra, ABD’nin havacılık alanındaki ilerlemesiyle pek çok kelime için İngilizce terimler kullanılmaya başlanmıştır. Aslında bu durum Oktay Sinanoğlu’nun “*terimleri mucitleri oluşturur*” şeklindeki yaklaşımını da doğrular niteliktedir. Havacılık eğitim öğretimi ister %100 İngilizce isterse %100 Türkçe olsun, özellikle de kullanılan kaynak kitapların İngilizce dilinde yazılmış olması nedeniyle Türkçe terimler kapsamı konusunda eksik kalmaktadır.

Bu kısımda amaç; İngilizce terimler yerine kullanılacak yeni Türkçe terimler önermek değil, belli başlı kaynakları okuyucunun dikkatine sunarak, bu kaynaklarda kullanılan Türkçe terimleri göstermektir. Şüphesiz ki yabancı dildeki tüm terimlerin incelenmesi veya Türkçe kullanılan terimlerin tamamının buraya aktarılması mümkün değildir. Amaç; belli başlı terimleri inceleyerek yapılan çalışmalar hakkında okuyucuya bilgi vermek, literatürde bulunan çalışmalar üzerine bir farkındalık oluşturmaktır. Bu çalışmayı yaparken temel olarak kullandığımız Türkçe terim kaynakları, sözlükler ve Türkçe ders notlarının listesi aşağıdadır.

- 1- Cihat Baytaş, Uçak Mühendisliği Terimler Sözlüğü, 2013 [16].
- 2- AGARD, Multilingual Aeronautical Dictionary, 1980 [15].
- 3- Prof. Dr. Muammer Aksan, Uçak Dinamiği: Simetrik Hareketler, Arı Kitabevi 1969 [7].
- 4- Prof. Dr. Ziya Gökalp Özelgin, Uçuş Mekaniği ders notları, 1978 [8].
- 5- Adil Yükselen, Uçuşa Başlangıç, 2016, Nobel Akademik Yayıncılık (J. D. Anderson, Introduction to Flight kitabından çeviri) [28].,

Prof. Dr. Muammer Aksan ve Prof. Dr. Ziya Gökalp Özelgin’in İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak

Mühendisliği Bölümü'nde öğretim üyesi olarak görev yapması ve elimizde Türkçe notlarının bulunması nedeniyle referans olarak alınmıştır.

3.1. “Lift” ve “Drag”

AGARD sözlüğünde doğrudan “lift” kelimesinin Türkçe karşılığı olmasa bile, “lift coefficient” kaldırma kuvvet katsayısı (sayfa 260) olarak çevrilmiştir. Cihat Baytaş'ın terimleri sözlüğünde “lift”, “taşıma” olarak çevrilmiştir. Muammer Aksan ve Ziya Gökalp, ders notlarında taşıma ve taşıma katsayısı terimlerini kullanmışlardır. Yazarların mesleki tecrübelerine dayanarak; ODTÜ mezunlarının genellikle kaldırma kelimesini kullandıkları, İTÜ mezunlarının ise taşıma kelimesini kullandıkları değerlendirilmiştir.

“Drag” kelimesi Ziya Gökalp, Adil Yükselen ve Cihat Baytaş tarafından sürüklenme olarak tanımlanmıştır. Muammer Aksan, “drag” kelimesinin tarif ettiği kuvvet terimi için “direnç” kelimesini kullanmıştır. AGARD dokümanında, “drag”, “engelleme kuvveti” olarak çevrilmiştir.

3.2. “Stall”

“Stall” kelimesi, yüzey üzerinde akım ayrılması sonucu “lift” kaybının yaşanması durumudur. Bu taşıma kaybının yaşandığı hız “stall speed”; açığa da “stall angle of attack” denilmektedir. Adil Yükselen “Stall” kelimesi için “tutunma kaybı”; ilgili hıza ise “tutunma kaybı hızı” terimlerini kullanmıştır. Muammer Aksan “perdövites” kelimesini kullanmıştır ama “perdövites” aslında Fransızca kökenli bir kelimedir. Cihat Baytaş “stall” için “tutunma kaybı” ve “taşıma kaybı” çevirisi yapmıştır.

3.3. Kontrol Yüzeyleri, Kuyruk Yapıları

İngilizcede aileron, elevator ve rudder olarak tanımlanan kontrol yüzeyleri; Muammer Aksan tarafından sırasıyla kanatçık, yatay dümen ve düşey dümen olarak tanımlanmıştır. Adil Yükselen “Uçuşa Başlangıç Kitabı” adlı çeviri kitabında; “elevator” için “irtifa dümeni”, “rudder” için “düşey dümen” terimlerini kullanmıştır. İngilizce empenage, horizontal tail ve vertical tail kelimeleri için Muammer Aksan ve Ziya Gökalp kuyruk, yatay kuyruk ve düşey kuyruk terimlerini kullanırken; Adil Yükselen yatay stabilize ve düşey stabilize terimlerini kullanmıştır. AGARD kaynağında; aileron kanatçık olarak, rudder istikamet dümeni ve elevator ise irtifa dümeni olarak tanımlanmıştır. Cihat Baytaş, terimler sözlüğünde kontrol yüzeyleri için sırasıyla; kanatçık, yatay ya da irtifa dümeni, düşey dümen terimlerini kullanmıştır. “Horizontal tailplane” tanımı yapmış ve bunu “yatay kuyruk yüzeyi” olarak çevirmiştir. Cihat Baytaş, vertical stabilizer ve vertical tail kelimelerini ayrı ayrı tanımlamış; “vertical stabilizer” için “düşey dengeleyici” veya “istikamet dümeni”, “vertical tail”

için “düşey kuyruk” terimlerini kullanmıştır. AGARD dokümanı içerisinde “vertical tail” yer almamakla beraber içinde “vertical” kelimesi geçen terimlerde, “vertical” kelimesi için “dikey” tanımı yapılmıştır. Aynı şekilde “horizontal tail” terimi bulunmakla beraber, içinde “horizontal” geçen terimlerde “horizontal” kelimesi “yatay” olarak çevrilmiştir.

3.4. Eksen Takımları

Eksen takımları tanımlarında İngilizce kaynaklarda da farklılıklar görmek mümkündür. Bunlardan en net olanı; gövdeye sabit, yer eksen takımına paralel eksen takımı tanımıdır. Etkin, bu eksen takımını “vehicle carried axes system” olarak tanımlıyorken; Stevens ve Lewis, bunu “north-east-down” eksen takımı olarak tanımlamaktadır. Bu eksen takımlarını Muammer Aksan, mahalli yatak eksen takımı olarak tanımlamaktadır. Ziya Gökalp Özelgin bu eksen takımı için bir açıklama yapmamış olup; yere bağlı eksen takımı, uçağa bağlı eksen takımı ve hız vektörüne bağlı eksen takımı olmak üzere üç eksen takımı tanımlamıştır. AGARD dokümanında “longitudinal axis”, “boyuna eksen” veya “uzunluk eksen” olarak çevrilmiştir. “Lateral axis” yanıl eksen olarak tanımlanmıştır.

3.5. Diğer Bazı Tanımlar

Şüphesiz ki havacılık alanında kullanılan terimlerinin tamamının bu kısa çalışma kapsamında incelenmesi mümkün değildir. Bazı İngilizce terimlerin doğrudan Türkçe karşılığı bulunmadığı gibi bazı Türkçe terimlerin de İngilizce karşılıkları bulunmamıştır. Bunlardan en dikkat çekici olan “winglet” terimidir. Diğer taraftan Ziya Gökalp Özelgin’in ders notlarında tanımlanan müessir hatve, müessir etki katsayısı (Oswald efficiency factor) terimlerinin doğrudan İngilizce karşılıkları bulunmamıştır. Yine Ziya Gökalp Özelgin; bazı ders notlarında “stability” için “kararlılık” terimini kullanırken bazı notlarında “stabilite” ve “kararlılık” kelimelerini eşlenik olarak kullanmıştır. Kumanda, manevra kabiliyetleri tanımları, “handling” ve “flying quality” terimleri yerine kullanılmıştır. “Neutral point” için Muammer Aksan ve Cihat Baytaş “tarafsız nokta” tanımını kullanmışlardır. “Speed brake” terimi için Ziya Gökalp Özelgin “aerofren”, Cihat Baytaş ise “sürat freni” tanımını kullanmıştır.

4. SONUÇ

Bu çalışmada uçak, uzay ve havacılık mühendisliği eğitiminde kullanılan bazı standartlar, notasyonlar ve Türkçe/İngilizce terimlerin değerlendirmesi yapılmıştır. Kullanılan standart, notasyon ve terimlerin tamamının bir çalışma içinde incelenmesi mümkün değildir. Bununla beraber, genelleştirilmiş bazı örnek gösterimlerle okuyucu nezdinde bir farkındalık oluşturulmaya çalışılmıştır. Uluslararası standart atmosfer modeli örnekleri verilerek, eğitim-öğretimde

standartların tanımlanmasının önemi vurgulanmaya çalışılmıştır. Daha sonra, seçilen bazı terimlerin notasyonları üzerine derleme yaparak farklılıkları gösterilmeye çalışılmıştır. Son olarak, İngilizce-Türkçe terimler üzerinde bir miktar durulmuş; farklı kaynaklardan örnekler verilerek Türkçe terimler üzerindeki farklılıklar gösterilmeye çalışılmıştır.

5. REFERANSLAR

- [1] Y. Kansu, S. Şensöz, Y. Öztuna (1971). Havacılık Tarihinde Türkler 1 En Eski Çağlardan 1. Dünya Savaşına Kadar, Hava Kuvvetleri, Ankara
- [2] Evliya Çelebi: Seyahatname. Yeni harflerle baskı. İstanbul (1969), c. II, s. 335, Topkapı Sarayı Bağdad Köşkü, Nr. 304, Süleymaniye Beşir Ağa Kütüp. Nr. 448.
- [3] Wilkins John (1638). Discovery of a New World. London. *John wilkins bu bilgiyi 'Busbequius'un anlattığına göre...' şeklinde açıklıyor. G. Busbequius muhtemelen Dönemin Avusturya büyükelçisi.
- [4] İlmen S. (1947). Türkiyede Tayyarecilik ve Balonculuk Tarihi, Hilmi Kitabevi.
- [5] Mehmet Ş. Kavsaoğlu, Aeronautical Engineering Education in Istanbul Technical University and the Student Projects, The 8th Iranian Aerospace Society Conference, Feb. 17-19/2009, Malek-e-Ashtar University of Technology. İsfahan, İran.
- [6] M. Karaca, M. Kaçar, T. Zorlu, B. Barutçu, A Bir, C. O. Ceyhan, A. Neftçi (2012). İstanbul Teknik Üniversitesi ve Mühendislik Tarihimiz.
- [7] Muammer Aksan (1969). Uçak Dinamiği Simetrik Hareket, Arı Kitapevi Matbaası, İstanbul.
- [8] Ziya Gökaltp Özelgin, Uçuş Mekaniği Ders Notları, 1978.
- [9] 2022 ÖSYM Yükseköğretim Kurumları Sınavı Yükseköğretim Programları ve Kontenjanları Kılavuzu, 2022.
- [10] Can Erel, Benim Uçak, Havacılık, Uzay ve Uydu Mühendisim! ...Ah Benim 2020 UHUUM'um! (Öğretim Kurumları - Kontenjanlar, Bazı Sorunlar ve Öneriler) UHUUM. <https://canerel.com.tr/images/publication/20200721UHUUMYuksekogretimi2020.pdf>. Erişim: 3.08.2020
- [11] B. G. İlter, Mühendis Bakış Açısıyla Yabancı Dilde Eğitim, IV. Elektrik Elektronik Bilgisayar Biyomedikal Mühendislikleri Eğitimi Sempozyumu, 2009
- [12] M. D. Çelebi, Türkiye'de Anadili Eğitimi ve Yabancı Dil Öğretimi, Sosyal Bilimler Enstitüsü Dergisi Sayı: 21 Yıl : 2006/2, s. 285-307
- [13] A. Kilimci (1998). Anadilinde Çocuk Olmak, Papirüs Yayınevi.
- [14] The Production of The AGARD Multilingual Aeronautical Dictionary Using Computer Techniques, AGARD-R-684, 1960
- [15] AGARD, Multilingual Aeronautical Dictionary, ISBN 92-835-01666-7, 1980
- [16] C. Baytaş (2011). Uçak Mühendisliği Terimleri Sözlüğü, MMO Yayınları.
- [17] Oktay Sinanoğlu (2000). Bye Bye Türkçe, Bilim Gönül Yayınevleri.
- [18] Etkin, Bernard, and Lloyd Duff Reid (1995). Dynamics of flight: stability and control. John Wiley & Sons.
- [19] Nelson, Robert C. (1998). Flight stability and automatic control. Vol. 2. New York: WCB/McGraw Hill.
- [20] Yechout, Thomas R. (2003) Introduction to aircraft flight mechanics. AIAA Education Series.
- [21] Roskam, Jan. (1998). Airplane flight dynamics and automatic flight controls. DARcorporation.
- [22] <https://dictionary.cambridge.org/dictionary/english/standard>. Erişim: 01.02.2023
- [23] ISO 2533:1975, Standard Atmosphere.
- [24] Doc 7488/3, Manual of the ICAO Standard Atmosphere - extended to 80 kilometres / 262.500 feet (Doc 7488), 1993.
- [25] NASA-TM-X-74335, US Standart Atmosphere Model, 1976.
- [26] Gregg W. R., Standard Atmosphere NACA Report 147, 1922.
- [27] Ruijgrok, G. J. J. (1994). Elements of airplane performance, Delft University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering.
- [28] Anderson J.D. (2016). Uçak ve Uzay Mühendisleri için Uçuşa Başlangıç, Nobel Akademik Yayıncılık. Çeviri: Yükselen M.A.
- [29] ESDU 77021, Properties of Standard Atmosphere,
- [30] Etkin, B. (2005). Dynamics of atmospheric flight. Mineola, NY: Dover Publications.
- [31] Schmidt L. V. (1998). In Introduction to Aircraft Flight Dynamics, AIAA Education Series
- [32] Pamadi, B. N. (2004). Performance, stability, dynamics and control of airplanes (2nd ed.). Reston, VA: American Institute of Aeronautics & Astronautics.
- [33] Stevens, B. L., & Lewis, F. L. (2003). Aircraft Control and Simulation (2nd ed.). Nashville, TN: John Wiley & Sons.
- [34] Alphonse Pénaud, https://en.wikipedia.org/wiki/Alphonse_P%C3%A9naud. Erişim: 01.02.2023.

6. ÖZGEÇMİŞ

Zafer Öznalbant, Dr.

1981 Eskişehir doğumlu olan Zafer Öznalbant, 2005 yılında lisans ve 2008 yılında yüksek lisans çalışmalarını İTÜ Uçak Mühendisliği Bölümünde tamamladı. 2016 Yılında Anadolu Üniversitesi Uçak Gövde Motor Bakımı Anabilim Dalında Doktorasını tamamladı. 2019 – 2020 yılları arasında Univeristy of Texas at Arlington Havacılık ve Makine Mühendisliği Bölümünde doktora sonrası araştırma çalışması yaptı. 2005 – 2020 yılları arasında İfoTRON, ATARD, TUSAŞ – TAI Firmalarında çeşitli görevlerde bulundu. 2020 Kasım itibarıyla ESOGÜ Uçak Mühendisliği Bölümünde Dr. Öğr. Üyesi olarak görev yapmakta, eş zamanlı olarak TUSAŞ Milli Muharip Uçak ve Hürjet Projelerinde görev almaktadır. Zafer Öznalbant evli ve bir çocuk babasıdır.

Mehmet Şerif Kavsaoğlu, Prof. Dr.

1957 yılında Ankara' da doğdu. İ.T.Ü. Uçak Mühendisliği Bölümünden Lisans ve Yüksek Lisans derecelerini, von Karman Institute for Fluid Mechanics (VKI) den Diploma ve Virginia Polytechnic Institute and State University (VPI) den Doktora derecelerini aldı. 1987-2003 yılları arasında O.D.T.Ü. Havacılık Mühendisliği bölümünde öğretim üyesi olarak görev yapmıştır. Kasım 1991- Kasım 1992 tarihleri arasında İspanya'daki CASA uçak fabrikaları ön tasarım

bölümünde Uçak tasarımı üzerine iş üstünde eğitim programına katılmıştır. 2003-2010 yılları arasında İTÜ Uçak Mühendisliği bölümünde öğretim üyesi ve bir süre Bölüm Başkanı olarak görev yapmıştır. İTÜ de Tasarla-Yap-Uçur faaliyetlerinde bulunan öğrencilere danışmanlık yapmıştır. 2011-2012 yılları arasında Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulunda Öğretim Üyesi ve Müdür olarak görev yapmıştır. 2012-2015 yılları arasında Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesinde dekanlık görevini üstlenmiştir. Halen Eskişehir Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesinde öğretim üyesidir. TAI de Sayısal Aerodinamik (1988-1991), TÜBİTAK-SAGE de Deneysel ve Sayısal Aerodinamik (1993-1997), TAI de Deneysel Aerodinamik ve Uçuş Mekaniği konularında danışmanlık yapmıştır (2017-). Araştırma alanları ve ders verdiği konular arasında Deneysel ve Sayısal Aerodinamik, Uçak Tasarımı, Uçuş Mekaniği ve Uçak Performansı, Pervane ve Rüzgâr Türbini Aerodinamiği sayılabilir.

Kürşad Melih Güleren, Prof. Dr.

Lisansını Orta Doğu Teknik Üniversitesi Havacılık Mühendisliği, yüksek lisansını Cumhuriyet Üniversitesi Makine Mühendisliği ve doktora öğrenimini Manchester Üniversitesi Makine Mühendisliği alanlarında tamamlayan Kürşad Melih Güleren, doçentliğini ise Havacılık ve Uzay Mühendisliği alanında almıştır. Cumhuriyet Üniversitesi, Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir Teknik Üniversitesi, İstanbul Aydın Üniversitesi'nde görev yapan Güleren, halen Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Uçak Mühendisliği Bölümü'nde Profesör kadrosunda çalışmaktadır. İdari görev kapsamında Bölüm Başkanlığı, Dekan Yardımcılığı ve Dekanlık görevlerinde bulunmuştur. Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A. Ş.'de Hürkuş ve Milli Muharip Uçak projelerinde danışmanlık yapmıştır. Havacılık alanında 2 adet patent ve 2 adet faydalı modele imza atan Güleren; aeroakustik, aerodinamik, akış kontrolü, optimizasyon, sayısal modelleme, türbülans, turbomakinlar, uçak tasarımı ve yanma konularında bilimsel çalışmalarını yürütmektedir.

TMMOB Makina Mühendisleri Odası
XII. Ulusal Uçak, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Kurultayı
13-14 Ekim 2023 / ESKİŞEHİR

UZAY ALGISINA YENİ BİR YAKLAŞIM

Nevzet Kaya

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Eskişehir, Turkey

E-mail: nevzetkaya@gmail.com

ÖZET

Bu bildirinin temel fikri, evrenimizdeki herhangi bir varlığın uzayda önceden belirlenmiş bir yolu her zaman ve hatasız bir şekilde takip edebilmesi için, uzayın iyi tanımlanmış fonksiyonel bir yapıya sahip olması gerektiğidir. Bu fikir, aksi durumların içerdikleri tutarsızlıklar, belirsizlikler ve akla yatkınlıklarının zayıflıkları ortaya koyularak elde edilmiştir. Temel fikirden yola çıkılarak, öncelikle uzayın temel yapısal birimlerinin gerçekleştirilmesi gereken asgari fonksiyonlar tanımlanmış, sonra bu fonksiyonları yerine getirecek olası yapılara örnekler verilmiştir. Bu yaklaşım, doğrultusunda uzay, madde ve enerji kavramları yeniden tanımlanmış, kütle, elektrik ve manyetik gibi temel kuvvetlerin nedenleri, geometrik modeller aracılığıyla, daha tutarlı ve daha az belirsizlik içerecek şekilde açıklanabilmiştir. Diğer taraftan, bu yaklaşımın ışık hızının sabit oluşu, enerjinin paketler halinde oluşu, madde-enerji dönüşümleri ve evrenin sürekli genişlemesi gibi olgularla son derecede tutarlı ve nedenlerini açıklayıcı olduğu görülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Uzay, Madde, Enerji, Kuvvet, Kütleçekimi, Elektrik, Mıknatıslık

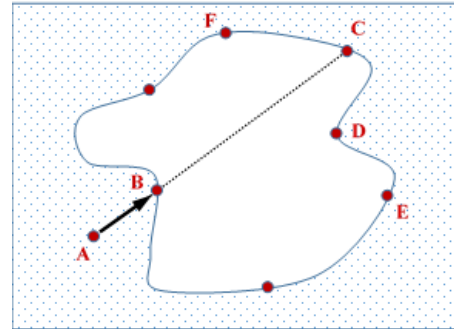
1. GİRİŞ

Fizik, evrenin yapısını ve davranışlarını keşfetmeye ve ifade etmeye adanmış bilim dalıdır. Bu amaçla tamamı kişisel veya kültürel özelliklerimize bağlı olan algılama, muhakeme ve ifade etme yeteneklerimizi kullanırız. Yerden belli bir yükseklikten serbest bırakılan bir nesnenin yere düşeceği zaten herkesçe biliniyordu, ancak bunu yerçekiminin bir sonucu olarak ifade eden ilk kişi Newton olmuştur. Ayrıca yine Newton'un etki-tepki ilişkisini ifade etmesi sayesinde insanlar, kaygan bir zemin üzerinde sabit bir cisim iten bir kişinin geriye doğru hareketini eskisinden daha tatmin edici bir şekilde açıklayabilir hale gelmiştir. Madde ve enerji, Einstein her ikisinin de aynı türün iki farklı görünümü olduğunu gösteren formülasyonlarını sunana kadar, iki farklı varlık türü olarak kabul ediliyordu. Bunlar, kendi çağlarında bazı geleneksel paradigmatları kökten değiştiren ve bilimsel ilerlemeyi o zamana kadar görülmemiş bir şekilde hızlandıran pek çok efsanevi bilim insanı ve onların devrim niteliğindeki açıklamalarından sadece bir kaç örnektir.

Bilimsel teorilerin gözlemlediğimiz farklı süreçler arasında daha güçlü mantıksal bağlar kurmamıza yardımcı oldukları, geride daha az tutarsızlık ve belirsizlik bıraktıkları bir gerçektir. Diğer taraftan, bazı teoriler ortaya çıktıkları dönemde, evrenin şifresini çözdüğümüzü, öyle ki, evrenin yapısı ve çalışma prensipleri ile ilgili her türlü sorunun cevabına bu teoriler aracılığıyla ulaşabileceğimizi düşündürmüştü olabilir. Ancak, tecrübeler defalarca göstermiştir ki, böyle bir teori henüz var olmamıştır. Yeni bir teori, bazı eski sorulara cevaplar bulabilir, ancak çoğunlukla cevapladığından daha fazla yeni soruları gündeme getirir. Tabii ki bu bir eksiklik değil, tam da bilimin ilerleme şeklidir. Bu bakımdan, bilimsel ilerlemenin önündeki belki de en büyük engel, gerekli soruları sormayı göz ardı etmektir. Bunu genellikle bir teorinin iki noktası arasındaki bazı boşlukların üzerinden atlayarak veya kayarak (bazı eksik ara adımları göz ardı ederek) yaparız. Bu çalışmada, bunlardan tartışma sırası çoktan gelmiş olduğu düşünülen bazılarına değinilmiştir.

2. BİR FOTONUN UZAYDA HAREKETİ

Şekil 1'deki gibi uzayda A, B ve C noktalarını birleştiren bir doğru düşünelim. B ve C noktaları uzayın tamamıyla boş bir bölgesinin sınırında olsun. Bu bölgenin her türlü dış kuvvetlerin etkisinden uzak/muaf olduğunu ve gözlemimiz sırasında A noktasından B noktasına hareket eden bir tek foton dışında, hiçbir parçacık, foton veya dalga bu bölgeye girip çıkmadığını varsayalım. Söz konusu fotonun B ve C noktalarını birleştiren doğru parçası üzerindeki tüm noktalardan sırasıyla ve sabit bir hızla geçeceğinden şüphemiz yoktur (tecrübelerimiz ve ön bilgilerimiz bizi böyle bir beklentiye sokar).



Şekil 1. Bir fotonun uzayın tümüyle boş bir bölgesinde hareketi [1]

Her şey tamam mı? Hiç sorun ya da soru yok mu?

Bizce sorun tam da burada. Bir fotonun belirli bir yol izlemesini o kadar doğal buluyoruz ki, arkasındaki güçlükleri görmezden geliyor, "evet ama nasıl?" sorusunu sormaya pek gerek duymuyoruz. Lütfen dikkat! Sözü ettiğimiz bölgede her biri birbirini izleyen sonsuz sayıda noktadan oluşan, neredeyse sonsuz sayıda potansiyel yol (örneğin, B – D, B – E, B – F noktalarını birleştiren başka doğrusal yollar, ya da B – C noktalarını birleştiren sayısız eğrisel yollar) varken bunlardan sadece birinden bahsediyoruz. Nokta benzeri ve kütleli bir varlık olan bir foton, uzayın ve zamanın herhangi bir noktasında bile en küçük bir hata yapmadan bu yollardan herhangi birini nasıl izleyebilir? Bir foton, neredeyse sonsuz sayıda seçenek arasından neden sadece belirli bir yolu izlemeyi tercih eder ya da buna zorlanır? Ayrıca herhangi bir dış referans olmadan, yolu boyunca hızını nasıl ayarlayabilir? İster tercihen, isterse zorlanarak olsun, fotonun (diğer yollara sapmaması için) tüm yolu boyunca yönlendirilmesi gerekmez mi?

3. BİR FOTON UZAYDA YOLUNU NASIL BULABİLİR?

Bu çalışmada foton, evrendeki en küçük boyutlara sahip hareketli parçacığı temsilen (isimlendirme amaçlı) ele alınmıştır. Fotonun parçacık ya da dalga görünümü davranışları ilginçtir. Nokta benzeri doğası nedeniyle, bir fotonun uzayda birbirini izleyen neredeyse sonsuz sayıda noktadan (konumlardan) oluşabilen önceden belirlenmiş bir yolu, sadece kendi imkan ve kabiliyetlerine dayanarak ve hatasız bir şekilde izleyebileceğini varsaymak pek makul değildir. Fotonun bunu yapabilmesi için,

- Uzaydaki her bir pozisyon, benzersiz bir içsel özelliğe sahip olmalıdır,
- Bir foton, uzaydaki her bir konumu tanıma yeteneğine sahip olmalıdır,
- Bir foton, istediği/tercih ettiği bir konumu alma veya istediği/tercih ettiği bir yönde hareket etme yeteneğine sahip olmalıdır.

Oysa uzayda herhangi bir pozisyonun, bildiğimiz kadarıyla, diğerlerinden farklı içsel bir özelliği yoktur. Olsaydı bile, bir fotonun tüm bu konumları tanıması için muazzam ve makul olmaktan uzak ölçüde büyük bir hafıza kapasitesine sahip olması gerekirdi. Bu dahi yeterli olmazdı, belli bir yol üzerindeki tüm pozisyonların sırasını da bilmesi ve ayrıca kendiliğinden hareket etme (pozisyon değiştirme) yeteneğine sahip olması gerekirdi. (Eğer uzayda bir noktadan geçen sonsuz sayıda doğru, dolayısıyla sonsuz sayıda yön olduğunu kabul ediyorsak) fotonun, pozisyonları değil, yönleri esas alarak hareket edebilmesi için de durum bundan çok farklı değildir.

