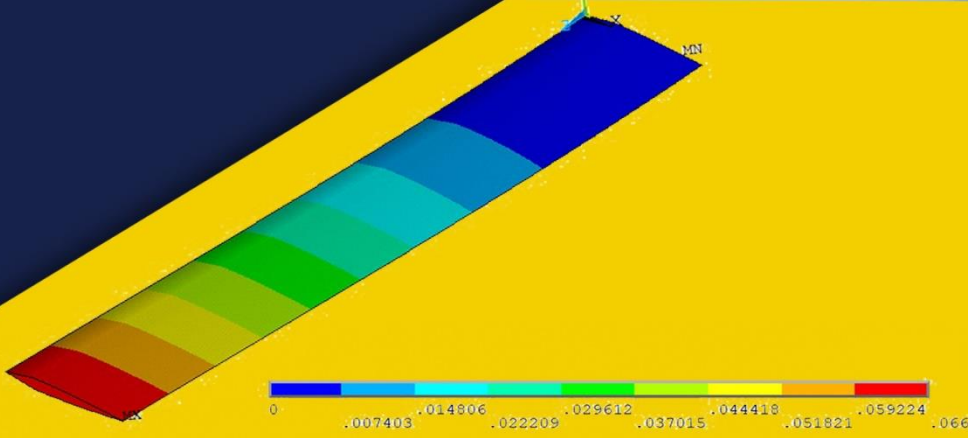
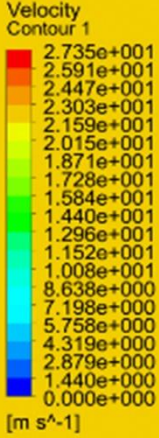


JAV

e-ISSN: 2587-1676



Swiss Cheese Model



JOURNAL
OF AVIATION

Volume 4 - Issue 2

December 2020

dergipark.gov.tr/jav

www.javsci.com



Journal of Aviation (J Aviat)

JAV Uluslararası Bilimsel Hakemli Havacılık Dergisi

Aralık/December

e-ISSN: 2587-1676

Cilt/Volume: 4 Sayı/Issue:2 Yıl/Year: 2020

Editör/Editor

Prof. Dr. Vedat Veli Çay (Dicle University, Turkey)

Alan Editörleri / Section Editor

Prof. Dr. Özlem Atalık (Anadolu University, Turkey)
Prof. Dr. Mustafa Taşkın (Mersin University, Turkey)
Asst. Prof. Dr. Ömer Osman Dursun (Fırat University, Turkey)
Asst. Prof. Dr. Bahri Baran Koçak (Dicle University, Turkey)
Asst. Prof. Dr. Yusuf Er (Fırat University, Turkey)

Yayın Kurulu / Editorial Board

Prof. Dr. Mohd Razif İdris (Kuala Lumpur University, Malaysian)
Prof. Dr. Simone Sarmento (Federal Do Rio Grab De Unv. Brazil)
Prof. Dr. Sukumar Senthilkumar (Chon Buk National University, South Korea)
Prof. Dr. Nicolas Avdelidis, (Universite Laval, Canada)
Prof. Dr. Tarcisio Saurin (Federal do Rio Grande do Sul Unv. Brazil)
Prof. Dr. Mary Johnson (Purdue University, United States)
Prof. Dr. Özlem Atalık (Anadolu University, Turkey)
Prof. Dr. Faruk Aras (Kocaeli University, Turkey)
Prof. Dr. Sermin Ozan (Fırat University, Turkey)
Prof. Dr. Mustafa Sabri Gök (Bartın University, Turkey)
Prof. Dr. Ahmet Topuz (Yıldız Technical University, Turkey)
Prof. Dr. Mustafa Boz (Karabük University, Turkey)
Prof. Dr. Melih Cemal Kuşhan (Eskişehir Osmangazi University, Turkey)
Assoc. Prof. Dr. Matilde Scaramucci (Estadual Campinas Unv., SP, Brazil)
Assoc. Prof. Dr. Ümit Deniz Göker (National Defense University, Turkey)
Assoc. Prof. Dr. Kumar Shanmugam (Masdar Institute of Science & Technology, Abu Dhabi, UAE)
Assoc. Prof. Dr. Sonjoy Das (Buffalo University, United States)
Assoc. Prof. Dr. Önder Altuntaş (Anadolu University, Turkey)
Assoc. Prof. Dr. Ferhan Kuyucak Şengür (Anadolu University, Turkey)
Assoc. Prof. Dr. Uğur Soy (Sakarya University, Turkey)
Asst. Prof. Dr. Hüseyin Tamer Hava (Milli Savunma University, Turkey)
Asst. Prof. Dr. Haşim Kafalı (Muğla University, Turkey)
Asst. Prof. Dr. Fatih Koçyiğit (Dicle University, Turkey)
Asst. Prof. Dr. Üyesi Mustafa Yeniad (Yıldırım Beyazıt University, Turkey)
Asst. Prof. Dr. Tolga Tüzün İnan (Gelişim University, Turkey)
Asst. Prof. Dr. Bahri Baran Koçak (Dicle University, Turkey)



e-ISSN: 2587-1676

J Aviat 2020; 4(2)

Asst. Prof. Dr. Kasım Kiracı (Iskenderun Technical University, Turkey)
Asst. Prof. Dr. Akansel Yalçınkaya (Medeniyet University, Turkey)
Asst. Prof. Dr. Cengiz Mesut B ke  (Bah eşehir University, Turkey)
Asst. Prof. Dr. Salvatore Brischetto (Polytechnic University of Turin, Italy)
Dr. Hikmat Asadov (Azerbaijan National Aerospace Agency)
Dr. Bilal Kılı  (Ozyegin University, Turkey)
Dr. Marco Linz (EBS University, Germany)

Journal of Aviation (JAV) T B TAK ULAKB M DERG PARK sistemi b nyesinde faaliyet g steren Uluslararası Hakemli bir dergidir. Dergide yayımlanan yazıların sorumluluğu yazarlara aittir.

Dizinler ve Platformlar/Abstracting & Indexing

 Google Scholar	 Index Copernicus	 ASOS Index	 Scientific Indexing Services
 DRJI	 International Scientific Indexing	 COSMOS IF	 Bielefeld Academic Search Engine (BASE)
 Journal Factor	 JIFACTOR	 i2or	 Rootindexing
 Science Library Index	 Academic Keys	 Eurasian Scientific Journal Index	 CrossRef

İletişim / Contact


<http://dergipark.org.tr/jav> - www.javsci.com
journalofaviation@gmail.com - info@javsci.com
ISSN: 2587-1676

İçindekiler/Contents

-Araştırma Makalesi / Research Article-

Root Cause Analysis Methods for The Design of Aviation Parts Hamdi Selçuk ÇELİK	1-9
Application of HFACS to the Nighttime Aviation Accidents and Incidents Bilal KILIÇ, Ercan GÜMÜŞ	10-16
Evaluation of Cross-Section and Wing Length in Free Vibration Analysis of Aircraft Wings Savaş EVRAN , Mustafa KURT, Arzu KURT	17-24
Benzer Kamburluğa Sahip Kanat Profillerinin Aerodinamik Analizi <i>Aerodynamic Analysis of Wing Profiles with Similar Roundback</i> Mert GÖKDEMİR, Satılmış ÜRGÜN	25-35
Fundamental Frequency Optimization of Doubly Curved Aerospace Structural Panels via Variable Stiffness Concept Touraj FARSADI, Hasan KURTARAN	36-47
Lateral Control with Differential and Collective Morphing in Quadrotors Oguz KÖSE, Tuğrul OKTAY	48-54
Uçuş Operasyonlarında İnsan Faktörünün Rolü ve Pilot Performansını Arttıracak Öneriler <i>The Role of Human Factors in Flight Operations and Performance Reccomendations for The Pilots</i> M.Melih BAŞDEMİR	55-70
-Derleme Makalesi / Review Article-	
Systematic Analysis and Classification of the Literature Regarding the Impact of Human Factors On Unmanned Aerial Vehicles (UAV) Hüseyin Erbil ÖZYÖRÜK	71-81

Root Cause Analysis Methods for The Design of Aviation Parts

Hamdi Selçuk ÇELİK 

Tusaş Engine Industries Inc. Quality System and Certification Lead Engineer, Eskişehir, Turkey

Abstract

Fault modes, which aren't detected throughout the design phase if they are not defined with precautions have the crucial potential on the quality of mature products. At first glance, the impression of the quality failures may be underestimated, before the design of aviation parts are implemented to production. But these failures may cause some problems in aviation safety and reliability. Therefore, the failures during the project phase should be investigated by root cause analysis and defining the precautions both increase effectiveness of design and quality of the outputs. The aim of this study is, emphasizing the importance of root cause analysis on the design of aviation parts, and stating the analysis methods, which have been used mainly. In the scope of this effort, aviation regulations are researched which encourages the root cause analysis accordingly, related methods are evaluated for the resolutions. The common methods are classified based on the hazard review of the failures and explained to point out for the researchers.

Keywords: Root Cause, FMEA, Aviation.

1. Introduction

All of the parts have a designation phase as input and keep the features throughout their product life-cycle. Desired quality may be sustainable, on condition that the risk of the failures is disappeared.

Risk analyses support the root cause analysis and provide the finding out solution easier as proactive investigation. For the parts, Fault Mode and Effectivity Analysis (FMEA) has been used and all of the factors are classified and mitigated before the realization process.

Corresponding Author: Hamdi Selçuk ÇELİK hamdiselcuk.celik@tei.com.tr

Citation: Çelik.H.S, (2020). Root Cause Analysis Methods for The Design Of Aviation Parts, J. Aviat. 4 (2), 1-9.

ORCID: ¹ <https://orcid.org/0000-0003-2538-7486>

DOI: <https://doi.org/10.30518/jav.731078>

Received: 2 May 2020 **Accepted:** 26 December 2020 **Published (Online):** 28 December 2020

Copyright© 2020 Journal of Aviation <https://javsci.com> - <http://dergipark.gov.tr/jav>



This is an open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution 4.0 International Licence

The affection of the risks which are coming from the non-factors can't be tolerated for the parts of aviation. In this way, root cause analysis makes the iterations minimum, on the design and sustain the safety and the reliability of the aircraft and lessons-learned items are crucial experiences for the producers.

The aim of this study is to indicate the importance of the root cause analysis methods especially according to aviation regulations and famous producers. Accordingly reviewing all of the efforts with examples from the aviation sector, the root cause analysis methods have been classified depends on the criticality of the failure as minor, major and hazardous. In this way, the methodology in accordance with failure levels. This provides the methodology for the researchers. The literature is reviewed firstly for aviation and accordingly for automotive parts.

There are a wide variety of researches about root cause analysis for aviation is presented firstly as follows.

Washington et al. made a study about investigating safety system uncertainties for the complex aviation systems which are named Remotely Piloted Aircraft Systems (RPAS). The existing aviation safety systems are needed to develop and the aim of this research is to develop more sustainable and reasonable regulatory outputs determination via System Safety Assessment (SSA). The SSA process and outputs are analyzed in the purpose of improving the safety of RPAS. The analysis has been revealed by using a Bayesian Belief Network (BBN) which the method is using for the root cause analysis via risk-based approach. All of the failure determination have been compared, from Federal Aviation Authority (FAA), European Union Aviation Safety Authority (EASA) and North Atlantic Treaty Organization (NATO) regulatory bodies. In the conclusion of the study, by Bayesian Belief Network failure condition severity classification is handled and it is pointed out that risk-based approach supports RPAS to be more systematic and objective particularly for emerging aviation systems [1].

Freitas et al. made an investigation to find out failure analysis of the nose landing gear axle of an

aircraft which landing gear can not work during the landing and cause the serious accidents. The reliability effect of this part is so crucial. So, the finding root cause analysis duration was supported numerical and experimental analysis. The Finite Element Analysis (FEA) was carried out and an electron microscope was used for the surface of fractures. The optical and scanning electron microscope analysis results are agreed on with numerical investigations. In conclusion, it was found that the failure occurred by overloading both shear and bending stresses, due to confronting a huge load on nose landing gear instead of main landing gear throughout the aircraft landed. The nose landing gear material will be converted into more durable high alloyed steels instead of low alloy steel. The root cause analysis was handled by verifying potential causes by numerical and experimental analysis via classifying parametric data [2].

Silveira et al. made a root cause analysis for the failure of the high-pressure turbine blade failures whose material is hardened nickel base alloy. During the analysis phase, electron microscope is scanned for the analysis with microstructural examination. The analysis was performed for the first blade was due to thermo-mechanical fatigue which the internal cooling cavities was started. It was found out, the carbides with cracked and primary have an important role for the potential of failure. The other blades failed as well by the severity of the fragments lacking. The first blade has the fatigue of thermal and mechanical side with tendency to creep. The precautions should be defined and implemented during the design phase [3].

Rabcan et al. made a study about deriving an algorithm for a diagnosis which is non-destructive concerning the signals. This algorithm is encouraged to solve blades of gas turbine related with signal of vibration after a non-destructive signal and classify it as hazardous and normal. To find out the problems on aircraft engine blades, the diagnosis is ordered to Fuzzy Decision Tree (FDT) that cumulates all of the mutual information. In this way, the accuracy of the information is about 98,5%. The classification of the algorithm is compared with FDT method. It is found that the

fuzzy tree method has superiority, It is similar to the fault tree method which is used for the detailed root cause analysis. The fuzzy decision tree shows all the relations between signals and the classification may be done more efficiently. This means root cause analysis methods are using also for consolidating all of the data [4].

There is a wide variety of research about root cause analysis for the automotive are presented secondly as follows.

Fröhling et al. made a root cause analysis about out-of-round or polygonized wheels problems that were detected on the high adhesion locomotives operating in South Africa. After the analysis; the axle vibration as torsional could cause the polygonisation for the wheels. Accordingly, the locomotive axle vibration was verified by the analytical and experimental way. Based on the results, two crucial reasons were defined for torsional vibration excitation and frequency was determined and tested as well. Consequently, the deduction in the torsional vibration amplitude was detected when the system of suppression was activated. The root cause was found by using physical model parametric measurements on track. This data comes up with a cause and effect matrix to resolve the potential causes [5].

Suresh and Mruthunjaya made a study about forged spline yoke shaft part which has been used to transmit the power of motion for the system of driveline of automobiles. The root cause analysis was performed for the failure of the yoke shaft in the steering assembly. In order to find out the root cause; critical stress formation at the failed section, fatigue analysis was revealed which is validated by the Finite Element Method (FEM). In conclusion, the current model is analyzed under different crack conditions by lifetime estimations throughout the design phase and the forged fabrication process is changed. The root cause was found in the variable FEM analysis of spline regions and all data compared by parametric approach. It is investigated

2. Root Cause Analysis Necessity

The definition of the root cause analysis starts with the problem definition phase; which supports the investigators to grasp and solve them. When it is

that Yoke shaft failure is come from the spline region because of the fatigue [6].

Wang et al. made a study about the main reason classification and event location of the alarms in thermal power plants with bayesian networks. They used child nodes and multiple parent nodes to define dependence between an alarm variable and variables of root cause. Root causes of alarms are specified from the parent node set with the largest probability of conditions. By referring to the root cause analysis, the outcome may remove the negative effects of missing and wrong alarms in the nodes. This means determining relations between input and outputs, provides classifying all of the steps, and take the right actions [7].

Bhattacharjee et al. made a root cause analysis of the coal dust explosion disaster, this event is stated as lessons learned and the outcome of the root cause analysis is worthy inputs to define precautions. In this paper, an in-depth analysis of a mining disaster in India was analyzed and an Event Sequence Diagram is created in order to find out Why and How the accident has emerged abruptly. All of the efforts have been made to identify the root causes of the accident, using an Accident Causation Tree (ACT) like fault tree analysis which has been used for a common root cause analysis via its, parametric approach.

Swiss Cheese Model (SCW) was used as well to developing the understanding of the mechanism of the accident. The most crucial outcome to compiling the lessons learned points for the accident analysis was defined to prevent major accidents [8].

As a result of extensive literature review, the root cause analysis methodology is so crucial based on the problems. This makes the structure of the design quality better in order to optimize all of the parts. By the root cause analysis and design Fault, Mode Effect Analysis (FMEA) means the know-how which is critical and keeps sustainability of latter design development projects.

decided to use root cause analysis methods. Problem definition is so crucial to determine convenient root cause analysis for purpose of being close more the right solution. In Figure 1, the short

indication of a problem and potential causes are located. If the root causes of the problem are not analyzed properly, the problem may have recurrency.

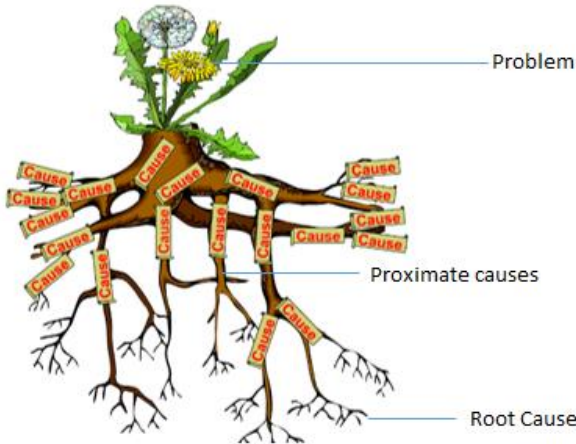


Figure 1. The Problem with Causes [9]

The cycle for the problem solving which is so familiar is indicated in Figure 2. Understanding the problem is the first step and in order to define the action, the root cause identification is critical which is the key of the blockage.

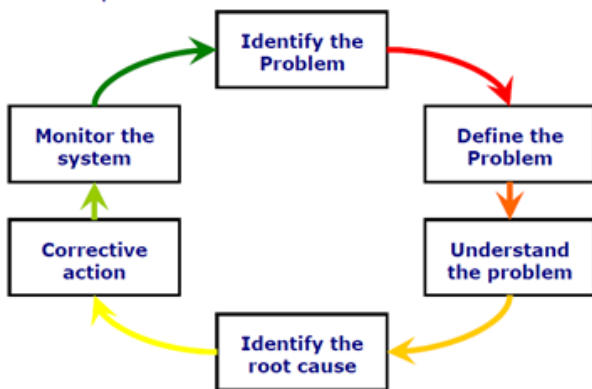


Figure 2. Problem Solving Process [10]

2.1 The Root Cause Analysis In Aviation

The root cause analysis method is so common in the aviation sector which is cited fundamental regulations as follows. The preventive actions should be defined for the problems whose root cause is found out to not have recurrency. The corrective actions may be completed when the root causes are eliminated. There are also 18 pcs citations of root cause analysis in EASA Notice of Proposed Amendments (NPA) in NPA 2013-01 (B) ‘Part-M and 13 pcs citation in NPA 2013-01 (C) ‘Part-145;

this shows the importance of the root cause analysis [11].

2.2 The Root Cause Analysis Methods

The five fundamental methods will be defined based on the severity of the faults.

2.2.1 Five - Why Analysis Method

The 5-Why method is firstly investigated by Sakichi Toyoda, by Toyota company in 1958, preferred as a first approach to close potential solution, it is generally used for the minor problems and performed the solution. It is realized by asking why to causes, and after 5 iterations alternative causes may be defined. This is a so practical method. In Figure 3, workable areas of why questions are asked consecutively [12].

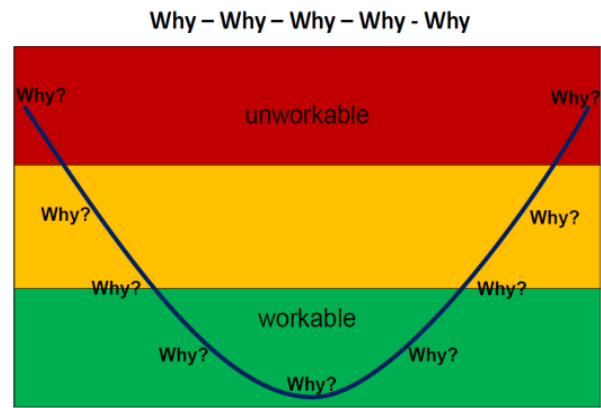


Figure 3. 5-Why Method Workable Areas [12]

2.2.2 Fishbone (Ishikawa) Analysis Method:

The fishbone analysis defines relations between cause and outputs with relations. All factors are classified. This method was firstly discovered by Prof. Kaoru Ishikawa in 1942 [12]. The potential causes are classified as environment, person, material, machine, process, and others. All of the causes are filled out and the output is the problem. All of the causes are scored by the core team and priority is defined which may be supported by using the Pareto diagram. As a result of this effort, an action list is created to analyze the results. In Figure 4. The root cause analysis structure is indicated.

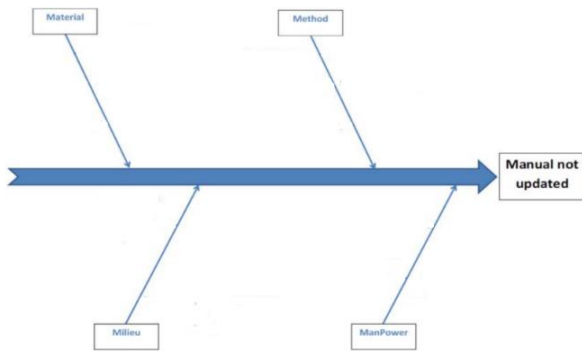


Figure 4. The Fishbone Root Cause Analysis Structure [12]

2.2.3 Fault Tree Analysis Methods

The fault tree is used to extend related potential causes for the different events and conditions. The events which cause the undesired outcomes are inquired as ‘why’ and potential causes and the causes are classified as proximate cause, intermediate cause and the root cause [13]. In Figure 5, the Fault tree instance is shown which potential causes are evaluated with the related events and may be eliminated from the table.

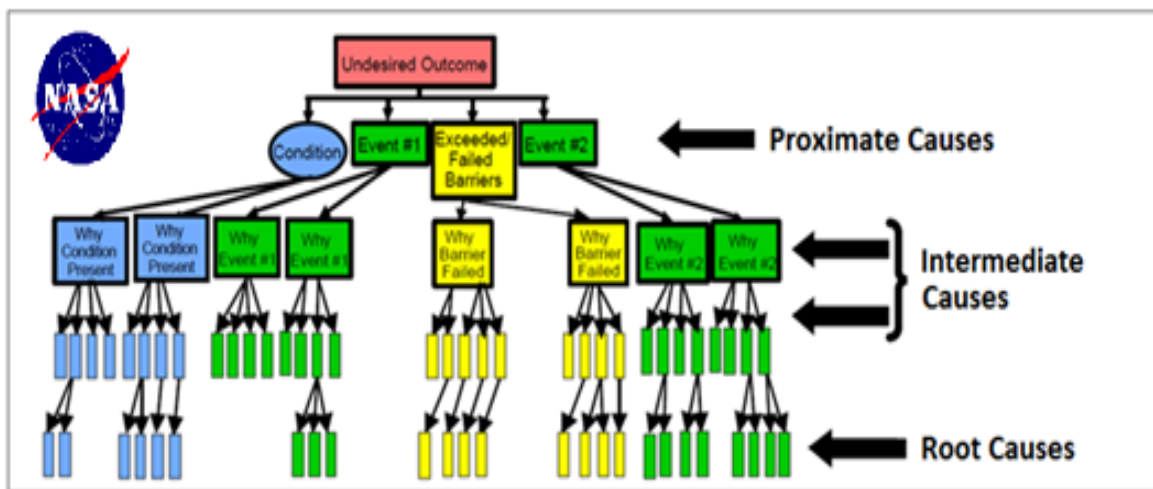


Figure 5. Fault Tree Analysis Structure [13]

Root causes are systemic problems or global factors located at the bottom of the tree. The contributing factors are sometimes left on the tree to show all factors that affected the event. Contributing factor means an event or condition that may have contributed to the probability of an outcome which isn't hoped but, if it was modified or disappeared, wouldn't by itself have impeded the probability. The fault tree analysis root cause method is preferred when there are several inputs, parameters, and events concerning conditions [13]. Consequently, this method identifies possible causes and different levels of occurrence.

2.2.4 Bow-Tie Method

The bow tie method is used commonly as a root cause analysis which defines the causes and consequences. The event is located in the middle of the causes and consequences. The causes are classified as basic and immediate causes. Basic causes are coming from personal and job factors; immediate factors are about acts and conditions. The causes and consequences are specialized by this method. Consequences are also classified as immediate and ultimate consequences. In Figure 6. The bow tie method is indicated as schema.

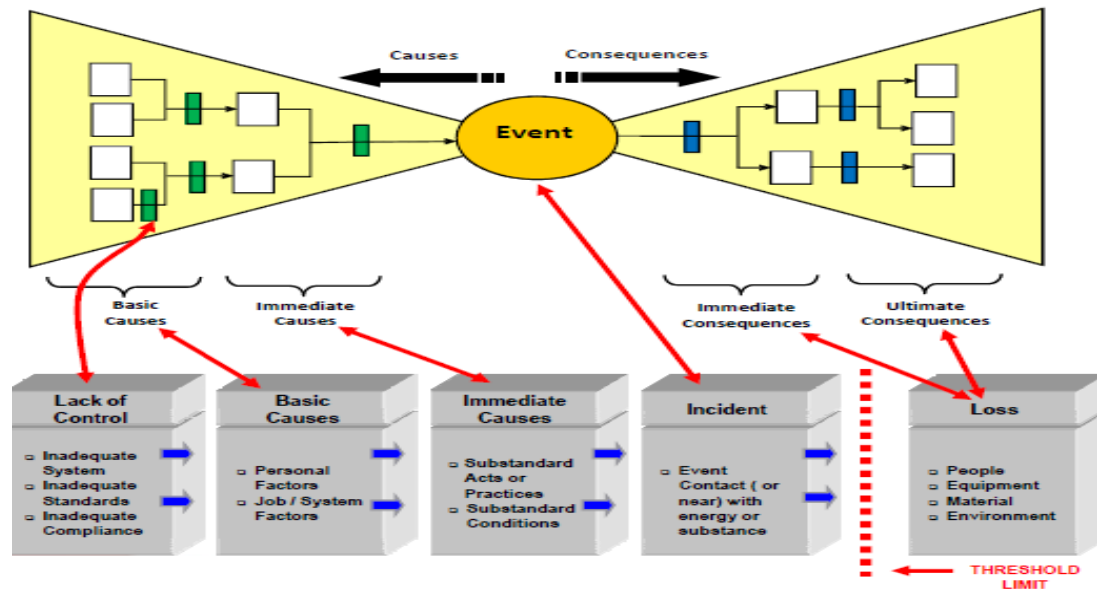


Figure 6. The Bow-Tie Analysis Method [14]

The bow tie method defines the risks and threats which present to taken preventive actions before the risk is realized as a proactive solution. These steps are used for the method of the bow tie as follows.

1. Definition of the dangers
2. Definition of non-desired conclusions
3. Definition of threats
4. Determine the outputs
5. Define preventive actions
6. Determine the factors of escalations.

The bow tie analysis method may be combined also with the Swiss Barrier model. Identifying the barriers is the most crucial to the bow tie method. It makes the create relations between all potential causes and risks. This is so beneficial to find out more deep outcomes of each part of safety and reliability in an organization. [14]

2.2.5 8D Method

The 8D is sometimes also referred to as Ford TOPS 8D, 8D, and Global 8D. This methodology is preferred for many industries particularly for the automotive sector. It is used like standardized process generally. It encourages to work together to solve problems with using 8 steps of the method to approach potential causes and effects. It is so efficient to define root causes and determine the permanent corrective actions. There are plenty of

report to provide noncurrence of common problems with this method. The method consists of the process schema, cause and effect diagram, Pareto analysis and the other root cause analysis methods which are mentioned in this study. 8D is used to find the root cause and optimize all the duration to take long term actions. There are 8 pcs steps for the method [15].

1. Notify the Awareness: This is the first step of the method that creates awareness of the related people.
2. Describe the Problem: To identify the problem, the 8D team provides to take as much information as possible from the external resources or the customer, which requires the first analysis performed in the problem-solving process. During the depicting the problem 5-Why analysis can be used with Pareto diagram to prioritize the points.
3. Implement and Verify Short Term Corrective Actions: In order to sustain the process, the short term corrective actions are defined and taken.
4. Define and Verify Root Cause Analysis: This step is so critical to defining corrective actions. The root cause analysis methods should be used considering the majority level of the problem. Cause and effect diagrams, Pareto analysis may be created to support all of the efforts.

5. Verify Corrective Actions: The defined corrective action should be verified by some measurements. Typical statistical methods are called as Statistical Process Control, Process Capability (cp), Process Capability Index (Cpk), histograms and Pareto analyses. A permanent action to be taken in the process to solve problem which is checking whether the complaint of customer brings about any modifications to the scope in the FMEA (Failure Mode and Effects Analysis) to check related documents and records.
6. Measuring of Effectiveness: In this step, comprises measuring the effectiveness of defined permanent corrective action and ensure if it is appropriate to solve the problem, but if it is considered for the aviation industry, the measuring period may be longer than one year based on the production volumes and risk classifications.
7. Prevent Recurrence: The 8D team analyses in this phase to be ensured whether the potential causes of the problem are executed or not.
8. Conclusion: In the scope of step, the conclusions of taken permanent actions are evaluated. The team traces and ensures solving of the complaint permanently with each steps of the method. All objective evidences shall be recorded as lessons learned to support next potential failures and problems. The team is congratulated for the success of this work [15].

3. Results and Discussions

The common root cause analysis methods which have been used for the aviation sector were surveyed and classified considering the criticality of the failures. These methods are so crucial in the purpose of sustaining the know-how and reflect the detections as lessons learned for new designs. Furthermore, the instances are supported by famous manufacturer aviation companies and related researchers.

When a nut design is considered as an aviation part, for instance, this part design shall be evaluated in terms of form, fit and function. The form refers to its construction and convenience for installation and serviceability.

The fit refers to dimensional features related to form and indicates the compatibility of the part on the assembly surface.

The function refers to its structure which is the main reason for the usage of it. For instance, the nut isn't used only for assembly of the shaft, it may also balance dynamic stress with keeping durability.

These fundamental terms are so crucial for the designation phase of aviation parts. These terms support to sustain Design FMEA during the development phase and it makes the detect root cause easier when any problem occurs with using an appropriate problem-solving process.

4. Conclusions

The commonly used root cause analysis methods that belong to aviation parts are consolidated in this investigation to classify them based on the criticality levels of the problems. Especially; aviation regulations and the studies of famous producers from the aviation were examined. (EASA, CAA, Boeing, Lockheed Martin, etc.) It is understood that the root cause analysis methods both support solving the problems properly with less time due to prevent recurrency and sustaining the know-how extension of the producers for every sector. This paper points out selecting the right root cause analysis methods against the criticality level of the problems is so crucial. Thereby, in the light of this review research, the methods are classified and indicated in Figure 7 as a result, It is indicated for the researchers. For the minor issues, the 5 Whys method is preferred, but for the solutions of major problems, the Fishbone method is used, as well the fault tree is preferred when the preventive actions would be defined.

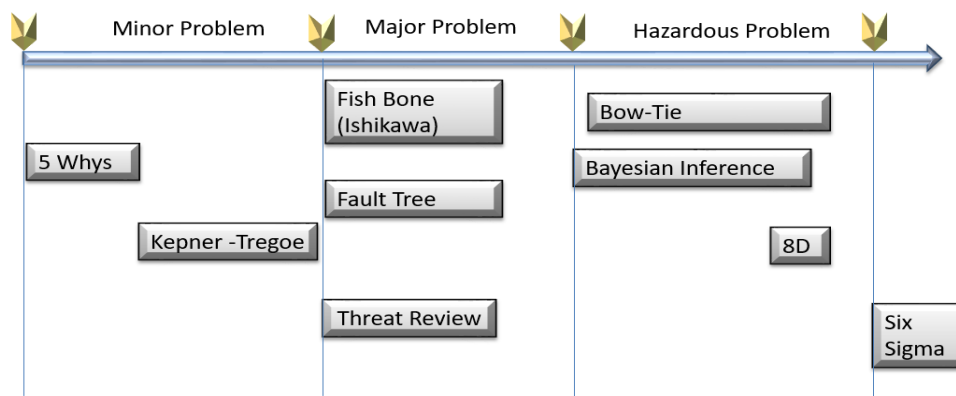


Figure 7. The Root Cause Analysis Methods Based on The Criticality of Problems

5. Nomenclature

- FAA: Federal Aviation Administration
- CAA: Civil Aviation Authority
- NASA: National Aeronautics and Space Administration
- EASA: European Aviation Safety Agency
- NATO: North Atlantic Treaty Organization
- ACT: Accident Causation Tree
- SCW: Swiss Cheese Model
- FMEA: Fault Mode and Effect Analysis

Ethical Approval

Not applicable.

References

[1] Washington A. and et al, ‘‘Adoption of a Bayesian Belief Network for the System Safety Assessment of Remotely Piloted Aircraft Systems’’, Safety Science vol:118, 654–673, 2019.

[2] Freitas M., Infante V., Baptista R., ‘‘Failure analysis of the nose landing gear axle of an aircraft’’, Engineering Failure Analysis vol:101 113–120, 2019

[3] Silveira E., Atxaga G., Erauzkin E. and Irisarri A.M. ‘‘Study on the root causes for the premature failure of an aircraft turbine blade’’, Engineering Failure Analysis vol:16, 639–647,2009.

[4] Rabcan J. and et. Al. ‘‘Non-destructive diagnostic of aircraft engine blades by Fuzzy

Decision Tree’’, Engineering Structures vol:197, 109396, 2019.

[5] Fröhling R., Spangenberg U., Reitmann E., ‘‘Root cause analysis of locomotive wheel tread polygonisation’’, Wear 432–433 102911, 2019.

[6] Suresh P.M., Mruthunjaya M. ‘‘Root Cause Analysis of Forges Spline Yoke Shaft Using Finite Element Method’’, Materials Today: Proceedings vol:5 p. 23491–23498, 2018.

[7] Wang J.et. al., ‘‘Root-cause analysis of occurring alarms in thermal power plants based on Bayesian networks, Electrical Power and Energy Systems’’ vol:103 p.67–74, 2018.

[8] Bhattacharjee R.M, Dash A.K., Paul P.S, ‘‘A root cause failure analysis of coal dust explosion disaster- Gaps and lessons learnt’’. Engineering Failure Analysis, Article in press.

[9] Lockheed Martin, ‘‘ The Root Cause Analysis and Corrective Action’’ <https://www.lockheedmartin.com/> [26.03.2019].

[10] Quality Management and Training Limited ‘‘Mini Guide to Root Cause Analysis <https://www.qmt.co.uk/> p.1-15, [28.04.2019].

[11] EASA Parts Regulation; M.A.619(c) - M.A.716(c) - M.A.905(c) - 145.A.95(c) - 147.A.160(c) - 21.A.125B(c) - 21.A.158(c)

- [12] Lillywhite M. and Dyer P. "Root Cause Analysis, Publication of Civil Aviation Authority Publications p. 1-35, 2016.
- [13] Chief Engineers Office and Office of Safety&Mission Assurance, "Root Cause Analysis Overview", Nasa Publication, p. 1-31, 2003.
- [14] Ruijter A. and Guldenmund F. "The bowtie method: A review", Safety Science vol: 88, p. 211-218, 2016.
- [15] Kumar T.S.M and Adaveesh B., Application of "8D Methodology for the Root Cause Analysis and Reduction of Valve Spring Rejection in a Valve Spring Manufacturing Company: A Case Study", Indian Journal of Science and Technology, vol 10 p. 1-1, 2017.
- [16] EASA Part Regulation; M.A.905(c)

Application of HFACS to the Nighttime Aviation Accidents and Incidents

Bilal KILIÇ^{1*}, Ercan GÜMÜŞ²

¹ Faculty of Aviation and Aeronautical Sciences, Özyegin University, Istanbul, Turkey

² Istanbul, Turkey

Abstract

Commercial aviation accidents and incidents are more prevalent at the certain times of the day. Operational problems (e.g., night vision, flash blindness, black hole illusion, and reflection) faced by pilots while performing nighttime flights pose threats to flight safety. The present paper aims to examine the contributing factors to commercial aviation accidents occurred at night. In this paper, accident reports of 30 commercial airplane crashes occurred over the past five years were analyzed. The contributing factors of those accidents were examined by using HFACS (Human Factors Analysis and Classification System). The relative importance of the causal factors was determined. Literature reviews have indicated that no study has examined the causality of nighttime commercial aircraft accidents by using HFACS as a framework. It was found that physical environment was the most significant causal factor. Skill-based errors were second-highest contributing factors. Perceptual errors and decision errors were ranked as third-highest causal factors. We believe that our results may be useful for reducing the chances of human error and raising safety standards of commercial airline operations.

Keywords: HFACS, Human Factors, Night Flight, Accident Investigation, Commercial Aviation

1. Introduction

Commercial aviation industry has undergone a tremendous growth after the first jet airliner British de Havilland Comet started to operate in 1952 [1]. The last two decades has seen the rapid development of the commercial jetliner area. In 2007, the largest jetliner in the World, Airbus A380 entered into service which is capable of carrying

more than 800 passengers [2][3]. In 2011, the first Boeing 787 was delivered to All Nippon Airways (ANA) [4]. In parallel with these recent developments in aviation, the safety records for commercial aviation have not shown an improvement. The number of commercial aircraft

Corresponding Author: Dr. Bilal KILIÇ bilal.kilic@ozyegin.edu.tr

Citation: Kilic, B. and Gumus, E. (2020). Application of HFACS to the nighttime aviation accidents and incidents, J. Aviat. 4 (2), 10-16.

ORCID: ¹ <https://orcid.org/0000-0002-3773-6682>, ² <https://orcid.org/0000-0001-6052-6491>

DOI: <https://doi.org/10.30518/jav.740590>

Received: 21 May 2020 **Accepted:** 23 December 2020 **Published (Online):** 28 December 2020

Copyright © 2020 Journal of Aviation <https://javsci.com> - <http://dergipark.gov.tr/jav>



This is an open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution 4.0 International Licence

crashes remains stubbornly high. A large and growing body of literature has investigated the causality of commercial aircraft accidents.

A number of studies have revealed that there are several contributing factors affecting nighttime flight operations such as stress, anxiety, night vision, and flash blindness [5][6]. However, to the best of authors knowledge, there have been no report so far examining the causality of commercial airplane accidents occurred at night by using HFACS as an analytical framework.

1.1. Commercial Air Carrier Accidents

Investigating commercial air carrier accidents is a major area of interest within aviation industry. Recent catastrophic events in commercial aviation have heightened the need for the comprehensive analysis of past events (e.g., mishaps, incidents, and accidents) [7][8]. Recent evidence suggest that accident statistics recorded an increase in the number of accidents over the previous five years [9].

It has been reported that several contributing factors including weather, system/equipment malfunction, human error, and organizational factors give rise to accidents and incidents in commercial aviation [10] as well as in general aviation [11]. Among these contributing factors, human error is associated with the largest portion of commercial air carrier accidents (more than 75%) [12][13][14]. Upon closer examination of human factors, pilots are subject to several external conditions such as stress, hypoxia, circadian rhythm disruptions, venous thromboembolism which impede their performance and may give rise to errors, violations made by pilots and unwanted occurrences (e.g., near-miss, accidents and hull-loss) [15][16][17].

Among the above-mentioned preconditions which result in errors and violations, operational problems experienced by pilots while performing flight operation at night are at the heart of our understanding of causality of nighttime operations. According to the NTSB aviation accident database, 16 of the 1013 commercial air accidents occurred at night (Table-1).

