

International Aviation Technologies and Applications Conference 2023



Conference Proceedings Book of Extended Abstracts

E-ISBN: 978-605-338-423-6



October, 2023

International Aviation Technologies and Applications Conference 2023



Conference Proceedings Book of Extended Abstracts

E-ISBN: 978-605-338-423-6

Editorial Board

Asst. Prof. Dr. Ömer ÇETİN
Asst. Prof. Dr. Gürcan LOKMAN
Asst. Prof. Dr. Volkan YAVAŞ

October, 2023

**International
Aviation Technologies and Applications Conference 2023
ATAConf'23
October 20-21, 2023**

Book of Extended Abstracts

E-ISBN: 978-605-338-423-6

Published by the decision of Ege University Publishing Commission dated __.__.____
and numbered _/_.

© 2023 by Ege University. All rights for this book reserved. No part of this book may be reproduced, stored in a retrieved system, or transmitted, in any form or by any means, electronic, mechanical, photocopying, recording or otherwise, without the prior permission of the copyright owner. However, it can be cited as a source.

Science, language and all kinds of liabilities of the work belong to its author/editor.

Ministry of Culture and Tourism Certificate No: 52149

Contact

Ege Üniversitesi Yayınları
Ege Üniversitesi Basım ve Yayınevi
Bornova-İzmir

Tel: 0 232 342 12 52

E-mail: basimveyayinevisbm@mail.ege.edu.tr

Web: <https://basimveyayinevi.ege.edu.tr/>

Date of Publication: October, 2023



Bu eser, Creative Commons Atıf 4.0 Uluslararası lisansı (CC BY-NC-ND) ile lisanslanmıştır. Bu lisansla eser alıntı yapmak koşuluyla paylaşılabilir. Ancak kopyalanamaz, dağıtılamaz, değiştirilemez ve ticari amaçla kullanılamaz.

This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International license (CC BY-NC-ND). Under this license, the text can be shared with the condition of citation. However, it cannot be copied, distributed, modified or used for commercial purposes.

Conference Poster



The poster features a dark blue background with a glowing blue rectangular frame. Inside the frame, there is a stylized graphic of a compass rose with four arrows pointing towards the corners, and a white airplane silhouette flying from the bottom left towards the top right. The text "ATACONF'23" is prominently displayed in large, white, bold, sans-serif capital letters. Below it, the text "AVIATION TECHNOLOGIES AND APPLICATIONS CONFERENCE" is written in smaller, white, bold, sans-serif capital letters. A white swoosh line curves under the text. At the bottom of the poster, there is a row of four logos: the logo of Marmara University (a red shield with a white crescent and star), the logo of Ege University (a blue circle with a white 'e' and the text "EGE UNIVERSİTESİ 1955"), the logo of Marmara Sıhhiye Meslek Yüksekokulu (a blue shield with a white eagle and the text "MARMARA SAHİYE MESLEK YÜKSEK OKULU 2002"), and the logo of Ege University (a blue circle with a white 'e' and the text "EGE UNIVERSİTESİ 2011").

ATACONF'23
AVIATION TECHNOLOGIES AND APPLICATIONS CONFERENCE

 ataconf.msu.edu.tr  20 - 21 October 2023

 Gaziemir / İzmir / TÜRKİYE

Design: Mustafa Bahadır KOYUNCU

ATAConf'23 General Description

Held since 2012 by the name of **Ulusal Havacılık Teknolojisi ve Uygulamaları Kongresi (UHAT)** in the cooperation of National Defence University Air NCO Higher Vocational School and Aviation Higher Vocational School of Ege University will now be organized internationally by the name of **Aviation Technologies and Applications Conference (ATAConf)**. The abbreviation **ATAConf'23** is used for this conference held in **2023**.

ATAConf'23 was held as a face-to-face and online event in Izmir on **October 20-21, 2023**, hosted by **the National Defence University Air NCO Higher Vocational School**.

Conference Main Theme

Unmanned Aerial Systems

(In Emergency and Disaster Management)

Welcome message from the ATAConf Conference Chairmanships

Aviation Technologies and Applications Conference (ATAConf) is an international event organized at National Defence University Air NCO Higher Vocational School, with the collaboration of the Aviation Higher Vocational School of Ege University. It took place at İzmir, Türkiye, during 20-21 October 2023. The roots of the Conference dates to 2012. Since 2012 “Ulusal Havacılık Teknolojileri Kongresi - UHAT (National Congress of Aviation Technology and Applications)” has been organized five times as a national event and in 2023 it is converted to an international one. Conference encourages interaction among academics and, aviation and defence sector representatives to present and discuss new and cutting-edge studies. Their contributions help to make the conference as distinguished as it has been before.

This book brings together a selection of papers presented at the 2023 Aviation Technologies and Applications Conference (ATAConf’23) took place at İzmir, Türkiye, during 20-21 October 2023. These Proceedings will furnish the scientists of the world with studies in the field of aviation. We consider that this event acts as an incentive to trigger further study and research in all these areas. We appreciate the contributions of all authors and participants.

Our primary objective is to ensure the uninterrupted continuation of this conference, which we have enthusiastically transformed into an international event. We aim to boost international participation in the conference in the years ahead and make a greater contribution to the field of aviation and defence through an increased number of research papers. We extend our heartfelt gratitude to all those who have played a significant role in the inception and growth of this conference.

Prof. Dr. Hasan MERT

Assoc. Prof. Dr. Rüstem Barış YEŞİLAY

Conference Committees

Honorary Chairs

Prof. Dr. Erhan AFYONCU
Rector of National Defence University

Prof. Dr. Necdet BUDAK
Rector of Ege University

Conference Chairmanship

Prof. Dr. Hasan MERT

Conference Chairs

Prof. Dr. Hasan MERT

Assoc. Prof. Dr. Rüstem Barış YEŞİLAY

Conference Secretary

Asst. Prof. Dr. Ömer ÇETİN @National Defence University

Asst. Prof. Dr. Gürcan LOKMAN @National Defence University

Asst. Prof. Dr. Volkan YAVAŞ @Ege University

Executive Board

Alperen DOĞRU	Ege University
Armağan MACİT	Ege University
Bahadır KOYUNCU	National Defence University
Büşra ÇAKI	National Defence University
Coşkun HARMANŞAH	Ege University
Deniz MACİT	Ege University
Gürcan LOKMAN	National Defence University
Hüseyin Tamer HAVA	National Defence University
Kübra Gül UYSAL	National Defence University
Mehmet KIRMIZI	Ege University
Mustafa Berkant Selek	Ege University
Oğuzhan DAŞ	National Defence University
Ömer ÇETİN	National Defence University
Ömer ÖZKAN	National Defence University
Önder Barış ÖZTÜRK	National Defence University
Özde ŞENOL	Ege University
Salih Can BALABAN	National Defence University
Serdar ALTUNTAŞ	National Defence University
Serdar ÇETİNTAŞ	Ege University
Volkan SÖZERİ	Ege University
Volkan YAVAŞ	Ege University
Yenal KARAASLAN	National Defence University

Scientific Advisory Board

A. Fevzi BABA	Marmara University (TR)
Akansel YALÇINKAYA	İstanbul Medeniyet University (TR)
Alper ÖREN	National Defence Department (TR)
Anil KUMAR	London Metropolitan University (UK)
Atınç YILMAZ	Beykent University (TR)
Burcu ARACIOĞLU	Ege University (TR)
Cavanşir ZEYNALOV	Nakhchivan State University (AZ)
Cem Murat DENİZ	New York University (USA)
Duygu Bağcı DAŞ	Ege University (TR)
Ender GEREDE	Eskisehir Technical University (TR)
Erman ASLAN	University Of Kocaeli (TR)
Ersin CİVAN	National Defence University (TR)
Ferhan Kuyucak ŞENGÜR	Eskisehir Technical University (TR)
Gökhan TANRIVERDI	Erzincan Binali Yıldırım University (TR)
Gül Denктаş ŞAKAR	Dokuz Eylul University (TR)
Gülcan ÖNEL	Florida State University (USA)
Hakan AYGÜN	Fırat University (TR)
Hakkı AKTAŞ	Istanbul University (TR)
Hüseyin QASIMOV	Nakhchivan State University (AZ)
Jan MAZAL	University Of Defense Czech Republic (CZ)
Jose Arturo Garza-REYES	University Of Derby (UK)
Kasım KIRACI	Iskenderun Technical University (TR)

Scientific Advisory Board (continue)	
Məftun ƏLİYEV	Nakhchivan State University (AZ)
Mehmet Özgür SEYDİBEYOĞLU	Izmir Katip Celebi University (TR)
Mehmet Şerif KAVSAOĞLU	Anatolian University (TR)
Mohammad Rauf SHEIKHI	Xi'an Jiaotong University (CN)
Müjdat KARAGÜLMEZ	National Defence University (TR)
Nurettin ACIR	National Defence University (TR)
Okyay KAYNAK	Boğaziçi University (TR)
Önder ALTUNTAŞ	Eskisehir Technical University (TR)
Önder TURAN	Eskisehir Technical University (TR)
Öyküm ÜLKE	National Defence University (TR)
Ramazan ÇOBAN	National Defence University (TR)
Rıdvan ORUÇ	Agri Ibrahim Cecen University (TR)
Rosa M ^a Arnaldo VALDÉS	Universidad Politecnica De Madrid (ES)
Sachin MANGLA	University Of Plymouth (UK)
Serdar MENEKAY	Istanbul Arel University (TR)
Serdar SALMAN	National Defence University (TR)
Şamil ÇAN	National Defence University (TR)
Tahir Hikmet KARAKOÇ	Eskisehir Technical University (TR)
Talat CANBOLAT	National Defence University (TR)
V. Fernando Gomez COMENDADOR	Universidad Politecnica De Madrid (ES)
Vedat TOPUZ	Marmara University (TR)
Yavuz NACAĞLI	Istanbul Aydın University (TR)
Yavuz YAMAN	Middle East Technical University (TR)
Yeşim Deniz ÖZKAN ÖZEN	Yasar University (TR)

Conference Program

OCTOBER 20, 2023- FRIDAY					
08.00 09.00	Main Conference Hall	Registration			
09.00 09.30		Opening Ceremony			
09.30 10.00		Key Speaker	Dr. Fabrizio PINTO	Izmir University of Economics	Dispersion force-driven parametric nano-amplifiers in next generation accelerometry: Applications to UAV autonomous inertial navigation.
Coffee Break (10.00 - 10.30)					

10.30 - 12.00	Main Conference Hall	MAIN THEME PANEL 'UAV Systems and their use in disaster situations'	Moderator: Yalçın YILMAZKAYA (Havacılık ve Uzay Kümelenmesi Derneği Genel Sekreteri)		
			ROKETSAN	Uğur ÖZER	Mini Akıllı Mühimmat Sistemleri Müdürlüğü Lider Mühendisi
			HAVELSAN	Alper USTA	Ürün Müdürü
			ASELSAN	Demet BALİOĞLU	Güdümlü ve İnsansız Sistemler Program Direktörü
			TEI-TUSAŞ Motor Sanayii A.Ş.	Kudret MUHZİROĞLU	Yurtiçi Satışlar Müdürlüğü Kıdemli Takım Lideri
			TUSAŞ	İhsan KOCA	Sistem Kıdemli Lider Mühendisi
Lunch (12.00- 13.30)					

13.30 – 15.00	Sessions Halls	Hall-1	
		Session 1 (13.30-15.00)	
		Chair: Dr. Alperen DOĞRU	
		Proceeding Title	Author (s)
		İnsansız Hava Araçlarının Kullanılması Durumunda İnsani Yardım Tedarik Zinciri Ağı Tasarımı	Hilal Sena TUNÇ, Mehmet ALEGÖZ, Aydemir Demirhan DEMİRBAŞ
		PLM Kapsamında Uçtan Uca İzlenebilirliğin Proje Süreçlerine Faydaları- Savunma ve Havacılık Örneği	Oğuz VARHAN, Rüstem Barış YEŞİLAY
		İHA 1 Sınıfı Kompozit Kanatların Isıl Modellemesi ve Buzlanma Etkilerine Karşı İyileştirilmesi	Damla PEHLİVAN, Hasan AYDOĞAN
		Otonom Havadan Yere Atış Yapabilen Yangına Müdahale Amaçlı Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracı Tasarımı ve Prototip Gerçeklenmesi	Ömer ÇETİN
		Discussion	

13.30 – 15.00	Sessions Halls	Hall-2	
		Session 2 (13.30-15.00)	
		Chair: Assoc. Prof. Dr. Rüstem Barış YEŞİLAY	
		Proceeding Title	Author (s)
		Numerical and Experimental Investigations on the Response and Compressive Strength of Foam-Cored Sandwich Structures Subjected to Medium-Velocity Impact	Abdullah İKİZ, Uğur YOLUM, Zahit MECİTOĞLU
		Discontinuity Detection in Glass Fiber Reinforced Thermoset Laminated Composites by Reverse Thermographic Inspection	Samet Şafak ERTEKİN, Efe Kerem Deniz ÇELTEK, Alperen DOĞRU
		WDM Performance analysis in FSO for enhance system performance under different rain conditions in various cities	Soni GUPTA, Dr. Raj Kumar GUPTA, Dr. Usha SHARMA
		Uncertainty Analysis for Critical Buckling Load of Aeronautical Reinforced Panel Manufactured in Carbon/Epoxy Using Different Commercial Platforms of FEM.	Roberto Antonio da Silva CARDOSO, Thiago Henrique Lara PINTO, Carlos Alberto Cimini JUNIOR
Discussion			

13.30 – 15.00	Sessions Halls	Hall-3	
		Session 3 (13.30-15.00)	
		Chair: Asst.Prof.Dr. Hüseyin Tamer HAVA	
		Proceeding Title	Author (s)
		Numerical and Experimental Investigations on the Response and Compressive Strength of Foam-Cored Sandwich Structures Subjected to Medium-Velocity Impact	Mustafa Murat YAVUZ
		Discontinuity Detection in Glass Fiber Reinforced Thermoset Laminated Composites by Reverse Thermographic Inspection	Aysun SOYSAL, İbrahim ÖZKOL, Erol UZAL
		WDM Performance analysis in FSO for enhance system performance under different rain conditions in various cities	Mehmet KIRMIZI, Hakan AYGÜN, Onder TURAN
		Uncertainty Analysis for Critical Buckling Load of Aeronautical Reinforced Panel Manufactured in Carbon/Epoxy Using Different Commercial Platforms of FEM.	Elif CICEK, Aysegul Ozden ACEHAN, Ahmet Cevat BİRİCİK
Discussion			

Coffee Break (15.00- 15.20)

15.20- 17.00	Sessions Halls	Hall-1	
		Session 4 (15.20- 17.00)	
		Chair: Asst. Prof. Dr. Coşkun HARMANŞAH	
		Proceeding Title	Author (s)
		Exploring the Foundations of Safety-Critical Environments in Pilot-Controller Communication	Özde ŞENOL
		Polimer Malzeme Ekstrüzyonu ile Eklemeli İmalatta Katmanlar Arası Yapışmayı Etkileyen Faktörler	İbrahim SAT, Emre KURT
		Active Control of Store Separation Induced Flapwise Bending Vibrations on Simplified Wing Structures	Çağlar UYULAN, Mustafa Tolga YAVUZ, İbrahim ÖZKOL
		Artificial Intelligence in Damage Analysis in Aircraft Systems and Structures	Oğuzhan DAŞ
		Discussion	

15.20- 17.00	Sessions Halls	Hall-2	
		Session 5 (15.20- 17.00)	
		Chair: Assoc.Prof.Dr. Ömer ÖZKAN	
		Proceeding Title	Author (s)
		System Identification of Conventional Aircraft by using X-Plane Flight Simulator Data	Elif BİŞİRİCİ, Ali Türker KUTAY, Murat MİLLİDERE, Oğuzhan PÜRSÖKEN
		Aligning Domestic Aviation in Turkey with the Paris Agreement: A Quantitative Approach Towards CO2 Emissions Reduction and Revenue Generation for Sustainable Endeavors	Canda Deniz SAĞ, Onur ŞAHİN, Ali Oğuzhan NARCI
		Air Cargo Transportation: A Study on Past Performance and Future Projections	Hüseyin Tamer HAVA, Turan DALGIÇ
		The Use of Artificial Intelligence in Gamification for Aviation Training	Arda ÖZDEN, Özde ŞENOL, Deniz MACİT, Armağan MACİT, Volkan YAVAŞ, Rüstem Barış YEŞİLAY
		Discussion	

15.20- 17.00	Sessions Halls	Hall-3	
		Session 6 (15.20- 17.00)	
		Chair: Asst.Prof.Dr. Öyküm ÜLKE	
		Proceeding Title	Author (s)
		Düşük basınç SDGP tekniği ile üretilen Cu esaslı MMK kaplamaların 7075 alüminyum alaşımı üzerindeki performanslarının araştırılması	Buğra KARAHAN, Uğur MALAYOĞLU, Kadir Cihan TEKİN
		Farklı Kaya Gazları Karışımlarında Bileşenlerin ve Girdap Üreteçlerinin Alev Yapısına Etkisi	Serdar ÇETİNTAŞ, Murat TAŞTAN
		Değişken Süpürme Açısının Uçuş Katsayılarına Etkisi	Ertuğrul ORMAN, Çağlar UYULAN
		Düşük Emisyonlu Bir Hidrojen Yakıcısının Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği ile Parametrik Optimizasyonu	Muhammed Emin DİKİCİ, Adnan MİDİLLİ
		Discussion	

OCTOBER 21, 2023- SATURDAY					
09.00- 09.45	Main Conference Hall	Opening Panel "Cumhuriyetin 100. Yılında Havacılık ve Savunma"	Moderatör: Prof. Dr. Hasan MERT		
			Konuşmacılar	Dr. (E) Hv.Svn.Alb. Emin KURT	Türk Hava Gücünün Teknolojik Gelişimi: Pervaneli Motorlardan Jet Motorlara
				Dr.Öğr. Üyesi Sabit ÇETİN MSÜ Hava Harp Okulu Dekan Yardımcısı	Türk Havacılık Tarihinde İHA'ların Gelişimi
Coffee Break (09.45- 10.15)					

10.15- 12.00	Sessions Halls	Hall-1	
		Session 7 (10.15-12.00)	
		Chair: Dr. Armağan MACİT	
		Proceeding Title	Author (s)
		Hava Kuvvetlerinin Savaş Doktrin ve Konseptlerine Etkisi (1918-1945)	Müjdat KARAGÜLMEZ, Muhammed Emin ÇALAR
		Uluslararası Sivil Havacılığın Politik Tarihi: Chicago Konferansı ve İngiltere – Amerika Birleşik Devletleri Güç Savaşı	Uğur ERDOĞAN
		Havacılık Emniyetinde Adil Kültür Kavramı Üzerine Teorik Bir İnceleme	Ramazan ÇOBAN
		F-16 Savaş Uçağı için PID Tabanlı Uçuş Bilgisayarı ile Robust Manevra Kontrolü	Orhan KARA, Elbrus CAFEROV
		Arama-Kurtarma Operasyonlarında İnsan Faktörünün İncelenmesi: SHELL Model Analizi	Mehmet Burçin COŞKUN, Rüstem Barış YEŞİLAY
		Discussion	

10.15- 12.00	Sessions Halls	Hall-2	
		Session 8 (10.15-12.00)	
		Chair: Asst.Prof.Dr. Ersin CİVAN	
		Proceeding Title	Author (s)
		Halka Biçimli Optik Açıklıkların Uydu Görüntü Kalitesine Etkisi	Kamil B. ALICI
		Numerical Aeroelasticity Analysis of Wings	Mustafa Şamil FUTTU, Mert ATAŞ, Reza AGHAZADEH
		B737-800 Ana İniş Takımları İç Silindirik Krom Kaplama Esnasında Oluşan Hasarların DeneySEL İncelenmesi	Cahit BİLGİ
		Grafenin Havacılık ve Uzay Teknolojileri İçin Önemi	Yenal KARAASLAN
		Grafen Nano Katkısı ile Havacılık Epoksi Matrisi Alardite LY5052 Çözeltisinin Oluşturulması	Cahit BİLGİ, Bilge DEMİR
		Discussion	

10.15- 12.00	Sessions Halls	Hall-3	
		Session 9 (10.15-12.00)	
		Chair: Asst.Prof.Dr. Ömer ÇETİN	
		Proceeding Title	Author (s)
		Floresans Manyetik Parçacık Test Görüntülerinde Akım ve Konsantrasyon Değişimlerinin Analizi	Alperen DOĞRU, Coşkun HARMANŞAH, Esmâ Nur SAVRANGÜLER, Yavuz ÖZTÜRK, Feti ADAR
		Usage Of AFDX In Aircraft and The Reasons for Its Widespread Use	Gülsüm Billur ERBAHÇECİ KARAMAN, Harun Buğra SAĞLAM
		Türkiye’de Hava Yolcu Taşımacılığı ile Ekonomik Faktörler Arasındaki İlişkinin İncelenmesi	Can Sevdâ GÜRSOY
		Li-Fi Teknolojisinin İHA’lara Entegrasyonu ve Afet Durumlarında Kullanımı	Gürçan LOKMAN, Ercan COŞGUN
		Smart Antenna Systems in The Defense Industry	Husnu Deniz BAŞDEMİR, Beyza Nur DEMİRKOPARAN
		Discussion	

Lunch (12.00- 13.30)

13.30- 15.15	Sessions Halls	Hall-1	
		Session 10 (13.30- 15.15)	
		Chair: Asst.Prof.Dr. Deniz MACİT	
		Proceeding Title	Author (s)
		Kargo Taşıma Maksatlı İnsansız Hava Aracı (İHA) Kavramsal Tasarımı ve Kanat Aerodinamiğinin İncelenmesi	Onur PARLAK, Hayri ACA
		İzmir Adnan Menderes-İstanbul Havalimanı Uçuşları: Hava Trafik Yönetimi ve Optimizasyon İhtiyaçları Üzerine Kısa Bir Analiz	Ramazan Kürşat ÇEÇEN, Kadir DÖNMEZ
		Sabiha Gökçen Havalimanı için İniş ve Kalkış Operasyonlarının Taksi Hareketlerinde Yakıt Tüketim ve Gaz Salınım Değerlerinin Kısa Bir Değerlendirilmesi	Ramazan Kürşat ÇEÇEN, Kadir DÖNMEZ
		Tarifeli Olmayan Uçaklarda Bakım Programı Modeli	Okan ÖZKAN, Nilay TORUN
		Unity3D Ortamında Derin Pekiliştirmeli Öğrenme ile Eğitilen Uçakların Performansı	Mete CANTEKİN, Onur OSAMN, İbrahim Furkan İNCE
		Discussion	

13.30- 15.15	Sessions Halls	Hall-2	
		Session 11 (13.30- 15.15)	
		Chair: Asst.Prof.Dr. Müjdat KARAGÜLMEZ	
		Proceeding Title	Author (s)
		Flow-Controlled Aeroacoustic Analysis of a Simplified Weapon Bay under Transonic Speeds	Ali Can FADIL, Baha ZAFER
		Autonomous Landing of a General Aviation Airplane on an Aircraft Carrier	Bora BOSTANCI, Bahadır TÜRKER, Furkan Mert SAĞEL, Uğur ERTUNÇ, Hüseyin Enes SALMAN, Ünver KAYNAK
		Reflective Optical Telescope Subsystem for CubeSats	Alper ŞANLI, Tuncay Yunus ERKEÇ, Melih BECEREN, İbrahim CİHAH, Hale YENGİNER
		UAV Operation In-Flight Icing Conditions Based on Detection Severity Index Methods	Ömer AKBAL, Ahmet Duran ŞAHİN, Metin Orhan KAYA
		Discussion	

13.30- 15.15	Sessions Halls	Hall-3	
		Session 12 (13.30- 15.15)	
		Chair: Assoc.Prof.Dr. Yenal KARAASLAN	
		Proceeding Title	Author (s)
		Chaotic Disturbance A* Search Algorithm A Novel Approach	Doğucan YAĞMUR, Mustafa KUTLU
		Açık İnovasyon Uygulamalarının Havacılık Alanında Yaratığı Fırsatlar ve Zorluklar	Kerim KABATAŞ
		Comparing The Buckling Behaviour of Skin-Stringer and Metallic Sandwich Panel Structures	EMRE APA
		Energy Management in Unmanned Aerial Vehicles with Algorithm Based on Swarm Intelligence	Gürcan LOKMAN, Serkan İŞCAN
		Discussion	

Coffee Break and Closing (15.15- 15.30)

ATAConf'23 Vice Rector's Speech

Dear Commander, Dear Academicians and Dear Participants,

Since the foundation of our Turkish Air Force in 1911, Turkish Aviation has made very important progress in achieving its goals this year, when we celebrate the 100th anniversary of the Republic of Turkey with the presence of trained human forces involved in the implementation and use of this technology with national and domestic technology that it has over this 100-year period.

Although aviation is considered as a science and technology field that needs to produce and use high technology, it is of great importance that institutions and academics that educate students in this field and guide high technology production, as well as sector representatives who produce this technology and offer it to civilian and military end users, work together for common national goals, specialize in different subsystems to ensure that they work flawlessly in the final product or main system. Here, the achievements achieved will be able to increase by establishing a common mind with the cooperation of all aviation stakeholders. For this purpose, I think that national and international scientific events such as the "Aviation Technologies and Application Conference 2023" organized will undertake a very important mission in increasing interaction and information sharing in the field of aviation.

On this occasion, I would like to thank Ege University Rectorate and Aviation Higher Vocational School, Air Technical Schools Command, National Defence University Air NCO Higher Vocational School Directorate, all boards and staff involved in the execution of the conference, sponsors and you valuable participants. Finally, I wish our conference to contribute to Turkish Aviation and be successful, and I offer my deepest respects to all of you.

Prof.Dr. Serdar SALMAN

ATAConf'23 Director's Speech

Dear Commander, Dear Academicians, Dear Participants and Students,

As National Defence University Air NCO Higher Vocational School and Ege University Aviation Higher Vocational School, we organized the "National Aviation Technology and Applications Congress" for the first time in 2012. After organizing this congress 5 more times nationally in the following years, this year we are proud and happy to organize it internationally for the first time under the name "Aviation Technologies and Application Conference, Ataconf'23". We are very excited to have you among us, we welcome you all.

We carry out our duties in an environment where our country's foreign dependency in the field of aviation and space is decreasing and national and domestic aviation technologies are rapidly increasing. Inspired by Gazi Mustafa Kemal Atatürk's saying "The future is in the skies", we are following in the footsteps of the people of our country who devoted themselves to aviation such as Hezârfen Ahmet Çelebi, Lagari Hasan Çelebi, Captain Fethi, Captain Fesa, Vecihi Hürkuş, Sabiha Gökçen. We strive to train aviators who can further what we have achieved so far in this field. In this regard, we tried to bring together institutions, academicians and sector representatives providing education in the field of aviation in our conference. Here, we aimed to create a conference environment where all aviation stakeholders can share their knowledge, experience and efforts and discuss these shares scientifically. This year, we chose the theme 'Use of unmanned aerial vehicles in natural disaster conditions' specifically for the conference.

While the use of UAVs in military and civilian areas increases day by day, we proudly follow the progress of Turkish Aviation in this field. We follow and see the increasing use of UAVs in military fields such as reconnaissance, surveillance, intelligence and attack. However, in addition to these military missions, we expect the use of UAVs in civilian areas to benefit humanity to increase day by day. Unfortunately, we foresee that the use of UAVs can provide great benefits in preventing loss of life and property in natural disasters such as floods, landslides, fires and earthquakes, especially in recent years, when climate change has caused a great increase in the world.

In this context, I evaluate that there will be significant sharing in line with our theme at this year's conference. On this occasion, in order to achieve our ultimate goal, 52 presentations will be made remotely or face to face in 12 simultaneous sessions in our conference, which will be held in a two-day program and in cooperation with scientists from 7 countries. Not sparing their contributions to the realization of our conference;

I would like to express my gratitude to Ege University Rector Prof.Dr. Mr. Necdet Budak, the Rector of the National Defence University Prof.Dr. Mr. Erhan Afyoncu and Commander of Air Technical Schools Air Brigadier General İbrahim Galip.

I would like to thank TEI, ASELSAN, HAVELSAN, ROKETSAN, PAGETEL and BiTES, who supported our conference by sponsoring it, and all the participants who contributed to our conference by sending papers or serving in the boards.

I hope that the scientific studies to be presented here at the end of the two days and the environment of cooperation and sharing that will be created will be a reference for other studies in this field.

Welcome once again.

Prof.Dr. Hasan MERT

Table Of Contents

Conference Poster.....	i
ATAConf'23 General Description	ii
Conference Main Theme	ii
Welcome message from the ATAConf Conference Chairmanships	iii
Conference Committees	iv
Honorary Chairs	iv
Conference Chairmanship	iv
Conference Chairs	iv
Conference Secretary.....	iv
Executive Board	v
Scientific Advisory Board	vi
Conference Program	viii
ATAConf'23 Vice Rector's Speech	xiii
ATAConf'23 Director's Speech.....	xiv
Table Of Contents.....	xv
Active Control of Store Separation Induced Flapwise Bending Vibrations on Simplified Wing Structures.....	1
Air Cargo Transportation: A Study on Past Performance and Future Projections	4
Aligning Domestic Aviation in Turkey with the Paris Agreement: A Quantitative Approach Towards CO2 Emissions Reduction and Revenue Generation for Sustainable Endeavors.....	8
Artificial Intelligence in Damage Analysis in Aircraft Systems and Structures	11
Autonomous Landing of a General Aviation Airplane on an Aircraft Carrier	14
Chaotic Disturbance A* Search Algorithm A Novel Approach	18
Comparing The Buckling Behavior of Skin-Stringer and Metallic Sandwich Panel Structures	21
Discontinuity Detection in Glass Fiber Reinforced Thermoset Laminated Composites by Reverse Thermographic Inspection	24
Dynamic Characteristics of an Axially Loaded Coupled Bending Torsion Beam via Differential Transform Method.....	28
Elaborating on Influences of Isentropic Efficiency on Turboprop Engine Performance	30
Energy Management in Unmanned Aerial Vehicles with Algorithm Based on Swarm Intelligence	34
Exploring the Foundations of Safety-Critical Environments in Pilot-Controller Communication ..	36
Flow-Controlled Aeroacoustics Analysis of a Simplified Weapon Bay under Transonic Speeds ..	38
Investigation of Mechanical Properties of NACA 2024 Drop Wing According to Static and Modal Behaviour of Different Root and Tip Vetter Positions	41
Numerical Aeroelasticity Analysis of Wings.....	44
Numerical and Experimental Investigations on the Response and Compressive Strength of Foam-Cored Sandwich Structures Subjected to Medium-Velocity Impact.....	47
Reflective Optical Telescope Subsystem for CubeSats	50
Smart Antenna Systems in The Defence Industry	53
System Identification of Conventional Aircraft by using X-Plane Flight Simulator Data	58
The Usage of AFDX In Aircraft and The Reasons for Its Widespread Use	61
UAV Operation In-Flight Icing Conditions Based on Detection Severity Index Methods	66
Uncertainty Analysis for Critical Buckling Load of Aeronautical Reinforced Panel Manufactured in Carbon/Epoxy Using Different Commercial Platforms of FEM.....	70
Unmanned Aerial Vehicles in Civil Engineering: Innovative Approach to Emergency and Disaster Management	75
Performance analysis of WDM for enhance FSO system performance under different rain conditions in various cities	78

Açık İnovasyon Uygulamalarının Havacılık Alanında Yarattığı Fırsatlar ve Zorluklar	79
Arama-Kurtarma Operasyonlarında İnsan Faktörünün İncelenmesi: SHELL Model Analizi	83
B737-800 Ana İniş Takımları İç Silindir Krom Kaplama Esnasında Oluşan Hasarların Deneysel İncelenmesi.....	86
Değişken Süpürme Açısının Uçuş Katsayılarına Etkisi	91
Düşük basınç SDGP tekniği ile üretilen Cu esaslı MMK kaplamaların 7075 alüminyum alaşımı üzerindeki performanslarının araştırılması	94
Düşük Emisyonlu Bir Hidrojen Yakıcısının Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği ile Parametrik Optimizasyonu.....	100
F-16 Savaş Uçağı için PID Tabanlı Uçuş Bilgisayarı ile Robust Manevra Kontrolü.....	103
Farklı Kaya Gazları Karışımlarında Bileşenlerin ve Girdap Üreteçlerinin Alev Yapısına Etkisi	106
Floresans Manyetik Parçacık Test Görüntülerinde Akım ve Konsantrasyon Değişimlerinin Analizi	109
Grafen Nano Katkısı ile Havacılık Epoksi Matrisi Araldite LY5052 Çözeltilisinin Oluşturulması	112
Grafenin Havacılık ve Uzay Teknolojileri İçin Önemi	116
Halka Biçimli Optik Açıklıkların Uydu Görüntü Kalitesine Etkisi	120
Hava Kuvvetlerinin Savaş Doktrin ve Konseptlerine Etkisi (1918-1945)	125
Havacılık Emniyetinde Adil Kültür Kavramı Üzerine Teorik Bir İnceleme	128
İHA 1 Sınıfı Kompozit Kanatların Isıl Modellemesi ve Buzlanma Etkilerine Karşı İyileştirilmesi	131
İnsansız Hava Araçlarının Kullanılması Durumunda İnsani Yardım Tedarik Zinciri Ağı Tasarımı	138
İzmir Adnan Menderes-İstanbul Havalimanı Uçuşları: Hava Trafik Yönetimi ve Optimizasyon İhtiyaçları Üzerine Kısa Bir Analiz	146
Kargo Taşıma Maksatlı İnsansız Hava Aracı (İHA) Kavramsal Tasarımı ve Kanat Aerodinamiğinin İncelenmesi.....	150
Li-Fi Teknolojisinin İHA'lara Entegrasyonu ve Afet Durumlarında Kullanımı	154
Otonom Havadan Yere Atış Yapabilen Yangına Müdahale Amaçlı Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracı Tasarımı ve Prototip Gerçeklenmesi	157
PLM Kapsamında Uçtan Uca İzlenebilirliğin Proje Süreçlerine Faydaları- Savunma ve Havacılık Örneği.....	160
Polimer Malzeme Ekstrüzyonu ile Eklemeli İmalatta Katmanlar Arası Yapışmayı Etkileyen Faktörler	163
Sabiha Gökçen Havalimanı için İniş ve Kalkış Operasyonlarının Taksi Hareketlerinde Yakıt Tüketim ve Gaz Salınım Değerlerinin Kısa Bir Değerlendirilmesi	167
Tarifeli Olmayan Uçaklarda Bakım Programı Modeli.....	171
Türkiye’de Hava Yolcu Taşımacılığı ile Ekonomik Faktörler Arasındaki İlişkinin İncelenmesi	174
Uluslararası Sivil Havacılığın Politik Tarihi: Chicago Konferansı ve İngiltere – Amerika Birleşik Devletleri Güç Savaşı	177
Unity3D Ortamında Derin Pekiştirmeli Öğrenme ile Eğitilen Uçakların Performansı	181
Gold Sponsors of ATAConf23	185
Silver Sponsors of ATAConf23	186
Organization Supporting ATAConf23	187



Active Control of Store Separation Induced Flapwise Bending Vibrations on Simplified Wing Structures

Çağlar Uyulan¹, Mustafa Tolga Yavuz², İbrahim Özkol³

Extended Abstract

Purpose

The purpose of this study is to investigate and develop an active control system to mitigate flapwise bending vibrations induced by store separation in high-performance fighter aircraft. Additionally, the study aims to contribute innovative solutions for reducing the adverse effects of wing vibrations, thereby improving the overall performance and reliability of high-performance aircraft.

Active Vibration Control Approach

The stability and integrity of aircraft structures are paramount to their safe and effective operation, and one critical factor that can impact these aspects is wing vibrations. Wing vibrations, stemming from the complex interaction of aerodynamic forces, manoeuvres, and external factors, play a pivotal role in the performance and longevity of aircraft. This challenge becomes particularly pronounced in high-performance fighter aircraft during store separation. The abrupt release of external stores, such as missiles or fuel tanks, can induce significant and potentially damaging vibrations in the aircraft's wing structures. To address this challenge, this study explores a wing vibration model using equivalent mass-spring-damper elements and implementation of a feedback optimal control algorithm as an active control approach. Through a comprehensive analysis involving computational simulations for different store release scenarios, active controller design based on optimal control is performed.

The mathematical modelling of flapwise bending motion in wing structures resulting from store separation is a critical endeavour for fighter aircraft, and the wing structure undergoes bending oscillations in the flapwise direction due to the sudden release of external stores, such as missiles or fuel tanks. To simplify the complex dynamics of an

¹ Asst. Prof. Dr, İzmir Katip Çelebi University, Department of Mechanical Engineering, İzmir, TURKIYE, 0000-0002-6423-6720, caglar.uyulan@ikc.edu.tr

² Research Engineer, (İTÜ) İstanbul Technical University, Civil Engineering, İstanbul, TURKIYE, 0000-0001-7728-3713, yavuzmusta@itu.edu.tr

³ Prof. Dr, (İTÜ) İstanbul Technical University, Aeronautical Engineering, İstanbul, TURKIYE, 0000-0002-9300-9092, ozkol@itu.edu.tr



aircraft wing while retaining its essential characteristics, we develop a wing equivalent model. This model incorporates mass, spring, and damper elements. The mass element accounts for the wing's inertial properties, while the spring element represents the structure's stiffness. Additionally, the damper element introduces damping effects, which simulate the dissipation of energy due to factors such as aerodynamic drag and material damping. By combining these elements, the equivalent model provides a framework for analysing the wing's response to store separation-induced flapwise bending motions. Subsequently, the equations of motion, derived from Newton's second law, establish a fundamental framework for comprehending these motions.

State space representation is a mathematical model that describes a physical system by defining a set of input, output, and state variables interconnected through first-order differential equations. In the context of designing an optimal controller for a multi-input multi-output (MIMO) system, it is crucial to express the system's equations of motion in the form of a full state space representation. This representation provides a comprehensive understanding of the underlying dynamics, allowing for a holistic approach to controller design. By utilizing a full state space representation, a full-state feedback controller capable of effectively addressing the challenges posed by oscillations resulting from store separation in aircraft can be developed.

To suppress wing vibrations, an optimal control-based feedback controller structure is employed. The preference for this approach is rooted in the Linear Quadratic Regulator (LQR) method, which stands out as a premier design technique for addressing the complexities associated with underactuated systems, high-dimensional systems, and those with MIMO.

Findings

The results highlight the potential of active control systems to effectively suppress vibrations, offering a promising avenue for mitigating the adverse impact of store separation on aircraft wing structures and thereby enhancing aircraft safety and performance.

Simulations were conducted using the Simulink platform, employing a variable-step numerical solver with a maximum step size of 1×10^{-4} for 10 seconds simulation. Regarding control actions, the piezo actuators had saturation limits set to ± 400 N. Perturbations introduced at stations 3 and 4 during ordnance release amounted to a step disturbance of 9.5 kN, with an onset at 0.05 seconds.

The simulation results showcase the performance of both open-loop and closed-loop control strategies for various hard points on the wing structure following the sudden release from stations 3 and 4. It is evident that the controller effectively mitigates vibration motion at different hard points along the wing.



Conclusions

Wing vibration control in the context of store separation from fighter aircraft emerges as a critical aspect of aircraft design. The separation of external stores during a fighter aircraft's mission represents a complex and dynamic event that can induce significant flapwise bending vibrations in the aircraft's wings. Recognizing the paramount importance of effective wing vibration control in this scenario is crucial, as it directly influences the aircraft's aerodynamic performance, mission success, and the safety of both the aircraft and its crew. In this context, the investigation into active vibration control, utilizing the LQR control approach and a mass-spring-damper system model, has provided valuable insights. The study convincingly demonstrates the controller's effectiveness in significantly reducing vibration motion at critical hard points along the wing. This research underscores the significance of active control strategies in enhancing aircraft safety and stability during store separation events. The application of LQR control, in conjunction with an accurate mathematical model, not only mitigates adverse vibration effects but also establishes the foundation for further advancements in aircraft control system design. As the quest for innovative control techniques continues, this research contributes to ongoing efforts aimed at enhancing aircraft performance and reliability in challenging operational scenarios.

Keywords: Active vibration control, store separation, flapwise bending, optimal control, suppression of vibration.



Air Cargo Transportation: A Study on Past Performance and Future Projections

Hüseyin Tamer HAVA¹Turan DALGIÇ²

Extended Abstract

Air cargo transportation plays a crucial role as a fundamental element of international trade and the global economy. The demand for air cargo transportation is increasing with technology and globalization. Accurate forecasts and comprehensive analyses regarding the future of air cargo transportation are of great importance to industry stakeholders. In this study, time series analysis was performed using air freight million-ton km data published by the World Bank to investigate the development and future prospects of air cargo transportation. Analysis using the Minitab 15 program evaluated the past performance of air cargo transportation and produced forecasts for the next 10 years. The findings show that there has been a positive trend in air cargo transportation over the years, emphasizing its critical role as a key component of logistics.

Purposes

Air cargo transportation, which we can define as the process of transporting goods or goods by air, is a preferred transportation method for reasons such as fast delivery times, reliability and accessibility worldwide. As a result of the developments in the historical process, air cargo transportation, one of the basic modes of logistics, has begun to play an increasingly important role worldwide. In this context, air cargo transportation is of great importance in terms of logistics. Delivering materials to the target point on time and safely is a critical factor for the competitiveness of businesses.

Air cargo transportation first emerged in 1870 when air mail transportation was carried out, and over time, aircraft used for postal transportation began to serve cargo transportation as well. Air cargo transportation has become an important part of the logistics industry with its advantages such as fast delivery times, wide geographical coverage and contributing to the growth of international trade. The process that extends to the present day has been very rapid and air cargo transportation has become indispensable in logistics.

¹Asst. Prof., National Defence University, Air NCO Higher Vocational School, İzmir, Türkiye, 0000-0002-5104-6688, E-mail: tamerhava@gmail.com

²Lecturer, National Defence University, Air NCO Higher Vocational School, İzmir, Türkiye, 0000-0002-5104-6688, E-mail: turandalgic@gmail.com



The main objective of this study is to analyse the past performance of air cargo transportation in detail using data published by the World Bank (1973-2021) and make forecasts for the next 10 years. Thus, determining the future growth potential of air cargo transportation and informing industry decision-makers constitute the primary motivation of this study. Time series analysis was conducted using air cargo transportation data published by the World Bank. This analysis aimed to evaluate past performance, identify future trends, and predict possible future behaviours. By analysing past performance, growth trends and variables of air cargo transportation were determined. This analysis serves as a fundamental data source to comprehend industry changes and estimate future demand. In conclusion, the findings emphasize the significance of air cargo transportation in the global economy, providing valuable insights to guide strategic decision-making processes for industry stakeholders. The results of this study offer a clearer perspective on the future of air cargo transportation and contribute to the strategic planning processes of stakeholders, serving as a valuable resource for the industry.

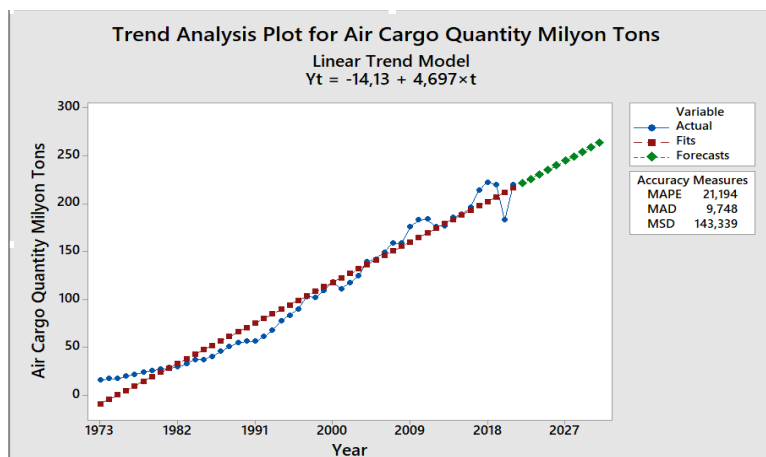


Figure 1. Air Cargo Quantities by Years (1973-2031)

Approach

This study was designed to examine in detail the past performance of air cargo transportation and predict future trends. For this purpose, air cargo million ton-km data provided by the World Bank was used. The study is based on a methodology that includes the following steps:

Data Collection and Preparation:

During the data collection phase, the air cargo transportation database provided by the World Bank was used. This database contains air cargo transportation data of different countries and years. The collected data was stored in a format suitable for analysis and prepared for future processing.



Data Cleaning and Preprocessing:

Data cleaning and preprocessing steps were performed to ensure the quality of the collected data and make it suitable for analysis. Missing or inconsistent data was corrected and outliers were checked.

Time Series Analysis:

Air cargo transportation data were examined using time series analysis methods. This analysis was conducted to understand the changes in data over time, to identify past trends, and to predict possible future behavior.

Model Selection and Predictions:

Based on the results of time series analysis, an appropriate forecasting model was selected. This model has been used to capture patterns of historical data and predict future air cargo transportation volume.

The prediction model was created using the Minitab 15 program and the performance of the model was evaluated with validation data. Minitab is a software used to perform statistical and analytical operations such as data analysis, statistical predictions, experimental design, quality control and data visualization. It can be used to analyze data and make statistical inferences in research studies, industrial projects, quality control applications and similar fields. In this study, Minitab15 program was preferred because it provides a more detailed graphic for visualizing the data.

Results

Air cargo transportation constitutes approximately 1% of global trade while covering 35% of the total value of world trade, which amounts to 6 trillion dollars, making a significant contribution. When examining the reasons for this situation, it can be demonstrated that air transportation is preferred for the fast and secure transportation of valuable cargos. When the importance of air cargo transportation and the changes in cargo volume over the years are analyzed, it can be concluded that it is directly affected by social and economic events occurring on a global scale. Air cargo transportation, which has shown an increasing trend since 1973, experienced a decrease for the first time due to the economic crisis in 2001. Despite significant recoveries in the following years, air cargo transportation faced a Second decline in 2011, although not as profound as in 2001, due to factors such as low growth and increased unemployment in the Eurozone, protest demonstrations known as the Arab Spring, rising oil prices, and economic uncertainties in the United States. The third and most recent major negative disruption occurred in December 2019 with the outbreak of the Covid-19 pandemic. Quarantine measures, curfews, and similar precautions implemented in many countries adversely affected economic activities. Many people lost their jobs, and global trade came to a standstill.



Based on the analysis conducted, it is believed that if current conditions persist, in other words, in the absence of another social or economic crisis, air cargo transportation will continue to exhibit an upward trend until 2031. Moreover, it is estimated that by 2031, the volume of cargo transported by air will exceed 262,960 million tons (kg). The increase in air cargo volume is directly proportional to the increase in the number of aircraft owned by airports and airline companies. These advancements in the aviation industry will continue to enhance the significance of air cargo transportation and contribute to the sustainability of global trade.

Keywords: Air Logistics, Air Cargo, Time Series, Forecast.



Aligning Domestic Aviation in Turkey with the Paris Agreement: A Quantitative Approach Towards CO2 Emissions Reduction and Revenue Generation for Sustainable Endeavors

Canda Deniz SAĞ¹, Onur ŞAHİN², Ali Oğuzhan NARCI³

Extended Abstract

Purposes

Climate change has emerged as a pressing global challenge, triggering an urgent need for sustainability initiatives across various sectors. The aviation industry, a major contributor to greenhouse gas emissions, faces increasing scrutiny and demand for effective measures to mitigate its carbon footprint. In this context, the current study's objectives encompass a detailed exploration of the possible application of carbon emission fees within Turkey's domestic aviation sector. The analysis delves into the implications of different pricing scenarios on air travel demand and potential revenue generation, all aimed at fostering sustainability. The focus on possible financial revenue aligns with a broader goal of harnessing these funds for sustainable development projects and environmental conservation initiatives. Furthermore, the study emphasizes the alignment of Turkey's domestic aviation with global climate goals, particularly the Paris Agreement and the Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation (CORSIA). CORSIA sets out principles for international collaboration on reducing aviation emissions, but this research seeks to contextualize these principles within the specific situation in Turkey. It aims to provide a roadmap that can set a precedent for other countries while aligning with Turkey's unique economic, social, and environmental contexts.

¹ canda.deniz.sag@hotmail.com.

² 0000-0002-4560-5551, onursahin721@gmail.com.

³ Çevre Şehircilik ve İklim Değişikliği Bakanlığı, 0000-0002-5178-3303, alioguzhan.narci@iklim.gov.tr.



Methods

The research's methodological framework leverages a quantitative analysis rooted in established models and existing data to explore the implications of introducing carbon emission fees in Turkey's domestic aviation industry. By examining different pricing scenarios, including low, medium, and high levels of carbon pricing, the research provides comprehensive insights into the potential impact on demand, ticket pricing, and revenue. This study not only utilizes but also builds upon the research conducted by Pagoni and Psaraki-Kalouptsidi, tailoring its insights to Turkey's specific circumstances. By examining Turkey's domestic flight CO₂ emissions for the year 2019, the research offers forecasts for potential revenues under different scenarios. A detailed breakdown of a standard 1-hour flight's carbon footprint also helps illuminate the direct impact on passengers. Furthermore, the study includes a comprehensive review of existing regulations, international agreements, and industry practices, integrating them with the localized analysis to provide a nuanced understanding of the potential policy's broader implications. Emphasizing collaboration with industry stakeholders, the research recognizes the complexities of the aviation industry and seeks to balance environmental responsibility with economic viability. By fostering a dialogue between government, aviation authorities, and environmental experts, this methodological approach strives to create a roadmap that is both actionable and aligned with global sustainability goals. The inclusion of various stakeholder perspectives ensures a holistic approach, recognizing the multifaceted challenges and opportunities that the implementation of carbon emission fees presents.

Finding

The research results present a multifaceted view of the impact of carbon emission fees on Turkey's domestic aviation industry. An inverse relationship between the increase in carbon emission fees and the demand for air travel was identified across all scenarios, with passenger demand decreasing by 2.36% to 20.94% based on the fee structure. This decline, while reflecting a potential challenge for the aviation industry, also translates into a significant reduction in carbon emissions. The financial aspect of the findings provides a comprehensive picture of potential revenues, ranging from approximately \$36.06 million to \$360.60 million. These figures illustrate the significant potential for revenue generation, which could be instrumental in funding sustainability initiatives within Turkey. Additionally, a granular analysis of the impact on individual ticket prices underscores the real-world implications for consumers, with increases ranging from an additional \$0.90 to \$9.00 per ticket. This aspect of the findings bridges the gap between theoretical modeling and practical considerations, offering actionable insights for policy-makers and industry stakeholders.



Conclusion

The authentic contribution of this research lies in its targeted focus on Turkey's domestic aviation sector, weaving global strategies like CORSIA with localized insights to propose a tailored solution. By providing an in-depth analysis of potential challenges, including data management, economic impact on airlines, competitiveness issues, and public acceptance, the research paves the way for strategic planning and implementation. Suggestions for future research include expanding on methods to enhance data acquisition, implementing training to boost technical competency within the industry, developing financial incentives for airlines, and fostering international collaboration to align similar systems across different countries. Strategies to enhance societal awareness and acceptance of such an initiative also merit further investigation. The proposed system for Turkey's domestic flights presents a promising avenue for not only reducing the country's aviation-related CO₂ emissions but also generating significant revenue for sustainable projects. This dual benefit, coupled with the alignment of Turkey's aviation sector with international climate goals, sets a solid foundation for the nation to take a leading role in global sustainability efforts. By tackling challenges with robust regulatory frameworks and international cooperation, Turkey could emerge as a pioneer in sustainable aviation, contributing actively to worldwide climate change mitigation efforts.

Keywords: Carbon Emission Fees, Sustainable Aviation, Paris Agreement, CORSIA, Turkish Domestic Flights.



Artificial Intelligence in Damage Analysis in Aircraft Systems and Structures

Oğuzhan Daş¹

Extended Abstract

Purpose

Aircraft structures are subjected to various kinds of internal or external effects including aerodynamic forces, engine vibrations, structural loads, short-circuits, pressure fluctuations, overheating, etc. which may result in abnormal behavior in both aircraft structures and systems. Such unfavorable outcomes may threaten a system or the structural integrity of an aircraft in different ways such as crack occurrence, delamination in composite parts, rivet smoking, fire, icing, malfunctioning, or system failure, etc. Hence, monitoring and assessing the health of aircraft systems and structures are critical to constitute the operational safety of an aircraft. The main goal of this study is to present the current trends and future approaches in the field of data-driven artificial intelligence-based fault diagnosis in aircraft structures.

Methodology

For the purpose given above, a literature survey is conducted by covering the studies published in SCI-E-indexed journals within the last five years. The selection process of the papers is made based on related keywords and Preferred Reporting Items for Systematic Reviews (PRISMA) methodology. The keywords of structural terms in aircraft, including unmanned aerial vehicles, drones, aircraft structures, aircraft wings, fuselage, empennage, landing gear, engine mounts, nacelles, control surface, spoiler, slats, fairing, aircraft engine, and aircraft actuators. The keyword set for the main problem is set by fault diagnosis, damage detection, damage identification, fault analysis, damage analysis, anomaly detection, damage assessment, fault assessment, damage prognosis, and fault prognosis. To represent artificial intelligence methods, another keyword set is considered covering machine learning, artificial intelligence, supervised learning, unsupervised learning, semi-supervised learning, deep learning, ensemble learning, classification, regression, clustering, transfer learning, decision trees, neural networks,

¹ Asst. Prof. Dr., National Defense University, Air NCO Higher Vocational School, Department of Aeronautics Sciences, 0000-0001-7623-9278, odas@msu.edu.tr

¹ University of Massachusetts Lowell, Department of Mechanical Engineering, Oguzhan_Das@uml.edu



support vector machines, random forest, adaboost, xgboost, gradient boosting, catboost, k-nearest neighbors, naive Bayes, convolutional neural network, CNN, Long-Short Term Memory, LSTM, Generative Adversarial Network, GAN, recurrent neural network, and RNN. The search query is set regarding the title and the abstract of the published papers. After executing the search query on the Web of Science (WOS) website, the results are filtered using the PRISMA technique as follows. The first step of the PRISMA method is the identification of the related literature where database searching and publication date are set. The considered search query gives 485 published works indexed in WOS. Among those studies, 313 papers were published between 2018 and 2023. Following the identification step, a screening procedure is conducted where the obtained documents are eliminated considering their document type (Editorial Note, Letter, Data, Retracted, etc.), language, and relevancy. Therefore, the number of research papers is 302 of which 300 of those are written in English. Among those papers, only 80 of those are in the scope of this study. After eliminating the documents based on the journal index (SCI-E), the number of remaining documents is evaluated as 51. After the screening process, the eligibility of the papers is assessed by examining the level of detail and document quality. Hence, 30 papers are included to give an idea of the current trends in the field of artificial intelligence-based fault or damage analysis approaches in aircraft systems and structures. The included papers are examined in such a way as to bring answers to the following questions. “Which structures or systems were taken into account?”, “What kind of data was used for fault or damage analysis?”, “Which sensors are considered?”, “Which techniques were employed?”, and “How generalizable and interpretable were those techniques?”. Based on the answers, the current trend and the future works are discussed.

Findings

The literature survey findings indicate that although the use of artificial intelligence is extensive in various social and engineering fields, the number of studies related to fault or damage analysis in aircraft structures or systems is scarce and not examined comprehensively. On the other hand, with the introduction of the deep learning concept, the number of studies emerged in the last three years and keeps increasing. Among the studies, different approaches were introduced for fault or damage analysis including gas turbines, flight control actuators, sandwich composite materials, hydraulic systems, etc. Based on the part of the aircraft, the type of data varies such as strain, vibration, pressure, temperature, etc. These data are utilized in different processing techniques such as empirical mode decomposition, wavelet packet transform, and numerous machine learning approaches, including support vector machines, random forest, convolutional neural networks, long-short-term memory, etc.



Conclusions and Suggestions

This study presents the current trends in the field of artificial intelligence-based damage analysis of aircraft systems and structures. Based on the literature survey, it is concluded that additional extensive artificial-based approaches are needed to be developed for this field. It is suggested to examine the sensor fusion concept, sensor positioning, and sensor selection. Besides, the real-time performance of a developed optimized generalizable approach for damage analysis needs to be assessed. Finally, coming up with white box models or increasing the explainability of a black box model would be favourable to comprehending the way a proposed approach learns and how its learning could be increased.

Keywords: Damage analysis, artificial intelligence, aircraft systems, aircraft structures, data-driven approaches.



Autonomous Landing of a General Aviation Airplane on an Aircraft Carrier

Bora Bostancı¹, Bahadır Türker², Furkan Mert Sağel³, Uğur Ertunç⁴, Hüseyin Enes Salman⁵, Ünver Kaynak⁶

Extended Abstract

This research is motivated by recent advancements in the development of self-landing systems for Unmanned Air Vehicles on aircraft carriers. It focuses on the design of an autopilot system for achieving fully automated landings. The approach is demonstrated using a basic propeller aircraft (Cessna-172) to provide a fundamental perspective on this emerging concept, employing both FlightGear and Simulink software. Thus, the present paper highlights the fundamental steps being taken in developing simple autopilot systems for landing on carrier decks.

Purpose

This research aims on the conceptual design of an autopilot systems to achieve fully autonomous landing for an exemplary general aviation propeller aircraft that simulates generic UAV. Also, conceptual longitudinal and lateral autopilots are designed. The autopilot systems are designed, tested and optimized on simulation platforms, FlightGear and Simulink, which provide a physics-based virtual environment for evaluating the system's performance. Thus, the presented report highlights the fundamental steps taken in developing a generic autopilot system and its navigational modes for landing on carrier decks. The outcome of this study can contribute to the development of more effective and efficient autopilot systems for UAV's.

Methodology

- Equations of Motion

The aircraft is considered as a rigid body and its motion is governed by the equations of rigid body dynamics. Initially, these equations are formulated in the body axis system. Due to nonlinear 6-degree-of-freedom equations, the application of small disturbance theory becomes pertinent. This theory is used to linearize the equations of motion. Longitudinal equations of motion in the state-space form (1) and Lateral-directional

¹ Bachelor's Degree, TOBB University of Economics and Technology, bboostanci@etu.edu.tr

² Bachelor's Degree, TOBB University of Economics and Technology, bturker@etu.edu.tr

³ Bachelor's Degree, TOBB University of Economics and Technology, fsagel@etu.edu.tr

⁴ Bachelor's Degree, TOBB University of Economics and Technology, uertunc@etu.edu.tr

⁵ Asst. Prof. Dr., TOBB University of Economics and Technology, hsalman@etu.edu.tr

⁶ Prof. Dr., Ankara Yıldırım Beyazıt University, ukaynak@ybu.edu.tr



equations of motion (2) are obtained below.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u + M_{\dot{w}}Z_u & M_w + M_{\dot{w}}Z_w & M_q + M_{\dot{w}}u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta} & X_{\delta_r} \\ Z_{\delta} & Z_{\delta_r} \\ M_{\delta} + M_{\dot{w}}Z_{\delta} & M_{\delta_r} + M_{\dot{w}}Z_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta \\ \Delta \delta_r \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{v} \\ \Delta \dot{p} \\ \Delta \dot{r} \\ \Delta \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & -(u_0 - Y_r) & g \cos \theta_0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & X_{\delta_r} \\ L_{\delta a} & L_{\delta r} \\ N_{\delta a} & N_{\delta r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_a \\ \Delta \delta_r \end{bmatrix} \quad (2)$$

- **Stability Derivatives**

Stability derivatives measure the magnitude of change in a force or moment enforced on the aircraft when a small change occurs in a flight condition parameter, such as angle of attack, airspeed or altitude. In this project, stability coefficients of Aircraft are obtained by Aircraft Analysis Tool namely Xflr-5. For better precision and obtaining further number of stability coefficients which was limited in Xflr-5, wind tunnel test method or DATCOM can be used.