Öyleyse foton, harici olarak ve uzaktan yönlendiriliyor olabilir mi? Kabaca bir düşünme sonunda dahi bunun makul olmadığı görülebilir. Şöyle ki, bu durumda, harici/uzaktan bilgi kaynağıyla foton arasında sürekli bir bilgi akışı olması gerekir. Oysa bu bilgi akışını sağlayacak olan ortam veya gezici bilgi paketlerinin (GBP'lerin)¹ işi, yolunu bulmaya çalışan bir tek fotondan kesinlikle daha kolay olmayacaktır. Bu bilgi paketleri, yolunu ya da yönünü tanıma konusunda bir fotonla aynı sorunlara sahip olmanın yanında, sürekli olarak yer değiştiren fotonların son pozisyonlarını ve yolları üzerinde diğer bilgi paketleri ile karşılaşmaları halinde nasıl davranacaklarını da bilmeleri gerekir. Bu şekilde bir bilgi aktarımı, sebep olacağı müthiş bilgi trafiği nedeniyle, bizce makul olmamasının yanı sıra, bilgi kayıplarına da yol açar. Şöyle ki, boyutları iki bilgi paketi arasındaki boşluktan daha küçük bir parçacık, kendisine yöneltilen bazı bilgi paketlerini ya hiç ya da zamanında alamayabilir². Öyleyse geriye bir tek çözüm kalıyor, o da fotonların en yakın çevreleri tarafından yönlendirilmeleri. Peki, bir fotonun en yakın çevresinde ne bulunur? Evet, o uzaydan başkası değildir.

Uzayın her bir noktasının, her bir fotona özel bir yol/yön/rota gösteriyor olması gerekir. Zira uzayda pek çok farklı foton yolu gözlemlemekteyiz. Bunun için akla en yakın çözüm, rota bilgilerinin fotonla birlikte gelmesidir. Öyleyse fotonları gezici bilgi paketleriyle özdeşleştirmemizin bir mahsuru yoktur. Diğer taraftan, bir fotonun, sahip olduğu bilgi paketiyle belirlenmiş rotasını, bir engelle karşılaşmadığı sürece, her zaman aynı şekilde takip edebilmesi için, uzayın her bir noktasında aynı muameleyi görmesi gerekir. Bunun da en makul yolu, uzayın GBP'leri tanıma ve iletme yeteneğine sahip, özdeş yapısal elemanlara sahip olması şeklindedir. Öyle ki bu yapısal elemanlar, eşdeğer GBP'leri aynı şekilde yönlendirirler. (Bu yapısal elemanlar, bundan sonra uzay birim hücresi, UBH, olarak adlandırılacaktır). Aslında bir gezici bilgi paketi, UBH'nin bir takım arayüz elemanlarının uyarım konfigürasyonundan ibarettir (Not: her sıralama da bir konfigürasyondur). UBH, bir gezici bilgi paketini bu şekilde tanıyabilir. Gezici bilgi paketinin iletilmesi ise, komşu iki UBH arasında uyarım aktarımlarından ibarettir. Tüm UBH'ler özdeş yapılara ve her bir UBH sınırlı hafıza kapasitesine sahip olduğundan, bilgi paketlerinin kabulü, işlenmesi ve iletimi için gerçekleştirilen işlem sayıları uzayın her noktasında (her UBH'de) aynıdır. Işık hızını sınırlayan ve değerini belirleyen de budur.

4. UZAYIN YAPISI VE UZAYDA HAREKET

4.1. Uzayın yapısı

Halihazırda, konuyla ilgili yeterli çalışma ve dolayısıyla bilgimiz olmadığından, UBH'lerin geometrisi hakkında kesin fikir beyan etmek çok doğru olmaz. Bununla birlikte, evrendeki süreçlerin önceden belirlenmiş bir şekilde gerçekleşebilmesi için gerekli şartlar ve UBH'lerin sahip olmaları gereken fonksiyonel özelliklerinden hareketle,

¹ Bilgi akışının paketler halinde olması gerekir, zira hiçbir varlık başı ve sonu belli olmayan bir bilgiyle ilgili doğru işlem yapamaz.

² Söz konusu parçacık herhangi bir anda tam da iki bilgi paketi arasındaki boşluktan geçiyor olabilir

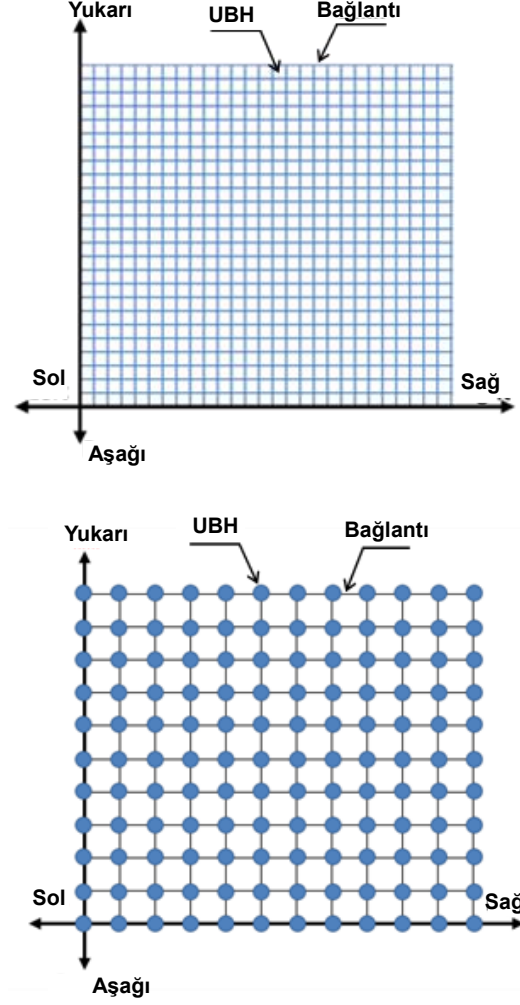
uzayın genel yapısı hakkında kabaca bazı fikirler yürütebiliriz. Bir sürecin önceden belirlenmiş olmasını kabul etmek, sürecin gerçekleşmesinden önce süreçle ilgili bilgilerin (örneğin, kütle, elektrik yükü, akım, mesafeler, v.b. ve bu niceliklere bağlı olarak gerçekleşmesi gereken etkileşim özellikleri) var olduğunu kabul etmek demektir. Diğer taraftan, uzayda her türlü etkileşimde az ya da çok bir yer değiştirme söz konusudur ve en azından bir bilginin taşınmasını gerektirir. Bundan önceki bölümlerde açıklanan sebeplerle, bu bilgilerin uzay tarafından taşınması/iletilmesi, diğer tüm alternatiflere göre çok daha makuldür. Burada, kendi bilgi tanımımızı yapmamız ve bazı özelliklerine değinmemiz gerekiyor.

- Bilgiler, konfigürasyonlarla tanımlanır.
- Her farklı konfigürasyon farklı bir bilgidir.
- Konfigürasyonları aynı bilgilerden biri diğerinden ayırt edilemez ve farklı bir muamele göremez.
- Ancak sınırları belirli bilgiler anlamlıdır ve ancak böyle bilgilerle belirli/kesin işlemler yapılabilir.

Bir bilginin evrenin en temel parçacıkları tarafından algılanıp işlenebilmesi için fiziksel bir karşılığı, yani fiziksel bir yapıya sahip olması gerekir. Belli bir fiziksel yapının boşlukta taşınmasının mahsurlarına bundan önceki bölümlerde değinilmişti. Öyleyse bir bilginin taşınması, ancak uzayın her bir pozisyonunda hazır bulunan birtakım fiziksel yapılar tarafından iletilmeleriyle mümkündür. Bu fiziksel yapıları UBH ve taşınan bilgileri GBP olarak isimlendirmiştik. Bir GBP'nin taşınma sürecinin en temel adımları, bir UBH tarafından kopyalanması ve komşu bir UBH'ye aktarılması şeklindedir. Bir GBP, fiziksel karşılığını ancak bir UBH içinde bulur. Bu karşılık, UBH iç yapısının (konfigürasyonunun), GBP içeriğini kapsayacak şekilde, geçici olarak değişmesi şeklindedir. Diğer taraftan, komşu UBH'ler arasında etkileşimlerin gerçekleşebilmesini sağlayacak ortak bağlantı elemanlarına ihtiyaç olduğu açıktır. Bu bağlantılar, UBH'lerin birer parçası ya da ayrık yapılar olabilir. Birinci durumda sıkı (compact), ikinci durumda ızgara (grid) yapılı bir uzay söz konusudur. Şekil 2'de, basitliği bakımından, iki boyutlu sıkı ve ızgara yapılı uzaylara örnekler verilmiştir.

Bizce şimdiye kadarki en temel ve onaylanmış ilke, süreklilik ilkesidir. Bu ilkeden yola çıkarak ve belirsizlikleri azaltan bir yönde ilerleyerek bir UBH'nin ve gezici bilgi paketlerinin uzayda hareket sürecinin bazı temel özellikleri şu şekilde önerilebilir:

- Tüm UBH'ler, sınırlı ve eşit sayıda elemanlardan oluşan özdeş içsel ve dışsal yapılara sahiptir.
 - İçsel yapılar, gezici bilgi paketleri üzerinde yapılacak işlemlerin, dışsal yapılar, komşu UBH'ler arasında etkileşimlerin gerçekleştirilmesini sağlar.
 - Bu yapılar, ancak komşu bir UBH ile etkileşim veya bir bilginin işlenmesi sırasında geçici ve kendiliğinden geri-dönüşümlü olarak değişir.



Şekil 2. İki boyutlu uzay örnekleri: üstte sıkı yapı, altta ızgara yapılı uzay [1]

- Bir UBH, komşu UBH'ler ile arasındaki bağlantıları birbirinden ayırt edebilir.
- Bir UBH, herhangi bir anda yalnız bir komşu UBH ile etkileşime girebilir. Bu etkileşimler, bir gezici bilgi paketinin aktarılmasından ibarettir.
- Bir gezici bilgi paketi, aşağıdaki bilgileri içerir:
 - Bir rotanın genel özelliklerini açıklayan bir orijinal plan (örneğin, dairesel rotalar için dönüş yönü ve yarıçapı, doğrusal rotalar için doğrultu değiştirme aralıkları, ya da spiral rotalar için bunların bir kombinasyonu). (Yarıçap, doğrultu değiştirme aralıkları gibi nicelikler UBH sayısı türünden belirlenmiştir.),
 - Orijinal rota planının gerçekleştirilen ya da kalan bölümü.
- Bir UBH, herhangi bir anda bir gezici bilgi paketinin, alınması, dahilen işlenmesi veya komşu

bir UBH'ye aktarılması işlemlerinden yalnız birini yapabilir.

- Tüm gezici bilgi paketlerinin uzunlukları sabit ve bir UBH'nin bu bilgi paketlerinin kabulü için kullandığı hafıza boyuna eşittir. (Zira, daha uzun bilgi paketleri alındıkları ilk UBH'de bu uzunlukta kırılmış, daha kısa bilgi paketleri ise bu uzunluğa tamamlanmıştır. Örneğin, 5 birim hafıza uzunluğuna sahip bir UBH, 1001011 şeklindeki bir bilgi paketini 01011 şeklinde kırpar, 101 şeklindeki bir bilgi paketini ise 00101 şeklinde tamamlar).
- Bir GBP'nin UBH içindeki işlemleri,
 - orijinal rota planının gerçekleştirilen ya da kalan bölümünü bir artırmak ya da bir eksiltmek,
 - (orijinal rota planıyla, gerçekleştirilen ya da kalan bölümünü karşılaştırarak), doğrultu değiştirme sırasının gelip gelmediğini denetlemek,
 - doğrultu değiştirme sırası geldiyse bir sonraki hareket doğrultusunu tespit etmek şeklindedir.
- Bir UBH,
 - kendiliğinden bir GBP oluşturamaz veya yok edemez,
 - bir GBP aktarım talebini asla cevapsız bırakamaz veya yanıt vermeyi geciktiremez,
 - hali hazırda meşgul olmayan bir UBH, herhangi bir bilgi transferi talebini geri çeviremez, bilgi transferinin kabulünden komşu bir UBH'ye aktarımına kadar gerekli işlemleri tümüyle gerçekleştirmeyi ihmal edemez veya geciktiremez.
- Bir GBP'nin komşu bir UBH'den alınması, dahili işlemlerden geçirilmesi ve komşu bir UBH'ye aktarılması aynı sayıda ve aynı hızda işlemlerle gerçekleştirilir. Dolayısıyla, herhangi bir engelle karşılaşılmadığı sürece, UBH'ler arasında bilgi aktarım hızı daima sabittir. Bir engelle karşılaşıldığında ise, bilgi aktarımı için başka bir UBH tespit süresi kadar gecikme olur. Bilgi aktarımı için yegane engel, bilgi aktarılmak istenen komşu UBH'nin o sırada (başka bir gezici bilgi paketi ile) meşgul olmasından, ya da bilgi aktarılmak istenen pozisyonda herhangi bir UBH bulunmamasından kaynaklanır (İkinci durum, uzayın sınırlarıyla ilgilidir).
- Bir UBH, bir gezici bilgi paketini tümüyle aktardıktan sonra orijinal (sürekli) durumuna geri döner.

4.2. Uzayda hareket

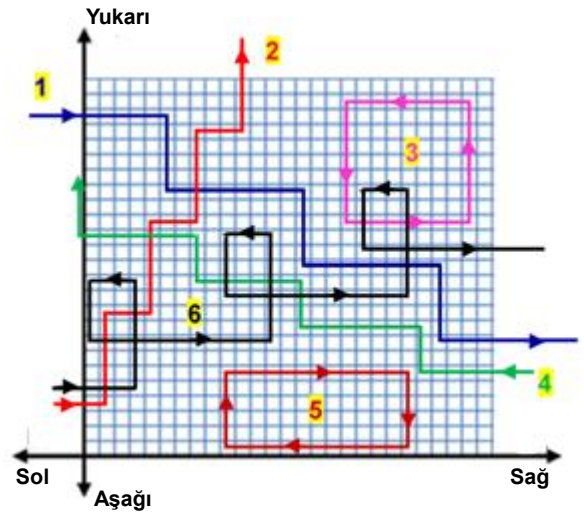
Günümüz teknolojileriyle bir bilginin herhangi bir kayba veya karışıklığa uğramadan çeşitli birimler arasında

dolaşımını sağlayacak sistemler tasarlamak ve imal etmek işten değildir. Dolayısıyla, burada UBH'lerin olası iç yapılarının ayrıntılarına yer verilmeyecektir. Bununla birlikte, bilgi yollarının belirlenmesi ile ilgili bazı temel ilkelerin öngörülmesi gerekir. Şekil 3'te, örnek olarak, iki boyutlu kartezyen yapıya sahip bir uzayda altı farklı bilgi yolu gösterilmiştir. Bu yollar, sırasıyla her bir doğrultuda adım (UBH) sayısı veya dönüş yönü ve dönüşten sonra takip edilecek adım sayısı ile belirlenmiş olabilir. Örneğin Şekil 3'teki orijinal yollarını tanımlayan gezici bilgi paketleri,

1. [9 Sağa, 0 Yukarı, 0 Sola, 5 Aşağı] veya [9 İleri, Sağa Dönüş, 5 İleri, Sola Dönüş]
2. [3 Sağa, 6 Yukarı, 0 Sola, 0 Aşağı] veya [3 İleri, Sola Dönüş, 6 İleri, Sağa Dönüş]
3. [8 Sağa, 8 Yukarı, 8 Sola, 8 Aşağı], [8 İleri, Sola Dönüş, 8 İleri, Sola Dönüş] veya [8, 8, Sola Dönüş]
4. [0 Sağa, 3 Yukarı, 8 Sola, 0 Aşağı] veya [8 İleri, Sağa Dönüş, 3 İleri, Sola Dönüş]
5. [12 Sağa, 5 Yukarı, 12 Sola, 5 Aşağı], [12 İleri, Sağa Dönüş, 5 İleri, Sağa Dönüş] veya [12, 5, Sağa Dönüş]
6. [12 Sağa, 7 Yukarı, 3 Sola, 4 Aşağı], [12 ileri, Sola Dönüş, 7 İleri Sola Dönüş, 3 İleri, Sola Dönüş] veya [12, 7, 3, 4, Sola Dönüş] şeklinde olabilir.

(Not: Her bir yöndeki UBH sayısı, şekil üzerinden kareler sayılarak elde edilmeye çalışılmıştır, hatalar içerebilir).

Bu yollardan 1, 2 ve 4 numaralı yollar doğrusal bilgi yolları (DoBY), 3 ve 5 numaralı yollar kapalı bilgi yolları (DaBY), 6 numaralı yol ise spiral bilgi yolu (SpBY) olarak adlandırılacaktır. Kapalı bilgi yollarının (örn. 3 ve 5 numaralı yollar), başka bir yolla anlık olarak kesişmedikleri sürece, daima belli bir bölgede, kesiştikten sonra ise yeni ve yakın bir bölgede kalıcı olduklarına/olacaklarına dikkat ediniz.

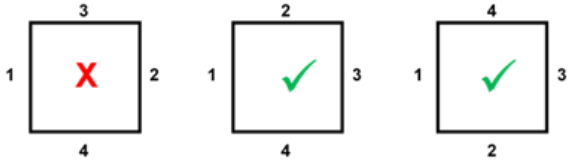


Şekil 3. İki boyutlu kartezyen yapıya sahip bir uzayda hareketli bilgi yolu örnekleri

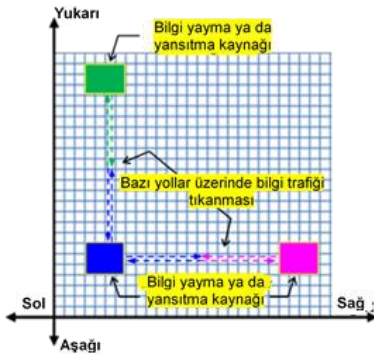
Bilgi yollarının belirlenmesi ile ilgili öngörülmesi gereken temel ilkelerden bir diğeri, bir engelle karşılaşıldığında (ki bu engeller, meşgul bir UBH ya da uzayın sınırlarından başkası değildir) yeni yolun/rotanın ne şekilde belirleneceğidir. Akla gelen ilk çözüm, bilgi yolunun geri yansıtılması (180 derece yön değiştirmesi) şeklinde olabilir. Ancak bu çözüm bizce bazı zayıflıkları içermektedir. Şöyle ki,

- Bilgi yolunun yön değiştirmesi sürekli bir düzene/sıralamaya tabi olmalı ve bu sıralama, bir UBH'nin kendi yönlerini tanımlama sıralamasıyla aynı olmalıdır. Bir UBH'nin bir yönü tanınmasının/tanımlayabilmesinin en basit ve makul yolu, komşu UBH'ler ile bağ kurmasını sağlayan arayüzleri sıralamasıdır. Şekil 4'te iki boyutlu bir UBH'nin sürekli ve sürekli olmayan (dolayısıyla makul olmayan) yön sıralamalarına bazı örnekler verilmiştir.
- Diğer taraftan, bir engelle karşılaşıldığında bilgi yolunu 180 derece geri yansıtmanın, belli bir doğrultu üzerinde bilgi trafiği sıkışmasına yol açmak gibi bir sakıncası vardır (Şekil 5). Aklımızın yapı taşlarını ve temellerini oluşturan ve çok farklı kaynaklar arasında sürekli bir bilgi iletmeye gayreti içinde olduğu anlaşılan evrenin, böyle bir zaafiyete yol açacağını düşünmediğimiz gibi, bu tür bir bilgi trafiği sıkışmasının izlerine henüz rastlanmamıştır.

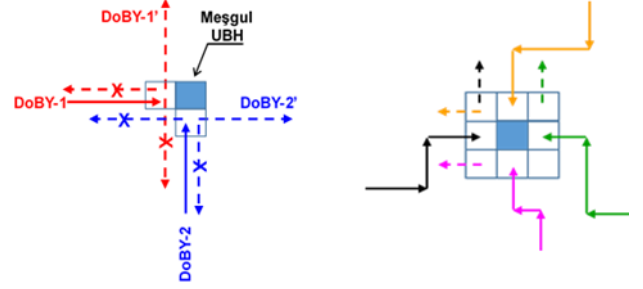
Aynı anda aynı UBH üzerinde kesişen bilgi yollarının yeni doğrultularının, bilgi trafiği tıkanma ihtimalini en aza indirecek bir prensiple belirlenmesi en makul olanıdır. Kesişme sonrası doğrultular, meşgul UBH'den alınan meşgul arayüz bilgilerine göre ya da hareketli bilgi içinde yer alan yön değiştirme sırasının bir öne alınması şeklinde tayin ediliyor olabilir (Şekil 6).



Şekil 4. Bir UBH'nin yön sıralamaları: Solda makul olmayan bir sıralama, ortada ve sağda makul sıralamalar



Şekil 5. Bir engelle karşılaşan bilgi yollarının 180 derece geri yansıtılması halinde oluşacak bilgi trafiği sıkışması/tıkanması

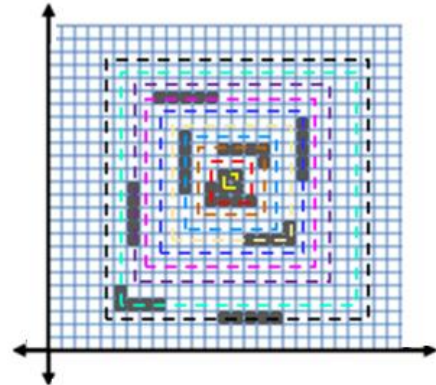


Şekil 6. Bilgi yollarının aynı anda aynı UBH üzerinde kesişmesi halinde yeni yönlerin tayin edilmesi: Solda meşgul UBH'den alınan meşgul arayüz bilgilerine bağlı olarak; sağda her bir bilgi yolu içeriğindeki yön değiştirme sırasını bir öne alarak. (Aynı renkli sürekli çizgiler bir bilgi yolunun meşgul bir UBH ile karşılaşmadan önceki, kesikli çizgiler ise karşılaşma sonrasında takip edecekleri yolları göstermektedir. Üzerinde X işareti olan yollar, olasılığı zayıf olduğu düşünülen yansıma yollarıdır).

5. MADDE, ENERJİ ve KUVVET

Everenimizde madde olarak tanımlayabileceğimiz, zihinlerden, algılardan ya da kendisi dışında referanslardan bağımsız olarak var olan yegane varlık, tüm UBH'ler ve alt elemanlarıyla birlikte, uzayın kendisidir. Bununla birlikte, madde olarak algıladığımız şeyler ise uzayın, en azından algılayabilmemiz için yeterince uzun süreler içinde, meşgul olan bölgeleridir.

Bizim bir şeyi madde olarak algılama/tanımlama kriterlerimizin temelinde, o şeyin diğer madde geçişlerine tümüyle engel olması, enerji geçişlerine ise bir şekilde müdahale etmesi yatar. Oysa, bir GBP'nin alınması, işlenmesi ve başka bir UBH'ye aktarılmasıyla meşgul olan bir UBH de o sırada her türlü harici varlıkların kendi sınırları içinden geçişlerine kapalıdır. Şekil 3'te 3. ve 5. yollar gibi kapalı yollar, uzayın belli bir bölgesindeki UBH'lerin, diğer bölgelere göre daha sıklıkla meşgul olmalarına yol açar. Örneğin Şekil 7'deki gibi, belli bir bölgede iç içe kapalı yolların çokluğu ise, bizim o bölgede maddenin varlığı ve yoğunluğuyla ilgili algılarımızı artırır.



Şekil 7. İki boyutlu kartezyen bir uzayın, 10 adet iç içe kapalı yola sahip ve 5 birim ışık zamanı boyunca gözlemlenen belli bir bölgesinde, gözlem süresi içinde en az bir kez meşgul olan UBH'ler (gri bölgelerle gösterilmiştir). (Not: 1 birim ışık zamanı, bir GBP'nin 1 UBH boyunca yer değiştirmesi için gerekli zamandır)

Enerjiyi ise, yaptığı veya yapabileceği iş ile tanıırız. Yapılan her işte bir yer değiştirme söz konusudur. (Bu süreç, etki altındaki sistemin bir bütün olarak yer değiştirmesi, deforme olması veya mikro elemanlarının anlık olarak yer değiştirmesi şeklinde gerçekleşiyor olabilir). Öyleyse enerji, bir yer değiştirme durumu veya potansiyeli şeklinde de tanımlanabilir. Gezici bilgi paketleri de daima bir yer değiştirme süreci içindedir ve etkileşime girdikleri uzay bölgelerinde karşılaştıkları diğer GBP rotalarında değişime sebep olurlar. Kuvvet olarak algıladığımız olgu, rota değişimlerine sebep olan bu karşılaşmalardan başkası değildir. Bu karşılaşmalar büyük çoğunlukla zıt yönde hareket eden GBP'ler tarafından gerçekleştirilir. Zira, tüm GBP'lerin hızları aynı olduğundan, aynı yönde hareket eden GBP'ler asla karşılaşmazlar. Birbirine dik yollar üzerinde hareket eden GBP'lerin karşılaşma sıklığı ise nispeten çok daha azdır. Her bir GBP rota değiştirme zorunluluğunu kendisine uygulanan bir kuvvet olarak algılar. Çok sayıda GBP içeren iki sistem karşılaştığında çarpışan GBP sayıları her iki sistemde de aynıdır ve bunlar çok büyük oranda zıt yönde hareket eden GBP'lerden oluşur. Dolayısıyla, her iki sistem elemanlarının ortalama hızlarındaki değişim eşit ve zıt yönlüdür. Bu durum, her bir sistem diğerine eşit ve zıt yönlü kuvvet uyguluyor şeklinde algılanır. Etki-tepki prensibinin nedeni budur.

6. BAZI TEMEL KUVVETLERİN AÇIKLANMASI

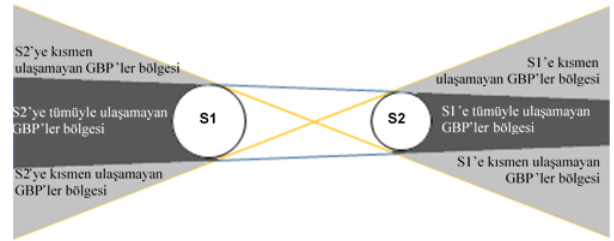
Bundan önceki bölümlerde, uzayda çekim kuvvetleri şeklindeki etkileşimlere hiç yer verilmemişti. Aslında, yalnız çekim kuvvetlerine değil, uzaktan etkileşimin hiç bir türüne yer verilmediğine dikkat ediniz. Zira bu çalışmanın temel amaçlarından biri, bu tür etkileşim varsayımlarının yol açtığı yanlış yönelim ve zaman kayıplarını ortadan kaldırmaktır. Bu makalede, (ispatı çok zor olmamakla birlikte), şu teorem bir aksiyom olarak kabul edilmiştir: **Uzaydaki herhangi iki sistem arasındaki anlık etkileşimler ancak ve ancak ortak veya temas halindeki fiziksel arayüzleri üzerinden gerçekleşebilir.** Bu kabul, uzak sistemlerin hiç bir şekilde etkileşemeyeceği manasına gelmez. Bilakis, gezici bilgi paketlerinin ele avuca sığmaz karakteri sayesinde, uzayın sınırlarından yeterince içeride herhangi bir sistem, er ya da geç diğer sistemlerle etkileşime girecektir. İki uzak sistem arasındaki etkileşim için gerekli bağlantıyı, BUH'lerden oluşan sürekli bir yol sağlar.