Table 1. Number of nighttime accidents over the past five years [18]

Type of Operation	Accident	Incident
Part 121: Air Carrier	16	13
Part-91: General Aviation	849	10
Part 135: Air Taxi &Commuter	76	8
Part 103: Ultra-Light	0	0
Part 129: Foreign	3	2
Part-137: Agricultural	21	0
Part 125: 20+ Pax, 6000+ lbs.	1	0
Part 133: Rotorcraft Ext. Load	5	0
Non-US, Commercial	2	1
Others	40	15
All	1013	49

1.2. Night Flight

Night flying is one of the normal phases of flight. Aircraft systems (e.g., hydraulics, avionics, and bleed systems) are capable of functioning within normal parameters day and night. However, pilots are affected negatively by some challenging conditions (e.g., adverse physiological states such as night vision difficulties, spatial disorientations, circadian rhythm disruptions, and fatigue) [19][20] and environmental states such as night illusions, lack of ground aids and lighting systems [21][22].

Furthermore, it has been claimed that pilots experience heavy workload, reduced situational awareness (SA) and they have poor performance in night conditions [23][24]. Leland suggested that annually around 16% of general aviation crashes occurs due to spatial disorientation and loss of SA and he added 90% of these crashes result in fatality [25]. All these difficulties caused increased single pilot IFR nighttime accident rate by almost eight times compared to daytime accident rate [26].

In 1999, Khatwa and Helmreich analyzed all worldwide Approach and Landing Accidents

between 1980-1996. They found that the accident rate at night was almost threefold of those at daytime [27]. They also found in the same study, at least 25 percent of all accidents happened due to lack of ground aids. In spite of visual ground aids (e.g. precision approach path indicator and visual approach slope indicator) pilots experience visual spatial disorientations such as black hole illusion (BHI)[23]. In 2007, Gibbs mentioned that pilots, who experienced BHI, are tend to descent deeper and fly the approach lower than normal which may result in an inadvertent flight into terrain (CFIT) [28].

In another study, it has been suggested that flight rules are different for day and night and flying under visual flight rules (VFR) at night is more dangerous than flight under the instrument flight rules (IFR) due to lack of visual performance [25]. All these studies have proved that night flight needs more concentration and attention as well as good planning.

1.3. HFACS Model

HFACS is an analytical framework to investigate accidents and incidents not only in aviation[29][30][31], but also in maritime [32], healthcare [33], and railway industries [34].

HFACS model is attracting widespread interest due to its applicability to accidents and incidents.

It is a comprehensive framework that includes four levels (Level-1: The unsafe acts, Level-2: Preconditions for unsafe acts, Level-3: The unsafe supervision, and Level-4: Organizational influences). It uses taxonomies of active (Level-1 and Level-2) and latent failures (Level-3 and Level-4). Namely, the contributing factors of accidents and incidents are classified under four levels and nineteen subgroups (Figure 1).

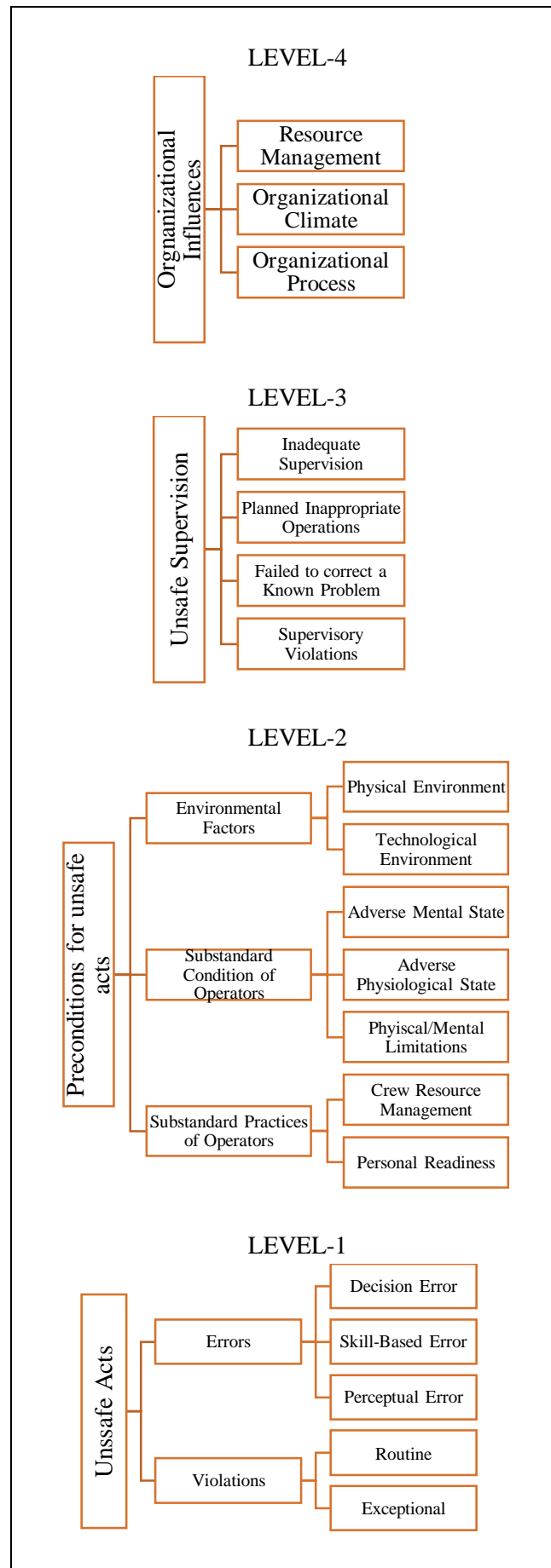


Figure 1. The HFACS Framework

2. Methodology

The data of commercial aircraft accidents occurred at night over the past decade was acquired from the NTSB accident and incident database. For the selection of accidents and incidents, the following criteria were used;

- Type of Occurrence: Accident & Incident
- Operation: Part121- Commercial Air Carrier
- Aircraft Category: Airplane
- Report Status: Probable Causes
- Injury Severity: Fatal & Non-fatal

It was decided that the best method to adopt for this study was to use codes. Coding of contributing factors was carried out by using two codes (0 was used for the absence and 1 for the presence of the subheadings of the HFACS framework). Only contributing factors identified by NTSB were used for the analysis. The data analysis was accomplished by implementing an excel spreadsheet.

3. Results and Discussion

In this study, we identified 67 contributing factors of 30 nighttime commercial air carrier accidents occurred over the past five years. Statistical results of this study are demonstrated by tables and graphics. Table 2 presents obtained statistical results.

Our findings revealed that the majority (63,33%) of the accidents and incidents are associated with physical environment (e.g., severe turbulence, clear air turbulence, and wake turbulence) which is the most significant causal factor contributing to nighttime commercial air carrier accidents. This is very much in line with previous results [29]. It was also shown that the second significant (33,33%) contributing factor is skill-based errors. This is in complete agreement with previous findings [29][30].

Contrary to expectations, we found that perceptual errors are associated with only 26,66 percent of the nighttime commercial air carrier accidents. It is the third significant causal factor of accidents and incidents analyzed in this study. However, our results lend support to support previous findings in the literature [29]. We were surprised to find that only 3,33 percent of the

accidents examined in this study is associated with adverse mental state such as distraction due to degraded sensory abilities (e.g., poor vision). This finding significantly differs from previous results reported in the literature [29].

Table 2. The percentages of contributing factors by HFACS

HFACS Sub-categories	Frequency	% of all accidents
Decision Error (L1)	8	26,66
Skill-Based Error (L1)	10	33,33
Perceptual Errors (L1)	8	26,66
Routine Violations (L1)	2	6,66
Exceptional Violations (L1)	5	16,66
Physical Environment (L2)	19	63,33
Technological Environment (L2)	4	13,33
Adverse Mental State (L2)	1	3,33
Adverse Physiological State (L2)	1	3,33
Physical/ Mental Limitations (L2)	1	3,33
CRM (L2)	6	20
Personal Readiness (L2)	0	0
Inadequate Supervision (L3)	1	3,33
Planned inappropriate Operations (L3)	0	0
Failed to correct a known problem (L3)	0	0
Supervisory Violations (L3)	0	0
Resource Management (L4)	1	3,33
Organizational Climate (L4)	0	0
Organizational Process (L4)	0	0
Total	67	100,0

Note: L1, L2, L3, and L4 denote levels of subcategories in the HFACS framework.

We believe that the rate of nighttime commercial aircraft accidents due to perceptual errors is lower than those of general aviation aircraft accidents since the commercial jetliners are equipped with advanced aircraft systems (e.g., ground proximity warning systems, traffic collision avoidance systems). These advanced systems help pilots to prevent errors due to night illusions, spatial disorientations, and night vision difficulties.

Most of the accidents ($N=16$) examined in this study occurred during descent (26,7%) and ground operation (26,7%) (Figure 2). Furthermore, number of occurrences ($N= 5, 16,6%$) during the approach and landing that confirmed out findings was appreciable. This number is slightly lower than the value we expected because of the same reason as we discussed above for the low rate of perceptual errors.

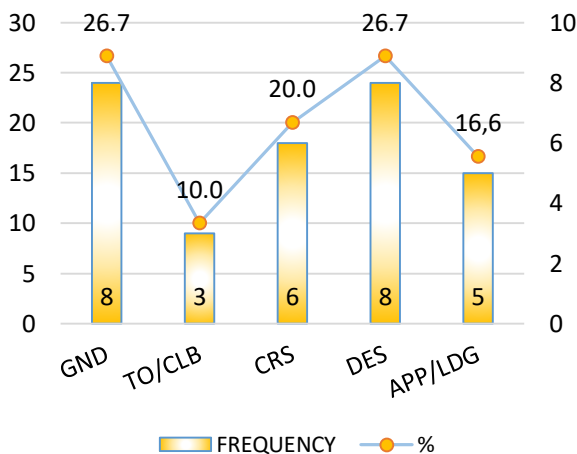


Figure 2. Phase of flight when occurrences happened

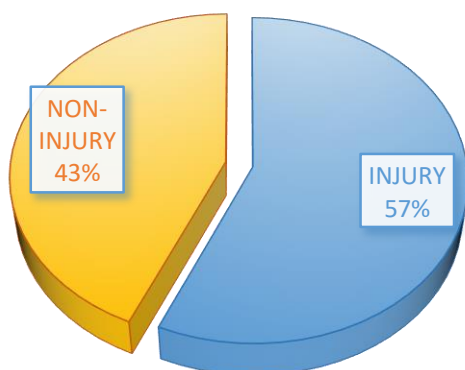


Figure 3. Nighttime Commercial Air Carrier Accidents Injury Statistics

The pie chart above shows the percentages of injuries and fatalities in accidents investigated in this study. 43 percent of accidents contributed to injuries. The most remarkable result emerge from the data is that there were no fatalities in these accidents (Figure 3).

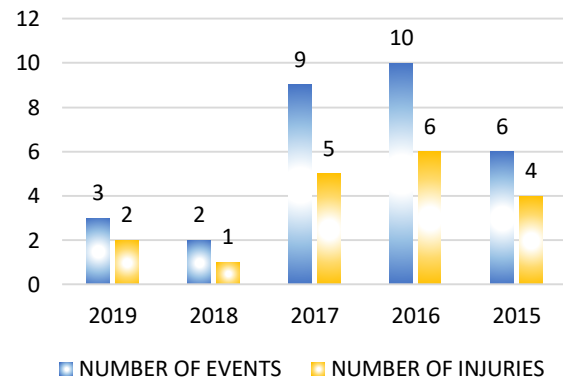


Figure 4. Number of occurrences per year and annual number of injuries

The majority of the accidents ($N=10$) and incidents occurred in 2016. The number of accidents and injuries have shown a decrease over the past five years (Figure 4).

4. Conclusion

This study set out to determine the contributing factors of nighttime commercial air carrier accidents. To the best of our knowledge, no study has examined examining the causality of commercial air carrier accidents and incidents occurred at night.

In summary, we were able to demonstrate that the most significant contributing factors of nighttime commercial air carrier accidents were physical environment, skill-based errors, and decision and perceptual errors in descending order. The results of this investigation show that there are several causal factors underlying nighttime commercial air carrier accidents and they did not occur just due to perceptual errors.

This work adds to a growing body of literature on HFACS and nighttime accidents. Further research might investigate the causality of nighttime general aviation accidents.

The present findings might help to have important implications for preventing similar occurrences in the future.

Acknowledgement

We gratefully acknowledge the NTSB for providing the Aviation Accident Database which is the official repository of aviation accident data and causal factors.

Ethical Approval

Not applicable.

References

- [1] R. Hollingham, “The British airliner that changed the world,” *BBC Future*, 2017. <https://www.bbc.com/future/article/20170404-the-british-airliner-that-changed-the-world>. [Accessed: 23-Oct-2020].
- [2] G. Norris, *Airbus A380: Superjumbo of the 21st Century*. Motorbooks International, 2005.
- [3] Wikipedia, “Airbus A380,” 2020. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_A380. [Accessed: 23-Oct-2020].
- [4] The Associated Press, “Boeing delivers first 787,” 2011. <http://www.cbc.ca/news/business/boeing-delivers-first-787-1.1112430>. [Accessed: 23-Oct-2020].
- [5] B. Kilic, “An analysis of critical factors affecting night flight training using DEMATEL,” in *THE 4th INTERNATIONAL AVIATION MANAGEMENT CONFERENCE*, 2019, p. 236.
- [6] V. B. Nakagawara, R. W. Montgomery, and K. J. Wood, “Aircraft accidents and incidents associated with visual effects from bright light exposures during low-light flight operations,” FAA Civil Aerospace Medical Institute, Washington, D.C., 2006.
- [7] R. Moura, M. Beer, E. Patelli, J. Lewis, and F. Knoll, “Learning from accidents: Interactions between human factors, technology and organisations as a central element to validate risk studies,” *Saf. Sci.*, vol. 99, pp. 196–214, 2017.
- [8] E. Kim and M. Rhee, “How airlines learn from airline accidents: An empirical study of how attributed errors and performance feedback affect learning from failure,” *J. Air Transp. Manag.*, vol. 58, pp. 135–143, 2017.
- [9] ICAO, “ICAO Safety Report 2019,” 2019.
- [10] A. Y. Daramola, “An investigation of air accidents in Nigeria using the Human Factors Analysis and Classification System (HFACS) framework,” *J. Air Transp. Manag.*, vol. 35, pp. 39–50, 2014.
- [11] B. Kilic, “HFACS Analysis for Investigating Human Errors in Flight Training Accidents,” *J. Aviat.*, vol. 3, no. 1, pp. 28–37, 2019.
- [12] ICAO, “Human Factors Digest: Investigation of Human Factors in Accidents and Incidents,” Montreal, 1993.
- [13] B. Kilic and S. Soran, “How Can an Ab-Initio Pilot Avert a Future Disaster: A Pedagogical Approach to Reduce The Likelihood of Future Failure,” *J. Aviat.*, vol. 3, no. 1, pp. 1–14, 2019.
- [14] B. Kilic, *Aircraft Accident Investigation: Learning from Human and Organizational Factors*, 1st ed. Istanbul: Nobel Akademik Yayıncılık, 2020.
- [15] B. Kilic and S. Soran, “Awareness level of airline pilots on flight-associated venous thromboembolism,” *Aerosp. Med. Hum. Perform.*, vol. 91, no. 4, pp. 1–5, 2020.
- [16] D. Silverman and M. Gendreau, “Medical issues associated with commercial flights,” *Lancet*, vol. 373, no. 9680, pp. 2067–2077, 2009.
- [17] B. Kilic and C. Ucler, “Stress among ab-initio pilots: A model of contributing factors by AHP,” *J. Air Transp. Manag.*, vol. 80, no. March, p. 101706, 2019.
- [18] NTSB-National Transportation Safety Board, “Aviation Accident Database & Synopses,” 2019. https://www.nts.gov/_layouts/ntsb.aviation/index.aspx. [Accessed: 23-Oct-2020].
- [19] M. Martinussen and D. R. Hunter, *Aviation Psychology and Human Factors*, vol. 53, no. 9. London and Newyork: CRC Press, 2010.
- [20] B. Kilic, “Fatigue Among Student Pilots,” *Aerosp. Med. Hum. Perform.*, vol. 92, no. 1, pp. 1–5, 2021.
- [21] FAA, *Airplane Flying Handbook*. U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2016.
- [22] B. BÉKÉSI, “Night flight operations introduction,” in *Repüléstudományi Közlemények 2010. április 16.*, 2010.
- [23] J. R. Davis, R. Johnson, J. Stepanek, and J.

- A. Fogarty, *Fundamentals of Aerospace Medicine*, Fourth Edi. Lippincott Williams & Wilkins, 2008.
- [24] J. Saleem and B. Kleiner, “The effects of nighttime and deteriorating visual conditions on pilot performance, workload, and situation awareness in general aviation for both VFR and IFR approaches,” *Int. J. Appl. Aviat. Stud.*, vol. 5, pp. 107–120, 2005.
- [25] R. Leland, “Night VFR... An Oxymoron?,” *J. Aviat. Educ. Res.*, vol. 9, no. 1, p. 3, 1999.
- [26] C. Bennett and M. Schwirzke, “Analysis of accidents during instrument approaches,” *Aviat. Sp. Environ. Med.*, vol. 63, no. 4, pp. 253–261, 1992.
- [27] R. Khatwa and R. L. Helmreich, “Flight safety foundation approach-and-landing accident reduction task force - Analysis of critical factors during approach and landing in accidents and normal flight: Data acquisition and analysis working group final report,” in *1999 World Aviation Conference October 19-21, 1999 San Francisco, CA*, 1999.
- [28] R. Gibb, R. Schvaneveldt, and R. Gray, “Visual misperception in aviation: Glide path performance in a black hole environment,” *Hum. Factors*, vol. 50, no. 4, pp. 699–711, 2008.
- [29] B. Kilic, “The Analysis of Hot-Air Balloon Accidents by Human Factor Analysis and Classification System,” *J. Aeronaut. Sp. Technol.*, vol. 13, no. 1, pp. 17–24, 2020.
- [30] C. A. Havle and B. Kılıç, “A hybrid approach based on the fuzzy AHP and HFACS framework for identifying and analyzing gross navigation errors during transatlantic flights,” *J. Air Transp. Manag.*, vol. 76, pp. 21–30, 2019.
- [31] B. Kilic and S. Gundogdu, “Human Factors in Air Cargo Operations: An Analysis Using HFACS,” *J. Aviat. Res.*, vol. 2, no. 2, pp. 101–114, 2020.
- [32] C. Chauvin, S. Lardjane, G. Morel, J. P. Clostermann, and B. Langard, “Human and organisational factors in maritime accidents: Analysis of collisions at sea using the HFACS,” *Accid. Anal. Prev.*, vol. 59, pp. 26–37, 2013.
- [33] T. Diller, G. Helmrich, S. Dunning, S. Cox, A. Buchanan, and S. Shappell, “The Human Factors Analysis Classification System (HFACS) Applied to Health Care,” *Am. J. Med. Qual.*, vol. 29, no. 3, pp. 181–190, 2014.
- [34] Q. Zhan, W. Zheng, and B. Zhao, “A hybrid human and organizational analysis method for railway accidents based on HFACS-Railway Accidents (HFACS-RAs),” *Saf. Sci.*, vol. 91, pp. 232–250, 2017.

Evaluation of Cross-Section and Wing Length in Free Vibration Analysis of Aircraft Wings

Savaş EVRAN^{1*}, Mustafa KURT², Arzu KURT³

^{1,3} Canakkale Onsekiz Mart University, Faculty of Canakkale Applied Sciences, Department of Energy Management, Canakkale, Turkey

² Canakkale Onsekiz Mart University, Faculty of Arts and Sciences, Department of Physics, Canakkale, Turkey

Abstract

This study presents the numerical free vibration analysis of aircraft wings created using different airfoil cross sections such as NACA 0009, NACA 2424, and NACA 4415. Aircraft wings were made of different lengths. Numerical frequency analyses were conducted Taguchi L9 orthogonal array with two control factors including three levels and so nine numerical modal analyses were performed. Airfoil cross sections and lengths of aircraft wings were used as the first and the second control factors. To detect the control factors with optimal levels, analysis of signal-to-noise (S/N) ratio was employed. In addition, analysis of variance (ANOVA) at the 95 % confidence level was implemented to carry out percent contributions of airfoil cross sections and lengths of aircraft wings on free vibration. As can be summarized from this study, the maximum free vibration behavior was obtained by using NACA 2424 wing profiles with a length of 5 meters. Also, the most dominant control factors were found to be airfoil type with 85.21 % effect and wing length with 12.87 % effect, according to ANOVA.

Keywords: Airfoil, Free vibration, ANSYS, Taguchi Method

1. Introduction

Aircraft wings are generally modelled using airfoil cross sections. Each airfoil has different profile and thus aircraft wings created using various airfoil cross section can show differences on free vibration characteristics. A lot of aircraft wings and blades were usually designed based on National Advisory Committee for Aeronautics (NACA). There are many studies including the aircraft wings,

NACA cross sections. Bayraktar and Demirtaş [1] investigated the free vibration of a NACA 4415 airfoil profiled wing as a cantilever beam using theoretical and numerical methods for different modes. Eken [2] presented the model analysis of composite aircraft wings created in accordance with thin-walled beams which have NACA airfoil sections. Tenguria et al. [3] analyzed the free

Corresponding Author: Savaş EVRAN sevrans@comu.edu.tr

Citation: Evran S., Kurt M, Kurt A. (2020). Evaluation of Cross-Section and Wing Length in Free Vibration Analysis of Aircraft Wings J. Aviat. 4 (2), 17-24.

ORCID: ^{1*}<https://orcid.org/0000-0002-7512-5997>, ²<https://orcid.org/0000-0002-5021-992X>, ³<https://orcid.org/0000-0003-3196-100X>

DOI: <https://doi.org/10.30518/jav.778273>

Received: 8 August 2020 **Accepted:** 26 September 2020 **Published (Online):** 28 December 2020

Copyright © 2020 Journal of Aviation <http://javsci.com> - <http://dergipark.gov.tr/jav>



This is an open access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution 4.0 International License

vibration characteristic for blade of horizontal axis wind turbine and they also used NACA 634-221 model. Alabaş et al. [4] evaluated the impact of cavity structure on the NACA 0018 wing profile using computational fluid dynamics. Bakirci et al. [5] analyzed the aerodynamic performances of NACA 23012 and NREL S809 wing sections using computational fluid dynamics based on ANSYS software. Doğru et al. [6] examined increasing the aerodynamic performance of the NACA 4412 using the replaceable wing profile during flight. Rubel et al. [7] presented aerodynamics analysis of NACA 0015 airfoil using numerical and experimental methods. Durhasan [8] presented the numerical analysis of the impact of flow suction at trailing side in accordance with aerodynamic performance of NACA 0015 airfoil using ANSYS software. Oktay and Kanat [9] examined the aerodynamic influences of a suction channel on NACA 4412 wing using ANSYS software. As can be seen above mentioned open literature, there are many studies about NACA sections and airfoils. However, there is no study about investigation of airfoil sections and aircraft wings made of metal on numerical free vibration analysis for the first mode using ANSYS Parametric Design Language (APDL) software according to Taguchi L9 orthogonal array which has two control factors with three levels. In literature, Taguchi method [10-13] and finite element software ANSYS [10-14] were used in many studies including free vibration analysis. In addition, the signal-to-noise

(S/N) ratio and variance analyses in this study were implemented to determine the effects of control factors and their percent contributions on natural frequency responses.

2. Materials and Methods

Aircraft wings are generally produced using high strength lightweight materials. Metal and composite materials can be shown as some of these materials. Aluminum material has the high strength and low weight [15]. In the study, aircraft wings were modelled using Aluminum (Al). The properties such as Young's module (E) and density (ρ) for metal were presented in Table 1.

Table 1. Material Properties [16]

Material	Properties		
	E (N/m ²)	ν (-)	ρ (kg/m ³)
Aluminum (Al)	70 x 10 ⁹	0.3	2707

In the statistical analysis, Taguchi method was used based on L9 orthogonal array. The array consists of two control factors. Each control factor includes three different levels. The first control factor was considered as airfoil types and cross sections of these airfoil were determined as NACA 0009, NACA 2424, and NACA 4415. Airfoil data were taken from Airfoil Tools [17].The second control factor was employed as wing lengths. The control factors and their levels were indicated in Table 2.

Table 2. Airfoil cross section and wing length at different levels

Control Factors	Symbol	Unit	Levels		
			Level 1	Level 2	Level 3
Airfoil Cross Section	A	-	NACA 0009 [17]	NACA 2424 [17]	NACA 4415 [17]
Wing Length	B	meter	5.0	5.5	6.0

In order to obtain the maximum frequency data of aircraft wings at the first mode, analysis of signal-to-noise (S/N) ratio were conducted using Minitab 15 statistical software in accordance with “the larger is better” quality characteristic as described in Equation 1 [18].

$$(S/N)_{HB} = -10 \cdot \log \left(n^{-1} \sum_{i=1}^n (y_i^2)^{-1} \right) \quad (1)$$

in here, n indicates the number of finite element analysis in a trial and y_i designates ith data evaluated.

3. Numerical Analysis

In modelling, three different cross sections of airfoils such as NACA 0009, NACA 2424, and NACA 4415 were used. Cross sections of airfoils were generated using numerical code of X, and Y coordinate locations for two dimensions. 2-D aircraft wings were created by SolidWorks software using airfoil sections. After that, 3-D structure was modelled using SolidWorks software. Airfoil cross sections were indicated in Figure 1 [17].

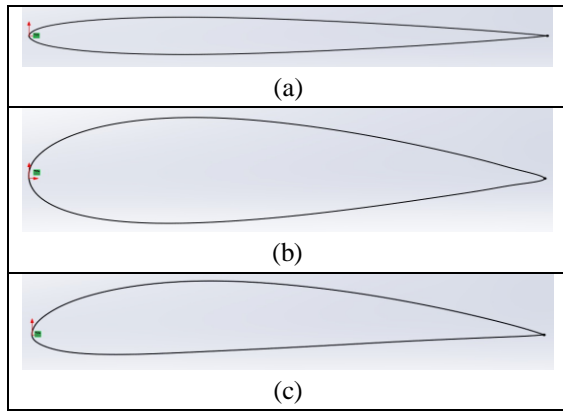


Figure 1. Airfoil cross sections [17] a) NACA 0009, b) NACA 2424, and c) NACA 4415 [17]

The airfoil data were taken from Airfoil Tools [17]. In modelling, the chord length was evaluated as 1 in meter. Wing lengths were used to be 5, 5.5 and 6 in meter. Aircraft wings were considered as cantilever beams which is clamped at one end and

free at the other end. Each wing was modelled using (Al) metal material. In finite element analysis, ANSYS APDL software was used for free vibration analysis. As element type, 3-D 20-Node Structural Solid named SOLID186 that displays quadratic displacement behavior was employed and it is described by twenty nodes with three degrees of freedom each node: translations for the nodal x, y, and z directions [19]. Block Lanczos was employed as extraction method. Problem dimensionality was decided as 3-D. UX, UY, and UZ were utilized as degrees of freedom. Thus, UX = UY = UZ was determined to be 0 for clamped edge while UX = UY = UZ was claimed to be zero for free end. The cantilever aircraft wing was illustrated in Figure 2a while the structural solid geometry, node positions, and the coordinate system of element for SOLID186 element type were presented in Figure 2b [19].

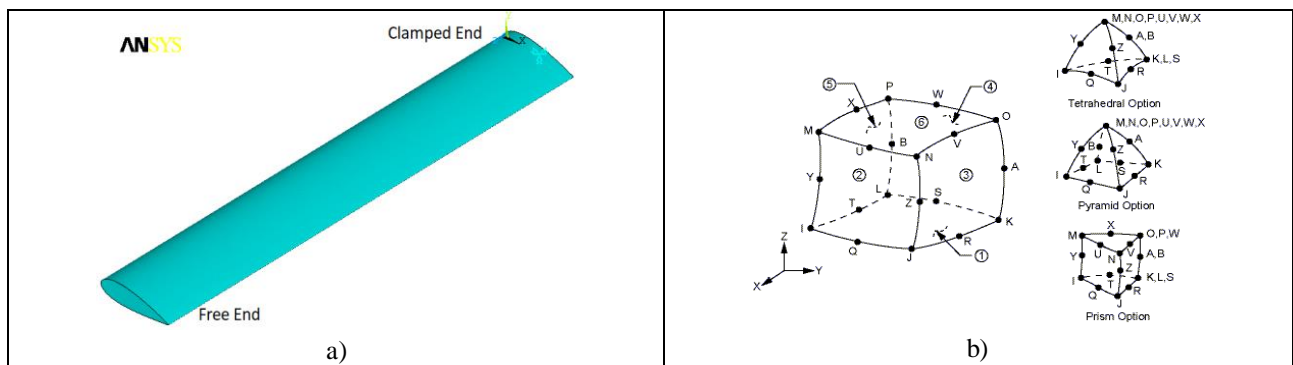


Figure 2. a) Cantilever aircraft wing and b) SOLID186 homogenous structural solid geometry [19].

4. Verification Analysis

In order to verify the frequency results of aircraft wings using finite element software ANSYS, obtained result for NACA4415 profiled wing in this study was compared with a study [1]. In analysis, lengths of chord and wing were determined to be 1

m and 5 m, respectively. Aluminium Alloy 6061 was assumed to be the material type for wing. Elasticity module and density for Aluminium Alloy 6061 in a study [1] were used 69×10^9 Pa and 2700 kg/m^3 , respectively. According to the material properties, comparison of numerical and theoretical frequency results was tabulated in Table 3.

Table 3. Theoretical and numerical comparisons

Mode	Theoretical Result [1]	ANSYS APDL	Error ratio	ANSYS Workbench [1]	ANSYS APDL	Error ratio
1 st	4.301895 Hz	4.2355 Hz	1.5676 %	4.2446 Hz	4.2355 Hz	0.2148 %

It can be seen from Table 3 that there is a good agreement between numerical and theoretical results at the first mode of free vibration analysis. Also, the frequency results obtained from ANSYS APDL software are smaller than free vibration data found from theoretical approach and ANSYS Workbench software. Error ratios were found to be

1.5676 % for theoretical approach, 0.2148 % for ANSYS Workbench.

5. Results and Discussions

The scheme of performing finite element analysis was selected and the numerical analyses were conducted to evaluate the impacts of control

factors such as cross section and wing length of aircraft wings on free vibration characteristics. According to L9 orthogonal array based on Taguchi

method, finite element results and their S/N ratio values were tabulated in Table 4.

Table 4. Results of numerical frequency and S/N ratio

Tests	Designations	Control Factors		Results	
		Airfoil Cross Section [17]	Wing Length	Frequency	S/N ratio
				λ (Hz)	η (dB)
1	A ₁ B ₁	NACA0009	5.0	2.45075	7.7860
2	A ₁ B ₂	NACA0009	5.5	2.02682	6.1363
3	A ₁ B ₃	NACA0009	6.0	1.70755	4.6475
4	A ₂ B ₁	NACA2424	5.0	6.61109	16.4055
5	A ₂ B ₂	NACA2424	5.5	5.46260	14.7480
6	A ₂ B ₃	NACA2424	6.0	4.58834	13.2331
7	A ₃ B ₁	NACA4415	5.0	4.26057	12.5894
8	A ₃ B ₂	NACA4415	5.5	3.51913	10.9287
9	A ₃ B ₃	NACA4415	6.0	2.95569	9.4132
Overall Mean (\bar{T}_λ)				3.7314	

Numerical free vibration results based on Taguchi L9 orthogonal array carried out using finite element software ANSYS for the first mode were given in Figure 3 as visually. Figure 3 shows that the most

affected ends of the aircraft wings on the modal analysis are free ends. These findings are in agreement with many studies [10, 13].

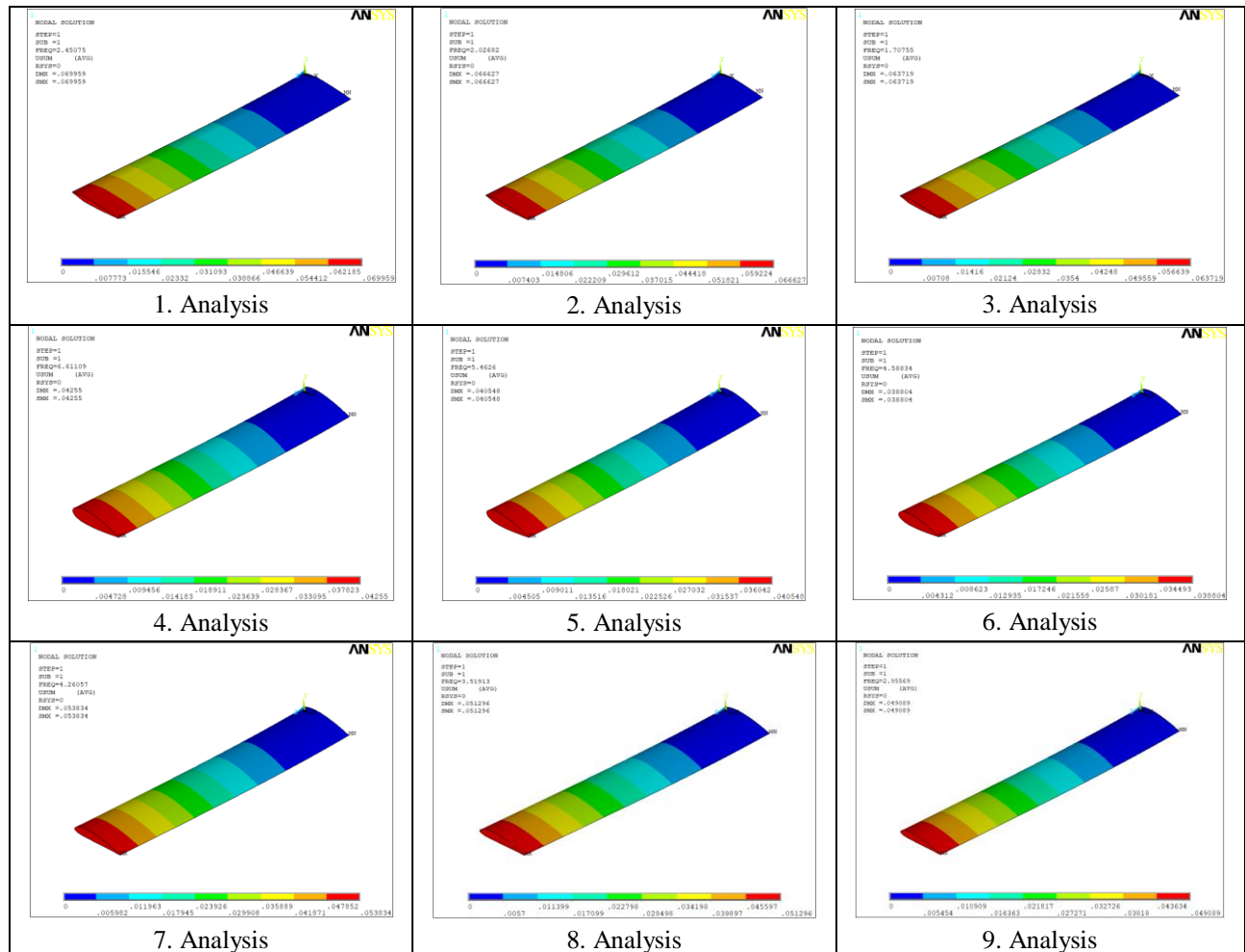


Figure 3. Numerical free vibration results

5.1 Examination of Optimal Levels

The numerical analyses were performed in accordance with the parametric approach of Taguchi method in order to determine the effects of individual control parameters based on chosen

quality characteristic. The average data and S/N ratio values of the free vibration characteristics for each control factor at various levels were calculated from numerical data. Response table for S/N ratio and means for cantilever boundary conditions were presented in Table 5.

Table 5. Response table

Level	S/N ratio in dB		Means in Hz	
	Airfoil Cross Section	Wing Length	Airfoil Cross Section	Wing Length
1	6.190	12.260	2.062	4.441
2	14.796	10.604	5.554	3.670
3	10.977	9.098	3.578	3.084
Delta	8.606	3.162	3.492	1.357
Rank	1	2	1	2

According to Table 4, the control factors having the optimum levels were found as airfoil type at the second level and length of aircraft wing at the first level. In other words, the maximum free vibration data was obtained by using NACA2424 wing profiles with a length of 5 meters. The S/N data is calculated to find the significant variables and to

quantify effects on free vibration responses. The main impacts of control factors for S/N ratio values were plotted. The curves for the natural frequencies were used for analyzing the parametric influences on the free vibration characteristics. Main effects plot for S/N ratios was presented in Figure 4.

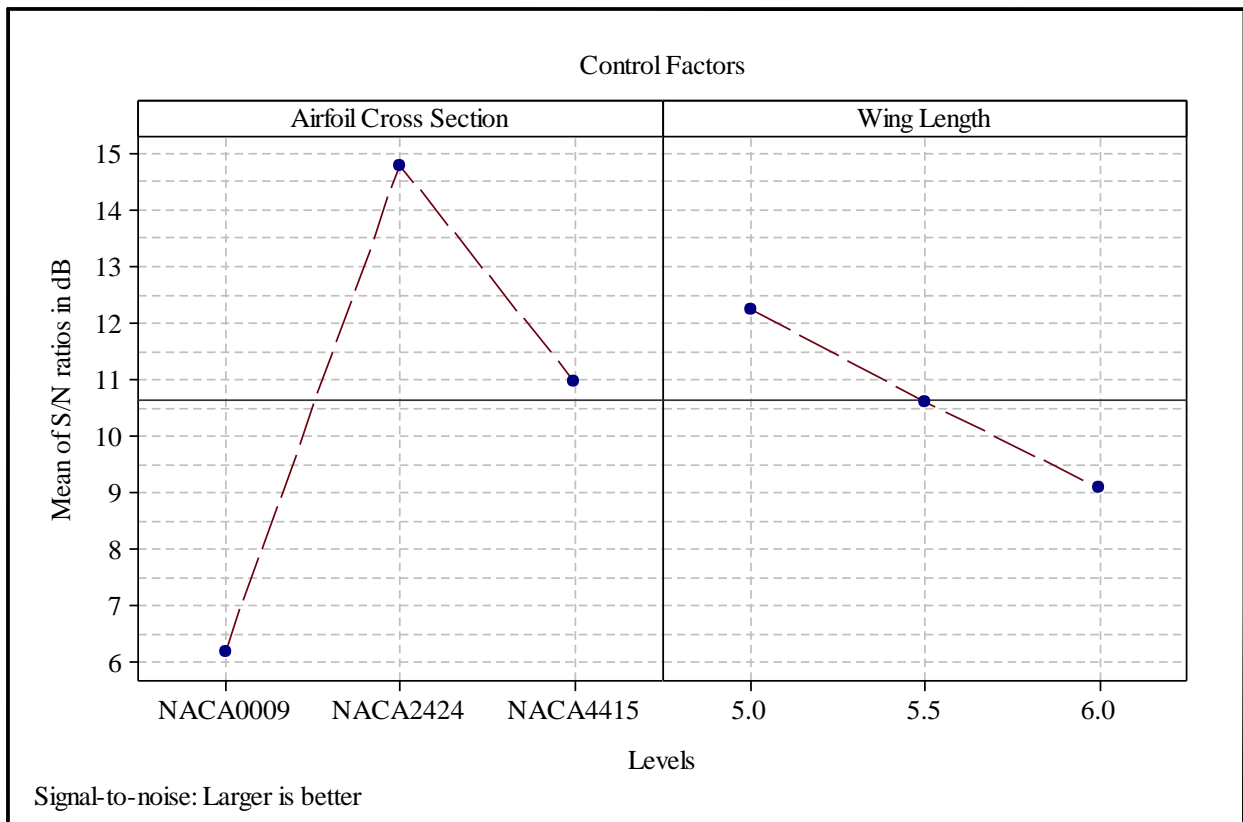


Figure 4. Main effects plot for S/N ratios

As can be seen from Figure 4, increase from the first level to the second level for airfoil type causes

the increase of the free vibration characteristic while decrease from the second level to third level leads

to the decrease of the free vibration. Also, increase of wing lengths leads to the decrease of the free vibration.