- **Conceptual Autopilot Designs**

To decrease the complexity, the longitudinal dynamic equations can be divided into short and long period approximations. These approximations are used to build a pitch attitude hold autopilot, airspeed hold, altitude hold autopilots. Also, built autopilot modes such as heading hold and turn autopilot uses lateral-directional approximations namely roll and dutch-roll approximations. The autopilot modes are assumed working in an autonomous flight phase. For tuning of a controller, Ziegler-Nichols Method is implemented, while the requirements of this method are satisfied. In feedback, the sensors are assumed to be perfect, the states measured are compared with the desired states directly (meaning the transfer function in feedback is unity). The Control Surface Actuator (Servo) is assumed to be a first order servo. Time constant of servo is claimed as 0.1.

- **Autoland Autopilot**

This mode consists of two longitudinal navigation modes. The velocity of the airplane is assumed to be constant during the landing phase; this can be achieved by the velocity hold autopilot. Another important assumption is that the airplane is not moving in lateral plane. When airplane reaches an intercept point glideslope mode is initiated and when the flare height is reached the flare mode is activated:

- **Glideslope Tracker**

Pitch attitude control system is used. This navigational mode consists of a glideslope controller, a pitch autopilot, and trigonometric operations (from θ to the distance between the glideslope line and the center of gravity of the airplane) in the Laplace domain.



- Flare Maneuver Mode

Flare maneuver is necessary to prevent damage to the landing gear during high-velocity landings. Since the airplane is unmanned, passenger and crew comfort are not considered, but it can be optimized if a need arises in the future. The same pitch attitude control system is used with glideslope tracker. Flare height is calculated and offset distance is defined in order to achieve a flare path algorithm.

Results

Six different autopilots and two navigational modes are designed which named Pitch Displacement Autopilot, Airspeed Hold Autopilot, Altitude Hold Autopilot, Heading Displacement Autopilot (Lateral), Turn Autopilot, Autoland Autopilot which consist of Glideslope Tracker Mode and Flare Manuever Mode. These autopilots have been tested numerous times and the conceptual design phase was completed by determining the most suitable conditions. At the final stage of the project, the designed autopilots were assumed to operate together with Autoland Autopilot. Simulation program FlightGear was used to visualize the system. It has been tested for two different scenarios, on the airport and on the carrier, and successful results have been achieved.

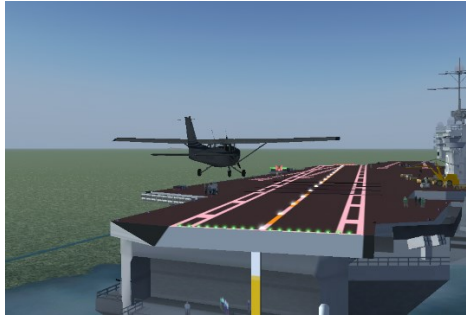


Figure. 1. Demonstration of Final Approach Position,Carrier Scenario



Figure. 2. Demonstration of Final Approach Position, Airport Scenario

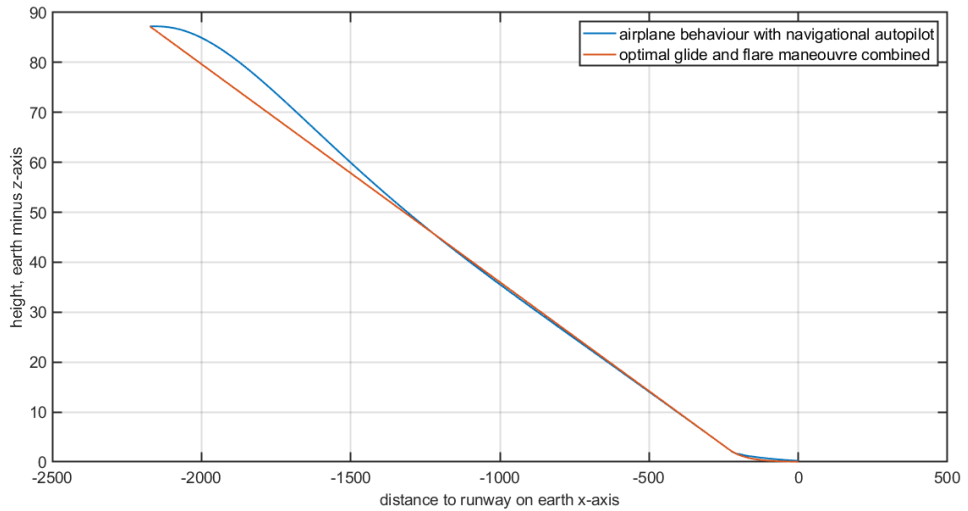


Figure. 3. Landing Trajectory

Conclusion

In the aerospace industry, automatic landing systems and flight assistance systems are commonly used in manned aircrafts. In this work, an autonomous landing system can be integrated to a general aviation airplane that is accepted as unmanned air vehicle to land on a generic aircraft carrier. As for the future work, more sophisticated multiple input multiple output (MIMO) type autopilot systems should be developed. Finally, moving and heaving carrier flight decks with gusty and crosswinds to simulate real type harsh sea environment.

Keywords: Autonomous Landing, Autopilot, Classical Control, UAV



Chaotic Disturbance A* Search Algorithm A Novel Approach

Doğucan Yağmur¹, Mustafa Kutlu²

Extended Abstract

Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) are systems that do not require a human pilot for operation. These versatile tools have gained importance in a variety of fields, including military, civil, commercial and research applications.

In UAVs, path planning is the process of figuring out the best or most practical way to get from one place to another while avoiding obstacles, abiding by airspace rules, and maximizing a variety of performance characteristics. This activity requires real-time decision-making in dynamic environments with constrained processing resources, which makes it difficult. Path planning algorithms are one of the main components that enable UAV autonomy and operational efficiency. The versatility of UAVs is supported by complex technology interactions. UAVs frequently operate in highly dynamic situations. Weather patterns fluctuate, fresh challenges can appear, and mission goals can change. To address these dynamic issues, path planning algorithms must be adaptable and capable of recalculating routes instantly.

The concept of order in randomness, or the behavior of dynamic systems that are extremely sensitive to beginning conditions, is known as chaos theory. Small variations in the starting circumstances can eventually have extremely different outcomes. Chaos theory is a powerful tool in optimization that can be used to analyze the behavior of complicated systems and identify the best solutions to issues with a large number of variables and restrictions. The combination of path planning algorithms and chaos theory can provide a unique and innovative approach to UAV navigation.

This extended abstract outlines the development and evaluation of a novel path planning algorithm, the Chaotic Disturbance A* (CDA*) Search Algorithm, with a focus on its application in Unmanned Aerial Vehicles (UAVs). The CDA* algorithm, which integrates chaotic dynamics into the classical A* algorithm, aims to improve path planning performance, especially in uncertain or dynamic environments. The algorithm's

¹ M.Sc., Mechatronics Engineering, Sakarya University of Applied Sciences, Sakarya, TURKIYE, 0000-0001-9153-7636, dcayagmur161@gmail.com

² Asst. Prof. Dr., Mechatronics Engineering, Sakarya University of Applied Sciences, Sakarya, TURKIYE, 0000-0003-1663-2523, mkutlu@subu.edu.tr



computational efficiency, real-time applicability, and adaptability make it a robust and versatile solution for a variety of applications, including real-time coordination and dynamic task allocation among multiple UAVs. Comparative analysis with traditional algorithms and other chaotic algorithms shows superior performance in path optimization and calculation time, marking a major advance in the field of path planning and optimization.

Purpose

Chaotic Disturbance A* (CDA*) Search Algorithm, which is a new path planning algorithm for Unmanned Aerial Vehicles (UAVs), is the focus of this study. The method aims to combine the unpredictability and adaptability provided by chaotic systems with the optimality of the traditional A* algorithm. The objective is to improve performance, particularly in uncertain or dynamically changing environments, and extend its applicability to multi-UAV scenarios for real-time coordination and dynamic task allocation.

Methodology

We integrate chaos dynamics into classical A* algorithms as a term for "disturbance". The chaotic disturbance term is derived from the Lorenz system but can be adapted to other chaotic systems. A comparative analysis is carried out with the traditional A* algorithm and other chaotic-based algorithms to evaluate performance. The algorithm is tested in simulated environments that mimic real-world conditions, like dynamically changing obstacles and multiple goals. The computational complexity and real-time applicability of the CDA* algorithm are also investigated. The algorithm is further expanded to multi-UAV scenarios where its effectiveness in real-time task allocation and coordination is evaluated.

Finding

The CDA* algorithm demonstrated a better performance in navigated through complex and uncertain environments than the classical A* algorithm. It showed adaptability in conditions that were constantly changing. When used for multiple UAV settings, the CDA* algorithm provided effective real-time coordination and task distribution across many agents. The computational efficiency is comparable to the classical A* algorithm and is suitable for real-time applications. It was also found that the algorithm's performance was %15.75 better than that of the classical algorithm in terms of path optimality and computational time.



Conclusion and Suggestion

In conclusion, incorporating chaos theory into Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) path planning algorithms shows potential for resolving difficult and dynamic navigational problems. UAVs can gain from improved adaptability, exploratory skills, and the production of distinctive trajectories by fusing conventional path planning algorithms with chaotic systems.

The originality of this work lies in the integration of chaotic systems into the classical A* algorithm, thereby introducing an element of unpredictability and adaptability without compromising on optimality or computational efficiency. For future work, the chaotic disturbance term can be adapted to other optimization algorithms and tested in other real-world applications beyond UAVs. A substantial development in path planning and optimization has been made with the advent of the CDA* algorithm, which provides a robust, adaptable, and computationally effective solution for a range of applications. When the results of this study are examined, it is thought that they will guide other studies on road planning to UAVs in the future.

Keywords: Path Planning, Chaotic Systems, Unmanned Aerial Vehicles (UAVs), Optimization, Multi-agent Coordination.



Comparing The Buckling Behavior of Skin-Stringer and Metallic Sandwich Panel Structures

Emre Apa¹

Extended Abstract

Aluminium alloys have remained the primary material choice for structural components in aircraft. These alloys find application in various parts of both commercial and military aircraft, including the fuselage, wings, and support structures. The selection of aluminium is based on factors like performance attributes, cost-effectiveness, design specifications, and manufacturing feasibility. These factors play a crucial role in employing aluminium for critical aircraft components such as frames, longerons, stringers, panels, and skins that are responsible for carrying specific loads and meeting design requirements. The utilization of skin-stringer panel structures and metallic sandwich panels is extensive in aircraft design to mitigate the risk of buckling failure, a substantial concern for maintaining structural integrity. Traditional aircraft fuselage design employs a combination of longitudinal stringers and circumferential frames to provide reinforcement to the thin skin. The fuselage structure is typically strengthened using aluminium elements oriented both longitudinally and transversally. These structural components, such as stringers and frames, are often affixed to the skin through methods like riveting or bonding. A stringer is a longitudinal structural element within an airframe, particularly in aircraft construction, while the skin refers to the outer covering those spans over a significant portion of the wings and fuselage. Frames play a vital role in both pressurized and non-pressurized segments of a fuselage, ensuring the maintenance of the cabin's cross-sectional form under limit load conditions. In addition, Sandwich structures are significantly lightweight when compared to other types of constructions, such as metallic alloys, commonly used in aerospace engineering. Metallic sandwich panel structures find widespread application in aircraft platforms where high mechanical properties are necessary. These panels typically consist of five key components: an upper sheet situated on the outer surface, a lower sheet on the inner surface, a metallic core positioned between the upper and lower sheets, an epoxy glass layer that provides corrosion protection to the entire sandwich structure, and a doubler that enhances structural strength within the aviation industry. Buckling arising from compression, shear, or their combination constitutes the typical load scenarios for fuselage or wing structures. In the realm of aviation, there exists an acceptable threshold of buckling those structures can experience before reaching ultimate load conditions. Buckling manifests primarily in

¹ emre.apa.93.20@gmail.com.



structures when they face compressive forces. The integrity of structural elements can be compromised by buckling under applied compressive loads. Airframe structures can undergo two main types of buckling failure modes: global buckling and local buckling. Global buckling involves substantial distortion or bending of the member's longitudinal axis, often leading to catastrophic structural failure. In contrast, local buckling doesn't cause axial distortion but compromises the cross-sectional strength due to buckling of an element within the stringer's cross-section. The outcome of local buckling varies based on the degree of deformation and structural redundancy, ranging from non-catastrophic to potentially catastrophic failure. Linear buckling analysis is applicable and effective for column and plate structures within specific contexts, particularly when addressing minor manufacturing imperfections or slight eccentric loading. This analysis method extracts the buckling modes of a structure in isolation, subjected to defined loading and boundary conditions, with the assumption that stiffness remains constant throughout the analysis. However, in practical scenarios, once the initial buckling mode is triggered, the stiffness of the buckled area undergoes changes, inducing significant shifts in the internal load distribution within the structure. Linear buckling analysis disregards this phenomenon, potentially introducing inaccuracies when estimating additional buckling modes beyond the initial buckling initiation. This is especially evident in areas neighbouring the buckled region within the analysed structure. Skin-stringer panels serve a critical function in countering failure modes like buckling, providing essential structural stability. Likely, metallic sandwich panels exhibit remarkable resilience against both buckling and bending failure modes, mitigating the potential for catastrophic consequences in aircraft applications. The objective of this paper is to conduct a comparative analysis of two distinct aircraft structural designs in terms of their buckling resistance. This analysis aims to determine the optimal solution for achieving structural integrity and longevity. The paper will investigate stress concentration and buckling behaviour of these structures using numerical methods, thereby providing valuable insights into their performance characteristics. Skin-stringer panel structure and metallic sandwich panel will be designed by using an appropriate design guide in terms of manufacturability, mechanical properties, cost, and maintainability. CAD software will be utilized for both design and analysis phases. To simulate the mechanical behaviour of these two distinct panel structures under in-plane compression loading, the finite element methods will be employed. Given the relatively thin nature of the panel structures and the absence of out-of-plane loading, shell-type elements will be favoured for modelling. The outcomes of this study will provide design and analysis engineers with insights into identifying the most resilient metallic panel structure against buckling in aerospace applications. This investigation holds potential value for companies engaged in design endeavours aimed at mitigating buckling-related concerns. The study will be extended with employing new materials such as composites and new metallic alloys later.



Objectives

The objective of this study is to provide design and analysis engineers valuable insights for identifying the metallic panel structure that exhibits the highest resilience against buckling in aerospace applications. This study has the potential to be of significant value to companies and academic community involved in design initiatives aimed at addressing buckling-related issues. Furthermore, the study will subsequently expand its scope to incorporate the utilization of emerging materials, including composites and novel metallic alloys.

Methods

Skin-stringer panel structure and metallic sandwich panel configurations will be designed following relevant design guidelines that account for factors such as manufacturability, mechanical properties, cost-effectiveness, and maintainability. Computer aided design software will be employed to facilitate both the design and analysis stages. For the purpose of simulating the mechanical responses of these two differing panel structures subjected to in-plane compression loads, the finite element method will be utilized. Given the slender dimensions of the panel structures and the absence of out-of-plane loading conditions, shell-type elements will be preferred for the modelling process.

Results

The result of the study will enable engineers to determine one of the most durable panel structures against buckling in aerospace applications. Comparison of both materials in terms of buckling behaviour is going to be guide for airframe design. Findings of this study will be mentioned in the time once the study has been completed.

Conclusion

This study stands as an authentic and crucial endeavour in the realm of airframe design. Its outcomes offer significant value by shedding light on the selection of the most resilient metallic panel structure against buckling in aerospace contexts. The insights garnered from this investigation hold the potential to revolutionize airframe design strategies, enhancing structural integrity and bolstering the overall safety of aircraft. Moreover, this study lays the groundwork for future exploration, as it sets the stage for further investigations involving novel materials, such as advanced composites and innovative metallic alloys. These subsequent endeavours are poised to push the boundaries of airframe design even further, yielding insights that could redefine the future of aviation.

Keywords: Linear buckling analysis, metallic panel structure, airframe design, sandwich structure, local buckling.



Discontinuity Detection in Glass Fiber Reinforced Thermoset Laminated Composites by Reverse Thermographic Inspection

Samet Şafak ERTEKİN¹, Efe Kerem Deniz ÇELTEK², Alperen DOĞRU³

Extended Abstract

Within the scope of our research study, the discontinuity created in glass fiber-reinforced epoxy matrix laminated composites produced by different methods was examined by thermographic inspections that have different temperature ranges. The temperature changes of all specimens were carried out both with the heating process and with the cooling process in a similar temperature range. First, the specimen plates were heated up to 60 °C and then cooled down to room temperature, and the same sample plates were cooled down to -20 °C to reach room temperature and temperature changes were measured with a thermal camera. The cooling process was carried out by spraying special cooling chemicals and the heating process was carried out with an oven. Temperature change rates in different production methods and temperature change rates and discontinuity images in specimens with artificial discontinuities were analyzed. It was observed that the reverse thermographic inspection performed with the cooling process has a similar sensitivity to the heating process, which will allow a more flexible application of the method and localized controls. It has been shown that thermographic inspection with cooling can also be used to identify areas of delamination.

Introduction

The use of composite materials is increasing in the 21st century. Fatigue, impact, and manufacturing discontinuities can occur over time in composite materials used in structural parts. Early detection of these discontinuities is critical for safety. Traditional non-destructive testing (NDT) methods such as ultrasonic and radiographic inspections detect discontinuities in composite materials. In addition, in recent years, the thermographic inspection method (TI), which is defined as modern NDT, which provides discontinuity detection in a short time, has started to be used in composite materials inspections (Beşergil 2019; Castanedo, 2013).

¹ Student, Ege University Aviation HVS Aircraft Tech., 0009-0007-1490-0949, sametsafak736@gmail.com.

² Student, Ege University Aviation HVS Aircraft Tech., 0009-0003-6402-6787, efekeremdeniz8@gmail.com.

³ Ph.D. Lecturer, Ege University Aviation HVS Aircraft Tech., İzmir, TURKIYE, 0000-0003-3730-3761, alperen.dogru@ege.edu.tr.



The TI method is an inspection method based on invisible InfraRed (IR) energy (heat) as an imaging method. The image's general structure is determined by the colors and shapes formed according to IR energy and the heat changes on the parts are examined. TI, thermal imaging, or thermal video is a form of infrared imaging. Thermographic cameras detect electromagnetic radiation in the infrared part of the electromagnetic spectrum (roughly 900-14,000 nanometers or 0.9-14 μm) and create images from this radiation.

NDT methods used in aviation require faster and more precise results than in other fields. The TI method is an indispensable NDT method with its fast and reliable results. It is also a method that provides very reliable and accurate results in composite materials used in aerospace. It has a special meaning, especially in the examination of defects (moisture accumulation, delamination, impact-induced discontinuities, etc.) in laminated and sandwich composites.

The types of discontinuity detected in composite materials during their production and service life are scratches, dents, holes and cracks, adhesion defects (voids, delamination), panel edge damage, and foreign objects. While different NDT methods are used to detect these discontinuity and defect types, the use of the TI method for the detection of such defects in laminated composites is becoming more and more widespread.

There are some steps to be followed in the process of the TI method. Following these steps will increase the accuracy of the inspection and prevent time losses. With the TI method, the location of the discontinuities is determined with the help of temperature differences on the damaged surface of the part. In TI, firstly, heat is applied to the part with different heating equipment, the part that reaches a certain temperature and is homogeneously heated is left to cool. The temperature change that occurs during the cooling of the part is recorded and examined step by step with thermal cameras. The change in the cooling rate in areas with discontinuities is detected by the cameras.

A study detected water (moisture) with a thermal camera in the directional rudders of aircraft with a honeycomb structure reinforced with carbon fiber and stated that the regions with water appeared darker in the thermal camera and approximately 3050 mm² of water was detected (Eroğlu, 2019). Meola et al. compared thermographic and ultrasonic inspection for discontinuity detection in carbon fiber-reinforced composites. They found that the TI method is more advantageous in discontinuities caused by impact (Meola, 2105). Taraghi et al. were able to detect subsurface discontinuities in epoxy matrix carbon fiber reinforced and 0.5 wt.% carbon nanotube doped composites by the TI method (Taraghi, et al., 2018). When the research in the literature is examined, tests were carried out with the cooling processes after heating the parts in the discontinuity detection in polymer matrix composites.



In our research study, we investigated the performance of the thermal change in discontinuity control in laminated composite materials by reverse cycle and the effects of different production methods. Instead of heating the parts to high temperatures, thermal variation was realized by cooling the parts and then reaching room temperature. Temperature changes in laminated composite plates produced by different manufacturing methods were also examined with thermal cameras and the performance of detecting artificial discontinuities created in the specimens was examined. In addition, the specimens were both heated and cooled to room temperature in a similar temperature change range and the performance of detecting discontinuities in both directions of temperature change is compared.

Materials and Methods

Epilox® A 19-00 Thermoset Epoxy and Epilox® H 10-41 hardener from Leuna-Harze GmbH were used in our research study. TR-WA-E 1220 E-glass fiber product of Metyx Company with 0/+45/-45 orientation was used as fiber reinforcement. In the production of all specimen plates, glass fiber reinforcement was carried out at a rate of 40% by weight. Specimen plates were produced by hand lay-up, vacuum infusion, and vacuum bagging methods. Two plates with 140 * 140 mm dimensions were produced with each production method, one without artificial discontinuities and one with artificial discontinuities. In all plates, 4 layers of glass fiber fabric were used. In the middle layer of the plates containing artificial discontinuities and in the middle section of the plate, a 1.65 mm thick 2024 Aluminum plate with 40 * 40 mm dimensions was positioned.

The produced specimen plates were heated to 60 °C in a Nükleon brand NKD-250 model oven and Pic Solution brand cooling spray was used for cooling at another process. The temperature of all specimens was reduced to -20 °C. All thermographic measurements were performed at room temperature and the ambient temperature was recorded with a Fisher Scientific brand thermometer. Temperature measurements were performed with a UNI-T brand UTi120T model thermal camera. The camera has 120*90 pixels resolution, +/-2 °C accuracy, and a 25 Hz frame rate.

Results

The time-dependent temperature changes of all specimens were graphed, and the slopes were calculated. According to the comparison of these slopes, it was seen that the specimens produced by the vacuum infusion method showed faster temperature change. When heating and cooling processes were compared, similar temperature changes were observed. The temperature changes in the specimens containing artificial discontinuities differed from those without discontinuities, and cooling and heating were slower due to the different thermal conductivity of the aluminium sheet used for artificial discontinuity.



Conclusion

In the study, the temperature change rates in different production methods and the temperature change rates and discontinuity images in specimens with artificial discontinuities were examined. It was observed that the reverse thermography performed with the cooling process has a similar sensitivity to the heating process, which will allow a more flexible application of the method and localized controls. In addition, by integrating this system into a rotary wing unmanned aerial vehicle (UAV), the applicability of thermographic inspections in hard-to-reach areas can be increased. It is thought that it is difficult to heat the parts in regional thermography inspections with a rotary wing UAV and it is more feasible to perform cooling by chemical spraying.

Keywords: Thermographic Inspection, Non-Destructive Testing, Polymeric Composites.



Dynamic Characteristics of an Axially Loaded Coupled Bending Torsion Beam via Differential Transform Method

Aysun Soysal¹, İbrahim Özkol², Erol Uzal³

Extended Abstract

Purpose

The purpose of the paper is to investigate the effects of an axial load on the dynamic characteristics (i.e., natural frequencies and mode shapes) of a coupled bending torsion beam based on the Bernoulli-Euler beam theory for different values of the axial load applied to the beam. Additionally, the effects of the bending-torsion coupling term on natural frequencies and mode shapes of the beam are determined when different values of axial load are applied to the beam and when no axial load is applied.

Methodology

The Differential Transform Method (DTM) is applied to solve the partial differential equations with the associated boundary conditions of a uniform axially loaded coupled bending torsion Bernoulli Euler beam in order to obtain the natural frequencies and mode shapes of the beam for different values of an axial load applied to the beam. The DTM is an analytical method and based on power series approximations. Application of the DTM to the differential equations with the associated boundary conditions gives a set of algebraic equations. Then, solving these algebraic equations gives the desired solution of the equations of the problem considered. The coding of the DTM is quite simple and straightforward. In the present study, the relevant codes for the solution of the problem considered are written on Mathematica software by using Wolfram Language and then the results are obtained in the Mathematica software.

Findings

Firstly, the convergence of the natural frequencies depending on the number of terms included in the DTM was determined. Secondly, based on the convergence of the natural

¹ PhD(c), (İTÜ) İstanbul Technical University, İstanbul, TURKIYE, 0000-0003-0708-4529, soysal17@itu.edu.tr.

² Prof. Dr., (İTÜ) İstanbul Technical University, Aeronautical Engineering, İstanbul, TURKIYE, 0000-0002-9300-9092, ozkol@itu.edu.tr

³ Prof. Dr., İstanbul University – Cerrahpaşa, Mechanical Engineering, İstanbul, TURKIYE, 0000-0003-0008-1376, euzal@iuc.edu.tr.



frequencies, the natural frequencies of the coupled bending torsion beam were found for different values of the axial load applied to the beam and different values of the coupled term of the beam. The results obtained were compared with the results published in the open literature. A good agreement was found between the results of the present study and the results of the studies published in the open literature. Thirdly, using the natural frequencies obtained, the mode shapes of the beam were found for the different values of the axial load and in the case of absence of the axial load. Moreover, the effects of the coupled term were investigated on the mode shapes of the beam. The mode shapes of the beam obtained in the present study were compared with the results of the studies published in the open literature whenever possible. It was observed that the mode shapes found in the present study are compatible with the results of the related studies published in the open literature.

Conclusions and Suggestions

It was found that the existence of the axial load changes the value of the natural frequencies. When the axial load is a compressive load, then it has a reduce effect of the natural frequencies; on the other hand, when the axial load is a tensile load, then it has an increase effect of the natural frequencies. By using the natural frequencies of the beam, the mode shapes of the beam were obtained. Regarding with the effects of the axial load on the mode shapes, it was observed that, regardless of the value of the axial load (compressive or tensile load), there is no any effect of the axial load on the mode shapes for the clamped-free boundary conditions of the beam. When it comes to the effect of the coupled term on the mod shapes, it was seen that the dominant mode in the coupled case is mostly the dominant mode in the uncoupled case.

Keywords: Axial load, dynamic characteristics, coupled bending torsion beam, differential transform method.



Elaborating on Influences of Isentropic Efficiency on Turboprop Engine Performance

Mehmet Kirmizi¹, Hakan Aygun², Onder Turan³

Extended Abstract

In this study, being a kind of gas turbine engines, performance behaviors of turboprop engine involving axial compressor, gas turbine (GT) and free turbine (FT) were dealt with considering isentropic efficiency (IE) of turbomachinery components. In this regard, the IE ranges are determined between 0.8 and 0.98 for three units. As the IEs of compressor, GT and FT increase, specific fuel consumption of turboprop decreases by 21.99%, 27.9% and 18.36%, respectively. On the other hand, with the efficiency of compressor enhancement, exergy destruction of compressor decreases from 610 kW to 52 kW whereas with the isentropic efficiency of PT and GT improvement, it diminishes from 588 kW to 45 kW for gas turbine and from 337 kW to 65 kW for power turbine, respectively. It could be inferred that the design of turbomachinery components with novel manufacturing techniques by considering aero-thermodynamic analysis could contribute to improve fuel efficiency of the turboprop engine.

Objectives

Nowadays, to design eco-friendly aero-engine is one of the current challenges at gas turbine field, which has shallow margin since the engines have already experienced improvements since 1940s. On the other hand, it is observed that the need to gas turbine engines for military and civil purposes is more apparent than previous years. When considering literature review, there are a number of studies related to investigation of gas turbines in terms of thermodynamics [1, 2]. In this study, the turboprop engine used in cargo aircraft is exposed to parametric analysis by coupling with thermodynamic metrics. The main goal is to investigate how extent isentropic efficiency of compressor and axial turbines affects overall engine. In this regard, the investigation ranges for isentropic efficiency are determined to observe behavior of the engine.

1 Lecturer, Ege University Aviation HVS Aircraft Tech., İzmir, TURKIYE, 0000-0003-0510-2981, mehmet.kirmizi@ege.edu.tr

2 Dr., Firat University, Department of Aircraft Frame and Power-Plant, Elazığ, TURKIYE, 0000-0001-9064-9644, haygun@firat.edu.tr

3 Prof. Dr., Eskisehir Technical University, Faculty of Aeronautics and Astronautics, Eskisehir, TURKIYE, 0000-0003-0303-4313, onderturan@eskisehir.edu.tr



Methods

In this work, the analysis is carried out on turboprop engine as named AE2100. The mentioned engine has been used several aircraft such as C-130J [3]. The second law of thermodynamic involving entropy and exergy is employed in this study [4]. Eqs.1-2 show the general expression of isentropic efficiency for compressor and turbine

$$\eta_{comp.} = \frac{\Delta h_{t, isentropic}}{\Delta h_{t, actual}} \quad (1)$$

$$\eta_t = \frac{\Delta h_{t, isentropic}}{\Delta h_{t, actual}} \quad (2)$$

Moreover, the formulas of SFC and exergy destruction are given with eqs.3-4 [5, 6].

$$SFC \equiv BSFC = \frac{\dot{m}_f}{SP} \quad (3)$$

$$\sum_i \left(1 - \frac{T_0}{T_i} \right) \dot{Q}_i - \dot{W} + \dot{E}x_{in} - \dot{E}x_{out} = \dot{E}x_{dest} \quad (4)$$

Results

The obtained analysis outcomes are presented with following table and figure. As expected, the higher isentropic efficiency favourably affects performance behavior of the turboprop engine. Namely, as the IE of air compressor increases from 0.8 to 0.98, shaft power increases from 3124 kW to 4525 kW whereas with effect of IE of PT and FT, it raises from 2925 kW to 4057 kW and from 2978 to 3648 kW, respectively. Increment in shaft power corresponds to 44.84%, 38.7% and 22.49% due to raising IEs of compressor, PT and FT, respectively. On the other hand, since the analysis is important that how much irreversibility decreases with influences of elevated isentropic efficiency on component basis, exergy destruction occurred in three components is presented in Fig.1. In this regard, the higher the IE of components, exergy destruction of components diminishes more than ten-fold for compressor and gas turbine whereas for free turbine more than five-fold. Namely, due to effect of IE of compressor, GT and FT, it decreases from 610 kW to 52 kW, 588 kW to 45 kW and from 337 kW to 65 kW, respectively.



Table 1: Variation of SFC with effects of isentropic efficiency of three components

Isentropic efficiency	SFC (kg/kWh) (due to effect of IE of compressor)	SFC (kg/kWh) (due to effect of IE of GT)	SFC (kg/kWh) (due to effect of IE of PT)
0.8	0.2883	0.3133	0.3077
0.82	0.2766	0.2966	0.3002
0.84	0.2666	0.2827	0.2930
0.86	0.2581	0.2709	0.2862
0.88	0.2507	0.2607	0.2797
0.9	0.2443	0.2519	0.2735
0.92	0.2386	0.2442	0.2675
0.94	0.2335	0.2374	0.2618
0.96	0.2290	0.2313	0.2564
0.98	0.2249	0.2259	0.2511

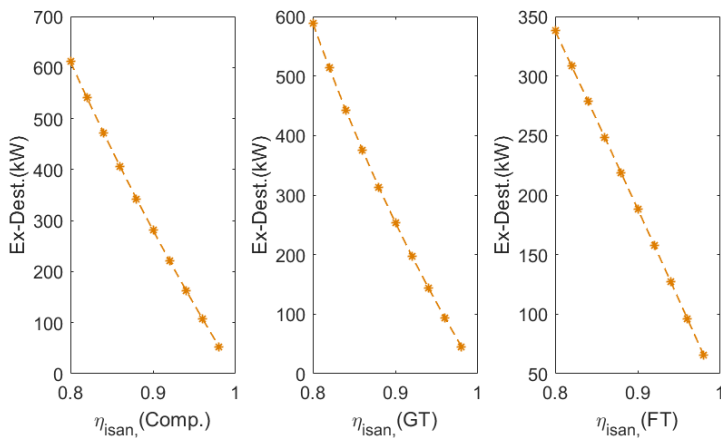


Fig.1 Change of exergy destruction with isentropic efficiency of three components



Conclusion

Since aero-engines incorporating many subsystems have complexity, to carry out analysis for related system or component with well-known methodologies such as thermodynamics has been drawn attention by many engineers. Namely, the promising components for enhancement could be explored with these tools. Therefore, in this study, it is dealt with that how much performance improvement emerges when isentropic efficiency of turbomachinery components is increased. The obtained results are quantified with two metrics that are SFC and exergy destruction. As expected, the higher the IE, the both SFC of turboprop and exergy destruction of components decreases at significant extent. It is thought that this study helps guiding in design of turbomachinery components for effect of IE on calculation of irreversibility before manufacturing stage.

Keywords: Turboprop, isentropic efficiency, exergy efficiency, turbomachinery.



Energy Management in Unmanned Aerial Vehicles with Algorithm Based on Swarm Intelligence

Gürcan LOKMAN¹, Serkan İŞCAN²

Extended Abstract

Purpose

Today, traditional Unmanned Aerial Vehicles (UAV) make short or long effective flights depending on their design purpose. Pilot-controlled and autonomous flights are carried out for various purposes, from cargo transportation to agriculture, from exploration activities to the defence industry. As the use of UAVs in a wide variety of applications increases, the demand for reliable and effective control systems and algorithms that will monitor and optimize energy consumption in reaching the target location and performing the task is increasing. This study focuses on the integration of an algorithm based on swarm intelligence into UAVs and the benefits it will provide in energy saving for the management and control of energy consumed by UAVs. In this study, the contributions of the proposed energy management model in UAVs are presented and the differences and benefits of the traditional and developed system are evaluated.

Method

In recent years, UAVs have undertaken various tasks due to their rapid action in reconnaissance and surveillance and search and rescue scenarios. The energy spent in ground station communication while reaching and after reaching the target mission point must be used with a design and control algorithm that will use the energy source on the vehicle at the best level. Automatic management of flight equipment, engines, sensors, recording devices, image acquisition and transmission equipment on the UAV provides an advantage to the control and command duties of ground station operators. Optimum energy consumption will positively affect the UAV's mission duration and activity, and will make the performance of assigned tasks more sustainable by preventing frequent ground resupply. Therefore, algorithm-supported modelling of energy management and savings increases the lifespan and duty capability of the device. In this study, an algorithm and control system based on swarm intelligence is proposed in order for the UAV to reach longer distances from the departure station, to perform its task at the targeted location and to prevent the problem of unexpected depletion of its storage energy source.

¹ Asst. Prof. Dr., National Defence University, Air NCO Higher Vocational School, İzmir, TURKIYE, 0000-0003-2751-7627, glokman@msu.edu.tr

² Asst. Prof. Dr., University of Sinop, Higher Vocational School Sinop, TURKIYE, 0000-0001-5948-0449, siscan@sinop.edu.tr



In the proposed approach, the UAV's total energy cycle is modelled and the efficient operation of the model is ensured through mathematical energy equations. In the study, the design and application of the model is presented and the flight simulation results of the traditional UAV are given. This model can be preferred in UAV energy management applications and integrated into the system. With the energy management model offered, long-range, short-term operation, etc. limitations may also be eliminated.

Findings

UAVs consume significant energy while performing their assigned tasks. Aircraft energy equations were used to model energy consumption. In the simulation model where speed, altitude, gravity and range values are used along the flight route, the estimated energy consumption is calculated based on kinetic and potential energy equations. The total energy model is created using linear state space equations that represent the linear dynamics of the aircraft. Flight losses are included in the total energy consumption. Thus, the total energy consumption of the UAV on the route used during the mission is calculated numerically. The same route was run again by incorporating an artificial swarm intelligence-based algorithm into the energy consumption model used in the route completed with the traditional method. Considering the total amount of energy consumed by the UAV in its tasks in the route scenarios, it is evaluated that it uses energy more efficiently with the algorithm-based energy management model.

Conclusion

This study focuses on the advantage of the energy management algorithm integrated into UAVs in making the energy consumed during the mission more economical. In the evaluations made through the mathematical model during the targeted mission flight, it was seen that the total energy consumption was reduced to the optimum level with the algorithm based on swarm intelligence. Numerical results show that the integration of MATLAB/Simulink software-supported modelling and effective energy management into UAVs is a more sustainable application in terms of reliable and economical energy consumption. This proposed method contributes to longer-lasting use of UAVs, effective mission management and flawless completion of the route by ensuring energy management of UAVs. For this reason, it is expected that optimization studies on energy management based on swarm intelligence of UAVs will increase by performing dynamic modelling studies with traditional and developed methods.

Keywords: UAV, Energy management, Swarm intelligence, Control



Exploring the Foundations of Safety-Critical Environments in Pilot-Controller Communication

Özde ŞENOL¹

Extended Abstract

As in any human activity, communication plays a vital role in air travel operations. The safety-critical environment in pilot-controller communication loops is generated and maintained through standardized practices, well-trained personnel, advanced technology, and a strong focus on safety culture. However, effective communication tends to be distorted in emergencies or potentially unsafe situations. Within the scope of this study, the communication factors concerning language-related and not-language-related accident/incident reports were analyzed. Findings reveal that creating safety-critical environments relies on several key elements, including clear and concise communication, a shared understanding of procedures of the communication loop, situational awareness of the personnel, trust between pilots and controllers, and effective error management strategies. Additionally, language-related communication problems surprisingly are not rooting causes of the incidents or accidents anymore, thanks to the influence of organizational culture, training programs, and technology, which have emerged as significant factors shaping the communication landscape.

This study provides a comprehensive insight into the human factors in aviation communication, shedding light on the critical components that underpin safety in the skies. These findings' implications are relevant to aviation professionals and extend to the broader context of safety-critical communication in other high-risk industries. Ultimately, this research contributes to our understanding of fostering safety and efficiency in complex operational environments where clear and effective communication is paramount.

Purposes

Having error-free communication is the utmost aim to fly in a safe sky. However, it seems impossible when the system is based chiefly on humans to communicate. The purpose of this study is to explore and analyze the factors that create safety-critical environments in pilot-controller communication within the aviation industry. Safety-critical environments are characterized by high-stakes situations where clear and effective communication is

¹ Lecturer, Ege University, Aviation HVS, Aircraft Tech. Prog., 0000-0003-1224-8233, ozde.senol@ege.edu.tr



paramount to ensure the safety of flight operations. By conducting a qualitative data analysis of collected data, this research aims to uncover the underlying dynamics and elements that contribute to establishing and maintaining such environments. The study seeks to enhance our understanding of the complex interplay of human and organizational factors in aviation communication, to improve safety protocols and practices in the industry.

Methods

Qualitative data analysis has been utilized to collect data from the incident and accident reports. The process begins with collecting qualitative data through the NASA Aviation Safety Report System and FAA Accidents and Incidents Data System document analysis to gather rich, detailed, contextually relevant information. Qualitative methods allow for an in-depth examination of the subject matter, focusing on understanding the experiences, perceptions, and contextual factors involved. The findings from the incidents and accident reports will be interpreted within the context of existing literature and theories related to aviation communication, safety, and human factors. Explanations and theoretical insights based on the analysis will be developed.

Document analysis is a valuable data collection method in this study, offering a window into contextual aspects of safety-critical communication in aviation. The insights gained from systematically examining relevant documents contribute to a comprehensive understanding of the research topic.

Results

The analysis revealed several key factors that contribute to safety-critical communication in aviation. The findings of the study have several practical implications for the aviation industry. Continued emphasis on communication training and skills development for aviation professionals; cultivating a safety-oriented organizational culture that encourages open communication and reporting; incorporating technology with a focus on human-centred errors; regular review and update of communication protocols and procedures to align with evolving industry needs is recommended.

Keywords: Safety-critical environment, aviation communication, miscommunication.



Flow-Controlled Aeroacoustics Analysis of a Simplified Weapon Bay under Transonic Speeds

Ali Can FADIL¹, Baha ZAFER²

Extended Abstract

Purpose

The flow phenomena occurring in the weapon bay of the fighter aircrafts is widely recognized in the literature as cavity flows. These flow types, as seen in weapon bays, can also occur in landing gear systems and convertible car roofs. Cavity flows have been a significant subject of research since the 1940s, primarily for military concerns. The development of radar technology has accelerated research aimed at reducing the radar signature of combat aircraft. The carriage of external ammunitions, which significantly increase radar signature, inside internal weapon bays has become increasingly popular. This ensures that the flow phenomenon over weapon bay maintains its place in the literature as a problem focused on. In the region extending from the nose cone to the leading edge of the weapon bay of combat aircraft, a boundary layer develops. During the ejection of ammunitions, the boundary layer flow encountered by the aircraft's weapon bay separates from the surface, forming a shear layer. This shear layer progresses along the bay and interacts with the aft wall, resulting in the generation of acoustic pressure waves. These acoustic pressure waves propagate both towards the front wall within the bay and outward from the aircraft. Within the weapon bays, the advancing waves interact with the front wall, affecting the shedding frequency of the boundary layer flow, making the flow within the bay more chaotic and challenging to predict. This entire process is termed as the feedback mechanism. Due to the influence of this feedback mechanism, the acoustic pressure spectrum within the bays consists of two components: broadband noise and narrow-band tones. The low-energy noise, termed broadband noise, is generated due to free-stream flow, turbulence-induced pressure fluctuations, and contributions from the shear layer. The narrow-band tones, also known as Rossiter modes, are high-order noise observed within specific frequency bands. Rossiter modes are generated by interactions such as vortex-vortex, vortex-aft wall, vortex-shear layer, shock-shear layer, and shear layer-aft wall within the flow. The shear layer plays a crucial role as a buffer between the

¹ Ph.D. Student, (İTÜ) İstanbul Technical University, Aeronautical Engineering, İstanbul, TURKIYE, 0000-0003-0273-9426, fadil19@itu.edu.tr.

¹ Aerodynamics and Aeroacoustics Engineer, Baykar Technologies, alican.fadil@baykartech.com.

² Assoc. Prof., (İTÜ) İstanbul Technical University, Aeronautical Engineering, İstanbul, TURKIYE, 0000-0003-0763-9766, zaferba@itu.edu.tr.



weapon bay and the free-stream flow. This condition can make store separation challenging for ammunitions to transition from a relatively passive environment within the bay to an extremely chaotic one and can potentially lead to structural damage to both the ammunitions and the aircraft when high-frequency bands within the bay align with the natural frequency of the ammunitions. To address these issues, research in the literature has extensively investigated flow control methods in cavity flows.

In this study, a simplified weapon bay, modeled with the addition of weapon bay doors known as M219 in the literature, was investigated. Initially, a validation study was conducted by comparing the numerical simulations with experimental data without applying any control methods. Subsequently, a rectangular prism-shaped spoiler was placed at the front of the weapon bay at the same height as the boundary layer thickness. The effect of spoiler height was studied by reducing it by half, examining its impact on the acoustic field within the bay. Furthermore, the rectangular prism-shaped obstacle was placed at three different positions within the shear layer. In all these analyses, the influence of spoiler height on the acoustic field and how the placement of the spoiler within the shear layer affected the nature of the flow within the ammunition bay were investigated.

Methodology

Numerical simulations were performed using OpenFOAM. The analyses were carried out with a Reynolds number of 6×10^6 based on the cavity length and a Mach number of 0.85. A pressure-based compressible flow solver was used for the simulations. The PIMPLE algorithm, a hybrid of the SIMPLE and PISO algorithms, was employed as the pressure-velocity coupling scheme. The PIMPLE algorithm allows for separate control of the number of iterations for solving the momentum, pressure correction, and continuity equations, reducing the computational cost. In this study, momentum equations were solved 10 times, while pressure correction and continuity equations were solved 20 times. Temporal and spatial discretizations were carried out using second-order schemes. Additionally, the Spalart-Allmaras-based IDDES version of the DES model, which combines the strengths of URANS and LES models, was chosen to resolve the turbulence structures within the flow.

Findings

The numerical findings were presented in two domains: the distribution of noise along the bay ceiling and the noise distribution in frequency space. The impact of spoiler height and spoiler position on the acoustic field was discussed. The frequencies of tonal modes were calculated using the improved Rossiter equation. The calculated modes are presented as dashed lines on the results.



Conclusions and Suggestions

As a result of the analysis conducted, the situation that no control method was applied was confirmed by experimental results. Afterwards, two rectangular prism-shaped spoilers, one with the thickness of the boundary layer and the other with half its height, were analyzed. As a result of these analyses, it was seen that the spoiler with boundary layer thickness was more successful in reducing the noise level and suppressing tonal modes. In situations where obstacles are placed in different locations, the boundary layer separates from the surface earlier when the obstacle is close to the front wall. This causes the boundary layer to be more affected by dissipative effects until it reaches the back wall. This situation has resulted in a decrease in SPL results in terms of order. These effects have decreased as the obstacle moved away from the front wall. In this study, where a simplified weapon bay of fighter aircraft is aeroacoustically examined, it has been observed that the use of spoilers and the obstacle inside the weapon bay dampen aeroacoustic effects. In future studies, situations where a representative ammunition is placed inside the bay will be examined.

Keywords: Weapon Bay, cavity flow, aeroacoustics, transonic flow, compressible flow, store separation.



Investigation of Mechanical Properties of NACA 2024 Drop Wing According to Static and Modal Behaviour of Different Root and Tip Venter Positions

Mustafa Murat YAVUZ¹

Extended Abstract

Wing structures are the most important design stages of aeroplanes. Development studies have been carried out for a very long time, especially for the wings that work under variable conditions and directly affect the flying ability. It is seen that the wing cross-sectional shape, length, venter properties and arrow angle are produced differently according to the place of use. Newly developed material and production technologies, findings obtained as a result of maintenance-repair inspection and more advanced experimental-numerical inspection methods create new modelling and research areas in wing designs.

Aim

In this study, the most suitable properties were investigated by examining the effect of the root and tip venter positions of the wing, whose flow properties are generally given in the literature and whose mechanical properties are mentioned in a limited way. In the research, it is aimed to investigate the wing structures with front and rear arrow angles, positive-negative dihedral and angularly bent wing structures. The results obtained will also provide information to the designs to be used in the future.

Method

A 3D aeroplane wing is modelled with a NACA 2024 drop airfoil cross-sectional profile, which is widely used in the investigations. The study is carried out by finite element analysis method, which is one of the numerical analysis methods. The wing models, which were drawn and designed in technical dimensions, were transferred to the finite element package programme (ANSYS student) and the investigations were completed with the programme. In the investigated wing structure, the angle of attack was positioned as 0° and only the position of the root and tip vane sections were changed. The length of the root vane is 1000 mm and the length of the three vane is 500 mm. A model was created

¹ Asst. Prof. Dr., Izmir Democracy University, Mechanical Engineering, 0000-0002-5892-0075, murat.yavuz@idu.edu.tr



with a wing length of 5000 mm. Standard aluminium with linear elastic isotropic properties was used as the wing material. 2 boundary conditions were applied on the wing. The root vet section is anchored and fixed in all 3 directions (x-y-z) against shear and rotation. A pure bending moment of 100 Nm was applied to the wing tip from the upper surface to the lower surface of the wing. In addition, a general flow solution was made in a channel with a Reynolds number of 10,000 and the flow pressure on the blades was used in mechanical investigations. In the numerical flow analysis, water was used as the fluid and the turbulence model k-epsilon Realizable was selected. The solution accuracy is of the order of 10^{-5} . The finite elements used consist of 4 or 8-point elements with linear interpolation features in pyramid and cubic structures. For the effect of the number of elements and their results, the number of elements and the bending stress occurring in the middle section of the wing were compared with the analytical and finite element results obtained in this study, and after ensuring sufficient sensitivity, all examinations were completed for the determined situation. In addition to the findings obtained from the static solution, vibration analysis, which is especially important for wings, was also performed and the first 14 mode results are shown. It was investigated how the modes change the wing structure and at what frequency this situation occurs. 3 different arrow angles and 3 different dihedral wing cases were examined, and the deformation and stress results were shown. Von-Mises stress was used in the stress results. Von-Mises stress criterion gives accurate results in generally used aluminum materials. The bending normal stress occurring in pure bending gives values like the calculated Von-Mises stress type and shows similar stress formation locations.

Results

At the beginning of the study, a bending load was applied to a wing modeled as built-in, with the same root-tip chord length, and the analytical stress results of the wing, which was considered as a built-in beam, were calculated manually. When the calculations were compared with the finite element results, a difference of less than 2% was obtained. In all results, the highest stresses occurred in the root chord region where the wing was fixed as a built-in support. In order to compare the results properly, the results obtained from both the entire wing and the section plane formed in the middle of the wing were compared. The total pressure resulting from the flow results directly applied to the wing and dominant bending stresses in the direction of yaw angle and pitch angle on the front and upper surfaces of the wing. The challenge has occurred. This situation is different for each arrow angle result and chord position. Dihedral position affected the bending stress less than other parameters. It has been observed that dihedral positioning is more effective in normal bending stress. The results are discussed in detail and visual results are interpreted. At the mode frequency, bending and torsion of the wing are dominant. The bending condition is weaker than other mode effects due to the full filling of the wing inner profile.



Conclusion

The findings obtained in the study include findings that can enable the production of real wing models at a prototype level. In this way, it will be possible to examine not only under static and ideal conditions, but also under dynamic conditions in experimental investigations. The literature review was examined in detail and some studies were obtained. However, these studies focus on flow conditions and in-wing rib-spine design rather than mode and stress states. This study was carried out on the geometric shape of the wing, which reveals its external features. All results are discussed in detail. In the continuation of the study, it is aimed to perform both production and dynamic analysis.

Key Words: Veterinary length, drop wing, stress, arrow angle, dihedral.



Numerical Aeroelasticity Analysis of Wings

Mustafa Şamil Futtu, Mert Ataş, Reza AGHAZADEH¹

Extended Abstract

Aeroelasticity, a complex and vital domain, delves into the intricate interplay between the deformation of elastic structures within an airstream and the consequential aerodynamic forces. This article seeks to comprehensively investigate the realm of Aeroelasticity, focusing on Static Aeroelasticity, through both theoretical and experimental dimensions. The study is articulated under two principal categories: theory and analysis. In the former, fundamental equations are elucidated to establish a solid foundation for comprehension. Subsequently, these equations are translated into a suitable computational framework using EXCEL. Leveraging the capabilities of the EXCEL program, incremental changes in angles, up to the maximum speed allowable in the wind tunnel, are meticulously acquired. The acquired data undergoes meticulous analysis, validating its accuracy and reliability. Simultaneously, the analysis phase employs the ANSYS program to conduct diverse flow analyses, further enriching the study's insights.

Aeroelasticity, situated at the confluence of structural mechanics and fluid dynamics, plays a pivotal role in engineering design, particularly for aerospace systems. The underlying concept revolves around understanding how aerodynamic forces—emanating from the interaction between air and the solid structure—alter the shape of the structure, which, in turn, affects the aerodynamic behavior. This interdependence is critical in assessing the safety, stability, and performance of aircraft and other elastic structures subjected to airflow.

The theoretical exploration begins by unravelling the mathematical framework governing aeroelasticity. Central to this understanding are equations that encapsulate the principles of elasticity, fluid dynamics, and aerodynamics. These equations illuminate the intrinsic connections between the structural properties of the material and the flow characteristics of the air. They lay the groundwork for predictive models that aid in assessing the performance of structures under varying conditions. This theoretical foundation sets the stage for a deeper dive into the practical aspects of the study.

¹ Assoc. Prof., University of Turkish Aeronautical Association, Aeronautical Engineering Department, Ankara, TURKIYE, 0000-0003-4549-7068, raghazadeh@thk.edu.tr



Transitioning from theory to practice, the theoretical equations are translated into computational routines, harnessing the versatility of EXCEL. This platform serves as a conduit to simulate the dynamic interplay of forces and deformations within an elastic structure in the presence of an airstream. Each incremental change in angle, ranging up to the wind tunnel's maximum speed capacity, is meticulously calculated and recorded. This approach enables a comprehensive exploration of the effects of varying aerodynamic conditions on structural behavior. However, theoretical calculations, while insightful, require validation through real-world experiments.

The experimental aspect of the study encapsulates the essence of validation. The data generated through theoretical calculations is subjected to a battery of analyses to ensure its veracity. By contrasting theoretical predictions with empirical results, the accuracy of the computational model can be gauged. The data analysis process corroborates the congruence between theoretical predictions and actual observations, strengthening the study's reliability. Yet, this examination does not terminate with a unidimensional focus on theoretical predictions; it extends into the intricate realm of computational fluid dynamics.

The ANSYS program assumes center stage in the analysis department, facilitating a nuanced investigation of fluid dynamics. ANSYS, a sophisticated computational tool, empowers engineers to simulate fluid flow, thus simulating the interaction between the structural deformations and aerodynamic forces. This program unravels the complexities of fluid behavior—turbulence, pressure distribution, and velocity profiles—and offers a comprehensive perspective on the intricate interplay between solid and fluid domains. This deeper analysis aids in identifying potential instabilities, resonances, or adverse effects induced by the dynamic interaction of forces.

In essence, this comprehensive study melds theoretical foundations, empirical validation, and computational prowess to unravel the enigmatic domain of Static Aeroelasticity. The harmonious convergence of these dimensions unveils a multifaceted perspective on how elastic structures react to fluid dynamics, and reciprocally, how fluid dynamics are influenced by structural deformations. This holistic understanding is paramount in advancing aerospace engineering, enabling the design of aircraft that balance performance, stability, and safety.

In summary, Aeroelasticity remains an essential and fundamental field within the realm of aerospace engineering, serving as the vital nexus that navigates the intricate interplay between elastic structures and the dynamic forces exerted by the aerodynamic environment. Throughout the course of this article, we embarked on a profound journey to delve into the realm of Static Aeroelasticity, employing a triad of lenses that encompass theory, empirical validation, and computational analysis. By seamlessly amalgamating foundational theoretical equations with sophisticated computational frameworks, this



meticulously orchestrated study has yielded invaluable insights into the intricate behavioral nuances exhibited by structures when subjected to diverse aerodynamic conditions. The meticulous validation of theoretical prognostications against real-world empirical data further solidifies the integrity and authenticity of this study's outcomes. This process underscores the meticulous and rigorous approach taken to ensure that the theoretical underpinnings accurately portray the real-world behaviors that emerge when structures interface with the complexities of fluid dynamics. This empirical verification buttresses not only the credibility of the analytical methodologies employed but also instills a sense of trust and confidence in the overall findings.

Conclusion

This study has made noteworthy contributions to the comprehension of static aeroelasticity, focusing on the specific context of the wall-mounted model. Through the judicious integration of theoretical foundations, advanced computational methodologies, and empirical validation, this research offers robust insights into the behavior of the wall-mounted model under the influence of aerodynamic forces. The remarkable consistency between the obtained results and theoretical expectations bolsters the credibility of the analytical approach and validates the choices of design, materials, and airfoil selection.

In conclusion, this study underscores the authenticity of its outcomes by employing a meticulous and multifaceted research framework. The suggested avenues for future research provide a roadmap for further advancement in the field. This investigation substantiates the significance of static aeroelasticity studies in advancing aerospace engineering knowledge and optimizing structural designs for optimal performance and stability.

Keywords: Static Aeroelasticity, CFD, Wall Mounted, One Way FSI, Torsional Stiffness.



Numerical and Experimental Investigations on the Response and Compressive Strength of Foam-Cored Sandwich Structures Subjected to Medium-Velocity Impact

Abdullah İKİZ¹, Uğur YOLUM², Zahit MECİTOĞLU³

Extended Abstract

Objectives

Sandwich structures are frequently preferred materials in the aviation industry. Their advantageous properties of low-weight but higher flexural stiffness are main reasons of their widely usage. But sandwich materials have some drawbacks due to their layered structure that makes them vulnerable to out of plane loads like foreign object impact. The outer skin of an aircraft is generally made from sandwich panels to resist compression and buckling loading but these exterior regions are more likely to be exposed to impact events like runway debris, hail and bird strike in service. Some of them create internal cracks and interlaminar debonding faces that cannot be detected by visual inspection. Furthermore, it is mandatory according to certification process to prove that aircraft structures can withstand limit load even damaged situation. Therefore, it is critical to design skin panels safely in terms of impact damage.

Main focus of this study is to develop a numerical model based on finite element method which estimates impact damage and residual compression strength of foam-core/composite-facesheets sandwich structures subjected to medium-velocity impact. Most of the studies focus on low velocity (0-10 m/s) or high velocity (50-500 m/s) impacts and less attention was given on impact at medium level of velocity which can reflect hail strike in ground. Therefore, velocity range of 10-50 m/s were investigated in the scope of this study. To verify numerical model, impact event and post impact characteristics are

¹ PhD Student, (İTÜ) İstanbul Technical University, İstanbul, TURKIYE, 0009-0004-6324-2450, ikizab@itu.edu.tr

¹ Senior Design Engineer, (TAI) Turkish Aerospace Industry, Ankara, TURKIYE

² Dr., Chief Engineer, (TAI) Turkish Aerospace Industry, Ankara, TURKIYE, 0000-0001-7230-4458, ugur.yolum@tai.com.tr

³ Prof. Dr., (İTÜ) İstanbul Technical University, Faculty of Aeronautics and Astronautics, İstanbul, TURKIYE, 0000-0002-9957-9854, mecit@itu.edu.tr



examined experimentally as well. It is aimed to decrease the need of expensive and time-consuming test campaigns in terms of impact resistance during design stage of an aircraft skin structures by increasing the reliability of the analysis results of the numerical model.

Methodology

In order to investigate impact and post impact behaviour of sandwich structures, both numerical and experimental analysis methods were utilized separately. Numerical analysis study performed in Abaqus/Explicit includes determination of material properties and damage model of sandwich and creating virtual test setups of impact and compression after impact (CAI) tests. Sandwich structure in mesoscale finite element modelling requires three different material property and corresponding damage behaviour definitions for facesheet, interface and core. Because facesheet is laminated composite, it contains intralaminar and interlaminar scope of modelling. Continuum damage mechanics (CDM) approach was used to represent in-plane behaviour of composite laminate. Hashin damage criteria was implemented as damage initiation criteria. Damage evolution phase of intralaminar model uses fracture-energy based linear softening law. Interlaminar properties of laminate was specified with cohesive zone model (CZM) method which utilizes bilinear traction-separation law for damage propagation. Adhesive between facesheet and core was modelled in terms of CZM as well. Crushable foam plasticity model available in Abaqus/Explicit was used to identify core damage behaviour. In addition to sandwich, other objects in impact test simulation like impactor, fixing clamps and supporting plate were defined as rigid bodies because their deformation is not of interest. Two stage simulation was developed to reflect impact and CAI test. After running of impact simulation, the damaged sandwich part was put in second simulation referring CAI test by using “restart” option of Abaqus/Explicit. New boundary conditions were assigned to represent compression loading and to avoid out of plane buckling deformation during compression.

An additional experimental study was carried out for verification of numerical model. Rectangular shape sandwich plate with in-plane dimensions of 150mm x 100mm and having foam core was manufactured as test sample. Both upper and lower facesheets have four carbon-fiber-reinforced unidirectional prepreg plies which are stacked in orientation angle from outer to inner as $[+45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}]$. The foam core material is Rohacell 51-WF and FM-300K is the film adhesive between facesheet and core. Gas gun-based impact test mechanism and universal test machine were utilized for impact and compression after impact testing, respectively. A steel ball with diameter of 18 mm was used as impactor and the velocity of impactor was kept at 40 m/s by arranging proper pressure level. The universal test machine was used to get compressive strength of damaged samples. For preventing of out of plane buckling deformation, sample sandwich plate was inserted in a 12-pieces test fixture made of steel machined parts.



Findings

Impact damage characteristics were evaluated in terms of facesheet failure such as fiber breakage, matrix cracking or delamination and in terms of other failure mechanisms like core crushing, shear deformation and core-facesheet debonding. Permanent damage on the sandwich plate impacted with velocity of 40 m/s was seen to be formed of obvious fiber breakage lied in the direction of 45^0 outermost ply as an elliptic shape on the contact face. Matrix cracking and following delamination failure are expanding from contact point to the edges in peanut shape. Residual compression strength was determined as 5kN which refers to 65% decrease from undamaged state. These indications show a good correlation with experimental test results, deviated only 10% for CAI strength.