Bizce makul görülmesi de, uzaktan itme ya da çekme şeklinde algıladığımız bazı etkileşimlerin, bu makalede öne sürülen paradigma ile açıklanabileceğini göstermekle mükellef olduğumuz farkındayız. Bu bağlamda, bu bölümde bazı temel kuvvetlerin gezici bilgi paketlerinin hareketleriyle açıklanabileceğine dair bazı öngörüler sunulacaktır. Konuyla ilgili kesin matematiksel formüllerin sunulabilmesi için uzay hücrelerinin geometrisi, GBP yolu

türleri (doğrusal, dairesel, spiral, v.b.) ve iki veya daha fazla GBP yolunun anlık olarak kesişmesi durumunda her biri için yeni hareket yönlerinin belirlenme prensibi gibi konularda daha kesin bilgiler sunacak çalışmalara ihtiyaç vardır.

6.1. Kütle Çekim Kuvveti

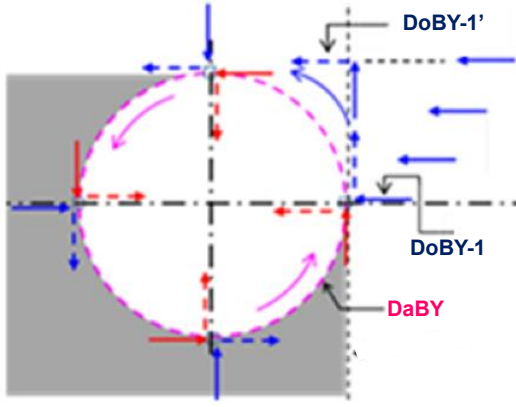
Gezici bilgi paketi (DoBY, DaBY veya SpBY) yoğunluklarının yeterli ve homojen olduğu, uzayın sınırlarından yeterince uzak bir iç bölgesinde, Şekil 8'deki gibi iki küresel sistem (S1 ve S2) düşünelim ve küresel sistemlerin dış yüzeylerinin tümüyle geçirmez olduğunu kabul edelim. Her bir sistemin diğer sistemden uzak yüzünün gerisinde, bu bölgeden geçen GBP yollarının diğer sisteme ulaşması tümüyle ya da kısmen engellenmiş konik bölgeler oluşur. Bu engelleme, her iki sistem üzerinde ikisini birbirine yaklaştıracak yönlerde kuvvetler algılanmasına yol açar.



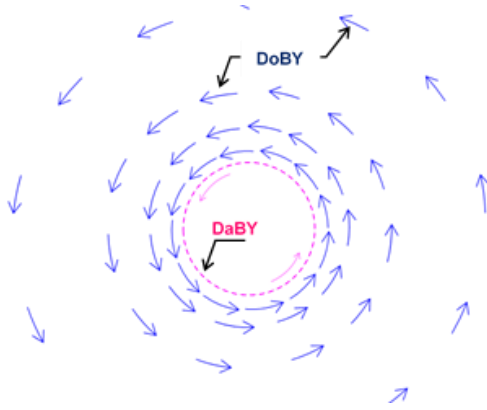
Şekil 8. Uzayın iç bölgelerinde birbirine yakın iki küresel sistem

6.2. Elektrik Kuvvetleri

Elektriksel kuvvetlerin açıklanmasında, kesişen GBP yollarının yansıma yönlerinin tayini önemlidir. Bölüm 4'te açıklandığı üzere, bu yansıma yönlerinin ilk hareket yönüne 180 derece değil, 90 derece farklı bir yönde olacağı kabul edilmiştir (bkz. Şekil 5 ve Şekil 6). İki boyutlu bir uzayda aynı düzlem içinde kalan bu yön değişimleri, üç boyutlu bir uzayda karşılaşma düzlemi dışına doğru da olabilir. Şimdi, basitliği bakımından yine iki boyutlu bir uzayda belli bir yönde dönüş hareketinden oluşan bir dairesel bilgi yolunu (DaBY) ele alalım (Şekil 9). Burada DaBY'in dönüş yönü, keyfi olarak saat yönünün tersi alınmıştır. Kırmızı düz oklar, DaBY'in 90° aralıklarla bazı konumlarında ve mavi düz oklar, DaBY'in örneğin sağ tarafından gelen DoBY'lerin hareket yönlerini göstermektedir. DaBY'in ve DoBY'lerin çarpışmadan sonra yansıma yönleri, kendi renklerinde kesikli oklarla gösterilmiştir. Böyle bir DaBY'le çarpışan DoBY'ler, DaBY etrafında bir girdabın ilk katmanını oluşturur. Bu DoBY'ler daha sonra DaBY civarındaki diğer DoBY'lerle çarpışıp yansıyarak daha uzak girdap katmanlarını oluştururlar (Şekil 10).

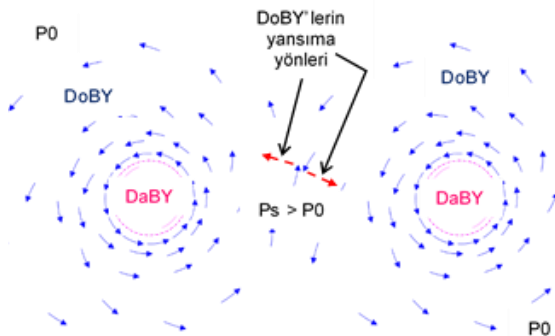


Şekil 9. Bir DaBY etrafında DoBY girdaplarının oluşumu



Şekil 10. Bir DaBY etrafında DoBY girdap katmanları

Dönüş yönleri aynı iki DaBY'in oluşturdukları DoBY girdapları, iki DaBY arasındaki bölgede zıt yönlere hareket ederlerken karşılaşılır ve her biri diğerinden uzaklaşacak yönlere yansır (Şekil 11). Bu durum, aynı türde yüklerin birbirini itmesini açıklar. Diğer taraftan dönüş yönleri zıt iki DaBY'in DoBY girdapları, aynı bölgede aynı yönde hareket ederler (Şekil 12). Tüm DoBY'ler aynı hızda hareket ettiklerinden, bu bölgede DoBY girdaplarından dolayı bir karşılaşma/çarpışma olmaz, bilakis DoBY girdapları bu bölgedeki normal DoBY karşılaşmalarının sıklığında azalmaya ve statik basıncın düşmesine yol açar. Bu durum da zıt yüklerin birbirini çekmesini açıklar.

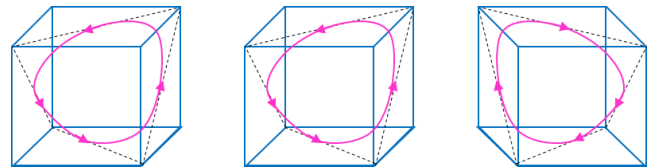


Şekil 11. Dönüş yönleri aynı DaBY'lerin etkileşimi (elektiriksel itme kuvvetinin oluşması)



Şekil 12. Dönüş yönleri zıt DaBY'lerin etkileşimi (elektiriksel çekme kuvvetinin oluşması)

Burada haklı olarak akla gelecek bir soru, uzayımızın iki boyutlu olmadığı ve iki boyutlu hareketlerin uzayımızdaki elektrik yüklerinin üç boyutlu hareketlerini temsil edemeyeceği olabilir. Cevabımız, elbette birebir temsil etmeyeceği, ancak benzerlikler kurabileceğimiz şeklindedir. Örneğin Şekil 13'te, üç boyutlu kartezyen yapıya sahip bir uzayda üç DaBY temsil edilmiştir. Her bir DaBY'in dönüş yönleri tüm eksenler etrafında aynıdır. Dolayısıyla iki DaBY'in birbirine bakan yüzlerinde etkileşimleri hep aynı olacaktır. DaBY'ler de DoBY'ler gibi gezici bilgi paketi rotalarıdır ve belli sayılarda adımlardan sonra hep aynı sıraya/düzene göre yön değiştirmekten oluştuğundan, DaBY'in uzayda herhangi bir hareketi, eksenlerden herhangi biri etrafındaki dönüş yönünü değiştirmesine sebep olmaz. Şekil 13'te soldaki ve ortadaki DaBY'lerin dönüş yönleri aynı olduğundan, karşılıklı yüzleri civarında oluşan DoBY girdapları daima zıt yönlü olacak ve bu bölgede sıklıkla gerçekleşecek DoBY çarpışmalarından dolayı DaBY'ler birbirini iteceklerdir. Ortadaki ve sağdaki DaBY'lerin ise dönüş yönleri farklı olduğundan, karşılıklı yüzleri civarında oluşan DoBY girdapları aynı yönlüdür ve bu bölgede çarpışmalar diğer bölgelerden daha azdır. Dolayısıyla DaBY'ler arasında bir çekme kuvveti oluşur. Buradan hareketle, türleri farklı elektrik yüklerinin dönüş yönleri farklı DaBY'lerle temsil edilebileceğini söyleyebiliriz.

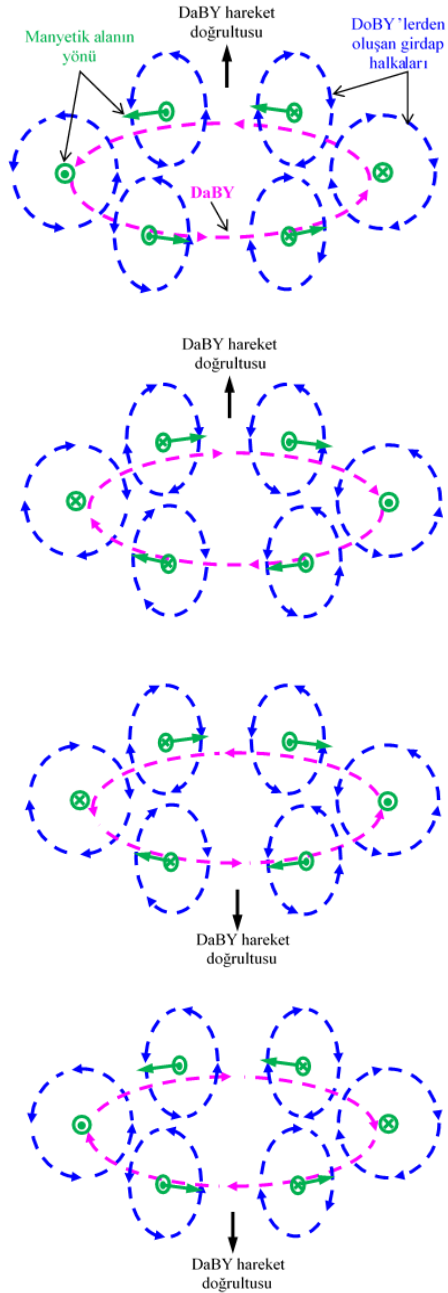


Şekil 13. Üç boyutlu kartezyen yapıya sahip bir uzayda DaBY örnekleri: Solda ve ortada saat tersi yönde dönen DaBY'ler, sağda saat yönünde dönen bir DaBY

6.3. Manyetik Kuvvetler

Manyetik kuvvetin yegane kaynağı elektrik akımıdır. Bir elektrik yükü, bir DaBY olarak tanımlanırsa, elektrik akımı bir DaBY'in hareketiyle ifade edilebilir. Üç boyutlu bir DaBY'in tüm eksenlere dik kesitlerinin aynı dönüş yönlü

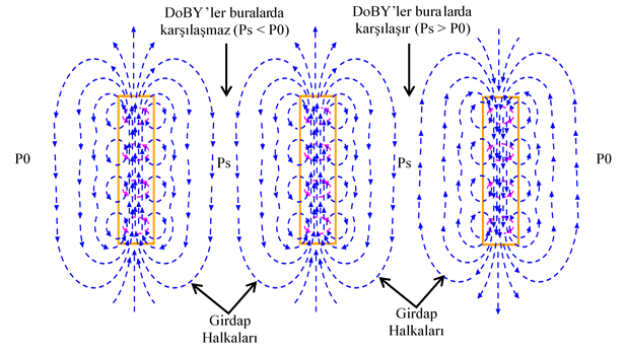
DaBY'ler oluşturduğunu bir önceki bölümde açıklanmıştı (bkz. Şekil 13). Diğer taraftan, halka şeklindeki bir nesnenin bir akışkan içinde eksen boyunca hareketi sırasında, nesne etrafında girdap halkaları (Vortex Rings) oluştuğu bilinmektedir. Bu girdap halkalarının dönüş yönü, halka şeklindeki nesnenin hareket yönüne bağlıdır. Benzer halkaların bir DaBY'in bir eksen boyunca hareketi sırasında da oluştuğunu düşünmemek için hiç bir sebep yoktur. Farklı olarak, eksen boyunca hareket halindeki bir DaBY etrafında oluşan girdap halkalarının dönüş yönleri, DaBY'in dönüş yönüne de bağlı olabilir. Bu durumda, bir DaBY'in dönüş yönüne ve hareket yönüne bağlı olarak Şekil 14'teki gibi girdap halkaları oluşabilir.



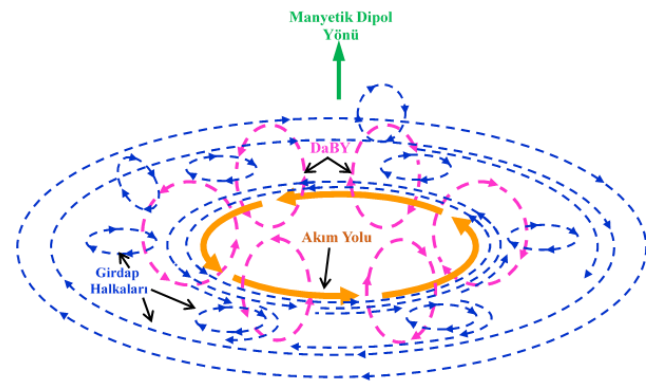
Şekil 14. Bir eksen boyunca hareket eden DaBY'ler etrafında oluşan girdap halkaları ve manyetik alanların yönü

Şekil 15'te akım taşıyan üç iletken tel etrafında oluşan girdap halkaları (Vortex Rings) gösterilmiştir. Soldaki ve ortadaki iletkenler aynı yönlü akımlar taşıırken, en sağdaki iletken diğerlerine zıt yönlü bir akım taşımaktadır. Aynı yönlü akım taşıyan iletkenlerin arasında kalan bölgede, girdap halkalarının oluşturduğu DoBY hareketlerinin aynı yönlü olduğu görülmektedir. Aynı yönlü DoBY'lerin çarpışma ihtimali olmadığından bu bölgede bir basınç düşüşü olur. Bu basınç düşüşü, iki iletkenin birbirine yaklaşma yönünde kuvvet algılamalarına neden olur. Zıt yönlüde akım taşıyan iletkenlerin arasında kalan bölgede ise, girdap halkalarının oluşturdukları DoBY hareketleri zıt yönlüdür. Zıt yönlü DoBY'ler çarpışarak burada bir basınç artışına ve iki iletkenin birbirinden uzaklaşma yönünde kuvvet algılamalarına neden olurlar.

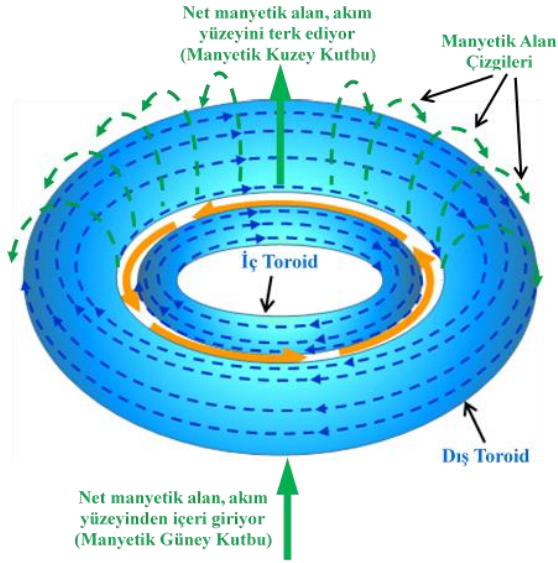
Dairesel bir elektrik akımının dairesele bir yörünge boyunca hareket eden DaBY'ler ile temsili ve bu sırada oluşan girdap halkalarından bazıları Şekil 16'da gösterilmiştir. Aslında DaBY'lerin böyle bir hareketi sırasında iç içe üç toroidal bölge oluşur (Şekil 17). İç ve dış toroidlerin dönüş yönleri aynı ve DaBY yörünge yönüne zıttır. Şekilde fazla karmaşıklık oluşturmamak bakımından DaBY yörüngesinin oluşturduğu orta toroidal bölge gösterilmemiştir.



Şekil 15. DaBY'lerin doğrusal hareketleri, dolayısıyla doğrusal akım, sırasında oluşan girdap halkaları

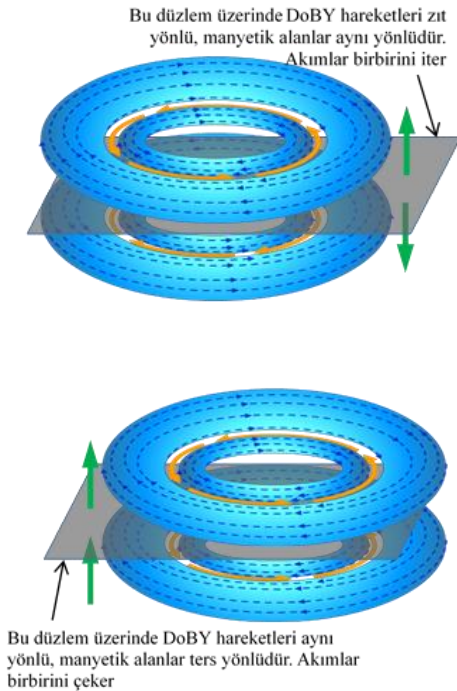


Şekil 16. DaBY'leri dairesele bir yörünge boyunca hareketi, dolayısıyla dairesele akım, sırasında oluşan girdap halkaları



Şekil 17. DaBY'lerin dairesel bir yörünge boyunca hareketleri sırasında DoBY girdap halkaları tarafından oluşturulan toroidal bölgeler

Şekil 18'de dairesel yörüngeler üzerinde hareket eden DaBY'lerin birbirini itme-çekme prensipleri gösterilmiştir. DaBY'ler tarafından oluşturulan girdap halkaları şeklindeki DoBY hareketlerinin oluşturduğu kuvvetlerin, manyetik dipol doğrultularıyla uyumu açıkça görülmektedir. (Manyetik alanların yönünün dik oldukları yüzeyden içeri giriyor ya da dışarı çıkıyor oluşuna göre belirlendiğini hatırlayınız).



Şekil 18. Üst üste dairesel yörüngeler üzerinde hareket eden DaBY'lerin birbirini itme-çekme prensipleri: Üstte yörünge yönleri zıt, altta yörünge yönleri aynı DaBY'ler

7. SONUÇ

Tüm fiziksel olayları bir tek kurama dayandırma çalışmaları yüz yılı aşkın bir süredir devam etmektedir. Bu çalışmaların henüz bir sonuca ulaşmamış olmasının bizce en temel sebebi, uzayın fiziksel olaylardaki rolünün iyi anlaşılmamış ya da gereken ilgiyi görmemiş olmasıdır. Uzay, ne bir boşluktur ne e pasif bir ortamdır. Bu çalışmada, uzayın fiziksel olayların gerçekleşmesinde aktif ve vazgeçilmez iki unsurdan biri olduğu mantıksal gerekçelerle açıklanarak, bundan sonraki bilimsel çalışmalarda uzayın ilgi odağı olduğu bir yol haritası oluşturulması amaçlanmıştır. Diğer vazgeçilmez unsur, gezici bilgi paketleridir. Uzay, gezici bilgi paketleriyle birlikte evrenimizdeki tüm fiziksel olayları belirleyen, sürekli, kalıcı ve fonksiyonel bir yapıya sahiptir. İtme, çekme ya da başka bir şekilde uzaktan hiç bir aynı anlı etkileşim türü yoktur. Çekim kuvvetlerinin olmayışı evrenin genişleme hızındaki artışı açıklamaktadır. Madde ve enerjinin, gezici bilgi paketlerinin kapalı ya da açık rotalarının oluşturduğu, farklı algılardan ibaret olması, madde-enerji eşdeğerliğini ve enerji seviyelerinin ayrı paketlenmiş halinde oluşunu açıklamaktadır. Gezici bilgi paketlerinin kendiliğinden dairesel yörüngeler tanımlayabilmeleri sayesinde, bir takım merkezci kuvvetlere ihtiyaç duyduğu düşünülen bazı galaksi içi ve galaksiler arası hareketlerin, karanlık madde ve karanlık enerji gibi son derecede belirsiz kavramlarla açıklanma gereği ortadan kalkmaktadır.

Fiziksel olayların bir tek kuramla daha doğru ve kesin bir şekilde açıklanabilmesi, uzayın en küçük biriminde hareketin ne şekilde gerçekleştiğinin anlaşılmasına bağlıdır. Bu bağlamda,

- uzak sistemler arasında aynı anlı etkileşimlere dayalı teoriler terk edilmeli,
- uzay hücrelerinin geometrisi belirlenmeye çalışılmalı,
- GBP yollarının anlık kesişmeleri halinde yeni yönlerinin tayin edilme prensibi anlaşılmalı,
- fiziksel kuvvetler ve olaylar bu makalede ortaya konan paradigma ışığında yeniden incelenmelidir. (Örneğin, elektrik yüklerinin manyetik alanlar içindeki hareket karakteristikleri (sağ el kuralı) ve elektromotor kuvvet (emf) gibi davranışların nedenleri, bir başka yazımızda açıklanacaktır.)

Sonsuz büyüklükte ya da küçüklükte niceliklerle kesin işlemler yapılamaz. Bu durum, sadece bizim için değil, evrenimizdeki tüm varlıklar için geçerlidir. Uzayda bir noktadan geçen sonsuz sayıda doğrultudan, ayrık iki nokta arasında bulunan sonsuz sayıda noktadan, sonsuz mesafelerden, sonsuz kenar veya yüze sahip geometrilerden, v.b. söz edilemez. Zira evrenimizdeki hiç bir varlık, bu tür nicelikleri anlamlandıramaz ve bunlarla işlem yapamaz. Dolayısıyla, bu tür nicelikler yok hükmündedir. Bununla birlikte, çok çok büyük anlamında, sanki sonsuz, neredeyse sonsuz gibi ifadeler kullanmamızın bir sakıncası yoktur.

8. TARTIŞMA KONUSU

Bilim dahil, herhangi bir teorinin mutlak ispatını iddia etmek henüz gerçekçilikten uzaktır. Bu tür iddialarda bulunmak için, en azından henüz, yeterli verilere sahip değiliz. İspat olarak gördüğümüz pek çok savunma, aslında bazı deliller öne sürerek ikna etme başarısından ibarettir. Bu delillerin ikna ediciliği ise, hedef kitleyle birlikte, kişiliğimizle, kültürümüzle ve eğitimimizle, hatta bazen (maalesef) kimliğimizle yakından ilgilidir. Kimi zaman, bir teorisi büyük kabul görmüş bir bilim insanının çok ta anlaşılır olmayan bazı teorileri, diğerleri kadar şüpheli incelemelere tabi tutulmadan kabul görmektedir. Tüm bu göreciliklere rağmen bu durum, bilimsel araştırma ve ispat çalışmalarının önemine zerre kadar toz konduramaz. Bilimsel ispat, gözlemler ve mantıkla en tutarlı deliller kullanarak ikna işlemidir. Bizi, uzak veya yakın türdeşlarımızın, yurtdışardan kaçma, av peşinde koşma veya yiyecek arama gibi, halihazırda süregiden korkulu, endişeli ve sıkıntılı yaşam standartlarından bugünkü seviyelere taşıyan, icracısı ve takipçisi olduğumuz bu bilimsel süreçlerden başkası değildir.

Simgeler ve Kısaltmalar:

DaBY	: Dairesel Bilgi Yolu
DoBY	: Doğrusal Bilgi Yolu
GBP	: Gezici Bilgi Paketi
KBY	: Kapalı Bilgi Yolu
P0	: Çevre Basıncı
Ps	: Statik Basıncı
S	: Sistem
SpBY	: Spiral Bilgi Yolu
UBH	: Uzay Birim Hücresi

KAYNAKLAR

- [1] KAYA Nevzet, Proposition of a Space Based Universe Versus Some Defects of Matter Based Universe Assumptions and Definitions, International Symposium on Sustainable Aviation, 29.05.2016 – 01.06.2016, Istanbul, Turkey, Proceedings pp: 122-125, ISBN: 978-605-89885-6-9.

ÖZGEÇMİŞ

Nevzet Kaya, 1962 Sivas doğumludur. İlk ve ortaöğrenimini Ankara'da tamamlamıştır. 1989 Yılında, Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Meslek Yüksekokulu Uçak Elektroniği Bölümü (Eskişehir), 1993 yılında IUT de Bordeaux Maintenance Aeronautic (Bordeaux, Fransa) önlisans öğrenimlerini, 2002 yılında Anadolu Üniversitesi

Sivil Havacılık Yüksekokulu (Eskişehir) lisans öğrenimini tamamlamıştır. 2015 Yılında, Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi'nde doktorasını tamamlamıştır (Doktora Konusunun İlgileri: Termodinamik, Enerji, Ekserji, Hidrojen, Turbofan Motor, İnsansız Hava Aracı).

1978 – 1991 Yılları arasında, genellikle imalat ve inşaat olmak üzere, farklı iş kollarında çalışmıştır. 1993 – 2003 Yılları arasında Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu'nda laboratuvar görevlisi, 2003 – 2015 yılları arasında öğretim görevlisi olarak görev yapmış, 2015 yılından bu yana ise, zaman içinde bağlı olduğu birimde gerçekleşen kurum, isim ve statü değişiklikleriyle birlikte, aynı birimde (güncel haliyle, Eskişehir Teknik Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi) öğretim üyesi olarak görev yapmaktadır.

Bildiği yabancı diller: İngilizce, Fransızca.



UZAY İSTASYONLARINDA KULLANILAN ROBOTİK KOL SİSTEMLERİ İÇİN EN UYGUN DAVRANIŞ KONTROL MODUNUN BELİRLENMESİ

Abdullah Demiray¹, Murat Bakırcı²

^{1,2}Uçak Mühendisliği Bölümü, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul 34469
TÜRKİYE

Tel: 212 285 33 41 E-Posta: demiraya22@itu.edu.tr

²İnsansız/Akıllı Sistemler Laboratuvarı, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Tarsus Üniversitesi, Mersin,
33400 TÜRKİYE

Tel: 324 600 00 33/2553 E-Posta: muratbakirci@tarsus.edu.tr

Özet- Robotik kol sistemleri, endüstriyel uygulamaların yanı sıra çok çeşitli uygulama alanlarına sahiptirler. Bu uygulamaların en dikkat çekenlerinden birisi de, yörüngede bulunan uzay istasyonlarında gerçekleştirilecek operasyonlarda kullanılan robotik kol yapılarıdır. Son derece hassas bir çalışma tekniğine sahip olan bu yapıların kontrolü de benzer hassasiyete sahiptir. Bu çalışmada, sabit olmayan bir referans çerçevesi üzerinde çalışan robotik bir kolun dinamiği incelenmiştir. Robotik kolun, yörüngede bulunan bir uydu veya uzay istasyonuna entegre edildiği varsayılmış ve matematiksel model buna göre geliştirilmiştir. Nümerik olarak incelenen model ile, çeşitli operasyon metodları seçilmiş ve her birinin avantaj ve dezavantajları araştırılmıştır. Ayrıca her bir operasyon modu için platform üzerindeki tepki kuvvetleri de incelenmiştir. Bu sayede hareketli taban üzerinde çalışan robotik kolun hangi koşullarda daha tutarlı olarak kontrol edilebileceği araştırılmıştır. Elde edilen sonuçlar, robotik kolun kullanılacağı uygulamanın türüne göre, farklı davranış kontrol modlarının tercih edilmesinin faydalı olacağını ortaya koymaktadır.