5.3 Analysis of Variance

Table 6. ANOVA result for natural frequency

Source	DF	Seq SS	Adj SS	Adj MS	F	P	% Effect
A	2	18.3995	18.3995	9.1998	88.9400	0.0000	85.21
B	2	2.7792	2.7792	1.3896	13.4300	0.0170	12.87
Error	4	0.4138	0.4138	0.1034			1.92
Total	8	21.5924					100

It was found that airfoil type and lengths of aircraft wings are the significant control factors due to $P < 0.05$, for 95 % confidence level. Also, the most dominant control factors on free vibration characteristic were noticed to be airfoil type having 85.21 % effect and wing length having 12.87 % effect.

5.2 Estimation of Optimal Frequency

Prediction of the optimal fundamental frequency data of aircraft wings along with its respective confidence intervals was estimated and thus optimal result of fundamental free vibration characteristic according to the first mode was estimated using the optimum levels of the strongest variable such as NACA 2424 profiled wing for airfoil cross section and wing length with 5 meter. These data were presented in Table 5. The predicted mean for fundamental frequency can be computed based on Equation 2 [18].

$$\mu_\lambda = \bar{A}_2 + \bar{B}_1 - \bar{T}_\lambda \quad (2)$$

in here, \bar{A}_2 and \bar{B}_1 present the average value of fundamental frequency for airfoil cross section at the second level and wing length at the first level, respectively. In Table 5, these data were given to be 5.554 Hz and 4.441 Hz, respectively. Also, $\bar{T}_\lambda = 3.7314$ indicates the overall mean of the first mode free vibration results regarding Taguchi's L9 orthogonal array. Based on the average data, predicted optimum natural frequency value (μ_λ) is solved as 6.2636 Hz. The 95 % confidence intervals (CI) of confirmation fundamental frequency analysis (CI_{CA}) and population (CI_{POP}) were computed using Equation 3 and Equation 4 [18].

In order to find the levels of importance of airfoil cross section and the length of aircraft wings, analysis of variance was performed at the 95 % confidence level. Results obtained for R-Sq = 98.08 % and R-Sq(adj) = 96.17 % were given in Table 6.

$$CI_{CA} = \left(F_{\alpha;1;n_2} V_{error} \left[\frac{1}{n_{eff}} + \frac{1}{R} \right] \right)^{1/2} \quad (3)$$

$$CI_{POP} = \left(\frac{F_{\alpha;1;n_2} V_{error}}{n_{eff}} \right)^{1/2} \quad (4)$$

$$n_{eff} = \frac{N}{(1 + T_{DOF})} \quad (5)$$

in here, $T_{DOF} = 4$ expresses the sum of number of degrees of freedom for important control factors such as airfoil cross section and wing length in Table 5. $N = 9$ presents the sum of number of the numerical results in Table 3. Thus, $n_{eff} = 1.8$ was calculated. $V_{error} = 0.1034$ states the error value of variance. $\alpha = 0.05$ indicates the risk and $n_2 = 4$ states the error data based on the degree of freedom in ANOVA. Therefore $F_{0.05;1;4}$ is found to be 7.71 [18] for F-table regarding the 95 % confidence interval ($\alpha=0.05$). $R = 1$ denotes the sample size of numerical analysis. CI_{CA} and CI_{POP} are found to be ± 1.1136 and ± 0.6655 , respectively. The predictable confidence interval for confirmation numerical fundamental frequency analyses [18] is as below:

$$\text{Mean } \mu_\lambda - CI_{CA} < \mu_\lambda < CI_{CA} + \text{Mean } \mu_\lambda$$

The population at the 95 % confidence interval [18] is as below:

$$\text{Mean } \mu_\lambda - CI_{POP} < \mu_\lambda < CI_{POP} + \text{Mean } \mu_\lambda$$

ANSYS APDL and predicted frequency results at the first mode were listed for estimated confidence intervals at the 95 % confidence level in Table 7.

Table 7. ANSYS and predicted results

Optimal Designation	ANSYS Result	Predicted Result	Estimated Confidence Intervals at the 95 % Confidence Level
A ₂ B ₁	6.6111	6.2636	5.1500 < μ _λ < 7.3772 for CI _{CA}
	Hz	Hz	5.5981 < μ _λ < 6.9291 for CI _{POP}

In order to detect the residuals between ANSYS and predicted results, predicted frequency data based on L9 orthogonal array were calculated using

average data for each level of each control factor. Results obtained were exhibited in Figure 5.

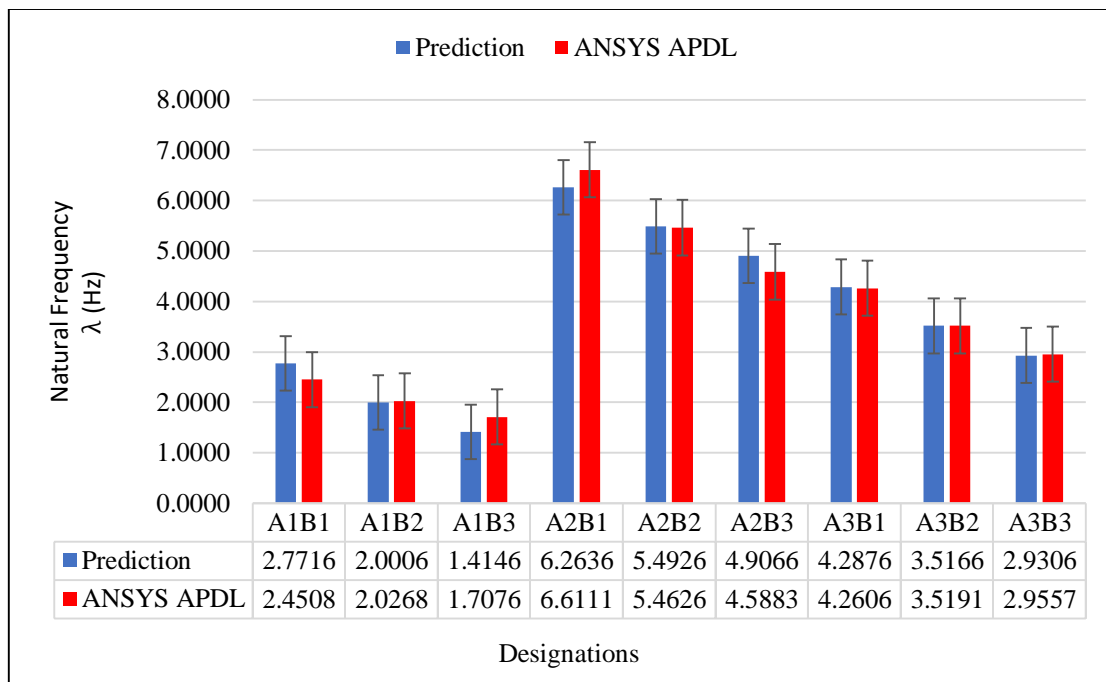


Figure 5. ANSYS and predicted results

It can be seen from Figure 5 that the maximum residual result between designations was obtained for A₂B₁ whereas the minimum residual result was calculated for A₃B₂.

6. Conclusion

In this study, free vibration behavior of aircraft wings with different airfoil cross section and wing length at the first mode was investigated using Taguchi’s L9 orthogonal array with two control factors involving three levels. In the analysis, three airfoil cross sections such as NACA 0009, NACA 2424, and NACA 4415 were used. Free vibration analyses were achieved utilizing finite element software ANSYS. In order to detect the airfoil cross section and wing length at the optimal level, the analysis of signal-to-noise (S/N) ratio was employed. The most powerful control factors and their contribution ratios were found using analysis of variance (ANOVA). According to this study, the results summarized were as below:

- The maximum free vibration behavior was obtained by using NACA2424 wing profiles with a length of 5 meters.
- The increase of wing length causes a decrease on free vibration of aircraft wings.
- ANOVA result shows that airfoil cross section and wing length has the significant effect on free vibration analysis of aircraft wings due to P < 0.05 value. Also, the most dominant control factors on free vibration characteristic were detected to be airfoil type having 85.21 % effect and wing length having 12.87 % effect.
- The most affected ends of aircraft wings on the free vibration analysis were analyzed as free ends.
- Estimated optimum fundamental vibration results of aircraft wings at the 95 % confidence level were investigated as 5.1500 < μ_λ < 7.3772 for CI_{CA} and 5.5981 < μ_λ < 6.9291 for CI_{POP}.

Acknowledgements

The research described in this paper was financially supported by the Research Fund of the Canakkale Onsekiz Mart University. Project Number: 3313.

Ethical Approval

Not applicable.

References

- [1] M. Bayraktar and A. Demirtaş, "Free vibration analysis of an aircraft wing by considering as a cantilever beam," *Selcuk University Journal of Engineering, Science and Technology*, 7, 12-21, 2019.
- [2] S. Eken, "Free vibration analysis of composite aircraft wings modeled as thin-walled beams with NACA airfoil sections," *Thin-Walled Structures*, 139, 362-371, 2019.
- [3] N. Tenguria, N. Mittal and S. Ahmed, "Modal analysis for blade of horizontal axis wind turbine," *Asian Journal of Scientific Research*, 4, 326-334, 2011.
- [4] H.A. Alabaş, M. Albatran, T. Çelik, M. Lüleci and Ü.D. Göker, "The Effect of Cavity Structure on the Wing Profile," *Journal of Aviation*, 3, 89-105, 2019.
- [5] M. Bakirci, H. Ceylan and S. Yilmaz, "Analysing of NACA 23012 and NREL S 809 Airfoils by CFD," *EJOVOC Electronic Journal of Vocational Colleges*, 5, 52-61, 2015.
- [6] M. Doğru, I. Göv and Ü. Korkmaz, "Improvement of the aerodynamic performance of NACA 4412 using the adjustable airfoil profile during the flight," *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University*, 34:2, 1109-1125, 2019.
- [7] R.I. Rubel, M.K. Uddin, M.Z. Islam and M. Rokunuzzaman, "Numerical and experimental investigation of aerodynamics characteristics of NACA 0015 aerofoil," *International Journal of Engineering Technologies*, 2, 132-141, 2016.
- [8] T. Durhasan, "Flow Control around NACA 0015 Airfoil by Trailing Edge Flow Suction," *BSEU Journal of Science*, 6, 153-160, 2019.
- [9] T. Oktay and Ö.Ö. Kanat, "Aerodynamic effects of designing a suction channel over NACA 4412 wing," *European Journal of Science and Technolog*, 17, 1001-1007, 2019.
- [10] S. Evran, "Natural frequency analysis of layered functionally graded beams," *Anadolu University of Sciences & Technology-A: Applied Sciences & Engineering*, 19, 83-94, 2018.
- [11] S. Evran and Y. Yilmaz, "The effects of layer arrangements on fundamental frequency of layered beams in axial direction," *Sakarya University Journal of Science*, 21, 968-977, 2017.
- [12] S. Evran, "Numerical First Mode Frequency Analysis of Axially Layered Functionally Graded Tapered Beams," *Omer Halisdemir University Journal of Engineering Sciences*, 7, 399-406, 2018.
- [13] S. Evran, "Three-dimensional modal analysis of beams with triangular and hexagonal cross sections using different ceramic materials," *International Journal of Engineering and Innovative Research*, 2, 129-136, 2020.
- [14] Y. Yilmaz and S. Evran, "Free vibration analysis of axially layered functionally graded short beams using experimental and finite element methods," *Science and Engineering of Composite Materials*, 23, 453-460, 2016.
- [15] H.-S. Shen, *Functionally graded materials: nonlinear analysis of plates and shells*, Boca Raton, New York, London, CRC Press, 2009.
- [16] M. Talha and B.N. Singh, "Static response and free vibration analysis of FGM plates using higher order shear deformation theory," *Applied Mathematical Modelling*, 34, 3991-4011, 2010.
- [17] "Airfoiltools" <http://www.airfoiltools.com>. [Date of access: 27-June-2020]
- [18] P.J. Ross, *Taguchi techniques for quality engineering*, 2nd Edition, New York, USA, McGraw-Hill International Editions, 1996.
- [19] ANSYS Help, Version 13. (ANSYS Inc, Canonsburg, PA, USA)

Benzer Kamburluğa Sahip Kanat Profillerinin Aerodinamik Analizi

Mert GÖKDEMİR^{1*}, Satılmış ÜRGÜN²

^{1,2} Havacılık Bilimi ve Teknolojileri A.B.D., Kocaeli Üniversitesi, Kocaeli, 41001, Türkiye

Özet

Airfoil (kanat), daha düşük sürüklenme ile yeterli miktarda taşıma üreterek uçağı havada tutan ve herhangi bir hava aracında önemli bir rol oynayan aerodinamik gövdedir. Kanat yapısının gelişimi boyunca kanatta maksimum taşıma üretebilmek için kanadın alt yüzeyindeki yüksek basınç ve üst yüzeyindeki düşük basınç kavramları ile ilgilenilmiştir. Ve bu kavramlar kanat profilinin alt yüzeyindeki hava hızının düşük, üst yüzeyindeki hava hızının yüksek olacağını göstermektedir. İstenen aerodinamik özelliklere sahip kanat profili şeklinin tasarımı bugüne kadar zorluklar çıkarmıştır. Havacılığın ilk yıllarında kanat tasarımları rastgele hazırlanmış ve akış alanında/bölümünde test edilmiştir, sonrasında ise Wright kardeşler kambura sahip profil kullanmışlardır. Günümüzde, NACA ise rastgele değil, formüller kullanarak airfoil üretmemize yardımcı olan uygun bir tanımlama yapmıştır. CFD yöntemi sıvının gerçek zamanlı davranışını dikkate alarak simülasyon gerçekleştirmek için kullanılan güçlü bir araçtır. Bu makalenin amacı, ANSYS Fluent kullanılarak AG35, NACA 4412, NACA 23012 ve TL54 kanat profilleri etrafındaki dış akışın simüle edilmiş bir modelini üretmek ve literatürden elde edilen deneysel verilerin ışığında düşük bir hız da (22,22 m/s) test edilerek doğrulamaktır. İki boyutta oluşturulan geometriler, seçilen kanat profiliyle 3 boyutta tasarlanmıştır. Kanat profillerini analiz etme yöntemi olarak hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) seçilmiştir. 0 ila 20 derece arası hücum açılarında geliştirilen kanat profilleri, gerçek rüzgâr tüneli boyutuna eşdeğer hesaplama bölgesinde, denklemler ise RNG k-Epsilon türbülans modeli ile çözülmüştür. Izgara oluşturma süreci Ansys Mesher ile, çözüm adımı ve sonuç görüntüleme işlemleri CFD Post programı ile gerçekleştirilmiştir. Düşük hız ve yüksek taşımaya sahip kanat profillerinin analizi, sürüklenme katsayısı, kaldırma katsayısı ve kaldırma-sürüklenme oranı üzerindeki etkisi sayısal yöntem ile araştırılmıştır. NACA 4412 profili için maksimum verimlilik elde edilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Hücum açısı, CFD, NACA, Taşıma Katsayısı, Sürüklenme Katsayısı

Corresponding Author/Sorumlu Yazar: Mert GÖKDEMİR mertgokdemir26@gmail.com

Citation/Alıntı: Gökdemir M., Ürgün S (2020). Benzer Kamburluğa Sahip Kanat Profillerinin Aerodinamik Analizi J. Aviat. 4 (2), 25-35.

ORCID: ¹ <https://orcid.org/0000-0002-2047-1331>, ² <https://orcid.org/0000-0003-3889-6909>

DOI: <https://doi.org/10.30518/jav.780570>

Gelis/Received: 15 Ağustos 2020 **Kabul/Accepted:** 10 Aralık 2020 **Yayınlanma/Published (Online):** 28 Aralık 2020

Copyright © 2020 Journal of Aviation <https://javsci.com> - <http://dergipark.gov.tr/jav>



This is an open access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution 4.0 International Licence

Aerodynamic Analysis of Wing Profiles with Similar Roundback

Abstract

Airfoil (wing) is an aerodynamic body that keeps the plane in the air and plays an important role in any aircraft by producing enough transportation with lower drag. Throughout the development of the wing structure, the concepts of high pressure on the lower surface of the wing and low pressure on the upper surface have been dealt with to produce maximum transport in the wing. And these concepts show that the air velocity on the lower surface of the wing profile will be low and the air velocity on the upper surface will be high. The design of the wing profile shape with the desired aerodynamic features has been challenging to date. In the first years of aviation, wing designs were randomly prepared and tested in the flow area / section, after which the Wright brothers used a profile with a hump. Today, NACA has made an appropriate definition that helps us produce airfoils using formulas, not random ones. The CFD method is a powerful tool for simulating the real-time behavior of the liquid. The purpose of this article is to produce a simulated model of the outer flow around the AG35, NACA 4412, NACA 23012 and TL54 wing profiles using ANSYS Fluent and to verify by testing at a low speed (22.22 m/s) in the light of the experimental data from the literature. The geometries created in two dimensions are designed in 3 dimensions with the selected wing profile. Computational fluid dynamics (CFD) was chosen as the method of analyzing the wing profiles. Wing profiles developed at from 0 to 20-degree attack angles are solved in the calculation area equivalent to true wind tunnel size, and equations are solved with RNG k-Epsilon turbulence model. The grid creation process was carried out with Ansys Mesher, the solution step and result display operations were performed with the CFD Post program. The analysis of the wing profiles with low speed and high transport, drag coefficient, lift coefficient and effect on lift-drag ratio were investigated by numerical method. Maximum efficiency has been achieved for the NACA 4412 profile.

Keywords: Angle of Attack, CFD, Drag Coefficient, NACA, Lift Coefficient

1. Giriş

Kanat, hava ortamı içerisinde hareket ederek, hareket yönüne normal olan aerodinamik bir kuvvet üretmek için kullanılan bir yüzeydir. Kanatlar taşıma kuvveti üretmek için kullanılan farklı profil yapılarına sahip sistemlerdir. Taşıma ve sürüklenme katsayılarının oranı olarak ifade edilen aerodinamik performans bazı planörlerde 60 seviyesinde veya daha fazla olabilmektedir.

Bu, taşıma kuvveti elde etmek için küçük bir itme kuvvetinin yeterli olacağı anlamına gelmektedir [1]. İhtiyacımız olan parametreleri (taşıma, sürüklenme, moment katsayısı vb.) elde edebilmek için 2 yöntem vardır. Bunlar; simülasyon ve deneydir. Deney için nesne veya cisim rüzgâr tüneline yerleştirilerek üzerinde birkaç delik açılıp basınç ölçümü yapılır. Her noktadaki basınç önceden hesaplanarak taşıma, sürüklenme vb. katsayıların hesaplanmasında kullanılır. Ama bu yöntem zaman alır ve hata payı yüksektir. Öte yandan daha gelişmiş bilgisayar simülasyonları istenilen değerleri gerçeğe yakın elde etmemize çok daha kısa sürede yardımcı olur. CFD (hesaplamalı akışkanlar dinamiği) bilgisayar programları arasında en yaygın kullanılan yazılımdır. Amaç hesaplamalı alan içerisinde modelleme yapmaktır. Simülasyon sırasında akış denklemleri program yardımıyla istenilen yöntemde çözülür. Simülasyon bize gerçeğe en yakın değerleri çıktı olarak verir.

Rüzgâr tüneli deneylerinin pahalı ve uzun sürmesi dolayısıyla bu çalışmada daha hızlı sonuçlar veren CFD yazılım tercih edilmiştir.

Maughmer, et al. (Haziran-2002) [2], AG24, AG35, AG455ct, CAL1215j, CAL2263m ve CAL40411 profillerinin teorik analizlerini gerçekleştirmiştir. Deneysel ölçümler düşük reynolds katsayılarında MATLAB yazılımı kullanılarak elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlara göre hücum açısı ve sürüklenme katsayısı için maksimum değer düşük reynolds sayısında, minimum değer yüksek reynolds sayısında ulaşılmıştır. Taşıma katsayısı/hücum açısı için maksimum değer yüksek reynolds sayısında ve minimum değer reynolds sayısı düşük iken elde edilmiştir. Karşılaştırmalı sonuçlar tasarım için en uygun profilin AG35 kanat profili olduğunu göstermiştir.

Himanshu Parashar. (2015) [3], NACA 2415, NACA 23012 ve NACA 23105 kanat profillerinin analizini ticari CFD programları olan GAMBİT ve Fluent kullanarak tasarlamıştır. Akış için standart k-ε türbülans modeli kullanılarak momentum süreklilik denklemleri incelenmiştir. 2 boyutlu kanat geometrileri CATIA yardımıyla 0.5 C chord oranı ile elde edilmiştir. -15 ve +15 derece değişken hücum açılarında aerodinamik iki parametre olan C_L ve C_D hesaplanmıştır. Bu iki parametre

aerodinamik verimliliğin hesaplanmasında olağanüstü öneme sahiptir. NACA 2415 ve NACA 23015 ile kıyaslandığında NACA 23012 kanat profili ekstrem hücum açılarında $C_L=0$ iken en az sürüklenme üretmiştir. NACA 23012 maksimum C_L (taşıma katsayısında)' ye sahipken minimum sürüklenme oluşturmuştur.

Bright, P. G., et al. (2016) [4], engellerin üzerinden uçabilme yetisine sahip çok amaçlı bir aracı araştırmak, tasarlamak, inşa etmek ve test etmek üzere projeye başlamıştır. Hovercraft tabanlı ve küçük kanat açıklığına sahip yer etkisinden yararlanarak, alçak irtifada uçan verimli bir araç üretilmiştir. Clark Y, NACA 4412, NACA/MUNK M-15, Gottingen 436 profilleri 2D olarak hesaplamalı akışkanlar dinamiğini kullanan Star CCM+ programı ile analiz edilmiştir. Simülasyonlarda reynolds sayısı 2.66×10^6 , Inlet sınır koşulları olarak 22.22 m/s kullanılmıştır. Elde edilen sonuçlar Xfoil programından üretilen bilgiler ile kıyaslanmıştır. C_{m0} , C_{Lmax} ve hücum açıları kıyaslandığında en yüksek puanı Gottingen 436 almıştır fakat Gottingen 436 düz tabanlı bir profil olduğu için yer etkisinde venturi etkisinden kaçınır. İkinci sırada en yüksek puanı alan NACA 4412 profili kanat profili olarak seçilmiştir.

Syamsuar, S., et al. (2016) [5], bu çalışmada insansız hava araçları için çok yönlü analiz kullanarak düşük hızlarda verimli kanat profili seçimi ve optimizasyonu yapılmıştır. Geliştirme süreci, düşük hızlı kanat profillerin verilerini ve verilen tasarım gerekliliklerine göre tasarım optimizasyon adımlarını içerir. İnsansız hava araçlarında düşük parazit sürüklenme ve zayıf stabilite olduğu için stabilite kriteri yüksek öneme sahiptir. Çok yönlü analiz çözücü olan hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) kullanılarak analizler gerçekleştirilmiştir. Navier strokes modeli kullanılarak XFOIL ve ANSYS'te analizler yapılmıştır. Ağırlıklandırma yöntemi (weighting score), tasarım gereklilikleri için uygun kanat profilinin seçilmesinde maksimum ağırlık değerini bulmak için kullanılmıştır. Veri tabanı olarak 29 kanat profili ele alınarak taşıma, sürüklenme, moment katsayısı ve hücum açısı değerleri karşılaştırıldığında en yüksek skoru TL54 kanat profili almıştır.

Jony, H. (2014) [6], NACA 6409 ve NACA 4412 profillerinin sürüklenme, kaldırma kuvveti ve

profillere etkiyen toplam basınç dağılımları da ele alınarak akış analizleri incelenmiştir. Hücum açısının değişimi ile farklı değişkenler elde edilmiştir. Araştırma da ANSYS Workbench 14.5 yazılımı sonlu elemanlar yöntemi ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği kullanılarak (CFD) karşılaştırmalar yapılmıştır. NACA 4412 airfoilin üst yüzeyinde, NACA 6409 airfoilin üst yüzeyinden daha az negatif basınç olduğu belgindir. Taşıma/sürüklenme oranları NACA 4412 için 0 derece ve 5 derece için sırasıyla 3.365 ve 5.382'dir. Diğer yandan taşıma/sürüklenme oranları NACA 6409 profili için 0 derece ve 5 derece hücum açısında sırasıyla 0.39 ve 0.66'dır. En iyi profil her zaman yüksek taşıma/sürüklenme oranına sahip olmalıdır. Veriler kıyaslandığında NACA 4412 profili aerodinamik uygulamalar için daha uygundur.

Bir kanat yapısında, hava akımının ilk karşılaştığı noktaya hücum kenarı (leading edge), hava akımının ayrıldığı noktaya firar kenarı (trailing edge) adı verilmektedir. Bu iki noktayı birleştiren çizgi hattına kanat kesidi kiriş hattı (veter) denir. Üst ve alt yüzeylerin ortasından geçip ön kenar ile arka kenarı birleştiren eğriye kamburluk eğrisi denir. Analiz yaparken ele aldığımız iki değişken vardır bunlar; kalınlık ve kamburluk. NACA 23012 kanat profilinde, maksimum kamburluk miktarı kiriş uzunluğunun %2'si, maksimum kalınlık kiriş uzunluğunun %12'sidir. NACA 23012 kanat kesiti daha çok, düşük hızlı uçak kanatlarında kullanılmaktadır. NACA 4412 profilinin kalınlık oranı %12, kamburluk oranı %4'tür. NACA 4412 kanat profilinin rüzgâr türbinlerinden hovercraft araçlarına kadar havacılıkta geniş bir kullanım alanı vardır. TL54 genellikle rc motor gibi düşük hızlarda daha düşük profil drag oluşturduğu için tercih edilmektedir. TL54 profilinin kalınlık oranı %9.99, kamburluk oranı %2.41'dir. Hovership, micro quadcopter vs. düşük hıza sahip insansız hava araçlarında kullanılan AG35 profilinin kalınlık oranı %8.7, kamburluk oranı %2.3'tür.

2. Yöntem

Bir parçanın üretimine geçilmeden önce tasarım sürecinden geçmesi gerekir. Bu süreçte parçanın çizimi ve analizi olmak üzere iki önemli aşama gerçekleştirilir. Parçanın çizim aşamasında kullanılacağı yerdeki görevine uygun bir tasarım gerçekleştirilir. Bu tasarımda fonksiyon, estetik gibi hususlar göz önünde bulundurulur. Fakat

gerçekleştirilen tasarımın işletme koşulları buradaki görevi yerine getirip getiremeyeceği belli değildir. Bu konuya cevap verilebilmesi için gerekli mühendislik hesaplarının ve analizlerinin yapılması gerekir.

Aerodinamik katsayılar hücum açısına, geometriye (profil geometrisi, kanat geometrisi, uçak konfigürasyonu), Reynolds sayısına ve Mach sayısına bağlıdır. Kanat profili için taşıma ve sürüklenme katsayıları deneysel olarak elde edilir ya da profil seçimi sırasında yaklaşık tahmin yapan yazılımlar kullanılabilir.

Simülasyonda 3.5 GHz 4 çekirdek AMD Ryzen 5 1500X işlemcili 16 GB RAM ve 64-bit Windows 10 işletim sistemine sahip bilgisayar kullanılmıştır. ANSYS Fluent (version-16) programı profillerin üzerinden akan akışkanı analiz etmek için kullanılmıştır. Daha iyi sonuç alabilmek için structured mesh kullanılmıştır.

Hücum açısı, kanat üzerine gelen hava veya göreceli rüzgâr ile uçakta veya kanatta bir referans çizgisi (veter çizgisi) arasındaki açı olarak tanımlanmaktadır. Bu açı oluşan aerodinamik taşıma ve sürüklenme kuvvetlerini etkilemektedir. Kanat profilleri üzerinde iki boyutlu akışın aerodinamik performansını belirlemek için hesaplamalı akışkan dinamiği analizinde k-ε Realizable türbülans modeli kullanılmıştır.

2.1. Realizable k- ε Türbülans Model

K-epsilon türbülans modeli türbülanslı akış koşullarında ortalama akış özelliklerini simüle etmek için Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği'nde (CFD) kullanılan en yaygın modeldir. Türbülanslı akışı göstermek için iki ekstra taşıma denklemine sahiptir. Bu iki denklem modeli türbülanslı enerjinin taşınımı ve yayılması gibi etkilerini hesaba katmaya yarar.

- Taşınan ilk değişken türbülanslı kinetik enerjidir, k
- Taşınan ikinci değişken türbülanslı dağılımdır, ϵ

Türbülans ölçeğini belirleyen değişkendir, ilk değişken olan k ise türbülanstaki enerjii belirler. [7],[8].

K-epsilon model aşağıdaki gibi türetilebilir:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k + P_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k, \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \epsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_{1\epsilon} S \epsilon - \rho C_{2\epsilon} \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} C_{3\epsilon} P_b + S_\epsilon, \quad (2)$$

Türbülanslı viskozite şu şekilde modellenmiştir,

$$\mu_t = \frac{\rho C_\mu k^2}{\epsilon} \quad (3)$$

K üretimi şu şekilde yazılabilir,

$$P_k = \rho \overline{u_i u_j} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \quad (4)$$

$$P_k = \mu_t S^2 \quad (5)$$

S, aşağıdaki gibi tanımlanan ortalama gerinim oranı tensörünün modülüdür:

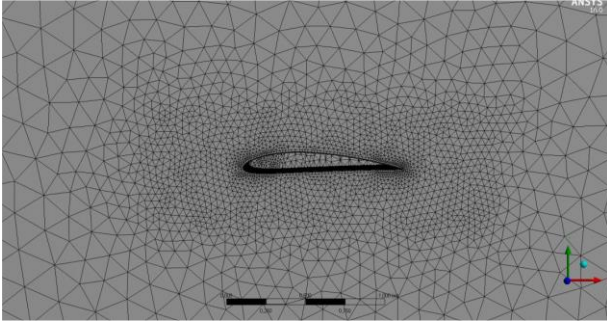
$$S \equiv \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}} \quad (6)$$

Bu denklemler için kullanılan model sabitleri,

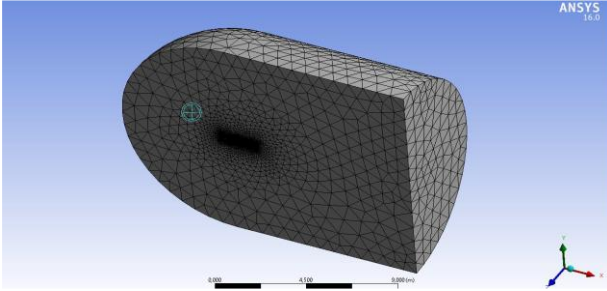
$$C_{1\epsilon} = 1.44, C_{2\epsilon} = 1.92, C_{3\epsilon} = -0.33, C_\mu = 0.09, \sigma_k = 1.0, \sigma_\epsilon = 1.3.$$

3. Bulgular ve Tartışmalar

Daha hassas sonuçlar için kanat bölgesi daha yoğun ağ örgüsü kullanılarak 727946 Element ve 167323 Node oluşturulmuştur. Hücum ve firar kenarları havayı ilk alan ve terk eden noktalar olduğu için çözülen denklemlerin bu bölgelerde daha gerçeğe yakın olması gerekmektedir. O yüzden bu bölgeler 0.002 birim boyutunda mesh ağı ile kaplanmıştır. Kanat profilinin etrafına akışın sınır bölgesini tanımlayacak ek bir bölge eklenmiş. Havanın giriş çıkış noktaları (inlet-outlet) belirlenmiştir. Chord 1 metre ve kanadın arkasında kalan laminer akışın gözleendiği akış alanı 10 metre olarak seçilmiştir.



Şekil 1. Mesh yapısı



Şekil 2. Kapalı hacim mesh geometrisi

3.1. Lift-to-Drag Ratio (Aerodinamik Verimlilik)

Aerodinamikte, kaldırma-sürüklenme oranı veya L/D oranı, bir kanat veya araç tarafından üretilen taşıma değerinin hava içerisinde hareket ederek oluşturduğu aerodinamik sürüklenmeyle bölünmesidir. Daha yüksek veya daha fazla uygun bir L/D oranı kanat/uçak tasarımındaki ana hedeflerden biridir. Gerekli taşıma ağırlığa göre ayarlandığından düşük sürüklenme yakıt tasarrufu ve daha iyi tırmanma performansı sağlar. Taşıma/sürüklenme hız ile değişkendir ve 2B grafik ile gösterilir. Neredeyse tüm durumlarda grafik sürüklenmenin iki ana bileşeni olduğu için U şekli oluşturur. Taşıma-sürüklenme oranları uçuş testi, hesaplamalarla veya rüzgâr tünelinden test edilerek hesaplanabilir [9].

Tabloda elde edilen aerodinamik verimlilik değerleri gösterilmiştir.

Tablo 1. Aerodinamik verim karşılaştırması

AoA	4412	AG35	23012	TL54
0	16.94	19.3	7.28	8.33
5	12.54	13.85	15.52	13.78
10	8.78	8.87	10.27	9.1
15	6.5	6.19	7.25	5.91
20	5.09	3.45	5.47	2.82

3.2. Sürüklenme Katsayısı

Akışkan dinamiğinde sürüklenme katsayısı, bir nesnenin sürüklenmesini veya direncini ölçmek için kullanılan, hava veya su gibi bir akışkan ortamındaki boyutsuz bir miktardır. Düşük sürüklenme katsayısı nesne üzerinde daha az aerodinamik sürüklemeye neden olur. Sürüklenme katsayısı her zaman belirli bir yüzey alanı ile ilişkilidir [10]. Sürüklenme katsayısı kanat alanını sürüklenme katsayısı denkleminde referans alanı olarak kullanır. Sürüklenme katsayısı hareketli objelerin sıvı içerisinde olan direncini belirlemek için kullanılan ölçsüz bir değerdir.

$$c_D = \left(\frac{2F_D}{\rho u^2 A} \right) \quad (7)$$

Tablo 2. Sürüklenme katsayısı karşılaştırması

AoA	4412	AG35	23012	TL54
0	0.011	0.0076	0.0059	0.0096
5	0.035	0.0279	0.018	0.0228
10	0.078	0.0715	0.0513	0.0594
15	0.144	0.1407	0.1068	0.122
20	0.23	0.2151	0.1827	0.27

3.3. Taşıma Katsayısı

Kaldırma(taşıma) kuvveti(katsayısı) sıvının içinden geçen katı bir cisim tarafından üretilen mekanik bir aerodinamik kuvvettir ve bu kuvvet uçan cismin ağırlığına karşı koyup havada tutar. Bir vektördür ve uçan cismin basınç merkezine doğru etki eder. Taşıma uçan cismin etrafındaki akışkanın hız farkından elde edilir. Nesnenin sıvının içinden geçip geçmediği veya sıvının bir nesnenin üzerinden akması fark etmez. Taşıma katsayısı genellikle boyutsuz olarak ölçülür [11].

$$c_L = \left(\frac{2F_L}{\rho u^2 A} \right) \quad (8)$$

Tablo 3. Taşıma katsayısı karşılaştırması

AoA	4412	AG35	23012	TL54
0	0.192	0.1467	0.043	0.08
5	0.439	0.3866	0.2795	0.3142
10	0.685	0.6342	0.527	0.5411
15	0.936	0.8713	0.775	0.722
20	1.171	0.7433	1	0.7615

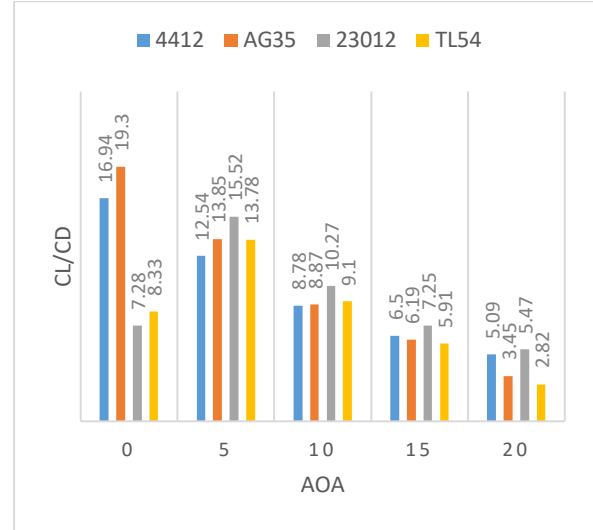
Elde edilen veriler, taşıma katsayısı (c_L), sürüklenme katsayısı (c_D), serbest akış hızı (u), serbest akım yoğunluğu (ρ) ve profil veter uzunluğuna bağlı olarak hesaplanır. NACA 23012 ve NACA 4412 profili için taşıma katsayısı 1 değerine eşikine ulaşmıştır.

4. ANSYS Kullanarak Kanat Profillerinin Analizi

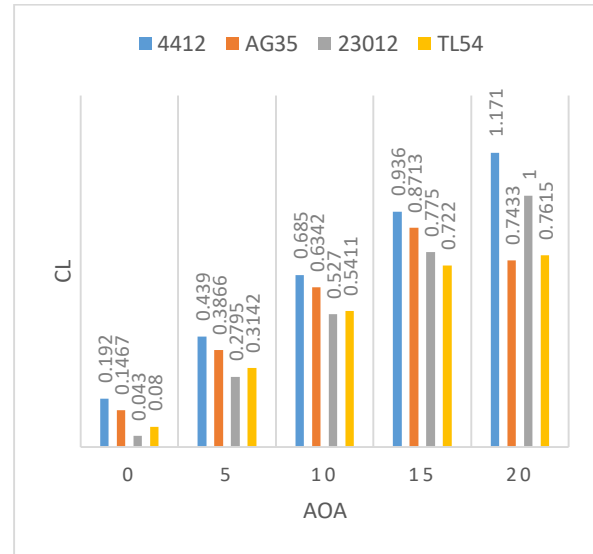
Bu çalışmanın amacı ANSYS Fluent paket programı kullanılarak AG35, NACA 4412, NACA 23012 ve TL54 kanat profilleri etrafındaki dış akışın simüle edilmiş bir modelini üretmek ve literatürden elde edilen deneysel verilerin ışığında düşük bir hız da (22.22 m/s) test ederek doğrulamaktır. Aerofoil'in hücum açısı değiştirildiğinde hızda önemli değişiklikler olduğu görülmektedir. Kanadın üst yüzeyindeki hız, alt yüzeyden daha yüksek bir değere sahiptir. Bu nedenle, üst yüzeydeki basınç, kanat alt yüzeyine kıyasla düşüktür. Bernoulli teoremine göre, nesne daha yüksek basınç bölgesinden daha düşük basınç bölgesine hareket edecektir. Böylece kaldırma, kanatta meydana gelir. Literatürde olduğu gibi deney sonunda hücum açısı arttıkça türbülans artar. Laminer akışı korumak için hız veya AoA'nın değiştirilmesi gerekmektedir. Simülasyon sırasında kanat sabit tutulacak ve gelen akışkanın(havanın) açısı ve hızı değiştirilecektir.