Further analyses with numerical model for different velocity levels revealed that contact time decreases, damage becomes more localized, contact force rises and its peak value is shown at earlier phase of impact duration as the impact velocity increases. Plastic deformation of foam core indicates energy absorption capacity of the structure. Impacted sandwich loses almost 50% of its strength after just 10 m/s velocity impact which shows that impact damage has significant effect on the compressive strength of the structure.

Conclusions

Less amount of effort was given in the literature for not only obtaining of residual properties of sandwich structures subjected to impact but also researching of medium velocity range impact events. These two particular topics were combined together in this study. The ultimate goal is to create a reliable numerical analysis tool which can be used by designers for reducing required test activities and for getting more optimized designs in terms of impact damage. Therefore, impact and post impact characteristics of sandwich structures with different core materials will be kept to discover in many aspects.

Keywords: medium-velocity, impact, foam-core, sandwich, CAI, residual strength.



Reflective Optical Telescope Subsystem for CubeSats

Alper ŞANLI¹, Tuncay Yunus ERKEÇ², Melih BECEREN³, İbrahim CİHAT,
Hale YENGİNER⁴

Extended Abstract

Satellites form an important part of many different fields such as communication, observation, navigation, and scientific research. Satellites are a critical tool for studying the Earth's surface and surroundings using remote sensing techniques. In this way, satellite systems provide important data in applications such as natural disaster monitoring, environmental monitoring, agriculture, forestry, weather forecasting and many more. There are satellite-based optical systems, thermal infrared systems, microwave systems, hyperspectral systems, lidar and data processing/storage remote sensing systems. Optical systems; lenses, telescopes, cameras, spectrometers and prisms focus light with the help of devices. There are different types of optical telescope subsystems according to the optical design used, working principle and application area. Reflective telescopes, refractive telescopes, and catadioptric telescopes are optical subsystems frequently used in remote sensing missions. Using refractory telescopes, eyepieces; reflector telescopes, with large mirrors; Catadioptric telescopes provide the balance of magnification and field width with mirror and lens combinations. These subsystems allow us to obtain images with high resolution.

In this study, remote sensing payload subsystem design, detector and ground resolution analyzes were carried out in satellite technologies. Payload is the optical telescope subsystem. Reflector telescope and support subsystem design has been carried out. Reflector optical telescope subsystems use the reflection principle to form images. They use a large mirror at the main focal point and often in a parabolic fashion. Light falls on this mirror, is reflected and collected at a focal point. At this focal point, the image is enlarged and can be seen by the detector. Reflector optical telescope subsystems have the advantage of producing large diameters more easily and cost-effectively, so they are often preferred for deep space and ground observation studies. Especially Newtonian and Cassegrain designs fall into this category.

¹ Research Asst., National Defence University, Aeronautics and Space Technologies Institute, Istanbul, TURKIYE, 0000-0002-4338-7685, alpersanli16@gmail.com

² Asst.Prof.Dr., National Defence University, Aeronautics and Space Technologies Institute, Istanbul, Türkiye, 0000-0003-3357-0985, terkec@hho.msu.edu.tr

³ Research Asst., National Defence University, Aeronautics and Space Technologies Institute, Istanbul, TURKIYE, 0000-0002-8728-0812, melihbeceren@gmail.com

⁴ Lecturer, National Defence University, Aeronautics and Space Technologies Institute, Istanbul, TURKIYE, 0000-0001-6544-0849, hyenginer@hho.msu.edu.tr



The components of the reflector telescope subsystem may vary depending on the design and purpose of the satellite or spacecraft being sent into space. The primary mirror is one of the most important components of the reflector telescope. This large mirror captures the light from space and brings it into focus. The shape and size of the mirror are critical in how it collects and focuses light. Secondary mirror, some reflector telescope designs use a secondary mirror to properly focus and direct the light reflected from the main mirror. This secondary mirror directs the light to the main focal point. After the focuser collects the light, the image at the focal point is corrected and magnified using a focuser. The focuser helps users adjust the image in focus to examine the image and make various scientific or visual analysis. Observation and detection systems can be included in the subsystems of the reflector telescope, cameras, spectrometers and other detection devices that record and process the image. These systems are important for recording and analyzing observations. There are support structures and mechanisms, frames, support structures and movement mechanisms that ensure a stable and stable holding of the reflector telescope, mirrors and other optical components. Control and guidance systems, electronics and software components that control and steer the spacecraft, enable precise targeting and tracking of the telescope. These systems work in integration with other systems of a satellite or spacecraft on which the telescope is placed in space. Therefore, the design and functionality of the components are customized to the purposes and needs of a particular space mission.

In this study, the reflector telescope subsystem to be found in a 6U cubesat was designed as 3U in volume and its optical performance was established. The main mirror of the telescope is defined as a 100 mm diameter mirror and has a parabolic shape. This main mirror will collect the light from space and reflect it to the focal point. The secondary mirror will allow the light to be properly focused and directed. The focal length of the telescope was determined as 300 mm and the effective focal length was calculated as 1000 mm. The focusing system will allow the user to analyze by correcting and enlarging the image at this focal point. Detection and data logging will include cameras, spectrometers and other detection devices that will record data for processing by the satellite. All these components, combined with the support structures, power supply, control and guidance systems, will ensure the effective operation of the reflector telescope subsystem within the satellite.

The ground resolution analyzes of the designed reflector optical telescope subsystem have been completed and the results have provided very important information. Analysis reveals that the telescope's ground resolution is 10 meters (GSD - Ground Sample Distance). This means that the telescope can observe objects on Earth in detail from space. In addition, the analyzes also determined the Enhanced Ground Resolution (GRD) value of 5 meters. This means that the telescope can more precisely distinguish small details between objects. The analyzes determined the quality of the telescope between 0.5 and 2.



This indicates that the telescope's data is sharp and reliable. These results show that the reflector telescope can be used effectively in various applications, especially in areas such as remote sensing, observation, and mapping.

Future work will focus on optimizing, developing, and increasing the production of the reflector telescope subsystem. This subsystem has the potential to provide higher performance in terms of location resolution, image quality and functionality. Manufacturing processes will also be reviewed and optimized so that more reflector telescopes can be produced. These studies will make the reflector telescope more widely used in a variety of applications where it is placed in space and open more possibilities for future observation and exploration projects, accelerating scientific and technological progress.

Keywords: CubeSat, optical subsystem, telescope.



Smart Antenna Systems in The Defence Industry

Husnu Deniz Basdemir¹, Beyza Nur Demirkoparan²

Extended Abstract

In this article, smart antenna structure was suggested which can be used in military communications as well as civilian communications. The proposed structure determines the location of maximum signal strength of incoming wave and radiates the same way or forming the beam to same location. The theories of proposed structure and numerical results were explained to analyse the structure.

Introduction

An antenna is a device that radiates or collects radio waves. It is a converter that converts electromagnetic radiation into alternating current and vice versa. The antenna is bidirectional in nature; It can be used for both sending and receiving functions [1]. The term smart antenna incorporates all situations in which a system is using an antenna array and the antenna pattern is dynamically adjusted by the system as required. Thus, a system employing smart antennas processes signals induced on a sensor array [2].

Smart antenna array with a digital signal processing capability to transmit and receive in an adaptive and spatially sensitive manner. Smart antennas are used in cellular and wireless networks, radar, and electronic warfare (EWF) as a countermeasure to electronic jamming and satellite systems. In a cellular system, radio communication between the user and the base station is provided by radio waves covering a certain area, which is called a cell in a specific area. The capacity of such a system is the ratio of the total bit rate per unit bandwidth to unit area (bits/s/Hz/m²). Conventional antennas used so far are antennas that radiate in all directions. This caused the power to spread unnecessarily in all directions. The idea of a smart antenna consists of changing the radiation diagrams from being fixed and adapting them according to the requirements of the environment. In other words, it can be thought of as the radiating antenna directing the radiation beam only in the direction of the receiving antenna. In this way, smart antennas use power more effectively and cause less electromagnetic pollution [3]. Traditionally, all users communicate on the same base station on reserved frequencies (FDMA), reserved times (TDMA), or reserved codes (CDMA). FDMA allows individual allocation of single or

¹ Prof.Dr., Sivas Science and Technology University Electrical and Electronics Engineering, Sivas, TURKIYE, 0000-0002-2797-3772, denizbasdemir@gmail.com

² M.Sc. Student, Sivas Science and Technology University Electrical and Electronics Engineering, Sivas, TURKIYE, 0000-0002-7658-9507



multiple frequency bands or channels to users. FDMA, like any other multiple access system, harmonizes access between multiple users. Time division multiple access (TDMA) is a channel access method (CAM) used to facilitate interference-free channel sharing. TDMA allows multiple stations to share and use the same transmission channel by splitting signals into different time slots. Users transmit in rapid succession, each using their time slot. Therefore, multiple stations (such as mobile phones) may share the same frequency channel but use only part of its capacity [4]. CDMA (Code-Division Multiple Access) is a general term for various multiplexing or media access control methods based on spread spectrum technology [5]. Smart antenna systems, on the other hand, add a new way of separating users. This way can be called Space Division Multiple Access (SDMA) [6]. It optimizes the use of the frequency spectrum by spatially separating users [7].

CDMA implementation for smart antennas was made by Liberti and Rappaport [8]. In smart antenna applications, the physical structure of the antenna has the advantage of being in the form of an array. For example, phase array structures have high gain potentials [9, 10]. Another feature of smart antennas is the increase in channel capacity. Examples of these are the simulation results of Mogensen and Espensen [11]. Smart antenna structures are array antenna structures. Suggestions for the physical sizes of typical antenna structures for base stations are available in the literature [12-14]. More information on the development of smart antennas is available in Haupt's work [15].

In the commercial communication systems, the smart antennas are located in based stations. Thus, beam forming is made in these stations but this operation overload the system for reaching to all end users. In this study, it is proposed that the smart antennas placed in each end users instead of one base station. Therefore, energy efficiency and more clear communication can be achieved since the static station does not try to determine to all users location. In addition, the end users antenna does not radiate to all direction but radiate the direction where the maximum energy strength is determined. Thus, it is also provide easier communication and increase the efficiency of the antennas. The same approach can also be applicable for military systems. Instead of radiating in all directions, determining the direction where the strength of the incoming signal is the highest and radiating in that direction can be more suitable for energy efficiency and healthy communication.

Theory

The radiation diagram drawings of the antenna structure with the nxm matrix array used in Figure 1 are given below. Lock-in amplifier (LA) used in this system is used to amplify the signal coming at the noise level by separating it from the noise thanks to its frequency sensitivity. The amplified signals from the LA are transferred to the microprocessor (MP). The microprocessor is used here to determine which group column the signal comes from and to transfer this information to the multiplexer (DMUX). At the same time, it controls



the DMUX with the signal it will send, and to which group column the baseband signal should be sent. The aim here is to determine the direction where the signal is received strongest and to decide whether the antenna should radiate in that direction. DMUX acts as a kind of switch here [3].

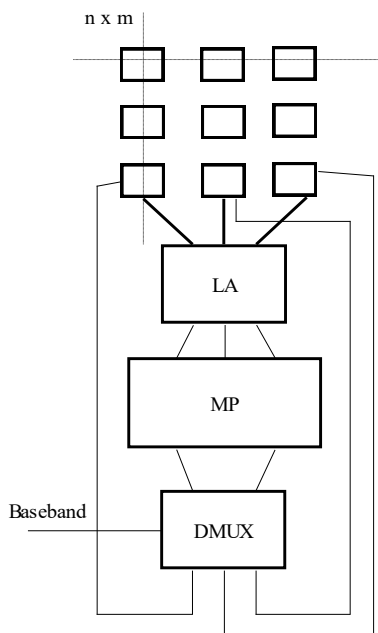


Figure 1. Designed System (3)

Numerical Results

The following results were obtained with the antenna design in Figure 1.

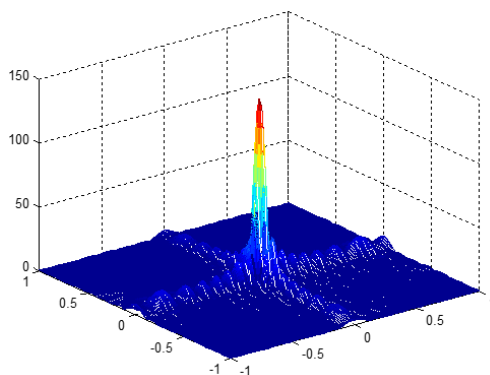


Figure 2. Array antenna radiation diagram (3)

As can be seen from Figure 2, the radiation made by the array antenna is concentrated in



one direction. Here, the distance between each antenna is taken as the wavelength and the matrix is taken as 10×10 [3].

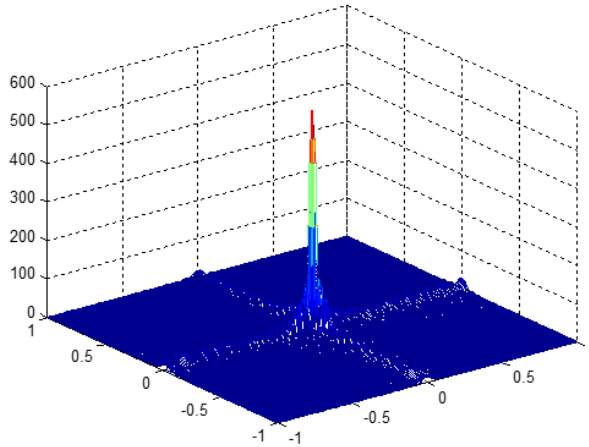


Figure 3. Array antenna radiation diagram (3)

In Figure 3, the elements of the matrix are taken as 20×20 and the distance between the elements is again equal to the wavelength. Notice that the difference between Figure 2 and Figure 3 is the decrease in the sharpness of the main beam and the amplitude levels of the side lobes [3].

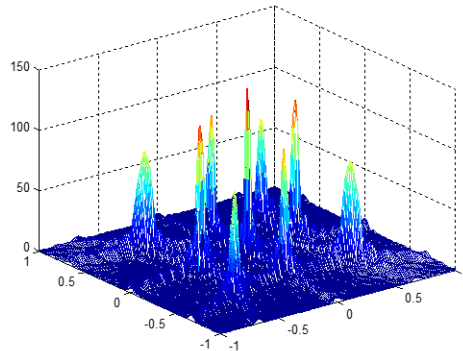


Figure 4. Array antenna radiation diagram (3)

In Figure 4, the matrix is taken as 10×10 , but the distance between the elements is taken as equal to 2 wavelengths. In this case, it was observed that the matrix produced more than one beam. As can be seen from this figure, the optimum distance between the elements of the matrix should be one wavelength [3].

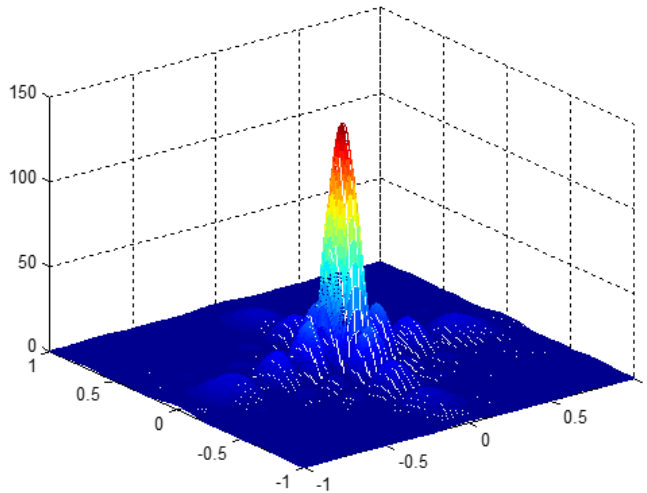


Figure 5. Array antenna radiation diagram (3)

In Figure 5, despite the application of a 10×10 matrix, the distance between the elements is taken as half a wavelength. In this case, the effect of the side lobes on the radiation increased and a decrease in the value of the main beam was observed [3].

Conclusion

In line with past research, the benefits of using smart antennas in daily communication (for example, mobile phones) have been explained. This method is also recommended for use in military. Here, it is recommended that smart antenna structures can be used in mobile units rather than static stations. Instead of radiating in all directions, determining the direction where the strength of the incoming signal is the highest and radiating in that direction can be more suitable for energy efficiency and healthy communication. It is seen that the designed antenna array will work more accurately with a structure with a distance between the elements of half a wavelength, despite the application of a 10×10 matrix.

These studies were carried out under the grand number of 0934.TGSD.2014, supported by the Ministry of Industry and Technology.

Keywords: Smart Antenna, Communication, Defence Technology.



System Identification of Conventional Aircraft by using X-Plane Flight Simulator Data

Elif Bışirici¹, Ali Türker Kutay², Murat Millidere³, Oğuzha Pürsöken⁴

Extended Abstract

System identification is a process to develop mathematical models of dynamical systems by using data measurements. Since a model is a simple representation of the real system, the main idea is to mimics the essential features of the system with the help of system identification. By doing so, various types of purposes may be achieved. For example, dynamic characteristics of the real system and performance results can be obtained or high-fidelity aerodynamic databases for flight simulators can be developed. In this work, a mathematical model is created after gathering flight data by utilizing the X-Plane flight simulator. Then, numerical methods for system identification in time-domain are used and results are verified by checking the differences in the aircraft's response characteristics.

Objectives

The main purpose of this work is to develop a mathematical model of the air vehicle by obtaining the data utilizing the X-Plane flight simulator. In that respect, X-Plane 11 flight simulator is firstly decided as a data collection tool to create aerodynamic model. In fact, model-based design has two important parts; one of them is to obtain structure and the other one is to estimate parameters. Obtaining aerodynamic characteristics in a high level is essential to make accurate, less time consuming and more cost-effective model. Although there are many types to estimate those aerodynamic force and moment coefficients such as linear and nonlinear flow solvers, small- and full-scale wind tunnel tests, flight tests are better option to eliminate possible errors while data gathering. X-Plane flight simulator is used for that purpose because it is one of the best possible real environments in the virtual world.

X-Plane has many types of aircraft models for commercial and military airplanes. For this work, the aircraft, Airbus A320 Neo by Toliss, is chosen as a research aircraft model. The A320 Neo is a very versatile aircraft which can take-off and land on short runways. Also,

1 Modeling and Simulation Engineer, (TAI) Turkish Aerospace Industry, Ankara, TURKIYE, 0000-0002-7155-8533, elif.bisirici@metu.edu.tr.

2 Asst. Prof. Dr., (METU) Middle East Technical University, Department of Aerospace Engineering, 0000-0002-7243-1390, kutay@metu.edu.tr

3 Dr. & Research Fellow, Cranfield University, 0000-0003-0624-2548, murat.millidere@cranfield.ac.uk.

4 Commercial Pilot, 0009-0008-6315-4388, oguzhanpursoken@hotmail.com.



its handling is agile and climb performance is good.

System identification techniques are basically divided into two groups such as time domain and frequency domain. In this work, the design and analyses are done by utilizing the time-domain techniques. In that respect, the equation-error method and output error method are used to get aerodynamic parameters so that the aerodynamic model can be created. The main aim of choosing time domain technique is that flight vehicle is a dynamic system and linear state-space representation in the time domain has much more physical meanings than frequency domain.

Methodology

After data gathering by utilizing X-Plane, the next step is to develop a mathematical model with the help of the MATLAB/Simulink for design and verification parts while doing system identification. The data transfer between X-Plane and MATLAB is done by UDP (User Datagram Protocol). In that simulator, different excitations on the control surfaces are applied and flight test data is obtained at specific flight conditions. The resulted simulation data is obtained at the trim conditions in different altitudes and speeds. Both longitudinal and lateral dynamics are investigated in this work; hence, flight tests consist of corresponding maneuvers such as short period, phugoid, Dutch-roll etc. With the intent to ensure that enough information is available in the resulting data, parameters obtained from X-Plane can be used in the model. Some of them are shown below

- Control surface deflections (aileron, elevator, rudder)
- Angular rates (p, q, r)
- Euler angles (θ, Φ, Ψ)
- Air data (α, β)

A schematic diagram of a dynamic system can be represented as below

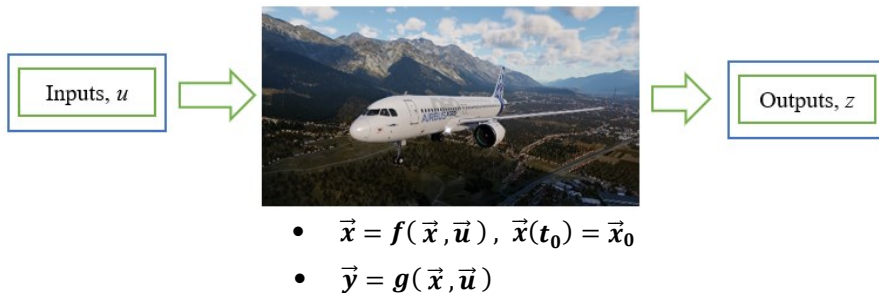


Figure 2: Schematic and Mathematical Diagram of the System.

In a simulation world, the main objective is to find outputs y for given inputs u with the



given system functions f and g , while in control problem, control inputs are needed to find when others are given. In system identification like this work, the ultimate goal is to describe the system model f and g from the given measurements of inputs u and outputs z . In Figure 1, a general mathematical model of the dynamic system can also be shown in state-space form where $\vec{x}$ is $n_x \times 1$ column vector of state variables, $\vec{u}$ is $n_u \times 1$ control input vector, $\vec{y}$ is $n_y \times 1$ output vector, $\vec{x}(t_0)$ is the initial value. Since nonlinear equations are needed to be solved to find the trim conditions, this nonlinear system must be linearized around an equilibrium point to identify state-space model which can be represented as:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax + Bu, & x(t_0) &= x_0 \\ y &= Cx + Du\end{aligned}$$

Constructing a mathematical model is not unique, there are different types of approaches in the literature. In this work, the classical Newton-Raphson method is used to find the trim conditions. While creating the model, the generalized equations of motion (EOM) of an air vehicle are used with the help of the principles of Newton's Second Law for translational dynamics and Euler's Law for rotational dynamics. After trim and linearization process and obtaining mathematical model with whole necessary blocks, parameters are needed to estimate. In that respect, the equation-error method is firstly used to identify aerodynamic parameters and then, the resulting values obtained by the equation-error method is utilized as starting points in the output error method for fine-tuning. The output error method, which is most widely used in system identification, is to minimize the error between the measured variables (system output) and the estimated (model predicted) responses.

Conclusion

Finally, the verification of the obtained linear model by the system identification will be made to determine how well a model fits to data and how effective the methods on the given data. By applying inputs to the linear model, outputs will be obtained and compared by the actual flight test data in terms of both longitudinal and lateral dynamics.

In future work, the time-domain techniques to estimate and tune optimal aerodynamic parameters can be changed. For example, artificial neural network can be used and compared the results. Also, the controller for this linear model obtained by the system identification can be designed. Another approach may be changing the optimization method and comparing the outputs.

Keywords: System identification, mathematical model, parameter estimation.



The Usage of AFDX In Aircraft and The Reasons for Its Widespread Use

Gülsüm Billur Erbahçeci Karaman¹, Harun Buğra Sağlam²

Extended Abstract

Purpose

ARINC-664 Part 7 AFDX (Avionics Full-Duplex Switched Ethernet) is an international data network patented by the aircraft manufacturer Airbus. It is used for critical applications where security is paramount, providing a deterministic data network with guaranteed bandwidth and service quality. ARINC-664 Part 7 AFDX has gained popularity in recent years due to its many advantages over MIL-STD-1553 and ARINC-429. AFDX ensures a highly reliable and fully duplex deterministic network, eliminating the possibility of data collisions through the use of full-duplex Ethernet. Quality of service policies are designed to prioritize all critical network traffic, guaranteeing delivery, latency, and jitter within specified parameters. While ARINC-429 and MIL-STD-1553 were predominantly used in civil and military aviation respectively, these data networks started to show limitations in various aspects as avionics systems evolved. These limitations included factors such as transmission speed, efficiency, latency, port prioritization, segmentation, continuity, topology, harnessing requirements, software development, weight, hardware reliability, software reliability, and COTS device availability. This article aims to discuss the reasons for the widespread use of ARINC-664 Part 7 AFDX in modern aviation and explain why it has become a preferred choice over MIL-STD-1553 and ARINC-429 protocols. It also intends to provide information on the use of this device in different aircraft and companies, equipping readers with the knowledge needed to consider ARINC-664 Part 7 AFDX as an alternative avionics solution. The primary goal of this article is to shed light on why ARINC-664 Part 7 AFDX is increasingly favored in the aviation industry.

Method

In the past, ARINC-429 was predominantly used in civil aviation, while MIL-STD-1553 found its primary application in military aviation. However, as avionics systems continued to advance, these data networks started to become inadequate in certain aspects. This inadequacy stemmed from various factors including speed, efficiency, latency, port prioritization, segmentation, continuity, topology, coupling requirements, software development, weight, hardware reliability, software reliability, and COTS (Commercial Off-The-Shelf) device availability. In recent times, ARINC 664 Part 7 AFDX has become

¹ Senior Design Engineer, (TAI) Turkish Aerospace Industry, Ankara, TURKIYE

² Chief System Engineer, (TAI) Turkish Aerospace Industry, Ankara, TURKIYE, bsaglam@tai.com.tr



more preferred over MIL-STD-1553 and ARINC-429 due to its faster data protocol. The reason for this preference is its dedicated bandwidth allocation, resource quality, and support for virtual links. This paper aims to share information with the readers by reviewing literature, product enhancements, recent developments, and progress in industries that utilize AFDX technology. The objective is to highlight why ARINC 664 Part 7 AFDX is increasingly favored over MIL-STD-1553 and ARINC-429, considering its advantages in terms of data speed and reliability.

Findings

ARINC-664 Part 7 AFDX is particularly used in many aircraft produced by Airbus. It has achieved significant success in the aircraft it is deployed in, thereby providing many benefits to Airbus. There are several reasons for the widespread use of ARINC-664 Part 7 AFDX in today's aviation industry. These reasons include speed, efficiency, port prioritization, segmentation, continuity, topology, coupling requirements, software development, weight, hardware reliability, and COTS device availability. ARINC-664 Part 7 AFDX is an innovative data network that offers solutions for security, which can provide many advantages in military systems. While articles have provided information about its adaptation to avionics, a detailed review has not been conducted. Furthermore, there is limited information available regarding the devices that utilize ARINC-664 Part 7 AFDX. Providing this information will lead to a more comprehensive resource search, serving as a guide for those interested in adopting this technology. This article aims to conduct a detailed review and provide information on these aspects.

Conclusion

A literature review will be conducted on ARINC-664 Part 7 AFDX, aiming to create a guiding, comprehensive article for future research. Additionally, if future studies delve into the applicability and ease of implementation of ARINC-664 Part 7 AFDX, it will greatly benefit the aviation sector. This is because, in today's conditions, ARINC 429 and MIL-STD-1553 have certain limitations (detailed explanations will be provided in the article and presentation regarding this matter). The aviation industry consistently requires newly developed systems. Explaining ARINC-664 Part 7 AFDX with its many features and conducting a literature review will provide clarification for those interested in utilizing this technology. Furthermore, it will disseminate knowledge about this technology to those who are not familiar with it, thereby increasing its adoption and reliability. Consequently, by utilizing ARINC-664 Part 7 AFDX in newly developed aircraft and those undergoing modifications, more ergonomic and higher-quality solutions can be presented. These solutions will contribute to advancements in the aviation sector. Moreover, since there hasn't been a comprehensive literature review regarding the devices where ARINC-664 Part 7 AFDX has been used up to this point, this article will ultimately make a significant contribution in this area.

Keywords: MIL-STD-1553, ARINC 429, ARINC-664 Part 7 AFDX, transmission speed.



The Use of Artificial Intelligence in Gamification for Aviation Training

Mehmet Arda Özden¹, Özde Şenol², Deniz Macit³, Armağan Macit⁴, Volkan Yavaş⁵, Rüstem Barış Yeşilay⁶

Extended Abstract

Purpose

Advancements in technology have led to innovative methods in aviation training, introducing diverse strategies to improve both learning outcomes and trainee engagement. Among these novel techniques, gamification stands out as a particularly effective and innovative method. Games are essentially created for entertainment purposes, whilst gamification, utilises game-inspired elements to enhance engagement and promote specific behaviours in training. As a result of its effectiveness, gamification is increasingly adopted in educational applications. However, in the development of the scenario for most of these applications, deterministic approaches are used in the algorithm. This situation leads to the uniformity of applications and restricts the training of individuals for unexpected human related situations. For example, in a typical ground marshalling training program, aircraft moves precisely according to the trainee commands. Nevertheless, in real-life scenarios, because of individual differences among pilots or momentary emotional or physical reasons, the pilot's response may not always be accurate to the ground marshal's actions. In the example of ground marshalling, while the real-life scenario involves human-human interaction, in the game, it is human-machine interaction. Such a training method may lead the trained individual to develop reflexes and mechanization, hindering their ability to use creative thinking and take the correct measures in unexpected human-caused situations. In other words, excessive training conducted through human-machine interaction may ultimately evolve into machine-machine interaction instead of human-human interaction. This study intends to examine the feasibility of an algorithm that simulates real pilot behaviour in ground marshalling using stochastic and artificial intelligence (AI) methods, with the goal of addressing the problem in gamification. Additionally, it aims to measure the effect of this application on the trainees. For this purpose, a ground marshalling training program is being developed with an algorithm capable of making human-like errors using stochastic and AI methods.

¹ MSc., Orcid Id: 0000-0003-4882-0190, Ege University, ardaozdenao@gmail.com

² MSc., Orcid Id: 0000-0003-1224-8233, Ege University Aviation HVS, ozde.senol@ege.edu.tr

³ Dr., Orcid Id: 0000-0002-7439-7202, Ege University Aviation HVS, deniz.macit@ege.edu.tr

⁴ Dr. Orcid Id: 0000-0002-5694-8285, Ege University Aviation HVS, armagan.macit@ege.edu.tr

⁵ Dr. Orcid Id: 0000-0002-4237-6386, Ege University Aviation HVS, volkan.yavas@ege.edu.tr

⁶ Assoc.Dr. Orcid Id: 0000-0002-0830-8224, Ege University Aviation HVS, rustem.baris.yesilay@ege.edu.tr



Methodology

In this study, to increase the application's functionality, it has been aimed to create an interface with camera input by using motion detection. For this purpose, an algorithm has been developed that track flag movements by colour filtering and can classify these movements with short term memory.

Since in the application, deterministic, statistical and AI methods will be compared, as a start, a ground marshalling application using deterministic methods has been developed. The interface where the user interacts with the application has been developed using the Unity game engine. To keep the application simple, physics used in aircraft motion is based on the 2D velocity vector of the aircraft on the ground. Factors such as the angular inertia, wind speed, ground anomalies, and the coefficient of friction of the wheels have been neglected and longitudinal acceleration fixed to a single value. Hence the aircraft has two control mechanisms: velocity and direction.

In the initial implementation, the aircraft responds precisely to the given commands. This application will serve as a baseline for other applications that utilize statistical or AI methods.

In the second application developed afterward, statistical errors have been introduced in the aircraft's movement based on incoming commands.

Finally, an artificial neural network (ANN) for pilot AI has been developed using genetic algorithm. For training the neural network, another program has been developed in the C++ language to create a baseline because using a real-time 3D application in Unity would be too slow. In this program, the aircraft and apron have been modelled to have an axial vector and a rectangular bounding box. In modelling the apron, different zones have been created based on the proximity of the aircraft's nose to the target. These zones are used for issuing brake control commands automatically to the aircraft based on its approach to the target. A guidance algorithm has been developed using deterministic methods that uses previously captured movements to guide the pilot AI. Also, the pilot AI has a limited spatial awareness independent of the guiding algorithm. In this application, image processing and decision-making are combined in a single ANN model.

In the genetic algorithm, 105 individuals have been used in each generation. The 15 most successful individuals from each generation have been paired with the mutation factor to generate a new generation. As a measure of success, proximity of the nose point to the target, angular accuracy, lateral drift, and time have been used with different weights. ANN models that exceeded the defined bounding box at any point during the process were not considered suitable for reproduction, regardless of how successful they may have been in the end if there are any other suitors. Models from generations with different levels of success have been obtained and used in the developed application as a pilot AI.



Findings

At this stage of the study, no experiments have been conducted on participants. But according to the experiments conducted within the team, the initial pilot algorithm based on deterministic methods has worked as expected. Additionally, the pilot algorithm relying on statistically induced error, with minor calibrations, is operating as anticipated.

The algorithm developed using ANN behaves perfectly in some cases and makes disproportionate errors in others thus renders the program unusable. Additionally, it was observed that the most successful models tended to disregard the given commands and achieved success solely by utilizing their limited spatial awareness. Furthermore, the improvement between generations has not been linear, which creates a challenge in establishing difficulty levels. The primary reason for these problems is believed to be the deficiencies in the guidance algorithm used in training.

As a solution to these issues, another ANN model with short term memory and absolute spatial awareness is being developed to autonomously guide the aircraft only based on its position and orientation. This ANN model we are currently developing will be utilized solely in training the pilot AI. Additionally, some level of uncertainty will be induced to limited spatial awareness of the original pilot AI.

Conclusions

Based on the data obtained so far, it is evident that developing and scaling an algorithm that induces errors using statistical methods is more feasible. Furthermore, errors occurring in statistical methods are more measurable and predictable than using ANN. Yet, since the ultimate goal in this study is to generate unpredictable errors, we consider ourselves somewhat successful, at the very least heading in the right direction, and we are enhancing the ANN model by applying the mentioned improvements.

Keywords: Aviation Management, Aviation Training, Gamification, Artificial Neural Network, Genetic Algorithm, Human-Machine Interaction.



UAV Operation In-Flight Icing Conditions Based on Detection Severity Index Methods

Ömer Akbal¹, Ahmet Duran Sahin², Metin Orhan Kaya³

Extended Abstract

Aircraft in-flight icing is a critical flight safety concern within aerospace community, encompassing both commercial and unmanned air vehicles. Research in literature has primarily focused on ice accretion on commercial aircraft, which typically operate at high Reynolds numbers. However, considering that UAVs operate at low Reynolds numbers, addressing this aspect becomes essential due to the significant influence of Reynolds number on the physics of ice accretion. The accretion of ice on the UAV becomes a significant safety concern for safe operation in ice-prone regions. The accretion of ice results in the deterioration of aerodynamic performance, leading to reduced lift and increased drag force, which poses threat to flight safety. Moreover, key factors between UAV and conventional aircraft include different velocity regimes and exposure times to icing. Icing is a widespread occurrence typically observed at altitudes from ground level up to 18000 ft. The safe flight in icing conditions has driven the advancement of Ice Protection Systems for application to UAV parts susceptible to icing. Ensuring the effective implementation of IPS in UAVs requires the crucial capability to detect ice. Ice detection in aircraft can be categorized as direct, indirect, or hybrid. For direct detection, the presence of ice is detected using an ice detector. On the other hand, indirect detection, icing conditions are identified by monitoring performance changes. In order to monitor performance loss, numerical methods are an alternative method. Accurately predicting ice shapes with icing CFD methods is crucial for calculating performance degradation. According to the study, performance calculations of aircraft with and without icing conditions should serve as indicators for ice detection. Different ice types exhibit varying ice detection capabilities across several exposure times. To effectively employ ice detection, each aircraft must be assessed under its specific operational conditions.

¹ Turkish Aerospace & İstanbul Technical University, 0000-0003-0311-1913, omer.akbal@tai.com.tr, akbalom@itu.edu.tr.

² Faculty of Aeronautics and Astronautics, İstanbul Technical University, Prof. Dr., 0000-0003-2367-1619, sahind@itu.edu.tr.

³ Faculty of Aeronautics and Astronautics, İstanbul Technical University, Prof. Dr., 0000-0003-1589-8100, kayam@itu.edu.tr.



Objectives

This paper presents an approach to UAV operation in-flight icing conditions based on ice detection. To achieve this, a case study was conducted using the low Reynolds number airfoil profile (RG-15), which is commonly used in icing studies by researchers. The study monitored performance degradation with and without icing conditions, utilizing the specified icing index. The degree of performance degradation depends on the form of the ice shapes and the extent of airflow disruption. Therefore, both glaze and rime ice types were evaluated in terms of the increase in drag and decrease in lift within the study. The main objective of this research is to provide early warnings at the initial stages of ice accretion through an indirect method, significantly enhancing aircraft safety during UAV operations in in-flight icing conditions.

Methodology

The methodology section of this paper is divided into three main sections. The first section provides general information about UAV operation in-flight icing conditions. The second section discusses numerical methods for icing simulation and aerodynamic performance degradation. Finally, the RG-15 airfoil is used as a case study to detect ice accretion based on performance monitoring. Figure 1 illustrates the procedure employed for the study.

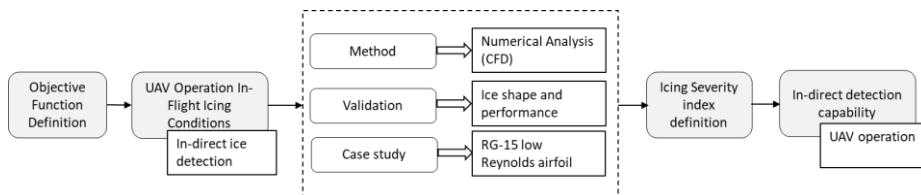


Figure 3: Flow chart

The following issues should be taken into consideration when operating UAVs in-flight icing conditions: mission planning and forecasting, ice detection and ice protection system, icing simulation analyses, and Operation.

The validation study consists of two sections. The first section focuses on ice accretion prediction. The second section involves the calculation of aerodynamic performance coefficients. Numerical icing simulations were conducted using FENSAP-ICE commercial tool. In this study, we demonstrate the performance differences between clean and iced airfoils under varying combinations of temperature and exposure times. However, the establishment of a detection criteria necessitates for severity index. Numerous criteria can be employed to indicate performance degradation, such as the maximum lift coefficient, stall angle, drag coefficients at zero lift and at 4° AoA, as well as the moment coefficient delta at 4° AoA between the clean and iced airfoil. Subsequently, the Detection Severity Index (DSI) is computed using the following



equation:

$$DSI_i = 0.35 \left(1 - \frac{c_{l,max,i}}{\max(c_{l,max})} \right) + 0.25 \left(1 - \frac{\min(c_{d,zero-lift,i})}{c_{d,zero-lift,i}} \right) + 0.3 \left(1 - \frac{\min(c_{d,AoA:4^\circ,i})}{c_{d,AoA:4^\circ,i}} \right) + 0.1 \left(1 - \frac{\min(c_{m,AoA:4^\circ,i})}{c_{m,AoA:4^\circ,i}} \right) \quad (1)$$

In here C_l and C_d represent lift and drag coefficients, respectively. In here, all conditions have been considered to monitor performance loss for detection purposes. DSI limits could be evaluated under three threshold conditions and they are listed as:

- $0 < DSI < 0.1$: Light
- $0.1 < DSI < 0.175$: Moderate
- $0.175 < DSI < 0.3$: Severe

We employed four different exposure times to detect icing conditions during various UAV operations. The Figure 2 illustrate the lift and drag coefficients of the iced airfoils in comparison to the clean airfoil. It is evident that ice accretion on the airfoil significantly impacts the aerodynamic performance, in terms of lift and drag coefficients.

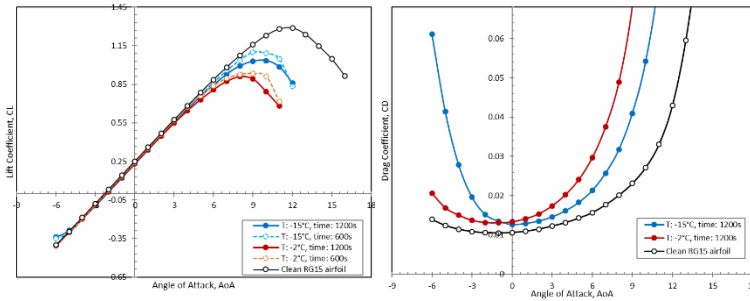


Figure 4: Lift and drag coefficients of the iced airfoils

Results

Figure 3 illustrates the DSI for the RG15 airfoil under two distinct icing type. An increase in-flight icing time corresponds to an elevated DSI. For instance, if the performance criteria loss is set at 0.15, the UAV's ice detection threshold would be determined as 300 seconds for rime condition and 900 seconds for glaze condition. This depiction highlights the significant impact of different icing conditions and in-flight time on severity, providing invaluable insights for UAV operations.

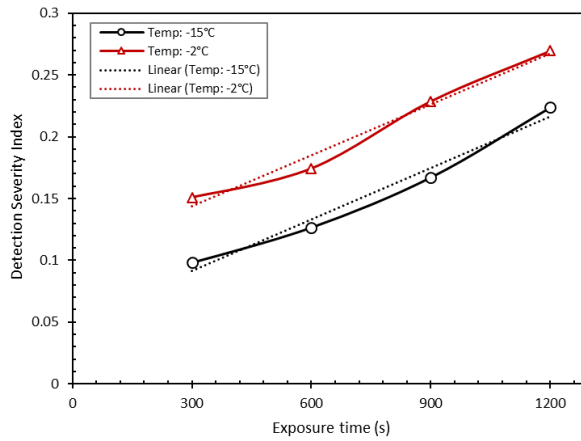


Figure 5: Detection Severity Index

Conclusion

This work proposes a performance-monitoring ice detection methodology for the RG-15 airfoil. The approach involves validating the aerodynamic coefficients and ice shape from the literature. Subsequently, numerical analyses were conducted to assess performance degradation under varying 8 conditions. Based on the findings, the performance evaluations of aircraft under both icing and non-icing conditions should function as key indicators for ice detection. Diverse ice types demonstrate varying ice detection potentials across multiple exposure times, utilizing a detection index formulated in this study. To ensure the successful implementation of ice detection systems, a comprehensive assessment of each aircraft's operational parameters must be conducted.

Keywords: UAV, icing, operation, ice detection.



Uncertainty Analysis for Critical Buckling Load of Aeronautical Reinforced Panel Manufactured in Carbon/Epoxy Using Different Commercial Platforms of FEM.

Roberto Antonio da Silva Cardoso¹, Thiago Henrique Lara Pinto², Carlos Alberto Cimini Junior³

Extended Abstract

The present work aims to compare results of numerical simulation through finite element methods with experimental test values of a reinforced panel manufactured in carbon/epoxy. The panel object of this study was manufactured under aeronautical industry standards and tested under compression to evaluate the critical buckling load. Experimental results were compared to numerical simulations. Modelling and preprocessing of the problem were performed using the commercial software HyperMesh. The commercial finite element platforms Abaqus, Nastran, and Optstruct were used to evaluate the critical buckling load and shape. Postprocessing was carried out using the software HyperView. For all models, four-node-first-order composite shell elements were selected. The boundary conditions simulate the experimental setup, with resin blocks built to crimp the panel to the test fixture. Mesh convergence analyses were performed for the different platforms. Uncertainty analysis was carried out comparing simulation to experimental results.

Objective

The objective of this work is to evaluate the critical buckling load for a stiffened CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymer) using three different commercial solvers (Abaqus, Nastran, and Optstruct) and compare the simulations to experimental results. Also, it is planned to evaluate the dispersion of the simulation results in order to quantify solvers accuracy. The experimental results were obtained from Cabral et al. (CABRAL, 2020), who conducted a test program to measure the critical buckling load for three specimen panels. Results for the critical buckling load (P_{cr}) and related displacement (δ_{cr}) are presented in Table 1, including the average.

1 Master Degree Student, ORCID 0009-0008-6779-2088, eng.robertocardoso@gmail.com

2 Phd, ORCID 0000-0002-3567-5652, Universidade Federal Dos Vales Do Jequitinhonha E Mucuri, Instituto de Ciência e Tecnologia, thiago.lara@ict.ufvjm.edu.br

3 Phd, ORCID 0000-0002-6612-0211, carlos.cimini@gmail.com.



Table 1: Experimental test Cabral et al. (CABRAL, 2020)

Test	Pcr (kN)	δ_{cr} (mm)
Panel 01	739.9	2.61
Panel 02	740.3	2.61
Panel 03	738.0	2.61
Average	739.4	2.61

Materials and Methods

The software HyperMesh was used as preprocessor; Abaqus, Nastran, and Optstruct FE (Finite Element) solvers were used as simulation software; and HyperView was used as postprocessor. Finite element models were developed using the same parameters for geometry, boundary conditions, element types, material properties, mesh, etc. Simulations were limited to critical buckling load and shape evaluation. Uncertainty analysis was performed comparing simulation predictions to experimental data.

Material mechanical properties and laminate layups were considered the same as defined by Cabral et al. (CABRAL, 2020): material system AS4/epoxy unidirectional prepreg with ply thickness of 0.189 mm, longitudinal modulus of $E_1 = 119$ GPa, transverse modulus of $E_2 = 9.8$ GPa, in-plane shear modulus of $G_{12} = 4.7$ GPa, and major in-plane Poisson's ratio of $\nu_{12} = 0.316$. Out-of-plane moduli were considered as $E_3 = E_2$, $G_{13} = G_{23} = 1.76$ GPa. Material specific mass was considered as $\rho = 1580$ kg/m³.

The panel was manufactured by assembling three different parts: a skin and two L-shaped stringers, as shown in Fig. 1. Considered layups are also presented in Figure as well as the boundary conditions.

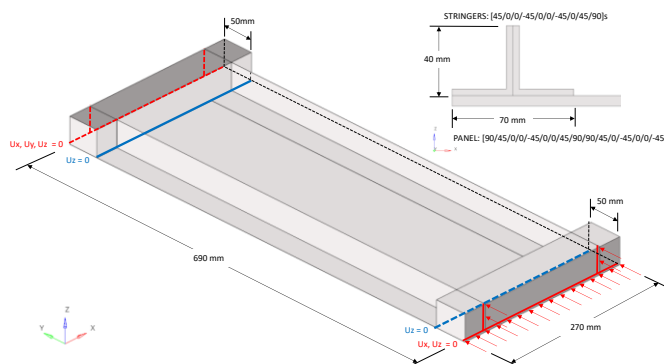


Figure 1: Problem geometry, layups and boundary conditions

Four-node-first-order composite shell elements were used. Boundary conditions (Fig. 1) were defined to model the resin blocks built to crimp the panel in the test fixture.



Results

The numerical buckling solution consists of solving an Eigenvalue problem. The software calculates the Eigenvalue due to the enforced displacement imposed. In addition, the critical buckling load is the value of the constraint force for applying a displacement that causes an Eigenvalue = 1. At this condition, the y-component of the reaction force at the short panel edge boundary is the critical buckling load.

A mesh convergence study was conducted for the three selected solvers, using same models. Results are shown in Fig. 2, where error difference between the previous mesh buckling load and the next is presented. Figure 2 shows the CPU (Computer Processing Unit) time performance for the different models and solvers. It can be observed that the error drops significantly when the model average element size increases from 10 mm (3536 elements) to 2 mm (56576 elements). On the other hand, for the same range the CPU time for solution increases at least more than five times. A reasonable compromise can be reached using the models with element size of 5 mm (14144 elements), allowing a good compromise between precision (convergence error less than 1 %) and time efficiency (less than 90 sec for processing time).

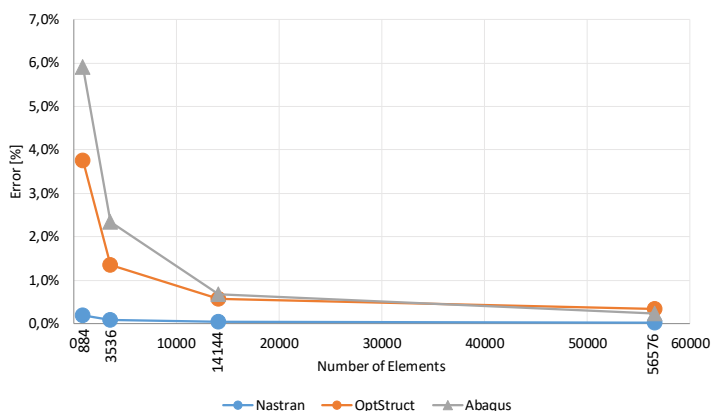


Figure 2: Mesh convergence study

Although the critical buckling load varied for the three models, they presented the same buckling mode shape as shown in Figure . Considering the models with element size of 5 mm (14144 elements), the critical buckling loads evaluated for the three solvers are presented at Table 2, including the percentual deviation from the test observation.

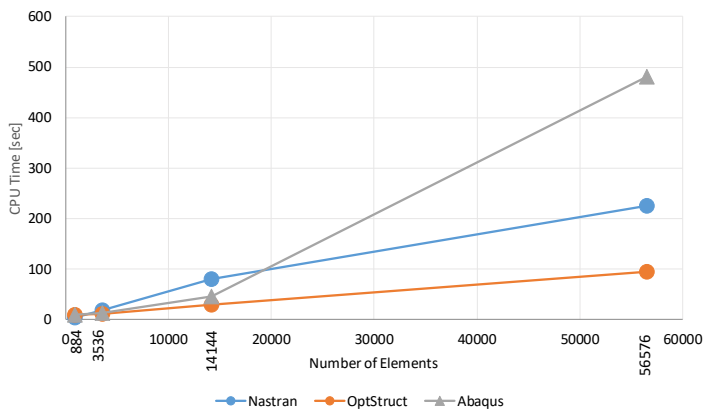


Figure 3: Computer Processor Unit (CPU) time processing performance

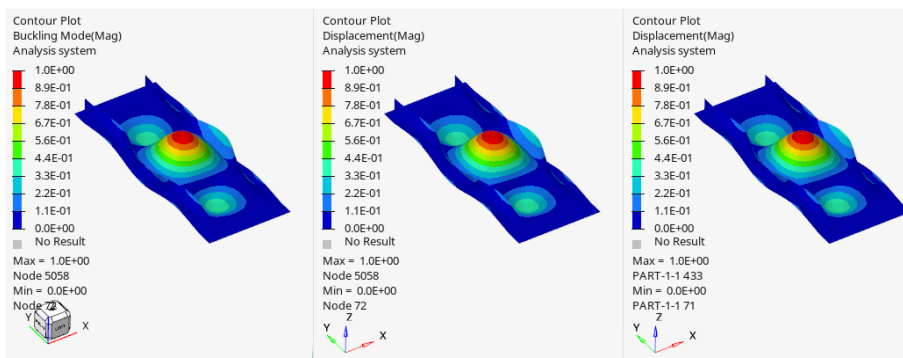


Figure 4: First buckling mode. (OptStruct, Nastran, and Abaqus)

Table 2: Critical buckling for simulations and % deviation with respect to the test result

Model	Pcr [kN]	Pcr % deviation
Nastran	738,0	-0,19%
OptStruct	747,0	1,03%
Abaqus	743,5	0,56%
Test	739,4	0,00%



Conclusion

Considering the applied software and the presented results, it is possible to observe an earlier mesh convergence when using Nastran. Despite the lack of focused studies, it is possible to predict a smaller computational cost when utilizing the aforementioned software.

The predictive models employed to estimate the critical buckling load exhibit a close alignment with experimental observations. The accuracy of these predictions is intricately tied to the appropriate specification of boundary conditions. A strong correspondence between the numerical results and experimental data is achieved, and a considerable degree of similarity and consistency is maintained across the studied FE platforms.

In conclusion, the numerical results, similar to those previously presented, should adopt a conservative approach. This underscores the importance of an additional safety criterion to be employed in the numerical computations used within the industry.

Keywords: Buckling, Composite, Finite Element Model, Experimental Tests Validation.



Unmanned Aerial Vehicles in Civil Engineering: Innovative Approach to Emergency and Disaster Management

Elif CICEK¹, Aysegul Ozden Acehan² Ahmet Cevat Biricik³

Extended Abstract

Unmanned aerial vehicles (UAV) have entered our lives in many different areas with today's advancing technology. Although defence comes first, there are many studies on the possibility of using unmanned aerial vehicles in many areas. One of them is the contribution to human life before and after disasters, traffic monitoring, rescue [1]. In previous studies, photogrammetric studies were carried out with unmanned aerial vehicles, and the lands of regions at risk of disaster were examined and orthophotos were produced from the collected data, and it was observed that data that would be useful to act quickly during a disaster was observed thanks to these produced orthophotos.

There are many areas where unmanned aerial vehicles can help after a disaster. Some of those; To ensure communication and coordination by means of unmanned aerial vehicles in the first hours of the disaster. After the recent Kahramanmaraş-centered earthquake in our country, we once again realized that communication and coordination are very important. Things that cannot be clearly understood by humans from the ground will be easier to see and take action more quickly from the sky, thanks to unmanned aerial vehicles. In this way, it is possible to significantly reduce the loss of life and property with the help of unmanned aerial vehicles in the first hours when the rescue efforts in disasters should be the fastest. Of course, we cannot limit the post-disaster use of unmanned aerial vehicles as only being used for communication. It is thought that the use of unmanned aerial vehicles will also be beneficial in post-disaster damage assessment and scanning, in which civil engineers and architects play a major role. It is expected that the damage assessment will be carried out more reliably with the faster and more detailed scanning of the damaged areas thanks to the unmanned aerial vehicles. In light of the data collected by unmanned aerial vehicles, civil engineers can make damage assessments more quickly, determine the extent of the damage and determine the need for repair or reinforcement, thus contributing to the faster execution of the works [2].

1 Assist. Prof. Dr., Hacettepe University Department of Civil Engineering, 0000-0002-3575-8079, elif.cicek@hacettepe.edu.tr.

2 PhD Student, Hacettepe University Department of Civil Engineering, aysegulozdenacehan@gmail.com

3 Master Student, Hacettepe University Department of Civil Engineering, ahmetcevatbiricik@gmail.com



In line with these purposes, it is seen how important and vital it is to use unmanned aerial vehicles in disaster management. Since its use in many different areas is emphasized, many different equipments are actually needed. For example, the technical features of the unmanned aerial vehicle to be used for photogrammetric purposes and the unmanned aerial vehicle intended to be used for communication have many different aspects. For an unmanned aerial vehicle to be used for photogrammetric purposes, the importance of the camera is more important than the flight time. Its technical features need to be designed more suitable for imaging. The flight time does not need to be very long because the urgency of these studies is less than after the disaster. However, the flight time of the unmanned aerial vehicles, which we expect to provide communication and coordination after the disaster, is very important. The need for frequent charging restricts their use, but also seriously reduces the efficiency to be obtained. For this reason, it is clearly seen that a relatively more powerful charging unit is needed for the camera to provide communication. The importance of the camera for those that will be used in damage detection and assessment is once again seen. Because in these determinations, it is necessary to observe the region or structures in detail. Obtaining these data properly and in detail will provide an undeniable convenience in the studies to be carried out [3]. It is also thought that by teaching algorithms to unmanned aerial vehicles with the help of artificial intelligence, they can make damage assessments at a certain level. In this way, more detailed observations can be made and it is thought that it will increase the accuracy rate for our study aiming to reach the most accurate result.

It is an undeniable fact that unmanned aerial vehicles can help us much more in many areas of our lives with the developing technology. By using them in the best way, it is estimated that an unprecedented level will be reached in disaster management. It has been seen as a result of studies that we can use it in many different areas to keep the loss of life and property at minimum levels. Furthermore, unmanned aerial vehicles (UAVs) find extensive use in the detection of deterioration. Hence, the utilization of a combination of UAVs and Convolutional Neural Networks (CNNs) for identifying external wall deterioration could hold valuable practical implications, guaranteeing the safety of surveyors [2].

Objectives

The aim of this study is to take disaster management to a higher level by using unmanned aerial vehicles. It has been shown in previous studies that unmanned aerial vehicles, which have a very wide area of use, can be used in many different situations in disaster management, and it is thought that there may be many different areas of use that we do not know yet. Some of these are the creation of pre-disaster terrain information and images, and the fastest use of spatial data during a disaster. In this way, search teams will be able to recognize the area much faster and be organized much faster.



After the disaster, since communication breakdowns can be experienced too much, unmanned aerial vehicles will provide communication and coordination in the region, allowing a much more organized movement in the region. Using unmanned aerial vehicles, teams will be directed to the right areas and aid will reach people much faster.

Data provided by UAVs can be used to evaluate the effectiveness of disaster response strategies and facilitate future planning. Civil Engineers can analyse this data to better understand the impacts of disasters and develop strategies for more effective preparedness for future events. Another area that can be considered to be used after a disaster is damage assessment and screening. Hard-to-reach areas for damage assessment can be reached much faster using drones. In addition, since it will have a much more detailed view compared to the human hat it will help in keeping the margin of error to a minimum.

Conclusion

Determining disaster management to a higher level by using unmanned aerial vehicles has a critical role in the world recently. It is thought that there may be many different areas of use that we do not know yet. Some of these are the creation of pre-disaster terrain information and images, and the fastest use of spatial data during a disaster. In this way, search teams will be able to recognize the area much faster and be organized much faster.

By this way, hard-to-reach areas for damage assessment can be reached much faster using drones. In addition, since it will have a much more detailed view compared to the human hat it will help in keeping the margin of error to a minimum.

Keywords: Disaster management, UAV, civil engineering.



Performance analysis of WDM for enhance FSO system performance under different rain conditions in various cities

Soni Gupta¹, Raj Kumar Gupta², Usha Sharma³

Extended Abstract

One of the most popular communication systems is the Free Space Optical Communication System (FSOC), which relies on the propagation of light for communication. Because atmospheric and climatic conditions vary, light cannot travel uniformly everywhere. Therefore, it is necessary to test this kind of system under various climatic and atmospheric circumstances before putting it into use. This experiment involved testing a Wide Division Multiplexing system under very clear, clear, and rainy conditions. The mathematical component for calculating attenuation levels is discussed in the mathematical component for calculating attenuation levels is discussed in the paper that follow. Following a system analysis, variations in bit rate, quality factor, and bit error rate were noted. Additionally, each of the devices that will be used in the system is individually examined to understand how they all function and how any variations might influence the chapters that follow about the communication system. Variations in bit rate, quality factor, and bit error rate were discovered after conducting a system analysis. In this paper I have taken rain data from the weather forecasting website of three cities of Andhra Pradesh (Vijayawada, Guntur, and Visakhapatnam) and their attenuations are calculated and the quality factor and the BER are observed.

Weather condition	Inputpower	Attenuation	Range
Vijayawada			
Little Rain	2W	1.076DB/km	1KM
Medium Rain	2W	28.92 DB/Km	1KM
Heavy Rain	2W	48.49DB/Km	1KM
Guntur			
Little Rain	2W	1.076DB/km	1KM
Medium Rain	2W	25.85 DB/Km	1KM
Heavy Rain	2W	33.72 DB/Km	1KM
Visakhapatnam			
Little Rain	2W	4.61 DB/km	1KM
Medium Rain	2W	28.5 DB/km	1KM
Heavy Rain	2W	44.42 DB/Km	1KM

Keywords: FSOC (Free Space Optical Communication), Quality Factor, BER (Bit Error Rate), WDM (Wide Division Multiplexing).

¹ Teaching Assist., Amity University, Amity Institute of Aerospace Engineering.

² Professor, Department of Physics, BITS Pilani.

³ Dr.,



Açık İnovasyon Uygulamalarının Havacılık Alanında Yarattığı Fırsatlar ve Zorluklar

Kerim Kabataş¹

Genişletilmiş Özet

Bu çalışma, açık inovasyon uygulamalarının havacılık alanında yarattığı fırsatlar ve meydana getirdiği zorlukların genel olarak ortaya çıkarılmasını amaçlanmaktadır. Açık inovasyonun sağladığı fırsatlar ve zorluklar ile ilgili alanyazında yeterli çalışma bulunmasına rağmen bu konuda havacılık alanına ait çok az çalışma bulunmaktadır. Bu çalışmada açık inovasyonun askeri havacılık, sivil havacılık, havacılık sanayii, havacılık hizmet sektörü ve havacılık kümelenmelerindeki uygulama örnekleri ile ilgili araştırmalar incelenmiş, açık inovasyonun sunduğu fırsatlar ve beraberinde getirdiği zorluklar ile ilgili havacılık alanını genel olarak kapsayacak tespitler ortaya konmuştur.