1. GİRİŞ

İnsanları herhangi bir faaliyet için uzay görevlerine göndermek çok riskli ve oldukça maliyetlidir. Mevcut şartlarda, uzay faaliyetlerinde insanların uzay robotlarıyla değiştirilmesi konusunda bilim dünyasında bir fikir birliği vardır. Robotlar, bilgi teknolojisindeki muazzam ilerlemeler sayesinde son derece hızlı bir biçimde değiştirilebilen ve geliştirilebilen makinelerdir. Bu ve benzeri avantajları nedeniyle uzay çalışmalarında insanların yerini almak için çekici bir seçeneği temsil etmektedirler. Robot gerektiren operasyonlar, uzay aracının yörüngede buluşması ve yavaşması, uzay aracının

uzayda montajı, yörünge servisi, bakım ve yardımlar, uzayda bilimsel deneyler, gezegen keşif görevleri olarak sıralanabilir [1-3]. Uzay araştırmalarının geleceği, yer istasyonu komutlarına/karar almaya ihtiyaç duymadan yerel karar alma kabiliyetine sahip akıllı robotları ve robot sistemlerini kullanmaktır [4]. Yer tabanlı ve uzay tabanlı robotik manipülatör dinamikleri arasında bazı önemli farklılıklar vardır. Yer tabanlı robotik manipülatörler, Dünya yerçekimi ortamında sabit platformlar üzerinde çalışabilirler. Öte yandan, uzay tabanlı robotik manipülatörler, mikro yerçekimi ortamlarında hareketli ve görünüşte ağırlıksız platformlar üzerinde çalışır [5]. Yer tabanlı robotik manipülatör platformu, gerekli görevleri yerine getirirken sabit oldukları için robotik manipülatörlerin hareketine tepki olarak hareket etmeyebilir. Yörüngedeki ortam, mikro yerçekimi ile karakterize edilir ve bu nedenle robotik manipülatör tabanı ataletsel anlamda uzayda sabit değildir [6].

Uzay istasyonlarında insan güç ve kabiliyetlerinin doğrudan kullanılmasının ciddi risk ve dezavantajları vardır. Bu nedenle bu risk ve kısıtlamaları bertaraf edebilecek yeteneğe sahip robotik kolların kullanımı pek çok uygulamayı da mümkün kılmaktadır. Uzay istasyonlarındaki bu yapılar, uzay araştırmalarının ve keşiflerinin ilerlemesi konusunda önemli kolaylık ve katkı sağlamaktadırlar. Bilhassa bakım ve onarım gibi görevlerde uzay istasyonunun ihtiyaç duyduğu gerekliliklerin karşılanması bakımından robotik kollar hayati öneme sahiptirler. Bununla birlikte, insanların uzayda maruz kalabilecek potansiyel riskler nedeniyle, robotik kollar uzay araştırmalarının sürdürülebilirliği ve astronotların güvenliği için kritik öneme sahiptir. Astronotların tehlikeli ve zorlu koşullarda çalışmalarını büyük oranda azaltan bu yapılar, uzay istasyonunda daha

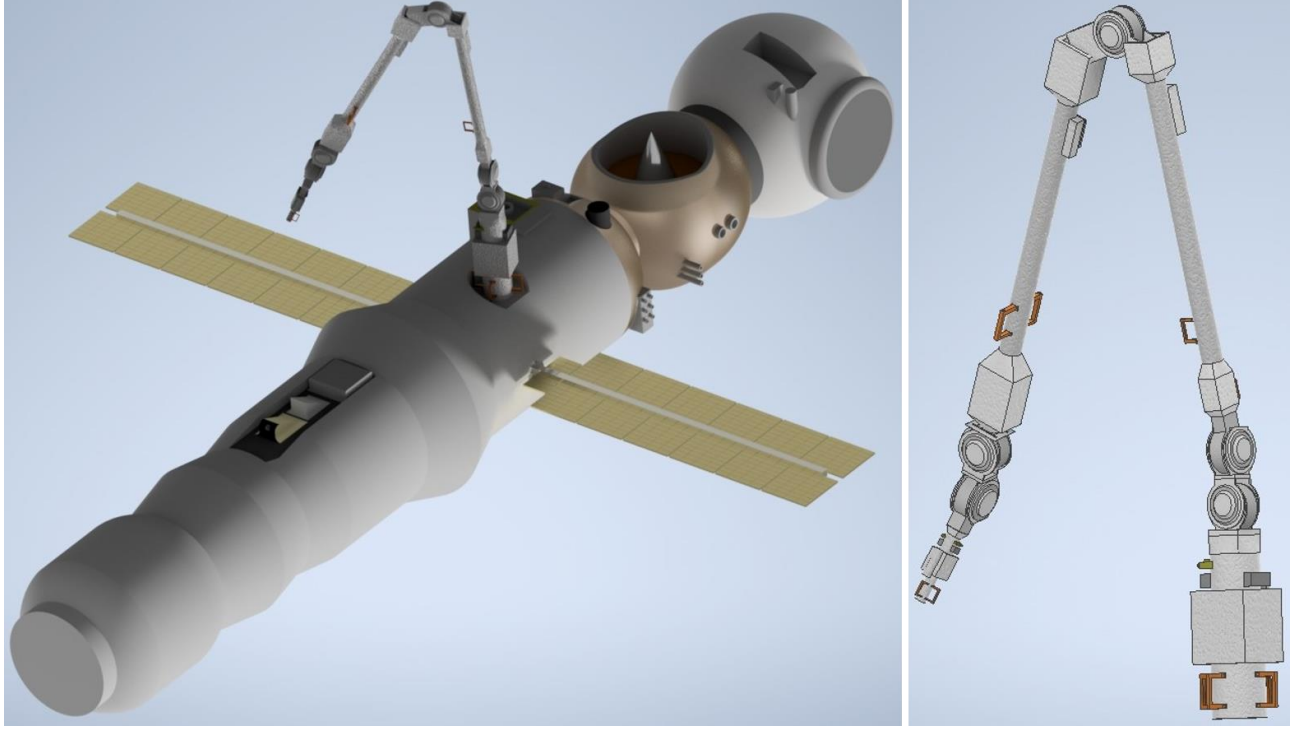
güvenli bir ortam sağlarlar. Bakım ve onarım gibi kritik operasyonların daha kolay ilerlemesini sağlamalarının yanı sıra, daha hızlı sonuç alınmasına da katkı sunarlar. Ayrıca uzay istasyonunun dış bölgesinin detaylı olarak incelenmesi ve arıza tespiti yapılabilmesi, yine bu robotik yapılara entegre edilen kameralar vasıtasıyla mümkündür. Kısacası, robotik kollar uzay çalışmalarında araştırma, güvenlik, malzeme transferi, bakım ve onarım gibi bir çok operasyonu kolaylaştırıp astronotların kısıtlı olan zamanlarını daha efektif şekilde gerçekleştirmesini sağlamaktadırlar. Bu sayede astronotlar zamanlarının büyük bir kısmını araştırmalara, keşiflere, görevlerine harcayabilmektedirler. Bu ve diğer nedenlerden dolayı bir uzay istasyonunun işleyişi açısından oldukça önemli bir yer tutmaktadırlar.

Yörüngedeki faaliyetler uzay aracının dışında veya uzay aracının içinde olabilir. Diğer uzay faaliyetleri, bir uyduyu bir yörüngeden diğerine çekmeyi veya sadece bakım operasyonlarını hedefleyen bir uzay aracına kenetlenmeyi ifade eder [7]. Yörüngede operasyon senaryosu, bir uzay aracına kenetlenmiş veya yanaşmış ve üzerinde çalışan bir robotik manipülatörünki gibi olabilir. Uzay aracı, yapılacak işe bağlı olarak robotik manipülatör tabanı haline gelir ve görevleri yerine getirirken manipülatör bağlantılarının hareketine tepki olarak hareket edebilir. Böyle bir senaryoda, uzay aracının konumu ve öteleme hareketi bozulabilir ve durum/yörünge kontrolü gerektirebilir [8]. Bir telerobot, otonom robottan farklıdır, çünkü robota komuta etmek için merkezi bir kontrol istasyonunda bulunan bir insanı içerir. Günümüzde otonom robotları kullanma eğilimi, yörüngedeki operasyonların başarısını garantilemek için daha fazla güvenlik gerektirmektedir. Görevlerin başarısı, robot uzay çalışmalarında çarpışma risklerinin en aza indirilmesi, robotun elle uygulanan kuvvetlerinin kontrol edilmesi, risk analizi ile donanım ve yazılım arızalarının önlenmesi, tespit/önleme için dinamik analiz ve robotik kontrol ile sağlanabilir [9, 10]. Bu sorunla ilgili tartışmayı sonlandırmak için, eylemsiz platformların robot hareketlerine tepkisinin incelenmesinin, mikro yerçekimi ortamında yapılacak tüm uzay operasyonlarının başarısı için esas olduğu ifade edilebilir.

Kontrol alanından gelen temel gereksinimlerden biri, yerleşik robotlar çalışırken robotik platformu sabit tutmaktır. Platform, uzay aracı robotik manipülatör benzeri bir uzay aracı veya yapısında robotik manipülatör taşıyan bir uzay aracı ise robotik taban olabilir. Bu nedenle, robot faaliyetlerinden kaynaklanan reaksiyon torku ve kuvvet nedeniyle platformdaki uyarımı kontrol etmek için yerleşik bir kontrol alt sistemine sahip olmak gerekir [11]. Bu

kontrol, robotik manipülatör çalışırken uzay aracını sabit tutmak için durum kontrolü ve/veya yörünge kontrolü olabilir. Bu, platformu sabit tutmak için aktif kontrol kullanılarak yapılabilir. Aktif kontrol, sensörler ve aktüatörler gerektirir. Sensörler, platform konumlarını ve oranlarını algılar. Sensör verileri, konum ve yörünge kontrol alt sistemi yazılımları tarafından okunur ve işlenir. Daha sonra uygun tasarlanmış kontrolörler, aktüatörlere harekete geçme ve platformu sabit tutma komutu verir [12]. Bu çalışma, senkronize bir şekilde ancak ters yönde hareket etmesi planlanan bağlantılara sahip bir robotik manipülatör sunmaktadır. Buradaki fikir, robot platformundaki reaksiyon torkunu ortadan kaldırmak ve ardından manipülatör aktivitesi sırasında uzay aracını kararlı hale getirmek için kontrol çabasını azaltmaktır.

Küçük kütleleri hareket ettirme kabiliyetine sahip, büyük ve esnek bir robotik manipülatör içeren bir uzay istasyonu için durum ve titreşim kontrolünü içeren modelleme ve dinamik analizleri literatürde mevcuttur [13-15]. Bu tür çalışmalarda sonlu elemanlar tekniği, sistem dinamiğini elde etmek için Lagrangian formülasyonu ile birleştirilir. Uzay istasyonunun dönme-titreşim hareketini kontrol etmek için doğrusal kuadratik regülatör (DKR) tekniği kullanılır. Dahası, manipülatör bağlantılarının elastik esnekliğinin tüm sistemin tutum hareketi üzerindeki etkisini hesaba katan kontrol mimarisi de mevcuttur. Bir diğer çalışmada [16], işbirlikçi olmayan hedefler için buluşma ve yanaşma incelenir. Göreceli tutum hareketini elde etmek için konum, yönelim ve hareket tahmininin yanı sıra ikili dördey kullanılır. Uyduya monte edilmiş robotların dinamikleri ve kontrolüne ilişkin öğretici bir genel bakış sunan çalışmalar da mevcuttur [17]. Sabit olmayan bir taban üzerine monte edilmiş robotlar problemi ve robot hareketine yanıt olarak uydu hareketi tartışılmaktadır. Ayrıca ihmal edilemez kütlelerin robot manipülasyonu ile ilgili tutum pertürbasyonu ve ivme problemi ve bu pertürbasyonların mikro yerçekimi ile ilgili araç üstü deneylerdeki etkisi tartışılır. [18] serbest uçan çok gövdeli yapının yeniden yönlendirilmesi için uzantıları hareket ettirme tekniklerini sunar. [19] aracın itme kuvvetlerinin bilindiğini varsayarak manipülatör uç nokta kontrolü için eklem torklarının hesaplanmasını tartışır ve deneysel olarak kanıtlar. [20]'de uzay robot sistemlerinin kinematığını ve dinamiklerini basitleştirmek için yeni bir konsept olarak sanal manipülatör önerilir. Sanal konsept, tüm sistemin kütle merkezinde sabitlenmiş olması dışında gerçek olana benzeyen hayali bir manipülatöre atıfta bulunur. Belirli bir uç efektör hareketi için sanal manipülatörün hareketini türeterek, gerçek sistemin hareketi basit bir şekilde elde edilebilir. Bir robot kullanarak otonom olarak enkaz yakalama konusu [21]'de ele alınmaktadır. Çalışmada sunulan teknik, bilgisayar görüşü, akıllı algı ve uzay robotları için kontroldür.



Şekil 1. Uzay istasyonuna entegre edilmiş robotik kolun (manipülator) temsili CAD çizimi.

2. SİSTEM MODELLEMESİ ve TUTUM KONTROLÜ

İncelemesi yapılan uzay istasyonuna entegre robotik kolun (manipülator) temsili CAD çizimi Şekil 1’de verilmiştir. Takip edilen yöntem, dinamik analiz için bir uzay istasyonuna entegre edilmiş robotik manipülatorün matematiksel modellemesini ve nümerik simülasyonlarını içermesinin yanı sıra, uzay aracı durum kontrolünü uygulamak için DKR tekniğini de içerir. Simülasyonlar, biri robotik manipülatorün çalışmadığı ve diğeri manipülatorün çalıştığı iki durum için kontrol eforunun analizini içeren aktif durum kontrolünü amaçlar. Üçüncü senaryo, robot manipülatorünün belirli bir konfigürasyonu içindir; burada bağlantılar, platformdaki ilgili reaksiyonları iptal ederek zıt yönlerde konuşlandırılır. Bu durum, uygun bir ekipman yerleştirme tasarımının platform üzerindeki reaksiyonları iptal edebileceğini, yani kol yerleştirmelerinin, kolların dönme hareketi dışında sabitlenmiş konumu etkilemediğini göstermektedir.

Şekil 2, uzay istasyonuna entegre bir robotik manipülatorün fiziksel modelini göstermektedir. Burada, x , y ve z sırasıyla yatış, yunuslama ve sapma eksenlerini, $x_{1,2}$, $y_{1,2}$ ve $z_{1,2}$ robotik manipülatorün kol eksenlerini temsil etmektedirler. Belirtmek gerekir ki, sadece yerçekimi-gradyan torku, harici bir pertürbasyon olarak kabul edilmiştir. Bu tork birinci dereceden bir yaklaşım için yerçekimi potansiyel enerjisinden türetilir. Yarı

koordinatlar için Lagrangian formülasyonu, uzay aracının dönme hareketinin kolların hareketiyle birleştirilmesi de dahil olmak üzere modifiye edilmiş Euler denklemlerini verir. Genelleştirilmiş koordinatlar için Lagrange formülü, robotik manipülator hareket denklemlerini verir. Yarı koordinatlar için Lagrange formülü aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial E_k}{\partial \omega} + \hat{\omega} \frac{\partial E_k}{\partial \omega} = T_e + T_c \quad (1)$$

Burada, $\partial E_k / \partial \omega$ açısal momentum vektörünü verir. E_k kinetik enerji, $\hat{\omega}$ açısal hız vektörünün bileşenlerinde bir çarpık simetrik matris, T_e ve T_c ise sırasıyla harici ve kontrol tork vektörlerini ifade etmektedir. Genelleştirilmiş koordinatlar için Lagrange ifadesi aşağıdaki gibidir.

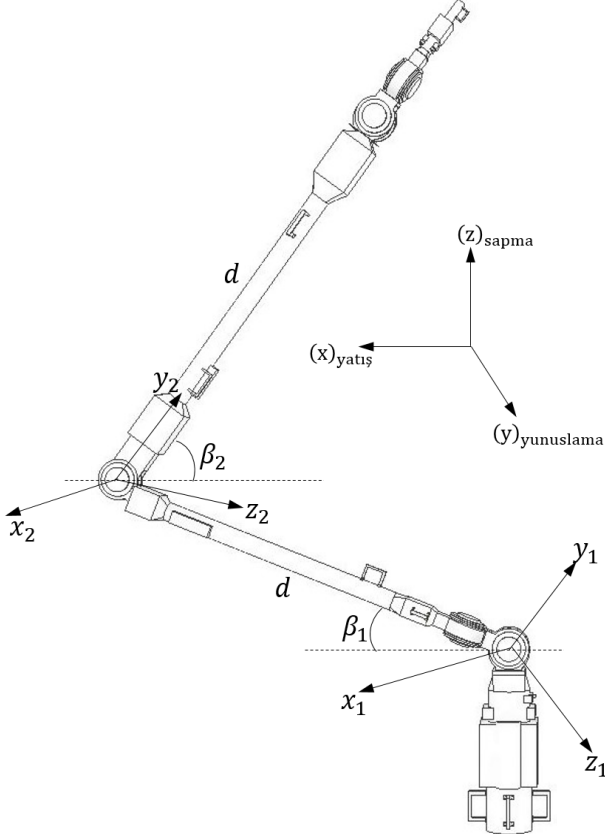
$$\frac{d}{dt} \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \beta_m} - \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \beta_m} = F_{\beta_m} \quad (2)$$

Burada, \mathcal{L} Lagrange fonksiyonunu, $m = 1, 2, 3$ olmak üzere β_m robotik manipülatorün her bir bağlantısıyla ilişkili serbestlik derecelerini, F_{β_m} ise genelleştirilmiş kuvvetleri ifade eder. Lagrange fonksiyonu kinetik, E_k , ve potansiyel enerji, E_p , ile ifade edilir. Herhangi bir potansiyel enerji söz konusu olmadığında fonksiyon kinetik enerjiye eşit olur, ki bu çalışmada yalnızca bu

durum incelenmiştir. Manipülâtör bağlantıları hareket ettikçe toplam atalet matrisi, J_t , aşağıdaki gibi değişir.

$$J_t = J_s + \sum_{m=1}^3 (Q_m)^T (I_a)_m Q_m \quad (3)$$

Burada, J_s sistemin dönme hareketi ile ilişkili atalet matrisi, Q sistem çerçevesini, yani yatış, yunuslama ve sapma eksenlerini, robotik kol bağlantılarının çerçevesi ile ilişkilendiren transformasyon matrisi, I_a sistemin robotik kollar ile ilişkili atalet matrisidir. Küçük tutum açıları göz önüne alındığında, doğrusal kabul edilen sistemin kinematik denklemleri aşağıdaki gibi ifade edilir.



Şekil 2. Robotik manipülâtörün model parametreleri.

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\beta \\ 0 & c\alpha & s\alpha c\beta \\ 0 & -s\alpha & c\alpha c\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} - \dots \\ \dots - R \begin{bmatrix} c\beta s\gamma \\ s\alpha s\beta s\gamma + c\alpha c\gamma \\ c\alpha s\beta s\gamma - s\alpha c\gamma \end{bmatrix} \quad (4)$$

Burada R dairesel yörüngeler için sabit olan yörünge oranını, α , β , ve γ ise yatış, yunuslama ve sapma açılarını ifade etmektedir. Bu durumda, yörünge hareketi yapan uzay aracı için diferansiyel kinematik denklemler aşağıdaki gibidir.

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = c^{-1} \beta \begin{bmatrix} c\beta & s\alpha s\beta & c\alpha s\beta \\ 0 & c\alpha c\beta & -s\alpha c\beta \\ 0 & s\alpha & c\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \dots \\ \dots + R c^{-1} \beta \begin{bmatrix} s\beta \\ c\gamma c\beta \\ s\gamma s\beta \end{bmatrix} \quad (5)$$

Doğrusal kuadratik regülâtör, DKR uzay aracının durum kontrolü için kullanılır. Robotik manipülâtör kollarına herhangi bir kontrol empoze edilmez, ve kollara yalnızca açma/geri çekme ve döndürme komutu verilir. Burada amaç, robotik manipülâtör çalışırken uzay aracı tutumunu aktif olarak kontrol etmek ve ardından kol hareketinin kontrol çabası üzerindeki etkisini analiz etmektir. Simülasyonlar sırasında matematiksel modellerin iki farklı versiyonu kullanılmıştır. Kolların açılması/geri çekilmesinin platformdaki tepkileri pasif olarak iptal edecek şekilde yapılandırılmadığı bir versiyon, ve kolların açılması/geri çekilmesi biçiminin platformdaki reaksiyonları iptal ettiği diğer versiyon. Bu tür bir konfigürasyonda kolların hareketi platform hareketini etkilemez. DKR tekniğini uygulamak için, sistem denklemleri denge konfigürasyonu (sıfıra eşit tutum açıları) etrafında doğrusallaştırılır. Bu tekniği uygulamak için, x durum vektörü ve u performans endeksi optimizasyonundan kaynaklanan durum geri besleme kontrol terimi olmak üzere, doğrusal denklemler durum formunda $\dot{x} = ax + bu$ şeklinde ifade edilir. Kontrol terimi u ise, G kazanç matrisi olmak üzere $u = -Gx$ şeklinde ifade edilir ve aşağıda verilen maliyet fonksiyonunu en aza indirir.

$$\Phi = \int_0^{\infty} x^T D x + u^T I_c u dt \quad (6)$$

Burada, D ve I_c , sırasıyla durum ve kontrol girişi ile ilişkili gelişigüzel ağırlık matrisleridir.

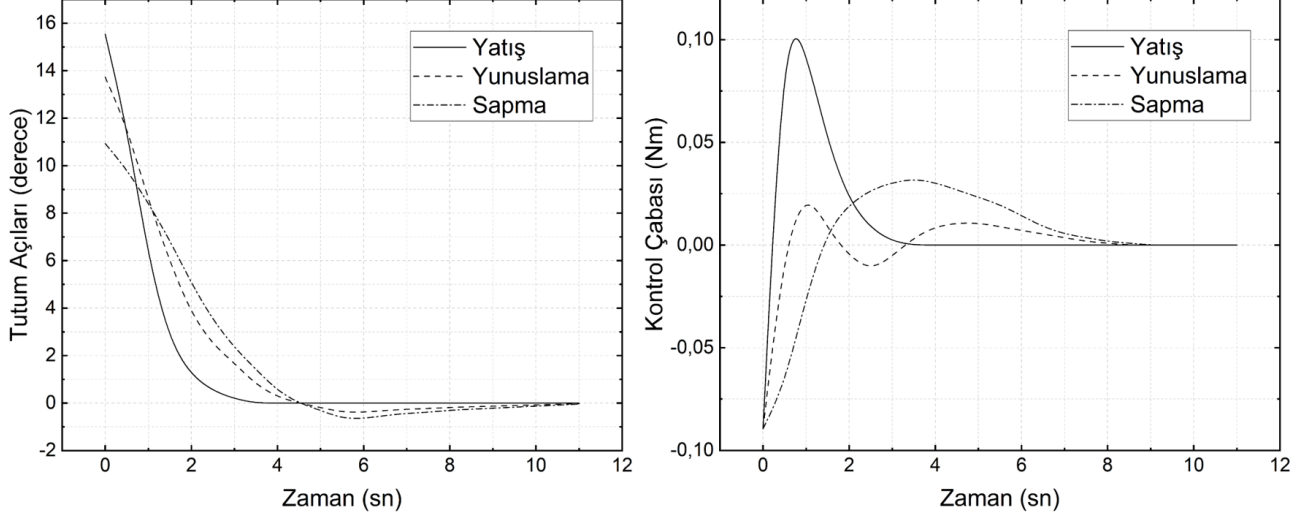
3. NÜMERİK BULGULAR

Elde edilen matematiksel model iki senaryo dikkate alınarak bilgisayar ortamında simüle edilmiştir. Robotik manipülâtörün çalışmadığı durum ve robotik kolun 0 dereceden 180 dereceye açıldığı diğer durum. Burada, kol açma konfigürasyonu reaksiyonu iptal etmez ve taban, kolların geri çekilmesine yanıt olarak hareket eder. Amaç, uzay istasyonunu tutumunu öngörülen sınırlar içinde tutmak için kontrol çabalarını analiz etmektir.

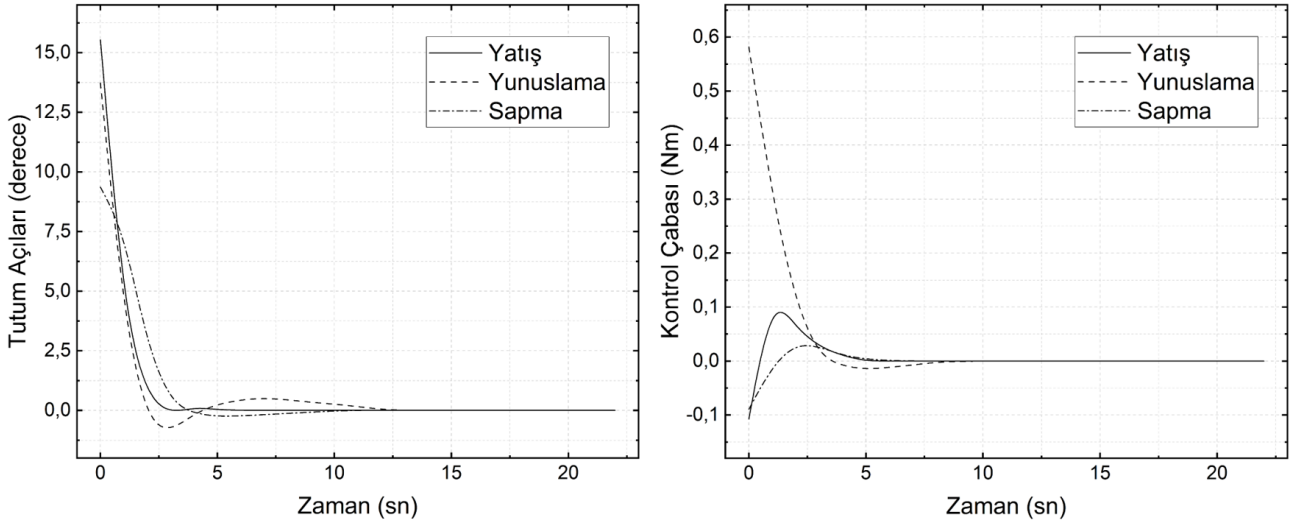
Şekil 3 (sol) robotik manipülâtör kapalıyken istasyon için tutum kontrolünü, ve yine aynı durumda karşılık gelen

kontrol çabasını göstermektedir (sağ). Şekilden de görüleceği üzere, yaklaşık 11 saniyede arzu edilen kontrol gerçekleşmiştir. Ayrıca, yatış açısının kontrolünün, yunuslama ve sapma açılarının kontrolünden çok daha kolay olduğu açıktır, ki bu robotik manipülâtörün konfigürasyonu göz önüne alındığında beklenen bir sonuçtur. Yatış açısının kısa sürede kontrol edilmesine karşılık, bu kontrolün diğer tutum açılarına göre çok daha

büyük bir çaba gerektirdiği ise açıkça görülmektedir. Şekil 4, robotik manipülâtörün çalışması, yani manipülâtör hareket halindeyken ele alınarak tutum kontrolü ve kontrol çabalarını göstermektedir. Elde edilen sonuçlardan, ilgili kontrol çabasının, robotik manipülâtör kollarının hareket etmediği durumla karşılaştırıldığında yaklaşık bir mertebe daha büyük olduğu açıktır. Aslında robotik manipülâtör kollarının hareketi sırasında platformu sabit tutmaya yöne-



Şekil 3. Kapalı manipülâtör için tutum kontrolü (sol) ve kontrol çabası (sağ).