Kanat profili için sırasıyla 0°, 5°, 10°, 15°, 20° için analizleri yapılmıştır. Akışkan olarak ideal hava seçildi. Yüksek hassasiyet için 1000 iterasyon yani deneme yanılma yöntemi ile denklemler ANSYS programı yardımı ile çözülmüştür. FVM (Sonlu hacimler metodu) adı verilen, bir hacmi tetrahedral geometrilere bölerek incelenmiştir. Çalışma ortamı

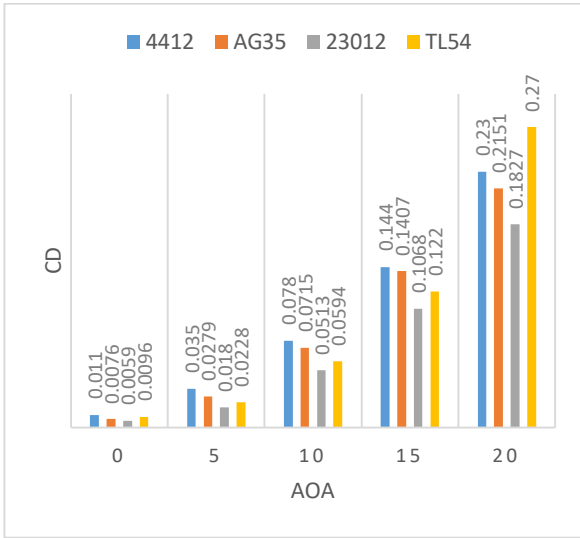
olarak 15°C 1 atm basınç ve 22.22 m/s hız kullanılmıştır. Zamana bağlı ve hızlı çözüme ulaşabileceğimiz Coupled Scheme çözüm metodu kullanıldı. Geometrilerimiz uzunluk olarak büyük ve üzerinde basınç farklılığı olan birçok bölge olduğu için Realizable modeli seçilmiştir.



Şekil 3. Hücum açısı-aerodinamik verimlilik

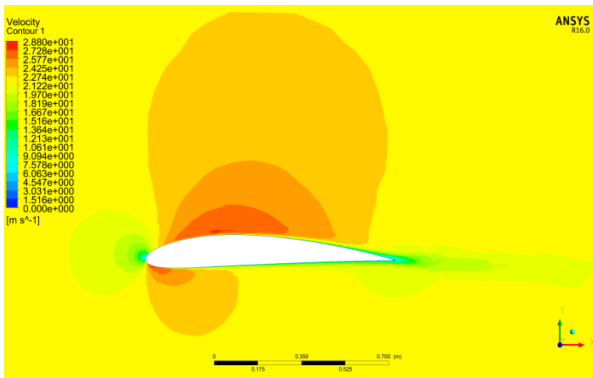


Şekil 4. Hücum açısı-taşıma katsayısı (AoA-CL)

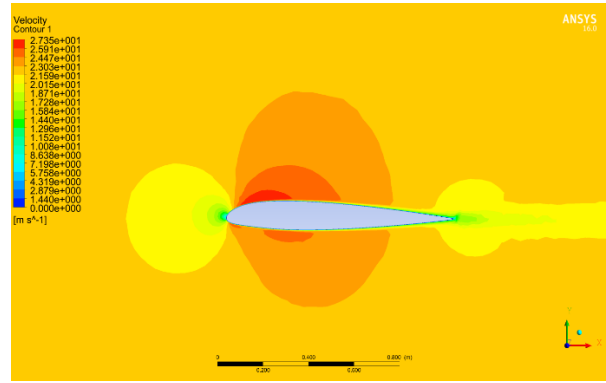


Şekil 5. Hücüm açısı-sürüklenme katsayısı (AoA-Cd)

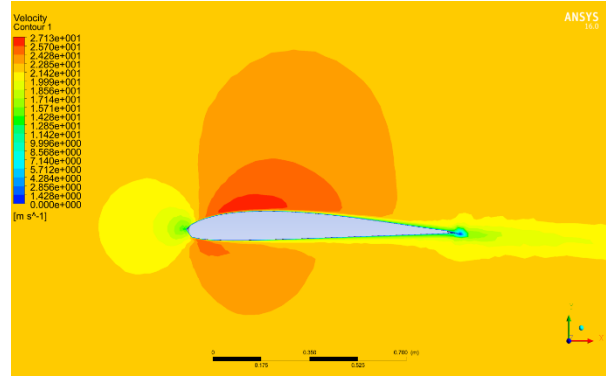
0 derece ve 20 derece de tüm kanat profillerinin basınç ve hıza bağlı davranışları çalışmanın devamında görsellenmiştir. Konturlardan, hücüm kenarında yüksek basınç bölgesi ve airfoil yapının alt yüzeyinde düşük basınç bölgesi görmekteyiz. Şekil 6 ila şekil 21 arasındaki görsellerde, K-epsilon türbülans modeli ile 0° ila 20° hücüm açılarında statik basınç ve hız değişimlerinin simülasyon sonuçları gösterilmektedir. Şekil 6’ dan 9’a, kanadın üst yüzeyinde en yüksek hız 28.8 m/s olarak NACA 4412 profili ulaşmıştır. Eş zamanlı olarak şekil 14’ten 17’ye, hız-basınç ters orantılı olduğu için, kanadın üstünde en düşük basınç ~ (-250) Pa ile NACA 4412 profili olmuştur. Bu da bize NACA 4412 profilinin 0° de en yüksek taşımaya sahip olduğunu gösterir.



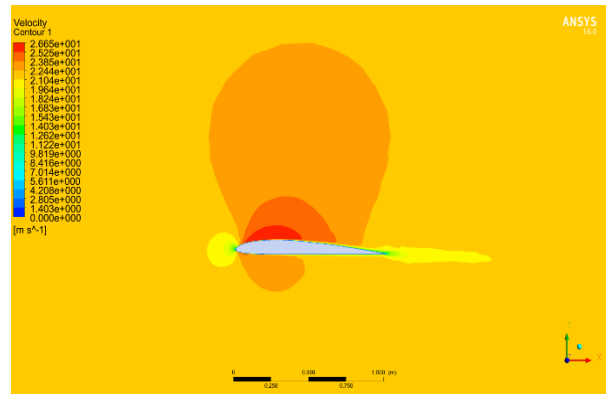
Şekil 6. 0 derece NACA 4412 Velocity-contour



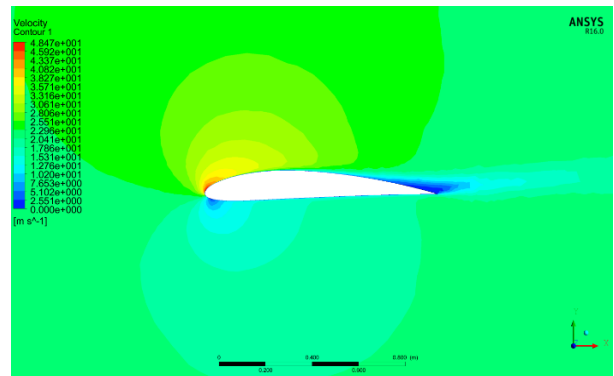
Şekil 7. 0 derece NACA 23012 Velocity-contour



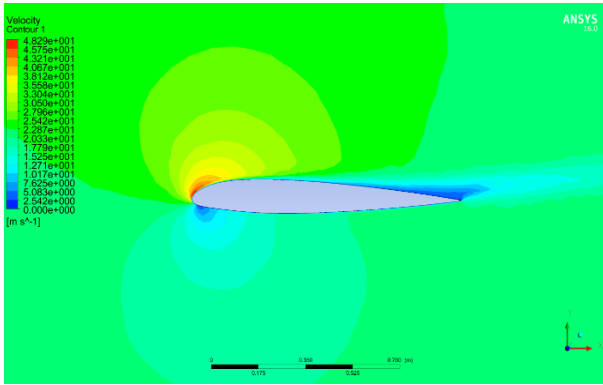
Şekil 8. 0 derece TL54 Velocity-contour



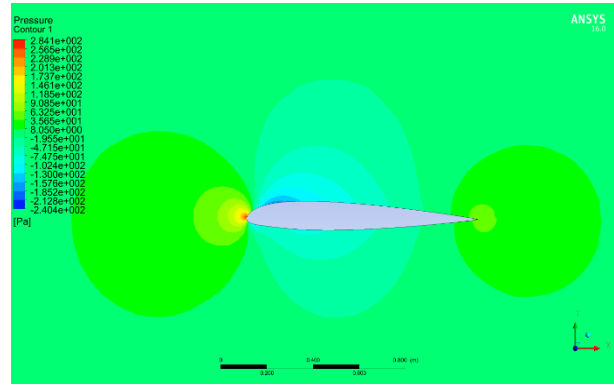
Şekil 9. 0 derece AG35 Velocity-contour



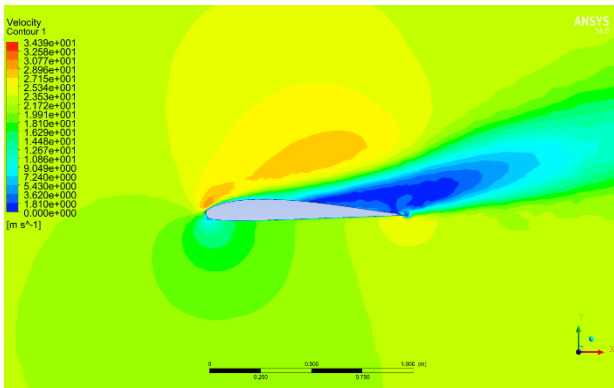
Şekil 10. 20 derece NACA 4412 Velocity-contour



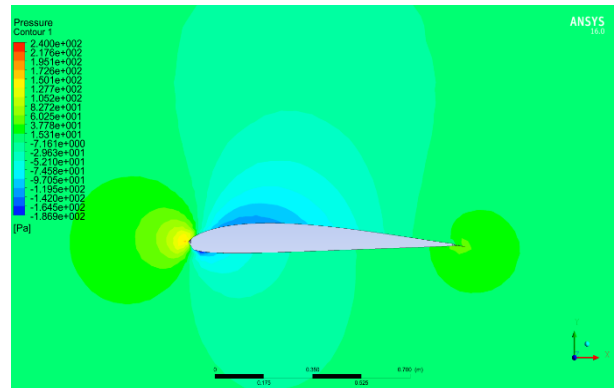
Şekil 11. 20 derece NACA 23012 Velocity-contour



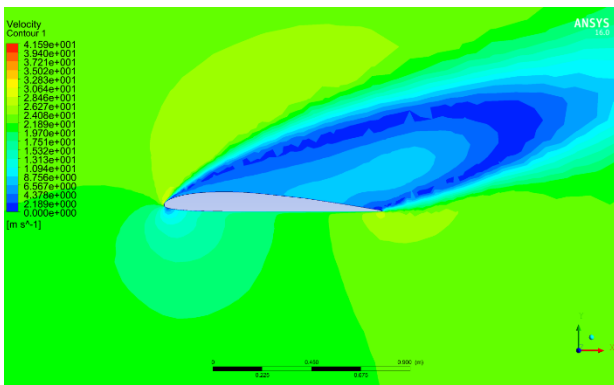
Şekil 15. 0 derece NACA 23012 Pressure-contour



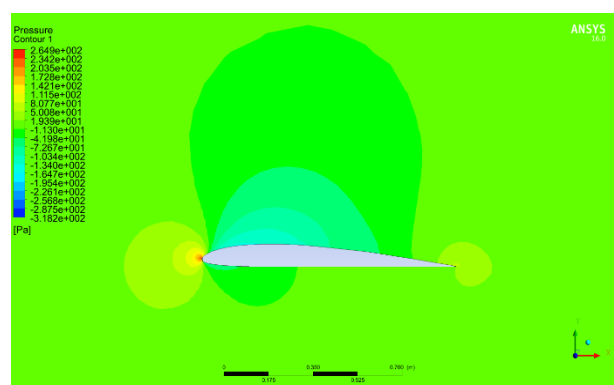
Şekil 12. 20 derece TL54 Velocity-contour



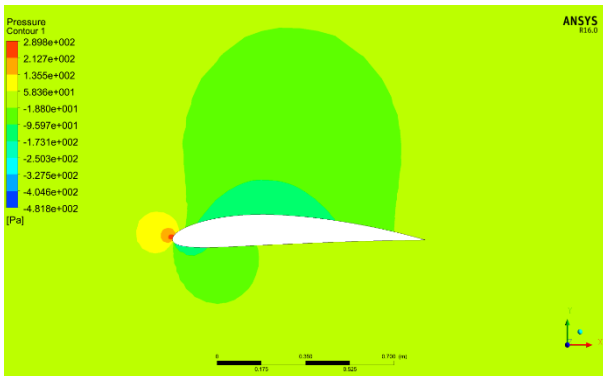
Şekil 16. 0 derece TL54 Pressure-contour



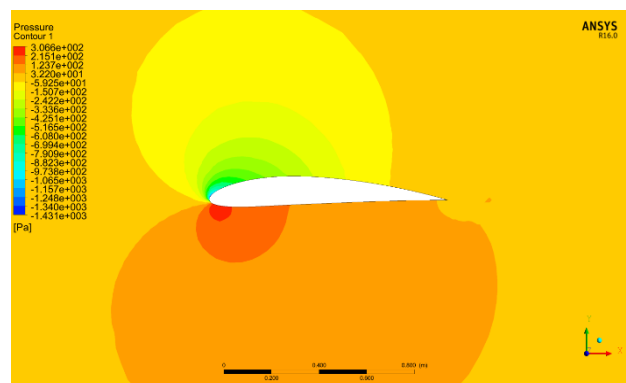
Şekil 13. 20 derece AG35 Velocity-contour



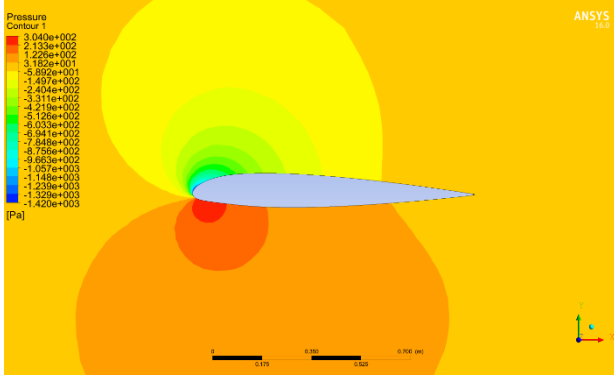
Şekil 17. 0 derece AG35 Pressure-contour



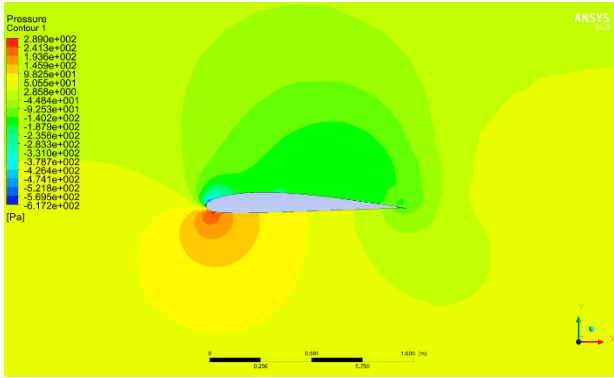
Şekil 14. 0 derece NACA 4412 Pressure-contour



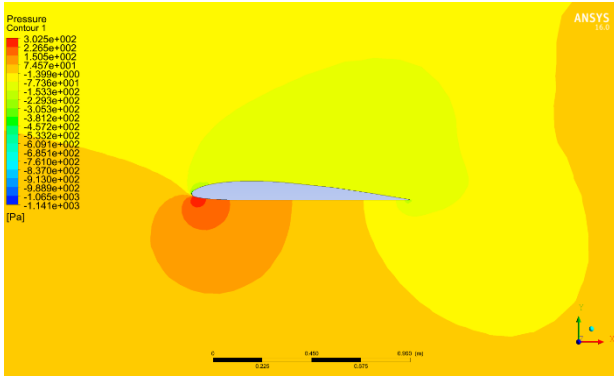
Şekil 18. 20 derece NACA 4412 Pressure-contour



Şekil 19. 20 derece NACA 23012 Pressure-contour



Şekil 20. 20 derece TL54 Pressure-contour



Şekil 21. 20 derece AG35 Pressure-contour

Şekil 10 ve 11’de her ne kadar profiller düzgün akış sergiliyor gibi gözüksede, NACA 4412 profili maksimum 48.4 m/s ve NACA 23012 profili 48.2 m/s hıza ulaşmıştır. NACA 4412 ve NACA 23012 profilleri hücum kenarlarında kısmi olarak, firar kenarlarında ise hız 0 m/s ye düşerek profilin tamamı stall a girmiştir. Bu iki görsele bağlı olan Şekil 18-19’da kanat profilleri üzerinde basınç tüm yüzeyi etkilemeyerek kısmi bölgeler halinde oluşmuştur. Bu kanadın altında oluşan pozitif basınç ile kanatın üst yüzeyinde oluşan negatif basıncın düzensiz olmasına sebebiyet vererek taşıma kaybı oluşturmaktadır. Şekil 12 ve 13’te AG35 ve TL54 profillerinin üst yüzeyinde hava hızı

0 m/s olduğu için, Şekil 20-21’de görüleceği üzere basınç bölgeleri keskin bir şekilde ayrıldığı için taşıma kuvvetinden bahsedilemez.

22.22 m/s hız için, 16 derece hücum açısının altında tüm profillerde analiz daha iyi sonuç vermektedir. Sonuçlar, K-epsilon türbülans modelinde tahmin edilen sürüklenme katsayısının deneysel verilerle iyi bir uyum içinde olduğunu göstermektedir. Modellerden elde edilen sonuçlar, serbest akış hızının kanat için kaldırma ve sürüklenme katsayıları üzerinde önemli bir etkisi olmadığını göstermektedir. Kanat profili, düşük hıza kıyasla yüksek hızda kaldırma katsayısında bir artış ve sürüklenme katsayısında azalma yaşar. Aerofoil için kaldırma ve sürüklenme katsayıları arasındaki fark, yüksek hıza kıyasla düşük hız için daha düşük hücum açısında ayrılmanın görülmesi ile açıklanabilir. Simülasyon, span boyunca farklı konumlarda basınç dağılımı için çok ilginç sonuçlar üretti. Köke kıyasla kanat ucunun yakınında daha düşük statik basınç dağılımı, kanat etrafındaki üç boyutlu akışı doğrular.

Hücum açısı arttıkça C_L ve C_D değerinin arttığı görüldü. 15 dereceden sonra hız 0 m/s ye indiği için stall meydana geldi. Profilin alt ve üst yüzeyindeki basınç akış hızına bağlı olarak arttı. Bu etki bir kanat profili veya hava aracının havalanması için belirli bir hıza ulaşması gerektiğini havadayken de belirli bir hızın altına inmesi gerektiğini gösterdi. Literatür araştırmalarından elde edilen basınç farkının kanat üzerindeki kaldırma etkisi, kanat altında ve üstünde oluşan basınç farkının hız ve hücum açısı ile arttığı doğrulanmıştır.

4 kanat profili üzerindeki çalışma, NACA 4412 airfoil yapısının en az sürüklenme kuvveti ile daha iyi kaldırma kuvveti oluşturduğu için teoriğin pratiğe döküldüğü havacılık uygulamalardan tercih edilmesi gerektiğini göstermektedir.

5. Sonuçlar

Bir hava aracı tasarımında uygun bir kanat profilinin seçilmesi en çok arzu edilen şeydir. Böylelikle o hava aracı için belirlenen sınır şartlarında istenilen miktarda taşıma üretilebilir. Kaldırma-sürüklenme oranı, taşıma ve sürüklenme katsayısı kanadın uygun aerodinamik tasarımı için dikkat edilmesi gereken en önemli değerlerdir.

Bu çalışmada AG35, NACA 4412, NACA 23012 ve TL54 kanat profillerinin akış alanını ve aerodinamik özelliklerini incelemek için CFD

simülasyonu kullanılmış, farklı hücum açılarında (0°, 5°, 10°, 15°, 20°) sayısal simülasyon yapılmıştır. Akış özellikleri realizable k-epsilon türbülans modeli ve sonlu hacim şemaları ile yaklaşık olarak analiz edilmiştir. AoA arttıkça sürüklenme katsayısının da arttığı görülmüştür. Bu artış, kanat profilinin üst yüzeyinde büyüyen ayrılma bölgesi ile artan basınç sürüklenmesinin kanat profilinin altındakinden geniş olmasından kaynaklanmaktadır. Hücum açısı arttıkça kanat profilinin oluşturduğu kaldırma miktarı da artmaktadır. Stall açısından (15°) sonra kaldırma kuvveti azalmıştır. Bu çalışmaya göre kanat profillerinin akış özelliklerindeki farklılık şu şekilde çıkarılabilir:

Max C_L/C_D :

- 0°-5° AoA, AG35,
- 5°-15°-20° AoA, NACA 23012 profilinde

Max C_L :

- 0°-5°-15°-20° AoA, NACA 4412 profilinde

Max C_D :

- 0°-5°-10°-15° AoA, NACA 4412
- 15°-20° AoA, TL54 profilinde.

Yapılan çalışmadan, NACA 4412 profili referans alınan değerlerde aerodinamik verimlilik olarak profiller arasında ikinci en iyi verime sahip olmasına rağmen, tüm hücum açılarında (0°, 5°, 10°, 15°, 20°) maksimum taşıma ve sürüklenme katsayısı üretmiştir. Günümüzde hobi, askeri ve ticari amaçlı insansız hava araçlarının kullanımı yoğunlaşmaktadır. İstenilen kriterleri karşılayacak ölçüde kanat tasarımına üreticiler ihtiyaç duymaktadır. Bu da kanat geometrilerinin ihtiyaçlar doğrultusunda geliştirilmesini, modifikasyon vs. yapılmasını gerektirmektedir. Sonuç olarak farklı havacılık uygulamalarında yaygın olarak tercih edilen AG35, NACA 4412, NACA 23012, TL54 kanat profilleri arasında en yüksek verime sahip olan NACA 4412 kanat profili tercih edilmelidir.

6. Simgeler

A: Referans alanı

F_D, C_D : Sürüklenme katsayısı

ρ : Serbest akım yoğunluğu

u : Nesnenin akış hızı

F_L, C_L : Taşıma katsayısı

C_{m0} : Momentum katsayısı

C_{Lmax} : Maksimum taşıma katsayısı

Etik Kurul Onayı

Gerekli değil

Kaynaklar

- [1] Chitte P, Jadhav PK, and Bansode SS., Statistic and dynamic analysis of typical wing structure of aircraft using Nastran, International Journal of Application or Innovation in Engineering & Management, 2, 7, 2013.
- [2] Maughmer, D. M. S. and M. D. (2002). Theoretical Aerodynamic analysis of six airfoils for use on small wind turbines, (June). Retrieved from http://sedaghat.iut.ac.ir/sites/sedaghat.iut.ac.ir/files/file_pubwdet/theoretical_aerodynamic_analysis_of_six_airfoils.pdf.
- [3] Himanshu Parashar. (2015). Calculation of Aerodynamic Characteristics of NACA 2415, 23012, 23015 Airfoils Using Computational Fluid Dynamics (CFD). International Journal of Science, Engineering and Technology Research, 4(3), 610–614. Retrieved from <http://ijsetr.org/wp-content/uploads/2015/03/IJSETR-VOL-4-ISSUE-3-610-614.pdf>.
- [4] Bright, P. G., Broughton, K., & Williams, D. (2016). Discipline of Mechanical Engineering Multipurpose Off-road Flying Vehicle, (November).
- [5] Syamsuar, S., Djatmiko, E. B., Erwandi, Mujahid, A. S., & Subchan. (2016). The hydro planing simulation of flying boat remote control model. Jurnal Teknologi, 78(6), 191–197. <https://doi.org/10.11113/jt.v78.4267>.
- [6] Jony, H. (2014). A Comparative Flow Analysis of Naca 6409 and Naca 4412 Aerofoil. International Journal of Research in Engineering and Technology, 03(10), 342–350.
- [7] Jones, W. P., and Launder, B. E. (1972), "The Prediction of Laminarization with a Two-Equation Model of Turbulence", International Journal of Heat and Mass Transfer, vol. 15, 1972, pp. 301-314.

- [8] Launder, B. E., and Sharma, B. I. (1974), "Application of the Energy Dissipation Model of Turbulence to the Calculation of Flow Near a Spinning Disc", Letters in Heat and Mass Transfer, vol. 1, no. 2, pp. 131-138.
- [9] "Lift-to-drag ratio- Wikipedia". Erişim 16 Ağustos 2019.
<http://www.wikizero.biz/index.php?q=aHR0cHM6Ly9lbi53aWtpcGVkaWEub3JnL3dpa2kvTGlmZC10by1kcmFnX3JhdGlv>.
- [10] Stollery, J. L. (2017). Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics. In Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering (Vol. 211).
<https://doi.org/10.1177/095441009721100102>.
- [11] Sumit Sharma. (2016). An Aerodynamic Comparative Analysis of Airfoils for Low-Speed Aircrafts. International Journal of Engineering Research And, V5(11), 525–529.
<https://doi.org/10.17577/ijertv5is110361>.

Fundamental Frequency Optimization of Doubly Curved Aerospace Structural Panels via Variable Stiffness Concept

Touraj FARSADI^{1*} , Hasan KURTARAN¹ 

Adana Alparslan Türkeş Science and Technology University, Adana, Turkey.

ABSTRACT

The fundamental natural frequencies of curvilinear fiber composite doubly curved panels are optimized. Doubly curved panels are used in numerous components of the structural frames of aerospace vehicles. The variable stiffness performance is achieved by changing the fiber path to the curvilinear fiber path function in the composite structures. The structural model is developed based on the virtual work rule. The target is to attain the best fiber paths with maximum fundamental frequencies. An eight-layer composite doubly curved panel with two forms of boundary conditions is considered as an example in this research. The boundary conditions include; CCCC, FCFC. Von-Karman kinematic strain relations are utilized and the FSDT is used to generalize the equation for the doubly curved panel. Generalized Differential Quadrature (GDQ) theory of solution is applied to solve the differential governing equations of motion. Numerical results reveal the efficiency of the curvilinear fiber path concept on the frequencies of the doubly curved panel. The optimum fiber path function of each layer is offered for the free vibration study.

Keywords: Doubly Curved Panel, Curvilinear Fiber Path, Generalized Differential Quadrature, Free Vibration, Optimization

1. Introduction

It is interesting to design laminated panels of aerospace structures using curvilinear fibers instead of unidirectional ones, since by using a Variable Stiffness Composite Laminate (VSCL) the natural frequencies change, and vibrational resonance can be avoided [1]. The automated manufacturing of composite laminates allows panel fiber hardening to become an achievable and viable approach for weight reduction and structural performance

enhancement in aircraft structures. With the wide use of composite fibers and automated fiber placement manufacturing technology for composite structures, the variable stiffness architecture has become more interesting for large scale applications in aircraft structures, and structural performance improvements in helicopter and missile applications. The vibration performance can be improved by tailoring the fiber path of different

Corresponding Author: Touraj FARSADI tfarsadi@atu.edu.tr

Citation: Farsadi T., Kurtaran H. (2020) Fundamental Frequency Optimization of Aerospace Structure Doubly Curved Panel via Variable Stiffness Concept J. Aviat. 4 (2), 36-47.

ORCID: ^{1*} <https://orcid.org/0000-0002-9363-3805>; ² <https://orcid.org/0000-0002-2552-8616>

DOI: <https://doi.org/10.30518/jav.787455>

Received: 28 August 2020 **Accepted:** 26 December 2020 **Published (Online):** 28 December 2020

Copyright © 2020 Journal of Aviation <https://javsci.com> - <http://dergipark.gov.tr/jav>



This is an open access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution 4.0 International Licence

layers. Laminated composite doubly curved panels are used as the main components in aerospace industries (see Figure 1).

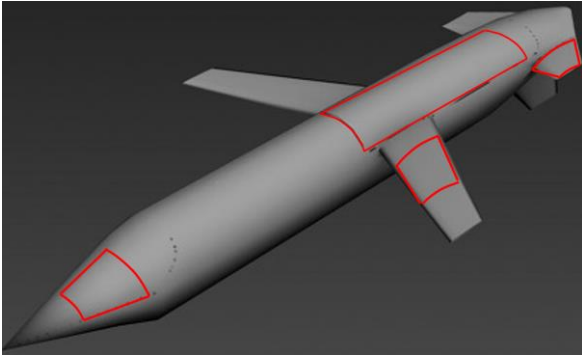


Figure 1 Laminated composite skew and taper curved panels used in a missile structure

The buckling and free-vibration experiments and study were performed by Ref [2] on constant and variable stiffness CFRP cylinders. Narita and Robinson [3] applied the Ritz based method for layer optimization of thin cylindrical laminates in order to maximize the frequencies. Serhat and Basdogan [4] optimized the fundamental frequency of panels in the lamination parameter domain via an optimization structure using the FE method. The research presented by Blom [5] and Blom et. al. [6,7] examine the fundamental natural frequencies of VSCL from flat panels to conical and cylindrical shells by means of numerical and experimental approaches. Structural studies are performed applying the FE program ABAQUS.

Honda et al. [8] offered an optimization method to optimize frequencies however minimizing the curvatures of fibers. Tornabene et al. [9] investigated the vibration characteristics of doubly-curved panels strengthened by the variable stiffness method. A sensitivity study done by Zhao et al. [10] showed that altering fiber functions can increase the frequencies of the plates. Wu and Lee [11] explored the frequency behavior of a conical shell through the curvilinear fiber concept, and attained varies of 7% and 20% in the first natural frequencies of panels with CCCC and SSSS boundary conditions, respectively. The maximization of the fundamental frequency of a composite cylindrical shell using a curvilinear fiber path is addressed by Luersen et. al. [12]. The fiber path equation parameters are optimized using a surrogate-based methodology. Hao et. al. [13] presents the buckling study for curvilinear fiber panels utilizing a combined procedure of exact modeling, isogeometric theory, and optimization for curvilinear fiber composite rectangular panels.

The optimum lay-up design for the maximum first natural frequency of VSCL plates is examined by a layerwise optimization procedure by Houmat [14].

The thin plate concept is applied in combination with a p -element to determine the first natural frequencies of symmetrically and antisymmetric laminated composite plates. The optimization of a curvilinear fiber cylindrical shell for improved buckling load is studied by Pitton et. al. [15]. A procedure in terms of AI methods is proposed. The paper defines an optimization procedure established for the buckling optimization of thin-walled curvilinear fiber cylindrical shells exposed to axial load. Ameri et. al. [16] offerings an optimization procedure for composite cylindrical panels for the first natural frequency. The Globalized Bounded Nelder–Mead method is applied to calculate the optimized fiber orientations of composite cylindrical shells to find the maximum natural frequency.

Maximization of first natural frequency by optimizing the path of fiber orientations is an extensively studied structural dynamic optimization problem [17–29].

This paper applies the Generalized Differential Quadrature (GDQ) method and virtual work rule to study the variation of the fundamental frequencies of variable stiffness, composite, doubly curved panels with CCCC and FCFC boundary conditions. The fundamental natural frequencies of curvilinear fiber composite, doubly curved panels are optimized. The optimum curvilinear fiber layups are identified by applying the genetic algorithm (GA) optimization method. The optimized fundamental natural frequencies are compared with the reference unidirectional fiber layup.

The Von-Karman strain-displacement relationship is employed in expressing the mathematical model of a doubly curved panel. The differential equation of motion of the composite, doubly curved panel is acquired applying the virtual work rule. Based on our earlier studies [20,21], spatial derivatives in the governing differential equation of motion are stated with the GDQ technique.

The present study is the first time of using a direct GA method in optimizing the fundamental natural frequencies of variable stiffness laminate doubly curved panels with different boundary conditions.

2. Governing Equation of Motions

The composite doubly curved rectangular planform panel is presumed to be as the schematic view given in Figure 2. Based on Figure 2, an orthogonal fixed coordinate system (x, y, z) is positioned at the root of the panel with a planform length a and b , and thickness h . The red lines represent the curved fiber path that is varied along the x -axis. θ is the angle that the curvilinear fibers create with the x -axis.

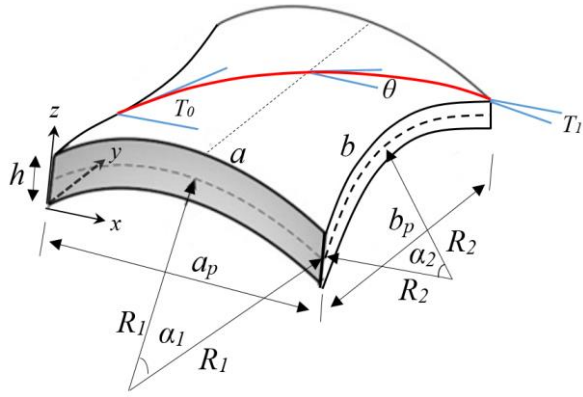


Figure 2 Composite doubly curved panel geometry and the curvilinear fiber path

The displacement domain of an arbitrary point (x, y, z) at time t on the panel (u, v, w) are indicated as,

$$\begin{aligned} u(x, y, z, t) &= u_0(x, y, t) + z\theta_x(x, y, t) \\ v(x, y, z, t) &= v_0(x, y, t) + z\theta_y(x, y, t) \\ w(x, y, z, t) &= w_0(x, y, t) \end{aligned} \quad (1)$$

where, u_0, v_0 and w_0 are the translations of mid-plane in the x, y and z direction, respectively and θ_x, θ_y are the rotations about the x, y axes. The strain-displacement relations are specified as following [20];

$$\varepsilon = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \\ \theta_y + \frac{\partial w_0}{\partial y} \\ \theta_x + \frac{\partial w_0}{\partial x} \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} \frac{\partial \theta_x}{\partial x} \\ \frac{\partial \theta_y}{\partial y} \\ \frac{\partial \theta_x}{\partial y} + \frac{\partial \theta_y}{\partial x} \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (2)$$

In-plane moment and force resultants for a composite panel is obtained as, [20]

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} + \frac{w_0}{R_1} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} + \frac{w_0}{R_2} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \\ \frac{\partial \theta_x}{\partial x} \\ \frac{\partial \theta_y}{\partial y} \\ \frac{\partial \theta_x}{\partial y} + \frac{\partial \theta_y}{\partial x} \end{Bmatrix} \quad (3)$$

The formulations for transverse shear based on shear force resultant is expressed as,

$$\begin{Bmatrix} Q_y \\ Q_x \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{44} & A_{45} \\ A_{45} & A_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

where A_{ij}, B_{ij}, D_{ij} are stiffness coefficients of composite laminate for in-plane, bending stretching coupling, bending and transverse shear stiffness and are extracted as,

$$\{A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}\} = \sum_{k=1}^n \int_{z_{k-1}}^{z_k} \{1, z, z^2\} \bar{Q}_{ij}^{- (k)} dz, \quad (5)$$

$i, j = 1, 2, 6$

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n k_i k_j \int_{z_{k-1}}^{z_k} \bar{Q}_{ij}^{- (k)} dz, \quad i, j = 4, 5 \quad (6)$$

where $k_i^{- (k)}$ is the shear correction factor and $\bar{Q}_{ij}^{- (k)}$ is the k -th layer transformed stiffness quantities. Moment of inertia expression is detailed as:

$$\{I_0, I_1, I_2\} = \sum_{k=1}^n \int_{z_{k-1}}^{z_k} \{1, z, z^2\} \rho^{(k)} dz \quad (7)$$

where ρ is the layer density.

The equation for the composite laminated panel is expressed as [21],

$$\begin{aligned} & \sum_{k=1}^L \int_{z_{k-1}}^{z_k} \left[\int_{\Omega} \{ \sigma_x^{(k)} \delta \varepsilon_x + \sigma_y^{(k)} \delta \varepsilon_y + \tau_{xy}^{(k)} \delta \gamma_{xy} + \tau_{yz}^{(k)} \delta \gamma_{yz} + \tau_{zx}^{(k)} \delta \gamma_{zx} \} \right. \\ & \left. \rho^{(k)} \left[\left(\ddot{u}_0 + z \ddot{\theta}_x \right) (\delta u_0 + z \delta \theta_x) + \left(\ddot{v}_0 + z \ddot{\theta}_y \right) (\delta v_0 + z \delta \theta_y) + \ddot{w}_0 \delta w_0 \right] dx dy \right] dz \quad (8) \\ & = \int_{\Omega} p \delta w_0 dx dy \end{aligned}$$

where the p is the external work. Eq. (9) is reached by rephrasing the Eq. (8) based on the moment and force resultants:

$$\int_{\Omega} \left[\begin{array}{l} N_x \delta \varepsilon_x^0 + N_y \delta \varepsilon_y^0 + N_{xy} \delta \gamma_{xy}^0 + M_x \delta \varepsilon_x^0 + \\ M_y \delta \varepsilon_y^0 + M_{xy} \delta \gamma_{xy}^0 + Q_y \delta \gamma_{yz}^0 + Q_x \delta \gamma_{zx}^0 + \\ (I_0 \ddot{u}_0 + I_1 \ddot{\theta}_x) \delta u_0 + (I_0 \ddot{v}_0 + I_1 \ddot{\theta}_y) \delta v_0 + \\ I_1 \ddot{w}_0 \delta w_0 + (I_1 \ddot{u}_0 + I_2 \ddot{\theta}_x) \delta \theta_x \\ + (I_1 \ddot{v}_0 + I_2 \ddot{\theta}_y) \delta \theta_y \end{array} \right] dx dy \quad (9)$$

$$= \int_{\Omega} p \delta w_0 dx dy$$

Based on our previous research [20, 21], geometric mapping is considered for numerical integral calculations. By applying the suggested mapping method, the Cartesian domain is converted into a bi-unit square domain.

3. Generalized Differential Quadrature Method

Based on the generalized differential quadrature method, r -th order derivative of a function $f(\xi)$ with n discrete grid points may be defined as:

$$\left(\frac{\partial f^r(x)}{\partial \xi^r} \right)_{\xi_i} = \sum_{j=1}^n C_{ij}^{(r)} f_j \quad (10)$$

where ξ_i are discrete points in the domain and $C_{ij}^{(r)}$, f_j are weighting parameters and function values at points, respectively. An obvious formulation for the weight parameters in terms of Lagrange polynomial formulation for first-order derivative, i.e. $r=1$, is as the following:

$$C_{ij}^{(1)} = \frac{\Phi(\xi_i)}{(\xi_i - \xi_j)\Phi(\xi_j)} \quad (i \neq j) \quad (11)$$

Where

$$\Phi(\xi_i) = \prod_{j=1}^n (\xi_i - \xi_j) \quad (i \neq j) \quad (12)$$

The subsequent recursive relationships are utilized for higher-order derivatives:

$$C_{ij}^{(r)} = r \left[C_{ii}^{(r-1)} C_{ij}^{(1)} - \frac{C_{ij}^{(r-1)}}{(\xi_i - \xi_j)} \right] \quad (i \neq j) \quad (13)$$

$$C_{ii}^{(r)} = - \sum_{j=1, j \neq i}^n C_{ij}^{(r)} \quad (14)$$

Based on Figure 3 partial derivatives at a point (ξ_i, η_j) are expressed as follows, where n_{ξ} and n_{η} represent grid numbers in ξ and η direction, respectively:

$$\left(\frac{\partial f^r(\xi, \eta)}{\partial \xi^r} \right)_{\xi_i, \eta_j} = \sum_{k=1}^{n_{\xi}} C_{kj}^{(r)} f_{kj} \quad (15)$$

$$\left(\frac{\partial f^s(\xi, \eta)}{\partial \eta^s} \right)_{\xi_i, \eta_j} = \sum_{m=1}^{n_{\eta}} C_{im}^{(s)} f_{im} \quad (16)$$

$$\left(\frac{\partial f^{(r+s)}(\xi, \eta)}{\partial \xi^r \partial \eta^s} \right)_{\xi_i, \eta_j} = \frac{\partial^r}{\partial \xi^r} \left(\frac{\partial^s f}{\partial \eta^s} \right) = \sum_{k=1}^{n_{\xi}} C_{kj}^{(r)} \sum_{m=1}^{n_{\eta}} C_{im}^{(s)} f_{km} \quad (17)$$

where r and s represent derivative orders respecting the variables ξ and η , respectively.