Amaç

Bu çalışmada, açık inovasyon uygulamalarının havacılık alanında yarattığı fırsatlar ve meydana getirdiği zorlukların ortaya çıkarılması amaçlanmaktadır.

Yöntem

Çalışmada nitel araştırma yöntemlerinden doküman incelemesi (literatür tarama) uygulanmıştır. Açık inovasyon kavramının havacılık alanında yer alan askeri havacılık, sivil havacılık, havacılık sanayii, havacılık hizmet sektörü ve havacılık kümelenmelerindeki TAV, Havelsan, Aselsan, Boeing, KLM (Hollanda Kraliyet Hava Yolları), GE Aerospace, NASA, Bombardier, Lockheed Martin, Volvo Aero, THALES, ABD Hava Kuvvetleri, Brezilya Havacılık ve Uzay Kümelenmesi gibi uygulama örnekleri ile ilgili alan yazın incelenerek çalışmanın amacı doğrultusunda analiz edilmiştir.

Bulgular

Çalışmada açık inovasyonun askeri havacılık, sivil havacılık, havacılık sanayii, havacılık hizmet sektörü ve havacılık kümelenmelerinde giderek artan bir şekilde kendine uygulama alanı bulduğu tespit edilmiştir. Açık inovasyonun havacılık alanında uygulanması mevcut inovasyon ekosistemini genişletmekte ve Ar-Ge'nin zorluklarının aşılmasına yardımcı olarak teknoloji geliştirme sürecini hızlandırmakta, maliyet ve risk

¹ Dr., ORCID ID: 0000-0002-1976-0646, kerimkabatas@yahoo.com.



paylaşımı yoluyla kurumları yeni girişimler için cesaretlendirmekte, çift kullanımlı teknolojiler vasıtasıyla geliştirilen teknolojinin kendini finanse etmesini sağlamaktadır. Bununla birlikte sektörün doğasında olan inovasyon baskısının azaltılmasına karşı destek sağlamakta, lisans edinimi vasıtasıyla yeni ürün geliştirme sürecini hızlandırmaktadır. Dönüştürücü ve yeni ortaya çıkan üretim teknolojileri ve tekniklerini edinme konusunda kurumları teşvik etmekte, hızı artırma ve maliyeti düşürmek için mevcut prosesi iyileştirme amacıyla yeni yolların bulunmasına destek sağlamakta ve sürdürülebilir ürünlerin geliştirilmesi için kılavuzluk yapmaktadır. Uzmanlığa dayalı bilgi paylaşımı ve iş birliğini kolaylaştıracak araçlar geliştirmek için bir konsept oluşturarak üçüncü taraflarla ortak iş geliştirmeyi kolaylaştırmakta, örgüt dışında yer alan yeteneklere erişimi ve bu yeteneklerden faydalanmayı mümkün kılmaktadır. Çalışanlarının bilgi ve tecrübelerine dayalı fikirlerini gerek yeni pazar ihtiyaçları doğrultusunda ürün geliştirme gerekse firmanın odak alanı dışında kalan ürün fikirlerini patentleyerek ve diğer firmalara lisanslayarak finansal kazanca dönüştürülmesine imkân tanımaktadır. Problemlerin çözümü konusunda kolaylaştırıcı bir rol almakta karşılan engellere karşı uygun maliyetlerle dönüştürücü çözümlerin üretilmesine imkân tanımaktadır. Ürün-hizmet sisteminin işleyişini kolaylaştırma, müşteri odaklı olma, marka yaratma, pazarlama, reklam ve tüm yarattığı faydalar vasıtasıyla rekabetçiliği artırma açık inovasyonun yarattığı diğer fırsatlar olarak bulunmuştur.

Sunduğu fırsatların yanında, açık inovasyonun kilit taşı olan ve karşılıklı kazanmaya dayanan işbirliğinin fırsatçı davranışlar gibi bir tarafın eşit olmayan şekilde kazanımını artıran etik dışı yaklaşımları içerebilmesinden kaynaklanan karmaşıklık ve buna bağlı olarak sahip olduğu çekirdek teknolojinin kontrolü dışında tedarikçilerine sızması ve bu tedarikçilerin kendilerine rakip olması yoluyla uzun vadede firmanın rekabetçiliğini kaybetme tehlikesi açık inovasyonun kurumlara beraberinde getirdiği temel problemidir. İş birliği sürecinde fikri mülkiyet haklarının korunması konusundaki zorluklar ile firma dışı kaynaklara aşırı bağımlılık sonucu ürün veya teknolojinin kontrolünün kaybedilmesi diğer önemli problemlerdir. Açık inovasyonun pratik ve sürekli iletişim ile yerinde müdahale gerektirmesi sebebiyle kültürel, dilsel ve fiziksel uzaklıkların olumsuz sonuçları olmaktadır. Buna bağlı olarak örgüt kültürünün değişimi ve bu değişime uyum sağlama sürecinde birçok problem ortaya çıkmaktadır. Belli bir alanda uzmanlaşmış ve kendi alanlarında derin bilgi sahibi olmaları nedeniyle teknolojik inovasyon için stratejik çözüm ortağı olarak görülen küçük firmalarla verimli bir iş birliği 5-10 yıllık bir süreci kapsamakta olup küçük firmaların kaynak yetersizliğinden dolayı yapılan iş birliği büyük firmalar için yüksek işlem maliyetleri getirmesi açık inovasyonun beraberinde getirdiği zorluklar olarak tespit edilmiştir.



Sonuç

Havacılık, Wright kardeşlerin 1903 yılında ilk motorlu uçağı geliştirmesinden bu yana devamlı olarak ilerlemekte, etki ve kullanım alanlarını güneş sisteminin dışına doğru genişletmektedir. Havacılık ürünleri gittikçe daha yüksek kalite ve emniyet standartlarına uymak zorunda olup uzun bir geliştirme süreci ve ürün yaşam döngüsüne sahiptir. Havacılık, yüksek maliyetlere dayanan yoğun Ar-Ge'nin çıktısı olan inovasyon yoluyla teknoloji ve ürün geliştirilmesinde devamlılık gerektirmektedir. Havacılık ürünlerindeki komplekslik ve yüksek maliyetler havacılığın aktörlerini kurumun Ar-Ge biriminde gerçekleştirilen kapalı inovasyon anlayışından iç ve dış kaynakları kullanarak kurum içi inovasyonu hızlandırma ve inovasyonun kurumun odak alanı dışındaki kullanımlarına olanak sağlamayı ifade eden açık inovasyona geçişe itmiştir. İnovasyonun inovasyonu olarak tanımlanan açık inovasyon kavramı Henry Chesbrough tarafından 2003 yılında ortaya konmuş akademik ve iş dünyasında büyük ilgi görerek birçok sektörde ve alanda uygulanmaya başlanmıştır. Bu geniş kabul açık inovasyonun kurumlara sağladığı faydaların meydana getirdiği problemlere nazaran öneminin bir göstergesi olarak ortaya çıkmaktadır. Açık inovasyonun genel olarak sağladığı fırsatlar ve zorluklar ile ilgili alanyazında yeterli çalışma bulunmasına rağmen bu konuda havacılık alanına ait çok az çalışma bulunmaktadır. Bu çalışmada açık inovasyonun askeri havacılık, sivil havacılık, havacılık sanayii, havacılık hizmet sektörü ve havacılık kümelenmelerindeki uygulama örnekleri ile ilgili araştırmalar incelenmiş, açık inovasyonun sunduğu fırsatlar ve beraberinde getirdiği olumsuzluklar ile ilgili havacılık alanını genel olarak kapsayacak tespitler ortaya konmuş ve gerek açık inovasyon gerekse açık inovasyonun havacılık alanındaki uygulamaları ile ilgili alanyazına katkıda bulunulmuştur.

Açık inovasyonun havacılık alanında Ar-Ge konusunda karşılaşılan teknoloji, uzmanlık, maliyet gibi engellerin aşılmasında yardımcı olduğu, teknoloji geliştirme, inovasyon ve ürün geliştirme sürecini hızlandırdığı görülmektedir. Açık inovasyon yeni teknolojilerin edinimini teşvik etmekte, mevcut prosesin iyileştirilmesi için yol gösterici olmaktadır. Bilgi paylaşımı ve iş birliğini kolaylaştırmakta, çalışanların bilgi ve tecrübeye dayalı fikirlerinden yararlanarak finansal kazanca dönüştürmeyi mümkün kılmakta, örgüt dışı yeteneklerden faydalanmaya imkân tanımaktadır. Bununla birlikte karşılaşılan problemlerin uygun maliyetlerle hızlı bir şekilde aşılmasına yardımcı olmaktadır. Tüm bu faydalar aracılığı ile açık inovasyon firmanın rekabetçiliğini güçlü bir şekilde desteklemektedir. Açık inovasyonun temel taşı olan ve karşılıklı kazanmaya dayanan iş birliğinin fırsatçı davranışlara imkân tanınması ve bunun bir sonucu olarak firmanın uzun vadede rekabetçiliğini kaybetmesi açık inovasyonun yarattığı en büyük problem olarak ortaya çıkmaktadır. Fikri mülkiyet haklarının korunması, dış kaynaklara aşırı bağımlılık sonucu ürün veya teknolojinin kontrolünün kaybedilmesi, kültürel, dilsel ve fiziksel uzaklıkların çeşitli problemler yaratması, örgüt kültüründeki değişim ihtiyacı ve bu değişim sürecinde yaşanacak zorluklar ile alanında uzman küçük firmalarla verimli iş



birliğinin uzun zaman ve yüksek işlem maliyetleri gerektirmesi açık inovasyonun havacılık alanında meydana getirdiği diğer problemler olarak görülebilir. Bu çalışmada ortaya konan açık inovasyonun havacılık alanında uygulanması ile elde edilecek faydaların yanında yaşanacak problemler olmasına rağmen problemlerin gerekli önlemleri alınarak çözülebileceği veya etkisinin azaltılabileceği düşünöldüğünde açık inovasyonun sunmuş olduğu fırsatların yarattığı zorlukların üstünde olduğu söylenebilir.

Çalışmada açık inovasyonun havacılık alanındaki olumlu ve olumsuz yönde yarattığı etkiler genel olarak belirtilmiştir. Konu ile ilgili gelecekte askeri havacılık, sivil havacılık, havacılık sanayii, havacılık hizmet sektörü ve havacılık kümelenmelerinde ayrı ayrı çalışmalar yapılması açık inovasyonun havacılığın her bir boyutuna ne şekilde fayda sağlayacağını ve olası olumsuz etkilerinden nasıl kaçınılabileceğinin anlaşılmasına katkıda bulunacaktır.

Anahtar Kelimeler: Havacılık, Açık İnovasyon, Ar-Ge.



Arama-Kurtarma Operasyonlarında İnsan Faktörünün İncelenmesi: SHELL Model Analizi

Mehmet Burçin COŞKUN¹, Rüstem Barış YEŞİLAY²

Genişletilmiş Özet

Havacılık sektörünün günümüze kadar olan gelişim sürecinde insan faktörü önemli bir rol üstlenmektedir. Standartların belirlenmesi, ulaştırma-işletme ve yer hizmetleri organizasyonlarının yanı sıra uçuş emniyeti ve güvenliğini ele alan tüm konularda insan karar mercii konumunda yer almıştır. Ne var ki insan uçak içerisinde de karar veren olmakla birlikte yapılan işi denetleyen de kendisi ya da kendi ekibidir. Bu durumla bağlantılı olarak kaza-kırımlarda insan faktörünün yüksek oranlarda etkili olduğu görülmektedir. Kazaya sebebiyet verebilecek etkenlerin tespit edilmesi ve kazalardaki insan rolünün belirlenmesi, risk analizi ihtiyacını ortaya çıkarmış, bunun sonucunda havacılık sektörü için kullanılmak üzere bazı risk analiz yöntemleri tasarlanmıştır. SHELL(Software-Hardware-Environment-Liveware-Liveware) model analizi bunlardan biri olup, en yaygın kullanılanlarındandır. İnsan faktörünün emniyet performansı açısından değerlendirilmesine katkıda bulunmak, çevresel unsurların ve sistemlerin insanlar üzerindeki etki ve etkileşimini tespit etmek amacıyla oluşturulmuştur.

Hedefler

Bu çalışmada kullanılan SHELL model incelemesindeki temel hedef, uçuş ekibi ve lider personelin, diğer modüller ile olan etkileşimlerini ele almak ve modüller arasındaki hataların olasılıklarını tespit etmektir. Tespit edilen hataların elimine edilmesi veya olasılıklarının düşürülmesi, Sahil Güvenlik Hava Komutanlığı'nda görev yapan uçuş ekibi ve bakım personeline, icra edilen görevlerde uçuş ve yer emniyeti hususunda katkı sağlayacağı değerlendirilmektedir. Ayrıca SHELL model incelemesi sonucunda elde edilen verilerin değerlendirilerek, EKY (Ekip Kaynak Yönetimi) ve havacılık emniyeti konularında personelin bilinç seviyesini daha yüksek bir seviyeye taşımak ve olası kaza-olayların vuku bulmadan engellenmesini sağlamaktır.

¹ 0000-0003-0191-8422, mburcincoskun@gmail.com,

² Doç. Dr., Ege Üniversitesi, Havacılık MYO.,0000-0002-0830-8224, rbyesilay@ege.edu.tr



Metot

Tasarlanan SHELL model üzerinde 25 adet kaza faktörü belirlenmiştir. Bu kaza faktörlerinin belirlenmesinde uçuş emniyetini tehlikeye atacak ve uçuşta karşılaşılması en muhtemel hatalar saptanmış, görülme olasılıkları ve hata etki değerlendirme puanları incelenmiştir. Bu kaza faktörlerinin görülme olasılıkları sorti bazında, hata etki değerlendirme puanları ise modül içerisindeki öncelik sırasına göre belirlenmiştir.

Uçuş emniyetine etki eden hataların görülme olasılıklarının incelendiği tabloda uçuş esnasında karşılaşılabilecek olan kaza faktörlerinin sorti bazında görülme olasılıkları verilmiştir. Buna göre tabloda görülme olasılığı yüksek bir kaza faktörünün modül içerisindeki etki değerlendirme puanı daha düşük olabilmektedir. Örneğin; “Pilot-Operatör Koltuğu” tüm uçuşlarda karşılaşılan bir kaza faktörü iken, “Gece Görüş Gözlüğü” sadece gece uçuşlarında karşılaşılan bir kaza faktörüdür. Fakat “Pilot-Operatör Koltuğunun” ergonomisi ve platform titreşimini iletmesi neticesinde ortaya çıkan fizyolojik zorlanmalar, kazaya sebebiyet verme baz alındığında daha düşük bir hata etki değerlendirme puanına sahip iken, “Gece Görüş Gözlüğü” gerek ağırlık ve konumu itibarıyla gerekse deniz üzeri uçuşlarda görsel algı yanıltmalarına sebebiyet verebilecek olması itibarıyla hem fizyolojik hem de psikolojik olarak görev yapan personeli zorlamakta, bu nedenle kazaya sebebiyet verme baz alındığında daha yüksek bir hata etki değerlendirme puanına sahip olmaktadır.

Kaza faktörleri etki değerlendirmelerinin incelendiğinde (bkz. ek tablo) uçuş saatleri 1400 ile 2500 arasında değişen PIC (Pilot In Command) yetkili 10 Pilot ile yapılan yüz yüze görüşmeler sonucunda alınmış verilerden oluşmaktadır. Bu görüşmelerde pilotlara SHELL model analizindeki uydu modüller ve merkez modül içerisinde belirlenen kaza faktörlerine 1 (çok düşük etki) ve 10 (çok yüksek etki) arasında bir değer vermeleri istenmiş, yapılan değerlendirmelerin ortalaması alınarak kaza faktörünün etki değer puanı belirlenmiştir.

Kaza faktörlerinin etki yüzdeleri ve SHELL model içerisindeki modüllerin etki yüzdelerini hesaplamak için görülme olasılıkları ile etki değerlendirme puanları çarpılmış ve bir kaza faktörünün aldığı toplam değer modül içerisindeki tüm kaza faktörlerinin toplam değerine oranlanarak o modül içerisindeki yüzde cinsinden değerleri belirlenmiştir. SHELL model içerisindeki modüllerin etki yüzdelerinin hesaplanmasında ise, bir modül içerisindeki kaza faktörlerinin aldığı değerler toplanarak o modüle ait toplam değer belirlenmiş ve tüm modüllerin toplam değerine oranlanarak etki yüzdesi oluşturulmuştur.



Bulgular

Analiz için oluşturulan uçuş emniyetine etki eden kaza faktörlerinin görülme olasılığı ve kaza faktörlerinin etki değerlendirme puanları tablolarından yararlanılarak en yüksek kaza faktörü etki yüzdeleri saptanmış, uydu modüller arasında en yüksek etki yüzdesi %34 ile İnsan (Liveware) modülünde görülmüştür. Merkez modül olan İnsan (Liveware) modülünün ise %20 oranında hata etki yüzdesine sahip olduğu bulunmuştur. Diğer modüller sırasıyla; %18 ile Çevre (Environment), %15 ile Yazılım (Software) ve %13 ile Donanım (Hardware) olarak tespit edilmiştir.

Sonuç

Bu çalışmanın sonuçları, havacılık sektöründe insan faktörünün emniyet ve güvenlik performansı üzerindeki etkisini vurgulamaktadır. Havacılık sektörünün karmaşıklığı göz önüne alındığında, uçuş emniyetini sağlamak için insanların etkileşimi, yetenekleri ve karar mekanizmaları büyük bir önem taşımaktadır. Araştırma sonuçları, SHELL modeli kullanarak belirlenen kaza faktörlerinin, uçuş ekibi ve lider personelinin etkileşimleri üzerindeki potansiyel riskleri ortaya koyduğunu göstermektedir.

Bu çalışma, kaza faktörlerinin görülme olasılıklarını ve etki değerlendirme puanlarını detaylı bir şekilde inceleyerek, havacılık emniyetine yönelik stratejilerin geliştirilmesine katkı sağlamaktadır. Elde edilen veriler, uçuş emniyetini etkileyen en yüksek riskli alanların İnsan (Liveware) modülünde olduğunu göstermektedir. Bu durum, ekip kaynak yönetimi (EKY) eğitimlerinin ve insan faktörüne odaklanan geliştirme programlarının önemini vurgulamaktadır.

Sonuç olarak, bu çalışma havacılık sektöründe insan faktörünün emniyet performansına olan katkısını ele almış ve SHELL modeli kullanarak uçuş emniyetine etki eden kaza faktörlerini incelemiştir. Elde edilen sonuçlar, uçuş emniyeti ve güvenliği konusundaki stratejilerin belirlenmesine ve geliştirilmesine rehberlik etmektedir. İnsan faktörünün etkili bir şekilde yönetilmesi, havacılık sektörünün güvenilirlik ve başarısını artırmak için kritik bir adımdır.

Anahtar Kelimeler: SHELL, helikopter, havacılık, arama-kurtarma.



B737-800 Ana İniş Takımları İç Silindir Krom Kaplama Esnasında Oluşan Hasarların Deneysel İncelenmesi

Cahit BİLGİ¹

Genişletilmiş Özet

Boeing uçaklarının birçok iniş takımı parçası 4340M gibi 180-220 ksi basınç değerlerinde ısıtıl işlem görmüş yüksek dayanıklı çelikten oluşmaktadır. Bu alaşımlar düşük ağırlık yüksek dayanım sağladığı için uçak yapısında tercih edilmektedir (Garber et al., n.d.). AISI/SAE 4340 çeliği diğer ultra yüksek dayanıklı çeliklerle karşılaştırıldığı zaman sertlik, tokluk, yüksek süneklik ve mukavemet özelliklerini bir arada bulunduran yapıdadır (McEowen, 1977).

Yakup Ali Gerede yaptığı çalışmada Krom tabakasındaki mikro çatlakların değişik biçimlere sahip kararsız krom hidrürlerin oluşmasını kaynakladığını göstermiştir (Gerede, 2003). Elif Nazik Atabay çalışmasında sert kaplama krom alternatifi, kaplamanın tekrarlanabilirliği, parçaların geometrisi, parçaların çalıştırıldığı ortamlar ve ısıtıl işlem şartları olarak düşünüldüğünde herhangi maddenin uygun olmadığını belirtmiştir. Ayrıca krom kaplama sertliğinin literatürde verilen (700-1000 HV) değerinden düşük olma sebebini ısıtıl işlem olarak değerlendirmiştir. Mikroyapı resimleri incelediklerinde krom kaplamanın daha dolu, homojen ve porozitesiz olduğunu tespit etmiştir (Atabay, 2011). M. Nascimento ve arkadaşları çalışmalarında elektrokaplama sert kromda geleneksel kaplama sert kroma göre düşük mikro çatlak yoğunluğuna sahip olduğunu göstermişlerdir (Marcelino P. Nascimento et al., 2001). M. Nascimento ve arkadaşları shot peening yöntemi ile sert krom kaplamanın yorulma mukavemetini geliştirmek için etkili yöntem olduğunu açıklamışlardır (M. P. Nascimento et al., 2001). N. Eliaz ve arkadaşları yaptığı çalışmada bir kargo uçağının ana iniş takımı yapısının ön kılcal çatlaklarında krom kaplamanın taşıma esnasında aşırı lokal ısınmaya maruz kaldığını tespit etmişlerdir (Eliaz et al., 2005). S. Barter B747 ana iniş takımı üzerine yaptığı çalışmada her revizyondan sonra çatlakların mevcut olduğunu ve yorulmaya bağlı olarak çatlakların ilerlediğini tespit etmiştir. Ayrıca ana iniş takımı kırma uğramadan önceki son revizyon bakımında manyetik parçacık yöntemi ile yapılan hasarsız kontrolde komponent bakım el kitabına göre kabul edilebilir çatlaklar olduğunu göstermiştir (Barter, 2013). H. Henning mikro çatlakların daha sert ve dirençlerinin yüksek olduğunu aynı zamanda bir parça makro çatlak yapıya ulaştığı zaman korozyonun çok hızlı ilerlediğini açıklamıştır (Henning, 1972).

¹ Öğr. Gör., İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa, 0000-0002-7432-2817, cahit.bilgi@iuc.edu.tr



Beoing B737-800 uçaklarının iniş takımlarının ve iniş takımı parçalarının krom kaplamaları büyük revizyon bakımlarında yenilenmektedir. Krom kaplamada çıplak gözle görülebilen çatlak problemi sadece iç silindir kaplamasında görülebilmektedir. BOEING SOPM 20-42-03 krom kaplama bölümü kalite kontrol kriteri olarak çıplak göz ile ışık altında kontrolü yeterli bulmaktadır ve çıplak gözle görülebilen makro çatlaklara müsaade etmemektedir. Bu yüzden krom kaplama için mikro düzeyde bir kontrol yapılmamaktadır. Çünkü mikro düzeyde tüm sert krom kaplamalar zaten çatlaklı bir morfolojiye sahiptir ve bu çatlakların çıplak göz ile görülmesi mümkün değildir. Bu çalışmada B737-800 uçaklarının ana iniş takımı dikmelerinin iç silindirindeki makro çatlakların sebeplerinin deneysel olarak tespit edilmesi hedeflenmiştir

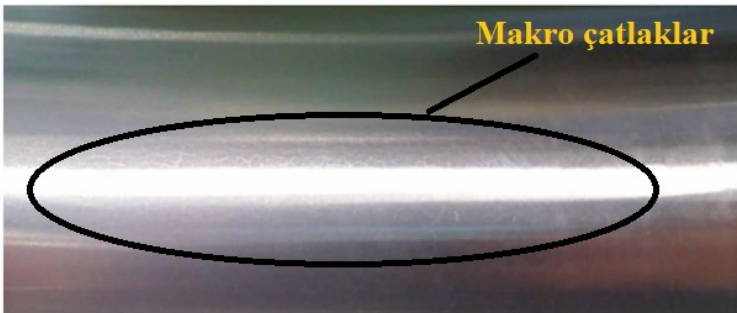
Amaç

Bu çalışmanın amacı B737-800 uçaklarının ana iniş takımı dikmelerinin iç silindirindeki makro çatlaklara sebep olan mikro çatlakların oluşmasını deneysel yöntemler ile inceleyip çözüm önerileri sunarak iniş takımı dikmesi bakımlarında dikmeye zarar vermeden bakımın tamamlanması, dikmenin servis ömrünün artırılması ve dikme hasarından oluşabilecek maliyetleri azaltmaktır.

Yöntem

Havacılıkta rutin veya rutin olmayan iniş takımı kontrolleri BOEING SOPM 20-10-02 Alaşımli çeliklerin işlenmesi bölümü standartlarına göre, nital etching (nital dağlama) sonrası yapılan kontrolde ana metal yüzeyinde oluşan ısıl hasarlara müsaade etmemektedir. Bu durumlarda şayet pay varsa parçanın tekrar işlenmesi gerekir.

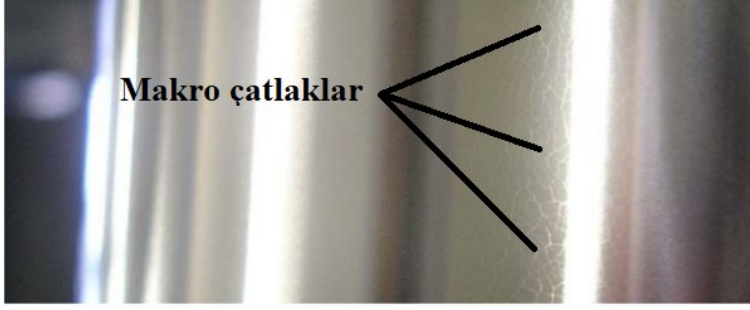
Havacılık sektöründe krom kaplama için mikro düzeyde bir kontrol yapılmamaktadır. Çünkü mikro düzeyde tüm sert krom kaplamalar zaten çatlaklı bir morfolojiye sahiptir ve bu çatlakların çıplak göz ile görülmesi mümkün değildir, Şekil 1 de gözle görülebilen makro çatlaklar verilmiştir.



Şekil 1: B737-800 ana iniş takımı iç silindirinin krom kaplamasının yüzeyindeki taşıma sonrası çıplak gözle görülebilen makro çatlaklar-1



Makro çatlaklar ise kaplama bünyesinde doğal olarak bulunan mikro çatlakların mekanik işlemler esnasında bozulması ve çatlaklar arası mesafenin değişmesi sonucunda oluştuğu yapılan deneyler ve gözlemler sonucunda tespit edilmiştir. Oluşan gözle kontrolde görülebilecek makro çatlaklar Şekil 2 de verilmiştir



Şekil 2: B737-800 ana iniş takımı iç silindirin krom kaplamasının yüzeyindeki taşlama sonrası çıplak gözle görülebilen makro çatlaklar-2



Şekil 3: THY TEKNİK' te taşlanan ve faal edilemediği için tekrar tamire alınan THY uçağına ait ana iniş takımı iç silindirin ana metal yüzeyindeki ısıl hasarlar (THY TEKNİK' te çekilen fotoğraf)

Bulgular

Krom kaplamadaki ve ana metaldeki hasarların/kusurların sebebi birçok parametreye bağlı olmasına rağmen mevcut durumdaki kusurların ana sebebi, taşlama esnasında oluşan limit dışı (yüksek) ısı birikimidir. Özellikle ana metalde oluşan ısıl hasarlar bunu kuvvetli bir biçimde teyit etmektedir. Taşlama esnasında oluşan ısıl hasarlar aşağıda belirtilen 3 temel sebepten olduğu tespit edilmiştir.



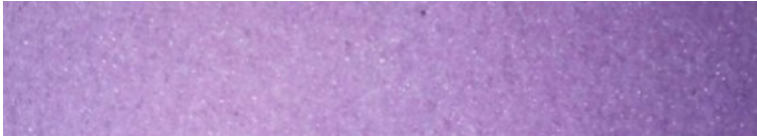
1- Taşlama tezgâhının yataklarında oluşan boşluklar ve balans problemi

Krom kaplamanın taşlanması esnasında verilmesi gereken maksimum pasonun, tezgâhtaki yatak boşluğu sebebiyle kontrol dışı olarak çok daha fazla verilmesi ve aşırı sürtünme dolayısıyla oluşan ısının ana metal ve krom yüzeyinde morfolojik değişikliklere sebep olduğu görülmüştür.

Yaşanan problemler sonrası GIORIA taşlama tezgâhı kontrol edildiğinde rulmanlarının hasarlandığı ve soğutma sıvısının debisinin yetersiz olduğu tespit edildi. Bunun için tezgâh bakıma alındı ve hasarlanan yatak rulmanları değiştirildi.

2- Uygun olmayan taş seçimi

Mevcut kullanılan taşlar, yerli üretim taşlardı. Bu taşların porozitesi düşük olduğu için daha fazla ısı ürettikleri tespit edildi ve ısıyı azaltmada verim alınmadığı gözlemlenmiştir. Bunun yerine BOEING eğitim el kitabında tavsiye edilen yüksek poroziteli taş kullanılmaya başlandı. Kullanımda olan ve yeni kullanılan taşlar Şekil 4 ve şekil 5’ te verilmiştir.



Şekil 4: Yerli üretim düşük poroziteli alumina esaslı taşlama taşı



Şekil 5: BOEING el kitabında tavsiye edilen yüksek poroziteli taşlama taşı

3- Soğutma sıvısının yetersizliği

Soğutma sıvısının taşlama esnasındaki görevi, sürtünme ile üretilen ısının parça yüzeyinden uzaklaştırılmasıdır. Şayet sıvının debisi yetersiz ise üretilen ısı parçadan uzaklaştırılamayacağı için kaplama ve ana metalde ısıl hasar oluşturabilmektedir. Yapılan ölçümlerde soğutma sıvısının limitin altında olduğu ve debiyi artırmaya ihtiyaç olduğu tespit edilmiştir ve uygun bir pompa montajı ile debi artırılmıştır.



Sonuç

Bu bölümde çalışmanızın özgünlüğünü ortaya koymalı, gelecekteki çalışmalar için önerilerinizi sunmalı ve çalışmanızın nihai kazanımlarını açıklamalısınız.

Bu çalışmada ilk defa B737-800 uçaklarının ana iniş takımı dikmelerinin iç silindirindeki makro çatlaklara sebep olan mikro çatlakların oluşmasını deneysel yöntemler ile incelenip açıklanmıştır.

Öneriler

1. Taşlama tezgâhında oluşan boşlukların ana metalde ve kaplamada hasara sebep olabileceği görülmüştür. Bundan dolayı taşlama tezgâhı kullanılmadan önce mutlaka kontrol edilmelidir.
2. Tezgâhın ekonomik ömrü dışında kullanılmaması gerekmektedir
3. Tezgâhın periyodik bakımlarının vaktinde yapılması gerekmektedir
4. Tezgâhın kalibre edilmesi gerekmektedir.

Sonuç

1. BOEING tarafından tavsiye edilen taşın ısı iletkenliğinin daha yüksek olduğu ve daha hızlı soğutma sağladığı ve oluşabilecek hasarları azalttığı gözlemlenmiştir.
2. Soğutma sıvısı yeterli miktarda olduğu zaman ısıl hasarların büyük oranda azaldığı gözlemlenmiştir. Tezgâhın çalıştırılmadan önce mutlaka soğutma sıvısının kontrol edilmesi ve soğutma sıvısı kritik seviyenin altına indiği zaman tezgâhın çalıştırılmaması gerekmektedir.

Anahtar Kelimeler: Krom kaplama, Nital Etching, İniş Takımları, Dağlama.



Değişken Süpürme Açısının Uçuş Katsayılarına Etkisi

Ertuğrul Orman¹, Çağlar Uyulan²

Genişletilmiş Özet

Kanat şekil değiştirme türlerinden biri süpürme açısı (wing sweep) değerinin değiştirilmesinin insansız hava araçlarında (İHA) kullanımı ele alınmıştır. Süpürme açısının değişiminin kanat üzerindeki etkisinin görülebilmesi için NACA 4412, NACA 6412, PW51, SP4621HP ve SP4721LA airfoilleri insansız hava aracının istenen seyir hızı olarak belirlenen Mach 0.5 değerinde xFLR5 programı kullanılarak analiz edilmiştir. Yapılan analizlerde SP4621HP ve NACA 6412 airfoillerinin diğer airfoillere kıyasla istenen irtifa ve hız değerinde hesaplanan Reynolds değerinde daha iyi performansa sahip olduğu görülmüştür. Bu iki airfoil arasında yapılan kıyaslamada ise NACA 6412 airfoilinin SP4621HP airfoiline kıyasla -3° ile $+5^\circ$ arasındaki hücum açılarında kaldırma katsayısında daha düşük performans göstermesine karşın moment katsayısı ve sürüklenme katsayısında SP4621HP'den daha iyi performans göstermektedir. Sürüklenme ve moment katsayılarında elde edilen kazanım, kaldırma katsayısında meydana gelen kayıptan daha yüksek olduğu için tasarımı NACA 6412 airfoilinin kullanılmasına karar verilmiştir. Airfoil seçiminin ardından yapılan analizler ile belirlenmiştir kanat açıklık oranı 6 ve sivrilme oranı ise 0.5 olarak belirlenmiştir. Kanat açıklık oranı ve sivrilme oranı değerleri de belirlendikten sonra kanadın nihai tasarımı tamamlanmış ve tasarlanan kanat Mach 0.5, Mach 0.6 ve Mach 0.8 hızlarında xFLR5 programı kullanılarak $\Lambda=0^\circ$, $\Lambda=20^\circ$, $\Lambda=40^\circ$, ve $\Lambda=60^\circ$ süpürme açıları için analiz edilmiştir. Yapılan analizlerin sonucunda $\Lambda=0^\circ$ iken hava aracının maksimum seyir menzili, maksimum havada kalma süresi gibi kaldırma-sürüklenme katsayısına bağlı koşullarda, $\Lambda=60^\circ$ iken ise ivmelenme, son sürat gibi sürüklenme katsayısına bağlı koşullarda daha iyi değerlere sahip olduğu görülmüştür. Sonuçlar incelendiğinde, Mach 0.8 hızında süpürme açısının arttırılmasının %18.7861 gibi kayda değer bir sürüklenme katsayısı azalmasına katkı sağladığı görülmektedir.

Amaç

Bu çalışmada değişken süpürme açısının hava aracının uçuş katsayılarına etkisinin incelenmesi hedeflenmiştir.

1 Doktora Öğrencisi, 0000-0002-2441-4211, ertugrulorman@gmail.com.

2 Dr. Öğr. Üyesi, İzmir Katip Çelebi Üniversitesi, 0000-0002-6423-6720, caglar.uyulan@ikcu.edu.tr.



Tasarım

Süpürme açısının uçuş katsayılarına etkisinin incelenebilmesi için öncelikle kanat tasarımının yapılması gerekmektedir. Şekil değiştiren kanatlar, yüksek süratlerde kanadın neden olduğu sürüklenme kuvvetini azaltmakta ve uçuş verimliliğini arttırmaktadır. Bu nedenle, kanat profilinden elde edilecek kazanımların anlamlı olabilmesi için tasarlanan insansız hava aracının yüksek hızlara ve yüksek irtifalara ulaşabilmesi gerekmektedir. Bu nedenle tasarlanan kanadın Mach 0.5 ile Mach 0.8 aralığında analizleri yapılmıştır. Bu doğrultuda tasarlanan kanadın özellikleri Tablo 1’de gösterilmiştir.

Tablo 1 Tasarlanan kanadın özellikleri

Parametre	Değer
Airfoil	NACA 6412
Kanat açıklık oranı	6
Sivrilme oranı	0.5
Kök Chord	1.795m
Uç Chord	0.897m
Kanat Alanı	10.8696 m ²

Sonuçlar

Bu çalışma kapsamında tasarlanan kanat profili xFLR5 programı kullanılarak 3 farklı durum için test edilmiştir. Bu durumlar hız değerinin Mach 0.5 Mach 0.6 ve Mach 0.8 alınması ile oluşturulmuştur.

Mach 0.5 : Yapılan analiz sonuçları incelendiğinde görülmektedir ki $\Lambda=0^\circ$ iken kanat tüm hücum açıları için en yüksek kaldırma kuvvetini üretmektedir. En yüksek kaldırma kuvvetini üretmenin yanı sıra, en yüksek kaldırma-sürüklenme oranına da $\Lambda=0^\circ$ iken ulaşılmaktadır. Sürüklenme katsayısı $\Lambda=60^\circ$ iken $\Lambda=0^\circ$ ‘a kıyasla -2.5° hücum açısı ile 5° hücum açıları arasında ortalama %11.6532 daha düşüktür.

Mach 0.6 : Tıpkı Mach=0.5’te olduğu gibi Mach=0.6 iken de $\Lambda=0^\circ$ iken kanat tüm hücum açıları için en yüksek kaldırma kuvvetini üretmektedir ve en yüksek kaldırma-sürüklenme oranına sahiptir. Sürüklenme katsayısı $\Lambda=60^\circ$ iken $\Lambda=0^\circ$ ‘a kıyasla 0° hücum açısı ile 5° hücum açısı arasında Mach 0.5’e benzer şekilde ortalama %11.6603 daha düşüktür.

Mach 0.8 : Mach 0.5, Mach 0.6 ve Mach 0.8 değerlerinde yapılan analizler incelendiğinde, kanadın süpürme açısının artırılması ile tüm hız değerlerinde sürüklenme katsayılarında azalma meydana gelmiştir. Bu azalma -5° hücum açısı ile $+10^\circ$ hücum açıları arasında Mach 0.5’te ortalama %11.7287, Mach 0.6’da ortalama %11.7344 ve Mach 0.8’de ortalama %18.7861’dir. Analiz sonuçlarında süpürme açısının artırılmasının %18.7861 gibi kayda değer bir sürüklenme katsayısı azalmasına katkı sağladığı görülmektedir.



Aynı hücum açısında, süpürme açısı 0° olan kanat $-2,50$ ile $+0,79$ aralığında basınca maruz kalırken süpürme açısı 60° olan $-1,38$ ile $+0,47$ aralığında basınca maruz kalmaktadır. Daha düşük basınç değerleri kanadın yapısal dayanımını arttırmakta ve uçuş emniyetine katkı sağlamaktadır.

Sonuç Özgünlük ve Gelecek Çalışmalar

Bu çalışmada değişken süpürme açısının insansız hava araçlarında kullanımı durumunda performans parametrelerine katkıları incelenmiştir. NACA 6412 airfoili kullanılarak tasarlanan kanat Mach 0.5 Mach 0.6 ve Mach 0.8 hızlarında test edilmiş olup bu hız değerlerindeki kaldırma katsayısı, sürüklenme katsayısı, moment katsayısı ve kaldırma/sürüklenme oranı grafikler ile sunulmuştur. Grafikler incelendiğinde görülmektedir ki, $\Lambda=0^\circ$ iken diğer açılara kıyasla hava aracı daha yüksek kaldırma/sürüklenme oranına daha yüksek kaldırma katsayısına ve daha düşük moment katsayısına sahiptir. Bu durum hava aracının maksimum menzil, maksimum havada kalış süresi ve minimum kalkış uzunluğu gibi performans koşullarında $\Lambda=0^\circ$ 'yi ön plana çıkarırken muharip sistemlerde oldukça önem arz eden ivmelenme, tırmanma, son hız ve manevra kabiliyeti gibi konularda performans kayıplarına neden olmaktadır. Bu kayıplar uçuş esnasında süpürme açısının arttırılması ile minimize edilebilir. $\Lambda=60^\circ$ iken elde edilen sürüklenme katsayısı daha düşüktür ve bu durum daha yüksek hızlara erişebilmeye olanak sağlar. Süpürme açısının arttırılması yalnızca sürüklenme katsayısını düşürmekle kalmayıp, kanat üzerinde oluşan basıncı da azaltmakta ve sistemin yapısal dayanımını arttırır.

Bu çalışma, değişken süpürme açısının insansız hava araçlarına uygulanmasının öncüsü olma potansiyeli nedeniyle özgündür. 1970'lerin başında oldukça popüler olan bu çalışma alanı sonraki yıllarda operasyonel maliyetleri yükseltmesi ve gelişen teknoloji ile birlikte sabit kanatlı uçakların performansında yaşanan artıştan dolayı eski önemini kaybetmiştir. Günümüzde gelişen yapay zekâ teknolojisi ile beraber gelecekte otonom uçuş yapan insansız hava araçlarında değişken süpürme açısının kullanılması yapay zekâ tarafından süpürme açısı değerinin de ayarlanabilmesini sağlayacağından hava aracının performansının arttırılmasına katkı sağlayacaktır. Gelecekte optimal kontrol yöntemleri ile kanat konumunun anlık olarak belirlenmesi ve optimum süpürme değerine getirilmesi üzerine çalışma yapılması hedeflenmektedir. Bu yönüyle bu çalışma hem sunduğu bulgular ile değişken süpürme açısının kanat performansına etkisinin anlaşılmasına katkı sağlamakta hem de gelecekte tasarlanacak optimal kontrol sistemi için temel oluşturmaktadır.

Anahtar Kelimeler: Değişken kanat, değişken süpürme açısı, uçuş katsayıları.



Düşük basınç SDGP tekniği ile üretilen Cu esaslı MMK kaplamaların 7075 alüminyum alaşımı üzerindeki performanslarının araştırılması

Buğra Karahan¹, Uğur Malayoğlu², Kadir Cihan Tekin³

Genişletilmiş Özet

Her ne kadar günümüzde kompozit malzemelerin gelişimi ve kullanımı ön planda olsa da alüminyum ve alaşımlarının havacılık ve uzay sanayindeki yeri oldukça önemlidir. Bugün 2000, 5000, 6000 ve 7000 serisi alüminyum alaşımlarının havacılık ve uzay sanayindeki kullanımı %35'in üzerindedir. Alüminyum alaşımları ile ilgili havacılık uygulamalarında karşılaşılan en büyük hasar mekanizmalarının başında korozyon gelmektedir. Tespit edilen yaygın korozyon çeşitleri ise bölgesel korozyon, çukurcuk korozyonu, taneler arası korozyon, galvanik korozyon, gerilmeli korozyon çatlaması, korozyonlu yorulma ve mikrobiyolojik korozyon şeklindedir. Alüminyum alaşımlarının korozyondan korunmasına yönelik olarak ön işlem, yüzey işlemi, son işlem, anotlama, kaplama ve astar/boya vb. bir dizi yöntem ve çok katmanlı koruma planı söz konusudur. Bununla birlikte koruma planı içerisinde yer alan yöntemlerin çevreye ve insan sağlığına zararları, ısı etkileri ile altlık malzemenin iç yapısını değiştirme riski, belirli bakım periyotlarında tekrarlanma zorunluluğu, kapsamlı ekipman gereksinimi, ek koruma tabakası ihtiyacı vb. sebeplerden dolayı bazı dezavantajları söz konusudur. Soğuk dinamik gaz püskürtme (SDGP) veya basitçe soğuk püskürtme tekniği, metalik veya dielektrik bir altlığa, sıkıştırılmış bir gazın süpersonik jeti tarafından hızlandırılan küçük (1–50 µm) parçacıkların yüksek hızlı (300–1200 m/s) jetine maruz bırakarak kaplamaların uygulanması sürecidir. Bu noktada, yüksek sıcaklık oksidasyonu, buharlaşma, erime, kristalleşme, termal kalıntı gerilmeleri ve geleneksel termal püskürtme işlemlerinin diğer yaygın zararlı etkilerinin en aza indirilmesi veya tamamen ortadan kaldırılması, SDGP tekniğini birçok endüstriyel uygulama için gelişime açık ve umut verici bir teknik haline getirmiştir. Buna ek olarak SDGP tekniği ve elde edilen kaplamalar yüksek birikme verimi, yüksek birikme hızı, altlığa termal enerji girişinin minimum olması, toz malzemenin erimemesi, yüksek yoğunluk, düşük gözenek, iyi yapışma mukavemeti, bası artık gerilmeleri, çok kalın kaplamaların üretilebilmesi, faz dönüşümü olmaması, oksitlenme olmaması, tane irileşmesi olmaması, yüksek iletkenlik, yüksek korozyon direnci, yüksek mukavemet ve sertlik gibi avantajlara sahiptir.

¹ MSc, 0000-0001-8053-056X, karahanbugra@gmail.com.

² Prof. Dr., 0000-0002-3196-1475, Dokuz Eylül Üniversitesi, ugur.malayoglu@deu.edu.tr.

³ Dr., 0000-0001-7507-6550, Dokuz Eylül Üniversitesi, kadir.tekin@deu.edu.tr



Bu çalışmada havacılık ve uzay uygulamalarında yaygın olarak kullanılan 7075-T651 alüminyum alaşımı (AA) substrat olarak tercih edilmiş, substrat yüzeyi alümina (Al_2O_3) kullanılarak 3,5 bar basınç altında kumlama yoluyla etkinleştirilmiş ve Dymet-423 düşük basınç SDGP cihazı kullanılarak 4 farklı kompozisyondaki (1- %100(Cu, Al_2O_3), 2- %85(Cu, Al_2O_3) + %15(Ni, Zn, Al_2O_3), 3- %70(Cu, Al_2O_3) + %30(Ni, Zn, Al_2O_3), 4- %100(Cu, Zn, Al_2O_3) bakır esaslı toz püskürtülerek metal matrisli kompozit (MMC) kaplamalar elde edilmiştir. Kaplamalar; basınç: 8 bar, ön ısıtma sıcaklığı: 300 °C, toz besleme hızı: 0.3 g/s, nozül hareket hızı: 10 cm/s, püskürtme mesafesi: 15 mm ve püskürtme katman sayısı: 10 kat ve 20 kat şeklinde belirlenen proses parametreleri doğrultusunda üretilmiştir. Kaplamaların mikro yapıları Nikon Eclipse ME600 optik mikroskop (OM) ve ZEISS Gemini SEM 560 taramalı elektron mikroskobu (SEM) kullanılarak incelenmiştir. Kaplamaların faz bileşimi, Rigaku D/max-2200/PC X-ışını difraktometresi (XRD) kullanılarak belirlenmiştir. Kaplamaların mikromekanik özelliklerini belirlemek için nano-indentasyon testi yapılmıştır. Kaplamaların yapışma mukavemetini belirlemek için kazıma testi kullanılmıştır. Elektrokimyasal korozyon testleri, sodyum klorür çözeltisinde Gamry Reference 600 Potentiostat/Galvanostat cihazı kullanılarak potansiyodinamik polarizasyon ve elektrokimyasal empedans spektroskopisi (EIS) teknikleri kullanılarak gerçekleştirilmiştir. OM incelemelerinde 100, 200 ve 500 büyütmede kaplamaların mikro yapı görüntüleri elde edilmiştir. Görüntülerde kaplama tozunda yer alan metal ve seramik bileşenlere ait mikro yapı oluşumları farklı renkteki bölgelerden yola çıkılarak tespit edilmiştir. SEM analizinde kaplamaların mikro yapı incelemeleri yürütülmüş, haritalama ve noktasal EDS ile elementel kompozisyon belirlenmiştir. Buna göre, OM incelemeleri ile uyumlu olarak SEM analizi sonucunda metal ve seramik (Al_2O_3) bileşenlerin kaplama kesiti boyunca mikro yapıda bulunduğu tespit edilmiştir. Buna ek olarak farklı renkteki bölgelerin hangi bileşene ait olduğu haritalama ve noktasal EDS ile belirlenmiştir. Elde edilen sonuçlar kaplama mikro yapılarında baskın metal matrisin bakır olduğunu ve Al_2O_3 parçacıkların metal matrisine homojen bir şekilde dağılmış olduğunu göstermiştir. Kaplama tozları SEM ile incelendiğinde tozun bünyesinde yer alan her bir bileşenin farklı toz morfolojisine sahip olduğu açığa çıkarılmış, haritalama ve noktasal EDS ile yarı kantitatif olarak malzeme türü de belirlenmiştir. Buna göre bakırın dentritik bir morfolojiye, Al_2O_3 köşeli bir morfolojiye, nikelin süngersi bir morfolojiye ve son olarak çinkonun küresel bir morfolojiye sahip olduğu görülmüştür. Aynı zamanda toz boyutlarının ~1 ile ~50 μm arasında değişiklik gösterdiği tespit edilmiştir. Bu çalışmalara ek olarak hem OM hem de SEM incelemelerinde kaplama kalınlıkları ölçülmüştür. Buna göre kaplamaların kalınlığı 37 μm -277 μm arasında değişirken, en yüksek kalınlık değeri %70(Cu, Al_2O_3) + %30(Ni, Zn, Al_2O_3) (20 kat) kaplamasında elde edilmiştir. Kristal faz yapısı, kaplamanın elektrokimyasal ve mekanik özellikleri üzerinde önemli bir etkiye sahip olduğundan, kristal faz bileşenleri ve bunların görece miktarları, X-ışını kırınımı yöntemi kullanılarak belirlenmiştir. Elde edilen XRD paternleri incelendiğinde toz malzeme ve aynı tozla



üretilen kaplama faz içeriğinin birbiriyle benzer olduğu, dolayısıyla termal etkinin herhangi faz dönüşümüne neden olmadığı sonucu ortaya çıkarılmıştır. Aynı zamanda kaplama tozlarının kantitatif analizleri gerçekleştirilmiş ve kompozisyon içerisinde yer alan bileşenlerin yüzdesel oranları tespit edilmiştir. Buna göre (Cu,Al₂O₃) için %50 Cu / %50Al₂O₃, (Ni,Zn,Al₂O₃) için %50 Ni / %10 Zn / %40 Al₂O₃, (Cu,Zn,Al₂O₃) için % 35 Cu / %25 Zn / % 40 Al₂O₃ olduğu bulunmuştur. Ayrıca karıştırılarak hazırlanan kaplama tozlarının da XRD analizleri yürütülmüş %85(Cu,Al₂O₃) + %15(Ni,Zn,Al₂O₃) için %42.5 Cu / %6 Ni / %1.7 Zn / %49,8 Al₂O₃ ve %70(Cu,Al₂O₃) + %30(Ni,Zn,Al₂O₃) için %37.7 Cu / %14,7 Ni / %2.3 Zn / %45.3 Al₂O₃ olarak tespit edilmiştir.

Endüstriyel uygulamalarda alüminyum ve alaşımlarına yönelik beklenti sadece mekanik özellikler değil, aynı zamanda 7075 AA uygulamalarını ciddi şekilde sınırlandıran korozyon direncidir. Atmosfer koşulları altında alüminyum yüzeyinde kolaylıkla ve kısa süre içerisinde koruyucu oksit film oluşabilmektedir. Ancak, söz konusu oksit film agresif ortamlarda (güçlü asidik ve alkali ortamlarda) kolaylıkla zarar görerek çalışma ortamında korozyondan korunmak için yetersiz hale gelir. Hızlandırılmış korozyon testleri %3,5 ağırlıkça sodyum klorür çözeltisinde ASTM G59 ve ASTM G102 standartlarına uygun olarak çevrimsel polarizasyon yöntemi uygulanmış ve Tafel ekstrapolasyonu ile korozyon hızları belirlenmiştir. Bu çalışmalar sonucunda 7075 AA için anodik yönde aşırı gerilim uygulanmasıyla birlikte akımın hızlıca artarak kritik seviyeye (5mA) ulaştığı ve çukurcuk korozyonuna uğradığı görülmüştür. Bununla birlikte tüm Cu esaslı kaplamalarda anodik reaksiyonların baskılandığı ve kritik akım seviyesine daha yüksek aşırı gerilim uygulanmasıyla ulaşılabilirdiği tespit edilmiştir. Potansiyostatik EIS testleriyle elde edilen Nyquist ve Bode grafikleri kullanılarak 7075AA ve kaplamalar için eşdeğer devreler kurulmuştur. Potansiyostatik EIS testinde korozyon potansiyelinin üzerine çıkılarak yapılan deneylerde anodik reaksiyonun hızlanması ve alüminyumun üzerindeki koruyucu filmin bölgesel korozyonuna bağlı olarak hasara uğraması nedeniyle korozyon direnci büyük oranda düşmüştür. Buna karşın Cu esaslı kompozit kaplamalar 7075AA'ya göre daha yüksek korozyon direnci sergilemiştir.

Amaç

Bu çalışmanın amacı 7075 AA alaşımı üzerine SDGP yöntemi ile Cu esaslı kaplamaların üretimini sağlayarak, özellikle havacılık ve uzay sanayinde kullanılan 7075 AA'nın servis süresini kısıtlayan ve tehlikeli sonuçların ortaya çıkmasına sebep olan bölgesel veya çukurcuk korozyonunu önlemektir. Ayrıca kaplama kompozisyonu ve kaplama kalınlığındaki farklılaşmanın korozyon mekanizması üzerinde ne derece etki yarattığını ortaya çıkarmaktır.

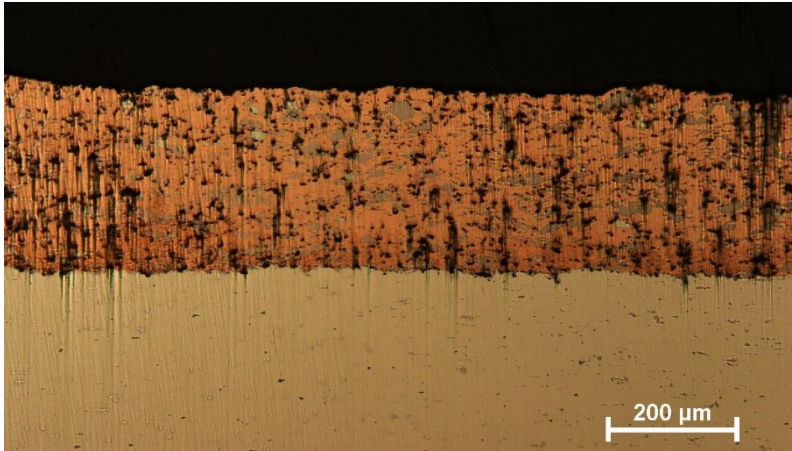


Yöntem

7075 AA üzerinde üretilen kaplamalar SDGP yöntemi ile hazırlanmıştır. Dymet-423 düşük basınç SDGP ekipmanı kullanılmış, proses parametreleri yöntemin doğasına, malzemenin karakteristiğine ve tekrarlı denemelere bağlı olarak optimize edilmiştir. Kaplamaların karakterize edilmesi noktasında OM, SEM, XRD, nano-indentasyon ve kazıma analizleri gerçekleştirilmiştir. Elektrokimyasal korozyon testleri ile ilgili olarak çevrimsel polarizasyon ve Potansiyostatik EIS teknikleri kullanılmış hem açık devre koşullarında hem de agresif korozyon şartlarında testler yürütülmüştür. Her korozyon testi öncesi yarım saat açık devre potansiyeli ölçülmüş, daha sonra çevrimsel polarizasyon için anodik kolda 5 mA değerine ulaşılan kadar malzeme aşırı gerilim uygulanarak zorlanmış ve Potansiyostatik EIS testi 100 mV değerinde gerçekleştirilmiştir.

Bulgular

Çalışmada, 7075 AA üzerine düşük poroziteli ve kompakt Cu esaslı kaplamalar başarıyla üretilmiştir. Kaplama kompozisyonları içerisinde yer alan ve tüm bileşenlerin farklı renkteki bölgelerden tespit edilebildiği %70(Cu,Al₂O₃) + %30(Ni,Zn,Al₂O₃) kaplamasına ait OM görseli aşağıdaki şekilde verilmiştir.



XRD analizleri ile toz malzeme ve aynı tozla üretilen kaplama faz içeriğinin birbiriyle benzer olduğu, dolayısıyla termal etkinin herhangi bir faz dönüşümüne neden olmadığı sonucuna ulaşılmıştır. Ayrıca kaplamalarda herhangi bir oksidasyon bulgusuna rastlanmamıştır. Püskürtme katman sayısı 10 passes ve 20 passes olarak üretilen (1- %100(Cu,Al₂O₃), 2- %85(Cu,Al₂O₃) + %15(Ni,Zn,Al₂O₃), 3- %70(Cu,Al₂O₃) + %30(Ni,Zn,Al₂O₃), 4- %100(Cu,Zn,Al₂O₃) kaplamaların kalınlıkları sırasıyla 38.51μm/50.99μm, 70.02μm/100.10μm, 92.20μm/277.40μm, 37.44μm/89.32μm olarak bulunmuştur. Elektrokimyasal korozyon testleri sonucunda elde edilen değerler aşağıdaki tabloda paylaşılmıştır.



NUMUNE	ÇEVİRİMSSEL POLARİZASYON		EMPEDANS	
	Ecorr (mV)	icorr (μ A/cm ²)	R Toplam Ω (OCP)	R Toplam Ω (100mV)
7075 AA	-749,5	4,4	8496	57
%100(Cu,Al ₂ O ₃) 10p	-323,7	8,35	2576	1322
%100(Cu,Al ₂ O ₃) 20p	-287,6	5,15	3838	1833
%85(Cu,Al ₂ O ₃) + %15(Ni,Zn,Al ₂ O ₃) 10p	-516,3	13,1	1602	853,2
%85(Cu,Al ₂ O ₃) + %15(Ni,Zn,Al ₂ O ₃) 20p	-430,1	12,8	1761	1288
%70(Cu,Al ₂ O ₃) + %30(Ni,Zn,Al ₂ O ₃) 10p	-605,5	17,6	679,5	576
%70(Cu,Al ₂ O ₃) + %30(Ni,Zn,Al ₂ O ₃) 20p	-545	15,6	1299	653,2
%100(Cu,Zn,Al ₂ O ₃) 10p	-1023	29,2	425,6	96,9
%100(Cu,Zn,Al ₂ O ₃) 20p	-998,1	26,4	550	129,2

Potansiyodinamik polarizasyon eğrileri, kaplamaların korozyon akım yoğunluğunun, kaplamaların element içeriği ve mikro yapıları ile ilişkili olduğunu ve düşük gözenekliliğin, kaplamaların korozyon hızının azaltılmasında faydalı olduğunu doğrulamıştır. OCP ölçüm, potansiyodinamik polarizasyon ve potensiyostatik EIS teknikleri, farklı toz bileşenlerinin Cu bazlı kaplamaların korozyon davranışını önemli ölçüde değiştirdiğini göstermiştir.

Potansiyodinamik polarizasyon testleri, tüm kaplamaların %100(Cu,Zn,Al₂O₃) hariç substrata kıyasla katodik yönde daha yüksek korozyon potansiyeli sergilediğini göstermiştir. Bununla birlikte açık devre şartlarında kaplamaların korozyon akım yoğunlukları 7075 AA substratına göre çok daha yüksek olduğu tespit edilmiştir. Bu durum kaplamaların korozyonunun 7075 AA ile karşılaştırıldığında daha geç başladığını ancak daha hızlı yayıldığını göstermiştir. Kaplamaların üst tabakası, gözenekli doğası ve enine kesit boyunca düzensiz ve küçük kusurların varlığı nedeniyle korozyon direncini artırmaya katkıda bulunmamıştır. Sonuç olarak, gözeneklerden geçen ilk hızlandırılmış korozyonun, kimyasal saldırıyı arttırdığı, küçük kusurları genişlettiği ve kaplama/substrat



arayüzünde önemli saldırılara izin verdiği bulunmuştur. Kaplama kompozisyonunda Ni veya Zn içeriği arttıkça korozyon potansiyelinin anodic yönde azaldığı gözlenmiş, bununla birlikte korozyon akım yoğunluğu ve korozyon hızının en yüksek seviyelere ulaştığı tespit edilmiştir. Bu durum (Cu,Ni,Zn,Al₂O₃) ve (Cu,Zn,Al₂O₃) kompozit kaplamalarda degradasyon sürecinin Cu,Ni-Zn veya Cu,Zn galvanik çifti tarafından hızlandırıldığı ile ilişkilendirilmiştir. %100(Cu,Zn,Al₂O₃) kaplamalarında en yüksek korozyon hızının tespit edilmesi ve en büyük potansiyel farkın Cu-Zn arasında olması bu durumu doğrulamıştır. Diğer taraftan agresif korozyon şartlarında 7075 AA'nın hızlı bir şekilde aktifleştiği, oluşan pasif oksit filmi yetersiz kalarak bölgesel ve çukurcuk korozyonuna direnç gösteremediği tespit edilmiştir. Bununla birlikte tüm Cu esaslı kaplamalar anodik koldaki reaksiyonları baskılayıp, yeterli pasifleşme derecesine ulaşarak substrat malzemeye göre daha yüksek korozyon direnci göstermiştir. Korozyon test sonuçlarından, her bir kaplama özelinde kalın kaplamaların ince kaplamalardan daha yüksek korozyon direnci sergilediği bulunmuştur. Bu netice püskürtme katman sayısındaki artışa bağlı olarak yüzeydeki porozite miktarının bir miktar azalması ile ilişkilendirilmiştir. Potensiyostatik EIS testleriyle elde edilen Nyquist ve Bode grafikleri kullanılarak kaplamalar için eşdeğer devreler kurulmuş, açık devre ve aşırı gerilimin söz konusu olduğu agresif korozyon şartlarında potansiyodinamik polarizasyon testleri ile uyumlu sonuçlar elde edilmiştir. Her iki test yöntemi de test edilen numuneler için en önemli korozyon formunun lokalize ve çukurlaşma olduğunu göstermiştir. %100(Cu,Al₂O₃) kaplama, diğer bakır esaslı kaplama arasında en yüksek çukurlaşma direncini ve yeniden pasivasyon kabiliyetini sergilerken, %100(Cu,Zn,Al₂O₃) kaplama en zayıf olanı temsil etmiştir.