Şekil 4. Operasyonel (hareketli) manipülâtör için tutum kontrolü (sol) ve kontrol çabası (sağ).

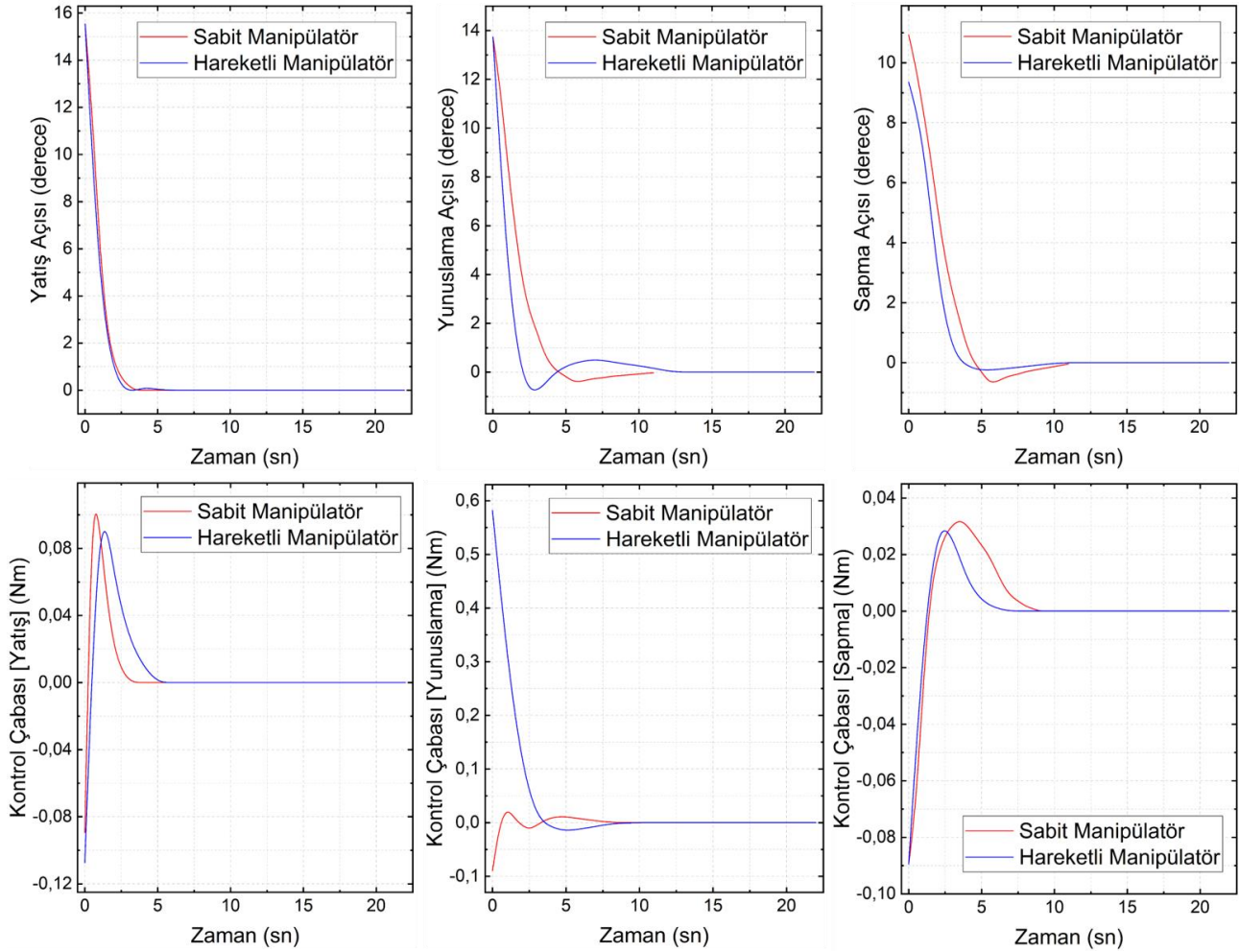
lik kontrol çabasının artması beklenebilirdi. Kolların hareket etmediği durum için tutumu kontrol etmeye yönelik maksimum kontrol çabasının 0,104 Nm, kolların hareket ettiği durum için ise 0,583 Nm olduğuna dikkat edilmelidir.

Bir başka önemli nokta ise, robotik manipülâtörün çalıştığı durum için uzay aracı tutumunu öngörülen değerlere getirmek için gereken sürenin daha büyük olduğudur. Daha net bir kıyas yapılabilmesi açısından, her iki durum için yatış, yunuslama ve sapmaya karşılık gelen eğriler Şekil

5'te gösterildiği gibi aynı grafik üzerinde gösterilmiştir. Sonucu elde etme prosedürü, tutum, yuvarlanma, yunuslama ve yalpalamada sıfır konumlarına ayarlanmasıyla başlatılır. Daha sonra kolları sıfır konumundan yaklaşık 180 dereceye hareket ettirme operasyonu gerçekleştirilir. İlk manipülatör halkası saat yönünün tersine hareket ederken, ikincisi saat yönünde senkronize hareket eder. Sonuç olarak, herhangi bir dış karışıklık olmadığında platform kararlılığını doğrular. Bu yaklaşım, reaksiyon torkunun robot tabanı üzerindeki etkisini telafi etmek için herhangi bir kontrol eylemine ihtiyaç duyulmaması anlamında pasiftir, çünkü bu reaksiyon, manipülatör bağlantılarının senkronize ve ters hareketi ile ortadan kaldırılır.

4. SONUÇ ve TARTIŞMA

Bu çalışma, sabit olmayan bir taban üzerine monte edilmiş manipülatörü dikkate alarak yörüngedeki robotik manipülatör işlemlerinin dinamik analizini ele almaktadır. Tutum dinamiği simülasyonları kapsamında robotik manipülatör benzeri bir uzay aracı için matematiksel bir model geliştirilmiştir. Amaç, robotik manipülatör kollarının hareket etkisinin, tutum kontrol çabası ve küçük tutum açılarını sıfıra almak için gereken süre üzerinde incelenmesidir. Analizde robotik kolların hareket ettiği ve etmediği duruma ilişkin sonuçlar karşılaştırılmıştır. Robo-



Şekil 5. Yatiş, yunuslama ve sapma açılarının değişimlerinin ve bunlara karşılık gelen kontrol çabalarının manipülatörün kapalı ve açık olduğu durumlardaki kıyaslaması.

tik manipülatörün hareket ettiği durum için kontrol eforunun arttığı simülasyonlar aracılığıyla doğrulanmıştır. Ayrıca aynı durum için uzay istasyonunun tutumunu sıfıra getirmek için gereken sürenin arttığı doğrulanmıştır. Simülasyonlar ayrıca, manipülatör platformdaki tork

reaksiyonlarını iptal etmek için kol hareketlerinin senkronize ve zıt yönlerde olduğu duruma odaklandı. Simülasyon sonuçları, bu durumda tutumun robotik manipülatör kollarının hareketinden etkilenmediğini göstermiştir.

5. REFERANSLAR

- [1] C.Sallaberger “Canadian Space Robotic Activities” Acta Astronautica cilt 41, no 4, 1997, s. 239-246.
- [2] H.Sawada, K.Ui, M.Mori, H.Yamamoto, R.Hayashi, S.Mayunaga “Micro-Gravity Experiment of a Space Robotic Arm Using Parabolic Flight” Advanced Robotics cilt 18, no 3, 2004, s. 247-267.
- [3] W.Xu, B.Liang, Y.Xu “Survey of Modeling, Planning, and Ground Verification of Space Robotic Systems” Acta Astronautica cilt 68, no 11, 2011, s. 1629-1649.
- [4] R.Boumans, C.Heemskerk “The European Robotic Arm for the International Space Station” Robotics and Autonomous Systems cilt 23, no 1, 1998, s. 17-27.
- [5] Z.Wen, Y.Wang, J.Luo, A.Kuijper, N.Di, M.Jin “Robust, Fast and Accurate Vision-Based Localization of a Cooperative Target Used for Space Robotic Arm” Acta Astronautica cilt 136, 2017, s. 101-114.
- [6] Y.L.Gu, Y.Xu “A Normal Form Augmentation Approach to Adaptive Control of Space Robot Systems” Dynamics and Control cilt 5, 1995, s. 275-294.
- [7] A.F.Abad, O.Ma, K.Pharm, S.Ulrich “A Review of Space Robotics Technologies for On-Orbit Servicing” Progress in Aerospace Sciences cilt 68, 2014, s. 1-26.
- [8] S.Liu, L.Wu, Z.Lu “Impact Dynamics and Control of a Flexible Dual-Arm Space Robot Capturing an Object” Applied Mathematics and Computation cilt 185, no 2, 2007, s. 1149-1159.
- [9] Y.H.Wu, Z.C.Yu, C.Y.Li, M.J.He, B.Hua, Z.M.Chen “Reinforcement Learning in Dual-Arm Trajectory Planning for a Free-Floating Space Robot” Aerospace Science and Technology cilt 98, 2020, s. 1-14.
- [10] L.Shi, S.Kayastha, J.Katupitiya “Robust Coordinated Control of a Dual-Arm Space Robot” cilt 138, 2017, s. 475-489.
- [11] K.Yoshida “Achievements in Space Robotics” IEEE Robotics & Automation Magazine cilt 16, no 4, 2009, s. 20-28.
- [12] M.Oda, N.Inaba, Y.Fukushima “Space Robot Technology Experiments on NASDA’s ETS-VII Satellite” Advanced Robotics cilt 13, no 3, 1998, s. 335-336.
- [13] Y.Liu, J.Chen, J.Liu, X.Jing “Nonlinear Mechanics of Flexible Cables in Space Robotic Arms Subject to Complex Physical Environment” Nonlinear Dynamics cilt 94, 2018, s. 649-667.
- [14] L.Shi, H.Jayakody, J.Katupitiya, X.Jin “Coordinated Control of a Dual-Arm Space Robot: Novel Models and Simulations for Robotic Control Methods” IEEE Robotics and Automation Magazine cilt 25, no 4, 2018, s. 86-95.
- [15] A.M.Lanoutte, M.J.Potvin, F.Martin, D.Houle, D.Therriault “Residual Mechanical Properties of a Carbo Fiber-PEEK Space Robotic Arm After Simulated Orbital Debris Impact” cilt 84, 2015, s. 78-87.
- [16] M.Wang, J.Luo, J.Yuan, U.Walter “Coordinated Trajectory Planning of Dual-Arm Space Robot Using Constrained Particle Swarm Optimization” Acta Astronautica cilt 146, 2018, s. 259-272.
- [17] R.Takahashi, H.Ise, A.Konno, M.Uchiyama, D.Sato “Hybrid Simulation of a Dual-Arm Space Robot Colliding with a Floating Object” IEEE International Conference on Robotics and Automation, Pasadena CA, 2008, s. 1-6.
- [18] L.Yan, W.Xu, Z.Hu, B.Liang “Multi-Objective Configuration Optimization for Coordinated Capture of Dual-Arm Space Robot” Acta Astronautica cilt 167, 2020, s. 189-200.
- [19] T.Imaida, Y.Yokokohji, T.Doi, M.Oda, T.Yoshikawa “Ground-Space Bilateral Teleoperation of ETS-VII Robot Arm by Direct Bilateral Coupling Under 7-s Time Delay Condition” IEEE Transactions on Robotics and Automation cilt 20, no 3, 2004, s. 499-511.
- [20] A.Chatterjee, R.Chatterjee, F.Matsuno, T.Endo “Augmented Stable Fuzzy Control for Flexible Robotic Arm Using LMI Approach and Neuro-Fuzzy State Space Modeling” IEEE Transactions on Industrial Electronics cilt 55, no 3, 2008, s. 1256-1270.
- [21] G.Chen, Y.Wang, Y.Wang, J.Liang, L.Zhang, G.Pan “Detumbling Strategy Based on Friction Control of Dual-Arm Space Robot for Capturing Tumbling Target” Chinese Journal of Aeronautics cilt 33, no 3, 2020, s. 1093-1106.

6. ÖZGEÇMİŞ

Abdullah Demiray Tarsus Üniversitesi, İnsansız/Akıllı Sistemler Laboratuvarı’nda 2021 yılından bu yana araştırma asistanı olarak robotik manipülatörler üzerine çalışmaktadır. Eğitimine İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak Mühendisliği Bölümü’nde devam etmektedir. Bir uluslararası kitap bölümü ve bir ulusal tam bildiri olmak üzere toplam 2 yayını mevcuttur.

Dr. Murat Bakırcı yüksek lisans ve doktora derecelerini Old Dominion Üniversitesi’nden (Virginia, ABD) aldı. Yüksek eğitimi sırasında Transportation Research Institute, Virginia Modeling Analysis & Simulation Center, Collaborative Autonomous Systems Lab, ve Institute of Micro/Nanotechnology’de araştırma asistanı ve mühendis olarak görev yaptı. Halen Tarsus Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesinde öğretim görevlisi olarak görev yapmaktadır. 2021 yılından bu yana faaliyet gösteren İnsansız/Akıllı Sistemler Laboratuvarı’nın kurucu yöneticisidir. Araştırma alanları arasında insansız sistemler, akıllı ulaşım sistemleri, robotik, aviyonik, MEMS sensör uygulamaları ve mikro/nanoakışlı sistemler bulunmaktadır.

UZAY PROJELERİNDE KALİTE TEMİNATI YAKLAŞIMI VE STANDARTLARI

Sefa Aydeş¹, Zafer Öznalbant²

¹ESOGÜ Havacılık Bilimi ve Teknolojileri ABD, Batı Meşelik Yerleşkesi, Eskişehir, TÜRKİYE
Tel: +905079887266 E-Posta: sefaydes@gmail.com

²ESOGÜ Havacılık Bilimi ve Teknolojileri ABD, Batı Meşelik Yerleşkesi, Eskişehir, TÜRKİYE
Tel: (0222)2393750/3524 E-Posta: zafer.oznalbant@ogu.edu.tr

Özet- Kalite teminatı (KT), proje faaliyetlerinin kalite gereksinimlerini karşılaması için gerçekleştirilen planlı görevlerden oluşan bir sistem olup Avrupa Uzay Standardizasyon İşbirliği (ECSS) tarafından tanımlanan ürün teminatına (ÜT) ait altı disiplinden biridir. Bu bildiri, uzay projelerindeki nihai ürünün istenilen kalite gereksinimlerini karşılayacak şekilde teslim edilmesi için referans alınabilecek sektördeki başrol kuruluşlar tarafından yayınlanan standartlar hakkında bir kılavuz olma amacındadır. Kalite teminatı sisteminin kritik görevlerinden biri olan uygun olmayan ürün yönetimi kapsamında, major uygunsuzlukların önlenmesi veya bir major uygunsuzluk gerçekleşmesi halinde doğru aksiyonun alınması için bu standartların önemine vurgu yapılmak istenmiştir. Bildirinin birinci bölümünde ürün teminatı yaklaşımı ve alt disiplinlerine dair bilgiler verilmiştir. İkinci bölümde ise Avrupa Uzay Standardizasyon İşbirliği (ECSS), Amerikan Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi (NASA) ve Japon Uzay Ajansı (JAXA) gibi kuruluşlara ait kalite standartları ve içerikleri hakkında bilgilendirme yapılmıştır. Üçüncü bölümde ise bir uzay projesi yaşam döngüsünde gerçekleştirilecek kalite faaliyetleri özetlenmiş olup sonuç bölümünde ise uzay projelerinde kalite teminatının önemine dair değerlendirme yapılmıştır.

Anahtar sözcükler: kalite teminatı, standart, uzay projeleri, ürün teminatı

1. GİRİŞ

Uzay ortamı sahip olduğu çetin çevresel etkiler ile uydular, uzay teleskobu gibi araçlar için zorlayıcı koşullara sahiptir. Bu araçların uzayın çetin ortamında başarılı bir şekilde çalışabilmesi öncesinde bozucu fırlatma etkilerine karşı koyabilmesi de gerekmektedir. Donanım ve yazılım olarak ikinci bir örneği genelde üretilmeyen bu tür uzay projelerinin karşılaşılabileceği bu etkilere dayanıklı bir şekilde üretilmesi gereği her aracın özel olmasını sağlamaktadır [1]. Bu araçlarda ortaya çıkabilecek

sorunlar maliyet, kamu-özel sektör yararı ve hatta insan hayatı gibi konularda yıkıcı etkilere sahip olabilir[2]. Firmalar projelerin başarısını garanti altına almak adına ürün&görev teminatı olarak adlandırılan sistematik yaklaşımları takip etmektedirler. Ürün,görev ve kalite teminatı kavramları aynı anlamda kullanılabilen fakat farklı kapsamları olan tanımlamalar olup ileri ki bölümlerde açıklanacaktır. Bu bildirinin temel amacı, ÜT ve KT standartlarının kullanımına yönelik bir kılavuz hazırlamak ve KT görevlerini ve gereksinimlerini belirtmektir. Standartları vurgulamanın yanı sıra, onları daha kapsayıcı bir şekilde kullanma konusunda farkındalık oluşturmak hedeflenmiştir.

1.1. Tanımlamalar

ECSS bir uzay projesinin başarı ile gerçekleştirilebilmesi için i)proje yönetimi ii)mühendislik iii)ürün teminatı olarak üç ana disiplin belirtmektedir[3]. Ürün teminatını ise ürünün yaşam döngüsü boyunca istenilen gereksinimleri karşılaması için yapılacak aktiviteleri planlayan ve uygulayan disiplin olarak tanımlar[4]. Ürün teminatını ise altı başlıkta ele alır. Bunlar;

- Kalite teminatı
- Güvenilirlik
- Emniyet
- Elektrikli ve elektronik (EEE) komponentler
- Malzemeler, mekanik parçalar ve prosesler
- Yazılım kalite teminatı

Amerikan Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi (NASA) ürün teminatı kavramı yerine emniyet ve görev teminatı kavramını kullanmakta olup bu disiplini otuz üç alt kademede ele almaktadır. Emniyet ve görev teminatı birimi (OSMA) tarafında yürütülen bu süreçlerden bazıları aşağıda belirtilmiştir[5].

- Kalite
- Güvenilirlik ve sürdürülebilirlik

- Faydalı yük emniyeti
- Risk yönetimi
- Mekanik sistemler teminatı
- İşçilik
- Metroloji ve kalibrasyon
- Yazılım kalite teminatı
- Kaza soruşturma

ÜT yönetimi multidisipliner bir konu olup projelerin tüm fazlarında gerçekleştirilecek teminat faaliyetlerini planlar, ilgili sorumlular ile koordine eder ve yönetir[6].

Özetlemek gerekirse ürün teminatı, ürünün tasarım, üretim, test, devreye alım aşamalarını müşteri isterlerine göre gerçekleşmesi ve görevde kalacağı süre boyunca beklenen performansı yerine getirebilmesini garantiye almaktır.

Kalite teminatı ise ürünün ve ürünü gerçekleyen süreçlerin kalite gereksinimlerine uygunluğu sağlamak olup bunun yanında sürekli iyileştirme ve müşteri memnuniyetine odaklanır.

Tablo 1 de uzay sektöründeki ana kuruluşlara ait kalite teminatı tanımlarına yer verilmiştir.

Tablo 1 Kalite Teminatı Tanımları

Organizasyon	Kalite Teminatı Tanımı
ECSS	Kalite yönetiminin, kalite gereksinimlerinin karşılanacağına dair güven sağlamaya odaklanan kısmı [7].
NASA	Ürün uygunluğunun başarılı bir şekilde gerçekleştirilmesini ve süreç ile ürün uygunluğunu en üst düzeye çıkarmak için planlanan kalite kontrollerin gerçekleştirilmesini sağlayan süreçler, faaliyetler ve işlevler [8].
JAXA	Nihai ürünün belirtilen tüm kalite gereksinimlerini karşılamasını sağlamak için gerekli tüm eylemlerin planlanmış bir sistemi [9].

Projelerin yanı sıra, kuruluşların kurumsal süreçlerini yönetebilmeleri için ISO9001 veya EN/AS/JIS9100 ile uyumlu bir kalite yönetim sistemi (KYS) oluşturmaları gerekmektedir. Referans [10]'da KYS, "Yönetim sisteminin kalite ile ilgili bölümü" olarak tanımlanır ve KYS'nin kalite yönetim faaliyetleri için bir çerçeve sağladığı belirtilir. KYS kapsamında kalite politikası belirlenir ve bu politikaya uygun planlamalar yapılır. Kalite yönetim sisteminin uygulanması, kuruluşun genel performansının iyileştirilmesine ve sürdürülebilir kalkınmaya yardımcı olabilir [11].

2. STANDARTLAR

Tablo 2'de ana kuruluşlar tarafından yayınlanan temel ürün&görev teminatı standart ve direktifleri verilmiştir. Bu standartlar kuruluşların temel yaklaşımlarını ve gereksinimlerini ortaya koyan kaynaklar olup alt başlıklarda açıklanacaktır.

Tablo 2 Kuruluşlara ait temel standartlar

Organizasyon	Standart Tanımı
ESA	Ürün Teminatı Yönetimi ECSS-Q-ST-10C Rev.1
NASA	NASA Emniyet ve Görev Başarım Politikası NPD 8700.1F
JAXA	Kalite Teminatı Programı JMR-005A
ISO	Uzay Sistemleri - Program Yönetimi Bölüm2: Ürün Teminatı ISO14300-2:2011
SMC	Uzay ve Fırlatma Kalite Gereksinimleri (AS9100C'e Ek) SMC-S-003

2.1 ECSS Standartları

ECSS, Avrupadaki uzay faaliyetlerinde kullanılmak üzere tutarlı, kullanıcı dostu tek bir standartlar seti geliştirmek için kurulmuş bir girişimdir [12]. ECSS tarafından yayınlanan aktif ürün teminatı standartları, bu bildirinin yazıldığı tarihte altı ayrı disiplinde altmış iki standarttan oluşmaktadır. Bunlardan dördü doğrudan kalite güvence disiplini ile ilgilidir. Ancak gerektiğinde bu standartlar diğer ürün teminatı standartlarında atıfta bulunur. Tablo 3'te bazı ÜT standartları verilmiştir.

Tablo 3 ECSS Ürün teminatı standartları

Standart Numarası	Standart İsmi
ECSS-Q-ST-10C Rev.1	Ürün Teminat Yönetimi
ECSS-Q-ST-20C Rev.2	Kalite Teminatı
ECSS-Q-ST-20-07C	Uzay Test Merkezleri için Kalite ve Emniyet Teminatı
ECSS-Q-ST-20-08C	Uzay aracı donanımı depolama, elleçleme ve taşıma
ECSS-Q-ST-10-04C	Kritik öge kontrolü
ECSS-Q-ST-10-09C Rev.1	Uygun olmayan ürün kontrolü
ECSS-Q-ST-30C Rev.1	Güvenilirlik
ECSS-Q-ST-40C Rev.1	Emniyet
ECSS-Q-ST-60C Rev.3	EEE komponentler
ECSS-Q-ST-70C Rev.2	Malzemeler, mekanik parçalar ve prosesler

ECSS-Q-ST-80C Rev.1	Yazılım Teminatı
---------------------	------------------

Kalite teminatı standartı [13], uzay proje ürünleri için bir KT programının oluşturulması ve uygulanması için gereklilikleri tanımlar. Bu standart, proje aşamalarından bağımsız genel faaliyetleri tanımlayıp ayrıca proje faaliyetlerine göre bazı ilke ve gereksinimleri belirtir. Proje fazlarından bağımsız olarak yürütülen KT faaliyetleri aşağıda sıralanmıştır.

- Kritik öge kontrolü
- Uygunsuzluk kontrol sistemi
- Uyarı yönetimi
- Kabul yetki araçları
- İzlenebilirlik
- Ölçüm ve kalibrasyon
- Taşıma, depolama ve muhafaza
- İstatistiksel kalite kontrol ve analiz

Bu faaliyetlerin yanı sıra aşağıda belirtilen genel proje faaliyetlerine göre bölüm 3'te anlatılacak kalite prensipleri ve gereksinimleri tanımlanmaktadır.

- Tasarım ve doğrulama
- Tedarik
- Üretim, montaj ve entegrasyon
- Test
- Kabul ve teslimat

2.2 NASA Standartları

NASA düzenlemeleri; NASA usul gereklilikleri (NPR), NASA politika direktifleri (NPD) ve NASA teknik standartları [14] şeklinde yayınlanmaktadır. OSMA güvenlik ve görev teminatı politikalarını belirleyen birim olup aşağıda temel dokümanları belirtilmiştir.

- NASA Emniyet ve Görev Başarım Politikası (NPD 8700.1F)
- Emniyet ve Görev Teminatı (SMA) Denetim, Gözden geçirme ve Değerlendirme (NPR 8705.6D)
- Donanım Kalite Teminatı Program Gereksinimleri (NPR 8735.2C)

Tüm bu kaynaklar görevin, sistemlerin, alt sistemlerin, bileşenlerin, alt montajların, parçaların ve malzemelerin kritikliği için personel, test ekipmanı ve tesisleri, üretim süreçleri ve yönetim sistemleri tarafından üretilen ve test edilen öğelerin uygunluğunu amaçlamaktadır [14]. NASA 8000 teknik standart ve kılavuzlar serisi, güvenlik, kalite, güvenilirlik ve sürdürülebilirlik standartlarını oluşturmaktadır. NASA'nın aktif 8000 serisi kapsamında Ocak 2023 itibarıyla otuz doküman yayınlamış bulunmaktadır. 8000 serisine ait bazı standartlar Tablo 4'te verilmiştir.

Tablo 4 NASA 8000 standartlar serisi

Standart Numarası	Standart İsmi
NASA-STD-8729.1	Güvenilirlik standartı
NASA-STD-8739.10	EEE component teminatı standartı
NASA-STD-8739.12	Metroloji&Kalibrasyon
NASA-STD-8739.6	Kimyasal uygulamalar için işçilik standartı
NASA-STD-8739.8	Yazılım teminatı
NASA-HDBK-8739.23	Kompleks elektronik kılavuzu

Emniyet ve görev güvencesinin kilit disiplinlerinden biri olan kalite teminatı aşağıda belirtilen konulara vurgu yapmaktadır[15].

- Tanımlama ve izlenebilirlik
- Tedarik ve kontrol kalite gereksinimleri
- Üretim faaliyetlerinin kontrolü
- Elektrostatik deşarj önleme
- Uygunsuzluk ve problem raporlama
- Muayene
- Ürün kabul veri paketi
- Kalite kayıtlarının kontrolü
- Doğrulama faaliyetleri
- Kalite denetimleri

2.3 JAXA Standartları

Japon Uzay Ajansı (JAXA) emniyet ve görev güvence tanımını kullanmaktadır. Ayrıca JAXA, kalite yönetim sistemi kurgusu için JISQ9100'ü temel alır. JMR-005A kalite güvence program standartı, fırlatma araçları ve uzay aracı geliştirme ve üretimi için gereklilikleri belirtir. JAXA tarafından yayınlanan diğer standartların bazıları Tablo 5'te verilmiştir.

Tablo 5 JAXA Standartları

Standart Numarası	Standart Adı
JMR-005A	Kalite Teminatı Program Standartı
JMR-013A	Kalite Teminatı Program Gereksinimleri(JIS Q 9100)
JMR-012A	EEE Komponentler Standartı
JMR-001C	Sistem Emniyeti Standartı
JMR-004C	Güvenilirlik Standartı
JMR-002D	Fırlatma Aracı Emniyet Standartı

2.4 ISO Standartları

Uluslararası Standartlar Teşkilati (ISO) havacılık ve uzay endüstrisinde referans alınan uluslararası standartları yayınlamaktadır. Teknik komite 20 (TC20) ve alt komiteleri SC12 ve SC14, uzay sistemleri standartlarının yayınlanmasından sorumlu olan çalışma gruplarıdır. ISO tarafından yayınlanan bazı standartlar Tablo 6'da verilmiştir.