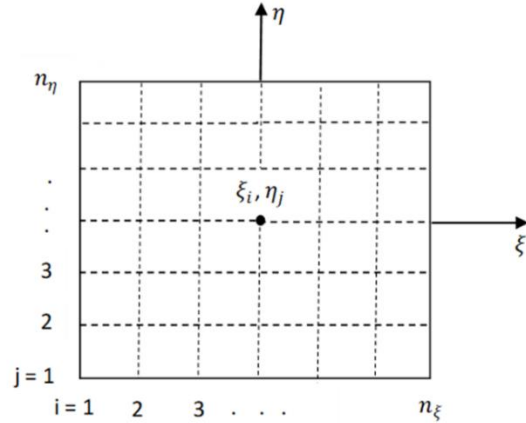


Figure 3 Mesh grid scheme

In Eqs. (15)-(17), the partial derivatives $\partial f / \partial \xi$ and $\partial f / \partial \eta$ are obtained utilizing DQM at grid point;

$$\left(\frac{\partial f}{\partial x} \right)_{ij} = \frac{1}{J_{ij}} \left[\left(\frac{\partial y}{\partial \eta} \right)_{ij} \left(\sum_{k=1}^{n_{\xi}} C_{kj}^{(1)} f_{kj} \right) - \left(\frac{\partial y}{\partial \xi} \right)_{ij} \left(\sum_{m=1}^{n_{\eta}} C_{im}^{(1)} f_{im} \right) \right] \quad (18)$$

$$\left(\frac{\partial f}{\partial y} \right)_{ij} = \frac{1}{J_{ij}} \left[\left(\frac{\partial x}{\partial \xi} \right)_{ij} \left(\sum_{m=1}^{n_{\eta}} C_{im}^{(1)} f_{im} \right) - \left(\frac{\partial x}{\partial \eta} \right)_{ij} \left(\sum_{k=1}^{n_{\xi}} C_{kj}^{(1)} f_{kj} \right) \right] \quad (19)$$

4. Solution Methodology

In order to solve an eigenvalue problem for the frequency study of the doubly curved panel, the external force in Eq. (9) is omitted. By discretizing the panel domain into grid points and utilizing GDQ theory for computing partial derivatives at each grid point, and Gauss-Lobatto quadrature principle, it can be possible to calculate the integrals in virtual work. The matrix form of the equation of motion can be stated as,

$$M\ddot{U} + KU = 0 \tag{20}$$

where **M** specifies the mass matrix and \ddot{U} , **K** express the acceleration vectors and stiffness matrix, respectively.

5. Variable Stiffness Description

Figure 4 demonstrates the VSCL configuration presented by curvilinear fiber path functions. The functions of fiber path variation for each layup shape is presented in Eq. (21). The two design parameters T_0 and T_1 are essential to control the change of the fiber angle on the surface of the lamina.

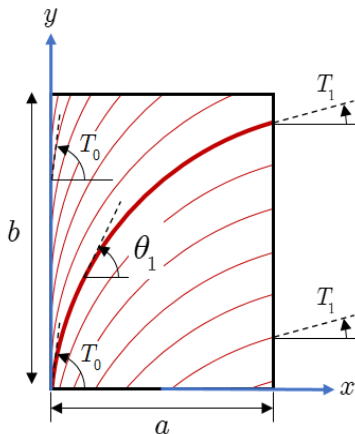


Figure 4 Curvilinear fiber paths

For VSCL;

$$\theta \rightarrow \langle T_0, T_1 \rangle = T_0 + T_1 - T_0 \left(\frac{x}{a_p} \right) \tag{21}$$

Where

$$a_p = 2R \sin \left(\frac{a}{2R} \right) \tag{22}$$

6. Optimization Strategy

The goal of the optimization strategy is to maximize the first (fundamental) natural frequency of the doubly curved panel by optimizing the fiber path function. The stacking scheme for the present eight layers composite doubly curved panel is in the form of Eq. (23) and shown in Figure 5,

$$\left[\theta_1 / \theta_2 / -\theta_3 / -\theta_4 \right]_{sym} \rightarrow \left[\langle T_0^{L1}, T_1^{L1} \rangle / \langle T_0^{L2}, T_1^{L2} \rangle / -\langle T_0^{L3}, T_1^{L3} \rangle / -\langle T_0^{L4}, T_1^{L4} \rangle \right]_{sym} \tag{23}$$

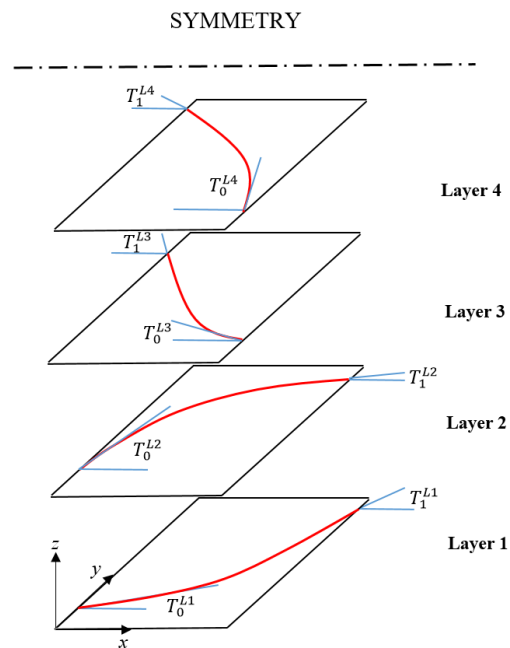


Figure 5 Stacking scheme for present eight layers composite cylindrical curved panel

In the recommended optimization tactic, the composite doubly curved panel fundamental frequency is maximized. The cost function in the procedure is the fundamental frequency and the variables are improved to catch the maximized value of the first natural frequency.

The start fiber angle (T_0) and the final fiber angle (T_1) are the variables considered in the optimization procedure. The following are the definitions of the objective, constraints and variables in the present optimization procedure.

Objective Fundamental Natural Frequency →
Maximum

Constraints For each layer [7]
 $\frac{(T_1 - T_0)}{a} \cos\left((T_1 - T_0)\frac{x}{a} + T_0\right) < 3.28$

Optimum Variables

$$\begin{aligned} 0^\circ \leq T_0^{L1} \leq 45^\circ, & \quad 0^\circ \leq T_1^{L1} \leq 90^\circ \\ 45^\circ \leq T_0^{L2} \leq 90^\circ, & \quad 0^\circ \leq T_1^{L2} \leq 90^\circ \\ 0^\circ \leq T_0^{L3} \leq 45^\circ, & \quad 0^\circ \leq T_1^{L3} \leq 90^\circ \\ 45^\circ \leq T_0^{L4} \leq 90^\circ, & \quad 0^\circ \leq T_1^{L4} \leq 90^\circ \end{aligned}$$

After introducing and expressing the variables, constraints, and cost function of the optimization method, genetic algorithm (GA) [22] is considered to optimize the solutions. The GA MATLAB code is developed with the maximum number of generations of 200 and the population size of 110.

7. Numerical Results

The natural frequency optimization consequences are determined by utilizing the equations obtained for the composite doubly curved panel. The convergence study displays that a minimum number of elements in $x, y,$ and z directions $(n_x, n_y, n_z) = (13, 13, 5)$ is essential to offer a solid convergence. The accuracy of the developed computer code is judged by the following validation studies.

7.1. Structural Model Validation

To endorse the curvilinear fiber model, the natural frequencies of the variable stiffness plate are compared with the outcomes of Ref. [23] in Table 1. Table 1 displays the assessment of frequencies for SSSS and CCCC boundary conditions of the variable stiffness composite lamina and fiber path angles produced by $\langle T_0, T_1 \rangle$.

Table 1 Comparison of natural frequencies of VSCL with curvilinear fibers

VSCL plate	Method	Mode		
		1	2	3
		$\langle 0, 45 \rangle / \langle -45, 60 \rangle / \langle 0, 45 \rangle$		
Simply supported	Ref [23]	358.488	589.9	960.361
	Present study	351.622	581.41	954.14
Clamped	Ref [23]	579.398	821.532	1225.79
	Present study	579.745	822.601	1227.56
		$\langle 30, 0 \rangle / \langle 45, 90 \rangle / \langle 30, 0 \rangle$		
Simply supported	Ref [23]	308.799	503.799	845.509
	Present study	307.62	504.11	846.79
Clamped	Ref [23]	667.177	862.919	1234.64
	Present study	665.217	863.689	1238.5
		$\langle 90, 45 \rangle / \langle 60, 30 \rangle / \langle 90, 45 \rangle$		
Simply supported	Ref [23]	329.688	539.407	886.392
	Present study	323.99	533.1	880.587
Clamped	Ref [23]	710.77	912.183	1335.49
	Present study	709.46	915.47	1340.98

To validate the curved panel structural model, Table 2 shows the fundamental natural frequencies computed with Ref [24] for cylindrical panel model with $ap/R = 0.4, 0.2$ with $h = 1$ mm and $ap/R = 0.4,$

0.2 with $h = 2.5$ mm. The material properties are $E=7 \times 10^{10} \text{ Nm}^{-2}, \nu = 0.33, \rho = 2778 \text{ kg m}^{-3}$

Table 2 Comparison of first and second natural frequencies (rad/s) of a cylindrical panel structure

		$ap/R = 0.4$ $h = 1$ mm	$ap/R = 0.2$ $h = 1$ mm	$ap/R = 0.4$ $h = 2.5$ mm	$ap/R = 0.2$ $h = 2.5$ mm
fundamental mode	Ref [24]	1137.61	865.359	2044.97	1662.75
	Present study	1136.76	864.25	2036.16	1660

7.2. Results and Discussion

The results section is separated into two sub-sections. First, the frequency behavior of the doubly curved panel with rectangular planform and CCCC boundary condition is studied. Second, the doubly curved panel with FCFC boundary conditions is considered in frequency analysis. In each sub-sections, the natural frequencies of the composite panels are maximized for the different boundary conditions by determining optimum fiber path angles by applying the GA algorithm. The stacking scheme for the present eight layers composite cylindrical curved panel with *curvilinear fiber path* is given in Eq. (23). The reference conventional *unidirectional layup sequence* for the sake of comparison is considered to be in the form of,

$$[\theta_1 / \theta_2 / -\theta_3 / -\theta_4]_{sym} \rightarrow [0 / 45 / -90 / -45]_{sym} \tag{24}$$

Composite cylindrical panel geometries along with material characteristics are given in Table 3 based on the parameters defined in Table 3.

Table 3 Geometric and material properties

$a=b=1 (m)$	$E2=7.2 (GPa)$	$G23=3.76 (GPa)$
$h=a/100$	$G12=3.76 (GPa)$	$\nu_{12} =0.29$
$E1=173 (GPa)$	$G13=3.76 (GPa)$	ρ
		$(kg/m^3) =1540$

In the first sub-section, the first natural frequency of rectangular planform curved panel is maximized by curvilinear fiber concept using Genetic Algorithm (GA). For this aim, fiber angles ($T_0^{Li}, T_1^{Li}, i = 1,2,3,4$) for each composite layer are varied to achieve the best values. Due to symmetry in composite layers, fiber angles of the first four layers are considered in the optimization process. Figure 6a-f illustrate the optimum variables of curvilinear fiber path parameters ($T_0^{Li}, T_1^{Li}, i = 1,2,3,4$) for four layers of the preferred doubly curved panel, as well as the maximum reachable natural frequencies using the optimum parameters deduced by optimization algorithm for doubly curved panel with curvature radius ratios of $\frac{R_1}{a} = 2, 10, \infty$ and

$\frac{R_2}{b} = 2, 10, \infty$ for fully clamped rectangular panel, respectively. After the 10th generation, the fitness starts to converge to the optimal cost. Table 4 compares the result of the maximum fundamental natural frequency of the VSCL composite panel calculated via optimization and unidirectional composite panel as a reference conventional configuration to prove the advantages of the variable stiffness concept. Table 4 gives the optimized layup sequence of the VSCL composite panel and the associated natural frequencies for different curvature radius ratios. The following results are deduced.

The optimum fiber paths of the layers are diverse for VSCL panels with different width and length curvature radius ratios. With an increase in curvature radius ratios both in width and length dimensions from $\frac{R_1}{a}, \frac{R_2}{b} = 2$ to $\frac{R_1}{a}, \frac{R_2}{b} = \infty$ (as a flat plate), maximum fundamental natural frequency continuously decreasing. This trend is seen in both VSCL and unidirectional reference panels. The maximum fundamental natural frequency is achieved in VSCL panels with close to zero deg fiber angles in the first layer ($T_0^{L1} = T_1^{L1} \approx 0^\circ$) in almost all case studies except $\frac{R_1}{a}, \frac{R_2}{b} = 2$ which has ($T_0^{L3} = 10^\circ, T_1^{L3} = 34^\circ$) in the first layer. The first layer is the layer with the highest distance from the neutral axis. The first layer and eighth layer are the same due to symmetry. By increasing the length curvature radius ratio $\frac{R_2}{b}$ and constant width ratio $\frac{R_1}{a}$, the second and the fourth layers in VSCL panels are very effective in achieving the highest fundamental frequencies. Larger initial fiber T_0^{L2}, T_0^{L4} and smaller final angles T_1^{L2}, T_1^{L4} are desirable. The highest advantages of applying VSCL concept is seen for panel with $\frac{R_1}{a}, \frac{R_2}{b} = 2,2$ and $\frac{R_1}{a}, \frac{R_2}{b} = 10, \infty$ with different percentages of 16% and 15.1%, respectively. The lowest advantages are seen for high curvature radius ratios $\frac{R_1}{a}, \frac{R_2}{b} = 10,10$ and $\frac{R_1}{a}, \frac{R_2}{b} = \infty, \infty$. It shows that the variable stiffness concept is more advantageous in low curved panels rather than high curved panels especially plates with fully clamped BCs.

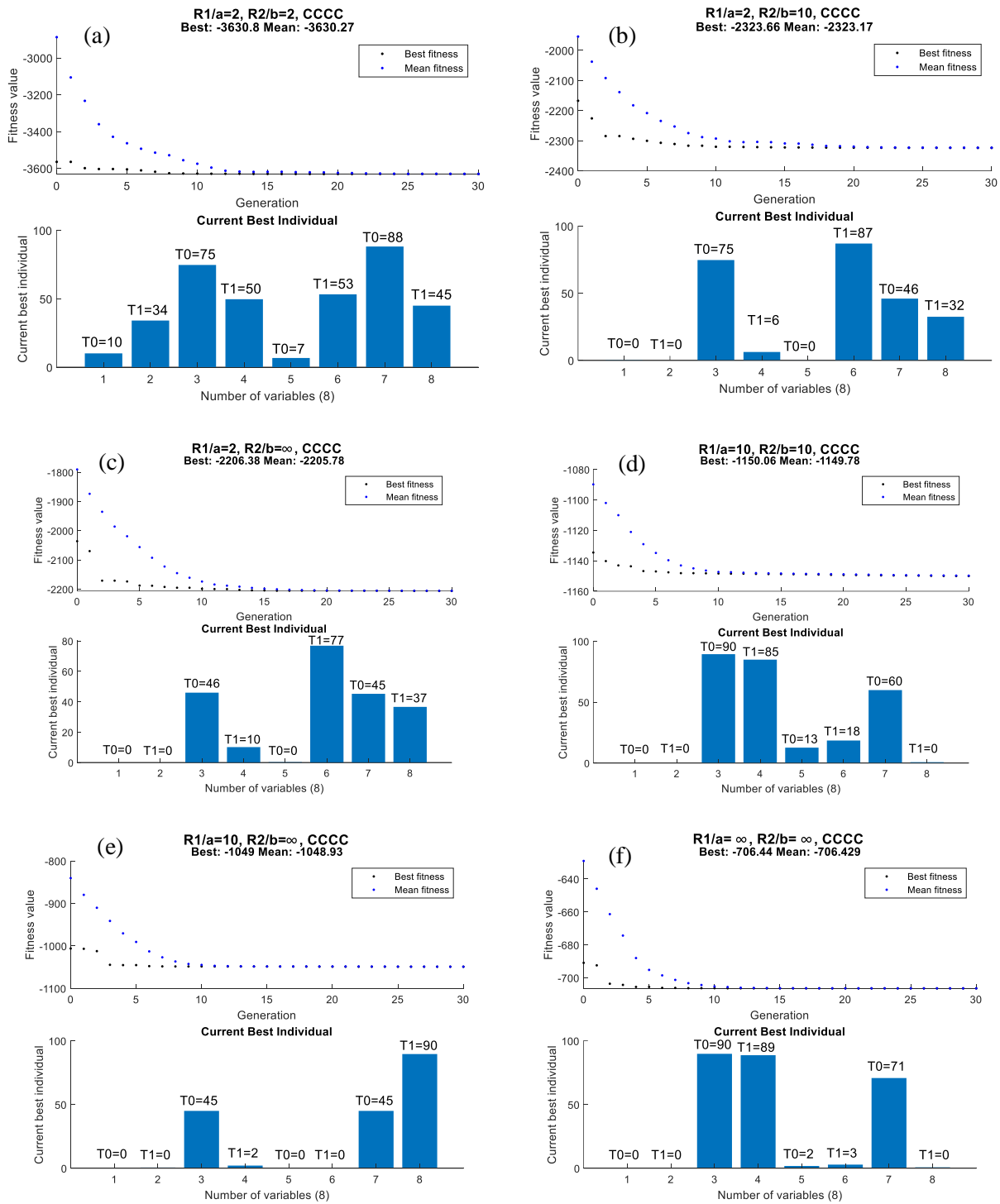


Figure 6 Fundamental frequency optimization of doubly curved panel with CCCC BCs,

- a) $R_1/a=2, R_2/b=2$, b) $R_1/a=2, R_2/b=10$, c) $R_1/a=2, R_2/b=\infty$,
 d) $R_1/a=10, R_2/b=10$, e) $R_1/a=10, R_2/b=\infty$ and f) $R_1/a=\infty, R_2/b=\infty$

Table 4 Comparisons of the natural frequency of optimized curvilinear fiber and unidirectional fiber for rectangular CCCC panels

$\frac{R_1}{a}, \frac{R_2}{b}$	Max fundamental frequency with curvilinear fiber path	Max fundamental frequency with Unidirectional layups	Nat. Freq. Diff.
2, 2	$\left[\langle 10, 34 \rangle / \langle 75, 50 \rangle / -\langle 0, 53 \rangle / -\langle 88, 45 \rangle \right]_{sym}$ $\omega = 3630.8 \text{ rad/sec}$	$[0 / 45 / -90 / -45]_{sym}$ $\omega = 3052.7 \text{ rad/sec}$	16 %
2, 10	$\left[\langle 0, 0 \rangle / \langle 75, 6 \rangle / -\langle 0, 87 \rangle / -\langle 46, 32 \rangle \right]_{sym}$ $\omega = 2323.6 \text{ rad/sec}$	$[0 / 45 / -90 / -45]_{sym}$ $\omega = 2137.2 \text{ rad/sec}$	8.1 %
2, ∞	$\left[\langle 0, 0 \rangle, \langle 46, 10 \rangle, -\langle 0, 77 \rangle, -\langle 45, 37 \rangle \right]_{sym}$ $\omega = 2206.4 \text{ rad/sec}$	$[0 / 45 / -90 / -45]_{sym}$ $\omega = 1997.7 \text{ rad/sec}$	9.5 %
10, 10	$\left[\langle 0, 0 \rangle, \langle 90, 85 \rangle, -\langle 13, 18 \rangle, -\langle 60, 0 \rangle \right]_{sym}$ $\omega = 1150 \text{ rad/sec}$	$[0 / 45 / -90 / -45]_{sym}$ $\omega = 1131.1 \text{ rad/sec}$	1.7 %
10, ∞	$\left[\langle 0, 0 \rangle, \langle 45, 2 \rangle, -\langle 0, 0 \rangle, -\langle 45, 90 \rangle \right]_{sym}$ $\omega = 1049 \text{ rad/sec}$	$[0 / 45 / -90 / -45]_{sym}$ $\omega = 891.1 \text{ rad/sec}$	15.1 %
∞, ∞	$\left[\langle 0, 0 \rangle, \langle 90, 89 \rangle, -\langle 2, 3 \rangle, -\langle 71, 0 \rangle \right]_{sym}$ $\omega = 706.44 \text{ rad/sec}$	$[0 / 45 / -90 / -45]_{sym}$ $\omega = 689.7 \text{ rad/sec}$	2.37 %

In the second sub-section, the optimization results are given to investigate the effects of the VSCL concept on the fundamental natural frequency of doubly curved panels with different width and length curvature radius ratios and FCFC BCs. In Figure 7 and Table 5 It is found out that;

In the same manner with fully clamped panel configuration, by increasing the curvature radius ratio maximum fundamental natural frequency constantly decreasing for both VASL and unidirectional concepts. The trend is the same for both CCCC and FCFC BCs.

The maximum fundamental natural frequency is achieved in VSCL panels and FCFC BCs. with a constant fiber path angle of zero deg ($T_0^{L1} = T_1^{L1} = 0^\circ$) in the first layer and ($T_0^{L2} = 45^\circ, T_1^{L2} \approx 0^\circ$) in the second layer in almost all case studies. The two layers with the highest distance from the neutral axis.

It is found that the VSCL concept in panels with high curvature radius ratios $\frac{R_1}{a}, \frac{R_2}{b} = 10, \infty$ and $\frac{R_1}{a}, \frac{R_2}{b} = 10, 10$ gives the highest difference

percentages 22.3% and 19.5% in frequency values over the unidirectional concept, respectively.

Comparing the effect of the VSCL concept in different BCs. for fundamental natural frequency shows that FCFC BCs. gives the greater advantages over the fully clamped BCs.

This type of composite optimization method could be applied in various kinds of plate geometries and configurations [25-27] to improve the mechanical performance of the structures.

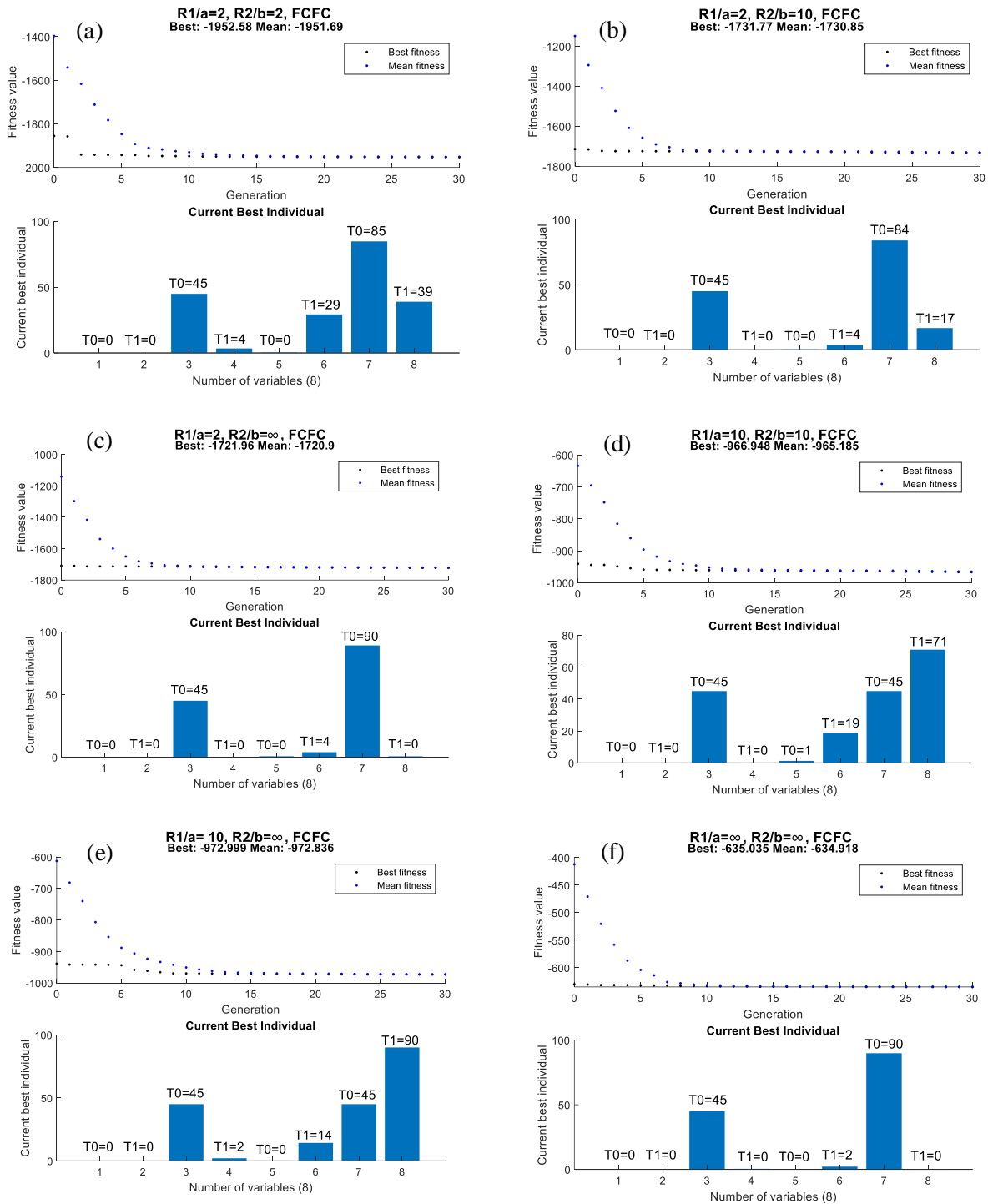


Figure 7 Fundamental frequency optimization of doubly curved panel with FCFC BCs,
 a) $R_1/a=2, R_2/b=2$, b) $R_1/a=2, R_2/b=10$, c) $R_1/a=2, R_2/b=\infty$,
 d) $R_1/a=10, R_2/b=10$, e) $R_1/a=10, R_2/b=\infty$ and f) $R_1/a=\infty, R_2/b=\infty$

Table 5 Comparisons of natural frequency of optimized curvilinear fiber and unidirectional fiber for rectangular FCFC panels

$\frac{R_1}{a}, \frac{R_2}{b}$	Max fundamental frequency with curvilinear fiber path	Max fundamental frequency with Unidirectional layups	Nat. Freq. Diff.
2, 2	$\left[\langle 0,0 \rangle / \langle 45,4 \rangle / -\langle 0,29 \rangle / -\langle 85,39 \rangle \right]_{sym}$ $\omega_{nat.} = 1952.6 \text{ rad/sec}$	$[0 / 45 / -90 / -45]_{sym}$ $\omega_{nat.} = 1789.5 \text{ rad/sec}$	8.35 %
2,10	$\left[\langle 0,0 \rangle / \langle 45,0 \rangle / -\langle 0,4 \rangle / -\langle 84,17 \rangle \right]_{sym}$ $\omega = 1730.7 \text{ rad/sec}$	$[0 / 45 / -90 / -45]_{sym}$ $\omega = 1513.7 \text{ rad/sec}$	12.5 %
2, ∞	$\left[\langle 0,0 \rangle, \langle 45,0 \rangle, -\langle 0,4 \rangle, -\langle 90,0 \rangle \right]_{sym}$ $\omega = 1721.9 \text{ rad/sec}$	$[0 / 45 / -90 / -45]_{sym}$ $\omega = 1495 \text{ rad/sec}$	13.2 %
10, 10	$\left[\langle 0,0 \rangle, \langle 45,0 \rangle, -\langle 1,19 \rangle, -\langle 45,71 \rangle \right]_{sym}$ $\omega = 966.9 \text{ rad/sec}$	$[0 / 45 / -90 / -45]_{sym}$ $\omega = 777.7 \text{ rad/sec}$	19.5 %
10, ∞	$\left[\langle 0,0 \rangle, \langle 45,2 \rangle, -\langle 0,14 \rangle, -\langle 45,90 \rangle \right]_{sym}$ $\omega = 972.8 \text{ rad/sec}$	$[0 / 45 / -90 / -45]_{sym}$ $\omega = 755.7 \text{ rad/sec}$	22.3 %
∞, ∞	$\left[\langle 0,0 \rangle, \langle 45,0 \rangle, -\langle 0,2 \rangle, -\langle 90,0 \rangle \right]_{sym}$ $\omega = 635 \text{ rad/sec}$	$[0 / 45 / -90 / -45]_{sym}$ $\omega = 551.5 \text{ rad/sec}$	13.15 %

Conclusion

In the present study, the influence of fiber path function on free vibration of VSCL composite doubly curved panel is examined for two forms of boundary conditions. The GDQ method and Hamilton’s principle are applied to study the variation of the fundamental frequencies of the variable stiffness composite panels. The genetic algorithm is applied to optimize the fundamental natural frequencies of curvilinear fiber composite panels. Genetic algorithm in a nonlinear constraint optimization problem is utilized to derive the optimum fiber angle orientation of each layer in an eight-layer variable stiffness panel.

Ethical Approval

Not applicable.

References

[1] Abdalla, M. M., Setoodeh, S., & Gürdal, Z. (2007). Design of variable stiffness composite panels for maximum fundamental frequency using lamination parameters. *Composite structures*, 81(2), 283-291.

[2] Labans, E., & Bisagni, C. (2019). Buckling and free vibration study of variable and constant-stiffness cylindrical shells. *Composite Structures*, 210, 446-457.

[3] Narita, Y., & Robinson, P. (2006). Maximizing the fundamental frequency of laminated cylindrical panels using layerwise optimization. *International Journal of Mechanical Sciences*, 48(12), 1516-1524.

[4] Serhat, G., & Basdogan, I. (2019). Lamination parameter interpolation method for design of manufacturable variable-stiffness composite panels. *AIAA Journal*, 3052-3065.

[5] Blom AW. Structural performance of fiber-placed, variable-stiffness composite conical and cylindrical shells. PhD Thesis, Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, Delft, The Netherlands, 2010.

[6] Blom, A. W., Stickler, P. B., & Gürdal, Z. (2010). Optimization of a composite cylinder under bending by tailoring stiffness properties in circumferential direction. *Composites Part B: Engineering*, 41(2), 157-165.

- [7] Blom, A. W., Setoodeh, S., Hol, J. M., & Gürdal, Z. (2008). Design of variable-stiffness conical shells for maximum fundamental eigenfrequency. *Computers & structures*, 86(9), 870-878.
- [8] Honda, S., Igarashi, T., & Narita, Y. (2013). Multi-objective optimization of curvilinear fiber shapes for laminated composite plates by using NSGA-II. *Composites Part B: Engineering*, 45(1), 1071-1078.
- [9] Tornabene, F., Fantuzzi, N., Baccocchi, M., & Viola, E. (2015). Higher-order theories for the free vibrations of doubly-curved laminated panels with curvilinear reinforcing fibers by means of a local version of the GDQ method. *Composites Part B: Engineering*, 81, 196-230.
- [10] Zhao, W., & Kapania, R. K. (2019). Prestressed vibration of stiffened variable-angle tow laminated plates. *AIAA Journal*, 57(6), 2575-2593.
- [11] Wu, C. P., & Lee, C. Y. (2001). Differential quadrature solution for the free vibration analysis of laminated conical shells with variable stiffness. *International Journal of Mechanical Sciences*, 43(8), 1853-1869.
- [12] Luersen, M. A., Steeves, C. A., & Nair, P. B. (2015). Curved fiber paths optimization of a composite cylindrical shell via Kriging-based approach. *Journal of Composite Materials*, 49(29), 3583-3597.
- [13] Hao, P., Yuan, X., Liu, C., Wang, B., Liu, H., Li, G., & Niu, F. (2018). An integrated framework of exact modeling, isogeometric analysis and optimization for variable-stiffness composite panels. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 339, 205-238.
- [14] Houmat, A. (2018). Optimal lay-up design of variable stiffness laminated composite plates by a layer-wise optimization technique. *Engineering Optimization*, 50(2), 205-217.
- [15] Pitton, S. F., Ricci, S., & Bisagni, C. (2019). Buckling optimization of variable stiffness cylindrical shells through artificial intelligence techniques. *Composite Structures*, 230, 111513.
- [16] Ameri, E., Aghdam, M. M., & Shakeri, M. (2012). Global optimization of laminated cylindrical panels based on fundamental natural frequency. *Composite Structures*, 94(9), 2697-2705.
- [17] Koide, R. M., & Luersen, M. A. (2013). Maximization of fundamental frequency of laminated composite cylindrical shells by ant colony algorithm. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 5(1), 75-82.
- [18] Farsadi, T., Asadi, D., & Kurtaran, H. (2020). Fundamental frequency optimization of variable stiffness composite skew plates. *Acta Mechanica*, 1-19.
- [19] Ghashochi-Bargh, H., & Sadr, M. H. (2013). PSO algorithm for fundamental frequency optimization of fiber metal laminated panels. *Structural Engineering and Mechanics*, 47(5), 713-727.
- [20] Farsadi, T., Rahmanian, M., & Kurtaran, H. Nonlinear analysis of functionally graded skewed and tapered wing-like plates including porosities: A bifurcation study. *Thin-Walled Structures*, 160, 107341.
- [21] Farsadi, T., Asadi, D., & Kurtaran, H. (2020). Nonlinear flutter response of a composite plate applying curvilinear fiber paths. *Acta Mechanica*, 231(2), 715-731.
- [22] Song, Z. G., & Li, F. M. (2014). Optimal locations of piezoelectric actuators and sensors for supersonic flutter control of composite laminated panels. *Journal of Vibration and Control*, 20(14), 2118-2132.
- [23] Akhavan, H., & Ribeiro, P. (2011). Natural modes of vibration of variable stiffness composite laminates with curvilinear fibers. *Composite Structures*, 93(11), 3040-3047.
- [24] Ribeiro, P. (2008). Non-linear free periodic vibrations of open cylindrical shallow shells. *Journal of sound and vibration*, 313(1-2), 224-245.
- [25] Javanshir, J., Farsadi, T., & Yuceoglu, U. (2012). Free vibrations of composite base plates stiffened by two adhesively bonded plate strips. *Journal of aircraft*, 49(4), 1135-1152.
- [26] Javanshir, J., Farsadi, T., & Yuceoglu, U. (2014). Free flexural vibration response of integrally-stiffened and/or stepped-thickness composite plates or panels. *Int J Acoust Vib*, 19(2), 114-126.
- [27] Farsadi, T., Heydarnia, E., & Amani, P. (2012). Buckling behavior of composite triangular plates. *A A*, 1(2), 3.

Lateral Control with Differential and Collective Morphing in Quadrotors

Oguz KÖSE¹*, Tuğrul OKTAY²

¹ Gumushane University, Kelkit College of Aydın Dogan, Kelkit/Gumushane, Turkey

² Erciyes University, Department of Aeronautical Engineering, Kayseri, Turkey

Abstract

Quadrotor are four-rotor unmanned aerial vehicles(UAV). These vehicles are widely used in military and civilian areas. They are preferred because they eliminate the risk of life of pilots. In this study, the effect of morphing, which is a new and developmental phenomenon in unmanned aerial vehicles, on lateral flight is discussed. Quadrotor modeling is achieved by Newton Euler approach. Models with quadrotor full and morphing states were drawn in Solidworks program. Simulations were made using the state space model approach in Matlab environment with the moment of inertia and mass values obtained in these models. Proportional integral derivative(PID) is used as the quadrotor control algorithm. Simulations are performed separately for each morphing situation. The results are presented with graphic and design performance criteria.

Keywords: Quadrotor, Morphing, Control, PID, UAV

1. Introduction

Unmanned aerial vehicles (UAV) emerged as platforms popular in various applications such as rescue missions, fire fighting and reconnaissance. These vehicles can be used in hazardous environments as they are low cost and eliminate the risk of pilots' life. Quadrotors, a type of UAVs, have attracted the attention of researchers because they can take off and land vertically and are mechanically simple. Quadrotors don't need a runway as they can take off and land vertically. Therefore, they are more preferred than fixed wing

UAVs. Many studies have been done on quadrotor modeling and control. However, studies on morphing, which constitute the main subject of this study, have started to take a new place in the literature. Some of these studies are listed below. In study in [1], Barbaracci discussed the modeling and control of a quadrotor with variable geometry. He tried to show how the angle between the arms affects longitudinal and lateral flight. He used LQR and proportional integral derivative (PID) algorithms as control algorithm. The simulations

Corresponding Author: Oguz Kose oguzkose24@gmail.com

Citation: Köse, O., Oktay, Y. (2020) Lateral Control with Differential and Collective Morphing in Quadrotors J. Aviat. 4 (2), 48-54.

ORCID: ^{1*} <https://orcid.org/0000-0002-8069-8749>; ² <https://orcid.org/0000-0003-4860-2230>

DOI: <https://doi.org/10.30518/jav.788938>

Received: 28 August 2020 **Accepted:** 26 December 2020 **Published (Online):** 28 December 2020

Copyright © 2020 Journal of Aviation <https://javsci.com> - <http://dergipark.gov.tr/jav>



This is an open access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution 4.0 International Licence

showed how different angles between the quadrotor arms affect the quadrotor flight. He worked on a foldable and quadrotor that can be used in works such as mapping and illustration in D. Falanga[2]. These Quadrotors could do H morphing, O morphing and T morphing because the arms could morphing from the joints to the body. The quadrotor was not symmetrical because it had different types of morphing features. Without this symmetry, the quadrotor provided a stable flight. V. Riviere et al. [3] worked on a quadrotor that can pass through narrow spaces.

The quadrotor had an elastic mechanism and could avoid obstacles. In the morphing process, there was a loss of control in the quadrotor roll axis in order to cope with this, the quadrotor developed a control system that kept it constant until a narrow area passed. T. Oktay and S. Coban [4] worked on the longitudinal and lateral flight control of the Tactical Unmanned Aerial Vehicle, which includes both passive and active morphing. This TUAV had a weight of 50 kg, a range of 3000 km, airborne time of 28 hours and a ceiling altitude of 12500 m. They calculated the optimum wingspan parameters using A stochastic optimization method named as simultaneous perturbation stochastic approximation (SPSA). They also calculated the controller coefficients with the same algorithm. T. Oktay and O. Kose [5]–[12] received the hover, longitudinal and lateral flights of the quadrotor with collective morphing. In their work, they worked on quadrotor modeling and control as well as morphing. They used PID as the control algorithm.

In this study, the effect of collective and differential morphing on lateral flight in an X-type quadrotor was investigated. In addition, quadrotor modeling and control are also discussed.

2. Material and Methods

2.1 Quadrotor Movements

Quadrotor is an unmanned aerial vehicle consisting of four rotors. It acts by taking advantage of the thrust produced by the rotors. Quadrotor performs its movement in the x, y and z axes. Quadrotor lateral movement is also called roll movement. The quadrotor performs its lateral movement on the X axis. Fig 1 shows the lateral movement.