Sonuç

Havacılık ve uzay sanayinde yaygın olarak kullanılan 7075 AA alaşımı üzerine Cu esaslı kaplamaların üretilmesi ve karakterize edilmesi noktasında kompozisyon ve kaplama kalınlığı etkisini ortaya çıkaran araştırma sayısı sınırlıdır. Bu çalışma ile hem porozite hem de galvanik çift oluşturma hususu farklı kaplama kompozisyonları ve farklı kaplama kalınlıkları için irdelenmiştir. Sonuç olarak 7075 AA'nın agresif korozyon şartlarında kaplama olmadan korozyona daha hızlı uğradığı ve direncinin düşük olduğu diğer taraftan Cu esaslı kompozit kaplamalar ile bölgesel ve çukurcuk korozyonu riskinin minimize edildiği ortaya çıkmıştır.

Anahtar Kelimeler: 7075 AA, soğuk dinamik gaz püskürtme, Cu esaslı MMK kaplama, korozyon, mikroyapı.



Düşük Emisyonlu Bir Hidrojen Yakıcısının Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği ile Parametrik Optimizasyonu

Muhammed Emin DİKİCİ¹, Adnan MİDİLLİ²

Genişletilmiş Özet

Amaç

Günümüzde sivil ve askeri havacılık alanında yürütülen düşük emisyonlu yakıcı ve motor geliştirme çalışmaları oldukça yaygın hale gelmiştir. Bu durum emisyon kısıtları ve fosil kaynaklı havacılık yakıtlarına erişilebilirlik problemleri sebebiyle yeni bir trende evrilmektedir. Böylelikle düşük emisyonlu temiz bir yakıt ve bu yakıtın verimli bir şekilde kullanılabileceği yakıcı ve motor konfigürasyonlarının araştırılması ivmelenmiştir. Düşük emisyonu, minimum ateşleme enerjisi, yüksek tutuşabilirlik yüzdesi, yüksek adyabatik alev sıcaklığı, yüksek difüzyon hızı ve yanma veriminin yüksek olması hidrojeni bu bağlamda öne çıkarmaktadır. Hidrojenin bahsedilen avantajlarının yanında dezavantajları da bulunmaktadır. Bunlara depolama, geri tepme, ani sıcaklık artışı, NO_x oluşumu ve sönme problemleri örnek olarak verilebilmektedir. Bu çalışmada literatürde oldukça kısıtlı bulunan ve yanma odasında radyal ve eksenel yönde dağılım yeteneğine sahip, düşük emisyonlu, kompakt yapıdaki ve havacılık uygulamalarında kullanılabilen hidrojen yakıcısının tasarımı ve optimizasyonu yapılmıştır. Optimizasyon sırasında hesaplamalı akışkanlar dinamiği araçları kullanılarak, optimum molar fraksiyonu, eşdeğerlik oranı ve efektif yanma odası hacminin bulunması soğuk akış analizleri ile gerçekleştirilmiştir. Ayrıca düşük emisyonlu, havacılıkta kullanılabilen ve sıfırdan bir yakıcı tasarımının yapılması sırasında optimum koşulların bulunması süreçlerinde izlenilmesi gereken yolların literatüre bir rehber olması hedeflenmiştir.

Yöntem

Bu çalışma kapsamında, yakıcı tasarımı sırasında yakıcının kor bölgesinde maksimum türbülans kinetik enerji, maksimum sirkülasyon hacmi ve hem radyal hem de eksenel yönde geniş bir hidrojen dağılımına olanak sağlayacak yakıcı temel kriterlerine dayanarak bir tasarım geliştirilmiş ve optimize edilmiştir. Yakıcı üzerindeki delik grupları parantez

¹YL Öğrencisi, ORCID ID: 0000-0001-8185-3360, Yıldız Teknik Üniversitesi, emin.dikici@std.yildiz.edu.tr

¹HAD Analiz Mühendisi, BAYKAR Teknoloji, muhammedemin.dikici@baykartech.com

²Prof. Dr., ORCID ID: 0000-0001-9541-5409, İstanbul Teknik Üniversitesi, amidilli@itu.edu.tr



içerisinde kısaltmaları ile şu şekildedir. İki adet teğetsel yönde oksijen (O_2_T1 , O_2_T2), bir adet eksenel yönde oksijen (O_2_E), bir adet eksenel yönde hidrojen (H_2_E) ve bir adet radyal yönde hidrojen (H_2_R) şeklindedir. Düşük hesaplama maliyeti ve yakınsama hızı göz önünde bulundurularak pollyhexcore tip çözüm ağına sahip modelde, karışım problemlerinde en efektif sonucu vermesi hasebiyle k- ϵ türbülans modeli kullanılarak hidrojen ve oksijen yayılımı türlerin taşınımı denklemleri ile modellenmiştir. Analizler 3 aşamadan oluşmaktadır. Birinci aşamada $250 \text{ m}^3/\text{h}$ hidrojen, 1 eşdeğerlik oranında, farklı molar fraksiyonlarda yanma odasına deşarj edilerek yakıcı üzerindeki hidrojen ve oksijen deliklerinden sağlanması gereken optimum dağılım fraksiyonu bulunmuştur. İkinci aşamada nihai dağılım fraksiyonu ile $50\text{-}500 \text{ m}^3/\text{h}$ arasında hidrojen $0,9\text{-}1,1$ arasında eşdeğerlik oranında 100 farklı noktada incelenerek en efektif dağılım gösteren debi ve eşdeğerlik oranı bulunmuştur. Son aşamada ise yanma odasının en boy oranı $0,125$, $0,25$, $0,375$, $0,5$, 1 , $1,5$ ve 2 arasında değiştirilmiştir. Teğetsel, eksenel ve radyal yöndeki hızların etkileşimi ve efektif hidrojen dağılımı için kritik en boy oranı bulunarak bu yakıcı tasarımına ait en optimum hacmin bulunulması hedeflenmiştir.

Bulgular

Birinci aşamada, molar fraksiyon, hidrojen için H_2_E 'de $0,25$, H_2_R 'de $0,75$ bulunmuştur. Oksijen için ise O_2_T1 'de $0,2$, O_2_T2 'de $0,5$ ve O_2_E 'de $0,3$ bulunmuştur. Bu konfigürasyonda yakıcının kor bölgesinde türbülans kinetik enerjisi yüksek bir sirkülasyon hacmi elde edilmiştir. İkinci aşamada optimum debi ve eşdeğerlik oranının $350 \text{ m}^3/\text{h}$ ve $1,06$ olarak bulunmuştur. Son olarak incelenen hacim taramasında yanma odasının uzunluğu sabit tutulduğunda efektif en boy oranı $0,375$, yanma odasının çapı sabit tutulduğunda ise 1 olarak bulunmuştur. Böylelikle yakıcının ideal molar fraksiyonu, debisi, eşdeğerlik oranı ve yanma odası hacminin optimizasyonu yapılmıştır. Yapılan çalışmalar neticesinde yakıcının teğetsel ve radyal yöndeki kaynaklarının oluşturduğu sirkülasyon bölgeleri sebebiyle yanma odasında uzak alan ve yakın alan dağılım performansının debi ve eşdeğerlik oranıyla lineer bir ilişki halinde olmadığı görülmüştür. Hidrojen debisinin ve eşdeğerlik oranının arttıkça yanma odası içerisindeki kaotik yapıyı arttırarak teğetsel, eksenel ve radyal hız bileşenlerinin bozulmasına sebep olmuştur. Yanma odasının eksenel yönde küçültülerek yakıcı çıkışına yaklaştırılması $x/d=1$ 'deki eksenel ve teğetsel hızı bir miktar düşürse de sürekliliğini koruyarak $x/d=5$ 'te büyük en boy oranlarına göre daha yüksek hızlara ulaşarak alev boyunu uzattığı görülmüştür. Aynı zamanda eksenel yönde en boy oranı 2 'ye yaklaştıkça yakıcıdan çıkan hidrojen ve oksijen karışımının arka duvar ile etkileşime girdiği görülmektedir. Ek olarak yanma odasının çapı küçültüldükçe, radyal yöndeki hidrojen hız bileşenin yan duvar ile etkileşime girerek eksenel yöndeki alev boyunu sınırlandırdığı görülmüştür. Debi değişimi ile sirkülasyon hacminin lineer artmaması ve teğetsel, eksenel ve radyal yöndeki hız bileşenlerinin yanma odası hacminin değişimi ile sirkülasyon bölgesi üzerinde direkt etkisinin bulunduğu kanaati bu çalışmaya ait kritik çıktılarından bazıları haline gelmiştir.



Sonuç ve Öneriler

Bu çalışmada tasarımı ile literatürde benzeri bulunmayan bir hidrojen yakıcısının oksijen ortamında hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemi ile optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Saf hidrojen ve oksijen kullanılan yakıcı optimizasyonu çalışmasının oldukça az olması, yakıcının radyal ve eksenel yönde dağılıma olanak tanınması, modüler bir yapıya sahip olması, performans haritasının oluşturulması ve basit yapısı sayesinde konstrüksiyona uygun olması yakıcının avantajları arasında yer almaktadır. Ayrıca optimizasyonlar neticesinde oldukça sık rastlanılan ön karışımdan kaynaklı geri tepme, ani yüksek sıcaklığa ulaşmasına sebep olacak eşdeğerlik oranı düzensizlikleri, ani sıcaklık artışına bağlı olarak NO_x oluşumu ve patlama ile sönme problemlerinin giderilebileceği bir tasarım oluşturulmuştur. Bu çalışma ile, optimum molar fraksiyon, debi, eşdeğerlik oranı ve yanma odası en boy oranı bulunabilmiştir. İlerleyen zamanlarda, deneysel çalışmalardan önce yakıcının termoakustik analizi gerçekleştirilerek gürültü seviyesi de incelenecektir. Bu sayede havacılıkta zararlı emisyonların yanı sıra gürültü kirliliğinin de önüne geçilmesi hedeflenmektedir.

Anahtar Kelimeler: Havacılık, Hidrojen, Emisyon, Yanma, Yakıcı.



F-16 Savaş Uçağı için PID Tabanlı Uçuş Bilgisayarı ile Robust Manevra Kontrolü

Orhan KARA¹, Elbrus CAFEROV²

Genişletilmiş Özet

Uçaklar kullanımlarına göre askeri, sivil, deneysel gibi sınıflandırılabilir. Uçaklar, jet motorları veya pervane motorları gibi motor mekanizmalarına göre de sınıflandırılabilir. Projemiz için askeri Amerikan hava uçağı F-16'ya odaklanacağız.

F-16, tek motorlu, yüksek manevra kabiliyetine sahip, süpersonik, çok rollü bir taktik savaş uçağıdır; çeşitli görevleri yerine getirebilen ve 24 saat hazır olmayı sürdürebilen, uygun maliyetli bir muharebe uçağı olacak şekilde tasarlandı. Önceki modellerden çok daha küçük ve hafiftir, ancak gelişmiş manevra performansı elde etmek için ilk kez rahat bir statik kararlılık/fly-by-wire (RSS/FBW) uçuş kontrol sistemi kullanımı da dâhil olmak üzere gelişmiş aerodinamik ve aviyonik kullanır. Son derece çevik olan F-16, 9 G (gravitational)'lik manevralar yapmak için özel olarak üretilmiş ilk savaş uçağıdır ve 2 Mach'ın üzerinde maksimum hıza ulaşabilmektedir.

Bir uçağı kontrol etmek için genellikle kontrol yüzeyleri kullanılır. Örnek verecek olursak elevatörler, flaplar ve spoilerlardır. Kontrol yüzeyleriyle uğraşırken, birincil ve ikincil uçuş kontrol yüzeyleri arasında bir ayrım yapabiliriz. Birincil kontrol yüzeyleri başarısız olduğunda, tüm uçak kontrol edilemez hale gelir. (Örnekler elevatorler, aileronlar and rudderlar.) Ancak, ikincil kontrol yüzeyleri başarısız olduğunda, uçağı kontrol etmek biraz daha zordur. (Örnekler flaplar ve trim sekmeleridir.) Hava aracını kontrol etmek için gerekli olan sistemin tamamına kontrol sistemi denir. Bir kontrol sistemi pilota doğrudan geri bildirim sağladığında buna tersinir sistem denir.

Orantılı-integral-türevli denetleyici anlamına gelen PID (to proportional-integral-derivative controller) denetleyici, endüstriyel kontrol sistemlerinde yaygın olarak kullanılan bir kontrol döngüsü geri besleme mekanizmasıdır. PID denetleyicisi, ölçülen süreç değişkeni ile istenen ayar noktası arasındaki fark olarak bir hata değeri hesaplar. Denetleyici, manipüle edilmiş bir değişken kullanarak süreci ayarlayarak hatayı en aza indirmeye çalışır. PID kontrol şeması, toplamı manipüle edilen değişkeni (Manipulated Variable) oluşturan üç düzeltme teriminden sonra adlandırılır. Oransal, integral ve türev terimleri, PID denetleyicisinin çıkışını hesaplamak için toplanır.

¹İstanbul Teknik Üniversitesi, 0000-0003-4077-9111, karaorh@itu.edu.tr.

² Prof. Dr., İstanbul Teknik Üniversitesi, 0000-0002-7742-2514, cafer@itu.edu.tr.



Amaç

Bu bildiride F-16 ile ilgili teorik bir çalışma sunulacaktır. Bildiri birkaç aşamadan oluşacak, doğrusal ve doğrusal olmayan matematiksel modelin gelişimi belirli varsayımlar kullanılarak değerlendirilmiş ve buna göre farklı durumlar dikkate alınarak ve tüm durum ölçümleri varsayılarak bir oto-pilot tasarlanmış; oto-pilotun performansını ölçmek için SimuLink yazılımı kullanılarak, ardından istenen performansı elde etmek için bir lineer kontrolör eklenmiştir.

Yöntem

Bu bildiride kullanılan yöntem, önce doğrusal ve doğrusal olmayan durumlar için her iki durum için hareket denklemlerini belirlemek, ardından denklemleri belirledikten sonra simülasyonu kullanarak modelleyerek başlamak ve ilk model muhtemelen sahte olacaktır çünkü herhangi bir kapalı döngü veya geri bildirim işlemi içermez ve bundan sonraki adım, bir doğrusal denetleyici ve bir PID denetleyici kullanarak bir geri besleme eklemek veya oluşturmak olacaktır, ikisini de deneyeceğiz. Son adım, denenen sonuçlar için bazı değerler ve grafikler üretmek olacaktır.

Bulgular

PID denetleyici parametreleri (orantılı, integral ve türev terimlerinin kazançları) yanlış seçilirse, kontrollü işlem girişi kararsız olabilir, yani çıkışı salınımlı veya salınımsız olarak farklılık gösterebilir ve yalnızca doyumluk veya mekanik kırılma ile sınırlıdır. İstikrarsızlık, özellikle önemli bir gecikmenin varlığında aşırı kazançtan kaynaklanır. Genel olarak, tepkinin stabilizasyonu gereklidir ve işlem koşulları ve ayar noktalarının herhangi bir kombinasyonu için işlem salınım yapmamalıdır, ancak bazen marjinal stabilite (sınırlı salınım) kabul edilebilir veya istenir. Bir F-16 uçağı için bir PID denetleyicisi eklemek, geçici yanıtı iyileştirmenin yanı sıra daha doğru kararlı durum çözümü ve daha az yükselme süresi sağlamaya devam edecektir.

Doğrusal olmayan F-16 modeli, denetleyici tasarımında doğrusal tekniklerin kullanılması için geliştirilmiş ve doğrusallaştırılmıştır. Bu doğrusallaştırmanın sonuçları, hücum açısı gibi aerodinamik davranışta küçük sapmalar olduğu sürece doğrusal modelin doğrusal olmayan modelin iyi bir temsili olduğunu yansıtır. Oto-pilot uzunlamasına tutma işlevlerinde, elevatör girişi ile İrtifa izleme ve yunuslama tutumu elde edildi ve PID denetleyicilerinin kullanımı sabit durum hatasını ortadan kaldırdı ve geçici yanıtı iyileştirdi.

Kontrolörleri tasarlamak için lineerleştirilmiş denklemler kullanmanın sorunu, bunların yalnızca model lineer olmayan modelin doğru bir temsili olduğunda çalışacak olmalarıdır ve bu, uçak farklı irtifa ve hücum açısı koşullarında çalışmayı gerektirdiğinde denge durumu hakkında küçük bir bölgedir.



Sonuç

Daha detaylı bir çalışma yapılacaksa matlab kodlamasında daha fazla iterasyon geliştirilmesi, ayrıca daha fazla çalışma yapılması ve daha iyi sonuçlar elde etmek için yapılan varsayımların sayısının azaltılması önerilir. Doğrusal olmayan modelin daha etkin bir şekilde kullanılması, daha yüksek performans elde etmenin başka bir yöntemi olacaktır ve kararlı durum hatasını azaltmak için, özellikle yalpalama, yalpalama ve yalpalama hareketlerinde zorunlu cayrolarla sönümleyicilerin kullanılması önerilir. Performansı ve çalışmayı iyileştirmek için gelecekte yapılabilecek diğer çalışmalar, burada listelendiği gibi, sistemi çeşitli kırpma (trim) noktalarında kırpma ve çalışma bölgesini artırmak için çeşitli kazançlar bulmaktır (Kazanç Çizelgeleme). Hareketin yanal yönde analizi ve F16 uçağının deneysel doğrulaması ve uygulaması konularında çalışma yapılması tavsiye edilmektedir.

Anahtar Kelimeler: Simülasyon, Hareket Denklemleri, Doğrusal, Doğrusal Olmayan, PID Denetleyici, Otomatik Pilot, F-16 Savaş Uçağı.



Farklı Kaya Gazları Karışımlarında Bileşenlerin ve Girdap Üreteçlerinin Alev Yapısına Etkisi

Serdar Çetintaş¹, Murat Taştan²

Genişletilmiş Özet

Dünyamızın enerji kaynakları sınırsız olmadığı için sürekli yeni ve verimli yakıt türlerinin enerji santrallerinde ve güç kaynaklarında kullanılması için araştırılması gerekmektedir. Kaya gazının varlığı uzun bir zamandır enerji sektörünün ilgisinde kalmıştır. Bu gazın çok derinlerde olması sebebiyle üretim maliyetlerinin yüksek olması eskiden problem olarak görülmekteydi. Günümüzde artık modern teknik yöntemler ile kolay bir şekilde çıkarılması ve daha az maliyetlerle üretimi yapılabilmektedir. Amerika Birleşik Devletleri bu gazın çıkarılması ve işlenmesinde lider konumundadır. Petrol ve doğal gazın aksine bu yakıt dünyanın birçok ülkesinde yer altı kaynakları olarak bulunmaktadır. Ülkemizde de birkaç bölgede bulunan bu kaya gazının oluşumunda metan ağırlıklı olmakla beraber propan, etan, nitrojen ve karbondioksit gazları vardır. Karışımın bileşenlerinin yüzdelik oranları farklılık göstermektedir. Yakıt kompozisyonlarındaki bu farklılık kimyasal ve fiziksel süreçleri etkilemektedir. Yakıt kompozisyonu ve girdap sayısının farklı kaya gazlarındaki alev yapıları ön karışımli bir yanma düzeneğinde deneysel bir çalışma ile incelenmiştir.

Amaç

Bu çalışma, ön karışımli laboratuvar boyutlu tasarlanmış bir yakıcı sistemde, 4 kW termal güç altında ve eşdeğerlik değeri 0.7 olacak koşullarda girdap üreteç değerleri 0.2, 0.6, 1.0 ve 1.4 seçilerek farklı kompozisyonlara sahip kaya gazı karışımlarının alev yapılarını nasıl etkilediği araştırılmıştır.

Yöntem

Ön karışımli ve girdap üreteçle laboratuvar ölçekli model bir yakıcıda deneyler yapılmıştır. Bu deney sistemi ateşleme kontrol paneli, gaz besleme hattı, kompresör, yakıt karışım tüpleri, kütle akış kontrolcüsü, basınçölçerler, sıcaklık ölçerler, foto ölçerler barındırmaktadır. Yapılan ölçümler veri toplayıcısı (EK200L serisi) tarafından bilgisayara aktarılmaktadır. Buradan alınan veriler ücretsiz yazılımlarla grafiklere dönüştürülmektedir. Araştırmamızın deney sisteminde bir gaz besleme hattı ile kaya

¹Öğr. Gör., Ege Üniversitesi, Havacılık MYO, 0000-0001-6503-9676, serdar.cetintas@ege.edu.tr.

²Dr. Öğr. Üyesi., Erciyes Üniversitesi, Havacılık ve Uzak Bilimleri Fakültesi, 0000-0001-9988-2397, mrt@erciyes.edu.tr.



gazlarının belirli kompozisyonlarda ve eşdeğerlik oranlarında karışımı gerçekleştirilmektedir. Ayrıca yakıcı bölümünde girdap üreteçlerinde değişiklik yapılmasına imkân veren özel bir yuva mevcuttur. Çalışma boyunca kullanılan yakıt karışımları oranları Tablo 1 de sunulmuştur. Öncelikle saf metan yakılarak yanma özellikleri belirlenmiş sonra diğer kaya gazları ile deneylere devam edilmiştir. DeneySEL çalışmalarda bazı değerler sabit tutularak yakıt kompozisyonundaki değişim oranındaki artışın kararsızlığa etkisi daha net anlaşılabacaktır. Yakıcı yuvasına dört farklı değerde küçükten büyüğe doğru olacak şekilde 0.2, 0.6, 1.0 ve 1.4 olan girdap üreteçleri her deney öncesi değiştirilmiştir. 4 kW yakıcı gücünde yanma gerçekleştirilmiştir. Gaz karışımlarının alev sönme ve geri tepme sınırları hesaplanarak, tüm çalışmalarda kararlı yanma sağlamak için 0.7 eşdeğerlik oranı kullanılmıştır. Çalışmada kullanılan karışımlar ve onları oluşturan bileşenlerin yüzdeleri aşağıda Tablo 1. de sunulmuştur.

Tablo 1. Gaz Karışımlarının Yüzdelik Oranları

Karışım Kodu	CH_4	C_3H_8	N_2	CO_2
Saf Metan	%100	%0	%0	%0
Kaya gazı 1 (K1)	%85	%5	%10	%0
Kaya gazı 2 (K2)	%85	%10	%5	%0
Kaya gazı 3 (K3)	%85	%5	%5	%5
Kaya gazı 4 (K4)	%85	%10	%0	%5
Kaya gazı 5 (K5)	%85	%5	%0	%10
Kaya gazı 6 (K6)	%80	%10	%5	%5

Bulgular

Tüm kaya gazları için karışım bileşenlerinin değişmesi üç farklı girdap sayısında çalıştırılan model yanma odasının alev şekli ve reaksiyon bölgesi yapısı üzerinde çok radikal etkisi olmamıştır. Tüm karışım alevleri fakir şartlar altında ve yakıtların içerisinde bulunan karbon ve hidrojen elementlerinden kaynaklanan mavimsi alevler oluşmuştur. Testini yaptığımız 4 farklı girdap sayılarında alev, girdap kanadının iç halkasını bağlanmıştır. 0.2 girdap değerinde saf metan için yanma aşağı akımda tamamlanmıştır. Alev diğerlerine kıyasla daha uzun ve ince bir yapıya sahiptir. Bunun sebebi iyi olmayan bir yakıt hava karışımı ile yanma yoğunluğunun zayıf kalmasıdır. Düşük girdap (0.2) değerlerinde alev balon görünümünde iken yüksek değerlerde alev fincan görünümü almıştır. Tüm kaya gazlarında 0.2 girdap sayısında yanma zorlanarak alev sönmesi olmuştur. Kararlı bir yanma burada olmamıştır. Girdap artışı ile yanma kaya gazlarında kararlı yanmaya dönmüştür. Girdap üreteçlerinin kanallarından geçen gaz akışı döngüsel bir harekete zorlanır. Oluşan bu akış hareketi yakıt/hava karışımının daha hızlı bir şekilde homojen yapıda olmasını sağlar. Bu durum birçok yakıcı düzeneğinde kararlı çalışma kabiliyetlerini artırır. 0.2 girdap sayısında yanmayan kaya gazlarının daha yüksek girdap



sayılarında kararlı yanması buna dayanmaktadır. 0.6-1.4 girdap değerleri aralığında girdap kapasitesinin gelişmesi görünür alev boyunu kısaltmıştır. Brülör çıkışında başlayan eksenel mesafe artışı ile alev radyal olarak dışa doğru yayılmıştır. Artan girdap değerleri ile yakıt ve havanın karışımı olumlu etkilenmiştir. Yüksek sıcaklık alanlarında yakıt karışımlarının bulunma süresi uzar ve radyal ısı yayılımı daha fazla olur. Radyal olarak dışa doğru genişleyen alev ile daha kararlı ve yoğun yanma gerçekleşir. Girdap sayısının artmasıyla alev yakıcı içerisine doğru yanmaya başlamıştır. Yüksek reaksiyon yoğunluğu meydana gelmesi ile parlak alevler oluşmuştur. Farklı yakıt kompozisyonu, yanma tepkimelerinde kimyasal ve fiziksel oluşumları etkileyerek alev yapısal performansını, alev yayılma hızlarını ve kütle tüketim hızlarını değiştirmiştir.

Saf metana kıyasla K3 kaya gazı karışımı daha parlak ve nispeten alev boyu daha uzun olmuştur. Burada yine karbon oranının artması ile parlaklık artmıştır. Seyreltici etkiye sahip gazların ise alevin uzamasına neden olduğu görülmektedir. Yanıcılık bölgesinde artış olmuştur. K3 karışımında %5 ilave CO_2 varlığı bu karışımın daha parlak bir aleva sahip olmasına ve üç farklı girdap sayısında aynı oranda sebep olmuştur. CO_2 'nin alev yayılımını artırdığı düşünülmektedir. Alevin parlaklığını yüksek sıcaklıklarda kaya gazı karışımında ayrılan karbon atomlarının bolluğu ile açıklamak mümkündür.

Ayrıca, yanma odasında bir seyreltici olarak N_2 'nin CO_2 ile yer değiştirmesi, kimyasal kinetik ve termo-fiziksel ve ışınsal özelliklerdeki farklılıklar nedeniyle üretilen alevlerin davranışını ve çalışabilirlik aralıklarını önemli ölçüde etkilemiştir. N_2 seyreltici gazı da havayla benzer taşınım ve termal özelliklerinden dolayı O_2 miktarındaki değişim ile yanma yoğunluğunu etkilemektedir. K6 karışımındaki N_2 fazlalığı da parlaklığın azalmasına neden olmuştur. C_3H_8 ilavesi ile alev stabilizasyon mekanizmasını çok etkilememiştir ama alev şeklini etkileyerek çap azalmasına neden olmuştur ve alev uzunluğunu da artırmıştır.

Sonuç

Bu çalışma geleceğin enerji kaynaklarında rolü giderek artan kaya gazlarının yanma ve alev performansı hakkında literatüre katkı sağlayacaktır. Sonraki çalışmalara da öncülük edecektir. Kaya gazlarının çok geniş kompozisyonlarda olmasından dolayı birçok yakıcıda yanma parametreleri daha detaylı incelenerek alternatif yakıtların kullanılmasının artırılması sağlanmalıdır. Bu karışımların daha çok kullanılması ile sınırlı enerji kaynaklarına alternatif bir yakıt olacaktır. Fosil yakıtlara nazaran emisyon değerlerini çok düşük seviyelere getirecektir. Bazı ülkeler de artık enerji ihtiyacını sahip olduğu bu öz kaynaklardan sağlayarak kendi ekonomilerinde önemli bir boşluğu dolduracaklardır.

Anahtar Kelimeler: Kaya gazı, Yanma karakteristikleri, Alev yapısı, Girdap sayısı.



Floresans Manyetik Parçacık Test Görüntülerinde Akım ve Konsantrasyon Değişimlerinin Analizi

Alperen Doğru¹, Coşkun Harmanşah², Esmâ Nur Savrangüler³, Yavuz Öztürk⁴,
Feti Adar⁵

Genişletilmiş Özet

Günümüzde atıkların, enerji tüketiminin az olduğu ve çevre dostu endüstriyel üretim süreçleri büyük önem taşımaktadır. Bu durumda üretim süreçlerini kesintiye uğratmadan ve hızlı bir şekilde ilerlemesini sağlamak için tahribatsız muayene yöntemleri tercih edilmektedir. Tahribatsız muayene (NDT) sayesinde malzemeye kalıcı hasar vermeden ve kullanılabilirliğini etkilemeden olası içsel veya yüzeysel kusurlar tespit edilebilmektedir. NDT malzemenin güvenilirliği ve bütünlüğünün korunmasında önemli bir rol oynamaktadır. Otomotiv, havacılık, savunma ve inşaat sektörleri başta olmak üzere diğer sektörlerdeki kritik malzemelerin üretim ve bakım çalışmalarında çeşitli NDT yöntemleri kullanılmaktadır. Tahribatsız muayene yöntemleri ile metal, plastik, kompozit malzemelerin yanı sıra farklı yapısal özelliklere sahip malzemeler test edilmektedir. Bu kapsamda test edilecek malzemeye ve kusur tipine göre uygun olan Görsel Muayene (VT), Manyetik Parçacık Muayenesi (MPI), Sıvı Penetrant Muayenesi (PT), Ultrasonik Muayene (UT), Radyografik Muayene (RT), Eddy Akımı Muayenesi (ET) yöntemlerinden birisi veya birileri seçilmektedir. Ayrıca uygulama alanı, kullanım şekli ve malzemenin özelliğine bağlı olarak İleri Tahribatsız Muayene Yöntemleri de kullanılmaktadır.

Floresan Manyetik Parçacık Testi tahribatsız muayene metodları arasında basit kullanımı ve yüksek hassasiyeti nedeniyle ferromanyetik malzemelerin yüzey altı ve/veya yüzeysel süreksizliklerini tespit etmek amacıyla yaygın olarak kullanılan muayene yöntemlerinden birisidir. Bu test yönteminde malzemelerin ferromanyetik özellikte olmalıdır. Manyetik parçacık muayenesi sırasında ferromanyetik parça yüzey ve/veya yüzeye yakın süreksizlikler UV ışığa veya görünür ışığa duyarlı floresan manyetik parçacık kullanılmaktadır. Floresan MPI uygulamalarında manyetik parçacıklar taşıyıcı sıvı ile homojen bir karışım elde edilmektedir. Burada, manyetik parçacıkların konsantrasyonu test sonuçlarını doğrudan etkilemekte ve kusurların daha belirgin hale gelmesinde rol

1 Öğr. Gör. Dr., 0000-0003-3730-3761, alperen.dogru@ege.edu.tr

2 Dr. Öğr. Üyesi, 0000-0003-4946-8344, coskun.harmanisah@ege.edu.tr

3 YL. Öğr., 0000-0002-2766-0012, 2117104006@std.idu.edu.tr

4 Doç. Dr., 0000-0002-9650-6350, yavuz.ozturk@ege.edu.tr

5 YL. Öğr., 0000-0003-3295-5840, feti@politeknik.com



oynamaktadır. Bundan dolayı test öncesi manyetik parçacık konsantrasyonu ve homojenliği kontrol edilir. floresans manyetik parçacıklar yeşil, kahverengi ve kırmızı renklerde olabilmektedir. Burada renkler test ortamında kullanılan görünür veya UV ışık türüne bağlı olarak daha iyi görünürlük sağlamak amacıyla farklı olarak üretilmektedir. Test sırasında kullanılan sıvı AE AMS 3043 ve SAE AMS 2641 Type 1 standartlarını karşılamaktadır. ASME B&PV Code ve EN ISO 9934-2 göre non-koroinoniulfirik ve non-halojenik'tir.

Manyetik parçacık muayenede diğer önemli parametre ise kullanılan akımın türüdür. Burada kullanılan akım türü, muayene edilen malzemenin özelliklerine, muayene amacına ve muayene standartlarına bağlı olarak değişir. MPI' de kullanılan akım türleri: Alternatif Akım (Alternating Current-AC), Doğru Akım (Direct Current - DC), Yarım Dalga DC (Half Width DC) ve Tam Dalga DC (Full Width DC). Burada akım türünün seçimi test edilecek süreksizliğin yüzey ve/veya yüzey altındaki derinliğine bağlı olarak yapılmaktadır. AC akım yüzeye daha yakın kusurların tespitinde yaygın olarak kullanılırken DC akım yüzey altındaki kusurların tespit edilmesine daha uygun olmaktadır. Piyasada yaygın olarak kullanılan çelikler için 50/60 Hz AC akım ile yapılan MPI uygulamalarında giriciliğin 2 mm'den (0,080") az olmaktadır. Manyetik parçacık muayenesinde akım seçimini yanı sıra uygulanacak akımın değeri de test sonuçları açısından önemlidir. Bundan dolayı, NDT uzmanı manyetik parçacık muayenesinde referans test bloğu; operatörlerin eğitimi, muayene yöntemini doğrulama ve test sürecinin kalitesini belgelendirmek için kullanılmaktadır. Bunun için çeşitli referans test blokları üretilmiş ve bunlar standartlaştırılmıştır. NDT uzmanları yapacakları floresans manyetik parçacık testine bağlı olarak standart referans blokları seçerek kullandıkları cihazlarını kalibrasyon yapmak zorundadır. Bunun için kullanılan MPI cihazı belirli periyotlarda kalibre edilerek testlerin doğruluğu garanti altına alınmaktadır.

Son on yılda, eklemeli imalat yönteminin üretim süreçlerine sunduğu birçok avantaj sayesinde geleneksel üretim yöntemlerine karşın tercih edilmesi giderek yaygınlaşmaktadır. Havacılık sektörü büyük ölçüde karmaşık ve düşük hacimli üretime odaklandığı için özellikle havacılık sektöründe eklemeli/katmanlı imalat uygulamalarının kullanımı kısa sürede artmıştır. Bu yöntem havacılık sektörü dışında özellikle; otomotiv, tıp, moda, savunma, mimarlık gibi birçok alanda hızla yaygınlaşmaktadır. Tahribatsız muayene yöntemi gibi eklemeli üretim yöntemi de geleneksel üretim metotlarına göre atık üretimi ve enerji tüketimi açısından önemli avantajlar sunmaktadır. Bu noktada floresans manyetik parçacık testlerinin eklemeli imalat tekniğinin kullanıldığı ürün geliştirme süreçlerinde ve son ürünlerin kalite kontrolünde kullanılabilirliği verimli ve sürdürülebilir yeni bir yaklaşım olacaktır. Eklemeli imalat yöntemle üretilen kompozit parça ve malzemelerin katmanları arasında özellikle yüzeye yakın kusurların tespitinde floresans manyetik parçacık yönteminin kullanılarak hızlı ve verimli şekilde test edilmesi ekonomi ve sürdürülebilirlik açısından büyük önem taşıyacaktır.



Bu çalışmada referans blok için farklı konsantrasyonlar ve farklı alternatif akım değerleri uygulanarak testin kalitesini etkileyen parametreler için veri setleri elde edilmiştir. Ayrıca, konsantrasyon, uygulanan akım ve yönü arasındaki ilişkiler analiz edilmiştir. NDT operatörlerinin floresans manyetik parçacık testlerinde hangi parametrelere dikkat etmeleri gerektiği ve bu parametrelerin ne kadar etkili olduğunu kavraması kolaylaşacaktır. Elde edilen sonuçlar, floresans manyetik parçacık testinin uygulama süreci iyileştirilmesinde operatörler için yardımcı bir rehber niteliği taşıyacaktır. Çalışma kapsamında elde edilen konsantrasyon ve akım değerleri istatistiksel olarak yorumlanmış ve elde edilen sonuçlar formülize edilmiştir. Testler sırasında alınan görüntü dosyalarına ön işleme teknikleri uygulanarak elde edilen işlenmiş görüntüler ile sonuçlar karşılaştırılmış ve süreç optimize edilmiştir. Bu durum MPI operatörünün floresans manyetik parçacık testini daha kısa sürede ve yüksek bir performansla yapmasını sağlayacaktır. Dolayısıyla operatörler test sonucunda malzemeler üzerindeki ve/veya yüzey altı kusurlardan daha kaliteli görüntüler alabileceklerdir.

Anahtar Kelimeler: NDT, Floresans Manyetik Parçacık Testi, Çatlak Tespiti, Ferromanyetik Malzeme, Görüntü Ön İşleme.



Grafen Nano Katkısı ile Havacılık Epoksi Matrisi Araldite LY5052 Çözeltisinin Oluşturulması

Cahit BİLGİ¹, Bilge DEMİR²

Genişletilmiş Özet

Karbonun farklı allatroplarından olan Fulleren 0 boyutlu (0B), karbon nanotüpler 1 boyutlu (1B), grafen 2 boyutlu (2B) ve elmas ve grafit 3 boyutlu (3B)' dur. Grafen nanopartiküllerin polimer matrisli gelişmiş çok fonksiyonlu kompozit malzemeler oluşturmak için kullanılması, havacılık, uzay, otomotiv ve savunma endüstrilerinde yenilikçi bir yöntemdir. Grafen yüksek termal ve elektrik iletkenliğinden dolayı uçakta yıldırımdan koruma (Faraday kafesi) ve elektrikle buz önleme/yok etme sisteminin kullanıldığı panellerinde, fren ünitelerinde ve uçak boyalarında kullanılmaya çalışılmaktadır. Üç Boyutta kompakt olarak birbirine bağlı bir grafen ağının inşası, polimer kompozitlerin elektriksel ve termal iletkenliğinde önemli bir artış sağlayabilir. Ayrıca korozyon uçak yapılarında oldukça önemli ve istenmeyen bir durumdur. Bariyer özellikleri nedeniyle grafen, korozyon direncini arttırmak için kullanılabilir. Havacılıkta karbon elyaf takviyesi epoksi polimer matrisi kullanılarak kompozitler üretilir. Grafen nano katkısını bu kompozitlerde kullanarak daha yüksek dayanıma sahip, daha yüksek termal ve elektriksel iletkenliğe sahip nano kompozitler üretilmesi hedeflenmiştir.

Amaç

Bu çalışmanın amacı, hızlı gelişmekte olan havacılıkta ve savunma sanayisinde önemli avantajlar sağlayacak olan grafen katkılı nanokompozitleri üretebilmek için havacılık polimer matrisi ile grafen çözeltisi oluşturabilmektir.

Yöntem

100 ml etil alkole (Sigma Aldrich %99.9) ayrı kaplarda katılacak epoksinin ağırlıkça % oranlarda (0-0,5-1-1,5) grafen eklenerek 30 dk oda sıcaklığında ultrasonik banyo yaptırılmıştır. Grafen yüzeyini aktive edip fonksiyonlaştırmak için SDS yüzey aktif maddesi (surfactant) eklenmiştir. SDS miktarını belirlemek için Kritik Misel Konsantrasyonu yöntemi kullanılmıştır. Koloidal ve yüzey kimyasında, kritik misel konsantrasyonu (CMC), üzerine çıkıldığında misellerin oluştuğu ve sisteme eklenen tüm ilave yüzey aktif maddelerin miseller oluşturacağı yüzey aktif madde konsantrasyonu olarak tanımlanır. CMC' ye ulaşmadan önce, yüzey gerilimi, yüzey aktif maddenin

¹ Öğr. Gör., İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa, 0000-0002-7432-2817, cahit.bilgi@iuc.edu.tr

² Prof. Dr., Karabük Üniversitesi, 0000-0002-3617-9749, bdemir@karabuk.edu.tr.



konsantrasyonu ile güçlü bir şekilde değişir. CMC' ye ulaştıktan sonra, yüzey gerilimi nispeten sabit kalır veya daha düşük bir eğimle değişir. Sodium Dodceyl Sulfate (SDS) için CMC değeri 0,0082 mol/L dir.

- 1 L çözelti için = SDS moleküler ağırlık x CMC
- = 288,38 gr/mol x 0,0082 mol/L
- = 2,364 gr/L olarak hesaplanmıştır.

Eklenen SDS miktarı ile çözeltiye 30 dk oda sıcaklığında ultrasonik banyo yaptırılmıştır. Çözelti 1 dk ultrasonik prop ile ve 30 dk boyunca manyetik karıştırıcıda 500 RPM de karıştırılarak yüzeyleri aktif edilmiş fonksiyonlaştırılmış grafen (FGNP) elde edilmiştir. Aradur 5052 (Epoksi B) vizkozitesi daha düşük (40-60 [MPa s]) olduğu için çözeltiye 27,53 gr eklenmiştir ve 30 dk oda sıcaklığında ultrasonik banyo yaptırılmıştır. Grafenin aglomere olmadığını tespit etmek ve FGNP edildiğini teyit etmek için UV-Vis Absorpsiyon Spektroskopisi yapılmıştır.



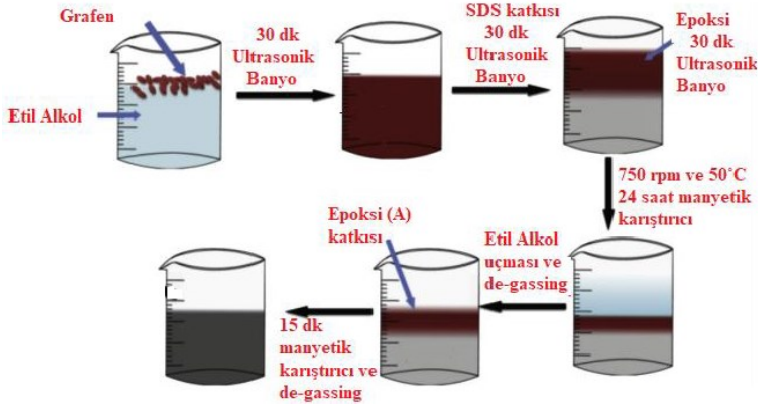
(a)



(b)

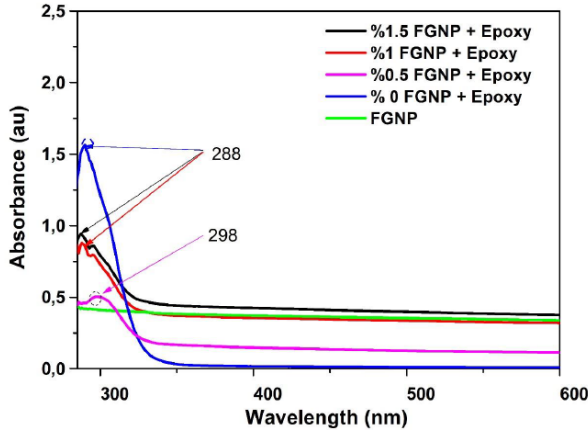
Şekil 1 - Ultrasonik Karıştırıcı (a); Manyetik Karıştırıcı (b)

24 saat boyunca 750 RPM de ve 50 °C' de manyetik karıştırıcıda grafen çözücüsü olarak kullanılan etil alkol uçurulmuştur ve de-gassing işlemi yapılmıştır. Etil alkolün tamamen uçurulduktan sonra 72,47 gr Araldite LY5052 (Epoksi A) katılarak 15 dk 50 °C' de manyetik karıştırıcıda karıştırılıp de-gassing işlemi yapılmıştır.



Şekil 2 – Grafen katkılı epoksi çözelti süreci

Ultraviyole ve görünür ışık (UV-Vis) absorpsiyon spektroskopisi bir ışın demetinin bir örnekten geçtikten veya bir örnek yüzeyinden yansıtıldıktan sonraki azalmasının ölçülmesidir. Işığın şiddetinin azalması absorplamanın arttığını gösterir. Derişimi dalga boyundaki absorpsiyonunu ölçerek bulunur. UV-Vis spektroskopisi çözeltideki moleküller veya inorganik iyon ve komplekslerin ölçümünde kullanıldı.



Şekil 3 – UV-Vis Spektrofotomere ile FGNP+Epoxi Karakterizasyon

Bulgular

UV ve görünür ışık absorpsiyon spektrumları, 250–800 nm aralığında çalışan bir UV–Vis spektrofotometre (Shimadzu UV-1800) kullanılarak elde edildi. Sonikasyondan sonra epoksi süspansiyonları, ölçümler sırasında saptanabilir bir iletim elde etmek için Etil Alkol ile 0.01 mg/ml'lik bir konsantrasyona seyreltilti. Tüm numuneler aynı konsantrasyona seyreltilti. Sonikasyondan sonra farklı zamanlarda ölçülen UV absorpsiyon zirvesini (yaklaşık 285 nm) göstermektedir. Grafikteki 285nm ve 298 nm



pikleri sırasıyla π - π ve n - π oluşu düşünülmektedir. Grafenin SDS ile yüzeyinin fonksiyonlaştırılması ve Araldite LY5052 epoksisi pik değerini biraz daha yukarı çıkarmıştır. Şekil-3 bütün katkı oranlarında (%0,5-1-1,5) grafen yüzeyini başarı ile fonksiyonlaştırdığını göstermektedir. Ancak %0,5 katkının önemli ölçüde başarılı olduğu görülmektedir.

Özgünlük/ Öneriler / Sonuç

Özgünlük

Bu çalışmada havacılıkta kullanılabilecek grafen katkılı nano kompozitler üretebilmek için epoksi polimer matrisine grafen eklenmiştir. Çözeltinin homojen olabilmesi için CMC' nin dikkate alınması ve Araldite LY5052 epoksi matrisinde ilk defa çalışılmıştır.

Öneriler

- 1- Grafenin (GNP) fonksiyonlaştırılması için SDS yüzey aktif maddesinin etkili olduğu görülmüştür, ancak SDS miktarını belirlemek için kesinlikle Kritik Misel Konsantrasyonu (CMC) yöntemi takip edilmelidir.
- 2- FGNP oluşturmak için GNP+SDS çözeltisi için etil alkolün çözücü ve uçucu özelliğinden dolayı önemli avantaj sağladığı görülmüştür. Ancak epoksi eklenip karışım homojen hale geldikten sonra etil alkolün neredeyse tamamen uçmuş olması gerekir. Çözeltide etil alkol kalması durumunda karışım egzotermik reaksiyona girip nano kompozit kabarıp şekil değiştirecektir.
- 3- UV-Vis absorpsiyonundan olumlu sonuç alabilmek için çözeltinin 200 kat seyreltilmesi gerekmektedir aksi durumlarda absorbans değeri 2 'nin üzerinde çıkacak sonuç anlamsız hale gelecektir.

Sonuç

- 1- UV-Vis absorpsiyonunda grafikteki 285nm ve 298 nm pikleri sırasıyla π - π ve n - π oluşu düşünülmektedir. %0,5 FGNP katkısının önemli ölçüde başarılı olduğu ancak %1 FGNP katkısının da oldukça anlamlı olduğu görülmektedir.
- 2- Epoksiye mutlaka de-gassing işlemi uygulanmalıdır, epoksi içindeki baloncuklar kırık matris yapısına sebep olacaktır.

Anahtar Kelimeler: Grafen, Nanokompozit, Uv-Vis.



Grafenin Havacılık ve Uzay Teknolojileri İçin Önemi

Yenal KARAASLAN¹

Genişletilmiş Özet

Amaç

Malzeme bilimindeki en önemli gelişmelerden birisi, 2004 yılında Rus kökenli bilim insanları Andre Geim ve Konstantin Novoselov tarafından, grafit kristallerini oluşturan altıgen şeklinde dizilmiş karbon atomu katmanlarını ayırarak elde ettiği grafendir. Grafen, hekzagonal (bal peteği) bir düzende birbirine bağlanmış karbon atomlarından oluşan ve bir atom kalınlığına sahip iki boyutlu bir yapıdır. Bu derleme çalışmasında, grafenin havacılık ve uzay sistemleri için kullanışlı olabileceği üzerinde durulmaktadır.

Bulgular

Grafen'in üstün fiziksel, kimyasal ve mekanik özellikleri:

- Yüksek mekanik mukavemet (40 N m^{-1}),
- Geniş özgül yüzey alanı ($2600 \text{ m}^2 \text{ g}^{-1}$),
- Yüksek çekme dayanımı (130 GPa),
- Şeffaf, yüksek optik geçirgenlik (%97 – 98),
- Mükemmel elektriksel (10^6 S cm^{-1}) ve termal iletkenlik
- ($3000 - 6000 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$),
- Yoğunluğu çok az, esnek ve kolay bükülebilir,
- Geçirimsiz, atomları çok sıkı bağlı olduğundan içerisinden en küçük atom olan helyumu bile geçirmez,
- Bilinen en ince, en hafif, en iyi iletken ve en sert malzeme.

Hafiflik ve yüksek mukavemet,

- Ağırlık Azaltma: Havacılık ve uzay endüstrileri, hava taşıtlarının ağırlığını mümkün olduğunca azaltma konusunda sürekli olarak çaba gösterir. Grafen, son derece hafif olduğu için uçak, roket veya uzay araçlarının yapılarında kullanıldığında büyük ölçüde ağırlık azaltma sağlayarak yakıt verimliliğini artırır, menzili ve taşıma kapasitesini iyileştirir.

¹ Doç.Dr., Milli Savunma Üniversitesi, 0000-0001-8483-4819, ykaraaslan@msu.edu.tr



- **Dayanıklılık ve Güvenlik:** Grafenin yüksek mukavemeti, hava taşıtlarının dayanıklılığını ve güvenliğini artırır. Grafen, darbelere, çarpışmalara ve yüksek stres koşullarına dayanıklıdır. Bu özelliği, uçak veya uzay araçlarının yapılarında kullanıldığında daha sağlam ve güvenli bir tasarım sağlar.
- **Uçuş Performansı:** Grafen ile daha hafif bir yapıya sahip araçlar, daha yüksek hızlara ulaşabilir ve daha uzun menzillere sahip olabilir. Grafen ayrıca aerodinamik verimliliği artırabilir ve hava direncini azaltarak yakıt tüketimini düşürebilir.

Yüksek termal iletkenlik,

- **Isı Yönetimi:** Verimli ısı dağılımı, havacılık araçlarının ve uzay ekipmanlarının tasarımında kritik öneme sahiptir. Grafenin yüksek termal iletkenliği, etkili bir şekilde ısı transferini sağlayarak uygun termal yönetimi mümkün kılar. Bu sayede önemli bileşenlerde aşırı ısınma ve ısı birikmesinin önüne geçilir.
- **Termal Bariyer Kaplamaları:** Grafen bazlı kaplamalar, havacılık yapılarında termal izolasyonu artırmak için uygulanabilir. Bu kaplamalar, aşırı sıcaklık koşulları arasındaki ısı transferini minimize ederek çevre ile hassas iç bileşenler arasında bir koruyucu bariyer sağlar.
- **Yüksek Sıcaklık Direnci:** Grafen, yüksek sıcaklıklara karşı olağanüstü direnç gösterir. Uzay araçları yeniden giriş aşamasında atmosfer sürtünmesinden kaynaklı yoğun ısıya maruz kalır. Grafen bazlı malzemeler, yeniden giriş sırasında oluşan aşırı sıcaklıklara dayanıklıdır ve uzay araçlarına ve içerisindeki yolculara termal koruma sağlar. Grafenin yüksek sıcaklık direnci, zorlu termal koşullarda çalışan havacılık motor bileşenleri için de avantajlıdır. Bu özellik, yüksek sıcaklıklara dayanabilen daha verimli ve dayanıklı motor bileşenlerinin geliştirilmesine olanak tanır.
- **Termal Koruma:** Grafen bazlı malzemeler, havacılık araçlarında termal kalkanlar veya yüksek sıcaklığa dirençli bariyerler oluşturmak için kullanılabilir. Bu kalkanlar, hassas ekipmanları ve malzemeleri aşırı ısıdan korur, böylece optimal performans ve uzun ömür sağlar.

Yüksek elektriksel iletkenlik,

- **Elektriksel Sistemler:** Grafen, uzay araçlarında elektrik akımının iletilmesi, kontrol edilmesi ve dağıtılması için kullanılabilir. Yüksek iletkenlik özelliği, elektrik devrelerinde düşük direnç sağlar ve enerji verimliliğini artırır.
- **Elektromekanik Sistemler:** Uzay araçlarında, grafen tabanlı elektromekanik sistemler kullanılarak hareketli parçaların kontrolü ve güç iletimi sağlanabilir.



Grafenin yüksek iletkenliği ve dayanıklılığı, hassas hareketli sistemlerin güvenilirliğini ve performansını artırır.

- Sensörler: Grafen tabanlı sensörler, uzay ve havacılık sektöründe çeşitli uygulamalarda kullanılır. Örneğin, basınç, sıcaklık, hava kalitesi gibi çevresel parametreleri ölçmek için kullanılan sensörlerde grafenin yüksek iletkenliği hassas ölçümler yapmaya olanak sağlar.
- Elektrostatik Yük Dağılımı: Grafen, yüzeyindeki elektrik yüklerini etkin bir şekilde dağıtma yeteneğine sahiptir. Bu özellik, uzay araçlarında statik elektrik birikimini önlemek için kullanılabilir. Grafen tabakaları, uzay araçlarının yüzeyine uygulandığında, statik elektriği toplama ve dağıtma yeteneği sayesinde yüzeydeki yük birikimini minimize eder.

Yenilikçi ve gelişmiş güç kaynakları için potansiyel sunma,

- Grafen Yakıt Hücreleri: Grafen tabanlı yakıt hücreleri, hidrojen veya metan gibi yakıtların doğrudan elektrokimyasal reaksiyonla elektriğe dönüştürülmesini sağlar. Grafenin yüksek yüzey alanı ve iyi elektriksel iletkenliği, yakıt hücrelerinin verimliliğini artırır ve daha hafif, daha kompakt ve daha güvenilir güç kaynakları sağlar.
- Grafen Kapasitörler: Grafen kapasitörler, hızlı şarj ve deşarj özellikleriyle havacılık ve uzay teknolojilerinde önemli bir rol oynar. Grafenin yüksek iletkenliği, kapasitörlerin enerji depolama kapasitesini artırır ve hızlı enerji sağlama kabiliyetini sağlar. Bu, uzay araçlarında ani enerji taleplerine cevap verebilen, hafif ve dayanıklı kapasitör sistemlerinin geliştirilmesini mümkün kılar.
- Grafen Güneş Pilleri: Grafen, güneş enerjisi toplama ve dönüştürme alanında da kullanılabilir. Grafen tabanlı güneş pilleri, yüksek verimlilik, esneklik ve hafiflik özellikleri sunar. Uzay araçlarında, güneş panelleri olarak kullanılan grafen tabakaları, enerji kaynaklarının sınırlı olduğu ortamlarda bile güneş enerjisini toplama ve kullanma yeteneği sağlar.
- Termoelektrik Grafen: Grafen, termoelektrik etkiyi kullanarak sıcaklık farkını doğrudan elektrik enerjisine dönüştürebilen bir malzeme olarak da potansiyel taşır. Bu özellik, uzay araştırmalarında ısıyı elektriğe dönüştürmek için kullanılan termoelektrik jeneratörlerin geliştirilmesinde önemli bir rol oynayabilir. Grafen tabanlı termoelektrik jeneratörler, uzay araçlarının atık ısılarını verimli bir şekilde kullanarak enerji geri kazanımını sağlar.



Sonuç

Grafen, havacılık ve uzay teknolojileri alanında devrim niteliğinde bir malzeme olma potansiyeline sahiptir. Hafiflik, mukavemet, termal iletkenlik, elektriksel özellikler ve enerji depolama yetenekleri, grafeni havacılık ve uzay sektörlerinde çeşitli uygulamalara yönelik cazip kılar. Ancak, daha fazla araştırma ve geliştirme çalışmaları gereklidir, çünkü grafenin ticari ölçekte üretimi ve uygulanabilirliği hala bazı zorluklarla karşı karşıyadır.

Anahtar Kelimeler: Grafen, Havacılık, Uzay.



Halka Biçimli Optik Açıklıkların Uydu Görüntü Kalitesine Etkisi

Kamil B. ALICI¹

Genişletilmiş Özet

Bu çalışmada teleskop merkezi engel çapının, uydu görüntüsüne etkisi ile ilgili detaylı görüntü zinciri simülasyonu sonuçları verilmiştir.

Amaçlar

Bu çalışmada teleskop açıklığındaki merkezi engel boyutunun uydu görüntü kalitesine etkisini incelemeyi amaçladık. Karşılaştırmalarda kullandığımız genel görüntü kalitesi denklemi (GIQE) değerlerinin hesabında görüntü onarımı işlemleri de uygulanmıştır.

Yöntemler

Optik, görüntü sensörü ve platform hareketlerini içeren görüntü zinciri simülasyonları kullanarak ilgili analizleri gerçekleştirdik. Görüntü kalitesinin değişimini ve bu değişimin restorasyon yöntemleri ile hangi seviyede onarılabileceğini çalıştık.

Kuramsal Yöntemler.

Görüntü zincirinin radyometrik hesaplarında ışık kaynağının ilerlediği yollar incelenir. Hedeften yansıyan ışık dışındaki yollardan gelen ışıkların da etkileri göz önünde bulundurulur. Elektro-optik sistemde oluşan sinyal; atmosfer, optik birimler ve elektronik sensör birimlerinin tayfsal özelliklerine bağlıdır. Görünür banttaki görüntüleme sistemlerinde, atmosfer üstündeki güneş ışığı şiddeti bağlaşıklık olmayan kaynak olarak işlemlere girer. Tayfsal olarak, görünür güneş ışığının bir bölümü, değişik dalgaboylarında, değişik miktarlarda olmak üzere soğurulur. Hedeften yansıyan ışıklar, ilgilendiğimiz sinyal kaynağı olurken, birtakım diğer yollardan detektörlere ulaşan ışık ise arkaplan gürültüsü olarak işleme alınır.

Optik sistemin görüş alanı parametresine bağlı olarak belli açılardan gelen ışınlar görüntü düzlemine ve görüntü dairesinin içine ulaşır. Bu ışınım $G - sayısı$ formülü ile bulunur:

$$G_{\#} = \frac{1 + 4f_{\#}^2(1 + M_0)^2}{\pi\tau_{obs}\tau^N}$$

Burada, (f) etkin odak uzaklığını, $(f\#)$ f-sayısını, (D) optik sistem açıklık çapını verir.

¹ TÜBİTAK Uzak Teknolojileri Araştırma Enstitüsü, 0000-0003-2924-7464, kamil.alici@tubitak.gov.tr.



(M_0) büyütme katsayısını, (τ_{obs}) tam açıklık alanının engellenmiş bölge alanına oranı, (τ) ayna yansıtma oranı, (N) ayna sayısını ifade eder.