Tablo 6 ISO Standartları

Standard Number	Standard Name
ISO 14300-2:2011	Uzay Sistemleri-Program Yönetimi-Bölüm 2: Ürün Teminatı
ISO 27025:2010	Uzay Sistemleri-Program Yönetimi-Kalite Teminatı Gereksinimleri
ISO 20188:2018	Uzay Sistemleri-Ticari Uydular için Ürün Teminatı Gereksinimleri
ISO 23461:2010	Uzay Sistemleri-Program Yönetimi-Uygunsuzluk Kontrol Sistemi

2.5 SMC Standartları

Amerika Birleşik Devletleri Hava Kuvvetleri Uzay Komutanlığı (AFSPC) Uzay ve Füze Sistemleri Merkezi (SMC), projelerdeki yükleniciler için hükümet gerekliliklerini ve beklentilerini tanımlamak için uyumluluk spesifikasyonu ve standartları yayımlar. Bu standartlar, daha önce ABD Savunma Bakanlığı (DOD) tarafından yayınlanan ve uzay projelerini kapsayan askeri (MIL) standartlarının yerini almıştır. Bu standartlar, görev başarısını teminat altına almak için SMC organizasyonuna yardımcı olmayı amaçlamaktadır. SMC'nin yaklaşımı [16]'de "ulusal güvenliği tehdit edebilecek, proje yaşam döngüsü maliyetini önemli ölçüde artıracak fırlatma ve uydu sistemi arızalarını önlemek, sistem operasyonel kullanılabilirliğini sağlamak" olarak tanımlanmaktadır. Referans [17]'deki standart, yüksek güvenilirlikli uzay programları için uzay endüstrisinin ait en iyi uygulamalarını içermektedir. Ayrıca SCM'nin The Aerospace Corporation firması gibi uzay endüstrisinden bazı teknik gruplarla çeşitli raporlar ve düzenlemeler hazırlamak için çeşitli anlaşmaları vardır. The Aerospace Corporation firması tarafından hazırlanan bazı teknik raporlar Tablo 7'de verilmiştir.

Tablo 7 The Aerospace Corporation Teknik Raporları

Teknik Rapor Numarası	Rapor İsmi
TOR-2007(8546)-6018	Görev Teminat Kılavuzu
TOR-2015-03035	Spesifikasyon ve Standartlara Uyumluluk
TOR-2006(8583)-5236	Uzay ve Fırlatma Araçlarında Kullanılan Elektronik Parçalar, Malzemeler ve Prosesler Teknik Gereksimler
TOR-2011(8591)-19	Hata Değerlendirme Kurulu Kılavuzu
TOR-2009(8591)-11	Tasarım Teminat Kılavuzu

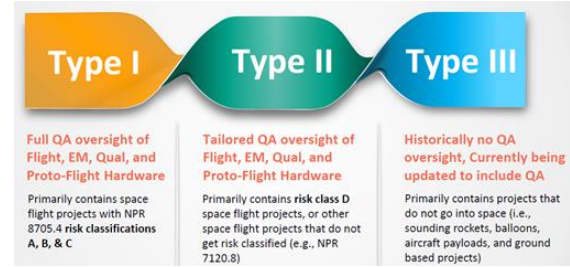
TOR-2013(3909)-1	Tarihçeli Ürün Kullanma Kılavuzu
------------------	----------------------------------

2.6 Standart Uyumlandırma

Standartlardan gelen gereksinimleri projelerin içeriğine ve müşteri isteklerine göre uyarlamak gerekebilmektedir. Referans [18]'de bu süreç "gereksinimleri proje özelinde uyumlandırmak" olarak tarif edilmekte olup aşağıda uyumlandırma faaliyetlerinin temel adımları belirtilmiştir.

- Proje karakteristiklerinin belirlenmesi
- Proje karakteristiklerinin analiz edilmesi ve risklerin belirlenmesi
- Uygulanabilir ECSS standartlarının belirlenmesi
- Uygulanabilir standartlardan gereksinimlerin seçilmesi
- Gereksinimlerin uyumlandırılması
- Uygulanabilir gereksinimlerin dokümanete edilmesi

Referans [19] Haziran 2020 tarihinde ECSS tarafından yayınlanan taslak bir standart olup uyumlandırma metodolojisini belirlemektedir. Proje karakteristikleri olarak teknik zorluk, bütçe, görev ömrü, risk politikası ve ürün tipi gibi başlıklar önemli kriterlerdir. Bunun yanı sıra uyumlandırma yaklaşımı kuruluşlara göre farklılık gösterebilmektedir. Örneğin, NASA Jet İtke Laboratuvarı (JPL), Şekil 1'de[20] gösterilen kalite teminatı gereksinimlerini uyarlamak için üç tür proje tipi tanımlar.



Şekil 1 JPL Proje Kategorileri[20]

NASA, referans [21]'de uyumlandırma süreci hakkında bir rehberlik sağlamaktadır. Kuruluşlara göre farklılık gösterebilen bu uyumlandırma süreci kuruluşların mühendislik birikimine ve projelerdeki tarihesine göre değişiklik göstermektedir.

3 PROJE FAALİYETLERİNE GÖRE KALİTE TEMİNATI GÖREVLERİ VE GEREKSİNİMLERİ

Bu bölüme kadar ÜT ve KT terimleri ve bazı ilgili kavramlar açıklık getirilmiştir. Aynı zamanda başrol kuruluşlar tarafından kullanılan standartlar kısaca tanımlanmıştır. Bu bölümde, proje faaliyetlerine göre

KT görevlerinin ve gereksinimlerinin uygulamalarına ait bilgiler verilmiştir.

Tipik bir proje yaşam döngüsü Şekil 2'de gösterilmekte olup, proje aşamaları ana proje faaliyetleriyle ilişkilendirilmiştir.

Activities	Phases						
	Phase 0	Phase A	Phase B	Phase C	Phase D	Phase E	Phase F
Mission/Function	MDR, PRR						
Requirements	SRR, PDR						
Definition	CDR						
Verification	QR						
Production	PAR, ORR						
Utilization	FRR, CRR, ELR, LRR						
Disposal	MCR						

Şekil 2 Proje Yaşam Döngüsü[31]

Ön tasarım gözden geçirme(PDR), kritik tasarım gözden geçirme(CDR) gibi proje gözden geçirme dönemleri temel faaliyet dönemlerinin son aşaması olarak gerçekleştirilmektedir. Proje fazları aşağıda belirtilmiştir.

- Faz 0-Görev Analizi
- Faz A-Fizibilite
- Faz B-Öntanımlama
- Faz C-Detaylı Tanımlama
- Faz D-Kalifikasyon ve Üretim
- Faz E-Kullanma
- Faz F-Görev Sonlandırma

KT standartı [13], aşağıda faaliyetlere göre listelenen KT görevlerini ve gereksinimlerini sınıflandırır ve açıklar. Bu görevler ve gereksinimler ilerleyen bölümlerde detaylı bir şekilde ele alınmıştır.

- Tasarım ve doğrulama
- Tedarik
- Üretim, montaj ve entegrasyon
- Test
- Kabul&teslimat ve fırlatma

3.1 Tasarım ve Doğrulama Faaliyetleri için KT Görev ve Gereksinimleri

Standart [13], KT fonksiyonlarının amacını tanımlar ve hedefleri sağlamak için prensipler ve gereksinimler belirler. Bu faaliyetlerde KT fonksiyonunun amacı, tasarım gereksinimlerinin planlandığı gibi düzgün bir şekilde belgelenmesini ve doğrulanmasını sağlamaktır [22]. Standartta belirtilen tasarım gereksinimleri aşağıda listelenmiştir:

- Üretilebilirlik
- Tekrar edilebilirlik

- Muayene ve test edilebilirlik
- İşletilebilirlik

KT, tasarım sürecinde bu kriterlerin takip edilmediğini incelemelidir. Tasarım gereksinimleri, tutarlılık, doğrulanabilirlik açısından değerlendirilmelidir. Yüksek düzeydeki gereksinimlerin belirlenmesi ve alt sistemlere dağıtılması aşamasında, KT gereksinimleri proje sözleşmesine göre uyarlanmalıdır. Tasarım değişiklikleri, kalite etkileri açısından gözden geçirilmelidir.

Doğrulama aşamasında, her bir gereksinimin doğrulanması için yöntemler ve araçlar tanımlanmalıdır. Standart [23], doğrulama sürecinin temel kavramlarını tanımlar, doğrulama stratejisini belirlemek için kriterleri belirler ve doğrulama programının uygulanması için gereksinimleri belirtir. Sistem ürünlerinin arayüzleri, sistem düzeyi üretim spesifikasyonlarına uygun olmalı üst seviye montaj ve entegrasyona uyumlu olmalıdır [24].

[13] numaralı KT standardı, "KT'nın, ögenin amaçlanan ortamda tatmin edici bir şekilde çalıştığını göstermek için uygulanan kalifikasyon yaklaşımını sağlaması gerektiğini" belirtmektedir.

3.2 Tedarik için KT Görev ve Gereksinimleri

Tedarik faaliyetlerinde, kaynakların seçimi, satın alma belgelerinin kontrolü ve tedarikçilerin gözetimi KT kapsamında kontrol altında olmalıdır. Bu faaliyetteki KT kontrollerinin bazı detayları aşağıda listelenmiştir:

- Tedarikçi tesis ve kapasitesinin ön incelemesi
- Tedarik edilecek öge yada hizmetin teknik detaylarının belirlenmesi
- Kabul şartlarının belirlenmesi
- Tedarikçi faaliyetlerinin gözetimi, muayene ve test noktalarının takibi

3.3 Üretim, Montaj ve Entegrasyon Faaliyetleri için KT Görev ve Gereksinimleri

Üretim, montaj ve entegrasyon, KT için en yoğun sorumluluğun bulunduğu faaliyetlerdir. Karmaşık aviyoniklere ve kritik mekanizmalara sahip uzay aracı donanımlarının üretim süreçleri, istenen tasarımın gerçekleştirilmesi için dikkatlice tamamlanmalıdır. Standart [13] ayrıca "tüm üretim, montaj ve entegrasyon operasyonlarının, denetimler ve testlerle koordineli olarak planlandığını ve gerçekleştirildiğini, teslim edilecek ürünlerin onaylanmış konfigürasyon ana hattına göre inşa edildiğini, monte edildiğini ve entegre edildiğini" temel prensipler olarak tanımlamaktadır.

Bu faaliyetlerde meydana gelen uyumsuzluklar daha maliyetli ve zaman kaybına yol açabilen sorunlar olabilir. Bu nedenle, üretim sürecinde çalışan kişilerin kalite konuları hakkında bilinçli olması ve katılımı çok önemlidir.

XII. ULUSAL UÇAK, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ KURULTAYI

Kalite konularına ilişkin farkındalık, çalışanların kalite gereksinimlerini anlamalarını ve bu gereksinimlere uygun olarak hareket etmelerini sağlar. Kalite kontrollerine, prosedürlere ve talimatlara uygun olarak çalışmak, hataların ve uyumsuzlukların önlenmesine yardımcı olur. Aynı zamanda, kalite farkındalığı, çalışanların iş süreçlerinde kalite iyileştirmelerine katkıda bulunmalarını teşvik eder ve işbirliği ruhunu güçlendirir. Bu hedefi gerçekleştirmek için standart aşağıda belirtilen çeşitli gereksinimleri zorunlu kılar, bunlar;

- Faaliyetlerin planlanması ve gerekli dokümantasyonun hazırlanması
- Üretim hazırlık gözden geçirmesi(ÜHGG)
- Proseslerin kontrolü
- İşçilik standartları
- Malzeme ve parçaların kontrolü
- Ekipmanların kontrolü
- Kirlilik ve kontaminasyon kontrolü
- Muayene&kontrol noktalarının belirlenmesi ve kabul kriterlerinin oluşturulması
- Faaliyet kayıtları
- Elektrostatik deşarj(ESD) kontrol

Bu faaliyetler için malzeme ve bileşen seçim kriterleri, özel ve kritik olarak tanımlanan prosesler, işçilik standartları ve denetim yöntemleri önemli noktalardır.KT'nin genel prensibi olan izlenebilirlik, üretim, montaj ve entegrasyonun tüm aşamalarında belgeleme, formlar ve kayıtlar aracılığıyla sağlanmalıdır.

3.4 Test Faaliyetlerinde KT Görev ve Gereksinimleri

Kısaca ifade etmek gerekirse, test bir doğrulama yöntemidir. Genel olarak, en kritik gereksinimler test yoluyla doğrulanmaktadır. Bu gerçek, test ve test felsefesinin önemini artırmaktadır. Test standardı [25], fırlatmadan önce uzay segmenti elemanları ve uzay segmenti ekipmanlarının yerde test edilmesi için gereksinimleri ele almaktadır. Standart [26], "fırlatma araçları, üst kademe araçları ve uzay araçları için geliştirme, kalifikasyon, kabul, sistem, ön fırlatma doğrulama ve fırlatmadan sonra doğrulama testlerini kapsamaktadır" şeklinde oldukça zorlu ortamlar için.test gereksinimleri belirtir. Bu zorlu ve kapsamlı test süreci, KT için önemli bir sorumluluk barındırır ve test faaliyetlerinin dikkatli bir şekilde izlenmesini gerektirir. Standart [13], KT için test öncesi, test sırası ve test sonrası görevleri belirtir ve KT'nin odaklanması gereken kritik konuları aşağıdaki başlıklarda belirtmiştir:

- Test tesisi
- Test altyapısı ve ekipmanları
- Test dokümantasyonu
- Test gözetimi
- Test gözden geçirme faaliyetleri

Aşağıda verilen Şekil 3 fırlatma ve yörüngedeki görev başarısı için gerçekleştirilen testleri göstermektedir[27].

Şekil 3 Fazlara göre gerçekleştirilen testler[27]

Program Phase	Manufacturing Handling Shipping & Storage	Part	Unit Test	Subsystem Test	Ai&T	System SV Test	Launch Vehicle Integration	Launch	On Orbit	Deorbit Reentry	Examples of Specific Environments
Environment											
Climatic											Salt spray, dust, humidity
Electromagnetic											Backup Generator
Mechanical											Shock, Vibration, Acoustics
Natural Space											Radiation
Pressure- Ambient											Normal Variation in Barometric Pressure
Structural Loading											Gravity, Aero, Thermal, Thrust, Maneuver
Thermal											Temperature Variations, Cycling
Vacuum											

LEGEND: ■ PROCESS INDUCED ENVIRONMENT; e.g., welding, soldering, x-ray inspection, etc.
■ TEST INDUCED ENVIRONMENT; e.g., shaker shock, thermal vac, EMI/EMC testing, etc.
■ ACTUAL OR NATURAL ENVIRONMENT; e.g., launch vehicle induced vibration, on orbit radiation, etc.

3.5 Kabul&Teslimat ve Fırlatma için KT Görev ve Gereksinimleri

Kabul ve teslimat faaliyetlerindeki KT amacını referans [13] "teslim edilen ürünün uygunluğunun gösterilmesini ve belgelenmesini sağlayan bir kabul ve teslim sürecinin güvenceye alınması" şeklinde tanımlanmıştır. Son ürünün kabulü için üç temel KT sorusu bulunmaktadır, bunlar;

- Tüm kalifikasyon ve kabul testleri tamamlandı mı?
- Tüm uygunsuzluklar, sapma ve feragatlar kabul edilip kapatıldı mı?
- Son ürün veri paketi hazırlandı mı?

KT sorumluları, teslimat gözden geçirme kurulu üyeleridir ve kabul süreciyle ilgili açık bir konu olmadığından emin olmalıdırlar. Konfigürasyon (donanım, yazılım) durumları, nihai konfigürasyon olarak kontrol edilmeli ve kaydedilmelidir. Uzay aracının yerde korunma ve fırlatma alanına taşınma konuları titizlik gerektirdiğinden, uzay aracı donanımı depolama, taşıma ve işleme standartlarına uygun şekilde gerçekleştirilmelidir [28].

Fırlatma faaliyetlerinde, sorumluluklar önceki aşamalardan farklılık gösterir. "Fırlatma alanı görev güvencesi(FAGG)" olarak adlandırılabilen bir terim ön plana çıkar. Referans [29] belirtildiği gibi, "FAGG, fırlatma alanı sağlayıcısının (FAS) fırlatma alanında gerçekleştirilen fırlatma işlemleri ile ilişkili görevleri ve prosedürleri başarılı bir şekilde yerine getirdiğini ve kabul edilebilir veya düşük seviyeli risklerin alındığını doğrulamak üzerine odaklanmıştır." Fırlatma faaliyetleri tehlikeli operasyonlar için belirli

önlemlerin ve eğitimlerin alınmasını gerektirir. Fırlatma şirketleri katı düzenlemeleri zorunlu kılar. AFSCP'nin yayınladığı [30] numaralı standartta belirtilen hedef, kamu, fırlatma alanı, fırlatma tesisi personeli ve kaynaklarına kabul edilebilir bir güvenlik seviyesi sağlamak için bir dizi kullanıcı güvenliği gereksinimi oluşturmak ve uygulamaktır. Fırlatma alanı ve devreye alma faaliyetlerindeki ana KT görevleri aşağıda belirtilmiştir:

- Hassas uçuş donanımlarının ESD ve kontaminasyondan korunması
- Fırlatma alanı faaliyetlerinin kaydedilmesi
- Uçuş öncesi çıkarılması gereken öğelerin kontrol edilmesi
- Fırlatma gereksinimlerine uyumun güvence altına alınması
- Fırlatma başarımlarının belirlenmesi
- Yörünge operasyonlarının takip edilmesi

4 SONUÇ

Bir uzay projesinde başarılı olmak karmaşık yönetim becerilerini gerektirir. Proje yönetiminin önemli bir parçası olan kalite yönetimi, bu başarıda kritik bir rol oynar. Projelerin hassasiyeti nedeniyle, tek bir cıvata bile görevin tehlikeye girmesine neden olabilir.

Bölüm 2'de verilen standartlar, bir KT sistemi kurmak için gerekli temel kaynaklardır. Uzay projesi yüklenicileri, bu standartları kendi yeteneklerine, müşteri gereksinimlerine ve bölgelerine göre uyarlayarak kullanmalıdır. Bu sayede standartlar, projenin gereksinimlerini karşılayacak şekilde özelleştirilebilir ve uygulanabilir hale getirilebilir.

Ayrıca, KT sisteminin verimliliği için, yalnızca belirli departmanlar tarafından sahip olunması gereken bir yapıda olmaması, tüm çalışanların sisteme dahil olması önemlidir. Bu farkındalığın yöneticilerden teknisyenlere kadar herkes tarafından benimsenmemesi durumunda, gerekli planlama yeterli bir şekilde yapılamaz ve kalite sisteminin faydalı sağlayamaz. KT sisteminin etkinliği, organizasyonun tamamının kalite hedeflerine katılımı ve KT prensiplerine uyumuyla sağlanır. Bu nedenle, tüm çalışanların kaliteye odaklanması ve KT sisteminin bir parçası olarak sorumluluk almaları önemlidir.

Standartların gerekliliklerini kapsayan dokümantasyon çalışmaları genellikle geri planda bırakılan ama esasında yoğun çaba gerektiren planlama faaliyetleri vardır. Bu nedenle, doğru planlama yapmak, süreçleri doğru bir şekilde tamamlamanızı sağlar. Kalite uzmanı W. Edwards Deming'in ifade ettiği gibi "Yaptığımız şeyi bir süreç olarak tarif edemiyorsanız, ne yaptığımızı bilmiyorsunuz demektir". Bu söz, süreçlerin düzenli ve sistematik bir şekilde yapılmasının önemini vurgulamaktadır. İyi bir planlama süreci, gereksinimlerin doğru bir şekilde

karşılmasına, süreçlerin izlenebilmesine ve kaydedilmesine yardımcı olur.

Projenin başarısını doğrudan etkileyen faktörler arasında, teknik konuların yanı sıra kaliteyi sağlıklı bir şekilde işletilebilmek için gereken zaman ve çabanın artması da önemli bir yer tutar. Kalite süreçlerinin etkin bir şekilde işlemesi, doğru planlama, uygulama ve denetleme gerektirir. Bu süreçlerin sağlıklı bir şekilde yürütülmesi, hataların azaltılmasına, verimliliğin artırılmasına ve kalitenin iyileştirilmesine katkıda bulunur. Kalite süreçlerine ayrılan zaman ve çaba, projenin başarısını doğrudan etkileyen bir öneme sahiptir.

Tüm bu değerlendirmelerin dışında, tanımlanan kalite prensipleri ve gereksinimlerinin gerçek etkinliği ve yapılabilecek iyileştirmeler ayrı bir çalışma konusu olup kalite prensiplerinin ve gereksinimlerinin etkili bir şekilde uygulanması ve performanslarının değerlendirilmesi dinamik bir süreç döngüsü gerektirmektedir.

5 REFERANSLAR

- [1] Christian R. Prause, Markus Bibus, Carsten Dietrich, Wolfgang Jobi "Software product assurance at the German space agency" J. Softw. Evol. and Proc. 2016; 28:744-761, DOI: 10.1002/smr.1779
- [2] ESA "Quality Management and Assurance" [Online]. Available: https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Quality_Management_and_Assurance [Accessed March 14, 2023].
- [3] ECSS-S-ST-00C Rev.1 "ECSS System description, implementation and general requirements"
- [4] ECSS-Q-ST-10C "Product assurance management"
- [5] NASA "Quality" [Online]. Available: <https://sma.nasa.gov/smadisciplines/quality> [Accessed March 14, 2023].
- [6] Natalia Auricchio, "Product & Quality assurance for space projects" Unpublished
- [7] ECSS-S-ST-00-01C "Glossary of terms"
- [8] NASA-HDBK-8709.22 "Safety and mission assurance acronyms, abbreviations and definitions"
- [9] JAXA JMR-005A "Quality assurance program standard"
- [10] ISO9000:2015 "Quality management systems fundamentals and vocabulary"
- [11] ISO9001:2015 "Quality management systems requirements"
- [12] J.Marcous, "ECSS Product assurance standards for space products," ESA-SP 377-May 1996
- [13] ECSS-Q-ST-20C Rev.2 "Quality assurance"
- [14] Kim Fowler, Mission-Critical and Safety-Critical Systems Handbook, Newnes, 2009
- [15] Steven L. Cornford, David Kotsifakis, Sean Beckman, Martin S.Feather, John W. Evans, "NASA Quality assurance in an MBSE world" 978-1-7281-3690-5/20 2020 IEEE
- [16] SMCI63-106 "Space and missile systems center instructio"
- [17] SMC-S-003 "Quality space and launch requirements addendum to AS9100C"
- [18] ECSS-S-ST-00C "Description, implementation and general requirements"

- [19] ECSS-S-ST-02C Draft “Tailoring”
[20] John O’Donnell, “JPL QA requirements tailoring process”, Unpublished
[21] NPR 7120.5F “NASA space flight program and project management requirements”
[22] Tommaso Sgobba, “Quality assurance for space projects”, Unpublished
[23] ECSS-E-ST-10-02C Rev.1 “Verification”
[24] Xu Jingyu, Yu Songbai, Wang Hong, “Practice methods of product assurance for satellite control system”, 2021 7th International Conference on Control Science and Systems Engineering, 978-1-6654-4405-7/21/2021 IEEE
[25] ECSS-E-ST-10-03C Rev.1 “Testing”
[26] SMC-TR-06-11 “Test requirements for launch, upper-stage and space vehicles”
[27] Alan J. Peterson, Dan W. Hanifen and William F. Tosney, “Development of a space vehicle test and evaluation handbook”, U.S. Air Force T&E Days, 13-15 February 2007, Destin, Florida
[28] ECSS-Q-ST-20-08C “Storage, handling and transportation of spacecraft hardware”
[29] Kris E. Barcomb, Thomas E. Stevens and Frank E. Kozak, “A Proposal for launch site mission assurance” AIAA Space Forum, 31 Aug-2 Sep 2015, Pasadena, California
[30] AFSPCMAN 91-710 V1” Range safety user requirements manual”
[31] ECSS-M-ST-10C “Space Project Management”

6. ÖZGEÇMİŞ

Sefa Aydeş: Lisans eğitimini 2010 yılında Kocaeli Üniversitesi Mekatronik Mühendisliği Bölümünde tamamlamıştır. 2019 yılından itibaren TÜBİTAK Uzay Araştırmaları Enstitüsünde Kalite Güvence Mühendisi olarak çalışmaktadır. Aynı zamanda ESOGU Havacılık Bilimi ve Teknolojileri Anabilim dalında yüksek lisans öğrencisidir.

Zafer Öznalbant: 2005 yılında lisans, 2008 yılında yüksek lisans çalışmasını İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak Mühendisliği Bölümünde, doktora çalışmasını Anadolu Üniversitesi Uçak Gövde Motor Bakım ABD’da 2016 yılında tamamlamıştır. Dr. Öznalbant Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Uçak Mühendisliği Bölümünde Dr. Öğretim Üyesi olarak görev yapmaktadır.

UZAY UYGULAMALARINA YÖNELİK PEROVSKİT GÜNEŞ PİLLERİNİN İNCELENMESİ

Yağmur Su Sayın¹, Nilgün Karatepe Yavuz²

¹İstanbul Teknik Üniversitesi, Enerji Enstitüsü İTÜ Ayazağa Kampüsü, 34469 Sarıyer/İstanbul
 Tel: (212) 285 39 39 E-Posta: unaly19@itu.edu.tr

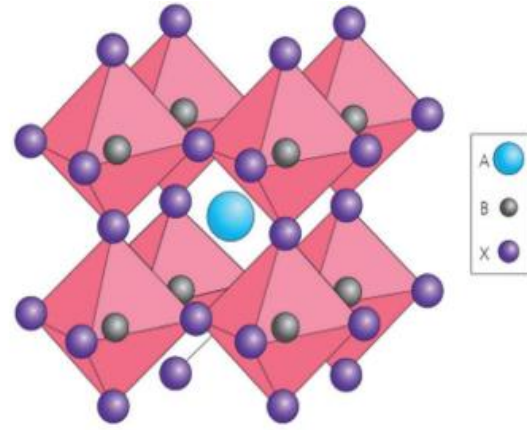
²İstanbul Teknik Üniversitesi, Enerji Enstitüsü İTÜ Ayazağa Kampüsü, 34469 Sarıyer/İstanbul
 Tel: (212) 285 39 39 E-Posta: kmmilgun@itu.edu.tr

Özet- Perovskit güneş pilleri (PGP'ler), yüksek optik emilim, ayarlanabilir bant aralığı, dengeli yük taşıma ve daha uzun taşıyıcı difüzyon mesafeleri gibi karakteristik özellikleri sayesinde yüksek güç dönüştürme verimliliğine sahiptir. Bu özellikler, uzay araçlarının enerji ihtiyaçlarını karşılamak için ideal bir seçenek olmalarını sağlamaktadır [1]. Bununla beraber PGP'ler düşük maliyetlidir ve bu sebeple uzay misyonlarının maliyetini azaltma potansiyeli sunmaktadır. Silikon ve III-V çok eklemli bileşik güneş pilleri gibi diğer uzay fotovoltaiklerine kıyasla, uzay uygulamaları için PGP'ler üzerine yapılan araştırmalar henüz çok yenidir [2]. Bu bildiri, perovskit güneş pillerinin uzay uygulamalarında gelecekteki potansiyelini tartışmakta ve bu yeni nesil güneş hücrelerinin uzay araştırmalarının enerji ihtiyaçlarını karşılamak için umut vadeden bir seçenek olduğunu vurgulamaktadır. Perovskit güneş pillerinin maliyet etkinliği, yüksek enerji verimliliği ve dayanıklılığı, uzayda temiz ve sürdürülebilir enerji üretimi için önemli bir rol oynayabilir.