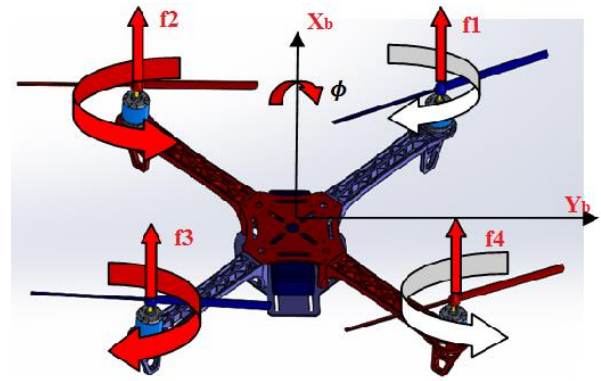


Figure 1. Lateral Movement

As shown in Figure 1, the rotors numbered 1 and 4 should decrease while the speed of rotors 2 and 3 should increase while the quadrotor would perform lateral movement.

2.2 Dynamic Model

Newton Euler method is used to obtain the quadrotor dynamic model [13], [14].

- The structure is solid and symmetrical.
- Propellers are solid.
- Ground effect is neglected.

Quadrotor is a nonlinear system. Although it is structurally simple, it is a complex system as a mathematical model. Nonlinear dynamics are converted into linear equations using various methods. Linear motion equations are as follows.

$$\begin{aligned}
 \dot{y} &= v \\
 \dot{v} &= g\phi \\
 \dot{r} &= \frac{\tau_z}{I_z} \\
 \dot{p} &= \frac{\tau_x}{I_x} \\
 \phi &= p \\
 \dot{\psi} &= r
 \end{aligned} \tag{1}$$

From these equations y , ϕ and ψ quadrotor holds the linear and angular position and v , p and r hold the linear and angular velocities.

I_x and I_x represent quadrotor moments of inertia[15].

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \tag{2}$$

In order to run quadrotor motion equations in simulations, an introduction to the system must be applied. τ_x is the entry for lateral actuation.

$$\tau_x = bl(-\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (3)$$

For lateral flight, τ_x input is used. Where l the distance between any rotor and the center of the quadrotor, b is the thrust factor and d is the drag factor and Ω is propeller speed.

2.3 State Space Model and Morphing

State space model is a method used for modeling physical systems. In this method, physical system equations are expressed by first-order equations. These equations are modeled using the matrix form. The general form of the situation space model approach is shown below.

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

Where, $x(t)$ = State vector, $y(t)$ = Output vector, $u(t)$ = Input or control vector, A = System matrix, B = Input matrix, C = Output matrix, D = Feedforward matrix.

The lateral movement state space model discussed in this study is given below.

$$\begin{bmatrix} \dot{y} \\ \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & g & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1/I_x & 0 \\ 0 & 1/I_z \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_z \end{bmatrix}$$

$$y = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix}$$

The process of changing the geometry of unmanned aerial vehicles is described as morphing. Morphing is carried out in two ways:

- Active morphing
- Passive morphing

If the unmanned aerial vehicle changes its geometry during flight, this is called active morphing. If the change in geometry is made on the ground before the flight, this is called passive morphing. In this study, active morphing was applied.

In the quadrotor type unmanned aerial vehicle, morphing occurs by lengthening and shortening the arm lengths.

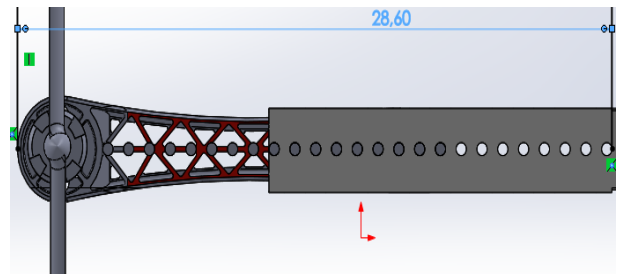


Figure 2. Normal arm

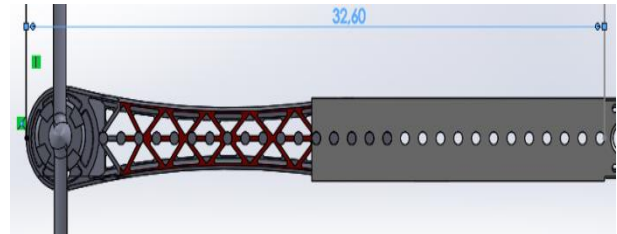


Figure 3. %50 morphing

2.4 Quadrotor Control System

PID algorithm was used in this study for quadrotor control. The PID controller is the most common form of feedback [16]. PID controllers are today found in all areas where control is used. PID controllers have survived many changes in technology, from mechanics and pneumatics to microprocessors via electronic tubes, transistors, integrated circuits. The general formula of PID algorithm is given below.

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (4)$$

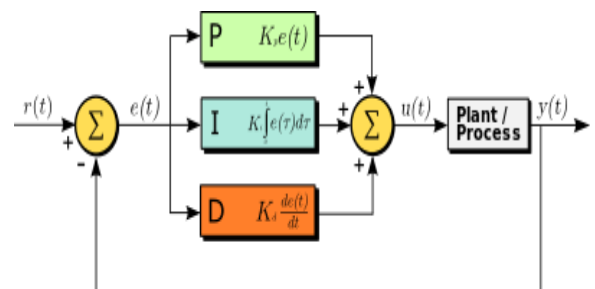


Figure 4. PID control

where y is the measured process variable, r the reference variable, u is the control signal and e is the control error. The reference variable is often called the set point. The control signal is thus a sum of three terms: the P-term (which is proportional to the error), the I-term (which is proportional to the integral of the error), and the D-term (which is proportional to the derivative of the error). The controller parameters are proportional gain K_p , integral gain K_i , and derivative gain K_d . The integral, proportional and derivative part can be

interpreted as control actions based on the past, the present.

3. Result and Discussion

In this study, differential and collective morphing is discussed together. In differential morphing, the forearms are lengthened, while the back arms are shortened by the same amount. In collective morphing, the forearm and back arms are lengthened or shortened by the same amount. The differential and collective morphing states discussed for this study are shown below.

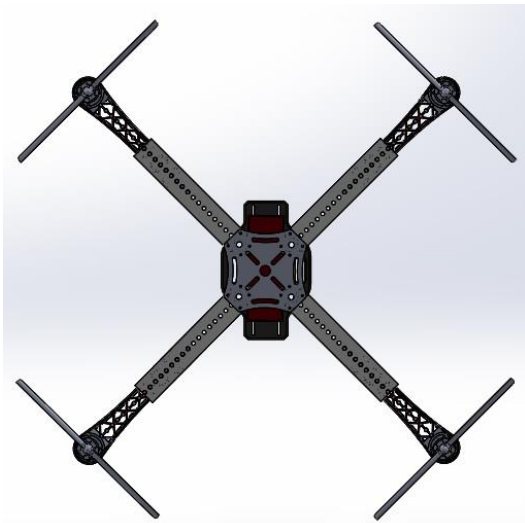


Figure 5. Initial situation

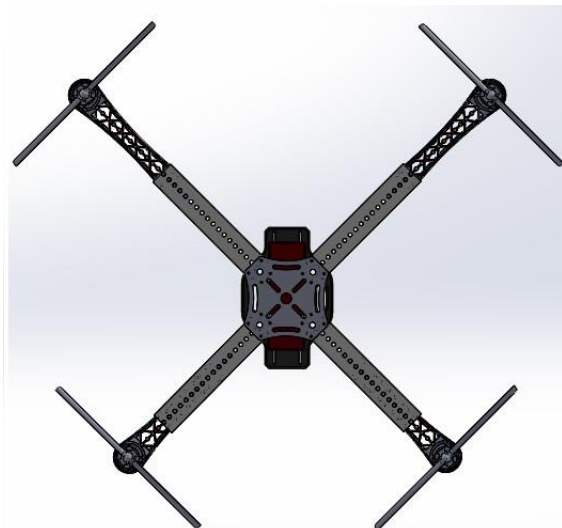


Figure 6. %50 differential and %50 collective morphing

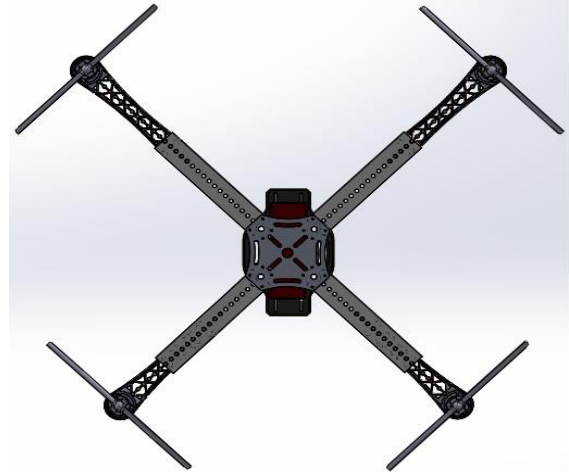


Figure 7. %50 differential and %25 collective morphing

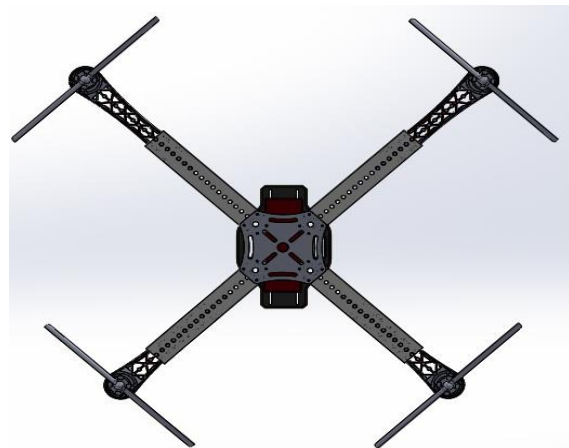


Figure 8. %25 differential and %50 collective morphing

There is no change in the quadrotor mass with differential and collective morphing. In the case of morphing, the quadrotor inertia moments change because the solid body model changes. Inertia moments are obtained from the models drawn in the Solidworks program. In the table below, inertia moments and mass information are given according to morphing states.

Table 1. Differential and Collective Morphing Moment of Inertia Change

	Fig 4	Fig 5	Fig 6	Fig 7
Ix(kg*m2)	0.03595	0.03596	0.03527	0.03659
Iy(kg*m2)	0.03543	0.03564	0.03490	0.03622
Iz(kg*m2)	0.02027	0.02049	0.01906	0.02170
m(kg)	0.60292	0.60292	0.60292	0.60292

PID coefficients remain the same in all cases of differential and collective morphing. PID coefficients are given in the table below.

Table 2. PID Coefficients

State	P	I	D
Differential and collective morphing	50	0.8	0.2

Simulation results in Matlab / Simulink environment are given below.

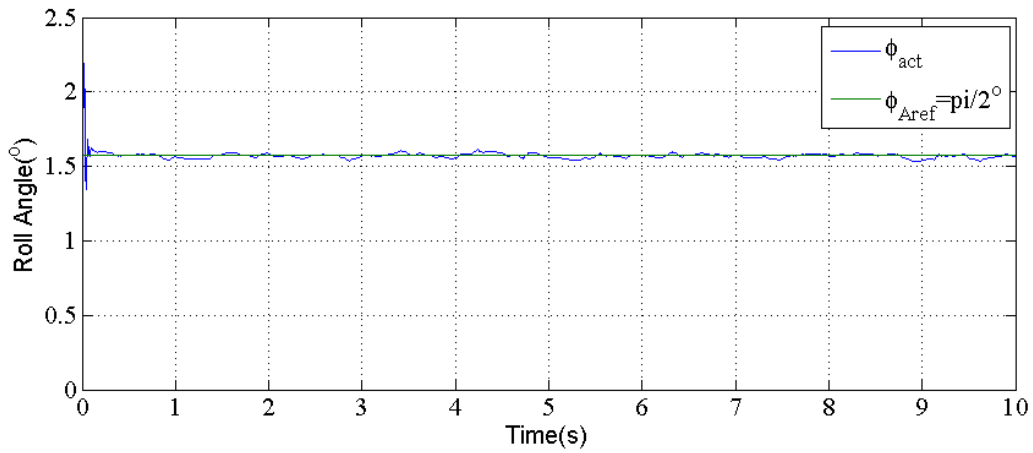


Figure 9. Initial situation simulation

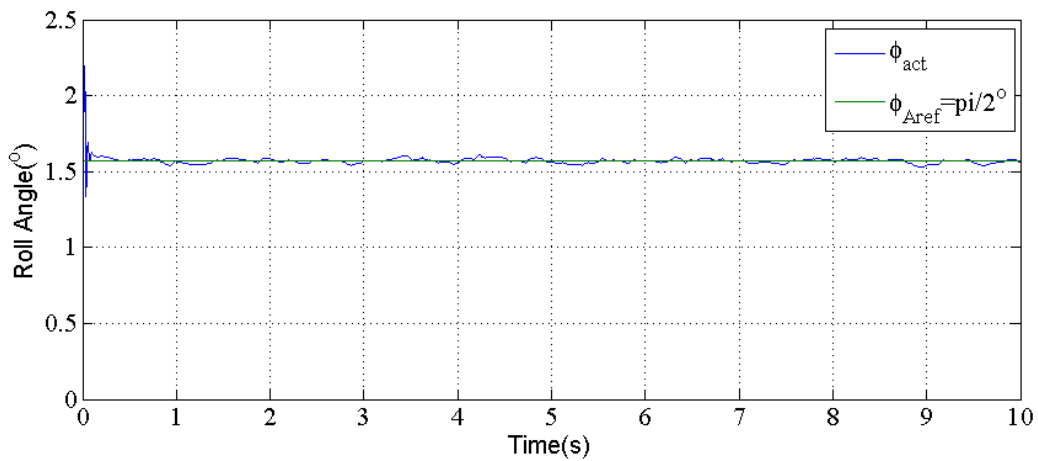


Figure 10. %50 differential and %50 collective morphing simulation

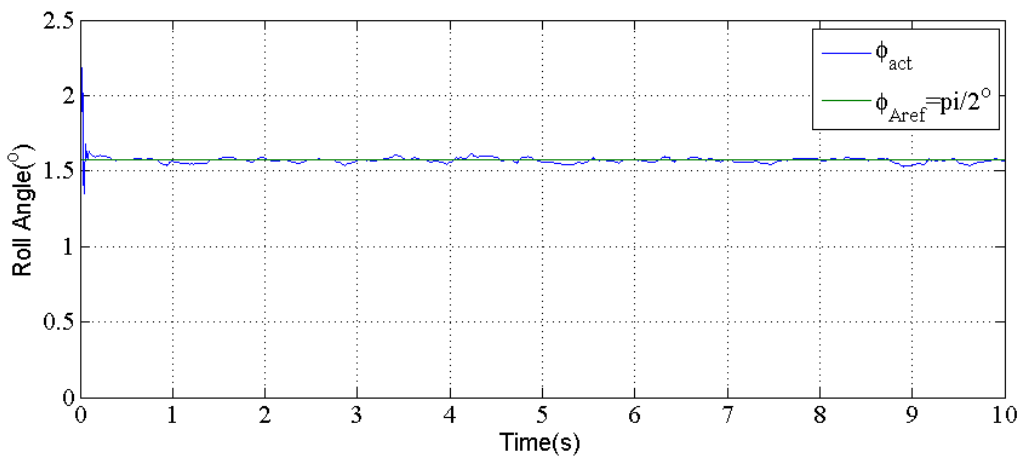


Figure 11. %50 differential and %25 collective morphing simulation

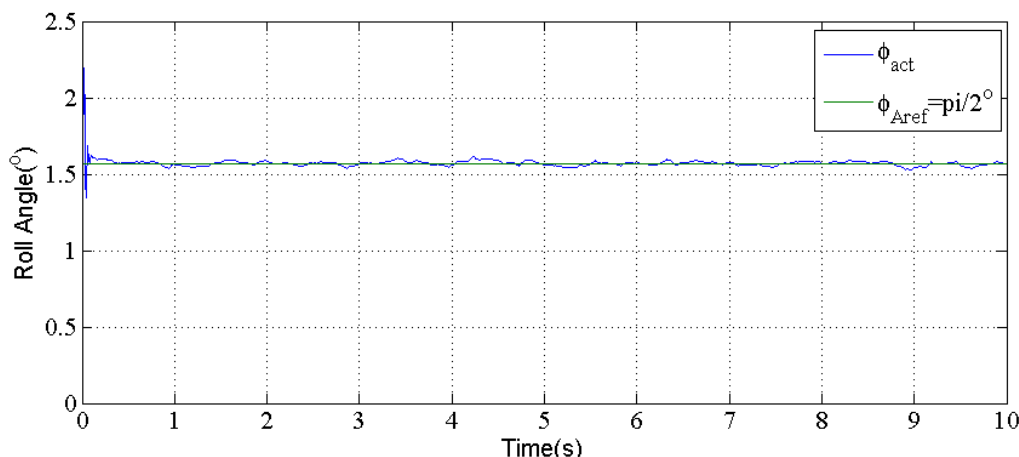


Figure 12. %25 differential and %50 collective morphing simulation

4. Conclusions

In this study, the effect of differential and collective morphing on the quadrotor lateral flight was investigated. Quadrotor created the dynamic model using the Newton Euler method. Quadrotor full model and every morphing situation were drawn in Solidworks program and mass and moment of inertia values were taken. Using these values, simulations were made using the state space model approach in Matlab environment.

According to simulation results, differential and collective morphing had an effect on lateral flight. The main reason for this is that the quadrotor inertia moments change in each morphing situation. These inertia moment values have an effect on flight since the state is applied as an input to the space model. Rise time, settling time and overshoot values, which are the design performance criteria that affect the lateral flight, can be seen by monitoring.

Table 3. Differential and Collective Morphing Design Performance Criteria

	Fig 4	Fig 5	Fig 6	Fig 7
Rise Time	0.00757	0.00757	0.0748	0.00765
	sec	sec	sec	sec
Settling Time	0.0996	0.0996	0.0988	0.1 sec
	sec	sec	sec	
Overshoot	42.1 %	42.1 %	42.4 %	41.8 %

Ethical Approval

Not applicable.

References

- [1] G. Barbaraci, "Modeling and control of a quadrotor with variable geometry arms," *J. Unmanned Veh. Syst.*, vol. 3, no. 2, pp. 35–57, 2015.
- [2] D. Falanga, E. Mueggler, M. Faessler, and D. Scaramuzza, "Aggressive quadrotor flight through narrow gaps with onboard sensing and computing using active vision," *Proc. - IEEE Int. Conf. Robot. Autom.*, pp. 5774–5781, 2017, doi: 10.1109/ICRA.2017.7989679.
- [3] V. Riviere, A. Manecy, S. Viollet, V. Riviere, A. Manecy, and S. Viollet, "Agile robotic fliers : a morphing based approach To cite this version : HAL Id : hal-01803737 Agile robotic fliers : a morphing based approach," 2018.
- [4] T. Oktay and S. Coban, "Simultaneous longitudinal and lateral flight control systems design for both passive and active morphing TUAVs," *Elektron. ir Elektrotehnika*, vol. 23, no. 5, pp. 15–20, 2017, doi: 10.5755/j01.eie.23.5.19238.
- [5] O. Kose and T. Oktay, "Optimal Tuning of PID Controller For Forward Flight of Research Based Quadrotor," *2. Uluslararası Multidisipliner Çalışmaları Kongresi*. Adana, 2018.
- [6] O. Kose and T. Oktay, "Dynamic Modeling and Simulation of Quadrotor for Different Flight Conditions," *Eur. J. Sci. Technol.*, vol. 15, pp. 132–142, 2019.
- [7] O. Kose and T. Oktay, "Non Simultaneous Morphing System Desing for Quadrotors," no. 16, pp. 577–588, 2019, doi: 10.31590/ejosat.569785.

- [8] T. Oktay and O. Kose, "The Effect of Collective Morphing on the Longitudinal Flight in Quadcopter," *Mas International European Congresson Mathematics, Engineering, Natural Andmedical Sciences-III*. Şanlıurfa, 2019.
- [9] T. Oktay and O. Kose, "The Effect of Collective Morphing on the Lateral Flight in Quadcopter," *Umteb6. Uluslararası Mesleki ve Teknik Bilimler Kongresi*. Iğdır, 2019.
- [10] T. Oktay and O. Kose, "Survey on Morphing Methods for Quadcopter," *Umteb6. Uluslararası Mesleki Ve Teknik Bilimler Kongresi*. Iğdır, 2019.
- [11] T. Oktay and O. Kose, "The Effect of Collective Morphing on the Vertical Flight in Quadcopter," in *Mas International European Congresson Mathematics, Engineering, Natural Andmedical Sciences-III*, 2019, pp. 1–10.
- [12] T. Oktay and O. Kose, "Non Simultaneous Morphing System Design for Yaw Motion in Quadrotors," *J. Aviat.*, vol. 3, no. 2, pp. 81–88, 2019.
- [13] A. Marks, J. F. Whidborne, and I. Yamamoto, "Control allocation for fault tolerant control of a VTOL octorotor," *Proc. 2012 UKACC Int. Conf. Control. Control 2012*, no. September, pp. 357–362, 2012, doi: 10.1109/CONTROL.2012.6334656.
- [14] S. Bouabdallah, "Design and control of quadrotors with application to autonomous flying," Epfl, 2007.
- [15] J. Domingues, "Quadrotor prototype," *Inst. Super. Tec. Univ. Tec. ...*, no. October, p. 129, 2009, [Online]. Available: <http://scholar.google.com/scholar?hl=en&btnG=Search&q=intitle:Quadrotor+prototype#4>.
- [16] K. J. Åström and T. Häggglund, *Control PID avanzado*. Pearson, Madrid, 2009.

Uçuş Operasyonlarında İnsan Faktörünün Rolü ve Pilot Performansını Arttıracak Öneriler

M.Melih BAŞDEMİR¹ 

Türk Hava Yolları, Uçuş İşletme Başkanlığı, İstanbul, Türkiye

ÖZET

Uçuş emniyetinin vazgeçilmez unsuru insandır. İnsan yeteneklerinin kısıtlı olması, insanın teknik ve teknik olmayan yeteneklerinin birçok değişken tarafından etkilenmesi, insan faktörünün uçuş emniyetini sağlamadaki rolünü önemli hale getirmiştir. Uçuş faaliyetlerinin tarihsel sürecine bakıldığında insan faktörünün uçak kazalarındaki yerinin %70-80 oranında olduğu görülmektedir. İnsan faktörüyle ilgili dinamikleri tam olarak bilmeden ve insan faktörlerinin uçuş operasyonlarına olan etkisi anlaşılmeden uçuş emniyetini sağlamanın zor olduğu bilinmektedir. Bu noktadan hareketle, bu çalışmada pilot performansının uçuş emniyetindeki yeri nitel araştırma yöntemi ile araştırılmıştır. Öncelikle, ayrıntılı bir şekilde insan faktörüne ilişkin bir literatür taraması yapılmış ve sonrasında tecrübeli kaptan pilotlarla yarı yapılandırılmış mülakatlar yapılarak konuyla ilgili veriler toplanmış, takiben elde edilen bulgular yorumlanarak araştırma tamamlanmıştır. Araştırmanın sonunda hava yolu işletmelerine sunulmak üzere insan performansını arttırmaya yönelik olarak “pilot performansını iyileştirecek bir öneri seti” oluşturulmuştur. Elde edilen önerilerde özellikle kurumsal iklimin iyileştirilmesi, yönetimde adaletin sağlanması, uçuşa bilgili ve hazırlıklı gelme ve ihlallerden uzak durmanın ön planda olduğu görülmüştür. Çalışmada Ekip Kaynak Yönetimi (EKY) ve Tehdit ve Hata Yönetimi (TEHY) dinamikleri de dikkate alınmıştır. Çalışmanın ana amacı hava yolu işletmelerinde pilot performansını arttırmaya yönelik öneriler sunmaktır.

Anahtar Kelimeler: İnsan Faktörü, Pilot Performansı, Uçuş Emniyeti, Uçuş Operasyonları, Ekip Kaynak Yönetimi.

The Role of Human Factors in Flight Operations and Performance Recommenations for The Pilots

Corresponding Author/Sorumlu Yazar: Dr. Kaptan ve Öğretmen Pilot, M.Melih Başdemir, mbasdemir@thy.com

Citation/Alıntı: Melih M. Başdemir, (2020). Uçuş Operasyonlarında İnsan Faktörünün Rolü ve Pilot Performansını Arttıracak Öneriler J. Aviat. 4 (2), 55-70.

ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-8380-2700>

DOI: <https://doi.org/10.30518/jav.848709>

Gelis/Received: 17 Ekim 2020 **Kabul/Accepted:** 24 Aralık 2020 **Yayınlanma/Published (Online):** 28 Aralık 2020

Copyright© 2020 Journal of Aviation <https://javsci.com> - <http://dergipark.gov.tr/jav>



This is an open access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution 4.0 International Licence

Abstract

Human beings are the foremost basis of flight safety in flight operations. Due to the limited capabilities of human beings, and human's technical and nontechnical competencies' continuous interaction with other variables of the flight operations, human factors have become highly influential in ensuring flight safety. With respect to the aviation history statistics, one can understand that the human factor's role in flight accidents is around 70-80%. Therefore, without thorough analysis of human factors, it would be very hard to understand and ensure the flight safety in flight operations. Having mentioned these facts, in this study the role of pilot performance in flight safety has been investigated by means of qualitative research methods. In this research, initially a thorough literature review was completed, then semi-structured interviews were conducted with experienced captain pilots in the field, and finally by means of interview findings, "a proposal set to improve the pilot performance" was devised. In the proposal set, themes such as improving organizational climate, ensuring justice in the airline management, being knowledgeable and ready for the flights and refraining from violations were obtained. In this research Crew Resource Management (CRM), Threat and Error Management (TEM) dynamics were examined and the main ways of optimizing pilot performance were investigated. Main purpose of this study is to offer "performance proposals for pilots" in the airline companies in order to maximize the pilot performance.

Key words: Human Factors, Pilot Performance, Flight Safety, Flight Operations, Crew Resource Management.

1. Giriş

İnsan doğası gereği yetenekleri sınırlı ve hata yapmaya eğilimli bir varlıktır. Özellikle uçuculuk mesleğinde havada ve yerde görev yapan tüm havacılar, sınırlı kişisel performans düzeyine bağlı olarak yaptıkları işlerde insan faktöründen kaynaklanabilecek sorunları asgari düzeye indirmeye çalışmaktadırlar. İnsan, diğer canlılara göre zeki, duyuşsal yeteneklerle donanmış, anlama, kavrama ve etkin bir şekilde uygulama yeteneğine sahip olan bir varlıktır. Ancak insan psikolojik ve fizyolojik kısıtları sebebiyle bu tür yeteneklerini her zaman üst seviyede kullanamamaktadır. Bunun sebebi ise insan performansının çalıştığı ortamlardaki değişken durumlara göre kırılabilirlik göstermesidir [1].

Havacılık dünyasında bilinen kazaların çoğu insan performansının azalmasından kaynaklı hatalardan oluşmaktadır [2]. Bu gerçek, havacılık dünyasıyla ilgilenen herkes tarafından bilinse de, uçuş emniyetini sağlamada ve kazaları önlemede "insandır hata yapar" anlayışının arkasına sığınmamak, hataların kaynağını araştırmak gerekmektedir. İnsanların hata yapmalarına sebep olan; yetersiz eğitim, yorgunluk, zorlayıcı uçuş ve mesai programları, talepkar şirket politikaları, motivasyon eksikliği, modern uçuş sistemlerindeki otomasyona uyumsuzluk, vb. gibi gizli ve açık etkenler bu hata kaynaklarından bir kaçıdır [3].

İnsan faktörünü ve pilot performansını değerlendirip analiz etmeyi amaçlayan ve yaygın olarak kullanılan sistemsel bazı modeller vardır. Bunlardan biri SHELL (Software, Hardware, Environment, Liveware, Liveware- Yazılım, İnsan, Çevre, İnsan, Donanım,) Modeli, diğeri İsviçre Peynir Modeli ve bir başka diğeri ise HFACS

(Human Factors Analysis and Classification System- İnsan Faktörlerini Analiz ve Sınıflandırma Sistemi) modelidir [4]. SHELL modeli [5], uçuş operasyonlarının yerine getirilmesi sırasında, işi etkileyen çevre, teçhizat, donanım ve diğer insanlar gibi tüm unsurların fark edilmesini amaçlar. Modelde yer alan etkenlerin kontrol edilememesi durumunda uçuş performansının azalacağı, kaza ve olayların meydana gelebileceği ifade edilir. İsviçre Peynir Modeli [6] insan hataları sonrasında meydana gelen kaza ve olayları insanın içinde bulunduğu ortamlarda yer alan olumsuzlukların bir araya gelmesine benzeterek açıklar. Bu açıklamayı da uçuşta yaşanan olumsuzlukları İsviçre Peynirindeki deliklerine benzeterek yapar. HFACS ise özellikle bir kaza ya da olay sonrasında yapılacak değerlendirmelerin insan faktörü boyutunu kurumsal ve bireysel düzeyde analiz eder. Kurumsal ve bireysel seviyelerde yapılan hata ve ihlallerin insan performansı üzerindeki etkilerini bulmaya çalışır [7].

Uçuş operasyonlarında insan performansını arttırmaya yönelik performans iyileştirme önerileri sunmayı amaçlayan bu çalışmada, nitel araştırma yönteminin dinamikleri ile HFACS'te yer alan ana maddeler esas alınarak insan performansı konusu araştırılmıştır. Bilindiği gibi HFACS bir uçuş olay ya da kaza incelenmesi sırasında kullanılan bir metodolojidir. Diğer bir ifadeyle HFACS metodolojisinde bulunan maddeler kullanılarak bir olay ya da kazanın analizi yapılmaya çalışılır. Bu sayede insan performansı, hataları, organizasyonel performans ortaya çıkarılarak kaza ya da olayın sebepleri bulunmaya çalışılır [8].

Yukarıda belirtilen sebeplerden dolayı bu çalışmada, HFACS'da yer alan maddeler dikkate

alınarak öncelikle literatür taraması yapılmış, çeşitli akademik kaynaklar incelenerek insan faktörünün tanımı ve temel kavramları, uçuş emniyetiyle olan ilişkisi açıklanmış ve tarihsel gelişimi ele alınmıştır. Daha sonra sonra ise çalışmanın amacına uygun bir model oluşturabilmek amacıyla, HFACS analizinde bulunan maddeler temelinde açık uçlu mülakat soruları hazırlanarak konusunda uzman, aktif olarak uçuş faaliyetlerine devam eden kaptan pilotlarla yarı yapılandırılmış mülakatlar yapılmıştır. Bu mülakatlardan elde edilen veriler tematik analiz tekniği ile analiz edilerek bulgulara ulaşılmıştır. Sonrasında ise bulguların değerlendirilmesiyle özgün bir şekilde “Uçucu Performansını Arttırma Önerileri” bir öneri seti halinde sunulmuştur. Çalışma sonrasında elde edilen bu önerilerin hava yolu şirketlerinde yer alan yöneticilere ve uçuş personeli tarafından pilot performansının artırılması ve insan faktöründen kaynaklanan kaza ve olayların azaltılması konularında bir rehber olarak kullanılabileceği değerlendirilmektedir.

1.1. Kavramsal Çerçeve

1.1.1. Havacılıkta İnsan Faktörü

ICAO (International Civil Aviation Organization- Uluslararası Sivil Havacılık Kuruluşu) İnsan Faktörlerini, insan yetenek ve limitlerinin belirlenmesi için bilgi toplamak, bu bilgiyi insan performansını emniyetli, etkin ve yararlı bir şekilde yönlendirilmesi için kullanmak amacıyla yönelik çok disiplinli bir alan olarak tanımlamaktadır[9]. İnsan faktörlerinin incelenmesi ile insanın makine, teçhizat, çevre, fiziksel şartlar ve insanı etkileyen diğer faktörlerin uçuş sırasında analizi yapılmakta ve insanın performansını artırıcı, hatalarını azaltıcı önlemlerin alınması hedeflenmektedir.

İnsan faktörlerinin incelenmesindeki ana düşünce insanın görevini yerine getirirken yaptığı hataların minimize edilmesidir. İnsanın günlük hayatta yaptığı küçük hatalar göz ardı edilebilir ancak, özellikle karmaşık uçuş ortamlarında ve uçuşun kritik safhalarında yapacağı hatalar uçak kaza ya da olaylarına sebep olabileceği için mümkün olduğunca kontrol altına alınmalıdır [10]. Bu noktada insanın aslında bir makinenin parçaları gibi sistemsel bir bütünlük içinde çalıştığı, ancak içsel ve dışsal birtakım sorunlardan dolayı performansının düştüğü bilinmelidir. İnsan performansındaki zafiyet yaratan unsurlar arasında;

- Eğitim ve tecrübe,
- Stres ve baskı,
- İş yükü, yorgunluk, bitkinlik
- Çalışma saatleri, uçuş programları
- Diğer özel faktörler [11] bulunmaktadır.

Bu faktörlerin etkisi insandan insana değişmektedir. Özellikle bir uçucunun bilgi, tecrübe, uçuş saati ve motivasyonuna göre değişkenlik gösteren insan faktörlerinden zayıf muhakeme, uçuşta planlama, karar verme ve tecrübe ya da yetenek eksikliği gibi etkenler yukarıda yer alan olumsuzlukları farklı düzeylerde etkileyebilir.

1.1.2. Havacılıkta İnsan Faktörünün Tarihsel Gelişimi

İlk yolcu seferinin 1913 yılında San Francisco ve Oakland limanları arasında yapılmaya başlamasından bugüne kadar olan zaman diliminde hava yolu işletmelerinin esas amacı; uçuşların emniyetli, etkin ve yolcu memnuniyetini en üst düzeyde sağlayacak şekilde yerine getirilmesidir [12]. Doğal olarak burada öne çıkan en önemli kavram uçuş emniyetidir. Emniyetin olmadığı yerde uçuş da olmaz, etkinlik de olmaz, yolcu memnuniyetinden de bahsedilemez [13].

Havacılık tarihi içinde insan faktörleriyle ilgili ilk çalışma II. Dünya savaşında, düzenlenen hava hareketlerinde uçuş emniyetini arttırmak için insan ergonomisine uygun kokpit dizaynlarının oluşturulma girişimleriyle başlatılmıştır [14]. İnsan performansını yakından ilgilendiren ve kazalarda insan faktörünü azaltmaya yönelik olarak yapılan uçak ve kokpit dizayn çalışmaları, eğitim, stres altında insan davranışları, dikkat ve stres yönetimi, karar verme, durumsal farkındalık vb. konularıyla ilgili çalışmalar da yine bu dönemde başlatılmıştır [15]. Savaşın sonuna kadar yapılan insan faktörüyle ilgili çalışmalarda, insanların yeni buluşlara açık ve her türlü yeniliğe uyum gösteren varlıklar olduğu düşünülmüş ancak savaşın sona ermesiyle, ergonomi, fizyoloji ve uçuş psikolojisi konularının insanın performansını arttırmada önemli konular olduğunun farkına varılmıştır [16].

İnsan faktörünü bilimsel olarak ele alan ilk girişim ABD’de 1957 yılında İnsan Faktörleri Topluluğu’nun ve aynı dönemlerde İngiltere’de 1949 yılında Ergonomi Çalışmaları Grubu’nun kurulmasıyla başlatılmıştır [17]. İlk zamanlarda

insan faktörleri yerine ergonomi kavramı kullanılmış, sonrasında ergonomi terimi yerini insan faktörü terimine bırakmıştır. İnsan faktörüne regülatif anlamda değer verilmesi ise ICAO'nun Annex-1 (Ek-1) - Uçucu Eğitimi bölümünde insan hatalarının gündeme getirilmesiyle mümkün olmuştur [18].

İnsan faktörlerinin havacılık endüstrisinde incelenmesi jet motorlu uçakların yolcu seferlerinde yoğun olarak kullanılmasının sonucu olarak 1960'lı yıllarda başlamıştır [19]. Bu yıllarda meydana gelen uçak kazaları genel olarak teknik arıza kaynaklı olarak algılandığı için insan faktörünün kazalardaki oranı %20 olarak saptanmıştır [20]. Ancak daha sonraki yıllarda uçaklardaki otomasyonun gelişmesi, kokpitte "glass cockpit" uygulamasının ve diğer yardımcı sistemlerin uçaklara dahil edilmesi sonucunda insanın otomasyonu yönetme ve manuel uçuş becerilerinin değerlendirilmesi gerektiği anlaşılmış ve yapılan çalışmalarda birlikte 1990'lı yıllara gelindiğinde meydana gelen uçak kazalarında insan faktörünün oranı %80 seviyelerinde görülmeye başlanmıştır [20]. Bunun sebebi ise, *Mayıs 2020 tarihinde meydana gelen Pakistan Hava Yolları'na ait A320 uçağının Karaçi'de düşmesiyle sonuçlanan kazasında* [21]¹ olduğu gibi, uçakların teknik yetersizliklerinin yeni buluşlarla çözümlenmesine rağmen kazaların devam ediyor olması ve kazalardaki ana sorunun *insanın yaptığı hatalar* olduğunun fark edilmesidir [22].

Günümüze gelindiğinde insan performansını arttırmak ve uçak kazalarındaki insan faktörünün payını azaltmak için uçak sistemlerinde teknolojik iyileştirmeler yapılmakta ve uçuş faaliyetlerinde yer alan tüm uçuculara da Ekip Kaynak Yönetimi (EKY) eğitimleri verilerek insan performansının dinamikleri hakkında bir farkındalık yaratılmaya çalışılmaktadır [23].

1.2. İnsan Faktörlerinde Temel Kavramlar

1.2.1. Tespit ve Algılama:

İnsanlar, bir iş yaparken çevrelerinde olanları temel 5 duyu organları ve insan fizyolojisinde yer alan denge, hareket ve hızlanma hisleri ile algırlar. Öncelikle eğer kişinin bulunduğu ortamda fizyolojik ya da psikolojik sebeplerden kaynaklanan

problemler varsa tespit ve algılama tam olarak gerçekleşemez ve insan etrafında olanların farkında olamaz, uçucu diliyle konuşulacak olursa Durumsal Farkındalık- DF (Situational Awareness- SA) sağlayamaz [24].

1.2.2. Hatalar

İnsanlar hata yapmaya programlıdır, hataların bir kısmı fiziksel yetersizliklerden, bir kısmı da psikolojik sebeplerden kaynaklanır, bitkinlik (fatigue) ya da stress insanların algılamalarını azaltarak hata yapmalarına sebep olabilir, aynı zamanda teknik yetkinlik eksikliği ve dikkat dağınıcı unsurlar da insanları hataya sevk ederler [25].

1.2.3. Alışkanlıklar:

İnsanlar, yeni ortama belirli bir zaman sonrasında yeterli bir eğitim sürecinden sonra hemen adapte olabilirler. Örneğin Boeing 737 uçağında II. Pilot olarak uçan bir pilotun, tip eğitimi sürecinden sonra Airbus 320 uçağında Kaptan Pilot olarak uçuşması çok olağan bir durumdur. Ancak yeni bir uçağa adaptasyon sırasında pilotun uçuş görevi alışkanlıklarında değişimler yaşanacak bu durum da ne kadar tecrübeli olunursa olsun hatalara sebep olabilecektir [26].

1.2.4. İnsan Kabiliyetlerinin Sınırlı Olması

İnsanların hata yapan varlıklar olmalarının yanında kabiliyetlerinin de sınırlı olmasının bilinmesi insan performansını anlamada önemli bir yer tutar. İnsanın aynı anda yapabileceği iş yapma yeteneği insandan insana fark edebileceği gibi bir makinanın aynı anda iş yapma yeteneğinde olduğu gibi sınırlıdır. Ancak bir makina, iş üretimini makinaya tanımlanan teknik kabiliyetler ile yaparken insanlar bunu teknik ve teknik olmayan yetenekleriyle yapar. Özellikle teknik olmayan yeteneklerin belirlenmesinde önemli bir role sahip sosyal, duygusal, bilişsel, psikolojik etkenler olgular insan performansını önemli derecede etkilemektedir [27].