Odak düzlemine ulaşan ışığın tayfsal olarak bir kısmı filtrelendir, görüntü sensöründe kullanılan malzemeye göre geçen ışığın bir kısmı da bu malzeme tarafından soğurulur ve fotoelektronlara dönüştürülür. Soğurma seviyesi, yerel elektrik alan şiddetinin bir fonksiyonudur. Bu çalışmada faydalanan metaksel görüntü sensörü birim hücreleri ile soğurma seviyeleri yükseltilmiştir. Gelen 100 fotonun oluşturduğu fotoelektron sayısı yüzde olarak kuantum verimini (QE) belirler. Elde edilen sinyalde hem fotonların doğası gereği hem de oluşturulan fotoelektronların geçtiği aşamalar kaynaklı iki ana gürültü bulunmaktadır: foton gürültüsü ve karanlık gürültü. Foton gürültüsü Poisson istatistiksel dağılımına uyarken, karanlık gürültü Gauss istatistiksel dağılımına uyur.

Optik Aktarım Fonksiyonu Temelli Analizler.

Cisim düzlemindeki noktasal bir ışık kaynağının görüntü düzleminde oluşturduğu dağılıma dürtü yanıtı veya nokta yayılım fonksiyonu (PSF) denir. Nokta yayılım fonksiyonunu, Fourier dizisi olarak ele aldığımızda, yüksek uzamsal frekanslardaki katsayıların küçük değerler aldığını, alçak uzamsal frekanslarda ise katsayıların büyük değerler aldığını görürüz. Buradaki PSF'in Fourier dönüşümü is optik aktarım fonksiyonunu (OTF) verir.

Noktasal bir ışık kaynağının cisim düzleminde kaydırılması durumunda, PSF, görüntü düzleminde biçimini ve değerini değiştirmeden kayıyorsa, optik sistem kaydırma ile değişmeyen olarak adlandırılır. Işık kaynağının şiddetinin artması durumunda görüntü de aynı oranda artıyorsa sistemin katlılık prensibini sağladığı söylenir. Cisim düzleminde birden fazla noktasal kaynak bulunması durumunda, görüntünün de ilgili PSF'lerin toplamı şeklinde olması durumunda, sistem toplanabilirlik özelliğini sağlıyordur. Bu üç özelliğin aynı anda sağlanması durumunda ise sistem, doğrusal, kaydırma ile değişmeyen (LSI) sistemdir. LSI olan sistemlerde görüntü, cisim ile PSF'in evrimi alınarak hesaplanır. Optik aberasyonların baskın olduğu durumlarda uzamsal olarak her bir bölge için farklı bir PSF kullanımı gerekecektir ve sistem kaydırma ile değişen durumda olacaktır.

Evrişim işleminin formülü şu şekilde verilmektedir:

$$i[x, y] = h[x, y] ** o[x, y]$$

burada x ve y görüntü düzlemindeki koordinat noktalarını, $i[x, y]$ görüntüyü ifade eder. $h[x, y]$ dürtü fonksiyonudur, $o[x, y]$ ise orijinal cisim fonksiyonudur.

Bir sistemin oluşturacağı görüntüyü, görüntü zinciri simülasyonları ile modellemek için,



dürtü fonksiyonunu veya optik aktarım fonksiyonunu modellememiz gerekmektedir. Sistemi oluşturan unsurların her birinin OTF/MTF'inin modellenmesi durumunda bileşke sistem OTF'ini sağlar. Bu unsurlar: atmosfer, optik, görüntü sensörü ve platform hareketleri olarak sıralanabilir. Her bir unsur için kullandığımız modelleri daha önceki çalışmamızda listelemiştik [1].

Görüntü Restorasyonu Analizi.

Verilen bozulmuş bir görüntüden, cismin (sahnenin) orijinal görüntüsünü elde etmek için uygulanabilecek birkaç işlem şu şekilde sıralanabilir:

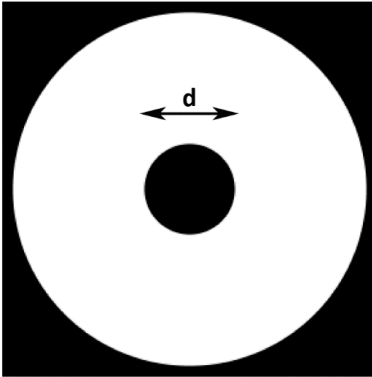
$$I[f_x, f_y] = H[f_x, f_y] \cdot O[f_x, f_y]$$

Burada evrişim işleminin Fourier dönüşümü alınmıştır. Burada $O[f_x, f_y]$ sahne spektrumu, $I[f_x, f_y]$ görüntü spektrumu ve $H[f_x, f_y]$ da OTF'dir.

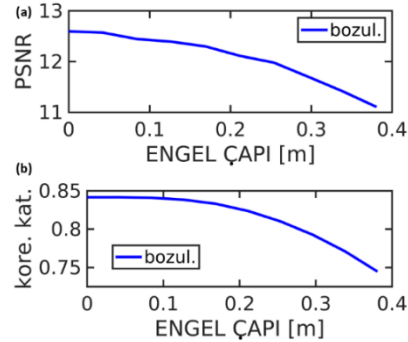
Eşitlikteki unsurları $WI[f_x, f_y] = 1/H[f_x, f_y]$ ile çarparak şu eşitliği elde ederiz:

$$O[f_x, f_y] = WI[f_x, f_y] \cdot I[f_x, f_y]$$

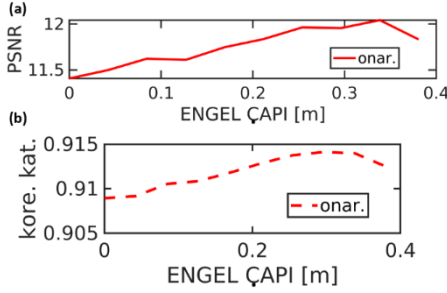
Sonrasında $O[f_x, f_y]$ 'ya Fourier dönüşümü uygulayarak orijinal sahne görüntüsünü elde edebiliriz.



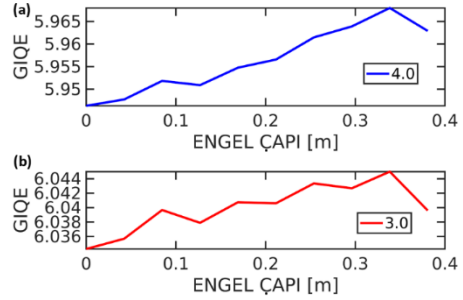
Şekil 1: Açıklık Geometrisi



Şekil 2: Görüntü öngörülerinde PSNR ve korelasyon katsayısı metrikleri



Şekil 3: Onarılmış görüntülerde PSNR ve korelasyon katsayısı metrikleri



Şekil 4: Genel görüntü kalitesi denklem (GIQE) değerleri

Gürültünün varlığında, yukarıdaki evrişim denkleminin sağ tarafına gürültü terimi de eklenmelidir. Burada kullanılan filtre (W) değişecek ve aşağıdaki formu alacaktır [2]:

$$W[f_x, f_y] = \frac{H^*[f_x, f_y]}{|H[f_x, f_y]|^2 + \frac{|N[f_x, f_y]|^2}{|F[f_x, f_y]|^2}}$$

Burada $H^*[f_x, f_y]$ OTF'in karmaşık eşleniği, $F[f_x, f_y]$ orjinal bozulmamış cisim görüntüsünün güç spektrumu, $N[f_x, f_y]$ ise gürültünün güç spektrumudur.

Sonuç ve Tartışmalar

Çalışma sonuçlarını aşağıdaki Şekiller 1-4'de gösteriyoruz. Şekil 1'de gösterilen merkezi engel boyutunun artırılması durumunda sentetik girdi görüntüsü ile (simülasyonlar sonucunda elde edilen) sistemin görüntü öngörüsü arasındaki fark incelenmiştir. Bu incelemelerde tepe sinyal gürültü oranı (PSNR) ve korelasyon katsayısı metriği ile kullanılmış ve niceliklendirme yapılmıştır. Bununla birlikte görüntü kalitesi metriği olan GIQE değerinin değişimi de incelenmiştir. Teleskop merkezi engel çapı sıfır değerinden maksimum $0.38 m$ 'ye çıkarıldığında PSNR ve korelasyon katsayısı değerlerinde beklenen şekilde Şekil 2 ve Şekil 3'te gösterildiği gibi düşüş meydana gelmiştir. Görüntü onarımı işlemleri uygulandığında ise değerler $0.34 m$ engel çapına kadar artmış daha sonra düşüşe geçmiştir. GIQE değerleri tepe noktasında $GIQE 3.0 = 5.97$ ve $GIQE 4.0 = 6.04$ olarak gözlemlenmiştir. Engel çapı $D = 0.34 m$ civarında PSNR, korelasyon ve GIQE değerleri uyumlu bir biçimde maksimum değere çıkmıştır.



Sonuçlar

Görüntü zinciri simülasyonu ile teleskop merkezi engel çapının, uydu görüntüsüne etkisi çalıştık. Bu etkinin görüntü restorasyonu algoritmaları ile onarıldığı durumdaki PSNR, korelasyon katsayısı ve GIQE değerlerinin azami seviyesi olduğunu gösterdik. Literatürde görüntü restorasyonu ile takip edilen tam kapsamlı görüntü zinciri simülasyonu çalışmaları ve ilgili engel çapının belli bir değeri için elde edilen azami görüntü kalitesi başarımları bilginiz dâhilinde gösterilmemiştir.

Anahtar Kelimeler: Optik aktarım fonksiyonu (OTF), görüntü onarımı, genel görüntü kalitesi denklemi (GIQE), optik açıklıklar.



Hava Kuvvetlerinin Savaş Doktrin ve Konseptlerine Etkisi (1918-1945)

Müjdat KARAGÜLMEZ¹, Muhammed Emin ÇALAR²

Genişletilmiş Özet

I. Dünya Savaşı, dünya askerî tarihi açısından önemli bir kırılma noktasıdır. Başta Avrupa ülkeleri olmak üzere savaşta yer alan taraflar, mevcut savaş uygulamalarını ve doktrinlerini yenilemek zorunda kalmışlardır. Napolyon Savaşları ile birlikte 19. yüzyılda paradigmaya dönüşen taarruza dayalı strateji ve taktikler, 20. yüzyılın ilk büyük savaşı olan I. Dünya Savaşı'nda tarafların çok ağır kayıplar vermelerine sebep olmuştur. Savaş teknolojisindeki gelişimler ve üstün ateş gücüne göre strateji ve taktik belirlememeleri, tarafların milyonlarca kayıp vermesinin en önemli nedenidir. Gelişmiş ateş gücüne sahip piyade tüfekleri, makineli tüfekler ve toplar, açık alanda kalabalık birliklerle taarruz eden tarafın kısa sürede büyük kayıplar vermesine neden olmaktaydı. Bu problemin önüne geçmek için kazılan siper ve mevziler, savaşın ana karakterine dönüşmüştür. I. Dünya Savaşı, özellikle Avrupa'da siper savaşı şeklinde icra edilmiştir. Savaş türünün mevzii harbe evrilmesi, savaşın süresini de uzatan etken olarak ön plana çıkmıştır. Nitekim savaş öncesinde hemen hemen kimse savaşın bu kadar uzun olacağını düşünmüyordu. Taraflar sahip oldukları ateş gücü ve savaş teknolojilerine güvenerek kısa sürede rakibine üstünlük kuracağını düşünüyorlardı. Savaşın yoğun ateş altında siper ve mevzilerde sürdürülmesi, tarafların birbirlerine üstünlük kurmalarına da engel olmaktaydı. Çok fazla kayıp verilerek geline 1918 kasımında I. Dünya Savaşı sonlandı.

Savaşın tarafları açısından büyük bir sorun olan cephe sıkışıklığı ve durağanlık, aşılması gereken en önemli problem olarak görülmekteydi. Bu problemin çözülmesi için savaş sistem ve doktrinlerindeki yeniliklerde hava gücünden ne şekilde istifade edileceği, tarafların üzerine düşündükleri konuların başında gelmekteydi. Topografik arızaların aşılmasında ve siper savaşının getirdiği statikliğin aşılması sorununda taraflara önemli bir avantaj sağlayan uçaklar, iki savaş arası dönemde hava harekâtlarına daha fazla önem verilmesini beraberinde getirmiştir. Böylece iki savaş arası dönemde hava unsurlarının yeni geliştirilen savaş doktrinlerinde etkin bir şekilde yer alabileceği ve geleceğin savaş yöntemlerini belirlemede ayrıcalıklı bir konuma sahip olabileceği ortaya çıkmıştır. Başta

¹ Dr.Öğr. Üyesi, MSÜ Hava Astsubay MYO, 0000-0002-9169-7004, mkaragulmez@msu.edu.tr

² Öğr. Gör., MSÜ Hava Astsubay MYO, 0003-3222-4888, muhammedcalar@gmail.com



Almanlar ve İngilizler olmak üzere Avrupalı güçler, I. Dünya Savaşı'nda edindikleri tecrübelerin neticesinde savaş doktrinlerini geliştirmişlerdir. Almanlar taarruz, İngilizler ise bir ada ülkesi olmanın da getirdiği nedenlerden dolayı ağırlıklı olarak savunma merkezli anlayışlar benimsemişlerdir. Hava bombardımanları, hava taarruz, hava indirme ve birliklerin havadan ikmali gibi hava harekâtlarının çok daha yoğun olarak uygulanmaya başlanması, geliştirilen savaş doktrinlerinde havacılığa verilen önemi göstermektedir.

Hava gücünün, dönemin savaş doktrinleri arasında merkezi bir konuma yerleşmesini Almanya'nın II. Dünya Savaşı'nın ilk iki yılında kazandığı başarılar üzerinden örneklendirebiliriz. Almanların II. Dünya Savaşı'nda Avrupalı hasımlarına kısa sürede üstünlük kurmalarını ve kıta Avrupa'sının neredeyse tamamını ele geçirmelerini sağlayan en önemli etkenler üstün hava gücü, mekanize birliklerin sağladığı sürat ve savaş taktikleri olmuştur. Benzer şekilde İngilizlerin havacılıktaki girişimleri ve düzenledikleri hava harekâtları savaşta dengeyi sağlamalarındaki en önemli faktörlerdendir. II. Dünya Savaşı'na sonradan dahil olan ve savaşın seyrini tamamen değiştiren ABD ise hava gücüne ayrı önem vermiştir. ABD'nin geliştirdiği uçak ve diğer hava araçları, savaş doktrinlerinde hava gücünü merkeze koyduklarının kanıtıdır. I ve II. Dünya Savaşları'nın önemli taraflarından olan Sovyet Rusya ise iki savaş arası dönemde hava indirme harekâtları geliştirerek hava gücü ekseninde savaş doktrinlerini güncellemiştir. I. Dünya Savaşı, ülkelerin askerî stratejilerini gözden geçirdiği ve buna göre savaş doktrinlerini yeniden şekillendirdiği bir savaş olmuştur. Alınan derslerin tatbikinde ise ülkelerin hava kuvvetleri mevcut sorunların aşılmasında ana unsur olarak görülmüş ve bu bağlamda önemli bir değişim-dönüşüm yoluna gidilmiştir.

Amaç

Çalışmanın amacı, I. Dünya Savaşı'nın getirdiği cephe sıkışıklığı ve savaşın statikliği/durağanlığı sorunlarına hava gücünden yararlanılarak nasıl çözümler üretildiğini açıklamaktır. Ayrıca iki savaş arası dönem ve II. Dünya Savaşı'nda hava kuvvetlerinin üstlendiği roldeki değişimlerin savaş doktrinleri bağlamında aktarılmasıdır.

Yöntem

Çalışmada özellikle I. Dünya Savaşı, iki savaş arası dönem ve II. Dünya Savaşı'nın askerî strateji boyutunu konu edinen yerli ve yabancı kaynaklar özelinde literatür taraması yapılmıştır. Literatür taraması ve yapılan okumalar neticesinde elde edilen bilgilerin incelenerek analiz edilmesi temel yöntem olarak belirlenmiş ve çıkarılan sonuçlar konu özelinde değerlendirilerek sunulmuştur.



Bulgular

I. Dünya Savaşı'nda yaşanan savaşın durağanlığı sorunu, savaşın süresini çok fazla uzatmış ve herhangi bir kazanım elde edilmeden milyonlarca askerin hayatını kaybetmesine neden olmuştur. Bu durum mevcut doktrin, taktik ve stratejilerin sorgulanmasını da beraberinde getirmiştir. Tarafların bu sorunu çözmeye çalıştıkları yöntemlerden biri olan hava kuvvetlerini harekâtların merkezine yerleştirme fikri, problemin aşılmasında önemli hamlelerden biri olmuştur. İki savaş arası dönemde hava taarruz ve hava indirme harekâtları farklı formlarda geliştirilirken, kalabalık ve karadan lojistik desteği mümkün olmayan birliklerin havadan ikmali, hava kuvvetlerinin savaşta rolünü iyiden iyiye artırmıştır.

Sonuç

Savaşlarda karşılaşılan her sorun, beraberinde değişimi de getirmektedir. Rakibine üstünlük kurma ve asimetri oluşturmada yaşanan sorunlar, başta batılı devletler olmak üzere ülkelerin mevcut doktrinlerini yenilemesini zorunlu kılmıştır. Tespit edilen ve yukarıda da değinilen sorunların çözümünde hava kuvvetlerinin üstlendiği rol, günümüze kadar etkin bir şekilde gelişerek devam etmektedir. Ülkemizde havacılık tarihi üzerine kaleme alınan eser ve çalışmaların büyük ölçüde olay, kurum ve dönem tarihi ile sınırlı kalması, genel gelişimin analizinde eksiklere sebep olmaktadır. Tez, antitezi ve hipotezi olan çalışmaların nicelik ve nitelik olarak artması, Türk askerî tarihine daha da katkı sağlayacaktır. Çalışmamızın alana küçük de olsa bu yönde bir katkı sağlayacağı kanaatindeyiz.

Anahtar Kelimeler: I. Dünya Savaşı, İki Savaş Arası Dönem, II. Dünya Savaşı, Hava Kuvvetleri, Doktrin.



Havacılık Emniyetinde Adil Kültür Kavramı  zerine Teorik Bir İnceleme

Ramazan  OBAN¹

Genişletilmiş  zet

Amaç

Bu araştırmanın amacı, havacılık emniyetinde önemli bir yere sahip olan adil kültür kavramını teorik olarak incelemektir.

Yöntem

Adil kültür kavramını teorik olarak inceleyebilmek için literatür taraması yapılmıştır. Bu kapsamda literatürde kavramla ilgili nicel, nitel ve kavramsal araştırmalar incelenerek adil kültürün tanımı, havacılık emniyeti için önemi, adil kültürü etkileyen faktörler ve havacılık emniyeti açısından sonuçları ortaya konulmaya çalışılmıştır.

Bulgular

Havayolu işletmeleri, faaliyetlerinde emniyete yönelik risklerin her zaman olacağını düşünerek emniyet yönetim sistemlerine göre hareket ederler. Emniyet yönetim sisteminin amacı, olay ve kazalar olmadan önce riskleri belirlemek ve gerekli önlemleri alarak bu riskleri yönetmektir. Bir emniyet yönetim sisteminin etkinliğinde örgüt içinde pozitif emniyet kültürünün oluşturulması önemlidir. Emniyet kültürü, bir örgütün her seviyesinde ve tüm çalışanlar tarafından emniyet konusunda paylaşılan kalıcı değerler olarak tanımlanabilir. Emniyet kültürü; adil kültür, raporlama kültürü, öğrenen kültür, bilgilenen kültür ve esnek kültür olmak üzere beş alt boyuttan oluşmaktadır. Raporlama kültürü, çalışanların emniyet riskleri ile ilgili tüm konuları çekinmeden ve gönüllü bir şekilde raporlayabilmesiyle ilgili inançlardan oluşur. Öğrenen kültürde emniyete yönelik veriler bilgiye dönüştürülerek örgütsel dersler ve sonuçlar çıkartılır. Bilgilenen kültür, örgütsel sistemin emniyetini etkileyen insani, teknik, örgütsel ve çevresel faktörlerden yöneticilerin güncel bilgisi olmasını ifade eder. Esnek kültür ise örgütlerin değişen durumlara etkili bir şekilde uyum sağlamasını tanımlar.

Emniyet kültürünün önemli bir alt boyutu olan adil kültür kavramı, çalışanların emniyetle ilgili temel bilgileri sağlamaları için teşvik edildiği hatta ödüllendirildiği, ancak kabul edilebilir ve kabul edilemez davranışlar arasındaki çizginin nerede çizilmesi gerektiği konusunda net oldukları bir çalışma ortamını ifade eder. Adil kültürün amacı, havacılık emniyeti ile ilgili herhangi bir riski tüm çalışanların çekinmeden bildirmesini sağlamaktır.

¹  ğ. Gör. Dr., 0000-0002-4505-0437, MS , Hava Astsubay MYO, ramazancoban26@hotmail.com.



Adil kültür, kendi zayıf yönlerini açık bir şekilde belirleyip inceleyerek öğrenen ve gelişen bir kültürdür. Bir örgütte emniyet kültürünün inşa edilebilmesi için öncelikle adil kültürün oluşturulması gerektiği için adil kültür son yıllarda havacılık emniyetinde gündemde olan bir konudur. Bu nedenle, adil kültür günümüzde Avrupa Havacılık Emniyet Ajansı ve Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü mevzuatlarının bir parçası haline gelmiştir.

İnsan hatasını değerlendirmede eski ve yeni olmak üzere iki görüş mevcuttur. Eski görüş göre olayların nedeni olarak insan hatası ya da ihlali görülür. Bu görüşte cezalandırıcı adalet yaklaşımı hâkimdir ve olaylar karşısında harekete geçmek için olaya neden olan kişi hakkında bir yaptırım yapılmalıdır. Diğer taraftan yeni yaklaşımına göre insan hatası, olumsuz bir olayın nedeni olarak değil, kusurlu bir sistemdeki daha derin bir sorunun belirtisi olarak görülür. Bu görüş, işler ters gittiğinde hemen insanı suçlamaz ve yapıcı adalet uygulamalarını benimser. Yapıcı adalet, hata ya da ihlal zarar veriyorsa, tepkinin iyileştirmesi gerektiğini öne sürer. Adil kültürde emniyetsiz davranışlara karşı yapıcı bir yaklaşım benimsenir. Adil kültürde yöneticiler emniyetsiz davranışlar sergileyen çalışanları yargılamak ve cezalandırmak için acele etmeden, çalışanın başarısızlığına katkı sağlayan örgütsel faktörleri dikkate alarak emniyetsiz davranışa sistematik bir şekilde bakarlar. Adil kültür, suçlama kültüründen uzaklaşarak hem havacılık emniyeti hem de adil yönetim arasında hassas bir denge kurmaya çalışır.

Adil kültüre ulaşmanın temelinde kabul edilebilir ve kabul edilemez davranışların birbirinden ayrılması gereklidir. Adil kültür yaklaşımı, profesyonel çalışanların bile hata yapabileceğini kabul eder, ancak umursamaz davranışları kabul etmez. Bu açıdan adil kültür uygulamaları, çalışanların yaptığı kusurlu davranışları kendi içinde sınıflandırarak karar vericilerin kusurlu davranışa karşı gösterecekleri misillemelerde etik davranışlar sergilemesini sağlar. Hepsine mutlaka disiplin yaptırımı gerekmeyen bu kusurlu davranışlar; insan hatası, ihmalkâr davranış, dikkatsiz/umursamaz davranış ve kasıtlı ihlal olmak üzere dört gruba ayrılabilir. Literatüre bakıldığında adil kültürü oluşturan alt boyutlar konusunda görüş birliği olmamakla birlikte sağlık sektöründe yapılan bir çalışmada denge, güven, iletişime açıklık, olay raporlama sürecinin kalitesi, olaylar hakkında geri bildirim ve iletişim, sürekli iyileştirmenin genel hedefi adil kültürün boyutları olarak raporlanmıştır.

Emniyet kültürünün oluşturulmasında adil kültür ve raporlama kültürü birbiriyle ilişkilidir. Raporlamanın amacı, emniyetsiz sonuçlar doğuran olay ve kazalara katkıda bulunan faktörleri belirlemek ve sistemi benzer hatalara karşı dayanıklı hale getirmektir. Bir olay raporlama sistemi, potansiyel olarak emniyetle ilgili herhangi bir olayın çalışanlar tarafından korkmadan ve açık bir şekilde rapor edilmesini sağlamalıdır. Çalışanlar, olay soruşturmalarında rapor verdiği veya işbirliği yaptığı için uygunsuz bir şekilde cezalandırılmamalıdır. Bununla beraber, bir havacılık örgütünde adil kültürün



yaratılmasında yöneticilerin önemi büyüktür. Çalışanların ortak hareket etmek zorunda olduğu bir örgütsel çevrede yöneticiler adil kültüre yönelik gerçekçi ve ulaşılabilir hedefler koymalı, yeni ve yeterli davranışsal normlar oluşturulmalıdırlar.

Günümüzde havacılık işletmelerinde adil kültür uygulamaları uluslararası havacılık otoriteleri tarafından tavsiye edilmektedir. Çünkü adil kültürü benimseyen birçok işletmede emniyetle ilgili iyileşmelerin olduğu açıkça görülmektedir. Bir işletme adil kültür ile ilgili politikalar belirlerken bazı unsurlara dikkat etmelidir. Öncelikle tüm havacılık çalışanları yolculara emniyetli bir hizmet sağlamada önemli bir görev yaptıklarının farkında olmalıdır. Güven, raporlama, öğrenme ve hesap verebilirlik kavramları adil kültürün temel ilkelerini oluşturur. Adil kültür açısından güven, çalışanların mesleki muhakemelerine ve görüşlerine saygı gösterilmesini ve iyi niyetle sağlanan bilgilerin herhangi bir kişiye karşı kullanılmayacağını ifade eder. Yönetim açısından bakıldığında çalışanların görevlerini sorumluluk duygusu içinde, ellerinden gelenin en iyisini yaparak ve kurallara uyarak yerine getirdiklerine olan inancı gösterir. Yöneticiler ve çalışanlar arasında güven olmadan etkili bir adil kültür mümkün olmaz. Adil kültürün olduğu bir ortamda çalışanların suçlanması ya da cezalandırılması yerine çalışanların hesap verebilir olması gerekir. Bu durum çalışanları yaptıkları görevlerinde ileriye dönük sorumluluk alması için motive eder. Operasyonel iyileştirme ve örgütsel öğrenmeye çalışanları aktif olarak dâhil etmek geçmiş deneyimlerden ders alınmasına, örgütsel gelişime ve daha iyi uygulamalara neden olacaktır.

Sonuç ve Öneriler

Adil kültür, giderek daha fazla büyüyen havacılık sektöründe faaliyetlerin emniyetli bir şekilde yapılabilmesi için gündemde olan insani bir yaklaşımdır. Özellikle yöneticiler ve çalışanlar arasındaki güven ve tüm havacılık çalışanlarının emniyet ve raporlama konusundaki bilinçleri üzerine kurulması gereken adil kültür, doğru uygulandığında emniyet risklerini azaltabilecek bir etkiye sahiptir. Ancak, literatüre bakıldığında havacılık sektöründe adil kültürün uygulanmasıyla ilgili bazı güçlüklerin olduğu görülmektedir. Yöneticilerin otokratik tavırları, çalışanların raporlarına yöneticilerin ilgisizliği, yöneticilere güvensizlik, ceza alma korkusu, performans düşüklüğü ve işten çıkarılma kaygısı, işletmelerin hata raporlarını örgütsel başarısızlık olarak görmesi, olay raporlamanın yasal yönün ülkelere göre farklılık göstermesi gibi nedenler çalışanların raporlama davranışını engelleyebilir. Bu nedenle, havacılık işletmeleri adil kültürü oluşturmanın önündeki engelleri kaldırmaya çalışarak faaliyetlerini daha emniyetli yapma gayreti içinde olmalıdırlar. Adil kültürle ilgili yapılan bu teorik incelemenin havacılık çalışanları ve araştırmacılarına ışık tutacağı düşünülmektedir. Bununla beraber adil kültür ile ilgili gelecekte havacılık sektörünün farklı çalışan grupları üzerinde yapılacak nicel ve nitel çalışmalarla ilgili literatüre katkı sağlanabilir.

Anahtar Kelimeler: Adil kültür, emniyet kültürü, havacılık emniyeti, havacılık.



İHA 1 Sınıfı Kompozit Kanatların Isıl Modellemesi ve Buzlanma Etkilerine Karşı İyileştirilmesi

Damla Pehlivan¹, Hasan Aydoğan²

Genişletilmiş Özet

İnsansız hava araçlarında (İHA) kompozit kanat yapıları, yüksek mukavemet ve düşük ağırlığa sahip olmalarıyla sıklıkla tercih edilmektedir. Kompozit yapıların mukavemet özelliklerinde değişimler, metalik yapılara göre daha dar bir sıcaklık aralığında olmaktadır. Ayrıca, buzlanma problemleri aerodinamik verimliliği ve uçuş dinamiklerini olumsuz yönde etkilemekte, uçuş güvenliği açısından önemli riskler oluşturmaktadır.

Kompozit kanat yapılarında, ısıtıcı tabakalar kullanımı yoluyla ısı problemlerin bertaraf edilmesine yönelik çalışmalar son yıllarda ön plana çıkmaktadır. Örneğin, Roy vd.(2021) tarafından ortaya konulduğu üzere, Güney Kore tarafından geliştirilen KUS-FS hava aracı kanatları, Güney Kore tarafından geliştirilen KUH -1 Surion helikopteri pallerinde bu teknolojiye yararlanılmaktadır. Falzon vd. (2015), elektriksel iletkenliği olan bir mat kullanarak karbon kompozit yapılarda ısı transferi davranışını incelemiştir. Laroche (2017), deneysel yolla ve sonlu elemanlar analizleri yoluyla, belirli bir bölgesi ısıtılan kompozit plakalarda ısı transferi davranışını incelemiştir.

Literatürde bu konuda yapılan çalışmalar olmakla birlikte çalışmalarda taşınım katsayısının bulunması için genellikle 1 boyutlu ve düşük Reynolds (Re) sayısında modellerden yararlanılmaktadır. Daha doğru bir konvektif ısı katsayısı modellemesi, Navier Stokes denklemlerinin enerji denklemiyle birlikte çözümü yoluyla seçilmiştir.

Isı taşınım katsayısı, kanatların ısı tasarımı için önemli bir parametredir. Devi vd. (2017) NACA 0012 kanat profili üzerinde ısı taşınım katsayısının, hıza bağlı değişimini incelemiştir. Çalışma, 2 boyutlu olarak yapılmış, farklı kanat profillerine ve 3 boyuta genişletilmemiştir. Dag vd. (2014) NACA 4412 kanat profili üzerinde ısı transfer davranışını deneysel olarak incelemiştir. Zohary vd.(2021), İHA uygulamaları için NACA0012, NACA 4415 kanat profillerini farklı ağ yoğunluklarında çalışarak aerodinamik katsayıları sayısal olarak tespit etmiştir. Wang vd. (2021), NACA 23012 kanat profili için farklı buzlanma koşullarında aerodinamik katsayıları hesaplamıştır.

Kompozitlerde ısı iletimi de çalışılan önemli bir problemidir. Bilhassa karbon kompozitlerde ısı iletim katsayısı önemli ölçüde yöne bağlı olarak değişmektedir. Fiber

1 Doktora Öğrencisi, 0009-0007-9137-6669, damlapehlivan@gmail.com.

2 Prof. Dr., Selçuk Üniversitesi Teknoloji Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, 0000-0003-1404-6352, haydogan@selcuk.edu.tr



yönünde iletim değerleri oldukça yüksekken, fibere dik yönde ısı iletimi oldukça düşük kalmaktadır. Karbon kompozitlerle yapılacak ısı transferi çalışmalarında bu durumun hesaba katılması gereklidir.

Mutnuri (2006) farklı reçinelerin, ısı iletim davranışına etkisine yönelik bir çalışma yapmıştır. Bu çalışmada, ısı iletim katsayısının izotropik olmadığı, ayrıca sıcaklığa bağlı olarak ısı iletim katsayısının bir miktar arttığı gösterilmiştir. Analitik modellerin cam elyaf kompozitlerde, karbon kompozitlere daha başarılı olduğu görülmüştür.

Szymiczek vd.(2022), farklı fiber/reçine kütle oranlarına sahip farklı kompozit plakalar üreterek, kompozitlerin ısıl (k , C_p) özelliklerini incelemiştir. Test numuneleri üretildikten sonra, ısı iletim katsayıları belirlenmiştir.

Myungsoo vd.(2016) kırılmış karbon elyafı ve epoksi reçine matlarının ısıtıcı eleman olarak kullanımına yönelik testler gerçekleştirmiştir. Farklı fiber kütle oranına sahip ısıtıcı matların farklı voltaj değerleri altında ısınma davranışları incelenmiştir.

Aktif elektrotermal yönetime sahip kompozit malzemeler; karbon iplikler(1), constantan telleri(2), elektrik iletken karbon matları(3), karbon nanotüp kağıdı(4), elektrik iletken metal yüzeyler(5) gibi seçeneklerin ısı üretimi amacıyla kullanımı yoluyla üretilmektedir. Isıtıcı bileşenlerin;

- Isının uygulandığı bölgede yüzey sıcaklığını aşırı arttırmaması, bununla birlikte tüm yapıda ve bilhassa kanat üzerinde sıcaklığı belli bir eşik değerin üstünde tutarak buzlanmayı önlemesi
- Kompozit yapıda delaminasyona neden olmaması, malzeme mukavemet özelliklerinde kayda değer bozulmaya yol açmaması
- Yüksek enerji tüketimine ihtiyaç oluşturmaması, verimli yapıda olması önemli parametrelerdir.

Bu kapsamda, içinde ısı üretimi olan ve konvektif hava akımına maruz kalan kanat yapıları için modelleme çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Öncelikle kanat yapısı üzerinde, enerji denklemini de içerecek şekilde Navier Stokes denklemlerinin modellenmesi yapılmıştır. Isı taşınım katsayıları, kompozit kanat yapısının ısıl analizi için elde edilmiştir. Elde edilen ısıl taşınım katsayısı değerleri kompozit levhalara uygulanarak, farklı Re ve atak açısına tekabül eden farklı konveksiyon katsayısı ile farklı ısı üretim büyüklüğü şartlarında sıcaklık dağılımları elde edilmiştir.

Çalışma kapsamında, NACA0012 kanat profillerinin türbülanslı akış şartlarında enerji denklemi çözümünü de içeren çözümleri gerçekleştirilmiştir. Bu kapsamda, NACA0012 kanat profili üzerinde akış ve ısı transferi, uçuş değerlerine yakın 3 farklı atak açısı ve 3 farklı Reynolds sayısında çözümler yapılarak sonuçlar kıyaslanmıştır. Bayraktar Mini UAV seyir



hızına yakın değerler baz alınmıştır. Çözümler 15, 20, 25 m/s hızda yapılmıştır. Çözümde, sıkıştırılmaz, zamana bağlı olmayan akış modeli kullanılmıştır. Hızın düşük olması nedeniyle, sıkıştırılmaz akış varsayımı geçerli kabul edilebilir.

Türbülans modellemesi için gerçekleştirilebilir k-epsilon modeli kullanılmıştır. Çözümde, sonlu hacimler yaklaşımı ve basınç temelli bir çözücü kullanılmıştır. Çözümde, basınç değerlerinin elde edilmesi için SIMPLE algoritmasından yararlanılmaktadır.

C-grid tipi ağ mimarisi ile dörtgen mesh elemanları kullanılmıştır. Kullanılan çözüm ağı elemanları, Kanada yakın bölgede küçük, kanattan uzaklaştıkça daha büyük olacak şekildedir. Yüksek Re sayılarında yüzey ısı akısının şiddeti nedeniyle, kanat sıcaklığı, hızlı bir şekilde dış akış sıcaklığına yakınsamaktadır. Bunu engellemek için, kanat içerisinde ısı üretimi gereklidir.

Kanat yüzeyinde buzlanmayı engellemek için gerekli ısı üretimi değerleri çalışılmıştır. Elde edilen sonuçlar, grafikler ve tablolarda sunulmuş ve tartışmalara yer verilmiştir. Kanat profili üzerinde taşınım katsayısı, Nusselt sayısı ve ısı akısı parametreleri grafiklerle çizdirilmiş, bu parametrelerin Re sayısı ve atak açısına bağlı olarak değişimine ilişkin tartışmalar ortaya konmuştur.

Elde edilen sonuçlar, literatürdeki sonuçlarla ve literatürde yer alan korelasyon denklemleri ile kıyaslanmıştır. Çalışmanın devamında buzdan arındırma sistemine sahip ısıl açıdan iyileştirilmiş İHA kanatlarının üretilmesi, elde edilen sayısal sonuçların deneylerle doğrulanması planlanmaktadır.

Amaç

Bu çalışmada kanat profillerinin Re ve atak açısına bağlı olarak, akış altında ısıl karakteristiklerinin incelenmesi, kompozit kanatlarda uygun elektrotermal ısıtma çözümlerine ilişkin irdelemeler yapılması, özgün çözümler üreterek kompozit kanatların ısıl açıdan iyileştirilmesine yönelik literatüre katkı sağlanması ve elde edilen optimum çözümlerden teknolojik olarak yararlanılması amaçlanmıştır.

Yöntem

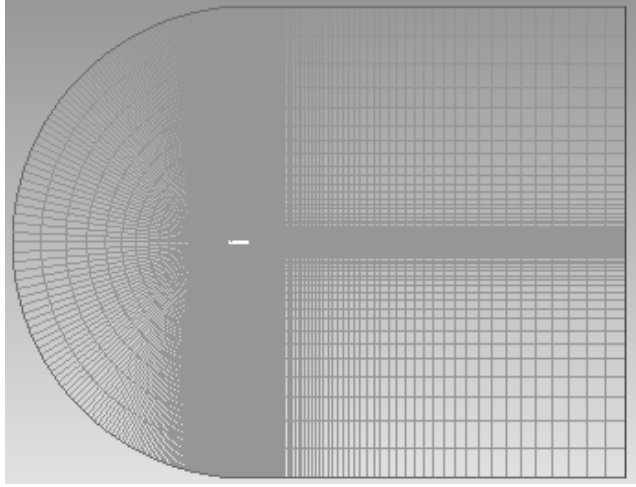
Çalışmada, her bir sayısal çözüm için aşağıdaki yöntem takip edilmiştir:

1. Ağ yapısının oluşturulması,
2. Türbülans modelinin seçilmesi
3. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği çözümünün enerji denklemini de içerecek şekilde yakınsamaya kadar çalıştırılması
4. Isı transferine ilişkin parametrelerin çözümlerden çıkarılması
5. Isı transferi verilerinin kompozit ısıl modellemesinde sınır şartı olarak kullanımı



6. Kompozit plaka ve kanatlara yönelik ısıl modellemelerin gerçekleştirilmesi
Bu amaçla, sonlu hacimler yöntemi ile Navier Stokes ve enerji denklemleri, sıkıştırılmaz ve zamana bağlı olmayan akış problemleri için çözülmüştür. Elde edilen ısı transfer katsayıları, ortotropik kanat ve plaka yapılarında doğru ısıtma stratejilerini belirlemek için kullanılmıştır.

Adım 1 kapsamında kullanılan çözüm ağı şematik olarak Şekil 1’de verilmiştir



Şekil 1. Çözüm ağı yapısı

Çözüm ağına ilişkin parametreler Tablo 1’de verilmiştir.

Tablo 2. Çözüm ağına ilişkin termel parametreler

X koordinatları (m)	-11.5	21.0
Y koordinatları (m)	-12.5	12.5
Hücre tipi	Dörtgen	
Hücre sayısı	20700	
En küçük hücre alanı (m2)	3.40E-6	
En büyük hücre alanı (m2)	1.74	
Airfoil uzunluğu	1 m	

Çalışmada, gerçekleştirilebilir k-epsilon modeli kullanılmıştır. Bu model, k-epsilon standart modeline göre daha gerçekçi sonuçlar vermektedir. Türbülanslı akışta duvara yakın bölgelerin nümerik çözümünde Menter-Lechner yaklaşımı kullanılmıştır. Bu yaklaşım, kanat akışları için iyi sonuç vermektedir. (Adım 2)

Navier Stokes denklemleri ve enerji denklemi, çalışma kapsamında çözülmektedir. (Adım 3)



Süreklilik (kütlenin korunumu) denklemi

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0 \text{ (denklem 1)}$$

x Momentum denklemi

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uu)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vu)}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial y} \right) + su \text{ (denklem 2)}$$

y momentum denklemi

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vv)}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial y} \right) + sv \text{ (denklem 3)}$$

Enerji denklemi

$$\frac{\partial(\rho T)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u T)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v T)}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{k}{C_p} \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{k}{C_p} \frac{\partial T}{\partial y} \right) + sT \text{ (denklem 4)}$$

SIMPLE çözüm yaklaşımı, basınç ve hız değerleri arasındaki ilişkiyi tespit etmekte kullanılmaktadır. Bu yaklaşımla basınç için süreklilik denkleminden yararlanarak yeni bir denklem üretilmekte ve basınç değerlerine göre hız alanı düzeltilmektedir.

SIMPLE Algoritması:

- Sınır şartlarını ata
- u, v, P değişkenlerine ilk değerlerini ver
- Momentum denklemini çözerek hız değerlerini elde et
- Hesaplama hücre duvarlarında kütle akılarını hesapla
- Basınç düzeltme denklemini çözerek, p' (basınç düzeltme) değerlerini bul
- Basıncı relaksasyon parametresi kullanarak düzelt, $p^{k+1} = p^k + \text{alfap} \cdot p'$,
- Hızı relaksasyon parametresi kullanarak düzelt $(u, v)^{k+1} = (u, v)^k + (\text{alfa}_{u,v}) \cdot (u, v)'$,
- Hücrelerdeki net kütle akısı belli bir limite yaklaşıncaya kadar iterasyonları tekrarla

SIMPLE algoritmasında, basınç için süreklilik denkleminden yararlanarak yeni bir denklem üretilmekte ve basınç değerlerine göre hız alanı düzeltilmektedir Momentum, enerji, k ve epsilon parametrelerini çözümünde 3. Dereceden MUSCL algoritması kullanılmıştır. Atak açısı çözümleri, 0,3, ve 6 derece için gerçekleştirilmiştir. Epsilon ve türbülans kinetik enerji hariç tüm parametreler için $1e-6$ mutlak hata limiti, bu iki



parametre için ise $1e-5$ mutlak hata limiti baz alınmıştır. Nusselt sayısı, ısı taşınım katsayısı ve ısı iletim katsayısı arasındaki ilişkiyi ifade eden bir boyutsuz sayıdır. Sayısal olarak aşağıdaki şekilde hesaplanmaktadır:

$$Nu_L = \frac{\frac{\partial T_w}{\partial n} L}{T_{wall} - T_{\infty}} \quad (\text{denklem 5})$$

Literatürde, Nusselt sayısı ile Reynolds ve Prandtl sayısı arasında ilişkiyi ortaya koyan çeşitli denklemler bulunmaktadır. Boru akışı için Colburn (1933) tarafından aşağıdaki denklem önerilmektedir;

$$Nu = 0.023 * Re^{0.8} Pr^{0.33} \quad (\text{denklem 6})$$

Samadani ve Morency (2023) tarafından denklem 24, ortalama Nusselt sayısı için önerilmektedir:

$$Nu = (0.0289 Re^{0.81} - 257 cl^2) Pr^{1/3} \quad (\text{denklem 7})$$

Denklem 7’de yer alan cl terimi, kaldırma kuvveti katsayısıdır. Bu denklem ile üretilen sonuçlar, türbülans modellemesi sonucu çıkan sonuçlarla kıyaslanmış ve iyi bir uyum görülmüştür. Ancak denklem 7, ısı transferinin kanat üzerinde bölgesel değişimini değil, ortalama değerini vermektedir.

Bulgular

Çözümlerin yakınsama karakteristikleri, grafiklerle gösterilmiştir. Atak açısı ve Re sayısı arttıkça, çözümün yakınsaması için gerekli iterasyon sayısı artmıştır. Ayrıca, artan atak açısı ve Re sayısı durumlarında, k ve epsilon terimleri için yakınsama davranışının yavaş olması nedeni ile, bu terimlerin relaksasyon değerleri düşürülerek yakınsama davranışı iyileştirilmiştir. Bununla birlikte, çözümlerin tamamı yakınsamıştır.

Elde edilen sonuçlar, kanat üzerinde ısı taşınım ve Nusselt sayısının büyük ölçüde değişkenlik gösterdiğini ortaya koymaktadır. Kanadın arka kısımlarında(fırar kenarına doğru) taşınım katsayısı ve Nusselt sayısının mutlak değeri azaldığı görülmektedir.

Isı taşınımının, Re sayısı arttıkça doğrusal olmayan bir şekilde arttığı görülmüştür. Atak açısının sıfırdan farklı olduğu durumlarda, kanadın üst yüzeyi ve alt yüzeyi arasında ısı taşınım değerlerinin farklılaştığı gözlemlenmiştir. Simetrik duruma kıyasla, atak açısının sıfırdan farklı olduğu durumlarda, kanadın alt yüzeyinde, ısı transferi ve ısı transferine ilişkin katsayıların mutlak büyüklüğü artmakta, üst yüzeyinde ise azalmaktadır. Toplam ısı transferi büyüklüğü, atak açısı arttıkça, azalmaktadır. Üst ve alt yüzeylerin ısı transfer katsayıları farkı, kanadın hücum kenarına yakın kesiminde oldukça fazlayken, bu fark, kanadın fırar kenarına yakın arka kesiminde kapanmaktadır.



Azami ısı transferi noktasının atak açısına bağlı değişimi de çalışılmıştır. Açısı arttıkça, azami ısı transferinin gerçekleştiği bölge, hücum kenarına yaklaşmaktadır. Bu durumda, ısı kaybını telafi etmek ve buzlanmayı önlemek üzere, kanadın hücum kenarına daha yakın bölgelerinde daha iyi bir ısıtma ihtiyacı oluşabileceği aşikardır.

Sonuç

Buzlanma, hava aracı kazalarının en önemli sebeplerinden birisidir. Bu alanda geliştirilecek çözümler önem arz etmektedir. Ayrıca, kanat yüzeylerinde sıcaklık düşüşü neticesinde gelişen buzlanmanın önlenmesi aerodinamik verimlilik ve uçuş performansı açısından da önem taşımaktadır. Çalışma, hava aracı kanat profillerinin gerçek uçuş şartlarında, farklı Re ve atak açılarında modellenmesini içermektedir. Ayrıca, elde edilen ısı akısına göre kompozit kanat tasarımında aktif elektro termal ısıtmaya yönelik çözümlerler gerçekleştirilmektedir.

Yapılan araştırma neticesinde elden edilen bilgi, ülkemizde kompozit kanat kullanan hava aracı ve insansız hava aracı projelerinde kullanım imkânı bulabilecektir. Benzer teknoloji ve sistemler insanlı hava araçları (uçak, helikopter vb.) için de yararlı olacaktır. Aktif termal yönetim sistemine sahip ileri kompozit malzemeler konusunda yapılacak araştırmaların ülkemizin havacılık başta olmak üzere birçok alanda ilerlemesine, kalkınma çalışmalarına katkı sağlayacağı değerlendirilmektedir.

Havacılık alanında insansız hava aracı teknolojisi, ülkemizin dünyada iyi bir yerde olduğu ve daha da ilerlemesinin mümkün olduğu bir alandır. Birçok kuruluş ve üniversite, İHA teknolojisinin ilerlemesine önemli katkılar sağlamaktadır. Ayrıca, kompozit ve yenilikçi yapı ve malzemelere yönelik araştırmalar öncelikli araştırma alanları arasında yer almaktadır. Uçak kazaları arasında buzlanma önemli bir yer tutmakta olup aktif termal yönetime sahip malzeme ve yapılar bu kazaların önüne geçilmesi bakımından önem taşımaktadır.

Isıtıcı yüzeyin kompozit kanat içerisinde yerleşimi ve gücüne ilişkin çalışmalar geliştirilecektir. Farklı atak açılarında akış altında ısı taşınım katsayıları ve Nusselt sayıları çalışılacaktır. Sayısal modelleme çalışmalarını müteakip deneysel çalışmalar gerçekleştirilecektir.

Anahtar Kelimeler: İHA kompozit kanat, ısıl modelleme ve iyileştirme.



İnsansız Hava Araçlarının Kullanılması Durumunda İnsani Yardım Tedarik Zinciri Ağı Tasarımı

Hilal Sena TUNÇ¹, Mehmet ALEGÖZ², Aydemir Demirhan DEMİRBAŞ³

Genişletilmiş Özet

Afet ortamları genellikle erişilebilir kaynakların kısıtlı olduğu ya da yetersiz kaldığı, zaman ve aksiyon planı açısından kaotik bir atmosfer yaratan, kaynak-talep dengesinin öngörülemediği ve birçok orantısızlık ve mücadele içeren ortamlardır. Bu projede İHA'lerden oluşan tek modlu bir filonun deprem afetinde sağlayabileceği faydalar üzerinde durulacaktır. Dünyanın çeşitli bölgelerinde gerçekleşen afetler binlerce afetzedenin canına mal olmuştur, ayrıca bir kısım afetzedenin doğru karar verilmiş ve uygulanmış afet öncesi ve sonrası operasyonlarla kurtulmalarının birçok araştırmaya göre mümkün olduğu söylenmiştir (Özdamar vd., 2015). Afet bölgesinden bilgiler toplamak, maliyet yönetimini sağlamak, sermaye kontrolünü elde tutmak, kısa zamanda çok insana yardım sağlayabilmek ve envanter takibi yapmak, İstanbul'da 17 Ağustos depreminden sonra önemini bir kez daha hatırlatmıştır (Adıgüzel,2022).

Bu çalışma kapsamında İstanbul ili için toplanma alanı ya da güvenli bölge olarak adlandırılabilir, olası bir depremden sonra nispeten emniyetli olması beklenen 30 farklı talep noktasına mümkün olan en kısa sürede arama-kurtarma ekipmanları ulaştırılması hedeflenir. Havaalanları olası afetlerde yardım malzemelerinin depolandığı, dağıtıldığı dahası geçici sağlık birimleri oluşturularak afetzedelerin sevk edildiği lojistik faaliyetlerin merkezi olarak kullanılabilir. Geniş alana sahip olması, ulusal ve uluslararası ulaşım imkanları ve güçlü taşımacılık ağları gibi avantajları nedeniyle hizmet, ile ait havaalanlarından götürülecektir.

Teslimat tabanlı bu araç rotalama problemi belirli sayıda depo ve talep noktası ile araçları en verimli şekilde kullanabilmek için araçların kapasitesini, afetten etkilenen bölgelerin talep miktarını ve seçilen araca ait teknik detayları da dikkate alır. Bu bağlamda yenilikçi bir yaklaşım sunan proje zamanın etkin kullanımına dikkat çekmektedir.

Hizmet süresi ve problemin kompleksliği felaketin boyutuna bağlı olarak değişebilir. Bu denli büyük bir öneme sahip bir problemler karmaşası içinde faydacı bir çözüm mekanizması geliştirilmesi ve insan kaynaklı hataların çözüm yaklaşımında sistemden elimine edilmesi gerekmektedir. Bu noktada çalışmanın karar vericiler için bir destek

1 Eskişehir Teknik Üniversitesi, 0009-0009-8196-1738, hilalsenatunc@ogr.eskisehir.edu.tr

2 Doç. Dr., Eskişehir Teknik Üniversitesi, 0000-0002-6290-0448, mehmetalegoz@eskisehir.edu.tr

3 Eskişehir Teknik Üniversitesi, add@ogr.eskisehir.edu.tr



niteliği taşıması istenmektedir. Literatürdeki çalışmalar incelendiğinde afetlerden en az zararla çıkabilmek amacıyla sayısız stokastik yaklaşım ve sezgisel çözüm yöntemi önerildiği görülmektedir.

Bu bağlamda incelenen problemler için önerilen çözüm yöntemleri şu nitelikleri taşımaktadır:

- Doğru ve etkili insani yardım sağlamanın en zor yollarından biri, etkilenenlerin ihtiyaçlarını doğru ve hızlı bir şekilde anlamaktır.
- Müdahale etmeden önce; teçhizat ve müdahale ekipmanlarının, ulaşmak ve harekete geçirmek için yetenekli olduğuna emin olmak gerekir.
- Afetlerin nüfus ve altyapı üzerindeki etkisini zamanında hafifletmek afetin yarattığı kaotik ortamla mücadele edebilmek açısından önemlidir.
- Afet gerçekleştikten sonra, sahada operasyonlar gerçekleştirilirken, ön değerlendirme olmaksızın yardım sağlamak, çabaların tekrarlanmasına ve kaynakların boşa harcanmasına neden olabilir.
- Alternatif ulaşım modları planlamak, iletişim teknolojilerinde bu araçları kullanmak paydaş kuruluşların ve var ise afet gönüllülerinin işlerini yapmasını kolaylaştıracaktır.

İncelenen çalışmalardan alınan ilhamla denilebilir ki; sistemin sözü edilen araçları planlanmış bir organizasyona dahil edebilmek için gereklilikleri temelden kavrayabilmek gerekir. İnsani yardım lojistiğinin özelliklerini ve çözüm yöntemlerinin taşıdığı nitelikleri dikkate alarak bir çözüm önerisi sunmak bu çalışmanın sathi bir inceleme olmasını önleyecektir. Bu sayede hem zaman maliyeti yönetilebilir hem de güvenilir bir sistem oluşturulabilir. Denilebilir ki; güvenilir olmayan bir sistem sürekli insan müdahalesi gerektirebilir. Bu durum otonom sistemlerin kullanım amacını anlamsızlaştıracaktır.

Matematiksel model için 4 karar değişkeni, kümeler ve parametreler belirlenmiştir. Çalışmada aracın spesifikasyonları göz önüne alınarak verimliliği sağlayacak optimal hızı ve araçların depoya emniyetli dönüşünü garantiye almak amacıyla pil rezervi belirlenerek havada kalma süresi hesaplanmış, bu bulgular parametre olarak matematiksel modele dahil edilmiştir. Amaç fonksiyonu müşteriler arasındaki seyahat maliyeti, depo ve müşteri arası seyahat maliyeti ve son müşteri ile depo arasındaki maliyetlerin toplamından oluşmakta ve minimize edilmeye çalışılmaktadır. Amaç fonksiyonuna ilaven 15 kısıttan oluşan problem ticari bir optimizasyon yazılımı olan “GAMS” ile çözdürülmüş, duyarlılık analizleri ile 5 araçlı bir filonun bu bölgede gerekli ve yeterli olduğuna kanaat getirilmiştir. Sonuç bölümünde bahsedildiği gibi araçların rotaları ve talep noktalarına intikal süreleri felaket sonrasında bölgeye ne kadar hızlı ulaşılabilceğine dair bir perspektif sunmuştur.



İnsani yardım lojistiğinde karar vermenin özü, mümkün olduğunca çok zaman kazandırabilen çevikliklerdir (Kim vd, 2018). Bu çalışmada hizmet veren aracın görevini tamamladıktan sonra birincil deposuna dönme şartı ortadan kaldırılarak sisteme zaman kazandırılması amaçlanmıştır. Araçların ilk ve son depolarının farklı olmasına izin vermek buna ek olarak araçların batarya kapasitesinin daha verimli kullanımını da sağlayacaktır. Araçların alt tur oluşturmaları engellenmiş ve görev ataması yapılmayan zamanlarda araçların bir depoda konumlanması sağlanmıştır.

Bu çalışmanın temel motivasyonu, insani yardım faaliyetlerinde her bireyin görevdeki rolünü anladığı koordinasyon yeteneği yüksek araçların avantajlarından faydalanılmasını sağlamak, ortam koşullarına adapte olabilen optimal çözümler üreterek afet koşullarında ortak bir amacın parçası olabilmelerini sağlamaktır. Bu anlamda disiplinler arası bir yaklaşım gerektiren proje için birçok teknik detay da göz önünde bulundurulmuştur.

Amaç

Bu çalışma kişi ve grupların farklı oranlarda yardım malzemesine ihtiyaç duyacak olmasını, iletişimdeki altyapı sorunlarını, tahrip olmuş yol ve yerleşim bölgelerini ve aracın aerodinamik özelliklerini, ortam durumunu (sıcaklık, rüzgâr vb.) dikkate alarak, “kısa zamanda en fazla insan için en iyisini yapma” ilkesiyle insani yardımın etki alanını genişletmeyi temel amaç edinmiştir. Karar vericiyi desteklemek, afet yönetiminde karmaşanın yarattığı etkileri azaltmak ve talep noktalarına mümkün olan en kısa zamanda yardım ulaştırmak çalışmanın hedefleri arasındadır.

Bu proje dinamik bir afet senaryosuna tepki veren bir karar destek sistemi oluşturmayı konu edinir. Oluşturulan karar destek sistemi şu özelliklere sahiptir:

- Ekipman dağıtımı bölgenin nüfus yoğunluğu gözetilerek planlanmıştır.
- Aracın güç tüketimi minimize edilerek havada kalma süresi arttırılmıştır.
- Kullanılacak araçların teknik detayları göz önünde bulundurulmuştur.
- Dış ortam koşulları dikkate alınarak, operasyonun güvenliği garanti altına alınmıştır.

Yöntem

Mevcut durumda oluşturulan model, araçların önceden belirlenmiş talep noktalarına zamanında teslimat yapabilmek için, belirli bir depodan yolculuğa başlamak koşuluyla, talep edilen miktarı tek seferde ulaştırabilir. Tüm talep noktalarına hizmet verildiğinden emin olunur bu esnada araçların alt tur oluşturmaları engellenir. Problemin yöntemi belirlenirken şu hususlar dikkate alınmıştır:



- Modelde kullanılmak üzere, gerçek hayat verilerinin elde edilmesi,
- Sevkiyatla görevlendirilmiş araçlar için en yararlı hareketleri üreten rota planlamaları için araç spesifikasyonlarının ve dış ortam koşullarının dikkate alınması,
- Araçların minimum enerji tüketimini sağlamak için yapılan hesaplamaların gerçek hayat deneyleri ile kıyaslanması,
- Deprem afetini baz alarak afet sonrasında talep noktalarına yapılacak dağıtımları optimize eden, çok sayıda belirsizliği dikkate alan bir matematiksel modelin geliştirilmesi,
- Geliştirilen matematiksel modelin “GAMS” gibi ticari bir optimizasyon paket programında çözdürülmesi ve optimal çözümün elde edilmesi,
- Görev planlaması yapılmış İHA’ların yüksek uyum ve koordinasyonla başarabileceklerinin yorumlanarak, modellerin ve sonuçların bilgiyi faydaya dönüştürebilecek kurumlarla paylaşılması.

Sayılan amaçlar için talep noktaları ve depoların koordinatları “Google Maps” ile elde edilmiş yüzeyin küresel olduğu hesaba katılarak 30 talep noktası ve 4 depo için mesafe matrisi elde edilmiştir. Talep noktaları ve depolar Görsel 1’de görülmektedir.



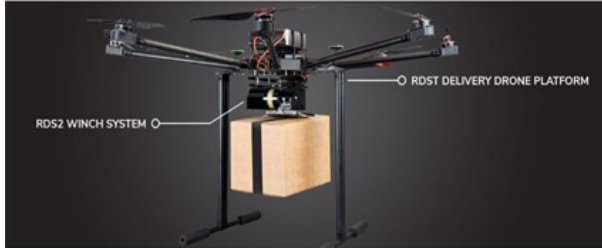
Görsel 1: Talep Noktaları ve Depolar Haritası

Elde edilen matris, ulaşım maliyetleri tablosunu oluşturmaktadır. İstanbul’un 38 ilçesi 30 toplanma noktasına bölge nüfusları dikkate alınarak dağıtılmış elde edilen sonuçlar normalize edilerek talepler belirlenmiştir.