Anahtar sözcükler: Perovskit güneş pilleri, fotovoltaik sistemler, uzay uygulamaları, yenilenebilir enerji.

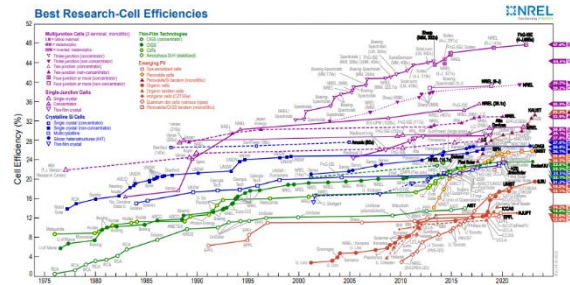
1.GİRİŞ

PGP'ler fotovoltaik sistemlerin üçüncü nesil güneş pilleri sınıfının bir üyesidir. Perovskitlerin ortaya çıkışı Gustav Rose tarafından 1839 yılında CaTiO_3 keşfedilmesine dayanmaktadır. Adını Rus mineralojist Lev Perovski'den almaktadır. Şekil 1'de Perovskitin kristal yapısı görülmektedir [3]. ABX_3 yapılı bir kimyasal grubun genel adı olan perovskitin bu yapıda temsil ettiği A; organik/inorganik bir katyon iken (Cs^+ , CH_3NH_3^+ (metil amonyum (MA)), B; inorganik katyon grubunu (Pb^{+2} , Sn^{+2}), X ise halid iyon grubunu (I, Cl, Br vb. gibi) temsil etmektedir [4].



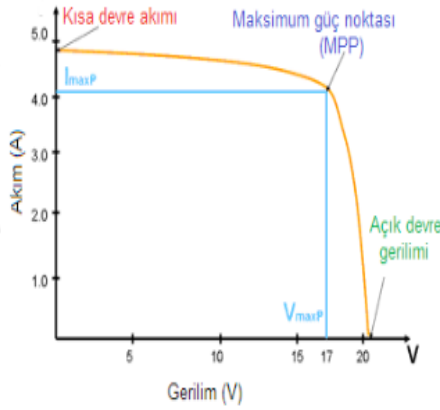
Şekil 1. Perovskit kristal yapısı (ABX_3) [3].

Perovskitlerin güneş pillerinde ilk kez kullanımı 2009 yılında Miyasaka ve arkadaşları tarafından %4'lük bir güç dönüşüm verimi ile gerçekleştirilmiştir. Elde edilen bu sonuç boya duyarlı güneş pillerin (BDGP) verimine (%10) kıyasla çok düşük olduğu için beklenen ilgiyi toplayamamıştır. Bu tarihten iki yıl sonra Park ve arkadaşlarının yaptığı çalışma ile verim %6,5 değerine çıkartılmış ve 2012 yılında %10'lara ulaşmıştır [5], [6]. Şekil 2'de görüldüğü üzere günümüzde uluslararası yenilenebilir enerji laboratuvarı (NREL) tarafından onaylanmış verim %25,8'dir [7].



Şekil 2. Farklı güneş pillerine ait verimlilik grafiği [7].

Fotovoltaik sistemlerde verim hesaplamaları yapılırken akım-gerilim grafikleri üzerinden hesaplamalar yapılmaktadır (Şekil 3). Grafiğin eğrisinde y eksenini kesen nokta kısa devre akımı (I_{sc}), x eksenini kesen nokta açık devre gerilimi (V_{oc}) olarak tanımlanır. Bu eğrinin altında kalan en büyük karenin alanı ise pilin maksimum gücüne (P_{max}) eşittir. Dolgu faktörü (FF) ise güneş ışığının elektrik enerjisine ne kadar etkili bir şekilde dönüştürüldüğünün, güneş hücresinin verimliliğinin değerlendirilmesinde kullanılan bir parametredir ve Denklem 1 ile ifade edilmektedir. Fotovoltaik pillerin verimleri, pilin maksimum gücünün, güneş piline gelen güce (P_{in}) oranı ile hesaplanmaktadır (Denklem 2).

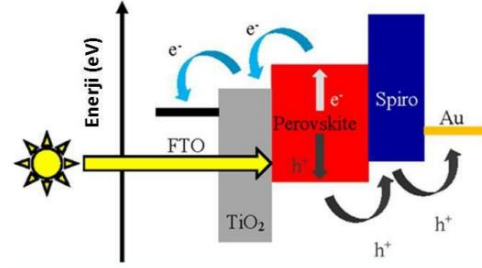


Şekil 3. Fotovoltaik pillerin akım-gerilim grafiği[8]

$$FF = \frac{P_{max}}{I_{sc} \times V_{oc}} \quad (1)$$

$$\eta = \frac{P_{max}}{P_{in}} \quad (2)$$

Güneş pilleri fotoelektrik olay olarak tanımlanan, güneşten gelen fotonların aktif yüzeyden elektron kopararak elektrik üretmesi temeline dayanan bir fenomen ile çalışmaktadır. Bazı farklılıkların bulunmasıyla birlikte temelde bütün fotovoltaik piller bu prensip ile çalışmaktadır. İlk olarak fotonların yüzeyden elektron koparmasıyla yük taşıyıcıları (elektron ve boşluklar) meydana gelmektedir. İkinci aşamada yük taşıyıcıları ayrışarak gerekli transfer mekanizmalarına iletilir. Son aşamada ayrışan yük taşıyıcılarının elektrotlarda toplanmasıyla elektrik üretilmektedir. Şekil 4'te bu mekanizmanın bir gösterimi yer almaktadır [9].



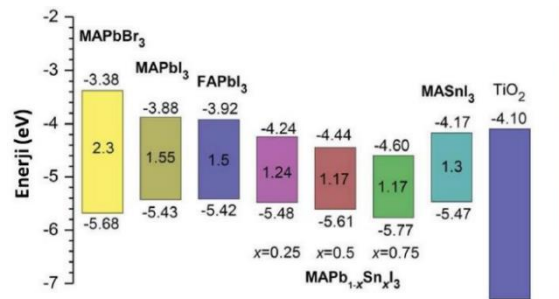
Şekil 4. Perovskit güneş pillerinin çalışma prensibi[9]

Perovskitler cihaz tasarımları ve yapılarına göre iki farklı başlıkta incelenmektedir. Cihaz tasarımları tersine ve düzenli yapıda olmak üzere ikiye ayrılmaktadır. İki tasarımı birbirinden ayıran nokta elektron transfer tabakası (ETL) ile boşluk transfer tabakasının (HTL) konumlandırılma şeklidir. Şekil 5'te perovskit güneş pillerinin cihaz tasarımlarına ait görsel yer almaktadır. Yapılarına göre PGP'ler ise inorganik oksit ve halojenür olmak üzere iki grupta sınıflandırılmaktadır. Perovskitlerin keşfi inorganik oksit sınıfı ile başlamıştır fakat, halojenür grubun PGP'lerin tasarımında kullanılmasıyla, bant aralığının ayarlanabilir hale gelmesi araştırmalarda halojenür grubu ilgi odağı haline getirmiştir.



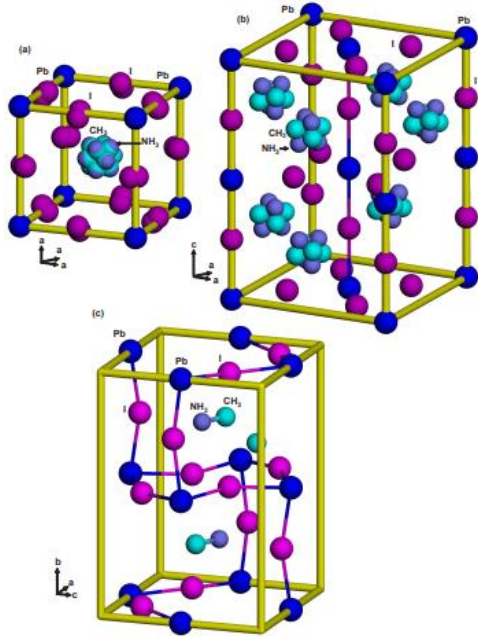
Şekil 5. Sırasıyla tersine ve düzenli yapıda perovskit cihaz tasarımları.

Araştırmalar, ABX_3 yapısındaki inorganik katyon (B) ve halid iyonların (X) değiştirilmesi ya da katılınması ile bant aralığının değiştirilebildiğini göstermektedir [10]. Şekil 6'da farklı katyon ve halid iyonlarının bant aralığına etkisi görülmektedir.



Şekil 6. Organo-metal halojenür perovskitlerin bant aralıkları [10].

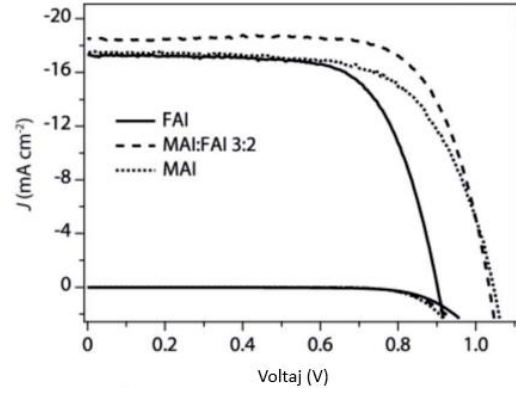
Perovskit güneş pillerinin ticarileşmesi önündeki en büyük engel kararsızlık problemidir. Bu problemin altında yatan ilk unsur sıcaklık parametresidir. Artan sıcaklıklarla beraber ideal perovskitlerin sahip olması gereken kübik yapının faz geçişi ile birlikte ortorombik ya da tetragonal yapıya geçerek ara yüzey etkileşimlerini azalttığı araştırmacılar tarafından kanıtlanmıştır [11]. Şekil 7’de organo-metal bir perovskitin faz geçişi görülmektedir.



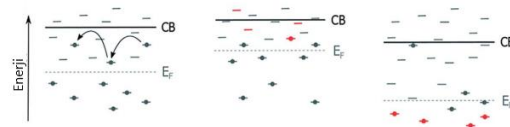
Şekil 7. $\text{CH}_3\text{NH}_3\text{PbI}_3$ 'ün (a) kübik, (b) tetragonal ve (c) ortorombik yapılarına sahip modelleri [11].

Kararsızlık problemine etkileyen bir diğer husus ise nemdir. Neme maruz kalan perovskit güneş pillerinde organik katyonlarda iyon göçleri meydana gelmektedir [12]. Bu problemi ekarte etmek amacıyla bazı çalışmalar yürütülmüş ve perovskit yapıdaki organik/inorganik katyon grubunun değiştirilmesiyle kısılan zincir yapılarının iyon göçünü belli oranda engellediği kanıtlanmıştır [10]. Şekil 8’de değişen katyonik grubun akım yoğunluğu-gerilim grafiği üzerindeki etkisi görülmektedir.

Kararsızlık problemini aşmak için geliştirilen araştırma konularından bir diğeri katkılama işlemidir. Katkılama işlemi sayesinde pillerin bant aralıkları arzu edilen aralıklarda ayarlanabilmekte ve kurşundan kaynaklanan ara yüzey problemlerini, pasivize ederek kararsızlığı azaltılmaktadır. Şekil 9’da katkılama işlemi sonrası TiO_2 'nin bant aralıklarında yaşanan değişim yer almaktadır [10].



Şekil 8. MAPbI_3 , $\text{MA}_{0.6}\text{FA}_{0.4}\text{PbI}_3$ ve FAPbI_3 Hibrit organo-metal halojenürlere dayalı olarak J – V eğrilerinin karşılaştırılması [10].



Şekil 9. Katkılamanın TiO_2 'nin iletim bandı ve fermi enerjisi seviyesi üzerindeki etkisini gösteren şematik gösterimi [10].

Perovskit güneş hücreleri, büyük bir potansiyele sahip olan ve hızla gelişen bir teknoloji olarak öne çıkmaktadır ve uzay uygulamalarında kullanım için önemli fırsatlar sunmaktadır.

2. UZAY UYGULAMALARINDA PEROVSKİT GÜNEŞ PİLLERİNİN KULLANIMI

Perovskit güneş hücrelerinin olağanüstü özellikleri, uzay uygulamaları için son derece çekicidir. Bu hücrelerin ana avantajlarından biri yüksek güç dönüşüm verimliliğidir. Bu özellik PGP’leri, diğer ince film güneş hücresi teknolojisinin ötesine taşımaktadır. Yüksek güç dönüşüm verimliliği, perovskit güneş hücrelerinin aynı miktarda güneş ışığından daha fazla elektrik üretebilme yeteneği anlamına gelir, böylece uzay görevleri için daha yüksek bir güç çıkışı sağlamakta ve daha uzun ve iddialı projelerin gerçekleştirilebilmesine olanak tanımaktadır.

PGP’lerin uzay uygulamaları için bir diğer avantajı, hafif ve esnek olmalarıdır. Geleneksel silikon tabanlı güneş panellerinin aksine, perovskit güneş hücreleri ince ve esnek substratlar üzerine üretilebilmektedir. Bu sayede uzay araçlarının yüzeylerine, kavisli yapılarına ve hatta açılır-kapanır sistemlere daha kolay entegre edilebilir. Dahası, yenilikçi tasarım konfigürasyonlarını mümkün kılmakta ve uzay araçları

üzerindeki mevcut alanın maksimum şekilde kullanılmasını sağlamaktadır. Böylece güç üretim kapasiteleri artırılabilir [13].

Yapılan araştırmalara göre verimlilik ve esnekliğinin yanı sıra, perovskit güneş hücreleri geliştirilmiş radyasyon toleransı da sergilediği gözlemlenmiştir. Uzay, yüksek enerjili parçacıklar ve ultraviyole (UV) radyasyon gibi çeşitli radyasyon formlarıyla doludur ve bu radyasyon güneş hücrelerinin performansını zamanla bozabilmektedir. PGP'lerin radyasyon dirençlerinin yüksek olması, onları uzun süreli uzay görevleri için daha dayanıklı ve güvenilir kılacağı düşünülmektedir [14].

Ayrıca, perovskit güneş hücrelerinin üretim maliyetinin düşüklüğü de uzay uygulamaları için önemli bir avantajdır. Perovskit güneş hücrelerinde kullanılan malzemeler bol ve nispeten ucuzdur ve üretim süreçleri düşük sıcaklıkta çözelti tabanlı tekniklerle gerçekleştirilebilmektedir [14].

2.1 Karşılaşılan Zorluklar

Uzayın ortam koşullarında PGP'lerin malzeme kararlılığı ve performans gelişimi açısından çarpıcı ilerlemeler kaydedilmiş olsa da uzay uygulamaları için pratik PGP'ler elde etmek için çözülmesi gereken birkaç temel zorluk bulunmaktadır.

Bunun için öncelikle uzay ortam koşullarından haberdar olmak gerekmektedir. Güneş, gezegenimizin deneyimlediği uzay hava olaylarının ana kaynağıdır. Yüksek sıcaklıkta plazmadan oluşan güneş rüzgârı, Dünya'nın manyetik alanıyla etkileşime girerek şok dalgaları ve yay şokları gibi olaylara neden olmaktadır. Yay şokunun arkasında kalan manyetik kılıf, aktif dalga hareketleri ve daha sıcak plazma ile karakterizedir. Kalan plazma, manyetik alan çizgileri boyunca akarak manyetosferi germekte ve uzaya uzanan bir manyetik kuyruk oluşturmaktadır [15].

Güneş rüzgarına ek olarak, uzay ortamında plazmanın diğer kaynakları kozmik ışınlar ve yüksek enerjili fotonlardır. Atmosfer, nötr bir bileşen ve iyonosfer olmak üzere ikiye ayrılmakta ve iyonosferdeki soğuk plazma plazmosferi oluşturmaktadır. Magnetopoz plazmosferi güneş rüzgarından ayırmaktadır [16]. Bazı yüklü parçacıklar en dış manyetik alan çizgilerine nüfuz edebilir ve iç ve dış kemerlerden oluşan Van Allen radyasyon kuşaklarında hapsolabilir. Parçacıklar ve fotonlarla birlikte radyasyon, uzay ortamını etkileyen ve uzayla ilgili sorunların yaklaşık %40'ından sorumlu olan başka bir faktördür [17].

Nötr atmosferin üç ana etkisi vardır: atmosfer direnci, atomik oksijen varlığı ve yüksek vakum koşulları. Atmosfer direnci yörünge şekli ve yüksekliğini etkilerken, atomik oksijen uzay aracının yüzeylerini korozyona uğratabilir ve kimyasal bağları kırabilir.

Atmosferin yoğunluğu, yükseklik arttıkça azalmaktadır ve basınç gradyanlarına yol açmaktadır [18]. Meteoroidler, kuyruklu yıldızlar ve insan uzay faaliyetleri de dahil olmak üzere uzay enkazı, uzay araçları için ciddi bir tehdit oluşturmaktadır ve kurtarma, düşürme ve lazerle temizleme gibi stratejilerle yönetilmelidir [19].

Güneş radyasyonu ve gök cisimlerinden gelen termal enerji gibi çeşitli kaynaklar tarafından tetiklenen termal dalgalanmalar, uzay araçlarında hasara neden olmaktadır. Uzay aracının yörünge hareketi ayrıca termal çevrimlere neden olmaktadır [19]. Güneş faaliyetleri, güneş patlamaları ve koronal kütle atımları da dahil olmak üzere uzay aracı üzerinde zararlı bir etkiye sahiptir ve daha önce bahsedilen diğer faktörleri etkilemektedir. Bununla birlikte, güneş faaliyetlerini tahmin etmek zorlu olduğundan, uzay ortamı daha da zorlu hale gelmektedir.

2.2 Vaka İncelemeleri

PGP'lerin uzay uygulamalarında kullanımını teşvik etmek amacıyla yapılan çalışmalarda birkaç araştırma grubu, perovskit filmlerin ve PGP'lerin performansının uzay koşullarındaki etkilerini incelemiştir. Ancak, laboratuvar testleri, belirli uzay çevresel koşulların simülasyonunu sınırlayarak, tam anlamıyla uzay koşullarını yeryüzünde tekrarlamayı zorlaştırmıştır. Bu sınırlamalara rağmen, çalışmalar malzeme kararlılığı ve performansı açısından umut verici sonuçlar göstermiştir. Bu nedenle, PGP'lerin davranışını ilgili çevresel parametreleri kapsayan daha kapsamlı ve gerçekçi bir uzay ortamında incelemek oldukça önemlidir. Şu ana kadar, yalnızca üç araştırma gerçek uzay koşullarında gerçekleştirilmiş olup PGP'lerin işlevselliğini ve enerji üretimini göstermiştir. Bu araştırmalar tarihi sırasıyla 2018 yılında Manca ve çalışma grubu, 2019 yılında Zhu ve çalışma grubu ve son olarak 2023 yılında Muller-Buschbaum ve çalışma grupları tarafından gerçekleştirilmiştir [2].

Yapılan bu deneysel çalışmalarda, PGP'ler yüksek irtifalı balonlar ve yörüngeden dönüşümsüz roketler de dahil olmak üzere uzay araçlarına yüklenmiştir. OSCAR (Karbon malzemelerine dayalı optik sensörler) Görevi adı verilen ilk uçuş deneyinde, hibrit organik-inorganik perovskit güneş pilleri (HOPV) kullanılarak 32 km yüksekliğe ulaşmış ve cihazların uçuş sırasındaki performansı, maksimum güç noktasının zaman ve sıcaklıkla evrimini izlemek için takip edilmiştir. 0.134 cm² aktif alana sahip PGP'ler, 3 saatlik stratosferik uçuşta hayatta kalarak uzayda güneş enerjisi toplamak için uygun olduklarını doğrulamıştır [20]. İkinci çalışmada, FA_{0.81}MA_{0.10}CS_{0.04}PbI_{0.55}Br_{0.40} tabanlı karışık katyonlu PGP'leri 35 km yüksekliğindeki bir yüksek irtifalı balon aracılığıyla yakın uzaya gönderilmiştir. Cihaz, AM0 aydınlatma altında yapılan 2 saatlik test süresince başlangıçtaki verimlilik değerinin %95,19'unu korumuştur [21]. Son

deneysel araştırmada, 239 km yüksekliğe ulaşan bir roket uçuşunda PGP'ler kullanılarak bir uzay uçuş deneyi gerçekleştirilmiştir. Çalışma sonunda perovskit ve organik güneş hücrelerinin uzay uçuşuyla ilgili detaylı bir fotovoltaiik karakterizasyonu elde edilmiştir. Rekonstrüksiyon edilmiş güneş ışınımıyla güneş hücresi performansını ilişkilendirerek detaylı bir ışınım temelli performans analizi gerçekleştirilmiştir. Dört güneş hücresi türü de %5 ila %13 arasında makul verim değerleri göstermektedir. Bu umut verici sonuçlar, dikkatli bir tahmin üzerine dayanmaktadır ve tüm ölçümler, uzay koşullarında egzotik deneysel koşullar altında gerçekleştirilmesine rağmen elde edilmiştir. Düşük ışınlarla geometrik etkilerin dışında, özellikle perovskit güneş hücreleri için ışınlama ile güneş hücresi performansı arasında pozitif bir ilişki varlığı tespit edilmiştir [22]. Bu çalışmalar, uzay uygulamalarına yönelik önemli bilimsel ilerlemeleri işaret etmektedir, ancak düşük cihaz verimliliği ve kısa uçuş süreleri gibi zorluklar gelecekte ele alınması gereken konulardır.

3.SONUÇ

PGP'ler uzay uygulamaları için gelecekteki enerji teknolojileri olarak büyük umut taşımaktadır. Benzersiz özellikleri ve karakteristikleri önemli avantajlar ve potansiyel faydalar sunmakla birlikte, ele alınması gereken belirli zorluklar da ortaya koymaktadır.

PGP'ler, uzay görevlerinde yaygın olarak kullanılan diğer güneş pillerine kıyasla daha yüksek güç dönüşüm verimliliği sunmaktadır. Bu artan elektrik üretim yeteneği, daha fazla enerji sağlayarak uzayda daha büyük ve uzun süreli projelerin gerçekleştirilmesine olanak tanır. PGP'lerin hafif ve esnek doğası, onların uzay araçlarına entegrasyonunu kolaylaştırmaktadır. İnce ve esnek tabakalar üzerinde üretilebilme yetenekleri, kavisli yüzeylere ve katlanabilir sistemlere kolayca adapte olmayı sağlamakta, böylece yenilikçi tasarım konfigürasyonları ve mevcut alanın daha verimli kullanımını kolaylaştırmaktadır.

Uzay uygulamalarında PGP'lerin bir başka önemli avantajı, iyileştirilmiş radyasyon toleransıdır. Zorlu uzay ortamı, güneş pillerini yüksek enerjili parçacıklara ve ultraviyole radyasyona maruz bırakmaktadır ve performanslarını düşürebilmektedir. Bununla birlikte, PGP'ler radyasyona karşı artırılmış direnç sergiler, bu da uzun süreli uzay görevleri için daha dayanıklı ve güvenilir hale gelmelerini sağlamaktadır.

PGP'lerin düşük üretim maliyetleri de uzay uygulamaları için oldukça cazip bir özelliktir. PGP'lerde kullanılan malzemeler genellikle bol miktarda ve nispeten ucuzdur. Ayrıca, üretim süreçleri düşük sıcaklıklarda gerçekleştirilebilir, bu da enerji ve maliyet tasarrufuna yol açmaktadır.

Bunların yanı sıra, PGP'lerin uzay uygulamalarında kullanımını için aşılması gereken belirli zorluklar vardır. En büyük kısıtlamalardan biri, gerçek uzay koşullarının tam olarak benzetiminin yapılamamasıdır. Ayrıca, nem ve oksijen varlığında perovskit malzemelerin bozunması gibi kararlılık problemleri PGP'lerin uzayda uzun süreli işlevselliğini sağlamak için ele alınmalıdır.

Uzay koşullarında yapılan deneysel çalışmaların kısıtlı oluşu PGP'lerin uzay uygulamalarındaki potansiyeli hakkında kesin bir yorum yapmak için yetersiz olsa da bu alanda yapılacak araştırmaların artırılmasına yönelik gereklilik arz etmektedir. Bununla birlikte 2023 yılında Muller-Buschbaum ve arkadaşları tarafından gerçekleştirilen çalışmada oldukça dikkat çekici sonuçlar elde edilmiştir [22].

Sonuç olarak, perovskit güneş pilleri, uzay uygulamalarında enerji üretimini devrim niteliğinde değiştirebilecek potansiyele sahiptir. Yüksek güç dönüşüm verimliliği, hafif ve esnek özellikleri, iyileştirilmiş radyasyon toleransı ve maliyet etkinliği sayesinde PGP'ler önemli avantajlar sunmaktadır. Kalan zorlukların ele alınması ve PGP'lerin uzay ortamlarındaki performanslarının anlaşılmasının ilerletilmesiyle, PGP'ler gelecekteki uzay görevlerinde daha sürdürülebilir ve verimli enerji çözümlerine öncülük edebilir.

4. REFERANSLAR

- [1] M. I. H. Ansari, A. Qurashi, and M. K. Nazeeruddin, "Frontiers, opportunities, and challenges in perovskite solar cells: A critical review," *Journal of Photochemistry and Photobiology C: Photochemistry Reviews*, vol. 35. Elsevier B.V., pp. 1–24, Jun. 01, 2018. doi: 10.1016/j.jphotochemrev.2017.11.002.
- [2] Y. Tu *et al.*, "[2] Perovskite Solar Cells for Space Applications: Progress and Challenges," *Advanced Materials*, vol. 33, no. 21. John Wiley and Sons Inc, May 01, 2021. doi: 10.1002/adma.202006545.
- [3] S. Yun, X. Zhou, J. Even, and A. Hagfeldt, "Theoretische Abhandlung über CH₃NH₃PbI₃ - Perovskit-Solarzellen," *Angewandte Chemie*, vol. 129, no. 50, pp. 16014–16026, Dec. 2017. doi: 10.1002/ange.201702660.
- [4] N. Suresh Kumar and K. Chandra Babu Naidu, "A review on perovskite solar cells (PSCs), materials and applications," *Journal of Materiomics*, vol. 7, no. 5, pp. 940–956, 2021, doi: 10.1016/j.jmat.2021.04.002.
- [5] Y. Zhao and K. Zhu, "Additive-Assisted Controllable Growth of Perovskites." [Online]. Available: www.worldscientific.com
- [6] V. P. Kostlyov *et al.*, "Influence of the reagents' ratio on photoelectric and optical properties of perovskite films for photovoltaics," *Semiconductor Physics, Quantum Electronics and Optoelectronics*, vol. 24, no. 3, pp. 295–303, 2021, doi: 10.15407/spqeo24.03.295.