1.2.5. İnsan Performansını Belirleyen Faktör:

"insan faktörü" sebebiyle meydana geldiği, uçağın teknik açıdan herhangi bir sorunu olmadığı belirtilmiştir.

¹ 22 Mayıs 2020 tarihinde Karaçi'de pilotun iniş takımını koymayı unutmasıyla yaşanan ve 97 kişinin ölümüyle sonuçlanan kazanın ilk inceleme raporunda kazanın

Performans Belirleyen Faktör (PBF- Performance Shaping Factor- PSF), terimi 1960'lı yıllarda bir işin yapılması sırasında insan performansındaki güvenilirliğinin belirlenmesi için oluşturulmuş bir tanımdır [28]. En kaba anlamıyla PBF, insan performansını etkileyen herhangi bir etkidir. Bu faktörler pozitif ya da negatif olabilir, ancak önemli olan negatif etkenlerin giderilmeye çalışılmasıdır. Örnek olarak uyku düzeni bir PBF'tir. Uykunun düzenli olması, uykudan dinlenmiş olarak uyanılması pozitif bir PBF olarak uçuş emniyetini artırır. PBF'ler, stres, yeteneksizlik, sosyal ve psikolojik faktörler gibi insanın iç dünyasıyla ilgili içsel faktörler olabileceği gibi, şirket politikaları, özlük hakları, iş ortamı ve atanan uçuşlar gibi insanı dışarıdan etkileyen dış faktörler de olabilir. Burada yer alan tüm iç ve dış PBF'lerin insan faktörü değerlendirilmelerinde dikkate alınması gerekmektedir [29].

1.3. Tehdit ve Hata Yönetimi (TEHY)

Uçuşta İnsan Performansını belirleyen Tehdit ve Hataların önlenmesini, yönetilmesini ve bunlarla mücadele edilmesini esas alan TEHY'de amaç, "kaçın, engelle, bertaraf et" yaklaşımıdır [20]. Buradaki hedef, bilinen ya da bilinmeyen tüm tehditlerin algılandığı anda hataya dönüşmeden kontrol altına alınmasıdır.

Tehditler iç ve dış tehditler olarak ikiye ayrılır. Uçuş Ekibinden kaynaklanan ve uçağın ya da operasyonun yönetilmesinde, prosedürlerin doğru olarak uygulanamamasından kaynaklanan tehditler "iç tehditler", NOTAM², hava durumu, arazi şartları, uçuş dışı personel tarafından kaynaklanan tehditler ise "dış tehditler" olarak adlandırılır [15].

Tehditlerin yönetilememesi ve hata yapılması sonucunda İstenmeyen Operasyonel Durum (İOD) meydana gelir. İOD'un bir sonraki safhasında Kaza ya da Olayla karşılaşılacağından, EKY yeteneklerinden Tehdit tanımlama ve Hatalardan kaçınma davranışlarını uygulama ve hataların SHELL, Swiss Cheese (İsviçre Peyniri) ve HFACS³ modellerinden bahsedilecektir.

tespiti ve mevcut tehdit ve hataların iyi bir şekilde yönetilerek tekrar uçuş emniyetinin sağlanması İOD aşamasında bile mümkündür. Bu da EKY ile olur [18]. Burada EKY'nin iletişim, görev paylaşımı, iş yükü yönetimi, stres yönetimi, teknik ve teknik olmayan yeteneklerin etkin olarak kullanılması yeteneklerinin hepsi kullanılır.

TEHY yaklaşımında EKY yeteneklerinin kullanılması sonrasında üç sonuç oluşur:

- Uçuş Emniyetinin Korunması
- Bozulan Uçuş Emniyetinin Yeniden Tesis Edilmesi
- EKY yeteneklerinin uygun kullanılmaması sonrasında oluşan yeni hatalar.

Burada oluşan ilk iki sonuç uçuş emniyetini tesis eder, ancak üçüncü sonuçta meydana gelen yeni hatalar, iyi bir şekilde yönetilmediği zaman, diğer iyi yönetilemeyen hatalarda olduğu gibi uçuş emniyetinin bozulmasına ve Kaza ya da Olayın meydana gelmesine neden olur.

Etkin bir TEHY anlayışı ile;

- Uçuş operasyonunu etkileyen tüm tehditlerin farkına varılması ve bertaraf edilmesi,
- Yapılan hataların farkına varılarak düzeltici işlemlerin yerine getirilmesi,
- İOD sırasında EKY yeteneklerinin etkin bir şekilde kullanılması,
- Bir havacının teknik ve teknik olmayan becerilerini uygun bir şekilde kullanarak uçuş emniyetinin tekrar tesis edilmesi ve
- Kaza/Olaydan her zaman uzak durulması elde edilir.

1.4. İnsan Performansını Ölçmede Kullanılan Modeller

Bu bölümde insan performanslarını ölçmede öne çıkan ve insan hatalarını değerlendirmede yardımcı olan modellerden

² Notice to Airman, kaptan pilotların uçuş öncesi operasyonel kısıtları inceledikleri doküman.

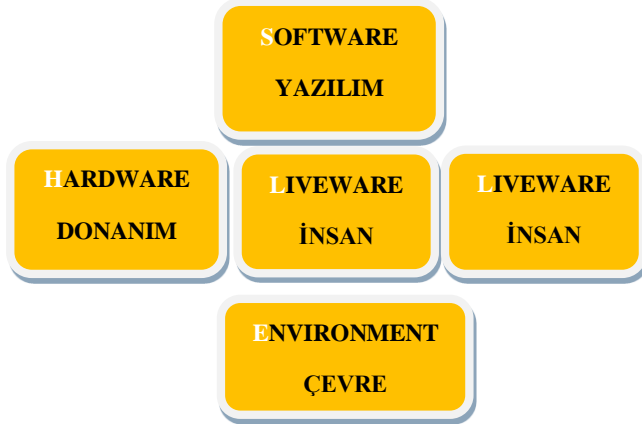
³ Genel Havacılık terminolojisinde yerleşmiş olan SHELL Modeli, Swiss Cheese Modeli ve HFACS modeli terimleri yerli yazında orijinal İngilizce haliyle benimsenmektedir. Ancak Türkçe yazında bu modellerin

Türkçeleştirilmesi de düşünülmelidir. Bu sebepten dolayı SHELL Modeli yerine YÇİD (Yazılım, Çevre, İnsan ve Donanım), Swiss Cheese yerine İsviçre Peyniri, HFACS yerine de İFACS (İnsan Faktörlerini Analiz ve

1.4.1. SHELL Modeli

SHELL (Software, Hardware, Environment, Liveware, Liveware) Modeli, havacılıkta insan faktörlerini analitik olarak açıklamak amacıyla, Elwyn Edwars tarafından oluşturulan sonrasında Frank Hawkins tarafından geliştirilen bir performans modelidir [4]. SHELL modeli, bir işin yapılmasında insanın (Liveware) iletişim halinde olduğu Yazılım, Donanım, Çevre ve Diğer İnsanlarla olan ilişkisini modelleyen bir yaklaşımdır. Bir işin yapılmasında, işi etkileyen çevre, teçhizat, donanım ve diğer insanlar gibi tüm unsurların etkilerin bilinmesini gerektirir. Uçuş faaliyetlerinin merkezinde insan (duruma göre, pilot, kabin memuru, hareket memuru, dispeç, ATC, vb) bulunmaktadır.

İnsan öncelikle görev yaptığı ortamı, çevreyi, bu ortam içinde yer alan meteorolojik durumu ve arazi yapısını bilmelidir. Sonrasında kullandığı teçhizat ve donanımın (hardware) kullanımını konusunda yetkin olmalıdır, aynı zamanda görevin yerine getirilmesi için oluşturulmuş her türlü doküman ve yazılıma erişebilir olmalı ve son olarak görevi için iletişimde olduğu diğer insanlarla iyi bir ilişki

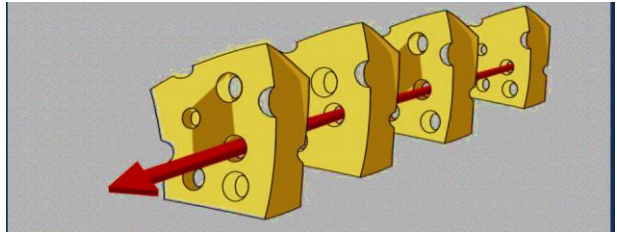


Şekil 1. SHELL Modeli

kurmalıdır. Sonuç olarak bir havacı görevini yapması için faydalandığı tüm ana EKY kaynaklarını etkili bir şekilde kullanabilmelidir [17].

1.4.2. İsviçre Peyniri (Swiss Cheese) Modeli

İnsan faktörü hakkında geliştirilmiş olan SHELL modelinin yanında James Reason tarafından oluşturulmuş İsviçre Peynir Modeli de bulunmaktadır. Swiss Cheese- İsviçre Peyniri modeline göre insandan kaynaklanan hataların çeşitli konularda (SOP'ye uyum, Bakım, Kabin, Hava Durumu, Arazi Yapısı, Yönetici Hataları, Hava Trafik, vb.) aynı düzlemde olması sonucunda kazalar yaşanmaktadır. Diğer bir ifadeyle, aynen bir İsviçre peynirinde olduğu gibi uçuş operasyonlarının yerine getirilmesinde çeşitli konularda delikler, yani açıklar bulunmaktadır. Bu deliklere insanlar tarafından yapılan hatalar ya da aksaklıklar da denebilir. Buradaki deliklerin kapatılması gereklidir, bu da ancak insan performansının optimum seviyede olmasıyla mümkündür. Bu deliklerin kapatılmaması durumunda uçuş operasyonlarında kaza ya da olay ile karşılaşılır. Yukarıda anlatıldığı gibi SHELL modelinde yer alan kaynakların etkin kullanımı ile söz konusu deliklerin kapatılması mümkün olacak ve özellikle insan kaynaklı kaza kırımların önüne geçilebilecektir.



Şekil 2. İsviçre Peyniri Modeli [4]

1.4.3. HFACS Modeli

İnsan Performansını ölçmede kullanılan ve bu araştırmanın mülakat sorularının oluşturulmasında kullanılan diğer bir model de HFACS modelidir. HFACS modeli, meydana gelen kaza ve olayların bir hata zinciri içinde sistematik olarak insan faktörü açısından incelemektedir. Uçuş emniyeti kültürü içinde yönetimsel ve bireysel olarak kimin ya da hangi unsurun hata zinciri içinde ne kadar rolü olduğu araştıran, bir kaza sırasında bilinen ve

gizlenmiş hata kaynaklarını belirleyen bir modeldir [30].

ABD’li tıp doktorları Dr. Scott Shappell ve Dr. Doug Wiegmann tarafından geliştirilmiş olan HFACS modelinde, İnsan Faktörlerinin Analiz ve Sınıflandırması ile, 4 seviyede 19 kategoride, kazaların ana sebeplerini bulmak için bir tanımlama yapılmıştır [31], burada belirlenen seviyeler;

- Organizasyonel etkenler,
- Emniyetsiz yönetim,
- Emniyetsiz durumlar,
- Emniyetsiz durumları hazırlayan hareketlerdir.

HFACS Modeli ile öne sürülen dört seviyeden ilk ikisi kurumun yönetimiyle ilgilenirken, diğer ikisi birey ile ilgilidir. Diğer bir ifadeyle HFACS’te bahsedilen dört seviye ile kurumun ve şahsın yapmış olduğu hataların uçuş operasyonunu yerine getiren insanın performansı üzerindeki etkileri ölçmeye çalışılır.

Kurumla ilgili ilk seviye Organizasyonel Etkenlerdir. Bu seviyede, üst düzey (yönetim

kurulu seviyesi) şirket yöneticilerinin kaynak yönetimini doğru yapması, çalışanlar arasında uyum sağlamaya yönelik bir çalışma iklimi oluşturması ve bu iklim içinde optimum düzeyde organizasyonun işletilmesi şirket içinde çalışan kişilerin performansını arttıracak bir ortam oluşturacağı öngörülmüştür [32]. Bu seviye kısaca kurumun yönetim kurulu seviyesindeki sorunları hedef alır. Örnek olarak tarifersiz uçuşlar yapan bir şirketin politika değişikliği yaparak tarifeli uçuşları benimsemesi ve bunun sonucunda süreci yönetemeyerek kaza kırımlara sebep olması ve sonuçta da iflas etmesi verilebilir.

Bu modele göre ikinci seviye Emniyetsiz Denetimdir. Şirketteki genellikle orta seviye yöneticilerinin yanlış usuller belirlemesi ve bunların da çalışanların performansını düşürmesinin değerlendirilmesi burada karşımıza çıkmaktadır [32]. Yönetimde meydana gelen yetersizlikler, yanlış planlamalar, genel olarak yapılan hataların ya da aksaklıkların farkına



Şekil 3: HFACS Modeli [15]

varılamaması, yönetimin işletme körlüğü, aşırı kar yapma hırsı ve insan performansını düşürücü temel idare kurallarını ihlal etmesi bu seviyede ele alınır. Örnek olarak bu seviyede yapılan işe alımlarda yetkin olmayan pilotların işe alınması ve bu pilotların sebep oldukları kazaların meydana gelmesi düşünülebilir.

Modelin Üçüncü seviyesinde bireysel olarak meydana getirilen Emniyetsiz Durumları Hazırlayan Ön Koşullar yer almaktadır. Teknik yetkinliklerden çok teknik olmayan yetkinlikler bu seviyede değerlendirilir. Örnek olarak; zihinsel ve fiziksel olarak hazırlıklı olmadan uçuşa giden, psikolojik yeterlilikte olmayan, kendini aşırı yorgun (fatigue) olarak hisseden, EKY konusunda sıkıntı yaşayan ve genel olarak kişisel yeterliliğinde sorun olan bir uçucunun sebep olacakları kazalar genelde bu seviyede değerlendirilir.

Modelin Dördüncü ve son seviyesi ise kişisel seviyedeki Uçuş Emniyetsizliği seviyesidir. Burada operasyon sırasında yapılan hataların, bireysel seviyede yetenek eksikliğinden (örneğin uçak otomasyonunu yönetmede, manuel uçuşta yaşanan yetersizlikler), algılama sorunlarından, ve karar hatalarından kaynaklandığı belirlenmiştir. Modelde bireysel seviyede yapılan hataların yanında bilerek ya da bilmeden yapılan ihlallerinin de uçuş operasyonları sırasında asla kabul edilemeyeceği, emniyetsizlik yaratacağı sonunda kaza kırım olayların en önemli kaynağı olduğu anlatılmaktadır [27].

1.5. Hava Yolu Şirketlerinde Pilotların Performanslarının Değerlendirmesi

Hava yolu şirketlerinde pilotların performanslarının değerlendirilmesi ve performanslarına ilişkin geri besleme sağlanması uçuş operasyonlarının emniyetli bir şekilde yürütülmesi bakımından çok önemli bir faaliyettir. Genel olarak bu değerlendirme kişisel ve kurumsal olarak yerine getirilmektedir. Kişisel olarak birey uçuşa hazır değilse gitmemelidir [33] anlayışı benimsenmiş olup, ayrıca uçuşla ilgili bir performans eksikliği yaşandıysa bunun yine bireysel olarak rapor edilmesi gerekmektedir.

Kurumsal olarak ise, öncelikle uçuş sonrasında pilotlar bazında değerlendirme formları doldurma, uçuş emniyetini tehlikeye atan performans durumlarına ilişkin uçuş emniyet raporları yazma, uçak FDM (Flight Data

Monitoring) bilgilerinde yer alan olağan dışı olaylara karşı geri bildirim talebinde bulunma gibi faaliyetler yer almaktadır [34].

Bunların yanında pilotların yetkinlik derecelerini ölçmek için SHGM (Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü) tarafından istenen ve hava yolu şirketleri tarafından yıllık ve 6 aylık olarak uygulanan “yeterlilik testleri” yapılmaktadır. Son olarak pilotların sağlık performanslarının değerlendirildiği ve yıllık olarak yapılan sağlık muayeneleri yine SHGM tarafından takip edilmekte ve pilotların sağlık ve yetkinlik performanslarının değerlendirilmesi yapılmaktadır [33]. Pilotların lisanslarının tazelenmesi ve performans değerlendirilmelerinin yapılması bu iki yöntemle yerine getirilmektedir.

2. YÖNTEM

2.1. Araştırma Modeli

Araştırmanın amacı, hava yolu şirketlerinde çalışan uçucuların performanslarını arttırabilmeleri için kurumsal ve bireysel temelde “pilot performansını iyileştirmeye yönelik önerilerde” bulunabilmektir. Bu amaca uyumlu olacak şekilde belirlenen araştırma sorusu ise “hava yolu işletmelerinde pilotların performansını arttırmak için nasıl bir performans modeli oluşturulmalıdır” şeklindedir. Bu amacın elde edilmesi ve pilot performansının en üst düzeye çıkarılması bir pilot olarak kanımızca en önemli noktadır. Hava yolu işletmesi (Airline Management) dalında yapılan araştırmaların teoride ve pratikte yegane amacının uçuş emniyetine hizmet etmek olduğu ve “pilot performansının” en üst düzeye getirilmesiyle uçuş emniyetinin sağlanmasına derin bir katkıda bulunulacağına inanılmaktadır. Bundan dolayı, söz konusu araştırma sorusuna bulunacak cevap ile uçuş operasyonlarında insan performansının arttırılması ve uçak kaza ve olaylarındaki insan faktörü oranının azaltılması hedeflenmektedir.

Nitel olarak ele alınan bu araştırma, yapıldığı *mekana* göre bir *saha araştırması*, *amacına* göre *tanımlayıcı* olmayı, *zamana* göre *ileriye yönelik* bir model önerisini ya da yol haritası belirlemeyi ve *veri toplama yöntemi* olarak da *yarı yapılandırılmış mülakatlar* ile veri toplamayı benimsemiştir. Elde edilen verilerin betimsel analiz yöntemiyle analiz edilerek temalarına göre sınıflandırılmasına ve sonrasında yorumlanmasına çalışılmıştır.

Bilindiği gibi “Nitel araştırmalar” genel olarak soyut kaynaklıdır, nicel araştırmalar gibi doğrudan sayısal verilerle uğraşmaz, hatta sözel verileri sayısallaştırmaya çalışır. Çünkü nitel araştırmalar yapılan nitel araştırma tekniğine bağlı olarak kişilerin ifadelerini ya da yapılan gözlemleri esas veri kaynağı olarak ele almaktadır [35]. Nitel araştırma, gözlem, mülakat, arşiv tarama ve analizi yapılarak nitel veri toplama yöntemlerinin kullanıldığı ve olayların doğal ortamlarında incelenerek yapıldığı bir araştırma türüdür [36].

Yarı yapılandırılmış mülakatlar bireysel görüşme yoluyla yapılan ve nitel araştırmalarda çoklukla kullanılan veri toplama araçlarındandır. Yarı yapılandırılmış mülakatlarla, görüşme yapılan kişiye bir araştırma konusu hakkında ayrıntılı sorular sorarak konu hakkında kapsamlı bilgi ve veriler toplanır [37].

Araştırma süresince izlenen bilimsel veri toplama ve analiz etiğine sadık kalınması konusunda bir taviz verilmemiştir. Bu kapsamda yapılan mülakatlar sırasında, açık uçlu bireysel görüşme sorularını yöneltmeden önce yapılacak araştırma hakkında katılımcılara bilgi verilmiş ve toplanan verilerin bağımsızlığını sağlamak için kaptanların kendi aralarında iletişim kurmalarına imkan tanınmamıştır. Sonrasında ise nitel veri kapsamında olan yarı yapılandırılmış mülakatlar ile elde edilen veriler öncelikle Microsoft Office Word programına aktarılmış, takiben elde edilen verilerin sayısallaştırılması ve sorularda alınan cevapların rakamsal olarak ifade edilebilmesi için Microsoft Excel programı kullanılmıştır.

Veri analizi bölümü, nitel araştırmalarda en çok zorluk çekilen bölümdür. Nitel araştırmalarda, verilerin analiz aşaması, yaratıcılık ve elastikiyet gerektirir. Nitel araştırmada veri analizi, analiz için verilerin hazırlanmasını ve kodlanmasını ve sadeleştirerek tema haline getirilmesini elde edilen sonuçların anlaşılabilir bir şekilde grafikler, şekiller, tablolar ve/veya bir tartışma halinde anlatılmasını içerir[38].

Nitel verilerin analizi için alan yazında üç temel kavram vurgulanmaktadır. Bu kavramlar betimleme, analiz ve yorumlamadır. Betimlemede, araştırmada toplanan verilerin, araştırma problemine ilişkin olarak neleri ortaya çıkardığına bakılır. Gözlenen bir ortamda nelerin olup bittiği, görüőülen bireylerin neleri söyledikleri, çalışılan

dokümanların hangi bilgileri ortaya koyduğu betimlemeye uygun sorulardır. Analizde ise veri setinde doğrudan görülmeyen, kavramsal kodlama ve sınıflama yoluyla temaların ve temalar arasındaki anlamlı ilişkilerin ortaya çıkarılması, analiz sürecinin temel işlevidir. Analizde kısaca “neden” ve “nasıl” sorularına yanıt aranır. Yorumlamada “Bu söylenen veya gözlenen neyi ifade etmektedir?” sorusunun yanıtı aranır [39].

Bu araştırmanın nitel araştırma yöntemlerinden olan yarı yapılandırılmış mülakat ile elde edilen nitel verilerin çözümlenmesinde temalara göre ayırım sağlanması ve verilerin kodlanabilmesi için betimsel analizi yöntemi kullanılmıştır. Betimsel analizde araştırma için toplanan veriler temalara göre sınıflandırılır ve yorumlanır. Görüşmelerde, belirtilen ifadelerin daha çarpıcı ve dikkat çekici olması amacıyla doğrudan alıntılara yer verilir. Betimsel analizde amaç, verilerin sistematik ve açıkça betimlenmesidir, diğer bir deyişle aktarılmasıdır. Sonra bu betimlemeler açıklanır ve yorumlanır. Daha sonra ise sebep-sonuç ilişkileri incelenir ve bulgulara ulaşılr. Ortaya çıkan temalar ilişkilendirilir, yorumlanır ve de sonrası için önerilerde bulunulur.

Bu araştırmada elde edilen veriler sırasıyla yazılı forma dönüştürme, kodlamaların oluşturulması, temaların bulunması, kodlamaların karşılaştırılması ve verilen cevaplara göre elde edilen güvenilirliği, bulguların elde edilmesi ile analiz edilmiştir.

Çalışmanın başlangıcında derin bir literatür taraması yapılarak, havacılıkta insan performansı ile ilgili temel bilgiler verilmeye çalışılmıştır. Çalışmanın devamında ise veri yoplama amacıyla HFACS modeline uygun olacak şekilde 4 adet “yarı yapılandırılmış mülakat” sorusu hazırlanmıştır. Konusunda uzman ve tecrübeli 25 kaptan pilot ile mülakat çalışması yapılmış, bu görüşmelerin sonuçlarından elde edilen bulgular, literatür taraması sonucunda saptanan bilgilerle sentezlenerek bir öneri seti oluşturulmuştur. Mülakat soruları açık uçlu olarak hazırlanmış, mülakata katılan kaptanların fikirleri herhangi bir sınırlama yapılmadan alınmaya çalışılmış ve bu şekilde bulgulara ulaşılmıştır.

Araştırmanın geçerliliğini sağlamak amacıyla Creswell’in [40] işaret ettiği gibi araştırmanın geneli için çeşitleme stratejisi ve bir kısmında da üye kontrolü stratejisi uygulanmıştır. Bununla ilgili

olarak mülakatta yer alan kaptanların farklı uçak tipinde ve şirketlerde uçmuş olmalarına özen gösterilmiştir. Cresswell'in [40] de önerdiği üzere araştırmacıların sahip oldukları kültürel özellikleri ile havacılık ve eğitimcilik deneyimleri problem seçiminden problemin çözüm yöntemine, çalışmanın bilimselliğine, araştırmacının nasıl veri topladığına, olayları nasıl yorumladığına, araştırma süresince neyi bekleyip neyi elde etmeyi umduğuna kadar çalışmanın bütün yönlerinin şekillendirilmesinde etkili olmaktadır. Bundan dolayı, araştırmada yazarın da havacılık dünyası içinde olması, yürütülen çalışmanın tüm aşamalarında araştırmanın içinde yer almasına, araştırma sırasında katılımcılarda meslek jargonu, iletişim ve anlaşılabilirlik konularında bir sorun yaşanmamasına ve konunun anlaşılabilirliğine imkan vermiştir.

Çalışmanın güvenilirliği için Patton'ın araştırma önerilerine [41] dikkat edilmeye çalışılmıştır. Bu kapsamda öncelikle veri toplama ve analizinde uygulanan teknikler titizlikle uygulanmış, sonrasında nitel yöntemle araştırmanın yer aldığı uçuş operasyonlarının doğası sorgulanmış, ve bunun sonrasında hem doğrulama hem de öneri oluşturma amaçlı bir tümevarımsal bir yaklaşımda bulunulmuştur.

Son olarak da araştırmaya yön veren mülakat katılımcılarının ve araştırmacının eğitim, uçuş deneyim (her bir katılımcının ve yazarın 10000 saat üzeri uçuş ve eğitimcilik tecrübesi olması), geçmiş performans, statü ve görevlerini ifade edebilme yönlerinden yeterli seviyede olmaları araştırmanın sağlıklı bir şekilde tamamlanmasına yardımcı olmuştur. Araştırmada temelinde yer alan bu özellikler insan faktörü konusunun daha somut ve gerçekçi bir şekilde ele alınmasıyla sonuçlanmıştır. Bu gerçeklerden dolayı araştırmanın havacılık literatürünün "uçuş emniyeti ve pilot performansı" konusuna özgün bir katkı sağladığı değerlendirilmektedir.

2.2. Araştırma Verilerinin Toplanması

Çalışmanın veri toplanması bölümünde, HFACS dinamikleri kullanılarak Uçucu Performansını değerlendirmeye ve bu değerlendirme sonucunda yapılması gerekenleri belirlemeye yönelik bir yarı yapılandırılmış mülakat çalışması yapılmıştır. Mülakat soruları, konusunda uzman ve tecrübeli, 40 yaş üzerinde, asgari 10000 saat askeri ve sivil uçuş

tecrübesi olan ve halihazırda Airbus, Boeing ve Özel Jetlerde (Business Jet) aktif olarak uçmaya devam eden bay ve bayan kaptan pilotlara sorulmuştur. Mülakat sorularının sadece Kaptan Pilotlara sorulmasının sebebi, kaptanların II. Pilotlara göre daha tecrübeli olmaları, uçakta karar vermede ve uçuş operasyonunun yönetilmesinde en yüksek konumda olmalarıdır.

Bu mülakatlarda Baş ve Akturan'ın [42] belirtmiş olduğu içerik, yapısal ve etkileşimsel özellikler bağlamında söylem analizi tekniği uygulanmıştır. Buna göre, öncelikle HFACS analizinde yer alan ana maddelere uygun bir şekilde konu içerikleri sınıflandırılarak toplam dört adet açık uçlu mülakat sorusu hazırlanmıştır. Sonrasında, uçucu performansının iyileştirilmesi için yönetsel ve bireysel seviyelerde yapılması gerekenlerle ilgili veriler, hazırlanan bu anket sorularının kaptan pilotlarla yarı yapılandırılmış mülakatlar yolu sorulması ile toplanmıştır.

Mülakatın ilk sorusu "Pilot Performansını Arttırmaya İlgili Olarak Yöneticiler tarafından Kurumsal İşlerliğin daha iyi sağlanabilmesi için neler yapılmalıdır?" sorusudur. Bu soru ile HFACS'in ilk basamağında yer alan Kaynak Yönetimi, Kurumsal İklim ve Kurumun İşlerliği hakkında kaptan pilotların görüş ve önerileri alınmıştır.

Mülakatın ikinci sorusu: "Yönetimin pilot performansını etkileyen gözlem ve denetim faaliyetleri nasıl olmalıdır?" şeklindedir. Bu soru ile kaptanların kendi tecrübelerine göre Uçuş İşletme Yönetimindeki Denetleme, Uçuş Planlama, Meydana gelen hataları düzeltmeye yönelik önlem alma ve adalet kültürü konuları hakkındaki önerileri öğrenilmiştir.

Üçüncü olarak, bireysel seviyede bir soru sorulmuştur. Bu soruda HFACS'in "preconditions for unsafe acts- emniyetsiz davranışlar için önkoşullar" basamağına uygun olarak "Pilotun bireysel uçuş performansını arttırması için dikkat etmesi gereken konular nelerdir?" sorusu sorulmuştur. Bu soru ile uçuşta pilotların performans geliştirmeye yönelik olarak bireysel seviyede yapmaları gerekenlerin neler olduğu hakkında kaptanların düşünceleri alınmıştır.

Son soru ise "Uçuş emniyetsizliğine yol açan önemli faktörler nelerdir?" sorusudur. Bu soru ile kaptanlardan uçuş emniyetsizliğine yol açan

faktörlerin neler olduğu ve bunlardan hangilerinin daha önemli olduğu hakkındaki görüş ve önerileri alınmıştır.

Mülakat sonrasında elde edilen veriler betimsel analiz ile temalarına göre kodlanarak yorumlanmış, ankete katılım sağlayanların verdikleri cevaplar temalarına göre sınıflandırılmış ve kurumsal ve bireysel düzeyde insan performansının artırılması için “*Bulgular*” bölümünde yer alan yapılması gerekenler listesi hazırlanmıştır. Bu liste hazırlanırken Alan Bryman’ın [43] belirttiği betimsel analiz ile temalarına ayırma ve kodlama yöntemleri esas alınmıştır.

3. Bulgular

Uçucu performansını daha iyi bir duruma getirmek için Organizasyonel ve Bireysel seviyelerde elde edilen bulgular dört ana başlık halinde toplanmıştır. Bu ana başlıklar aynı zamanda HFACS analizinin ana başlıklarıdır.

3.1. İnsan Performansını Arttırmada Yöneticiler Tarafından Yapılması Gerekenler:

Mülakata katılan kaptan pilotlar, uçucu performansını doğrudan belirleyen yönetim becerilerinin sürekli olarak optimize edilmesi gerektiğini belirtmişlerdir. Bu optimizasyon içinde *kurumsal iklim*, *kurumun genel işlerliği* ve *kaynak yönetimi* arasında bir denge kurulması gerektiğini ifade etmişlerdir. Bu ana başlık kapsamında elde edilen bulgular aşağıdaki maddelerde belirtilmiştir:

Tablo 1. 1. Mülakat Sorusu Cevapları

CEVAP	ORAN
Kurumsal İklimin İyileştirilmesi	%45
Kaynakların Uygun Kullanımı	%25
Kurum İşlerliğinin İyileştirilmesi	%20
Diğer	%10

Tablo 1’den de anlaşıldığı gibi ana beklenti kurumsal iklimin iyileştirilmesi, sonrasında kurum kaynaklarının uygun kullanımı ve kurumsal işlerliğin iyileştirilmesidir. Buna göre;

- Öncelikle bir organizasyonda iyi bir “kurumsal iklim” elde edilirse hem yönetim hem de çalışanlar daha çok motive olacaklardır. Bununla beraber;
 - Kurumsal iklimin iyi olmasıyla organizasyonel düzeyde hakkaniyet ve adalet sağlanır, insanların aidiyet duyguları

pekiştirilir, bir organizasyonda daha verimli bir ortam kurulması sağlanır,

- İşlerin çözüm odaklı bir şekilde yerine getirilmesine imkan tanınır,
- En önemlisi çalışanların motivasyonları artar, bu durum şirketin herhangi bir sebepten ötürü darboğaza düştüğü durumlarda bile çalışanların şevkle işlerini yapmalarına olanak sağlar,
- Hoşgörü ve huzur ortamı sağlanır,
- Şirketin her durumdaki işleyişi hakkında bir sorun yaşanmaz ve sonuçta ise insanların “genel uçucu performansı” artar.
- Bir organizasyonda kaynak yönetimi ve genel işlerlik de önemlidir, ancak bu iki unsur kurumsal iklimin iyi bir şekilde tesis edilmesine imkan tanır. Kurumsal kaynak yönetiminin etkili bir şekilde tesis edilmesiyle;
 - Zaman ve insan gücü kullanımı bakımından verimlilik sağlanır,
 - Kurumun tüm sistemleri daha iyi işler,
 - Uçucular tarafından kabul gören ve uygulanabilir prosedürlerin oluşturulması sağlanır ve sonuçta bu durum da uçucu performansını artırır.

3.2. Organizasyonel Denetleme Faaliyetlerinin Uçucu Performansını Arttıracak Şekilde Yapılması

Öncelikle mülakata katılan tüm pilotlar uçucu performansının artırılması için şirket içi denetlemenin çok önemli olduğunu ifade etmişlerdir. Bir şirkette, organizasyonda yapılacak her türlü denetleme faaliyetinde öncelikle adil olunması gerektiği belirtilmiştir. Buna göre elde edilen bulgular şu şekilde sıralanmaktadır:

Tablo 2. 2. Mülakat Sorusu Cevapları

CEVAP	ORAN
Adaletli Davranma	%50
Denetlemelerin Kurumsal Olması	%25
Hatalardan Giderilmesi	%15
Geri Beslemeye Dikkat Edilmesi	%10

Tablo 2'ye göre bir kurumda en önemli konu Adalet'tir. Daha sonra ise kurumsal bir denetleme düzeni, hataların giderilmesi ve geri besleme gelmektedir. Özetle;

- Şirketin tüm uygulamalarında adalet olmazsa insan kaynakları yeterli bir şekilde kullanılamaz, uçucu performansı arttırılmaz. Ayrıca;
 - Adaletin olmadığı, adam kayırmacılığın, torpilin, hak edenin hak ettiğini alamamasının çalışanlar nezdinde bir açıklaması olamaz,
 - Adil bir şekilde kurulacak ceza ve mükafat sistemi de uçucuların motivasyonlarını arttırır.
- Denetleme faaliyetlerinde kişiye göre, kurumsallıktan uzak bir anlayış benimsenirse çalışanların motivasyonu düşer, yanlış uçuş planlamaları yapılır.
- Yapılan Denetlemeler sonrasında şirketin işleyişi ile ilgili hatalar bulunup düzeltilmezse bunun da uçucu performansına etkisi olumsuz olur. Çünkü bir yönetim zincirin en zayıf halkası kadar güçlüdür.
- Denetlemelerde özellikle, uçucular tarafından bildirilen aksaklıklar dikkate alınmalıdır. Bu tür yaklaşım şirket içi gelişmeyi ve çalışanların motivasyonlarını da arttırır.

3.3. Kişinin Bireysel Uçuş Performansını Arttırılması

Mülakatta yer alan pilotların hemen hepsi bireysel performansın arttırılması için kişinin, bilgiden taviz vermeden zihnen, bedenen hazır ve psikolojik olarak uçuşa yeterli olması gerektiğini ifade etmişlerdir.

Tablo 3. 3. Mülakat Sorusu Cevapları

CEVAP	ORAN
Bilgili Olmak	%35
Zihinsel Olarak Hazır Olmak	%25
Bedensel Olarak Hazır Olmak	%25
EKY'nin Etkin Kullanımı	%15

Uçuşa giderken bir pilot bilgi seviyesinde en üst seviyede tutmalı, zihinsel ve bedensel hazırlığına önem vermeli ve EKY becerilerini etkin bir şekilde kullanabilmelidir. Bu kapsamda;

- Bir uçucunun uçuşa giderken gideceği havalimanı hakkındaki, alçalma, yaklaşma, hava durumu, arazi yapısı ve diğer konular hakkındaki bilgisinin tam olması gerekmektedir.
- Zihinsel ve psikolojik olarak her zaman uçuşa hazır olarak gelmelidir, zihinsel olarak hazır olunmayan durumlarda uçulmamalıdır.
- Bedensel hazırlık da önemlidir, bedenen hazır olunmadığı durumlarda zihnen de hazır olunamaz, uçucu performansı düşer, bunun için sağlıklı beslenme, spor, uyku ve iyi bir dinlenmenin şarttır.
- Uçuş boyunca EKY becerilerini eksiksiz bir şekilde uygulama ihtiyacı bulunmaktadır. EKY'nin kişinin tüm teknik ve teknik olmayan yeteneklerini kullandıran bir yardımcı olarak düşünülmeli ve insan performansını arttırmada bir çatı vazifesi gördüğü bilinmelidir.

3.4. Emniyetsiz Durumlarla Mücadele Edilmesi:

Mülakata katılan pilotlar arasında, uçucuların düşük performans sergiledikleri durumlarda, karar hataları, yetenek hataları ve algılama hataları ile ihlaller yaptıkları hakkında bir fikir birliği oluşmuştur. Ancak mülakata katılan pilotlar özellikle yanlış karar vermekten ve ihlallerden kaynaklanan emniyetsiz durumlar üzerine daha fazla durmuşlardır.

Tablo 4. 4. Mülakat Sorusu Cevapları

CEVAP	ORAN
İhlaller	%45
Karar Hataları	%30
Yetenek Hataları	%15
Diğer Hatalar	%10

Emniyetsiz durumlarla mücadele etmede pilot performansını etkileyen en önemli noktaların ihlaller, karar hataları ve yetenek hataları olduğu görülmektedir. Bununla birlikte:

- Özellikle karar vermekten kaynaklanan hataların ve ihlallerin telafisi olmayan sonuçlara sebep olacağı, Yanlış verilen bir karar sonrasında yaşanan bir durumdan doğru olarak verilen bir karar ile uçuş emniyetsizliği oluşturmadan geri dönüş yapılabileceği,

- Kural İhlallerinin çok önemli olduğu çünkü ihlalin sonucunda büyük bir ihtimalle bir uçuş olayı ya da kazası ile karşılaşılacağı, ihlallerin uçuş emniyetinde yer alan son savunma hattı olan uçuş minimumlarının delineceği anlamına geldiği,
- Ayrıca çoklu kokpit ortamında ihlal dışındaki hataların yönetilebileceği, ihlalin yönetilmesinin zor olduğu, ancak ihlal olduğu an müdahale edilmesi gerektiği, bunda ise özellikle tecrübesiz pilotların müdahalede geç kalabilecekleri ya da çekinebilecekleri,
- Bu iki önemli faktör yanında, uçucu yeteneğinin de önemli olduğu, yanlış algılamadan kaynaklanan hataların da uçuş emniyetsizliğine sebep olabileceği ifade edilmiştir.

4. TARTIŞMA

Bu çalışmada elde edilen bulgular doğrultusunda yapılan tartışmanın ana konusu “pilot performansını iyileştirmeye yönelik” bir öneri seti oluşturmaktır. Hazırlanan modelin havayolu işletmelerinde uygulanabilir, şirket dokümanlarına ithal edilebilir ve çalışanlar tarafından kabul edilebilir olması hedeflenmiştir. Bu hedefe uygun bir şekilde, olarak yarı yapılandırılmış mülakata katılan kaptanların görüşleri temel hareket noktası olmak üzere, literatürde insan performansına yönelik çalışmalar, SHELL, İsviçre Peynir Modeli ve HFACS analizleri esas alınarak hazırlanan öneri setinin içeriği aşağıda yer aldığı gibidir:

- *Uçuş faaliyetlerini yönetenler, organizasyonlarında iyi bir “kurumsal iklim” oluşturmaldırlar.*

Kişilerin performansları, kurumlarına güvenmeleriyle, hakkaniyet ve adalet duygularının beslenmesiyle artar. Bir pilot şirketine güvendiği zaman kendisini güvende hisseder ve motive olur. Bundan dolayı pilotların performanslarını arttırmak için, çalışanlar arasında motivasyonu arttıracak, adaleti tesis edecek, mevcut sorunların hakkaniyet ve eşitlikle çözecek bir kurumsal yapı sağlanmalıdır.