Görüntüleme cihazlarından biri olan endoskopik yılan kamera, portatif olarak taşınabileceği, ulaşılması güç yerlere girip anlık görüntü sağlayabileceği için tercih sebebi olmuştur. Bu çalışmada saniyelerin dahi önemli olduğu arama-kurtarma operasyonlarında ihtiyaç duyulabilecek ekipmanların tedariğine odaklanılmıştır. Alternatif hızlı bir ulaşım modu olan İHA’ların etkin çözümler üretebileceği bulgularla desteklenmektedir.



Taşımasına karar verilen endoskopik yılan kameranın ağırlığı ve talep noktalarında ihtiyaç duyulacak kamera/kişi oranı göz önüne alınarak aracın yaklaşık 5 kg faydalı yük kapasitesine sahip olması beklenmektedir. Araç, atanan görev kapsamında güvenli teslimatı önceliklendirmelidir. Buna dayanarak aracın sahip olması gereken özellikler Filo Güvenliği, İletişim Güvenliği, Çevre ve Araç Güvenliği açısından değerlendirilmiş “A2Z” firmasına ait “RDST” kargo drone’u ve aynı markaya ait kontrollü serbest düşüş teslimat tekniği ile yükleri belirli bir irtifadan yüksek doğrulukla bırakabilen bir vinç sistemi tercih edilmiştir. Seçilen araç ve vinç sistemi Görsel 2 ve Görsel 3’te gösterildiği gibidir.



Görsel 2: RDST Cargo Drone'u



Görsel 3: RDST Cargo Drone'u

İnsani Yardım Lojistiği hata toleransı olmayan sistemlerdir. Projede taşınacak ekipmanın “hayat kurtarıcı” nitelikte olması operasyonun verimliliğinin önemini vurgulamaktadır. Bu çalışmada enerji tüketimi hızın bir fonksiyonu olarak incelenmiş, pilin verimli kullanımı ile ulaşılabilecek mesafenin maksimize edilmesi sağlanmıştır. Bu bölüm, bir insansız hava aracının görevi sırasında gereken enerjiyi ve sınırlı pil kapasitesi altında geçebileceği maksimum mesafeyi bulabilmek için bir formül açıklamaktadır. Aracın ilk kalkış ve görev dönüşündeki iniş sırasında tüketilen enerjisi ve teslimat sırasında kullandığı pil açık bir şekilde modellenmemektedir. Drone’un sabit bir hızda seyahat edebildiğini ve rüzgârlı koşullar elde edilen gerçek hızı etkileyebilse de sabit hızı korumak için yolculuk sırasında itiş ayarlarının yolları olduğu varsayılır. Bu varsayımları takiben, Dükkancı vd. (2021) tarafından kullanılan formülasyon baz alınarak Drone’un yalnızca seyir halindeyken tükettiği enerji göz önüne alınır. Drone hızının “ v (m/s)” bir fonksiyonu olarak Drone’un harcadığı güç “ $P(v)$ ($\text{kg} \cdot \text{m}^2 / \text{s}^3$)” Denklem 1’de verilmiştir.



$$P(v) = \frac{\delta}{8} \rho s A \Omega^3 r^3 \left(1 + \frac{3v^2}{U_{tip}^2} \right) + (1 + k) \frac{W^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} \left(\sqrt{1 + \frac{v^4}{4v_0^4} - \frac{v^2}{2v_0^2}} \right)^{1/2} + \frac{1}{2} d_0 \rho s A v^3 \quad (1)$$

Burada “ δ ” profil sürüklenme katsayısıdır. Profil sürüklenme katsayısı, havada hareket eden aracın maruz kaldığı sürüklenme kuvvetini açıklayan bir parametredir. Aracın tasarımına bağlıdır ve rüzgâr tüneli testi veya hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) simülasyonları yoluyla hesaplanabilir. Profil sürüklenme katsayısının değeri, İHA’nın aerodinamik performansını ve verimliliğini belirlemek için önemlidir. “ ρ ” (kg/m^3) hava yoğunluğudur. Hava basıncı gibi hava yoğunluğu da rakım arttıkça azalmaktadır. Dahası atmosferik basınç, sıcaklık ve nemdeki değişimlerden etkilenir. “ s ” rotor sağlamlığının gerçek değeri aracın tasarımına ve çalışma koşullarına bağlı olarak değişebilir. Buradaki hesaplama tipik değerlere dayanan bir tahmindir. “ A ” (m^2) rotor disk alanı, rotorlar tarafından süpürülen daire alanıdır. “ Ω ” (rad/s) kanadın açısal hızıdır, pervanelerin kendi eksenleri etrafında dönme hızını ifade eder. Pervanenin açısal hızı, İHA’ya etkileyen kaldırma veya itme kuvvetini belirler. Bu nedenle aracın genel performansını ve kararlılığını doğrudan etkiler. “ r ” (m) rotor yarıçapı, rotorun merkezinden kanatlarının ucuna olan mesafeyi ifade eder. Rotor sisteminin boyutunun ve geometrik özelliklerinin belirlenmesi açısından önemlidir. “ U_{tip} ” (m/s) rotor kanadının hızı kanat ucu hızı olarak da bilinir. Rotor kanadının doğrusal hızıdır. Kanat ucu hızı, rotor sisteminin aerodinamik kuvvetlerini, kaldırma kuvvetini ve genel performansını belirlemede önemli bir faktördür. “ k ”, indüklenen güce yönelik artımlı düzeltme faktörünü temsil eder. Kanat ucu kayıpları ya da ve aerodinamik verimsizlikler nedeniyle rotora gereken ek gücü hesaba katmak için kullanılır. İndüklenen güç, kaldırma kuvvetini oluşturmak ve rotorun dönüşünü sürdürmek için gereken gücü ifade eder. “ v_0 ” (m/s) aracın havada asılı kaldığı esnada rotor tarafından indüklenen ortalama hızdır. İndüklenen hız, rotorun dönüşünün neden olduğu hava akımı bozukluğunun bir sonucudur. “ d_0 ” aerodinamikte gövde sürüklenme oranı gövdenin maruz kaldığı toplam sürüklemeye katkısını temsil eden boyutsuz bir parametredir. Gövde sürüklenme oranı, gövdenin şekli, boyutu ve yüzey özellikleri ile uçağın hızı ve hücum açısı gibi çeşitli faktörlerden etkilenir. “ W ” ($\text{N} = \text{kg.m/s}^2$) taşınan toplam ağırlıktır. Hava aracının pil hariç boş ağırlığı, pilin ağırlığını ve yolculukta taşınan paketin ağırlığını içerir. Böylece yolculukta aracın toplam ağırlığını ifade eder. Burada, güç tüketimi formülü sabit bir hızla “ d ” birim (m) hareket eden bir Drone için enerji tüketim formülüne dönüştürülür. Enerji tüketimi ile güç arasındaki ilişki Denklem 2’te verilmiştir.

$$E(v, d) = P(v).t = P(v) \frac{d}{v} \quad (2)$$



$$E(v, d) \approx P_0 \left(\frac{d}{v} + \frac{3dv}{U_{tip}^2} \right) + P_i \frac{v_0 d}{v^2} + \frac{1}{2} d_0 \rho s A v^2 \quad (3)$$

Denklem 3 seyir esnasında tüketilen enerjiyi hesaplar. Formülü basitleştirmek için $\mu 1 = P_0$, $\mu 2 = P_0 \frac{3}{U_{tip}^2}$, $\mu 3 = P_i \cdot v_0$ ve

$\mu 4 = \frac{1}{2} \cdot d_0 \cdot \rho s A$ olsun. O halde, toplam enerji miktarı $E (J)$ aşağıdaki gibi verilebilir:

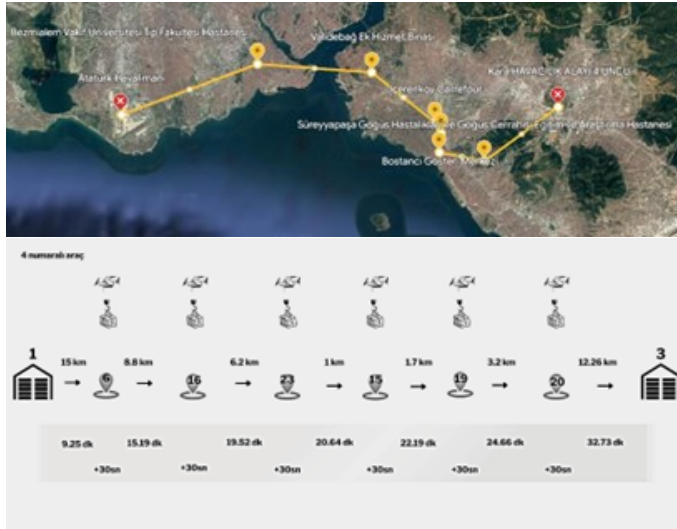
$$E(v, d) = \mu_1 \frac{d}{v} + \mu_2 dv + \mu_3 \frac{d}{v^2} + \mu_4 dv^2 \quad (4)$$

Bir Drone'un katettiği toplam mesafe, pil kapasitesi, faydalı yük miktarı, rüzgârın hızı ve yönü, manevralar, irtifa, Drone'un aerodinamik özellikleri, rotor tasarımı gibi nitelik ve tercihlere bağlıdır. İnsani yardım lojistiğinde tüm bu durumlar düşünülerek filonun ve çevre halkının güvenliği sağlanmalıdır. Aracın kat edebileceği maksimum toplam mesafe aracın uçuş süresi hakkında da bilgi vermektedir. Minimum enerji tüketiminin sağlandığı hız değerinde gerçekleştirilen teslimatlarda havada kalma süresi uzatarak kapsama alanı genişletilecektir. Görev süresi artan araç şarj ihtiyacını karşılamak üzere depoya dönüş sayısını azaltacaktır. Bu, aracın batarya ömrünü de uzatacaktır.

Menzil formülasyonu ile elde edilen bulgulara dahil edilerek oluşturulan matematiksel model ile maliyetler minimize edilmiştir. Havada kalma süresini sınırlayan, depolar ve talep noktaları arasında yolculukları düzenleyen, her bir yolculuğun muhakkak bir depodan başlayarak bir depoda bitmesini garanti eden, araç kapasitesi ve müşteri taleplerini dikkate alan, her bir aracın afet öncesinde durumda bir depoda konumlanmasını sağlayan ve alt turları engelleyen 15 kısıtın eklenmesiyle model son haline getirilmiştir.

Bulgular

Araçların etkin şekilde kullanılması ve kaynakların verimli dağıtımı çeşitli kısıtlamalarla sağlanmış, 'kısa sürede en fazla insana yardım edebilme' ilke edinilmiştir. Ayrıca, taşınacak ekipmanın hayat kurtarıcı nitelikte olması vurgulanmış ve enerji tüketimi göz önünde bulundurularak pilin verimli kullanımı sağlanmıştır. Hızlı ve etkin müdahaleye destek olmak hedeflenmiş, İstanbul'da havaalanı sayısının fazlalığından faydalanılarak erişilebilirlik ve kapsama alanı arttırılmıştır. Bir arama- kurtarma ekipmanı taşınması açısından bir teknolojik yenilik sunulmuştur. Ek olarak, güvenlik ve hata toleransı afet sonrası durumlar göz önünde bulundurularak ele alınmış, dış koşullar dikkate alınarak operasyonun güvenliği sağlanmıştır. Örnek olarak araçlardan birinin rotası paylaşılmıştır.



Görsel 4: Dördüncü aracın rotası ve intikal süreleri

Sonuç

Bu proje insansız araç sistemlerinin insani yardım faaliyetlerinde kullanımını için çeşitli faydaları açıklamakta, çeşitli alan ve açılardan sağlayabilecekleri faydaları üst düzeye çıkarabilmek açısından birtakım hesaplamalar paylaşmaktadır. Kullanılacak araçlar zorlu koşullarda taşımacılık yapabilmesi için dayanıklı, yük taşıyabilmek ve uzun süre havada kalabilmek için güçlü, rota planlamaları ve takip gibi etkinlikler için izleme ve ölçüm yeteneğine sahip olmalı; düşme, çarpma ya da olası kırımlarda sebep olabileceklerini engellemek için güvenlik önlemlerinin alınmış olması gerekmektedir. Gerçek hayat koşulları çeşitli parametrelerle göz önüne alınan proje yenilikçi bir bakış sunar, sistemin performansı önceden test edilebilir bu sayede projenin güvenilirliği ve etkinliği artırılabilir.

Döner kanatlı araçların havada asılı kaldığı esnada enerji tüketimini arttırdığı bilinmektedir. Bu çalışma “hover” esnasında tüketilen enerjiyi göz ardı etmektedir. Projenin ilerleyen aşamalarında teslimat esnasında tüketilen enerjinin dikkate alınması planlanmaktadır. Ek olarak, hız faydalı yükten etkilenen bir karar değişkeni olarak tanımlanabilir. Doğrusal olmayan bu yaklaşım havada kalma süresi bilgisini gerçeğe yaklaştıracaktır. Simülasyon teknolojileri afet ortamlarının rassallığını ve olası riskleri tespit etmek için kritiktir. Projenin devamında görsel bir yaklaşımın öne sürülmesi mücadele stratejilerinin etkinliğinin araştırılması planlanmıştır.

Anahtar Kelimeler: İnsani Yardım Lojistiği, Matematiksel Modelleme, Aerodinami.



İzmir Adnan Menderes-İstanbul Havalimanı Uçuşları: Hava Trafik Yönetimi ve Optimizasyon İhtiyaçları Üzerine Kısa Bir Analiz

Ramazan Kürşat ÇEÇEN¹ Kadir DÖNMEZ²

Genişletilmiş Özet

Hava taşımacılığı ekonomik büyüme ve kalkınmanın desteklenmesinde önemli bir rol oynamaktadır. Ülkelerin küresel ekonomiye entegre olmalarına olanak tanır ve yerel, bölgesel ve uluslararası düzeylerde gerekli bağlantıyı sağlar. Ayrıca ticareti teşvik eder, turizmi canlandırır ve iş fırsatları yaratır. Tüm bu olanaklar sunulurken hava trafiğinin emniyetli ve verimli bir şekilde yönetilmesi gerekmektedir. Bir uçuş boyunca uçaklar çeşitli safhalardan geçer. Bu safhalar boyunca hava trafik yönetimi farklı birimlerce sağlanmaktadır. Uçakların harcadıkları zamanların uçuş safhalarına göre analiz edilmesi ve hava trafik yönetimi açısından değerlendirilmesi optimizasyon için açık kapıların tespit edilmesini sağlayacaktır. Bu nedenle ülkemizde en çok sefer yapılan rotalardan birisi olan İzmir Adnan Menderes Havalimanı ile İstanbul Havalimanı arasında gerçekleşen uçuş veri setinden bir kesit incelenmiştir. Bu çalışmada uçakların hareket sürelerini hesaplamak için Automatic Dependent Surveillance-Broadcast (ADS-B) verileri kullanılmıştır ve gerekli verilerin elde edilmesi için uçuş safhalarına göre filtreleme işlemi yapılmıştır. Elde edilen veriler, kalkış taksi aşaması, tırmanma aşaması, seyir aşaması, alçalma aşaması ve iniş taksi aşaması olarak sınıflandırılmıştır. Daha sonra veri seti üzerinde uçakların uçtukları seyir irtifaları ve bu irtifada geçirdiği süreler de belirlenmiştir. Bunlara ek olarak uçakların alçalma aşamasında ne kadar süre sabit irtifada (level-off) hareket ettiği de incelenmiştir. Ayrıca uçuşlar arası farklılıklar da incelenerek daha çok hangi safhalarda hava trafiğinin optimize edilmesi için ciddi bir potansiyel olduğu tespit edilmeye çalışılmıştır. Bu çalışma iç hat uçuşlarının en yoğun rotalarından biri olan İzmir-İstanbul uçuşlarında uçakların uçuş safhalarında nasıl bir zaman dağılımına sahip olduğu ve bu safhalardaki hava trafik yönetimi gereklilikleri ve optimizasyon ihtiyaçları hakkında kısa bir değerlendirme sunmaktadır.

1 Doç. Dr., Ordu Giresun Üniversitesi, 0000-0002-6580-2894, ramazankursat.cecen@ogu.edu.tr

2 Dr. Öğr. Üyesi, Samsun Üniversitesi 0000-0002-1236-0498, kadir.donmez@samsun.edu.tr



Amaç

İzmir Adanan Menderes Havalimanı ile İstanbul Havalimanı arasında öğlen 11:55'te kalkması planlanan 25 farklı güne yayılmış olan uçuş veri seti Flight Radar 24 internet sitesi üzerinden indirilerek incelenmiştir. Bu çalışma uçuş fazları arasında zaman dağılımlarının tespiti ve uçuş optimizasyonu çalışmaları yapılırken hangi aşama veya aşamalara odaklanılabileceğinin kısa bir değerlendirmesini sunmaktadır.

Yöntem

Bu çalışmada 25 farklı İzmir-İstanbul uçuşu için veriler incelenmiştir. Bu veriler içinde kalkış taksi, tırmanma, seyir, alçalma ve iniş taksi aşamalarında geçen sürenin elde edilmesi için gerekli değerler filtrelenmiştir. Kalkış uçakları için taksi hareketi geri çekme hareketinden sonra başlamış olup, uçakların pist başına hareket etmesine kadar geçen süreyi kapsamaktadır. Tırmanma aşaması ise uçağın kalkış hareketi ile başlamış olup seyir aşamasına ulaşıncaya kadar sürmüştür. Seyir aşaması uçağın iniş veya alçalma hareketi yapmadan sabit irtifada yaptığı uçuşu kapsamaktadır. Alçalma aşaması uçağın seyir aşamasının bitmesi ile başlamakta olup uçağın pistten çıkmasına kadar olan süreyi kapsamaktadır. İniş taksi süresi ise uçağın pistten çıkış yapması ile park pozisyonuna gidişi süresinde geçen zamanı kapsamaktadır.

Bulgular

Tablo 1'de incelenen uçakların kalkış taksi aşaması, tırmanma aşaması seyir aşaması, alçalma aşaması ve iniş taksi aşamasında geçirdikleri süreler sunulmuştur.

Yapılan bu çalışma sonunda alçalma fazı aşamasında geçen sürenin en fazla zamana sahip olduğu görülmüştür. Bütün uçak hareketleri göz önüne alındığında %35,7 oranına alçalma aşamasının sahip olduğu görülmüştür. Daha sonraki en fazla süre ise iniş taksi aşamasında gerçekleşmiş olup %24,7'lik bir orana karşılık gelmektedir. Kalkış taksi aşaması, tırmanma aşaması seyir aşaması ise sırasıyla %15,6, %17,1 ve %7 olarak hesaplanmıştır. En düşük süresinin seyir aşaması olması ise iki farklı havalimanının arasındaki mesafeden kaynaklanmaktadır.



Tablo 1. İzmir-İstanbul uçuşları sırasında uçuş safhaları arasında geçen süreler (saniye)

Uçak Sırası	Kalkış Taksi	Tırmanma	Seyir	Açılma	İniş Taksi	Seyir İrtifası (feet)	Açılma Süresinde	Toplam hava safhası	Toplam yer safhası
1	1273	892	199	1813	1330	22000	436	2904	2603
2	1107	1013	78	1665	1279	26000	305	2756	2386
3	744	842	328	1721	926	24000	344	2891	1670
4	697	714	556	1450	1640	22000	291	2720	2337
5	565	910	225	1923	1069	26000	633	3058	1634
6	657	958	230	1875	363	24000	494	3063	1020
7	656	860	322	1700	1405	24000	388	2882	2061
8	617	856	359	1561	612	24000	403	2776	1229
9	582	737	501	1801	1591	24000	269	3039	2173
10	951	723	523	1590	1581	24000	348	2836	2532
11	655	813	328	2215	1620	24000	810	3356	2275
12	511	642	328	1585	1410	26000	217	2555	1921
13	663	800	424	2046	781	24000	532	3270	1444
14	710	747	354	1786	1507	26000	425	2887	2217
15	1419	819	232	1711	1368	26000	328	2762	2787
16	871	891	270	1647	766	24000	332	2808	1637
17	667	700	577	1755	1597	24000	362	3032	2264
18	834	795	354	1329	1118	24000	235	2478	1952
19	839	940	197	1694	1184	26000	298	2831	2023
20	350	840	296	1429	2275	24000	229	2565	2625
21	655	696	356	1732	826	26000	462	2784	1481
22	535	931	179	1464	1084	24000	302	2574	1619
23	627	764	307	1749	1069	24000	521	2820	1696
24	651	745	470	1404	363	24000	198	2619	1014
25	840	762	370	1965	702	24000	642	3097	1542
Ortalama	747.04	815.6	334.52	1704.4	1178.64	24400	392.16	2854.52	1925.68
Maksimum	1419	1013	577	2215	2275	26000	810	3356	2787
Minimum	350	642	78	1329	363	22000	198	2478	1014
Aralık	1069	371	499	886	1912	4000	612	878	1773



Tablo 1’de Ortalamalar, maksimum ve minimum değerler arasındaki farklar (aralıklar) bazı kategorilerde oldukça yüksek olduğu gözlenmiştir. Özellikle dikkat çeken aralık ise iniş taksi safhası olmuştur. Çoğu aralığın yüksek değer alması operasyonel süreçlerdeki belirsizlikleri ve farklılıkları vurgulamaktadır. Bu büyük aralıklar, hava trafiği yönetiminin birçok safhada optimize edilmesi için ciddi bir potansiyel olduğunu işaret etmektedir.

Sonuç

Yapılan betimsel analiz sonucunda uçakların seyir irtifası olarak çoğunlukla 24,000 feet’i tercih ettiği görülmüştür. Bu durum iki durak arası mesafenin kısa olmasından kaynaklanmaktadır. Diğer bir bulgu ise uçakların İstanbul havalimanına alçalmaları esnasına uçuşun bu safhasının %23 lük bir kısmında düz uçuş (level-off) yapmasıdır. Bu segment genellikle artan hava trafiği nedeniyle uçakların bekleme paternine girmesi veya düz uçuş yaptırılarak geciktirilmesi sonucunda ortaya çıkmaktadır. Bu segment yakıt tüketimi açısından ciddi artışlara sebep olmaktadır. Bu duruma ek olarak uçuşların alçalma safhaları arasındaki süre farklılıkları ve bu safha boyunca yaptıkları düz uçuş segmenti süreleri arasındaki farklılıklar yaklaşma safhasındaki belirsizlikleri ve potansiyel iyileştirmelerin önemini ortaya koymaktadır. Giderek artan hava trafiği ve İstanbul havalimanının bölgesel bir uçuş merkezi olması bu konunun üzerine yoğunlaşabileceğini düşündürmektedir. Diğer önemli bir bulgu ise uçakların iniş taksi sürelerinin yüksek olmasıdır. Bu durum genellikle pistler ve kapılar arasındaki mesafeden ve yer trafiğinin yoğunluğundan etkilenmektedir. İstanbul havalimanında bulunan “end-around” taksi yolu gibi yapılar operasyonel anlamda bazı avantajları olsa da bu durumu tetiklemektedir. Ancak yapılan betimsel analizde uçakların taksi sürelerindeki minimum ve maksimum değerler arasındaki önemli farklılık taksi sürelerinin optimizasyonu için açık kapı olduğunu göstermektedir. Etkili pist ve kapı atamaları ile yaklaşma ve yer safhasını birleştirecek optimizasyon algoritmalarına ihtiyaç duyulduğu açıktır. Çok pistli havalimanlarında geliş uçaklarına yapılacak pist atamalarının yaklaşma safhası ile olan ilişkisi bütüncül bir yaklaşımın gerekliliğini ortaya çıkarmaktadır. Bu bulgular optimizasyon çalışmaları için ilk odak noktasının alçalma ve iniş taksi süreleri olması gerektiğini düşündürmektedir. Ancak alçalma ve iniş taksi sürelerinin uçuşun önemli bir kısmını oluştursa da uçakların kalkış destinasyonundaki taksi süreleri, tırmanma ve seyir süreleri arasındaki farklılıkları uçuşların bir bütün olarak ele alınarak optimizasyonunun verimliliği daha da artıracığını düşündürmektedir.

Anahtar Kelimeler: Taksi süresi, Tırmanma süresi, Seyir Süresi, Alçalma Süresi, Uçuş fazları.



Kargo Taşıma Maksatlı İnsansız Hava Aracı (İHA) Kavramsal Tasarımı ve Kanat Aerodinamiğinin İncelenmesi

Onur PARLAK ¹, Hayri ACAR ²

Genişletilmiş Özet

Amaç

Günümüzde sabit ve döner kanatlı insansız hava araçları çeşitli maksatlarda askeri alanlarda yoğun olarak kullanılmaktadır. Havanın kapalı veya bulutlu olduğu durumlarda askeri birliklerin gözetleme ve keşif faaliyetleri yüksek irtifadan uçan İHA'lar tarafından sağlanamamakta, bu durumlarda bulut altı alçak irtifada uçabilen taktik seviyedeki İHA'lar önem kazanmaktadır.

Tasarlanacak olan İHA'nın temel olarak 3 görevi yerine getirmesi amaçlanmıştır.

Görev 1: Keşif ve gözetleme maksadıyla kullanılan droneleri hedef bölgesine kendi bataryalarını kullanmadan taşımak ve hedef üzerinde serbest bırakmak (serbest bırakılan drone uzaktan yönlendirilebilecek veya en yakın dost unsurun kontrolüne girecektir.)

Çözülmesi amaçlanan sorunlar:

- Askeri personelin kullanmakta olduğu gözetleme maksatlı dronelerin seyir süratlerinin düşük olmasından dolayı hedefe gidiş gelişlerde süre kaybedilmesi,
- Dronelerin batarya ömürlerinin kısa olmasından dolayı yolda kaybedilen süre ve meteorolojik sorunlar sebebiyle hedef üzerinde kalınan sürenin düşük olması,

Görev 2: İHA sistemleri çevresel şartlar ya da savaş ortamı sebebiyle ulaştırılması güç olan insani yardım, gıda ya da mühimmat gibi kargoları faydalı yük olarak taşıyabilmekte ve bu kargoların aktarımını sağlayabilmektedir [F. W. Ploeger,2010,p. 1-21] Meteoroloji sebebiyle Hava Ulaştırma Harekatının yapılamadığı (helikopterlerin hedef bölgesine ulaşamadığı) zamanlarda acil tıbbi ihtiyaç ve malzemelerin (kan, serum, ilaç vb.) hedef bölgesindeki dost unsurlara ulaştırılması maksadıyla tasarlanan bir kargo bölmesinin hedef üzerine ulaştırılması ve serbest bırakılması.

Görev 3: Faydalı yük olan drone'un hedef bölgesine bırakılmasından sonra, drone ile kullanıcı arasında bağlantının kopmaması maksadıyla röle görevi görmek için hedef üzerinde, belirlenen irtifada bekleme paterninde uçuş gerçekleştirmek.

¹ Milli Savunma Üniversitesi, oparlak@msu.edu.tr

² Dr. Öğr.Üyesi. İstanbul Teknik Üniversitesi, acarh@itu.edu.tr



Çözülmesi amaçlanan sorunlar:

Araziden kaynaklı bağlantı problemleri sebebiyle hedefte kullanılan döner kanatlı İHA'lar ile irtibatın kesilmesi.

Yöntem

Görevlerin yapılabilmesi için uçuş gereksinimleri belirlenmiştir.

Tablo 1. Uçuş gereksinimleri

Adım	Uçuş Tipi	Gereksinimler
0-1	Pistten Kalkış	Kalkış Metodu: Yerden rule taksi Mesafe:30 m
1-2	Tırmanma	Düsey Hız: 300 m/dak (minimum)
2-3	Yatay Uçuş	İrtifa: 7000', Hız: 80 m/s,Menzil:8 km
3-4	Boşa Zaman Geçirme	İrtifa: 8000, Hız:15 m/s, Süre:1 saat
4-5	Yatay Uçuş	İrtifa:7000', Hız:80 m/s,Menzil:8 km
5-6	Süzülme	Düsey Hız:300 m/dak(minimum)
6-7	Piste İniş	İniş Metodu: VFR görerek iniş Mesafe:30 m

Oluşturulacak kavramsal tasarım raporunda kullanılacak olan faydalı yük; amaç ve görev tanımlarında belirtilen görevleri yapabilecek drone (DJI Mavic AIR2 boyutları kanatlar açık halde:183 X 253 X 77 mm baz alınmıştır) veya içerisinde acil yardım malzemesi taşınabilecek olan bir kargo bölmesi olacaktır.

Gövde altında taşınacak olan drone veya yükün minimum geri sürüklenme oluşturması maksadıyla gövde tasarımı Sikorsky CH-54 Skycrane Helikopterin gövdesine benzer şekilde kargo bölmesi için özel olarak tasarlanacaktır.

Tasarım gereksinimleri parametrelerini sağlamak üzere belirlenen önem faktörlerini sağlayan konfigürasyon seçimleri kendi içlerinde farklı tiplerde ayrı ayrı avantaj ve dezavantajları araştırılarak kıyaslanmış ve kanat, kuyruk, gövde, itki ve iniş takımı için en ideal konfigürasyon seçimleri yapılmıştır.[Raymer, D,2018] Konfigürasyon seçimleri yapılırken tasarım gereklilikleri göz önünde bulundurulmuş, seçimler yapılırken gerekli durumlarda figure of merit tablosu kullanılmış ve bu verilere göre seçim yapılmıştır.

Tablo 2. Nihai Konfigürasyon Seçimleri

	Nihai Konfigürasyon Seçimleri
Kanat	Monoplane/ Üstten Kanat/ Dörtgensel
Kuyruk	T Kuyruk
Gövde	Faydalı Yük Taşıma Maksatlı Özel Tasarım
İtki	Çekici(Tractor)
İniş Takımı	Taildragger Tipi Referans Alınmış, İki Adet Kanat Altı, Bir Adet Kuyruk Altı Teker Yerleştirilmiş Konfigürasyon



Bulgular

Tasarım özellikleri belirlenirken benzer özellikte 6 uçağın(Fiberglass Overcast, Bellwether, ATA-7, Black Lightning, B-5 Blackout, Diamondback)parametrelerinden faydalanılmıştır.

Tablo 3. Hesaplanan Tasarım Değerleri

Açıklık Oranı	7,62
Ok Açısı[deg]	0
Sivrilik Oranı	1
Bükülme Açısı[deg]	0
Dihedral Açısı[deg]	0
Alan[m²]	0,53
Açıklık[m]	2,01
Veter[m]	0,264
Kanat Yükleme[kg/m²]	11,13

Yapılacak olan görevler göz önüne alındığında yüksek taşıma kuvveti oluşturan profillerden birinin seçilmesi gerektiğine karar verilmiştir. Benzer İHA lar ve daha önce yapılan çalışmalardan yararlanılarak SD 7062, SD 7043, E 216, MH 115, NACA 2410, NACA 4412 kanat profilleri seçilmiştir. [Hava Araçları Boyutlandırma Veritabanı] Bu kanat profilleri moment ve aerodinamik özellikleri göz önünde bulundurularak değerlendirilmiştir. Kanat profillerini değerlendirmek için planlanan stall hızı 11,59 m/s olarak hesaplanmıştır.

Optimum kanat profillerini seçmek için kanat profili analiz programı XFLR5 kullanılarak sabit Reynolds sayısında (bekleme paterni irtifası olan 7000 feet kullanılmıştır) ve sabit Mach sayısında çeşitli hücum açıları (-10/20) için tip 1 analizi (sabit bir hız varsayılarak) yapılmıştır.

Tablo 4. Farklı Kanatların Performans Özellikleri

Kanat Profili	(Cl)_{max}	(Cl/Cd)_{max}	(Ca)_{max}(15°)	cl³/cd²
MH 115	1,66	117,2	0,061	131,3
SD7043	1,52	100,6	0,052	93,6
NACA 2410	1,3	79,9	0,075	70,9
E 216	1,61	126,4	0,08	134,5
SD7062	1,6	88,4	0,043	97,6
NACA 4412	1,45	96,8	0,06	105,5



Sonuç ve Öneriler

Bu çalışmada, drone veya kargo bölmesini hedef bölgesine taşıyabilecek, taktik seviyedeki birlikler tarafından kullanılabilen sabit kanatlı bir İHA'nın kavramsal tasarımı yapılmıştır. Yapılan tasarımın arazideki birlikler tarafından kullanılması planlanmış, bu nedenle taktik tekerlekli motorlu araçlarla taşınabilecek şekilde boyutlandırılmıştır. Belirtilen gereksinimleri yerine getirebilecek detaylı tasarımının yapılarak üretime geçirilmesi durumunda, taktik seviyedeki askeri birlikler için büyük fayda sağlayacağı düşünülmektedir.

Tasarımın kanat profili seçimi için XFLR-5 analizi kullanılmıştır. Hava aracı için kullanılacak kanat profilleri SD 7062 veya MH 115 olarak tespit edilmiştir. Seçilen kanat profillerinin iki boyutlu maksimum taşıma kuvvetleri (C_{lmax}) ise sırasıyla 1.60 ve 1.66 olarak belirlenmiştir. Kanat profillerinin model üretimi yapılarak rüzgar tüneli testlerinin yapılması ve aerodinamik performanslarının belirlenmesi planlanmaktadır.

Anahtar Kelimeler: İnsansız Hava Aracı (İHA), Kavramsal Tasarım, Kanat Aerodinamiği, Airfoil, MH115, SD7062.



Li-Fi Teknolojisinin İHA'lara Entegrasyonu ve Afet Durumlarında Kullanımı

Gürcan LOKMAN¹, Ercan COŞGUN²

Genişletilmiş Özet

Amaç

Günümüzde dron olarak da adlandırılan İnsansız Hava Araçları (İHA), gözetleme, izleme, tarımsal faaliyetler, paket teslimatı ve afet/acil durum müdahalesine kadar çok çeşitli uygulamalarda çok yönlü araçlar olarak kullanılmaktadır. İHA'lara olan talep artmaya devam ettikçe kullanıcılarını destekleyecek güvenilir, yüksek hızlı iletişim sistemlerine olan ihtiyaç da artmaktadır. Bu çalışma, veri iletimi için görünür ışık kullanan bir kablosuz iletişim teknolojisi olan Light Fidelity (Li-Fi) 'nin İHA'lara entegrasyonunu ve felaket durumlarında kullanılmasının sağlayacağı faydalar üzerine odaklanmaktadır. Bu çalışma ile, Li-Fi iletişimini İHA'lara entegre etmenin avantajlarını ve dezavantajlarını ortaya konmakta ve afet durumlarında Li-Fi içeren İHA'ların kullanmanın faydalarını ortaya çıkarılmaktadır.

Yöntem

İHA'lar doğal afet ya da insani afet gibi felaket senaryolarında çeşitli amaçlara hizmet edebilmektedir. Ayrıca havadan gözetleme ve değerlendirme, arama kurtarma, haberleşme aktarma (röle), yardım dağıtımı ve çevresel izleme gibi yüksek veri aktarımı gerektiren birçok görevde de İHA'ların kullanıldığı bilinmektedir. Yüksek çözünürlüklü, gerçek zamanlı video yayınları ve sensör verileri, acil müdahale ekiplerinin sahadaki durumu daha iyi anlamalarına yardımcı olur. Yüksek çözünürlüklü veri aktarımı, özellikle afet durumlarında zamanında karar alma, koordinasyon ve müdahale çalışmaları için hayati öneme sahiptir. Ancak afet bölgelerinde veri aktarımında ağ altyapısı hasarı, tıkanıklık ve parazit gibi problemler ile karşılaşılabilir. Li-Fi, özellikle felaket senaryolarında, veri engelleme durumlarında yüksek çözünürlüklü veri aktarımı ihtiyacını karşılamak için bu problemlere karşı iyi bir çözüm olabilir.

Li-Fi teknolojisi, verileri iletmek için parazite daha az duyarlı olan ve geleneksel ağ altyapısından bağımsız olarak çalışabilen görünür ışık kullanmaktadır. Önerdiğimiz yaklaşımla İHA'lardan elde edilen verilerin Li-Fi teknolojisi kullanılarak yer istasyonuna iletilmesi mümkün olabilmektedir. Böylece Li-Fi entegrasyonu ile İHA'lardan elde edilen

¹ Assistant Professor Doctor, 0000-0003-2751-7627, National Defense University, glockman@msu.edu.tr

² Lecturer (Ph.D.), 0000-0003-4387-3699, University of Kırklareli, ercancosgun@klu.edu.tr



verilerin afetten etkilenen bölgelerde geleneksel RF iletişiminden daha güvenilir olması sağlanacağı düşünülmektedir. Ayrıca Li-Fi'nin 1 Gbps'ye varan veri aktarım hızı, yüksek çözünürlüklü görüntülerin, video yayınlarının ve sensör verilerinin İHA'lardan yer istasyonlarına veya komuta merkezlerine hızlı bir şekilde iletilmesine olanak sağlayacaktır. İlâveten, Li-Fi, RF kullanmadığı için aktarılan verilere yetkisiz erişimi de zorlaştırmış olacaktır.

Önerilen yaklaşımda, Li-Fi teknolojisi, taşınabilir LED ışık kaynakları veri aktarım cihazı olarak İHA'lara ve yer istasyonlarına monte edilmektedir. Bu teknoloji yeni İHA tasarımlarında kullanılabildiği gibi mevcut İHA'lara da kolaylıkla entegre edilebilmektedir. Önerilen teknolojiyle acil müdahale ekipleri, Li-Fi teknolojisini hızlı ve kolay bir şekilde İHA'lara ve yer istasyonlarına entegre ederek afet bölgelerinde güvenilir ve emniyetli bir veri iletişim ağı kurabilecekler, böylece daha hızlı ve etkili müdahale ve kurtarma çalışmalarına olanak sağlanacaktır. Ayrıca özellikleri sayesinde Li-Fi iletişim teknolojisinin İHA kontrol sinyalleri ve veri aktarımı için potansiyel veya alternatif iletişim yöntemi olarak kullanılabileceği değerlendirilmektedir. Böyle bir senaryoda İHA üzerinde bulunan sensörler aracılığıyla elde edilen veriler, Li-Fi iletişim yoluyla hızlı ve güvenilir bir şekilde yer istasyonuna iletebileceği gibi, yer istasyonundan gelen kontrol sinyalleri de İHA'ya iletebilecektir. Li-Fi iletişimin avantajlarının yanı sıra menzil sınırlamaları, görüş hattı gerekliliği ve dış mekân sınırlamaları gibi dezavantajları da bulunabilmektedir. Ancak afet senaryoları dikkate alındığında İHA'lar genellikle görünür mesafede kullanılmakta ve bu problemler daha az önemli hale gelmektedir.

Bulgular

Afet senaryolarında, havadan gözetleme ve değerlendirme, arama kurtarma, haberleşme transferi, yardım dağıtımı ve çevre izleme gibi faaliyetlerde İHA'lar önemli roller üstlenmektedir. Bu gibi durumlarda etkin karar alma ve koordinasyon için yüksek çözünürlüklü veri aktarımının şart olduğu da açıktır. Afet bölgeleri sıklıkla, radyo frekansı (RF) iletişimleri de dahil olmak üzere geleneksel veri aktarım yöntemlerini engelleyen ağ altyapısı hasarı, tıkanıklık ve parazit gibi zorluklarla karşı karşıya kalabilir. Bu zorlukların üstesinden gelmek için Li-Fi teknolojisi alternatif bir iletişim yöntemi olarak kullanılabilir. Ayrıca Li-Fi, parazitelere karşı dayanıklılık, güvenilirlik, güvenlik ve LED ışık kaynakları kullanılarak hızlı veri aktarımı gibi çeşitli avantajları da beraberinde getirmektedir. Aynı zamanda Li-Fi teknolojisinin İHA'lara ve yer istasyonlarına entegre edilmesiyle afet bölgelerinde güvenilir ve emniyetli bir veri iletişim ağına kurulması sağlanarak müdahale ve kurtarma çalışmalarının hızı ve etkinliği artırılabilir. Li-Fi'nin birçok avantajının yanı sıra menzil kısıtlamaları, görüş hattı gereksinimleri ve dış mekân sınırlamaları gibi sınırlamaları da olduğu sonucuna varılmıştır. Ancak İHA'ların afet senaryolarında genellikle görünür mesafelerde görev yaptığı göz önüne alındığında bu sınırlamaların daha az önemli olduğu değerlendirilmektedir.



Sonuç

Bu çalışma, afet müdahalesi ve diğer kritik uygulamalar için Li-Fi iletişim teknolojisinin İHA'lara entegre edilmesinin potansiyelini ortaya çıkarmayı amaçlamaktadır. Araştırmalar, bilinçli karar verme ve koordinasyon için yüksek çözünürlüklü veri aktarımının gerekli olduğu afet senaryolarında İHA'ların vazgeçilmez ekipmanlar olduğunu göstermektedir. Li-Fi teknolojisinin İHA'lara entegrasyonunun, afetten etkilenen bölgelerde güvenilir iletişim ağlarının kurulması ve hızlı ve güvenilir veri aktarımı açısından pratik ve etkili bir yöntem olduğunu sonucuna varılmıştır. Önerilen bu yöntemin, acil müdahale ve kurtarma çabalarının verimliliğini ve etkinliğini önemli ölçüde artırma potansiyeline sahip, sonuçta hayat kurtarmaya ve afetlerin etkisinin azaltılmasına katkı sağlayabileceği değerlendirilmektedir. Li-Fi içeren İHA'ların afet yönetimi ve diğer kritik görevlerdeki potansiyelinin tam anlamıyla hayata geçirilmesi için bu alanda daha fazla araştırma, geliştirme ve uygulamaya ihtiyaç olduğu değerlendirilmiştir. Bu amaçla teorik çalışmalarımızın etkinliğini görmek amacıyla gelecek çalışmalarımızda Li-Fi donanımının İHA'ya entegrasyonu ve veri aktarımı konusunda pratik/uygulamalı çalışmalar planlanmaktadır.

Anahtar Kelimeler: İHA, Li-Fi haberleşmesi, İHA ve Li-Fi entegrasyonu, Afet durumlarında kullanımı.



Otonom Havadan Yere Atış Yapabilen Yangına Müdahale Amaçlı Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracı Tasarımı ve Prototip Gerçeklenmesi

Ömer ÇETİN¹

Genişletilmiş Özet

İnsansız Hava Araçları (İHA) son dönemde artan bir ivme ile farklı sivil ve askeri amaçlar doğrultusunda hızla kullanılan yaygın sistemler haline gelmişlerdir. Keşif, gözetleme, malzeme nakli, atış, güvenlik, doğal afetlere destek görevleri gibi çok çeşitli amaçlara göre tasarlanmış farklı türde İHA platformlarına ve bu alanda gerçekleştirilen AR-GE çalışmalarına, akademik araştırmalara literatürde yaygın olarak rastlamak mümkündür. Bu çalışma ile başta orman yangınları olmak üzere farklı yangın olaylarının keşfedilmesi ve hızla ilk müdahalenin gerçekleştirilmesi amacıyla bir İHA platformunun nasıl maliyet etkin olarak tasarlanması gerektiğine, hangi platform tasarım ve otonom özellikleri ihtiva etmesi gerektiğine değinilmiş ve kavramsal çalışmalar sonucunda prototip bir üretim laboratuvar ortamında gerçekleştirilerek deneysel çalışmalar ile yaklaşımın başarısı ortaya konulmaya çalışılmıştır. Ortaya konulmak istenen platform sabit kanatlı, otonom kalkış ve keşif-gözetleme amacıyla seyrüsefer yapabilen, görüntü işleme ile yangın durumunu tespit edebilen ve üzerinde taşıdığı sembolik yangın söndürme top ya da toplarını otonom biçimde yangına serbest düşme ile atabilen akabinde tekrar otonom iniş yapabilen bir platform olarak tanımlanabilir. Tüm bu yangın söndürme görevi süresince insan müdahalesi sadece atış yapma/yapmama kararında yer alacak şekilde tasarıma gidilmiştir. Bu platformun aerodinamik özelliklerinin nasıl hesaplandığı, atış olayını gerçekleştirebilmesi için ne tip aviyonik ve yapısal özellikleri ihtiva etmesi gerektiği ortaya konulmuş ve maliyet etkin biçimde nasıl üretilebileceği çalışma kapsamında tartışılmıştır. Platformun otonom uçuş bilgisayarı açık kaynak kodlu Pixhawk yazılımının PID kontrol değerlerinin platforma özgü biçimde uyarlanması ile geliştirilmiş, d-GPS ile hassas konum hassasiyeti sağlanmış, lazer altimetresi ile özellikle atış esnasında hassas irtifa verisinin alınması sağlanmış, görev bilgisayarı olarak Raspberry Pi üzerinde Python dilinde özgün olarak OpenCV tabanlı görüntü işleme yazılımı geliştirilmiş ve serbest düşme modellemesi yapılarak otonom atış paterninin hesaplanması sağlanmıştır. Çalışma kapsamında elde edilen kavramsal sonuçlar neticesinde küçük ölekte gerçek bir sabit kanatlı İHA platformu üretimi özgün olarak gerçekleştirilmiş ve atış denemeleri deneysel olarak yapılmıştır. Atış denemeleri esnasında göz ardı edilen kriterler nedenleri ile

¹ Doktor Öğretim Üyesi, 0000-0001-5176-6338, ocetin@msu.edu.tr



açıklanmıştır. Deneyisel platform olarak toplam kalkış ağırlığı, taşıdığı 300 gram top yükleri ile birlikte yaklaşık iki kilogram civarında olan, kanat açıklığı yaklaşık 180 cm, tavan irtifası 200 metre, seyir sürati 20 m/s civarında olan bir platform gerçekleştirilmiştir. Temsili olarak taşınan yükler 30-50 metre irtifadan 16-20 m/s hızla üç metre yarıçapında önceden konumu bilinmeyen hedef alana keşif uçuşu esnasında otonom olarak atılmıştır. Yapılan atış denemeleri sonucunda gerçekleştirilen serbest düşme şeklindeki atışların %40'ı hedefin 5 metre yarıçapı içerisine, %18'i ise hedefin üç metre yarıçapı içerisine başarıyla gerçekleştirilmiştir. Minyatür olarak gerçekleştirilen platform ölçeklenerek büyütülebilir ve daha fazla sayıda ya da daha ağır faydalı yüklerin taşınmasına imkân verecek şekilde geliştirilebilir olarak ortaya konulmuştur.

Amaç

Havadan yangın tespit ve söndürme amacıyla kullanılacak olan bir İHA platformunun temel yapısal özellikleri ve otonom yeteneklerinin neler olması gerektiği, maliyet etkinlik de göz önünde bulundurularak bu çalışma kapsamında ortaya konulmuştur. Ayrıca platformun otonom olarak yangın söndürme faaliyetlerinde kullanılabilmesi amacıyla özgün geliştirilen uçuş ve görev kontrol bilgisayar tasarımlarına, bu platformlar üzerinde koşturulacak olan yazılım ve algılayıcı mimarilerine değinilmiştir.

Yöntem

Havadan yangın keşfi yapılabilmesi ve faydalı yük olarak taşınan yangın söndürme toplarının serbest düşme ile atılabilmesi amacıyla platformun farklı kanat, kuyruk, gövde tasarımları irdelenmiş, platformun düşük sürat ve irtifada etkin atışlar yapabilmesi amacıyla aerodinamik özellikleri yazılım ortamında ve rüzgâr tüneline testler ile elde edilmiş, laboratuvar ortamında deneyisel olarak prototip tasarımı gerçekleştirilmiştir. Örnek senaryo dahilinde OpenCV tabanlı görüntü işleme algoritmalarından faydalanılarak düşük güç tüketen mobil bilgisayar mimarileri üzerinde görev bilgisayarı tasarımı ortaya konulmuş, serbest düşme ile platform üzerinde taşınan yangın söndürme toplarının otonom biçimde hedefe atılmasına yönelik olarak atış paternlerinin belirlenmesi ve bu paternlerin platform tarafından otonom biçimde gerçekleşmesine yönelik manevra hesaplamaları yapılarak deneyisel biçimde yaklaşımın başarısı ortaya konulmuştur.

Bulgular

Deneyisel platform olarak toplam kalkış ağırlığı, taşıdığı 300 gram top yükleri ile birlikte yaklaşık iki kilogram civarında olan, kanat açıklığı yaklaşık 180 cm, tavan irtifası 200 metre, seyir sürati 20 m/s civarında olan bir platform gerçekleştirilmiştir. Temsili olarak taşınan yükler 30-50 metre irtifadan 16-20 m/s hızla üç metre yarıçapında önceden konumu bilinmeyen hedef alana keşif uçuşu esnasında otonom olarak atılmıştır. Yapılan



atış denemeleri sonucunda gerçekleştirilen serbest düşme şeklindeki atışların %40'ı hedefin 5 metre yarıçapı içerisine, %18'i ise hedefin üç metre yarıçapı içerisine başarıyla gerçekleştirilmiştir. Minyatür olarak gerçekleştirilen platform ölçeklenerek büyütülebilir ve daha fazla sayıda ya da daha ağır faydalı yüklerin taşınmasına imkân verecek şekilde geliştirilebilir olarak ortaya konulmuştur.

Sonuç

Bu çalışma kapsamında maliyet etkin biçimde ve tümüyle otonom bir yangın tespit ve müdahale amaçlı insansız hava aracı platformu tasarımı ve geliştirilmesi özgün olarak ortaya konulmuş, tasarlanan platformun hem yapısal hem de otonom yetenekleri özgün olarak geliştirilmiştir. Çalışma kapsamında tasarlanan sabit kanatlı İHA platformu her ne kadar havadan yangın tespitinin hızla yapılabilmesi ve etkin biçimde müdahalede bulunulmasına yönelik olarak tasarlanmış olsa dahi, pist üzerinden koşturarak iniş kalkış yapması, atış esnasında üzerinde bir minimum sürat bulunması gibi nedenlerden dolayı birtakım zorlukları da bünyesinde ihtiva etmektedir. İlerleyen çalışmalarda dikey iniş kalkış imkânı sağlayan ve aynı zamanda hızlı seyrüsefer olanaklarına sahip VTOL hibrit bir platform tasarımına evrilmesi planlanmaktadır. Ayrıca görüntü işleme algoritmaları yerine daha tutarlı sonuçlar üretebileceği değerlendirilen yapay sinir ağlarına dayalı algoritmalarından faydalanarak yangın tespit başarı oranının arttırılabileceği değerlendirilmektedir. Sonuç olarak bu çalışma kapsamında maliyet etkin biçimde doğal afetler arasında süratle müdahale ve erken tespit ihtiyacı duyan yangın olaylarına karşı etkin biçimde bir İHA platformunun nasıl tasarlanması gerektiği prototip geliştirme ve deneysel sonuçlar ile ortaya konulmuştur.

Anahtar Kelimeler: İHA Tasarımı, Görüntü İşleme, Serbest Atış, Otonom Uçuş ve Görev Bilgisayarı Tasarımı.



PLM Kapsamında Uçtan Uca İzlenebilirliğin Proje Süreçlerine Faydaları- Savunma ve Havacılık Örneği

Oğuz VARHAN¹, Rüstem Barış YEŞİLAY²

Genişletilmiş Özet

Teknolojik gelişmelerin doğal sonucu olarak dünya yeni ihtiyaçlar ve daha çok beklentiler ile karşı karşıya kalmaktadır. Bu ihtiyaçlar ve beklentiler arttıkça, ürünlerde ve hizmetlerde karmaşıklık artmaktadır. Artan karmaşıklık, herhangi bir hizmetin ya da ürünün yönetilmesini zorlaştırmaktadır. Aynı zamanda, bu hizmet ya da ürün özelinde kullanılan kaynaklar, süreçler ve iş gücü de çoğalmaktadır. Bu durum, karmaşıklaşan ürün yönetimini daha da kompleks bir hale getirmektedir. Bütün gelişmeler mühendislik anlayışında da değişiklikleri zorunlu kılmaktadır. İşte bu noktada, sistem mühendisliği olarak adlandırılan bir mühendislik branşı, bu karmaşıklığın yönetilmesi için belli başlı metotları kullanmayı hedeflemekte ve tüm disiplinlerde bu süreçleri uygulamayı ön görmektedir. Ayrıca, PLM sistemleri ile de bu karmaşık yapıları yönetmek için kullanılan süreçler, düzenli, disiplinli, otomatik ve izlenebilirliği yüksek hale getirilmeye çalışılmaktadır. Havacılık ve savunma sanayi gibi, oldukça karmaşık ve hassas ürünler üreten sektör ise, gelişmiş sistem mühendisliği metotlarını ve PLM yazılım araçlarını kullanmayı ve bu sayede hatasız, hızlı, verimli, güvenli vb. birçok fayda elde edilebilmiş ürünler üretebileceğini öngörmektedir. Bu çalışmada, sektörde kullanılan yenilikçi sistem mühendisliği yaklaşımları ve yenilikçi PLM süreçlerinin entegrasyonu ile ne gibi kazanımlar sağlandığı, hangi metotların kullanıldığı, gelecekte sektörün ne gibi ihtiyaçlar ile karşılaşabileceği ve bu kullanılan yöntemlerin gelecekte sektöre neler kazandırabileceğinden bahsedilmiştir.

Amaç

Uluslararası ve ulusal düzeyde, havacılık ve savunma sanayi bünyesinde çok karmaşık yapıda ürünler üretilmektedir. Bu ürünlerin, karmaşıklık seviyesi, organizasyonun büyüklüğü ve projelerin sürekli olarak gelişime açık olması, ürün süreçlerinin yönetilmesini çok zor bir hale getirmektedir. Model Tabanlı Sistem mühendisliği, sistem izlenebilirliği, Gereksinim-fonksiyon-mantıksal-Fiziksel mimariler arasında etkileşim gibi özelleştirilmiş metotları PLM (Product Lifecycle Management- Ürün Yaşam

¹ PLM Süreç ve Metot Müh., 0009-0000-2240-4207, - TUSAŞ,varhanoguz@gmail.com

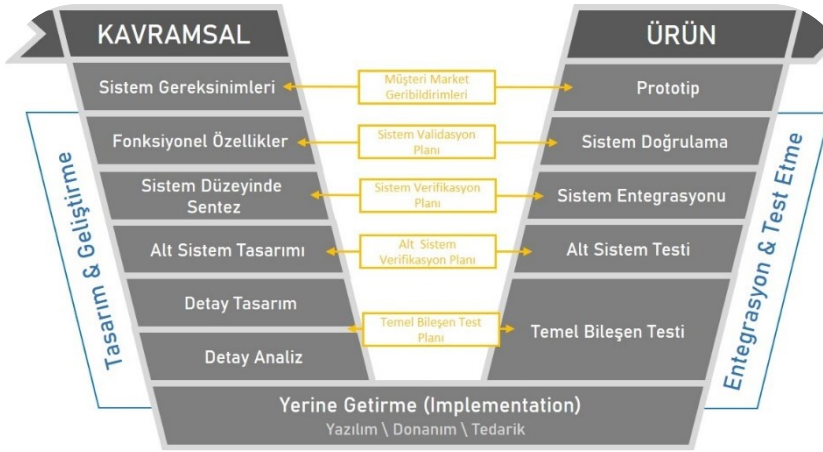
² Doç. Dr., 0000-0002-0830-8224, Ege Üniversitesi Havacılık MYO, rbyesilay@gmail.com



Döngüsü Yönetimi) sistemi ve araçları kullanıp, ürün ile entegre etmek planlanmıştır. Bu sayede, ürün geliştirme sürecinde kazanılan yenilikler ile, daha verimli ve güvenli ürünler üretmek amaçlanmaktadır.

Yöntem

Sistem mühendisliğinin kullanmış olduğu ve INCOSE (International Council on Systems Engineering) yani, Uluslararası Sistem Mühendisliği Konseyi olarak adlandırılan yapının belirttiği v-diyagramı yaklaşımı, yine sistem mühendisliğinde kullanılan SysML dili ile Model Tabanlı Sistem Mimarisi Yaklaşımı, Dassault Systemes ve Türk Havacılık Uzak Sanayii tarafından belirlenmiş ve önerilmiş bazı PLM Süreç yaklaşımları kullanılmıştır.



Şekil 2. V-Diagramı

Bulgular

- Departmanlar arasında daha etkin bilgi alışverişi (Müşteri gereksinimlerinden, üretim kartlarına kadar olan süreçte izlenebilirlik)
- Sanal ortamda yüksek oranda doğrulanmış ürün (Gereksinim isterlerinin karşılanıp karşılanmadığını Model Tabanlı Sistem Mühendisliği ve Bilgisayar Destekli Simülasyon analizleri ile doğrulama.)
- Gelecek projeler için hazır veri ve hızlı üretim (Öğrenilmiş dersler, bilgi birikimi, data güvenliği ve saklanması gibi yetenekler ile, gelecek projeler için hazır veri kullanımı)
- Müşteri (SSB ve HvKK) isteklerini doğru karşılama (Tüm veriler arasında izlenebilirlik sayesinde, revizyon vs. takibinin doğru yapılabilmesi.)
- Karmaşık sistemli üründe uçtan uca izlenebilirlik (Sistem İzlenebilirlik uygulamaları ile tarihçe, konfigürasyon, geçmiş ve data bağlılığı belirlenebilmektedir.)
- Veriye erişimde yüksek verimlilik (Server tabanlı bir çalışma ortamı ve gelişmiş data arama yetenekleri ile hızlı ve doğru veriye ulaşılabilme.)



Sonuç

Çalışma ulusal anlamda, hiçbir sanayide kullanılmadığı bilinen yenilikçi SysML dili ile MBSE (Model Based System Engineering) yaklaşımının PLM ortamında kullanılması ile, havacılık ve savunma sanayide bu denli uçtan uca izlenebilirliğin yapılması için kurulan süreç yöntemleri ile oldukça özgün ve zor bir yapıya sahiptir. Bu metodolojinin tam anlamı ile kullanılması ile, mevcut yerli savaş uçağı projemizi, tamamen sanal ortamda geliştirilen, sanal ortamda validasyon ve verifikasyon süreçlerinden geçmiş, üretim planlamaları ve analizleri (Dijital Fabrika) sanal ortamda yapılmış bir proje haline getirmektedir.

Anahtar Kelimeler: Model Tabanlı Sistem Mühendisliği, PLM, Havacılık, Savunma Sanayi, RFLP.



Polimer Malzeme Ekstrüzyonu ile Eklemeli İmalatta Katmanlar Arası Yapışmayı Etkileyen Faktörler

İbrahim SAT¹, Emre KURT²

Genişletilmiş Özet

Amaç

Eklemeli imalat veya 3B baskı, günümüzde endüstriyel üretimde çığır açan bir teknoloji olarak kabul edilmektedir. Bu teknoloji, malzemelerin katman katman birleştirilmesi ile nesnelerin üretildiği bir üretim sürecini ifade eder. Eklemeli imalatın geleneksel üretim yöntemlerine göre karmaşık geometrilerin kolayca üretilebilmesi, prototiplerin hızla geliştirilebilmesi ve özel fonksiyonel parçaların üretilebilmesi gibi avantajları sayesinde kullanım uygulama alanlarını genişletmiştir. Üretilen ürünün mekanik özelliklerini belirleyici rol oynayan katman yüksekliği, ekstrüzyon genişliği, baskı hızı, nozul sıcaklığı, tabla sıcaklığı gibi üretim parametreleri dilimleme yazılımında belirtilerek, ilgili yazılımın makineye uygun takım yolu bilgilerinin verilmesi ile üretim süreci gerçekleştirilmektedir (Tutar, 2021). Eklemeli imalatın hızla artan en büyük uygulama alanlarından biri de havacılık uygulamalarıdır. Erimiş Filament İmalatı (EFİ) prosesinin uygulamaları genişledikçe, proses ile mekanik performans arasındaki ilişkinin iyi bilinmesi ve anlaşılması, proses ve ürün tasarımı açısından daha da önemli hale gelmektedir. Bu anlayış, yüksek kaliteli 3B baskılı parçalar elde etmek amacıyla süreç ve parça tasarımlarını optimize etmeyi gerektirmektedir. Çok sayıda araştırma çalışması, EFİ 3B baskılı parçaların yapısal performansını artırmak için yapı yönelimi, püskürtme ucu sıcaklığı, yatak sıcaklığı, katman kalınlığı, tarama açısı, yazdırma hızı, soğutma ve dolgu dahil olmak üzere farklı tasarım ve üretim parametreleri üzerine çalışmalar gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada katmanlar arası yapışmaya en çok etkiyen çok etki eden baskı yönü, nozul sıcaklığı, tabla sıcaklığı ve katman kalınlığı parametrelerin etkileri irdelenmiştir.