- [7] “best-research-cell-efficiencies”.
- [8] H. H. Öztürk, Ç. Üniversitesi, and Z. Fakültesi, “GÜNEŞ ENERJİSİNDEN FOTOVOLTAİK YÖNTEMLE ELEKTRİK ÜRETİMİNDE GÜÇ DÖNÜŞÜM VERİMİ VE ETKİLİ ETMENLER.”
- [9] A. Gheno, S. Vedraïne, B. Ratier, and J. Bouclé, “ π -Conjugated materials as the hole-transporting layer in perovskite solar cells,” *Metals*, vol. 6, no. 1. MDPI AG, Jan. 12, 2016. doi: 10.3390/met6010021.
- [10] Y. Zhou *et al.*, “Doping and alloying for improved perovskite solar cells,” *Journal of Materials Chemistry A*, vol. 4, no. 45. Royal Society of Chemistry, pp. 17623–17635, 2016. doi: 10.1039/C6TA08699C.
- [11] T. Oku, “Crystal Structures of CH₃NH₃PbI₃ and Related Perovskite Compounds Used for Solar Cells,” in *Solar Cells - New Approaches and Reviews*, InTech, 2015. doi: 10.5772/59284.
- [12] Z. Li *et al.*, “Extrinsic ion migration in perovskite solar cells,” *Energy Environ Sci*, vol. 10, no. 5, pp. 1234–1242, 2017, doi: 10.1039/c7ee00358g.
- [13] Y. Hu *et al.*, “Flexible Perovskite Solar Cells with High Power-Per-Weight: Progress, Application, and Perspectives,” *ACS Energy Letters*, vol. 6, no. 8. American Chemical Society, pp. 2917–2943, Aug. 13, 2021. doi: 10.1021/acseenergylett.1c01193.
- [14] V. Romano, A. Agresti, R. Verduci, and G. D’Angelo, “Advances in Perovskites for Photovoltaic Applications in Space,” *ACS Energy Letters*, vol. 7, no. 8. American Chemical Society, pp. 2490–2514, Aug. 12, 2022. doi: 10.1021/acsenergylett.2c01099.
- [15] “PROTECTION OF MATERIALS AND STRUCTURES FROM SPACE ENVIRONMENT.”
- [16] “The Space Environment and Its Effects on Space Systems.”
- [17] “Review Radiation damage in solar cells,” 1990.
- [18] G. S. Arnold and D. R. Peplinski, “Reaction of high-velocity atomic oxygen with carbon,” *AIAA Journal*, vol. 24, no. 4, pp. 673–677, 1986, doi: 10.2514/3.9324.
- [19] Y. Lu, Q. Shao, H. Yue, and F. Yang, “A Review of the Space Environment Effects on Spacecraft in Different Orbits,” *IEEE Access*, vol. 7. Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., pp. 93473–93488, 2019. doi: 10.1109/ACCESS.2019.2927811.
- [20] “oscar”.
- [21] Y. G. Tu *et al.*, “Mixed-cation perovskite solar cells in space,” *Science China: Physics, Mechanics and Astronomy*, vol. 62, no. 7. Science in China Press, Jul. 01, 2019. doi: 10.1007/s11433-019-9356-1.
- [22] L. K. Reb *et al.*, “Space- and Post-Flight Characterizations of Perovskite and Organic Solar Cells,” *Solar RRL*, May 2023, doi: 10.1002/solr.202300043.

5. ÖZGEÇMİŞ

Yağmur Su SAYIN: Lisans derecesini Ondokuz Mayıs Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümünde 2014-2018 yılları arasında tamamladı. Yüksek Lisans derecesini İstanbul Teknik Üniversitesi Enerji Enstitüsü’nde Yenilenebilir Enerji Anabilim Dalı’nda 2019-2022 tarihinde tamamladı. Doktora derecesine İstanbul Teknik Üniversitesi Enerji Enstitüsü’nde Yenilenebilir Enerji Anabilim Dalı’nda 2022 yılında başladı ve hala devam etmekte. TMMOB Makine Mühendisleri Odası Üye Sicil Numarası: 121871

Prof. Dr. Nilgün KARATEPE YAVUZ: Yüksek Lisans Derecesini 1989-1992 İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Kimya Mühendisliği’nde tamamladı. Doktora derecesini 1992-1996 yılları arasında yılları arasında İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Kimya Mühendisliği’nde tamamladı. İstanbul Teknik Üniversitesi Enerji Enstitüsü Yenilenebilir Enerji Anabilim Dalı’nda Profesör olarak halen çalışmaktadır.

YAPAY ZEKA İLE SİVİL HAVACILIKTA UÇUŞ EMNİYETİ VE RİSK TAHMİNİ

Göksu Anıl Kızıldoğan¹

¹ANALYTHINX Atatürk Mh. Metropol İstanbul Sitesi C1 Blok Kat:23 Ataşehir İstanbul TÜRKİYE
Tel: +90 212 288 47 30, E-Posta goksu.kizildogan@analythinx.com

Özet- Sivil havacılıkta yüksek öneme sahip uçuş emniyeti geçmişten günümüze farklı şekillerde incelenmektedir. Eskiden yapılan kural tabanlı ve insana (emniyet ekibi vb.) bağlı analizler yerlerini bilgisayar destekli analizlere bırakmaktadır. Bu çalışmada da Pegasus Hava Yolları'nın uçuş verilerinden derlenen risk faktörleri veri seti makine öğrenmesi ile analiz edilerek gelecek uçuşlara görüş sağlanması amaçlanmıştır. Bu analizler başta tahmin olmak üzere faktörlerin kök sebepleri gibi pek çok farklı konuda da yol gösterecektir.

Anahtar Sözcükler: Makine öğrenmesi, uçuş emniyeti, sivil havacılık, derin öğrenme

1. GİRİŞ

Sivil havacılıkta uçuş emniyeti, havayolu endüstrisinin en önemli önceliklerinden biridir. Uçuş emniyeti, her seferinde yolcuların ve mürettebatın emniyetini ve güvenliğini sağlamak için çeşitli önlemlerin alındığı bir sistemdir. Bu önlemler, havayollarının faaliyetlerini düzenlemek, uçaklarının bakımını yapmak, pilotlarının eğitimini sağlamak ve uçuş operasyonlarını denetlemek gibi çeşitli alanlarda uygulanır.

Uçuşu tehlikeye atabilecek, uçuşu emniyetsiz hale sokabilecek durumlara ise risk faktörü denmektedir. Başlıca uçuş emniyeti risk faktörlerinden birkaçı ise, türbülans, arazi engeline doğru kontrollü uçuş (CFIT) [1], uçuşta kontrol kaybı (LOCI) [2], rüzgar yön ve süratının ani olarak büyük oranda değişmesi (WSHR) [3] vb. olarak sıralanabilir.

Emniyet yönetim sistemleri (SMS) [4] yukarıdaki risk faktörlerini gözlemek, kaydetmek, yorumlamak ve aksiyon almak için kurulmuş sistemlerdir. Bu sistemler uçuş öncesinde, uçuş sırasında ve uçuş sonrasında, proaktif veya reaktif olarak çalışabilirler. Havayollarında yer alan uçuş emniyet ekipleri, kokpit ekibi, uçuş mühendisi vb. emniyet açısından kritik öneme sahip kişiler bu sistemler aracılığıyla emniyeti sağlamaktadır.

Bu çalışmada bir emniyet yönetim sistemine entegre olabilecek şekilde tasarlanmış, kritik uçuş emniyeti risk faktörlerinden üçünü inceleyen bir açıklanabilir yapay zeka (XAI) tasarımı anlatılmaktadır. Çalışmanın amacı farklı öznelikler yardımı ile üç risk faktörünü tahmin edecek modeli eğitmek ve gelecekteki uçuşlar için bu model yardımı ile tahminler gerçekleştirilmektedir. Pegasus Hava Yolları'nın gerçekleştirmiş olduğu uçuşlardaki farklı veri kaynaklarından toplanan veriler bir araya getirildikten sonra öznelik mühendisliği uygulanarak modellenmeye hazırlanmıştır. Modele hazır veriler farklı algoritmalar ile değerlendirilerek yeni verileri tahmin etmeye hazır, uçtan uca bir yapay zeka veri hattı kurulmuştur. Veri kaynakları, genel yaklaşım, kullanılan algoritmalar vb. tüm içerikler açıkça paylaşılsa da bilgi güvenliği kapsamında seçilmiş üç risk faktörü Risk 1, Risk 2 ve Risk 3, öznelikler ise alfabetik sıraya göre dizilip en baştaki 1 olacak şekilde Öznelik 1, Öznelik 2 ... Öznelik N olarak kodlanmıştır. Özneliklerin sahip olduğu sayısal değişkenler ise normalizasyona sokularak boyutsuzlaştırılmıştır.

2. VERİ

İnsan hayatının önemli olduğu diğer sektörler gibi havacılık sektöründe de veri büyük bir öneme sahiptir. Emniyetli bir sistemi modellemek için öncelikle sistemin verilerini anlamak gerekmektedir. Meteorolojik veriler, telemetri sistemleri, kokpit ekibi bilgileri, havayolu firmasının sahip olduğu diğer veriler bir sistemi oluşturan verilerin büyük çoğunluğudur.

2.1 Veri Kaynakları

Meteorolojik veriler: Kabin ekibi güncel meteorolojik verileri uçuş sırasında edinerek gerekli aksiyonu alabilseler de güncel teknoloji sayesinde detaylı hava durumu tahmini METAR, TAF vb. formatlarda geçmişe ve geleceğe yönelik toplanabilmektedir [5].

Havayolu verileri: Uçağın veri aktarım sisteminden toplanan veriler, uçuş tarife verileri ve kabin ekibinin verilerinden oluşan verilerdir. Uçuş veri gözlemlesi

enstrümanları, uçuşun kalkış ve iniş havalimanları gibi bilgilerden harmanlanmaktadır.

2.2 Veri Birleştirme

Farklı kaynaklardan gelen verilerin birleştirilmesinde birtakım problemler olabilir. Bu problemler aynı zamanda gerçekleşmiş iki olayın farklı zamanda kaydının tutulması, yerel/global zaman dilimleri veya aynı ölçüm için kullanılan metriklerin farklı kaynaklarda farklı olması gibi sıralanabilir.

Bu çalışma kapsamında ise uçuşun gerçekleşmiş olduğu iniş, kalkış ve seyir saatleri baz alınmıştır. Baz alınan saatlerin Eşgüdümlü Evrensel Zaman (UTC) +0'daki değeri hesaplanmış, tüm veri birleştirilmeleri bu değer etrafında yapılmıştır.

3. ÖZNETELİK MÜHENDİSLİĞİ

Ham veriler, her ne kadar farklı kaynaklardan alındıkları için belirli seviyede açıklayıcılığa sahip olsalar da her zaman tek başlarına veya oldukları halleriyle modellemeye uygun olmayabilirler. Verileri modellemeye uygun hale getirmek için yapılan geleneksel dönüşümlere ek olarak bu çalışmada uçuşlara ait örüntüleri yakalayıp bir hafıza oluşturmaya çalışılmıştır.

3.1 Örüntü ve Hafıza

Yapay zeka modellerinin öğrenim kalitesi, üzerinde eğitildiği verinin kalitesi ile orantılıdır [6]. Bu sebeple uçuşlardaki risk faktörleriyle ilintili örüntüleri yakalamak suretiyle modele uçuş hafızası kazandırılması amaçlanmıştır. Uçuşlara dair gündüz veya gece uçuşu olması, kışın veya yazın olması, uçuşun haftanın hangi gününde gerçekleştiği vb. kümeleme yaklaşımlarıyla yeni öznetelikler türetilmiştir.

3.2 İstatistiksel Öznetelikler

Hem bu çalışma kapsamında hem de uçuş emniyeti ekiplerine görü sağlama amacıyla ham verilerden istatistiksel öznetelikler türetilmiştir. Bu öznetelikler bir havaalanına yapılan aylık ortalama uçuş sayısı gibi tekdüze değerlerden bir havaalanından diğer havaalanına kışın yapılan uçuşlardaki bir risk faktörünün diğer risk faktörü ile oranı gibi çok boyutlu hesaplamaları da içermektedir.

Bunlara ek olarak sayısal değerlerin birbirlerine oranı, periyodik gruplamalar ile türetilmiş ortalama, minimum, maksimum gibi değerlerden de yararlanılmıştır.

3.3 Veri Normalizasyonu

Hem bilgi güvenliği kapsamında öznetelikleri şifrelemek hem de ağaç bazlı olmayan algoritmalarda da avantaj sağlama sebebiyle veriler normalize edilmiştir. Normalizasyon yöntemi olarak

standardizasyon seçilmiştir ve tüm sayısal veriler her bir öznetelikteki değer "x" olacak şekilde aşağıdaki formüle göre işlenmiştir:

$$x' = \frac{(x-\bar{x})}{\sigma} \quad (1)$$

x': Normalize değer ; \bar{x} : Ortalama x; σ : Standart sapma

4. MAKİNE ÖĞRENMESİ ALGORİTMALARI

Çalışma kapsamında riskleri tahmin etmek amacıyla, gözetimli öğrenim altındaki farklı sınıflandırma algoritmaları kullanılmıştır. Algoritma sayısının çokluğu sebebiyle algoritmalar ağaç tabanlılar ve diğerleri olarak ayrılmıştır.

Algoritmaların eğitimi için her bir algoritma özelinde hiperparametre uzayları oluşturulmuş ve eğitimler bu uzay içerisinde hedef metrik için en iyi sonuca ulaşacak şekilde yapılmıştır.

4.1 Ağaç Bazlılar

Yüksek açıklanabilirliği yüksek doğrulukla sağlayabilmesi sebebiyle ağaç bazlı algoritmalarından XGBoost (XGB) [7] ve LGBM (LGB) [8] seçilmiştir. Rassal orman algoritması da performans anlamında değerlendirilse de eğitim süresinin uzunluğu sebebiyle elenmiştir.

4.2 Diğerleri

Doğrulukta feragat ederek hızlı sonuç vermesi veya özneteliklerin arasındaki ilişkiyi lineer bir şekilde açıkça paylaşması sebebiyle ağaç bazlı olmayan algoritmalar da denenmiştir. Bu algoritmalar arasında lojistik regresyon analizi (LR) ve k En yakın Komşu (KNN) algoritmaları seçilmiştir.

Her ne kadar doğrulukları ve potansiyelleri yüksek olsa da açıklanabilirlik bakımından yeterince şeffaf olmamaları bakımından yapay sinir ağları bu çalışmada değerlendirilmemiştir.

5. METRİKLER

Risk faktörlerinin gerçekleşme oranı doğaları gereği gerçekleşmeme oranından daha düşüktür. Bundan dolayı klasik metrikler, örneğin doğruluk, model performansını tek başına tam olarak ifade etmemektedir. Bu sebeple de dengesiz veri setleri için farklı metrikler kullanılmaktadır. Bu çalışmada doğruluk, duyarlılık, kesinlik, logaritmik kayıp (log-loss) gibi metrikler sadece gözlem için kaydedilmiştir. Model hiperparametreleri eğrinin altında kalan alan (AUC) metriğine göre eğitilmiş, tahmin eşiği ise F1-skoruna göre belirlenmiştir [9][10].

6. EĞİTİM-DOĞRULAMA

Modellerin aşırı öğrenme problemini engellemek için kullanılan veri seti ve algoritmalarındaki ilgili kısımlar ayarlanmıştır. Veriler, tüm risk faktörleri için %80'i eğitim, %20'si ise test olacak şekilde iki gruba ayrılarak model eğitimi yapılmaktadır. Eğitim-test ayrımı ve çapraz-doğrulama adımlarında hedef değişkenin katmanlaştırılmasına dikkat edilmiştir.

Yukarıda bahsedilen ayarlara ek olarak model eğitimi adımına gelmeden önce işlenmiş verinin yaklaşık olarak son bir ayı doğrulama seti olarak ayrılmıştır. Veri hattı, eğitim ve test verileri üzerinde eğitim ve puanlama yaparken eğitimi tamamlanmış modellerin doğrulama seti üzerindeki puanlamasını da yapmaktadır.

Metrikler kısmında da bahsedilen veri dengesizliğinin model eğitimi sırasında örneklem sayısı düşük olan sınıfa handicap yaratmaması için sınıf ağırlıkları aşağıdaki denkleme göre belirlenmiştir.

$$w_i = \frac{N_{toplam}}{N_i} \quad (2)$$

w_i : Sınıf ağırlığı; N_i : Sınıf örneklem sayısı; N_{toplam} : örneklemelerin toplam sayısı

Burada amaç her sınıfın ağırlığının örneklem sayısı ile ters orantılı olmasını sağlayarak modelin tüm sınıfları eşit derecede önemsemesini sağlamaktır.

Model eğitimi sırasında gerçekleşen hiperparametre doğrulaması ise 5 adımlı çapraz-katmanlı-doğrulama ile gerçekleştirilmiştir.

7. ÇIKTILAR VE DEĞERLENDİRME

Tüm modeller Python dili ve ilgili model kütüphaneleri kullanılarak aynı platformda koşulmuştur. Platform Ryzen 9 5900X (12C-24T) işlemci, 64 GB 3200MHz Ram donanımlarına sahiptir. Veri setinin özelliği ve algoritmaların kıyasını yapabilmek sebebiyle GPU ile paralelizasyon desteği kapalı tutulmuştur.

Öğrenim ve test setleri üzerindeki model eğitimleri ve değerlendirmeleri bu kısımda paylaşılmaktadır. Veri setindeki tüm değerler ve tahmin edilen hedef risk faktörleri kodlansa da bu kısımdaki tüm sayısal değerler açık bir şekilde paylaşılmaktadır.

7.1 Öğrenim-Test Seti Metrikleri

Veri setinin dengesiz olmasını göz önünde bulundurarak sonuçlar incelendiğinde üç risk faktörü için de ortak nokta ağaç bazlı algoritmaların daha iyi sonuç vermesidir.

Tablo 1. Risk 1 Metrikleri

RİSK 1	LR	KNN	LGB	XGB
Eğitim Süresi (dakika)	9.42	241	5.89	49.77
Doğruluk	0.78	0.8	0.83	0.83
Kesinlik	0.22	0.22	0.32	0.33
Duyarlılık	0.46	0.4	0.69	0.69
F1 Skoru	0.3	0.29	0.44	0.45
Log Loss	0.61	1.2	0.44	0.43
AUC	0.73	0.69	0.87	0.87

Tablo 2. Risk 2 Metrikleri

RİSK 2	LR	KNN	LGB	XGB
Eğitim Süresi (dakika)	20.47	252	6.01	35.45
Doğruluk	0.74	0.77	0.8	0.8
Kesinlik	0.49	0.5	0.58	0.58
Duyarlılık	0.78	0.78	0.8	0.79
F1 Skoru	0.6	0.63	0.67	0.67
Log Loss	0.53	0.51	0.47	0.47
AUC	0.82	0.84	0.86	0.86

Tablo 3. Risk 3 Metrikleri

RİSK 3	LR	KNN	LGB	XGB
Eğitim Süresi (dakika)	5.59	213	4.26	22.13
Doğruluk	0.56	0.64	0.69	0.7
Kesinlik	0.36	0.37	0.47	0.48
Duyarlılık	0.76	0.76	0.74	0.74
F1 Skoru	0.49	0.52	0.58	0.58
Log Loss	0.64	0.61	0.56	0.56
AUC	0.68	0.73	0.78	0.78

Diğer modeller parametrik algoritmaları kullanırken KNN parametrik olmayan bir model olması ve veri setini bir bütün olarak kullanması sebebiyle beklenildiği üzere açık farkla en yavaş algoritma olmuştur. Benzer yöntemle çalışsalar da sahip oldukları temel birkaç farktan ve implementasyondan dolayı LGB tüm risk tahminlerinde XGB'den daha hızlı eğitilmiştir [11].

Modeller tahmin gücü açısından incelendiğinde ağaç bazlı modellerin önde olduğu görülmektedir. LR ve KNN bazı metriklerde LGB ve XGB algoritmalarına yaklaşılsalar da özellikle hiperparametre ayarı ve tahmin eşiğinde kullanılan metriklerde geride kalmaktadırlar. Gradyan artırma yöntemini kullanan LGB ve XGB ise geniş hiperparametre uzayı sayesinde yakın sonuçlar vermektedir.

7.2 Öznitelik Önemleri

Öğrenim metrikleri kıyaslandıktan sonra tüm riskler için en detaylı çalışma LGB ile devam ettirilmiştir. Risklerin tahmininde kullanılan en önemli 5 özneliğin azalan sırada önemleri aşağıdaki tablolarda paylaşılmıştır.

Tablo 4. Risk 1 Öznitelik Önemleri

ÖZNİTELİK	% ÖNEM
Öznitelik 26	18
Öznitelik 91	15
Öznitelik 29	15
Öznitelik 27	11
Öznitelik 30	10

Tablo 5. Risk 2 Öznitelik Önemleri

ÖZNİTELİK	% ÖNEM
Öznitelik 76	49
Öznitelik 66	14
Öznitelik 26	8
Öznitelik 27	7
Öznitelik 106	4

Tablo 6. Risk 3 Öznitelik Önemleri

ÖZNİTELİK	% ÖNEM
Öznitelik 26	18
Öznitelik 68	13
Öznitelik 27	13
Öznitelik 78	9
Öznitelik 29	9

Önem tablolarının model açısından önemi hedef değişken olan risk faktörlerinin açıklanmasındaki kuvvetleridir. Açıklayıcılık kuvveti aynı zamanda emniyet ekiplerine de faktörler özelinde üzerinde durulması gereken parametreleri anlattığı için iş ekibi bakış açısına da sağlam bir görüş sunmaktadır.

7.3 Doğrulama Seti Metrikleri

Öznitelik önem analizinin ardından LGB ile yapılan çalışmalar doğrulama seti tahmini yapılması şeklinde devam ettirilmiştir. Güncel veriye sahip olan doğrulama seti üzerindeki tahminler modellerin öğrenim kuvvetini, aşırı veya az öğrenme durumlarını, tekrardan eğitim ihtiyacı gibi model açısından kritik pek çok bilgiyi açığa çıkartmaktadır.

Aşağıdaki tablolarda her üç risk için de öğrenim ve doğrulama seti metrikleri karşılaştırılmıştır.

Tablo 7. Risk 1 Doğrulama Seti Metrikleri

METRİK	EĞİTİM	DOĞRULAMA	% DEĞİŞİM
Doğruluk	0.83	0.91	10.00
Kesinlik	0.32	0.30	-5.01
Duyarlılık	0.69	0.60	-13.30
F1 Skoru	0.44	0.40	-8.38
Log Loss	0.44	0.29	-33.29
AUC	0.87	0.89	2.65

Tablo 8. Risk 2 Doğrulama Seti Metrikleri

METRİK	EĞİTİM	DOĞRULAMA	% DEĞİŞİM
Doğruluk	0.80	0.68	-15.13
Kesinlik	0.58	0.44	-23.34
Duyarlılık	0.80	0.75	-6.20
F1 Skoru	0.67	0.56	-16.66
Log Loss	0.47	0.69	47.29
AUC	0.86	0.76	-11.93

Tablo 9. Risk 3 Doğrulama Seti Metrikleri

METRİK	EĞİTİM	DOĞRULAMA	% DEĞİŞİM
Doğruluk	0.69	0.85	23.19
Kesinlik	0.47	0.52	9.61
Duyarlılık	0.74	0.59	-20.48
F1 Skoru	0.58	0.55	-5.28
Log Loss	0.56	0.41	-26.41
AUC	0.78	0.80	2.62

Genel anlamda doğrulama seti metriklerinde “kabul edilebilir” oranda bir değişim olmuştur. Buradaki değişimin temel sebebi, bu veri setine klasik bir veri seti olarak değil zaman serisi seti olarak yaklaşmaktır. Zaman serisi seti yaklaşımında verinin hedef değişkenin dağılımından ziyade kronolojik sıradaki son kısmı alındığı için hedef değişken ve açıklayıcılığı yüksek özneliklerin dağılımları değişebilmektedir.

8. SONUÇ

Çalışma kapsamında ciddi öneme sahip 3 farklı emniyet risk faktörü, öznelik havuzu içerisinden seçilmiş öznelikler ve farklı algoritmalar ile değerlendirilmiştir. Değerlendirme sonunda gradyan artırma bazlı LightGBM algoritmasının benzer veri setleri için yüksek doğruluğu korurken hızlıca eğitilebildiği görülmüştür. Zaman serisi verisi yaklaşımıyla yapılan modellemelerin havacılıkta kullanılabileceği kanıtlanmıştır. Farklı özneliklerin birden fazla risk faktörünün açıklanmasında yüksek öneme sahip olması birtakım ortak özneliklerin sistem bütünü yaklaşımında değerlendirilebileceğini ortaya koymaktadır.

Bu çalışmada gelecekteki çalışmalarda değerlendirilebilecek yapay sinir ağları gibi daha yüksek doğrulukla modellerin kullanımına da temel hazırlanmıştır. Hazırlanmış veri setleri makine öğrenmesi modellerine ek olarak statik ve dinamik diğer istatistiksel analizlere de kaynak olacaktır.

9. TEŞEKKÜR

Verilerin sağlanması, emniyet bakış açısının pekiştirilmesi, öznitelik hazırlığı adımları vs. tüm süreçte uçtan uca tecrübe aktarımında bulunan tüm Pegasus Hava Yolları profesyonellerine teşekkürlerimi sunarım.

10. REFERANSLAR

- [1] D.Kelly, M.Efthymiou "An analysis of human factors in fifty controlled flight into terrain aviation accidents from 2007 to 2017." Journal of safety research cilt 69, Haz. 2019 s.155-165
- [2] E.Ancel A.Shih, "The analysis of the contribution of human factors to the in-flight loss of control accidents" 12. AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Konferansı, Indianapolis, Eylül 2012, s.123
- [3] F.H.Proctor, D.A.Hinton, R.L.Bowles, "A windshear hazard index" Aviation, Range and Aerospace Meteorology, Orlando, Ocak 2000
- [4] L.Yuling, F.W.Guldenmund, "Safety management systems: A broad overview of the literature", Safety Science cilt 103, 2018, s.94-123
- [5] J.Novotny, K.Dejmal, V.Repal, M.Gera, D.Sladek "Assessment of TAF, METAR, and SPECI Reports Based on ICAO ANNEX 3 Regulation" Atmosphere cilt 12, 2021, s.138
- [6] V.N.Gudivada, A.Apon, J.Ding "Data Quality Considerations for Big Data and Machine Learning: Going Beyond Data Cleaning and Transformations" International Journal on Advances in Software cilt 10, 2017
- [7] T.Chen, C.Guestrin "XGBoost: A Scalable Tree Boosting System", International Conference on Knowledge Discovery and Data Mining, Ağu. 2016, s.785-794
- [8] G.Ke, Q.Meng, T.Finley, T.Wang, W.Chen, W.Ma, Q.Ye, T.Liu "LightGBM: A Highly Efficient Gradient Boosting Decision Tree" Advances in Neural Information Processing Systems 30, 2017, s.3149-3157
- [9] I.U.Hassan, R.H.Ali, Z.U.Abideen, T.A.Khan, R.Kouatly "Significance of Machine Learning for Detection of Malicious Websites on an Unbalanced Dataset", Digital, 2022 cilt 2, s.501-519
- [10] J.Pereira, F.Saraiva "A Comparative Analysis of Unbalanced Data Handling Techniques for Machine Learning Algorithms to Electricity Theft Detection", 2020 IEEE Congress on Evolutionary Computation, 2020, s.1-8
- [11] A.Omar, K.Belkhat "XGBoost and LGBM for Porto Seguro's Kaggle challenge: A comparison" Preprint Semester Project, Ocak 2018

11. ÖZGEÇMİŞ

Göksu Anıl Kızıldoğan

Lisans derecesini 2017'de Orta Doğu Teknik Üniversitesi Makina Mühendisliği bölümünde, yüksek lisans derecesini ise 2020'de Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümünde tamamlamıştır. 2017-2021 yılları arasında Tusaş Motor Sanayi Pistonlu Motorlar Tasarım Müdürlüğü içerisinde Performans ve Kalibrasyon mühendisi olarak çalışmıştır. 2021'den itibaren Analythinx bünyesinde kıdemli veri bilimci ve IoT analitikleri pratik lideri olarak çalışmaktadır.