Yöntem

Erimiş termoplastiğin ekstrüzyonuna ve katmanlı biriktirilmesine dayalı bir dijital katmanlı üretim teknolojisi olan EFİ, daha az malzeme sarfiyatı ile geleneksel yöntemlerle üretilmesi mümkün olmayan geometrileri basabilme avantajı sayesinde ve ISO/ASTM 52,900:2015 standartları doğrultusunda farklı katmanlı üretim tekniklerinin kullanımı havacılık uygulamalarında artış göstermiştir (Kumar et al., 2023). Bunların

¹ Öğretim Görevlisi 0000-0001-9571-1830, MSÜ, isat@msu.edu.tr.

² Öğretim Görevlisi, 0000-0002-8159-0377, MSÜ, ekurt@msu.edu.tr.



başında Polyamide, Akrilonitril Stiren Akrilat (ASA), Poli-Laktik Asit (PLA) ve Akrilonitril Bütadien Stiren (ABS) malzemeler gelmektedir. ASA filamentleri ile üretilen ürünlerin kırılma dayanımlarının belirlenmesindeki zorluklar bulunmaktadır (Guessasma et al., 2019). Karbon fiber takviyeli ve takviyesiz poliamid malzeme kullanılarak üretilen numunelerde fiber takviyesinin katmanlar arası yapışmayı azalttığı raporlanmıştır. Buradaki temel etkinin fiberler polimerin efektif yapışma yüzeylerini azaltması olduğu belirtilmiştir (Tutar, 2023). Bu sebeplerden dolayı bu çalışmada eklemeli imalat uygulamalarında yaygın olarak kullanılan PLA ve Akrilonitril ABS malzemeleri üzerinde değerlendirmeler yapılmıştır.

Bulgular

PLA 3B baskı işleminde EFİ ile elde edilen parçalar çevre dostu özellikleriyle her türlü alanda sıkça kullanılan hammaddedir. Fakat suda çözünürlük oranı, bazı mekanik özelliklerinin zayıflığı gibi dezavantajlarından dolayı EFİ ile üretilen parçalarda saf PLA polimer kullanımı sınırlıdır (Baran & Yıldırım Erbil, 2019; Hazal & Erbil, 2021; Van den Eynde & Van Puyvelde, 2018; Wickramasinghe et al., 2020). EFİ ile üretilen parçaların olumsuz etkilerini iyileştirmek amacıyla çeşitli sulu magnezyum silikat (Christiyan et al., 2016), cam fiber (Altun & Sekban, 2023), karbon fiber (Çelik & Gür, 2021) gibi katkı maddeleri ile hazırlanan kompozitlerin kullanımına dair birçok araştırma makalesi bulunmaktadır (Guo & Leu, 2013; Hazal & Erbil, 2021; Parandoush & Lin, 2017; Turner et al., 2014; Vaezi et al., 2013). EFİ ile üretim yapılan parçaların mekanik özellikleri ve yüzey kalitesini iyileştirmek için; malzeme türü, nozulun sıcaklığı, eriyik malzeme akışı, tarama açısı, numune katman kalınlığı gibi üretim parametreleri optimize edilerek gerçekleştirilmektedir (Hazal & Erbil, 2021; Khosravani & Reinicke, 2020). Ara yüzeylerdeki sıcaklık, biriktirilen eriyik katmanlar arasındaki yapışma kalitesinin belirlenmesinde önemli bir rol oynar. Aslında bu eriyik filamentler arasındaki yapışma, filamentlerin katmanlar arasındaki arayüzleri boyunca PLA polimer malzemenin difüzyonuna ve yapışma kabiliyetine bağlıdır (Liu et al., 2019; Subramaniam et al., 2019; Wickramasinghe et al., 2020). Bahsi geçen parametrelerin optimizasyonu ile bu yöndeki mekanik özelliklerin iyileştirilmesi mümkündür. Kamer ve ark., ASTM D638-14 standardına göre PLA malzeme kullanılarak, sabit nozul sıcaklığında sıcak tabla olmadan çalıştırılan 3B yazıcı kullanarak yedi farklı baskı hızında üretilen parçalar çekme testine tabi tutulmuş ve baskı hızındaki artışın kütleyi, üst yüzey sertliğini ve çekme mukavemetini azalttığını ve 3B yazıcıyla üretilen parçaların pürüzlülüğünü ve gözenekliliği artırdığını raporlamışlardır (Kamer et al., 2022). Katman yüksekliğinin çekme gerilmesine olan etkisi, katmanlar arası temas yüzeylerinin çekme gerilmesinin ters yönde bir etkileşimde olduğuyla ifade edilmiştir (Noori, 2019). Çapı 1.2mm olan geniş bir ekstrüzyon kullanılarak yükleme yönüne dik ve yükleme yönüne doğru basılan parçaların bir alt katman ile temas yüzeyleri daha geniş olduğundan mekanik özelliklerin iyileştiği gözlemlenmiştir (Allum et al., 2023). Nozul deliği çapının çekme gerilmesi



üzerine etkisi üzerine yapılan bir başka çalışmada, delik çapının 0,6 mm'den 0,8 mm'ye artırılması ile katmanlar arası çekme gerilmesinin ortalama %39 arttığı tespit edilmiştir (Noori & Lytle, 2020). ASTM D638-10 standardına göre PLA kullanılarak, numune baskı yönü (yatay, enine, dik), katman kalınlığı ve ilerleme hızı parametrelerinin değerlendirildiği çalışmalarda; katmanlar arası yapışma yönündeki numunelerin diğer yönlere göre daha düşük mukavemet ve sertlik gösterdiği, katmanlar arası hataların tüm numunelerde gözlemlendiği, katmanlar arası yapışma yönündeki numunelerde katman kalınlığının artışı ile çekme dayanımlarının arttığı ve ilerleme hızının artışıyla çekme dayanımının düştüğü raporlanmıştır (Chacón et al., 2017; Kumar et al., 2023). PLA malzemesi için, çekme özelliklerinin dolgu yoğunluğunun artmasıyla arttığını ve beton yapılı desenlerin izgara ve üç altıgen desenlerden daha iyi gerilme özelliklerine sahip olduğu bildirilmiştir (Kumar et al., 2023).

ABS ile gerçekleştirilen çalışmalarda, daha düşük katman kalınlıklarında daha iyi yapışma sonucu doğrultusunda daha iyi bir çekme ve eğilme mukavemeti sergilemiştir (Christiyan et al., 2016; Mahmoud et al., 2023). Nozul sıcaklığındaki artış, filamentin soğuma süresini artırarak daha güçlü bağlar oluşmasını sağlar. Benzer şekilde, baskı hızının artışı ile, bir alt katmanı yeniden ısıtma için geçen süre azalacağından katmanlar arası bağların daha güçlü olduğu gözlenmiştir (Mahmoud et al., 2023). Ancak nozul sıcaklığının belirli bir değeri aşması numunenin kütle kaybına sebep olacağı için çekme özelliğinde olumsuz etkiye sebep olmaktadır (Foppiano et al., 2021). Ayrıca numune baskıların ya da kullanılacak ürünün uygulanacak kuvvete temas uzunluğunu artıracak yönde (XY doğrultusu, 0°) olması yüksek çekme mukavemeti kazandıracaktır (Abbott et al., 2018; Rajpurohit & Dave, 2019). İncelenen parametrelerin katmanlar arası yapışmadaki etki sıralaması farklı deneylere göre değişiklik gösterse de genel olarak katman kalınlığı en etkili parametre olarak gözlenmiş olup daha sonra, baskı yönü, nozul sıcaklığı ve tabla sıcaklığı şeklinde değerlendirilmiştir (Christiyan et al., 2016; Rodríguez-Panes et al., 2018).

PLA ve ABS ile yapılan karşılaştırmalı testlerde, ABS ile elde edilen sonuçlar, PLA ile elde edilenlere göre daha düşük bir değişkenlik göstermektedir. Genel olarak dolgu yüzdesi, sonuçlar üzerinde en büyük etkiye sahip üretim parametresidir, ancak bu etki PLA'da ABS'ye göre daha belirgindir. PLA kullanılarak üretilen test numuneleri daha rijit bir davranış sergilerken, ABS'den daha yüksek çekme mukavemetine sahip oldukları görülmüştür (Kamer et al., 2021). Rodríguez-Panes ve ark. çalışmalarında, PLA'daki katmanlar arasındaki bağın son derece güçlü olduğu ve dolayısıyla eklemeli imalatla kullanıma son derece uygun olduğunu belirtmişlerdir (Rodríguez-Panes et al., 2018).



Sonuç ve Öneriler

Bu çalışmada, mühendislik uygulamalarında yaygın olarak kullanılan PLA ve ABS malzemelerinden üretilen malzemelerin katmanlar arası yapışmaya en çok etkileyen baskı yönü, nozul sıcaklığı, ısıtıcı tabla sıcaklığı ve katman kalınlığı parametrelerinin etkileri irdelenmiştir. Çalışmaların ortak noktası, katmanlar arası yapışmaya en çok etkileyen parametreler sırasıyla katman kalınlığı, baskı yönü, nozul sıcaklığı ve ısıtıcı tabla sıcaklığı şeklinde olup bu parametrelerin oransal etkileri her bir çalışmada farklılıklar arz etmektedir. Bu farklılıkların temel nedeni deneysel çalışmaların farklı ortam ve kabiliyetlerde yazıcılardan elde edilmiş numunelerden kaynaklandığı gözlemlenmiştir. Gerçekleştirilen çalışmanın devamında, model uçak uygulamalarında kullanılmak üzere geliştirilen, normal PLA'ya göre daha hafif ve düşük yoğunluklu bir yapıya sahip olan, PLA-LW malzemesi kullanılarak katman kalınlığı, baskı yönü, nozul sıcaklığı ve ısıtıcı tabla sıcaklığı parametrelerinin katmanlar arası yapışmaya olan etkilerini incelemek amacıyla deneysel çalışmalar gerçekleştirilecektir.

Anahtar Kelimeler: Eklemeli imalat, katmanlar arası yapışma, mekanik özellikler, proses parametreleri.



Sabiha Gökçen Havalimanı için İniş ve Kalkış Operasyonlarının Taksi Hareketlerinde Yakıt Tüketim ve Gaz Salınım Değerlerinin Kısa Bir Değerlendirilmesi

Ramazan Kürşat ÇEÇEN¹, Kadir DÖNMEZ²

Genişletilmiş Özet

Hava taşımacılığı küresel ticaretin ve turizmin büyümesinde hayati bir faktör olmuştur. Bunun yanı sıra, hızla gelişmekte olan havacılık sektörü aynı zamanda çeşitli zorluklarla karşı karşıyadır. Özellikle yakıt tüketimi, hava trafiğinde yaşanan hızlı sayı artışı, rekabet ve operasyonel zorluklar hava yolu taşımacıları için dikkate alınması gereken önemli konulardır. Bütün zorluklara rağmen havacılık endüstrisi, ekonomik verilerin iyileştirilmesinde kritik bir rol oynamaya devam etmektedir. Havacılık sektöründe yakıt tüketimini azaltıcı uygulamalar ve çalışmalara büyük önem verilmektedir çünkü artan petrol fiyatları uzun süredir dikkat edilmesi gereken kritik bir konu haline gelmiştir. Yakıtın yanması sonucunda uçak motorlarının ürettiği emisyonlardan kaynaklanan çevresel kaygılar, küresel etkileri ve yer seviyesinde yerel hava kalitesi üzerindeki etkileri nedeniyle önemlidir. Yapılan bu çalışmada İstanbul Sabiha Gökçen Havalimanı'nda sabah 07:00 ile 08:00 saatleri arasında iniş ve kalkış yapan uçakların taksi süreleri boyunca tükettiği yakıt ve emisyon miktarlarını hesaplamaktadır. Bu çalışmada sadece uçakların taksi operasyonları süresi içindeki bilgileri kapsamak için Automatic Dependent Surveillance-Broadcast (ADS-B) verileri kullanılmıştır ve gerekli verilerin elde edilmesi için filtreleme işlemi yapılmıştır. Yakıt ve emisyon değerlerinin elde edilmesi süresince, farklı uçak motor tipleri dikkate alınmış olup, Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü'nün (ICAO) Motor Emisyonları Veri Bankasında belirtilen değerler kullanılmıştır. Bu parametreler içinde yakıt tüketimi (s/kg), hidrokarbon (HC) emisyon değeri (g/sn), karbon monoksit (CO) emisyon değeri (g/sn) ve nitrojen oksit (NOx) emisyon değeri (g/sn) kullanılmıştır. Elde edilen sonuçlar kullanılarak iniş ve kalkış aşamalarında tüketilen yakıt değerleri ve emisyon salınım değerleri karşılaştırılmıştır.

Amaç

Yapılan bu çalışmada İstanbul Sabiha Gökçen Havalimanı'nda sabah 07:00 ile 08:00 saatleri arasında iniş ve kalkış yapan uçakların taksi süreleri boyunca tükettiği yakıt ve emisyon miktarlarını hesaplayarak operasyon çeşitleri arasındaki farklılıkları ortaya çıkarmaktır.

¹ Doç. Dr. Ramazan Kürşat ÇEÇEN, 0000-0002-6580-2894, ramazankursat.cecen@ogu.edu.tr

² Dr. Öğr. Üyesi, 0000-0002-1236-0498, kadir.donmez@samsun.edu.tr



Yöntem

Bu çalışmada Automatic Dependent Surveillance-Broadcast (ADS-B) [1] verileri kullanılarak 18 kalkış ve 18 iniş uçağı için veriler incelenmiştir. Bu veriler içinde sadece taksi sürelerinin elde edilmesi için gerekli değerler filtrelenmiştir. Kalkış uçakları için taksi hareketi geri çekme hareketinden sonra başlamış olup, uçakların pist başına hareket etmesine kadar geçen süreyi kapsamaktadır. İniş yapan uçakların ise pisti terk edişlerinden itibaren park pozisyonuna kadar geçen süre hesaplamalarda kullanılmıştır. İniş ve kalkış yapan uçaklar için üç farklı uçak tipi (Airbus A320, Airbus A321, Boeing 737-800) dikkate alınarak hesaplamalar yapılmıştır. Her bir uçak için yakıt tüketiminin ve emisyon salınımı değerleri “idle” motor çalışma koşullarında gerçekleştiği kabul edilerek çalışmalar yapılmıştır.

Tablo 3. ICAO Motor Emisyonları Veri Bankasından elde edilen motor yakıt ve emisyon parametreleri [2]

Uçak Tipi	Motor Tipi	Yakıt Tüketimi (kg/sn)	HC (g/kg)	CO (g/kg)	NO _x (g/kg)
Airbus A320	CFM56-7B26	0.113	1.9	18.8	4.7
Airbus A321	CFM56-7B24	0.109	2.4	22	4.4
Boeing 737-8	LEAP-1A35A/33/33B2/32/30	0.098	0.21	18.68	4.85

Bulgular

Yapılan çalışmanın sonuçları aşağıdaki tabloda sunulmuştur. Tabloda uçakların taksi süresince her iki motor için harcamış oldukları yakıt tüketimleri ve emisyon salınım değerleri sunulmuştur.

Elde edilen sonuçlar incelendiği zaman kalkış operasyonu yakıt tüketimi, hidrokarbon (HC) emisyon değeri (g/sn), karbon monoksit (CO) emisyon değeri (g/sn) ve nitrojen oksit (NO_x) emisyon değeri (g/sn) açısından iniş operasyonlarına göre %412, %413, %412 ve %511 oranlarında daha fazla bir tüketime neden olduğu görülmüştür. Bu hesaplamalar da özellikle taksi sürelerinin kalkış operasyonları için çok daha fazla olması ana etken olarak karşımıza çıkmaktadır. Ortalama taksi süresi kalkış operasyonu için yaklaşık 1214 saniye sürerken, iniş operasyonu için yaklaşık 296 saniye sürmektedir.



Tablo 4. Sabiha Gökçen havalimanı 1 saatlik İniş-kalkış operasyonlarının yakıt ve emisyon salınım değerleri

Uçak Sırası	Kalkış Operasyonları				İniş Operasyonları			
	Yakıt (kg)	CO (kg)	NO _x (kg)	HC (kg)	Yakıt (kg)	CO (kg)	NO _x (kg)	HC (kg)
1	101.92	1.90	0.49	0.0	72.13	1.35	0.35	0.02
2	144.80	4.04	0.70	0.1	34.24	0.96	0.17	0.01
3	141.32	4.91	0.58	0.3	41.41	1.44	0.17	0.10
4	176.01	3.29	0.85	0.0	62.92	1.18	0.31	0.01
5	258.54	4.86	1.22	0.5	64.64	1.22	0.30	0.12
6	248.53	4.64	1.21	0.1	70.95	1.33	0.34	0.01
7	229.52	4.29	1.11	0.0	99.18	1.85	0.48	0.02
8	197.37	3.69	0.96	0.0	107.21	2.00	0.52	0.02
9	362.25	8.26	1.63	0.9	36.75	0.84	0.17	0.09
10	233.83	4.37	1.13	0.0	53.31	1.00	0.26	0.01
11	227.16	5.00	1.00	0.5	40.98	0.90	0.18	0.10
12	350.76	7.72	1.54	0.8	63.44	1.40	0.28	0.15
13	454.93	6.26	2.13	0.2	64.80	0.89	0.30	0.03
14	303.02	5.66	1.47	0.1	31.16	0.58	0.15	0.01
15	308.91	6.80	1.36	0.7	51.01	1.12	0.22	0.12
16	219.52	4.10	1.06	0.0	55.66	1.04	0.27	0.01
17	239.71	4.48	1.16	0.1	58.02	1.08	0.28	0.01
18	203.25	3.80	0.99	0.0	59.19	1.11	0.29	0.01
Toplam	4401.33	88.06	20.60	4.6	1066.99	21.27	5.04	0.87



Sonuç

Elde edilen sonuçlar incelendiğinde kalkış operasyonlarının toplam yakıt tüketim ve emisyon değerlerinin önemli ölçüde daha yüksek olduğu görülmüştür. Bu sonuçların ortaya çıkmasındaki ana neden ise taksi sürelerinde oluşan belirgin farklılıklardır. İniş aşamasında uçakların hava beklemesinin maliyetinin çok olması ve belirli bir irtifadan sonra uçakların iniş aşamasına geçtikleri için öncelik kazanması yer gecikmelerinin dramatik bir şekilde artmasına neden olabilmektedir [3]. Yine kalkış uçaklarının taksi boyunca beklemelerden kaynaklı dur-kalk sayısında ve sürelerindeki sıklık hem taksi sürelerini uzatmakta hem de tüketim değerlerini etkileyebilmektedir [4]. Bu durumların da araştırıldığı ve muhtemel sonuçlarının matematiksel modeller ile incelendiği çalışmalar literatüre büyük katkılar sunacaktır. Ayrıca, iniş uçakların alçalma ve yaklaşma aşamalarında idle motor çalışma prensibinde harcadıkları yakıt tüketimleri de çalışmaya dahil edilirse yakıt tüketim değerlerindeki oluşabilecek farklılıklar bir sonraki çalışmaların odak noktası olacaktır.

Anahtar Kelimeler: Havaalanı yer operasyonları, taksi süresi, yakıt tüketimi, emisyon salınımı.



Tarifeli Olmayan Uçaklarda Bakım Programı Modeli

Okan ÖZKAN¹, Nilay TORUN²

Genişletilmiş Özet

Hava araçlar faaliyetlerini en iyi şekilde yürütebilmek için periyodik bakımlara ihtiyaç duyarlar. Bu periyodik bakımlar üreticiler tarafından hazırlanan bakım planlama dokümanlarında (MPD-Maintenance Planning Documet) içinde her periyodik bakım gerekliliği için yapılması gereken işlerin tanımlandığı bakım kartı referansı olarak bulunmaktadır. Bu kartının ne zaman yapılacağı uçuş/çalışma saati, iniş kalkış sayısı ve takvim günü bilgilerinin biri ya da birden fazlasının kombinasyonu ile yine aynı doküman içinde tanımlanır. Bu periyotlar kullanılan malzeme ve komponentlerin yapıldığı malzemelerin özgün niteliklerine göre belirlendiği gibi aynı zamanda malzemeye uygulana güç gibi faktörler göz önünde bulundurularak belirlenmektedir. Üretici firmalar ya da havacılık otoriteleri bu periyodik bakımlara ek olarak üretim/tasarım kaynaklı hatalardan ötürü ek bakım/kontrol görevleri yaratabilmektedir. Tüm hava aracı operatörleri bu bilgileri kullanarak filolarında yer alan hava araçları için kendi uçak bakım programlarını oluştururlar (AMP-Aircraft Maintenance Program) ve ilgili otoriteye onaylatarak uygularlar. Havacılık otoriteleri de bu programların dokümanite edildiği şekilde uygulandığını yaptıkları denetimler ile kontrol ederler. Bu bakım kartları içeriğinde kullanılacak malzeme, tesis, araç/gereç ve yetkili teknisyen bilgilerini içerir. Tesis, ekipman ve yetkili personel gerekliliği olan bakım kartlarının bir arada yapılması bakım verimliliğini arttıran en önemli faktörlerden birisidir. Bu nedenle operatör firmalar kartların ne zaman ve nerede yapılacağını planlamakta, bakım kuruluşları ve teknisyenler ise bu bakımları gerçekleştirmektedir. Hava araçlarında bir bakım/onarımın gerçekleştirilebilmesi için tesis, malzeme, yetkin personel ve araç/gereç ihtiyacının karşılanmış olması gerekir. Tüm bu ihtiyaçların bakımın yapılacağı zamanda ve havaalanında olması bakımın en önemli planlama faaliyetlerinden lojistik ve tedarik işlevinin konusunu oluşturmaktadır.

Tarifeli uçuşa sahip hava araçlarında bu planlama yapılırken hava aracı için belirlenmiş uçuş tarifi mevcut olduğunda, hava aracının gelecek uçuş süresi ve uçuş döngüsü bilinir durumdadır. Tarifeli uçuşlarda ileri projeksiyonlama yöntemi ile hava aracının tarife durumuna göre hangi uçuş saatinde, kaçınıcı döngüde ve takvim gününe göre hangi tarihte

¹ B.Sc.,0000-0003-1266-8502, oozkan@mytechnic.aero.

² Dr, 0000-0003-0305-1877, nilay.torun@mytechnic.aero.



hangi hava limanında olacağı önceden bilindiğinden kolaylıkla ilgili hava limanı için planlama yapılabilmektedir. Tarifersiz hava araçları içinse genelde bir bilinmezlik söz konusudur. Çünkü tarifersiz hava araçları kısa dönemli kontratlar ile uçmakta, uçuş hava limanları, uçuş saatleri ve döngüleri kesin olarak belli olmamaktadır. Bu da periyodik bakımın yapılacağı tarihin belirlenmesi, havaalanının seçilmesi, malzeme ve gerekli alet/teçhizatın bakım için ilgili istasyona gönderilmesi, gerekli teknisyenin zamanında ilgili havaalanında konumlandırılmasını zorlaştırmaktadır.

Yukarıda tariflendiği üzere tarifersiz hava araçları bakımında, bakım için gerekli malzeme, teknisyen, tesis ve araç/gereç planlamasının yapılabilmesi için bakımın yapılması gereken tarihin bulunması büyük önem arz etmektedir. Bu tahminlemenin yapılmasında operatör firmalar çeşitli yöntemler kullanarak tarih bulmaya çalışmaktadır. Tarihin yanlış tespitinde yüksek maliyetli hava aracı komponentlerinin erken değişimi ve erken satın alınması ya da geç bakım uygulanması nedeniyle hava aracının yerde kalmasına neden olan arızaların çıkması ortaya çıkabilmektedir. Bu nedenle hava aracı bakımlarında tam zamanında (JIT - Just in time) yaklaşımı uygulanmaya çalışılmaktadır.

Yukarıda yazan nedenler ile yüksek başarımlı bir zaman tahminlemesi yapmak için bu çalışmaya başlanmıştır. Çalışmada kargo taşıması yapan ve bünyesinde beş hava aracı buluna bir operatör firmanın uçuş verileri kullanılmıştır. Veriler bütünlük sağlayacak şekilde kalkış meydanı, iniş meydanı, uçuş süresi bilgileri ile değerlendirilmiştir. Bu veriler içinde bir hava aracı için uçuş yapılmayan günler olduğu gibi aynı gün içinde birden fazla uçuşun olduğu tarihleri de kapsamaktadır.

Yapılan çalışma ile tarifersiz hava araçlarının uçuş paternleri incelendiğinde, tarifeli uçuşlardan farklı olarak düzenli olmadığı, her yeni kontrat ile patern yapısında değişiklik olduğu gözlenmiştir. Bu gözlemin sonucu olarak patern değişikliklerini anlayan, yeni paterne göre kendini güncelleyen bir tahminleme yapısı üzerine çalışmalara başlanmıştır. Çalışmayı doğrulaya bilmek için mevcut uçuş verileri öğrenme ve test olarak ikiye ayrılmıştır. İlk çalışmada ortalama süreler kullanılarak gelecek günler için uçuş süresi ve uçuş döngüsü tahminlenmeye çalışılmıştır. Ortalama yönteminin kullanılarak bulunan değerlerde, test verileri ile karşılaştırıldığında kontrat değişimlerinden etkilenmesi nedeniyle ciddi sapmalara neden olduğu gözlemlenmiştir.

İkinci çalışmada için hareketli ortalama yöntemi denenerek veriler 7'den 30'a kadar farklı periyotlarda ortalamaları alınarak test verileri ile karşılaştırmaları sağlanmıştır. Yapılan çalışma sonucunda statik bir zaman aralığı kullanımının bir sonraki uçuş(lar)'ı tahminlemede yeterli olmadığı. Farklı aralıkların farklı paternler için doğru sonuçlar ürettiği gözlemlenmiştir.

Son olarak ikinci çalışmada uygulanan yöntem tekrarlı olarak zaman çizelgesine uygulanmış, her bir çıktı test verisi ile kontrol edilerek zaman paternine ulaşılmaya



çalışılmıştır. Elde edilen verinin gerçek zamanlı veri ile kontrol edilmesi sonucunda diğer yöntemlere göre daha yüksek başarı elde edilmiştir.

Elde edilen ileri dönem uçuş saati ve uçuş döngüsü sayıları kullanılarak tahmini bakım gereklilik tarihleri hesaplanabilir duruma gelinmiştir. Bu tarihler bakım için ön görülen takvim tarihleri ile karşılaştırılarak önce gelen kuralı çerçevesinde kullanıcıya raporlanmış. Böylece periyodik bakım kaynaklı gecikmeler önlenmiştir.

Bu yöntemin uygulanmasıyla belli bir başarımla elde edilmesine rağmen herhangi bir periyoda dayanmayan anlık uzun süreli uçuşlar yapılan tahminlemelerde sapmaya neden olduğu gözlemlenmiştir. Bu neden ile kurulan tahminleme yapısının tek başına uygulanması yerine yeni yapılan kontrat verilerinin sisteme hızlıca işlenmesi ileri dönem tahminlemesindeki başarımları arttıran bir faktör olacaktır.

Amaç

Geçmiş uçuş verilerini kullanarak, gelecek dönem için günlük uçuş süresi ve uçuş döngüsü tahminlemesinde bulunduk. AMP içinde yer alan her bir bakım gerekliliği için kalan uçuş saati ve uçuş döngüsünü tahminlediğimiz süre ve döngü sayısına bölerek bakıma kalan gün sayısını bulduk. Bu çıkan süreleri de karşılaştırarak küçük olanı kullanıcıya raporladık.

Yöntem

Hareketli ortalama yöntemi denenerek uçuş verilerinin farklı periyotlarda ortalamaları alınarak test verileri ile karşılaştırılmıştır.

Bulgular

Yapılan çalışma sonucunda statik bir zaman aralığı kullanımının bir sonraki uçuş(lar)'ı tahminlemede yeterli olmadığı. Farklı aralıkların farklı paternler için doğru sonuçlar ürettiği gözlemlenmiştir. Elde edilen verinin gerçek zamanlı veri ile kontrol edilmesi sonucunda da diğer yöntemlere göre daha yüksek başarı elde edilmiştir.

Sonuç

Elde edilen ileri dönem uçuş saati ve uçuş döngüsü sayıları kullanılarak tahmini bakım gereklilik tarihleri hesaplanmıştır. Böylece periyodik bakım kaynaklı gecikmeler önlenmiştir.

Anahtar Kelimeler: Uçak bakım planlaması, Bakım planlaması, Uçuş saati günü dönüşümü.



Türkiye’de Hava Yolcu Taşımacılığı ile Ekonomik Faktörler Arasındaki İlişkinin İncelenmesi

Can Sevda GÜRSOY¹

Genişletilmiş Özet

Küreselleşme, dünya genelindeki insanların siyasi, ekonomik, sosyal ve kültürel açılardan birbirlerine daha yakınlaşma eğilimi göstererek bir bütün olma yolunda ilerlemelerini ifade eder. Küreselleşme ile birlikte dünya genelinde insanların birbirleri ile olan etkileşimi her geçen gün artmaktadır. Dolayısıyla ortak tüketim alışkanlıkları, iş seyahatleri, turizm gibi etkenler bölgeler arasında insan ve mal taşımacılığının artmasına neden olmaktadır. İnsanları ve malları farklı bölgelere ulaştırmada hava taşımacılığı sektörü önemli bir rol oynamaktadır. Hava taşımacılığı sunduğu konforlu, hızlı ve güvenli taşımacılık sayesinde müşteriler tarafından sıklıkla tercih edilen bir taşımacılık türü olmuştur. Uçuş ağlarının genişlemesi ve hava taşımacılığında maliyetlerin düşmesi ile birlikte, yıllar içerisinde özellikle uzak bölgeler arasında mal ve insan taşımacılığında tercih edilen verimli ulaşım türü haline gelmiştir.

Hava taşımacılığı ülkeler arası ticaretin gelişmesinde, turizmin canlanmasında ve bölgesel kalkınmada önemli bir rol oynamaktadır. Bu nedenle geçmişten günümüze hava taşımacılığının ekonomiye etkisi araştırma konusu olmuştur. Literatürde hava yolcu taşımacılığı ile ekonomik faktörler arasındaki ilişkiyi inceleyen çalışmalar yapılmıştır. Chi ve Baek (2013) çalışmalarında ekonomik büyümenin hava taşımacılığı üzerindeki etkisini incelemişlerdir. Çalışmalarında ABD’nin 1996-2011 yıllarına ilişkin hava yolcu talebi, hava kargo talebi ve kişi başına harcanabilir gelir verilerini ARDL yöntemi ile analiz etmişlerdir. Yapılan analizde hava yolcu hizmetlerinin kısa ve uzun vadede ekonomik büyümeden etkilendiği sonucuna ulaşmışlardır. Button ve Taylor (2000) çalışmalarında 1994-1996 dönemlerine ilişkin 41 ABD metropol bölgesine ait hava yolcu trafiği ve yeni ekonomi istihdamı verilerine yer vermişlerdir. Sıradan En Küçük Kareler (OLS), çoklu regresyon yöntemini kullanarak yapmış oldukları çalışmalarında hava yolcu trafiğinin yeni ekonomi istihdamının artmasında etkili olduğunu gösteren verilere ulaşmışlardır. Hu vd. (2015) çalışmalarında ekonomik büyüme ile iç hat hava yolcu trafiği arasındaki nedensel ilişkiyi Granger nedensellik testi ile incelemişlerdir. Araştırma

¹ Milli Savunma Üniversitesi, ORCID:0000-0001-6380-3343, cansevdagursoy@gmail.com



Çin'deki 29 ilin 2006 ve 2012 yıllarına ait üç aylık GSYİH ve yurt içi hava yolcu trafiği verileri kullanılarak yürütülmüştür. Araştırma sonucunda ekonomik büyüme ve yurt içi hava yolcu trafiği arasında uzun vadeli çift yönlü nedenselliğe ulaşılırken, kısa vadede iç hat hava yolcu trafiğinden ekonomik büyümeye doğru tek yönlü bir nedensellik ilişkisine ulaşılmıştır. Marazzo vd. (2010) çalışmalarında Brezilya'da 1966-2006 dönemine ait toplam iç hat yolcu-kilometre ve gayri safi yurtiçi hasıla verilerini kullanarak ülkede ekonomik büyüme ile hava taşımacılığı talebi arasındaki nedensel ilişkiyi incelemişlerdir. Değişkenler arasındaki ilişki Granger nedensellik testi kullanılarak analiz edilmiştir. Analiz sonucunda Brezilya'da ekonomik büyümeden yurt içi hava taşımacılığı talebine doğru tek yönlü bir nedenselliğe ulaşılmıştır. Eren vd. (2020) araştırmalarında Türkiye'nin 1980-2018 dönemine ilişkin hava yolcu sayısı ve GSYİH verilerini kullanarak havayolu taşımacılığı ile ekonomik büyüme arasındaki ilişkiyi incelemişlerdir. Yapılan araştırmada GSYİH'den hava yolcu sayısına doğru tek yönlü nedensellik olduğuna ulaşılmıştır.

Türkiye'de havacılık sektörü 1933-1983 dönemlerinde monopol bir yapı olarak hizmet vermekteyken, 1983 yılında yürürlüğe giren 'Türk Sivil Havacılık Kanunu' ile havacılıkta serbestleşme çalışmaları kapsamında, özel sektörün havacılık sektöründe faaliyet göstermesine izin verilmiştir (SHGM, t.y.). Türkiye'de serbestleşme çalışmaları 1983 yılında başlamış olsa da tam olarak 2003 yılından sonra yapılan bu çalışmalar anlam kazanmaya başlamıştır. Aynı zamanda 1933 yılında devlet tekelinde kurulan ve ülkenin bayrak taşıyıcı firması olan Türk Hava Yolları da 2006 yılında devlet kuruluşu olmaktan çıkmıştır (Dursun vd., 2014). Havacılık sektöründe özel hava taşımacılığı işletmelerinin hizmet vermemesi yönünde yapılan kısıtlamaların kaldırılması ile sektörde firmalar arasında rekabet artmıştır. Sektörde rekabetin artmasıyla bilet fiyatlarında yapılan düzenlemeler, ulaşım ağlarının gelişmesi, müşterilere sunulan hava taşımacılığı hizmetinde konforun artması gibi birçok faydayı beraberinde getirmiştir. Bununla birlikte hava taşımacılığı hızla gelişim göstermiştir. Serbestleşme çalışmalarının hızla artmasıyla 2003 yılından sonra Türkiye'de hızla büyüyen havacılık sektörü dünya hava taşımacılığında en hızlı büyüyen ülkeler arasında yer almıştır (The World Bank, 2023).

Bu çalışmada Türkiye'de hava yolcu taşımacılığı ve ekonomik faktörler arasındaki ilişkinin incelenmesi amaçlanmaktadır. Çalışmada hava yolcu taşımacılığı göstergesi olarak iç hat ve dış hat olmak üzere toplam yolcu trafiği kullanılırken ekonomik faktörlerin göstergesi olarak ihracat, ithalat, GSYİH ve istihdam değişkenleri kullanılmıştır. Araştırmada Türkiye'ye ilişkin 2003-2022 yılları arasındaki verilere yer verilmiştir. Çalışmanın analizinde ilk olarak birim kök testleri ile serilerin durağan olup olmadığı incelenmiştir. Ardından hava yolcu taşımacılığı ve ekonomik faktörler arasındaki ilişki Granger nedensellik analizi ile test edilmiştir. Araştırmada kullanılan hava yolcu taşımacılığı verileri Devlet Hava Meydanları İşletmesi Genel Müdürlüğü veri tabanından elde edilirken, ekonomik faktörlere ait veriler The World Bank veri



tabanından elde edilmiştir. Yapılan çalışmada aşağıdaki araştırma sorularına yanıt aranmaktadır.

1. Hava yolcu trafiğinin ihracat ile ilişkisi var mıdır?
2. Hava yolcu trafiğinin ithalat ile ilişkisi var mıdır?
3. Hava yolcu trafiğinin GSYİH ile ilişkisi var mıdır?
4. Hava yolcu trafiğinin istihdam ile ilişkisi var mıdır?

Hava taşımacılığı ve ekonomik faktörler arasındaki ilişkinin analiz edilmesinin politika yapıcılara ve havayolu işletmelerine faydalı olacağı düşünülmektedir.

Amaç

Bu araştırmanın amacı Türkiye’de hava yolcu taşımacılığı ve ekonomik faktörler arasındaki ilişkiyi incelemektir.

Yöntem

Çalışmada Türkiye’de hava yolcu taşımacılığı ve ekonomik faktörler arasındaki ilişki 2009-2019 dönemine ait veriler kullanılarak Granger nedensellik analizi ile incelenmiştir.

Anahtar Kelimeler: Hava taşımacılığı, Hava yolcu taşımacılığı, Granger nedensellik analizi.



Uluslararası Sivil Havacılığın Politik Tarihi: Chicago Konferansı ve İngiltere – Amerika Birleşik Devletleri Güç Savaşı

Uğur ERDOĞAN¹

Genişletilmiş Özet

1944 yılında, II. Dünya savaşının sona ermesinden, kısa süre önce, 52 ülke, Amerika Birleşik Devletleri'nin Chicago kentinde dünya sivil havacılığının geleceğinin belirlendiği bir konferansa katıldılar. Bu konferansın sonunda, Chicago Konvansiyonu olarak bilinen, bir sonuç bildirgesi imzalandı. Chicago konvansiyonu, havacılık sektörünün en önemli kilometre taşlarından birini oluşturmuş ve bugünün gelişmiş global havayolu sisteminin oluşmasının yolunu açmıştır.

Henüz ikinci dünya savaşı sürerken, havacılık teknolojisi alandaki gelişmelerin, savaş sonrasında sivil havacılığı önemli bir yere getireceği anlaşılmıştı. İkinci Dünya savaşı sırasında, Amerika Birleşik Devletleri, aerodinamik teknoloji ve uzun menzilli uçak teknolojisinde öne geçmişti. Savaş öncesinde sadece iç hat seferleri yapan Amerikan sivil hava yolları, savaş boyunca müttefik ülkelerde askeri taşıma amaçlı da kullanıldılar. Bu deneyim, önemli bir gelişmeyi de beraberinde getirdi; Amerikalı havayolları, uluslararası sefer yapmanın iç hat seferlerinden çok da farklı olmadığını gördüler. Amerika Birleşik Devletleri, ikinci dünya savaşı sürecinde havacılığın başaktörü olmuştu. Amerika, sahip olduğu bu teknolojik ve operasyonel avantajı sivil havacılıkta da kullanmak istiyordu. Amerikan Başkanı Roosevelt ise, aynı 19.yy'da İngilizlerin, Hollandalıların ve Portekizlilerin dünya denizlerini dolaşıp ticaret yapan gemileri gibi; dünyayı dolaşan, serbestçe yolcu ve yük taşıyan Amerikan uçak şirketleri hayal ediyordu. Bu serbesti Amerika'ya dünya ekonomisine hâkim olma ve uzak ülkelere ticari olarak sorunsuz olarak ulaşma imkanı verecekti.

1 Kasım 1944'de 52 ülkenin temsilcileri Chicago'da bir araya geldiler. Bu 1944 yılının Temmuz ayında New Hampshire'da düzenlenen Bretton Woods konferansından sonra, müttefik ülkeler arasında ikinci genel katılımlı uluslararası konferanstı. Bretton Woods, uluslararası ticaretin yeniden başlaması ve uluslararası para ve finansmanın regülsayonu ile ilgili esasların belirlendiği, IMF'in kurulmasının kararlaştırıldığı konferans olmuştur. Bu kadar önemli bir toplantıdan sonra; galip devletlerinin oluşturmaya çalıştığı uluslararası yeni dünya düzeninde, ikinci sıranın sivil havacılığa verilmesi, gelecekte havacılığın ülkelerin ekonomilerini ve politik çıkarlarını önemli ölçüde etkileyeceğinin de bir kanıtı olmuştur.

¹Dr, İstanbul Üniversitesi İşletme Fakültesi, ugur.erdogan@istanbul.edu.tr



Konferansın açılış gününde; katılımcı ülke delegasyonları masalarında Uluslararası Sivil Havacılığın geleceği için, dört adet taslak çalışma gördüler. Bunlar; Amerika Birleşik Devletleri, Büyük Britanya, Kanada taslakları ve Avustralya-Yeni Zelanda tarafından ortak hazırlanan taslaktı. İngiltere, politik bir strateji geliştirmiş, Amerika'ya karşı tek bir taslakla çıkmak yerine, kendi ile beraber hareket eden ülkelerden de iki taslağı gündeme getirmiş, Amerikan taslağını 1 e karşı 3 seçim tercihi içinde bırakmıştı.

Chicago konferansı açık bir şekilde bir güç savaşı olarak başlıyordu. ABD; ilk sıradaki büyük gövdeli uçak üreticisi olarak, uzun mesafeli hatlardaki ezici üstünlüğünü ve monopole yakın pazar payını sürdürmek istiyordu. İngiltere'nin ise geniş bağlantı noktaları, denizasıırı toprakları, eski ve o dönemki kolonileri de Amerika'ya karşı belki tek ama çok önemli bir pazar üstünlüğü veriyordu. ABD'nin zayıf noktası, iniş ve stopover noktaları için ihtiyaç duyduğu izinler idi. Coğrafi olarak geniş bir alana yayılan Britanya Krallığı ve ortak hareket eden İngiliz Milletler Cemiyeti ülkeleri bu avantaja sahipti. Konferans; Amerika Birleşik Devletleri ve Büyük Britanya arasında tam bir politik savaşa dönüşüyordu. Amerika Birleşik Devletleri taslağı, tam serbestlikten yanaydı. Amerika ile aralarında ekonomik ve politik bağımlılıklar olan Latin Amerika ülkeleri de bu taslağı destekliyorlardı. İngiltere, mutlaka uluslararası bir kural koyucu organizasyona ihtiyaç olduğunu savunuyordu. Bu organizasyonun büyük devletlerin kontrolünde değil, bütün devletlerin temsil edildiğı bağımsız bir kurulmuş olması gerektiğini söylüyordu. İngiliz Milletler Topluluğı üyelerinin en önemli kaygısı, liberal tam rekabet ortamı Amerikan havayollarının dünya havacılık piyasasına tamamen hâkim olabilmelerinden çekinmeleriydi. Amerika'daki havayolları; finansal olarak güçlüydü, operasyonel avantajları vardı ve daha büyük filolara ve uçaklara sahiptiler. Tek eksik olan iniş yapabilecekleri alanlardı, iniş izinine ihtiyaçları vardı. Amerika karşıtı bloğun elindeki koz buydu. Konferans boyunca; iniş haklarını reddedebileceklerini, pazarlıkta bir tehdit olarak devamlı kullanmışlardı. Havacılığın kuralları ilk kez bu kadar geniş bir katılımı konuşulurken; konferans ciddi bir şekilde, liberal serbestiler ve korumacı regülasyonlar arasında, bir tercih aşamasıyla karşılaşmıştı. Amerikan ve İngiliz heyeti arasındaki görüşmeler bir türlü sonuca ulaşamıyor, devreye hükümetler giriyordu. Churchill ve Roosevelt arasındaki karşılıklı yazışmalar başlıyordu. Konferans, artık her iki ülke gazetelerinin de yakından takip ettiğı politik bir meseleye dönüşmüştü. Her iki ülkede kendilerine dezavantaj yaratacak bir anlaşma imzalamak istemiyorlardı. Chicago'da havacıların görüş ve önerileri geri planda kalmış; konferans, Londra ve Washington arsında politik bir pazarlığa dönüşmüştü. 30 kasım'da İngiltere başbakanı Churchill, İngiliz delegasyonun başı Swinton'la temas kuruyor ve Kanada tarafından sunulan taslağın baz alınarak, üzerinde tartışılan serbesti maddelerinden, ilk iki özgürlüğün kabul edilebilir olduğunu belirtiyordu.5 Aralık'ta diğer bütün ülkeler de fikirlerini belirtiyor ve 7 Aralık 1944 tarihindeki kapanış oturumu ile 5 hafta süren Chicago konferansı sona eriyordu.



Chicago konferansı sonrası yayınlanan, Chicago Konvansiyonu (Convention on International Civil Aviation- Chicago Convention) günümüzde, dünyanın her tarafında havacılık ile ilgili regülasyonların birincil kaynakları olan Çok Taraflı Anlaşmaların en önde gelenidir.

Chicago Konvansiyonu 96 maddeden oluşmaktadır. Bu maddeler dört ana başlık ve 22 bölümden meydana gelir. Ana başlıklar; Hava Navigasyonu, Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu, Uluslararası Hava Taşımacılığı, Nihai Hükümlerdir. Konvansiyon İngilizce olarak hazırlanmış ve imzaya açılmıştır, daha sonra hazırlanan Fransızca ve İspanyolca çevirileri de resmi olarak imzalanabilme kapsamına alınmıştır. Chicago Konvansiyonu ve Konvansiyonuna ekli anlaşmalar, 7 Aralık 1944 yılında, konferansın yapıldığı Illinois eyaletinin Chicago kentinde imzalanmıştır. Chicago Konvansiyonu'nun Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu ana başlığının altında yer alan bölümlerde ve maddelerde, sivil havacılığı yönetecek olan uluslararası kuruluş tanımlanmış; yapısı, organizasyonu, yönetim birimleri ve hedefleri anlatılmıştır. Alt başlığın ilk maddesi olan, 69. Madde “Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu (ICAO) adı altında bir organizasyon oluşturulacağını, bu organizasyonun bir konsey ve genel meclisten oluşacağını” ifade etmiştir. Chicago konvansiyonunda, havacılık literatüründe “freedom of air” olarak adlandırılan “Serbesti” kavramı da ilk defa detaylı olarak belirtilmiştir. Serbesti (freedom), bir ülkeye ait bir havayolunun, başka bir ülkenin hava sahasını hangi şartlarda kullanabileceğini, hangi noktalara hangi sıklıkta uçabileceğini ifade eder. Chicago konvansiyonu, bugün kullanılmakta olan 9 serbestiden, ilk 5 tanesini düzenlemiştir. Ülkemizde bu kavram, farklı hukukçular tarafından, hava serbestisi veya trafik hakkı olarak Türkçeye çevrilerek kullanılmaktadır.

Konvansiyon 4 Nisan 1947 yılında yürürlüğe girmiştir. Girdiği tarih itibarı ile Paris Konvansiyonu ve Havana Konvansiyonu hükümlülüklerini yitirmişlerdir. Uluslararası Havacılık Navigasyon Komisyonu (ICAN)'nın yerine de Chicago Konferansı sonrasında kurulan, Uluslararası Sivil Havacılık Teşkilatı (ICAO), Dünya sivil havacılığını yöneten kuruluş olarak kabul edilmiştir.

Amaç

Çalışmanın Amacı; Uluslararası Sivil Havacılığın şekillendiği Chicago Konferansına ışık tutmak, Uluslararası Havacılık ve Uluslararası Siyaset arasındaki ilişkiyi incelemektir.

Yöntem

Birincil Kaynak dokümanlar incelenerek hazırlanmıştır. Londra'da İngiltere Dışişleri Bakanlığı verilerinden ve Washington'daki Uluslararası Sivil Havacılık Teşkilatı dokümanlarından yararlanılmıştır.



Bulgular

Uluslararası Sivil Havacılık ile Uluslararası İlişkiler arasında önemli bir bağ vardır. Havacılık regülasyonlarının ilk olduğu Chicago Konferansından günümüze kadar, Ülkeler arasındaki siyasi ve ekonomik ilişkiler Sivil Havacılığı şekillendirmiştir.

Sonuç

Bu çalışma Chicago Konferansına farklı bir bakış açısından yaklaşmıştır. İkinci Dünya Savaşı sonrasında; Galip Devletlerinin ekonomik ve politik olarak oluşturmaya çalıştığı Global Ekonomik ve Politik Sistemde, Havacılığa verdikleri öneme dikkat çekilmiştir. Amerika Birleşik Devletleri ve İngiltere'nin ise hem müttefik olarak yaptıkları iş birliği hem de kendi ülke çıkarlarını korumak için girdikleri politik güç savaşı incelenmiştir. Günümüzde de Uluslararası Sivil Havacılık, özellikle ikili Havacılık Anlaşmaları, Ülkeler arası politik ve ekonomik ilişkilerden etkilenmektedir. Bu nedenle, Global Havacılık sistemini tam anlamıyla anlamak için, uluslararası ilişkilerinden de çalışılması gerekmektedir.

Anahtar Kelimeler: Uluslararası Havacılık, Teknoloji, Chicago Konferansı, Uluslararası Politika, Uluslararası Sivil Havacılık Teşkilatı.



Unity3D Ortamında Derin Pekiştirmeli Öğrenme ile Eğitilen Uçakların Performansı

Mete Cantekin¹, Onur Osman², İbrahim Furkan İnce³

Genişletilmiş Özet

İçinde yaşadığımız evren, fizik yasalarının geçerli olduğu bir simülasyon ortamı olarak görülebilir. Ne var ki bir robot ya da video oyun karakteri gibi sentetik bir ajana göre kendi yapay dünyaları haricinde herhangi bir evren ya da simülasyon tanımı yoktur. Bu ajanlar karmaşık talimatlar dizisi ile oluşturulmuş sanal dünyalarında, bu dünyanın fiziği hakkında bilgi edinmek istiyorlarsa, geliştiricinin sakladığı değişkenleri öğrenme yoluyla tespit etmeleri yeterlidir. Bu ajanlar fiziksel dünyamızın zaman değişkeniyle sınırlı olmadıklarından, kendi sanal dünyalarında daha hızlı öğrenebilmektedirler. Bu yüzden günümüzde ajan eğitiminin merkezinde dijital ortam bulunmaktadır. Burada kullanılan bilgisayar simülasyonu tabirinden bir algoritmanın çalıştığı ortamı anlamak gerekmektedir. Bu ve benzeri ortamlarda öğrenme süreci çok sayıda eğitim tekrarı gerektirdiğinden, pekiştirmeli öğrenme metodunu algoritma ile simülasyon ya da ajan ve çevre arasındaki boşluğu dolduran bir unsur olarak görmek yerinde olacaktır.

Unity3D ortamında derin pekiştirmeli öğrenme ile uçak ajan eğitimi çalışmasında bir başlangıç noktasından harekete geçen 4 uçak ajan, yarış rotasındaki 21 adet kontrol noktasından geçtikten sonra belirli sınırlar içerisinde tekrar başlangıç noktasına dönerek bitiş çizgisine ulaşmaktadır. Dolayısıyla uçak ajanlarının ödül ve ceza sistemi ile oluşturulan bu ortamda, engellere çarpmadan kontrol noktalarından geçebilmesi için eğitilmeleri amaçlanmaktadır.

Bu doğrultuda uçak ajanların eylemlerinin sonuçlarına göre politikalarını güncelleyebildiği ve onlara gittikçe daha iyi performans göstermelerini sağlayabildiği için Proksimal Politika Optimizasyonu (PPO) algoritmasından yararlanılmıştır. Ayrıca Unity3D ML-Agents aracının kullanımı için Reinforcement Learning: AI Flight with Unity ML-Agents adlı örnek çalışmadan yararlanılmıştır. Böylece ML-Agents aracı sayesinde uçak ajanların sinir ağlarındaki PPO davranış parametreleri optimize edilebilmiştir. Bu durumda yapay sinir ağları değiştirildiğinde, uçak ajanlarının performansının da değişebildiği gözlemlenmiştir.

¹ Öğr. Gör., Nişantaşı Üniversitesi, SHYO, Uçak Bakım ve Onarım Böl., mete.cantekin@nisantasi.edu.tr.

² Prof. Dr., Topkapı Üniversitesi, Mühendislik Fak., Elektrik Elektronik Müh. Böl., onurosman@topkapi.edu.tr.

³ Dr., Nişantaşı Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fak. Bilgisayar Müh. Böl., ibrahim.ince@nisantasi.edu.tr.



Ne var ki pekiştirmeli öğrenmenin kapsam alanı yakın bir tarihte bilgisayar simülasyonunun ötesine geçecek gibi görünmektedir. Bu kapsamdaki çalışmalar oyun karmaşıklığının dengelenmesi kadar bazı robotik simülasyon ve otonom uçuş gibi gerçek yaşam problemlerine de uygulanabilmektedir. Bu çalışmalar yapay zekâ alanına önemli katkılar sağlarken, dijital oyun ve havacılık gibi farklı alanlarda da heyecan verici gelişmelere sebep olmaktadır.

Oyun motorlarında pekiştirmeli öğrenme gibi yapay zekâ yöntemlerini uygulamanın bir diğer sonucu da kodlama deneyimi az olan geliştiriciler için karışık çalışma ortamlarıyla uğraşmak zorunda kalmadan, makine öğrenimi ve derin öğrenme yöntemlerinin profesyonelleriyle aynı algoritmaları kullanmaya başlayabilmeleri olmaktadır.

Amaç

Bu çalışmada uçak ajanlarının, ödül ve ceza sistemi ile oluşturulan ortamda, engellere çarpmadan kontrol noktalarından geçebilmesi için eğitilmesi temel hedef olarak belirlenmiştir. Dolayısıyla uçak ajanların eylemlerinin sonuçlarına göre politikalarını güncelleyerek, onlara daha iyi performans göstermelerini sağlayabildiği için PPO adlı pekiştirmeli öğrenme algoritmasından yararlanılmıştır. Böylece Unity3D ML-Agents Aracı ile eğitilen uçak ajanlarının model hiperparametreleri optimize edilmiştir.

Yöntem

Bu çalışmada bir başlangıç noktasından harekete geçen 4 uçak yarış rotasındaki 21 adet kontrol noktasından geçtikten sonra belirli sınırlar içerisinde başlangıç noktasına dönerek bitiş çizgisine ulaşacaktır. Bu doğrultuda uçak ve çevre bileşenleri, açık kaynak kodlu bir 3D modelleme ve animasyon yazılımı olan Blender programı kullanılarak modellenmiştir. Ardından ortamın geliştirilmesi için bir oyun geliştirme platformu olan Unity3D oyun motoru ile High Definition Render Pipeline (HDRP) şablonu, ML-Agents, Cinemachine ve Input System araçlarından yararlanılmıştır.

Uçak ajanı ve çevre dosyaları, MSV ortamında C# programlama dili kullanılarak oluşturulmuştur. AircraftAgent sınıfının içinde uçağın hareket, patlama efekti, eğitim ve kontrol parametreleri bulunmaktadır. Bu parametrelerde uçak ajanlarının itme kuvveti, yatis, sapma ve yunuslama açılı ve hızları, patlama efekti ve eğitimlerindeki zaman aşımı sayısı gibi değerler tanımlanmıştır. Ardından AircraftArea dosyasındaki kod dizininde uçakların belli bir güzergahta seyretmesini sağlayan sanal bir yarış pisti oluşturulmuştur.

Uçak ajanlarının eğitim verilerini tanımlamak üzere hazırlanan curriculum dosyasında ajanların uçuş rotası, engel algılama ve davranış parametreleri yer almaktadır. Eğitim verilerinin tanımlanmasının ardından, uçak ajanlarının davranışlarını değerlendirmek için bir de yapılandırma dosyası oluşturulmuştur. Bu dosyada PPO algoritmasının



hiperparametreleri yer almaktadır. Bu çalışmada bazı PPO hiperparametre değerleri varsayılan olarak bırakılırken, bazıları optimize edilmiştir. Yapılandırma dosyasındaki summary freq., time horizon, batch size, buffer size, hidden units, beta, max. steps değerleri, optimize edilmiş PPO hiperparametre değerleridir. Bu parametreler en iyi sonucu verebilmeleri için deneme yanılma yönteminden yararlanılarak oluşturulmuştur.

Bu işlemlerin ardından model eğitiminin başlatılabilmesi için bölüm tasarımı sınırlarının belirlenmesi, uçuş rotasının oluşturulması, engel algılama parametrelerinin ayarlanması ve uçak ajanlarının davranış parametrelerinin tanımlanması gerekmektedir. Ayrıca uçak ajanların eğitimine başlayabilmek için Anaconda Prompt üzerinden daha önce kurulan ortamların etkinleştirilmesi gerekmektedir. Model eğitimi sırasında ise uçak ajanlarının aldığı ortalama ödüle bakılarak eğitimin ilerlemesi kontrol edilmiştir. Böylelikle uçak ajanları, 5000 eğitim adımı sonucunda, belirli sınırlar içerisinde başlangıç noktasına dönerek bitiş çizgisine ulaşmayı öğrenmişlerdir.

Bulgular

Eğitim aşamalarının daha sağlıklı izlenebilmesi için TensorBoard aracından yararlanılmıştır. TensorBoard aracı makine öğrenimi modellerinin performansını izlemek için kullanılan bir görselleştirme aracı olarak, eğitim bulgularının değerlendirilmesinde büyük katkı sağlamaktadır. Böylelikle derin pekiştirmeli öğrenme ile eğitilen uçak ajanlarının performansları daha doğru analiz edilebilmiştir. TensorBoard grafiklerindeki kayıp ve doğruluk metriklerine bakılarak, modelin performansı hakkında detaylı sonuçlar elde edilebilmiştir. Uçak ajanı kontrol noktalarından geçişini 4 ödül eşikini de aşarak tamamladığında, eğitildiği modelin veri kümesindeki tüm eşik değerlerini (Thresholds) görmüş olacağından mükemmel performans ile değerlendirilmektedir. Böylelikle sinir ağının eğitimi başarıyla tamamladığı kabul edilerek, eğitim durdurulmuş ve model kaydedilmiştir. Diğer yandan yapay sinir ağının eğitimi erken durdurmak, simülasyonu oynanan karakter lehine daha dengeli hale getirmiştir. Bu işlem ile simülasyonun farklı zorluk seviyelerinde dengelenebileceği anlaşılmıştır. Böylece biri kolay diğeri zor olmak üzere iki farklı yapay sinir ağı eğitilmiştir.

Sonuç

Dijital oyun tasarımında derin pekiştirmeli öğrenme yaklaşımı, ajanların davranışlarını geliştirmek ve oyunların zorluk seviyesini ayarlamak için kullanılmaktadır. Dolayısıyla bir ajanı hedefleri yok etmeye, görevleri tamamlamaya veya belirli öğeleri toplamaya teşvik etmek için pekiştirmeli öğrenme yönteminden yararlanılmaktadır. Bu çalışmada 1500 deneme sonrası uçakların ortalama parkur tamamlama süresi 1 dakika 55 saniye iken, 2100 deneme sonunda bu değer ortalama 1 dakika 35 saniyeye düşmüştür. Sonuç olarak yapay sinir ağları değiştirildiğinde, uçak ajanlarının performansının da değiştiği gözlemlenmiştir. Diğer yandan derin pekiştirmeli öğrenme yaklaşımı bazı robotik



simülasyon ve otonom uçuş gibi gerçek yaşam problemlerine de uygulanabilmektedir. Bu doğrultuda Neuroflight Controller çalışması, QPlane: Fixed Wing Flight Simulation Environment for Reinforcement Learning çalışması, yapay zekâ kontrollü İHA çalışmaları, otonom uçuş ve otopilot sistemlerini geliştirme çabaları, pekiştirmeli öğrenmenin havacılık alanında kullanılmasıyla ilgili dikkate değer çalışmalardır. Ayrıca simülasyon ortamlarında algoritmaların daha basit arayüzlerle kullanılması, oyun motorlarında çalışmanın bir diğer avantajı olarak görülmektedir.

Anahtar Kelimeler: Yapay Zekâ, Dijital Oyun Tasarımı, Oyun Motoru, Unity3D, Unreal Engine.



Gold Sponsors of ATAConf'23





Silver Sponsors of ATAConf'23

aselsan





Organization Supporting ATAConf'23

BiTES



EGE ÜNİVERSİTESİ GÜÇLENDİRME VAKFI



E-ISBN: 978-605-338-423-6