- *Uçuş faaliyetlerine ilişkin her türlü denetim ve gözlem açık, şeffaf ve adil olmalıdır.*

Şirketin geleceğine yön veren yönetim ve denetleme faaliyetleri adil olmalı, liyakata göre atama ve görevlendirmeler yapılmalı, kişiye göre değil sisteme göre iş verilmeli, denetleme sonrasında bulunan sorunlar kaynağı ne olursa olsun giderilmeye çalışılmalıdır. Bunun yanında denetleme sistemi içinde adil bir ceza ve mükafat mekanizması kurulmalı, bu şekilde, uçucuların motivasyonları artırılmalıdır. Son olarak, uçucular ve uçuşla ilgilenen tüm çalışanların geri beslemeleri dikkate alınmalı, bu tür davranışlarla çalışan motivasyonu ve performansı artırılmalıdır.

- *Pilotlar Bireysel Uçuş Performanslarını Arttırmaldırlar:*

Uçuş faaliyetlerinin organizasyonel ve bireysel yönleri olduğu unutulmamalıdır. Bunun için bir pilotun uçuşla ilgili gereken tüm bilgi ve teçhizatının tam olması sağlanmalı, kişi biligili bir şekilde, zihnen ve bedenen hazır olarak gelmelidir. Aynı zamanda EKY becerilerini iyi bir şekilde kullanabilmeli, uçuş performansını arttıracak her türlü önlemi bireysel olarak almalıdır.

- *Uçuşta Emniyetsiz Durumlara İzin Verilmemelidir:*

uçuş performansının artırılmasındaki ana düşünce uçuş emniyetinin her durumda sağlanması olmalıdır. Aynı zamanda, uçuşta karşılaşılan emniyetsiz durumların uçucuların performanslarını da düşürdüğü bilinmelidir. Uçuş sırasında yapılacak tehdit ve hatalar iyi bir şekilde yönetilmeli, (Tehdit ve Hata Yönetimi-TEHY), hataları ortadan kaldıracak tedbirler alınmalıdır. Hata ile ihlal arasındaki fark iyi ayırt edilmeli, ihlallere asla izin verilmemelidir. Hatalarda en çok karar hatalarından uzak durulmalı, bu tür hataları ortadan kaldırmaya yönelik FORDEC (Facts, Options, Risks, Decision, Execution, Checks) benzeri sistematik karar mekanizmaları özendirilmelidir.

Bu bilgiler ışığında uçucu performansını iyileştirmeye yönelik tavsiye edilen “Pilot Performansını Geliştirmedeki Ana Konular” aşağıda yer aldığı gibidir:



Şekil 4: Pilot Performansını Geliştirmedeki Ana Konular

5. SONUÇ

Bu çalışmanın esas amacı pilotların performansını arttırmaya yönelik olarak hazırlanan öneri seti ile yönetim ve bireysel seviyelerde bir farkındalık oluşturmaktır. Bu amaca ulaşmak için öncelikle insan faktörünün ne olduğu incelenmiş daha sonra ise nitel araştırma yöntemlerinden yarı yapılandırılmış mülakatlar yapılmıştır.

Elde edilen verilerin yazarın da tecrübeli bir kaptan ve araştırmacı olma özelliğinin yardımıyla yorumlanması sonrasında bulgulara ulaşılmıştır. Elde edilen bulgulara göre bir hava yolu şirketinde yöneticilerin; kurumsal iklimi olumlu bir şekilde tesis etmeleri, kurumu optimum düzeyde işletmeleri gerektiği öğrenilmiştir. Öte yandan denetleme faaliyetlerinin adil ve eşit bir şekilde şirketin faaliyetlerini daha iyi bir hale getirmek için kullanılmasına ihtiyaç duyulduğu sonucuna ulaşılmıştır. Kişisel olarak da öncelikle bireysel düzeyde iyi bir şekilde EKY dinamiklerinin uygulanması ve uçuşa zihnen ve bedenen hazırlıklı gelinmesinin önemli olduğu anlaşılmıştır. Son olarak, pilotların uçuş emniyetsizliği yaratan tehdit ve hataları iyi bir şekilde yönetmeleri ve ihlallerden uzak durmalarının bir zorunluluk olduğu sonucuna ulaşılmıştır. En önemlisinin ise bu tür önlemlerin alınmasıyla kazaya sebebiyet verecek uçağı anormal duruma sokacak hadiselerden uzak durulacağını anlaşılmıştır.

Bulguların değerlendirilmesi ile oluşturulan model önerisinde yöneticilerin iyi bir kurumsal iklim sağlayarak adaletli bir yönetim sonrasında şirketteki kaynakların optimum düzeyde

kullanılması ve kişilerin uçuşa hazırlıklı olarak gelerek TEHY ile hatalarının her zaman farkında olarak anormal uçak durumlarından uzak duracak hareket tarzlarını benimsemeleri tavsiye edilmiştir.

Sonuç olarak, bir hava yolu işletmesinde yönetimin kurumsal iklimi iyi bir şekilde tesis ederek kurumsal işlerliği artırması ve etkin bir kaynak yönetimi sağlaması hedeflenmelidir. Bunun yanında çalışanların kuruma olan güvenlerinin ve motivasyonlarının artırılması içinde “adalet kültürü” tesis edilmelidir. Çalışanlar (uçucular) ise uçuş görevlerine hazırlıklı olarak gelmeli ve TEHY anlayışına uygun bir şekilde uçuşlarını yerine getirmelidirler. Kurumsal ve bireysel seviyelerde alınan bu tedbirler ile uçucu personelin performanslarının artacağı ve insan faktörünün optimum düzeyde olacağı değerlendirilmektedir.

Etik Kurul Onayı

Gerekli değil


Kaynaklar

- [1] M.M. Başdemir, “Hava Yolu İşletmelerinde Uçuş Güvenliği Uygulamaları ve İyileştirme Önerileri” Journal of . Aviation. 4 (1), 126-146, 2020.
- [2] FAA Publication “Operator’s Manual Human Factors in Airport Operations” September 2007
- [3] I. Dumitru, M. Boşcoianu, “Human Factors Contribution To Aviation Safety”,

- International Conference Of Scientific Paper AFASES”, Brasov, 28-30 May 2015
- [4] D.A. Wiegmann, S. A. Shappell, “A Human Error Approach to Aviation Accident Analysis”, The Human Factors Analysis and Classification System, University of Illinois at Urbana-Champaign, Civil Aerospace Medical Institute, Ash Gate e-book, 2003
- [5] A. Keightley, “Human Factors Study Guide”, Palmerston North Massey University, 2004.
- [6] J. Reason, “Human Error”. New York: Cambridge University Press, 1990.
- [7] B. Kılıç, “HFACS Analysis for Investigating Human Errors in Flight Training Accidents”, Journal of Aviation 3 (1): 28-37 (2019) e-ISSN: 2587-1676., 2019.
- [8] D.A. Wiegmann, S. A. Shappell, “Applying Reason: The Human Factors Analysis and Classification System (HFACS)”, Human Factors And Aerospace Safety, Vol.12, 55-67, 2001.
- [9] International Civil Aviation Organization, “Eighteenth Meeting Of The Communications/Navigation And Surveillance Sug-Group (CNS SG/18) of APANPIRG”, Asia and Pacific Regional sub-office, Beijing, China 21 – 25 July 2014.
- [10] M.F. Allnutt, B.A., PH.D., F.B.P.S.S., “Army Personnel Re-Search Establishment”, US Army Pubs, Famborough, Hants, 1998.
- [11] Br. J, Anaesth, 59, 856-864, “Human Factors In Accidents”, Department of Transport and Regional Development, Bureau of Air Safety Investigation, Analysis on Human Factors in Fatal Aircraft Accidents, 1987.
- [12] E.L. Wiener, D.Nagel, “Human Factors in Aviation”, ISBN: 9780080570907, Academic Press, ABD, 2014.
- [13] R.K. Dismukes, “The Limits of Expertise: Rethinking Pilot Error And The Causes Of Airline Accidents”, Aldershot, UK: Ashgate Publishing Limited, 2007.
- [14] J.M. Davies, I.R. Lange, “Human Error and Its Management”, Calgary Regional Health Authority, Calgary, Alberta, Canada, 2000.
- [15] R.L. Helmreich, A.C.Merritt, “University of Texas at Austin Human Factors Research Project: 250- Safety And Error Management: The Role of Crew Resource Management”, In B.J. Hayward & A.R. Lowe, Aviation Resource Management (pp. 107-119). Aldershot UK, 2000.
- [16] R.L. Helmreich, “On Error Management: Lessons From Aviation”, BMJ 2000; 320: 781–5,2000.
- [17] P.K. Mwarari, “Human Factors As An Element In Aviation Accidents: Lessons Learnt From “Human Failure””, Jan, Research Gate, 2014.
- [18] D. Broome, “Accident Reduction Through Crew Resource Management”, Journal of Aviation/Aerospace Education& Research 3:3 15–28, 2011
- [19] M.M. Başdemir, “Tüm Havacılar İçin Ekip Kaynak Yönetimi (EKY)”, Beta Yayınevi, İstanbul, 2020.
- [20] Dahlström, Laursen, Bergström, “Crew Resource Management, Threat And Errormanagement, And Assessment Of CRM Skills Current Situation And Development Of Knowledge, Methods And Practices”, Lund University School of Aviation (LUSA), Report for the Swedish Civil Aviation Authority, 2005.
- [21] Anadolu Ajansı (AA) “Pakistan’da Geçen Ayki uçak Kazasının Nedeni “İnsan Hatası” Olarak Açıklandı”, Dünya Haberleri, www.aa.com.tr, Erişim Tarihi: 26.06.2020
- [22] Velázquez, Peck, Sestak, “Behavioral Traps in Crew-Related Aviation Accidents”, FAA Publication, USA, 2015.
- [23] Wagener, F. David C. “Crew Resource Management Application in Commercial Aviation”, Journal of Aviation Technology and Engineering 3:2 2–13, Ison Embry-Riddle Aeronautical University–Worldwide, 2014.
- [24] D.P., Miller, A.D. Swain, “Human Error And Human Reliability”. In G. Salvendy (Ed.) Handbook of Human Factors (pp 219-250). New York, NY: John Wiley & Sons, 1987.

- [25] E. Hearst, "Fundamentals Of Learning And Conditioning". In R.C. Atkinson, R.J. Herrenstein, G. Lindzey, and R.D. Luce (Eds.) Stevens' Handbook of Experimental Psychology, Second Edition, Volume 2 (pp 3-110). New York, NY: John Wiley & Sons, 1988.
- [26] E. Terry, Associates 1992, "Americans With Disabilities Act-Facilities Compliance Workbook". New York, NY: John Wiley & Sons, 1988.
- [27] S.A. Shappell, D.A. Wiegmann, "Reshaping The Way We Look At General Aviation Accidents Using The Human Factors Analysis And Classification System", Paper presented at the Proceedings of the 12th International Symposium on Aviation Psychology, Dayton, Ohio USA, 2003.
- [28] A.D. Swain, "Some Limitations In Using The Simple Multiplicative Model In Behavior Quantification". In W. B. Askren (Ed.) Symposium on reliability of human performance in work (AMRL-TR-67-88) , pp. 251-254. Wright-Patterson AFB, OH: Aerospace Medical Research Laboratory, 1967.
- [29] D. Meister, "Comparative Analysis Of Human Reliability Models" (Report L0074-107), Westlake Village, CA: Bunker-Ramo Electronics Systems Division, 1971.
- [30] S. Shappell, C. Detwiler, K. Holcomb, C. Hackworth, A. Boquet, D. Wiegmann, D., "Human Error and Commercial Aviation Accidents: An Analysis Using the Human Factors Analysis and Classification System", Article in Human Factors The Journal of the Human Factors and Ergonomics Society · May 2007.
- [31] The Rutgers Scholar, "An Electronic Bulletin Of Undergraduate Research", Volume 5, 2003.
- [32] B. Kilic, S. Soran "How Can An Ab-Initio Pilot Avert A Future Disaster : A Pedagogical Approach To Reduce The Likelihood Of Future Failure". Journal of Aviation, 3 (1), 1-14. DOI: 10.30518/jav.508336, 2019.
- [33] SHY-1, Resmi Gazete Sayı : 30084 Yönetmelik Sivil Havacılık Genel Müdürlüğünden: "Pilot Lisans Yönetmeliği", 2 Haziran 2017
- [34] ICAO Conference Notes, "Maintaining Pilot Performance Level and Recovering Confidence ", Joint webinar of ICAO, IATA and IFALPA, 13 October 2020
- [35] S. Gürbüz, F. Şahin, "Sosyal Bilimlerde Araştırma Yöntemleri". Ankara: Seçkin Yayıncılık, 2015.
- [36] A. Yıldırım, H. Şimşek, "Sosyal Bilimlerde Nitel Araştırma Yöntemleri", Ankara: Seçkin Yayıncılık, 2013.
- [37] A. Aziz, "Sosyal Bilimlerde Araştırma Yöntemleri ve Teknikleri". Ankara: Nobel Yayıncılık, 2008.
- [38] J.W.Creswell, C. Plano, "Karma Yöntem Araştırmaları Tasarım ve Yürütülmesi", Ankara: Anı Yayıncılık, 2015.
- [39] B. Açikel, "Eğitim Hava Sahası Karmaşıklığı ve Hava Trafik Kontrolörü İş Yükünün Gerçek Uçuş Verileri ve Uzman Görüşleri Bağlamında Değerlendirilmesi", Doktora Tezi, Danışman: Yard. Doç. Dr. Uğur TURHAN, Eskişehir, Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ağustos, 2016
- [40] J.W. Creswell, J.W.. "Nitel Araştırma Yöntemleri" (Çev: Dr. S.B. Demir ve M. Bütün).Ankara: Siyasal Kitabevi, 2014.
- [41] M.Q. Patton, "Enhancing the Quality And Credibility Of Qualitative Analysis", Health Services Research, 34(5 Pt 2), 1189, 1999.
- [42] T. Baş, U. Akturan, U. "Nitel Araştırma Yöntemleri: Nvivo 7.0 İle Nitel Veri Analizi", Seçkin Yayıncılık, 2008.
- [43] A. Bryman - Social Research Methods, 4th Edition, Oxford University Press, 2012.

Systematic Analysis and Classification of the Literature Regarding the Impact of Human Factors On Unmanned Aerial Vehicles (UAV)

Hüseyin Erbil ÖZYÖRÜK 

Department of Flight Training, University of Turkish Aeronautical Association, Ankara, Turkey

Abstract

The use of unmanned aerial vehicles (UAVs) in military and civilian areas is increasing day by day. Increased usage reveals risks related to accidents and crimes. Human factors are among the most important causes of accidents and crimes in aviation. Understanding the impact of these factors on unmanned aerial vehicles (UAV) operations is vital to prevent accidents and crimes. In this study, the literature on human factors in unmanned aerial vehicles is systematically reviewed and classified. As a result of the classification, it is aimed to understand which subjects are deficient or inadequate. In this way, it is tried to make recommendations for future research.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicles (UAV), Human Factors, Literature Review, Classification

1. Introduction

Unmanned aerial vehicles (UAV) are defined as an aircraft class which can fly without a pilot being on board [1]. According to ICAO (2011), unmanned aerial vehicles are divided into two main groups as remote and automatic [2]. The first studies on unmanned aerial vehicles started in the military field during the First World War. In the Second World War, the use of unmanned aerial vehicles increased in that field [3]. Today, unmanned aerial vehicles are frequently used in military missions

such as reconnaissance, attack, defense against other UAVs, targeting military training and demining [4].

In addition, unmanned aerial vehicles are used in many civilian areas. Civil areas of use include tracking natural disasters and search and rescue activities, monitoring agricultural areas and agricultural spraying, photography and video shooting from the air. In addition, unmanned aerial vehicles are preferred for many activities such as

Corresponding Author: Dr. Öğr. Üyesi Hüseyin Erbil Özyörük erbilozyoruk@hotmail.com

Citation/Alıntı: Özyörük, H.E. (2020). İnsansız Hava Araçlarında (İHA) İnsan Faktörlerinin Etkisine Dair Literatürün Sistematik Olarak Analizi ve Sınıflandırılması J. Aviat. 4 (2), 71-81.

ORCID: ¹ <https://orcid.org/0000-0003-2359-1854>

DOI: <https://doi.org/10.30518/jav.777483>

Received: 6 August 2020 **Accepted:** 10 December 2020 **Published (Online):** 28 December 2020

Copyright © 2020 Journal of Aviation <https://javsci.com> - <http://dergipark.gov.tr/jav>



This is an open access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution 4.0 International Licence

cartography, environmental observation, urban structuring, archeology, monitoring forest fires or public areas [3], [4].

As of August 2020, the number of unmanned aircraft registered only in the United States has exceeded 1.600.000. Approximately 480.000 of them are registered for commercial use and the rest are for entertainment purposes. Until this date, approximately 187.000 unmanned aerial pilots have been certified in US [5]. The use of unmanned aerial vehicles is predicted to be increasing all over the world in the future. For example, the volume of the world military unmanned aerial vehicle market is expected to reach \$26.8 billion in 2025 [6]. The military and civilian unmanned aerial vehicle market in the world reached a total of \$ 9.3 billion in 2019. This market is expected to increase by 15.5% annual compound growth rate and reach 45.8 billion dollars in 2025 [7]. Therefore, it is clear that the use of unmanned aerial vehicles will increase in all areas of the world in the next five years.

Intense use of unmanned aerial vehicles may lead to increased accidents and incidents if necessary precautions are not taken. While the number of unmanned aircraft accidents reported to the United States Federal Aviation Administration (FAA) was only 50 in February 2014, this number exceeded 200 in December 2016 [8]. The fact that unmanned aircraft usage will increase constantly indicates a possible rise in the number of accidents and incidents. Human factors play an important role among the factors that cause accidents and incidents. In this context, a better understanding of human factors on unmanned aerial vehicles will be very useful in preventing accidents and incidents in the future.

The purpose of this study is to review and systematically classify studies on human factors in unmanned aerial vehicles. In this way, it is aimed to understand the missing areas in the literature and make suggestions about future studies, which will result in a much better understanding of human factors in unmanned aerial vehicles.

2. Methodology

In this study, the literature published between 1945-2020 on human factors in unmanned aerial vehicles is initially reviewed. Among the studies found, duplicates and irrelevant studies are eliminated. In the next step, a content analysis is

conducted to classify the studies in order to give the literature a systematic perspective. As a result, studies in the literature are systematically gathered in the main and subgroups. The analysis process used in this study is summarized in Figure 1. After the classification, literature is discussed in order to find out the missing areas and shed light on future research.

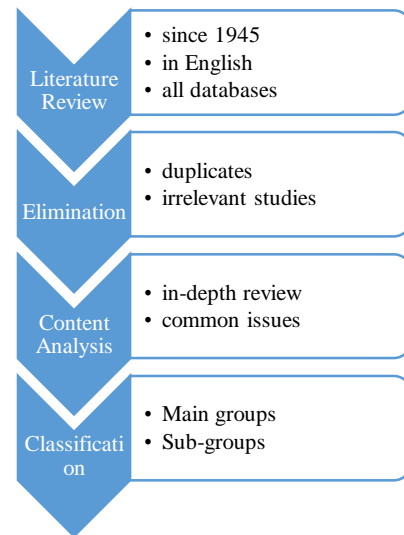


Figure 1. Analysis process

In the literature scanning phase, scientific journal articles, conference papers, books and book chapters published since 1945 have been included in the scan in order to make the widest possible screening. "Web of Science Core Collection", "KCI-Korean Journal Database", "Russian Science Citation Index" and "SciELO Citation Index" databases are covered by selecting "all databases" option. Search was made by selecting 1945-2020 as the scanning time interval and English as the scanning language. A series of searches have been carried out to find studies on human factors in unmanned aerial vehicles. The keywords "human factor" and "human error" are searched in combination with keywords "unmanned aerial vehicle", "UAV", "unmanned aircraft", "unmanned aviation system", "unmanned aircraft system" and "UAS" in the "title", "author keywords" and "abstract" fields of the studies. The study by Zhang et. al. (2018) was used as a guide for the selection of the keywords [9].

In the next step, all studies found are reviewed to identify duplicates and irrelevant ones. When duplicates and irrelevant ones are removed, the number of studies to be examined is 69. The number of scientific journal articles, conference papers and

book chapters among these studies are given in Table 1.

Table 1. Number of Studies By Type

Type	Number of Studies
Scientific journal articles	40
Conference papers	27
Book chapters	2
TOTAL	69

3. Analysis and Results

After the scanning and elimination stages, a content analysis with an in-depth review of 69 studies is carried out. In this process, some common issues that the researchers focused on are tried to be determined. Shapell et. al. (2007), Chang and Wang (2010) and Wiener and Nager (2014) are used to define the classification of the studies [10]–[12]. In addition, the study by Zhang et. al. (2018) is taken into account for guidance in this process [9]. As a result of the content analysis, the studies in the literature are gathered in 4 main groups, and then the sub-groups that constitute each group are established by using the same method. The names of the main groups and the number of studies in each group are given in Table 2.

Table 2. Main Groups of Studies

Main Groups	Number of Studies
Familiarization of Human Factors	34
UAV Design and Ergonomics	18
Crew Members	11
Operational Issues	6
TOTAL	69

Main Group 1 – Familiarization of Human Factors

When the studies in the literature are reviewed, it is noteworthy that a significant part of them investigates the basic variables of human factors. There are studies on unmanned aircraft investigating variables such as workload, situational awareness, decision making and cooperation, which are also frequently studied in the field of human factors in aviation. For this reason, studies investigating the basic variables of human factors in relation to unmanned aerial vehicles are included in this main group. Then, sub-groups called “workload”, “situational awareness”, “decision

making and autonomy”, “fatigue” and “collaboration, team harmony and coordination” are created and studies are distributed into the relevant subgroups.

However, some studies are exploring more than one of these factors simultaneously. For example, a study explores fatigue, stress and vigilance at the same time. Another one examines fatigue, crew size, and workload in the same research. Also, there is one that investigates situational awareness and workload. Because of this reason, such studies are gathered in a different subgroup called “Multiple factor research”.

Another group of studies investigates accidents and incidents made with unmanned aerial vehicles. Some of these studies even investigate unsafe situations that can lead to an accident, called near-miss situations. The general purpose of these studies is to anatomize such events and find out the human factors contributing to the event. Researches that attempt to identify the human factors behind accident, incident or near-miss events are included in the subgroup named “Accident, incident and near-miss investigations”.

The rapid increase in the use and number of unmanned aircrafts encourages researchers to study issues related to safety. The relationship between the human factors and safety, risk or emergency in unmanned aerial vehicles are deeply examined by some researchers. Some of the studies in this group address safety-related issues and man-made risks in terms of maintenance, improper selection of aircraft or airspace, and incorrect assessment of weather reports. Another study suggests anti-collision lighting and transponder systems that will increase the visibility of unmanned aerial vehicles and keep the safety above a certain level. Another study provides a theoretical framework on how unmanned aircraft systems can react quickly and safely to emergency situations and flight anomalies. These studies are different from ones in other groups, because they address human factors issues directly in terms of safety, risk or emergencies and make suggestions on how to improve safety and reduce risks. So, these studies are covered in a subgroup called “Safety, risk and emergency”.

In the next subgroup, studies examining some personal parameters of unmanned aircraft operators are gathered. A study in this subgroup examines pilots' changing moods and emotional states under

different conditions during the flight operations. In other studies heart rates, respiratory rates, inter-beat intervals and eye tracking datas of pilots are examined as anatomical responses of pilots' body to different flight situations. The subgroup containing these studies is called "Personal variables".

The studies in the last subgroup specifically explore the effects of human factors during multiple unmanned aircraft flights. Simultaneous operation of more than one unmanned aerial vehicle may create problems different from the individual flights. Many factors such as workload, cooperation, coordination and decision making may lead to very different consequences. The researchers who are aware of this examine those variables on multiple unmanned aircraft operations. For example, some studies in this subgroup investigate what and how the operator's performance, mental workload, and situational awareness are affected in multiple unmanned aerial flights. Some studies examine the operator's cognitive processes on multiple flights, how these processes change, and the operator's cognitive demands. So, these studies are gathered in the subgroup called "Human factors in multiple UAV operations".

The studies in each subgroup are given in Table 3 with references.

Table 3. Studies on Familiarization of Human Factors

Sub-groups	Reference
Multiple factor research	[13]–[16]
Workload	[17]–[20]
Decision making and autonomy	[21]–[23]
Situational awareness	[24]
Fatigue	[25]
Collaboration, team harmony and coordination	[26]
Accident, incident and near-miss investigations	[27]–[31]
Safety, risk and emergency	[32]–[36]
Personal variables	[37]–[39]
Human factors in multiple UAV operations	[40]–[46]

Main Group 2 – UAV Design and Ergonomics

The studies in this group are exploring the effects of human factors on unmanned aerial vehicle design and ergonomics. They are also divided into two subgroups. The first group of studies deal with the effect of human factors on the design of user interfaces and displays of unmanned aerial vehicles. The effects of user interface and display designs and ergonomic structures on variables such as workload, situation awareness, and decision making are investigated. Many of these studies are focused on the development of optimal design or ergonomic structures that will reduce workload, increase situational awareness, affect the perception positively or help operators in making the right decision.

The studies in the second subgroup carry out a similar design and ergonomics approach on the control units and other systems of unmanned aerial vehicles. The effects of design and ergonomic structure of unmanned aircraft components such as flight management systems, navigation systems, avionics systems on human factors are deeply examined in these studies.

The common purpose of the studies in this group is to design unmanned aerial vehicles in a way that eliminates the negative effects of human factors. As a result of the developments in the design and ergonomic structure, it is aimed to ensure that the unmanned aerial vehicles are used more efficiently, effectively and safely by the operators. The studies in this group are given in Table 4 with their references.

Table 4. Studies on UAV Design and Ergonomics

Sub-groups	Reference
User interface and display design	[47]–[55]
Control units and other systems design	[56]–[64]

Main Group 3 – Crew Members

The studies in this group deal with crew issues in terms of human factors. They are divided into three subgroups. Studies in the first group examine crew behavior and behavioral responses under different conditions and scenarios. It is aimed to create crew behavior profiles based on human factors variables by evaluating crew responses to different situations. In this way, possible changes in the crew behavior

as a result of the changing conditions may be predicted. In addition, behavioral routes that can lead the crew to make mistakes are investigated and at what stage and how these mistakes can be prevented is examined.

The studies in the second subgroup view the crew selection, performance evaluation and crew competencies from a human factors perspective. Some of these studies address the crew's performance and competencies in terms of physical competence, medical condition, and even language proficiency. Some studies provide human factors-oriented suggestions for performance and competency assessments of unmanned aircraft pilots. In addition, human factors issues to be taken into consideration during the selection of people who will be trained as crew members are also examined in this sub-group.

The studies in the last subgroup focus on the training processes of unmanned aircraft pilots. In these studies, research is made on optimizing the training by using motion sensor simulators and similar devices. The aim of the studies is to contribute to the training processes, in order to train pilots who have positive attitudes, approach and behaviors in terms of human factors. The studies in this group are given in Table 5 with their references.

Table 5. Studies on Crew Members

Sub-groups	Reference
Crew behaviors	[65]–[67]
Selection, evaluation and competences	[68]–[72]
Training	[73]–[75]

Main Group 4 – Operational Issues

Studies in this group examine the actual flight operations and related tasks performed with unmanned aerial vehicles in terms of human factors. Only one study in this group suggests a system that will automatically and continuously control the degree to which operators comply with the flight procedures and checklists. For this reason, the mentioned study is taken into a different subgroup named “procedures and checklists”.

Other studies are included in the sub-group called "flight operations". Some of these studies are looking for ways to improve certain tasks of unmanned aerial vehicles such as package delivery, search and rescue and public services in terms of

human factors. In addition, studies in this subgroup explore topics such as calculating the optimum number of aircraft an operator can control and distributing task parts between operators and systems. In addition, mathematical models are presented to prepare operators' working schedule in the most appropriate way to minimize the negative effects of human factors. The studies in this group are given in Table 6 with their references.

Table 6. Studies on Operational Issues

Sub-groups	Reference
Flight operations	[76]–[80]
Procedures and check lists	[81]

4. Discussions and Future Research

With the introduction of unmanned aerial vehicles in many fields and in recent years, the role of human factors in this field is gaining importance rapidly. Knowing the impact of human factors on unmanned aircraft operations is becoming more and more critical in terms of safety. In this study, a systematic overview of the literature on the human factor issues in unmanned aerial vehicles is presented. The studies are classified into groups and subgroups according to the subjects they deal with. In this way, it is aimed to understand what kind of work is being done, which topics are examined and what kind of work can be done in the future. In addition, it has been tried to determine in which subjects the studies are insufficient and in which subjects it will be beneficial to study more.

A clear result of the classification made in this study is that in the relatively new field of unmanned aerial vehicles, human factor studies are not yet sufficient in terms of number and depth. Moreover, it is striking that there are very few studies on variables such as workload, decision making, situation awareness, and fatigue, which are the main subjects of the human factors field. Investigation of how these variables change under different conditions, how they affect the effectiveness, efficiency and safety of flight operations will be beneficial for the future of unmanned aerial vehicles.

In addition, the complexity of missions performed with unmanned aerial vehicles requires multiple aircraft and crews to be involved in operations simultaneously. This poses many new

challenges for flight safety and the effectiveness of the operation. Multiple unmanned aircraft operations can create significant problems, especially in terms of workload, situational awareness, cooperation, coordination and compatibility. In the literature, it is seen that very few studies only examine the variables of workload, situational awareness and cognitive process. However, in flight operations involving more than one unmanned aerial vehicle, the cooperation, coordination and harmony of aircrafts and operators become vital. Furthermore, even the smallest mistakes in following procedures and instructions can have serious negative consequences in these operations. In this regard, there are lots of issues to be studied regarding multiple unmanned aircraft operations.

Besides, operational issues such as creating the calendar that will allow the crew to work most efficiently, managing handover processes and checking compliance with procedures and checklists are becoming more critical in complex tasks. Studies to address these issues in a systematic way are almost nonexistent. Efforts to incorporate solutions of such problems into operational processes in a way that eliminates the negative effects of human factors will help increase the efficiency, effectiveness and safety of operations.

The negative effects of human factors have the potential to emerge much more strongly when there are errors or omissions in systems, design or ergonomics of the aircraft. In this regard, the design and ergonomic structure of aircraft and its related systems should be evaluated together with the effects of human factors. Although the studies in the literature suggest some improvements, it is noteworthy that there are not enough studies in quantity and quality. Moreover, these studies appear to be of a more general nature. However, it will be useful to design the vehicles to be produced for specific purposes with a similar approach. Because unmanned aerial vehicles that will perform certain special tasks must have some vital features for the efficiency and safety of their operations. For example, the design and ergonomics of unmanned aerial vehicles should be explored in detail to perform certain tasks, such as complex search and rescue operations that require a long stay in the air, or cargo delivery flights in residential areas. However, such a study has not been found in the

literature yet and there is a serious deficiency in this regard. Considering the tasks expected to be performed more frequently by unmanned aircraft in the future, studies investigating the basic design components of the aircraft to be used in these missions should be conducted.

Ethical Approval

Not applicable.

References

- [1] A. C. Watts, V. G. Ambrosia, and E. A. Hinkley, "Unmanned Aircraft Systems in Remote Sensing and Scientific Research: Classification and Considerations of Use," *Remote. Sens.*, 2012, doi: 10.3390/rs4061671.
- [2] Unmanned aircraft systems: UAS. Montréal: International Civil Aviation Organization, 2011.
- [3] N. Can and M. Kahveci, "İnsansız Hava Araçları: Tarihçesi, Tanımı, Dünyada Ve Türkiye Deki Yasal Durumu," *Scitech*, vol. 5, no. 4, pp. 511–535, Dec. 2017, doi: 10.15317/Scitech.2017.109.
- [4] "List of unmanned aerial vehicle applications," Wikipedia. Jun. 29, 2020, Accessed: Aug. 05, 2020. [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=List_of_unmanned_aerial_vehicle_application&oldid=965129299.
- [5] "UAS by the Numbers." https://www.faa.gov/uas/resources/by_the_numbers/ (accessed Aug. 05, 2020).
- [6] "Military Drones Market Size, Growth, Trend and Forecast to 2025 | MarketsandMarkets." <https://www.marketsandmarkets.com/Market-Reports/military-drone-market-221577711.html> (accessed Aug. 05, 2020).
- [7] "Unmanned Aerial Vehicle Market, UAV Size, Share, system and Industry Analysis and Market Forecast to 2024 | MarketsandMarketsTM." <https://www.marketsandmarkets.com/Market-Reports/unmanned-aerial-vehicles-uav-market-662.html> (accessed Aug. 05, 2020).
- [8] Federal Aviation Administration, "Investigation of UAS Accidents and Incidents," Sep. 2017, Accessed: Aug. 05, 2020. [Online]. Available:

- https://sites.nationalacademies.org/cs/groups/depsite/documents/webpage/deps_183066.pdf.
- [9] X. Zhang, G. Jia, and Z. Chen, “The Literature Review of Human Factors Research on Unmanned Aerial Vehicle – What Chinese Researcher Need to Do Next?,” in *Cross-Cultural Design. Methods, Tools, and Users*, Cham, 2018, pp. 375–384, doi: 10.1007/978-3-319-92141-9_29.
- [10] E. L. Wiener and D. C. Nagel, *Human Factors in Aviation*. Academic Press, 2014.
- [11] Y.-H. Chang and Y.-C. Wang, “Significant human risk factors in aircraft maintenance technicians,” *Safety Science*, vol. 48, no. 1, Jan. 2010, Accessed: Aug. 05, 2020. [Online]. Available: <https://trid.trb.org/view/904279>.
- [12] S. Shappell, C. Detwiler, K. Holcomb, C. Hackworth, A. Boquet, and D. A. Wiegmann, “Human error and commercial aviation accidents: an analysis using the human factors analysis and classification system,” *Hum Factors*, vol. 49, no. 2, pp. 227–242, Apr. 2007, doi: 10.1518/001872007X312469.
- [13] R. W. Wohleber et al., “Vigilance and Automation Dependence in Operation of Multiple Unmanned Aerial Systems (UAS): A Simulation Study,” *Hum Factors*, vol. 61, no. 3, pp. 488–505, May 2019, doi: 10.1177/0018720818799468.
- [14] S. Kim and J. Irizarry, “Framework for Human Performance Analysis in Unmanned Aircraft System (UAS) Operations in Dynamic Construction Environment,” pp. 33–42, Mar. 2018, doi: 10.1061/9780784481264.004.
- [15] C. R. Balog, B. A. Terwilliger, D. A. Vincenzi, and D. C. Ison, “Examining Human Factors Challenges of Sustainable Small Unmanned Aircraft System (sUAS) Operations,” in *Advances in Human Factors in Robots and Unmanned Systems*, Cham, 2017, pp. 61–73, doi: 10.1007/978-3-319-41959-6_6.
- [16] B. Walters, J. French, and M. J. Barnes, “Modeling the effects of crew size and crew fatigue on the control of tactical unmanned aerial vehicles (TUAVs),” in *2000 Winter Simulation Conference Proceedings (Cat. No.00CH37165)*, Orlando, FL, USA, 2000, vol. 1, pp. 920–924, doi: 10.1109/WSC.2000.899893.
- [17] J. T. Coyne, C. Sibley, S. Sherwood, C. K. Foroughi, T. Olson, and E. Vorm, “Assessing Workload with Low Cost Eye Tracking During a Supervisory Control Task,” in *Augmented Cognition. Neurocognition and Machine Learning*, vol. 10284, D. D. Schmorrow and C. M. Fidopiastis, Eds. Cham: Springer International Publishing, 2017, pp. 139–147.
- [18] F. Bazzano et al., “Mental Workload Assessment for UAV Traffic Control Using Consumer-Grade BCI Equipment,” in *Intelligent Human Computer Interaction*, vol. 10688, P. Horain, C. Achard, and M. Mallem, Eds. Cham: Springer International Publishing, 2017, pp. 60–72.
- [19] F. Honecker and A. Schulte, “Automated Online Determination of Pilot Activity Under Uncertainty by Using Evidential Reasoning,” in *Engineering Psychology and Cognitive Ergonomics: Cognition and Design*, Cham, 2017, pp. 231–250, doi: 10.1007/978-3-319-58475-1_18.
- [20] B. Piuze, A. Cont, and M. Balerna, “The workload sensing for the human machine interface of Unmanned Air Systems,” in *2014 IEEE Metrology for Aerospace (MetroAeroSpace)*, Benevento, Italy, May 2014, pp. 50–55, doi: 10.1109/MetroAeroSpace.2014.6865893.
- [21] [21] Z. Yun, Y. Peiyang, W. Lujun, and Y. Juan, “Intervention decision-making in MAV/UAV cooperative engagement based on human factors engineering,” *Journal of Systems Engineering and Electronics*, vol. 29, no. 3, pp. 530–538, Jun. 2018, doi: 10.21629/JSEE.2018.03.10.
- [22] [22] J. T. Platts, “Autonomy in unmanned air vehicles,” *Aeronaut. j.*, vol. 110, no. 1104, pp. 97–105, Feb. 2006, doi: 10.1017/S0001924000001044.
- [23] [23] T. Shmelova, Y. Sikirda, and Y. Kovalyov, “Decision making by remotely piloted aircraft system’s operator,” in *2017 IEEE 4th International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD)*, Kiev, Oct. 2017, pp. 92–99, doi: 10.1109/APUAVD.2017.8308784.
- [24] O. McAree, J. M. Aitken, and S. M. Veres, “Quantifying situation awareness for small

- unmanned aircraft: Towards routine Beyond Visual Line of Sight operations,” *Aeronaut. j.*, vol. 122, no. 1251, pp. 733–746, May 2018, doi: 10.1017/aer.2018.14.
- [25] A. P. Tvaryanas and G. D. MacPherson, “Fatigue in pilots of remotely piloted aircraft before and after shift work adjustment,” *Aviat Space Environ Med*, vol. 80, no. 5, pp. 454–461, May 2009, doi: 10.3357/asem.2455.2009.
- [26] N. J. McNeese, M. Demir, N. J. Cooke, and C. Myers, “Teaming With a Synthetic Teammate: Insights into Human-Autonomy Teaming,” *Hum Factors*, vol. 60, no. 2, pp. 262–273, Mar. 2018, doi: 10.1177/0018720817743223.
- [27] L. Gong, S. Zhang, P. Tang, and Y. Lu, “An integrated graphic–taxonomic–associative approach to analyze human factors in aviation accidents,” *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 27, no. 2, pp. 226–240, Apr. 2014, doi: 10.1016/j.cja.2014.02.002.
- [28] A. P. Tvaryanas and W. T. Thompson, “Recurrent error pathways in HFACS data: analysis of 95 mishaps with remotely piloted aircraft,” *Aviat Space Environ Med*, vol. 79, no. 5, pp. 525–532, May 2008, doi: 10.3357/asem.2002.2008.
- [29] G. Wild, K. Gavin, J. Murray, J. Silva, and G. Baxter, “A Post-Accident Analysis of Civil Remotely-Piloted Aircraft System Accidents and Incidents,” *J.Aerosp. Technol. Manag.*, vol. 9, no. 2, pp. 157–168, Apr. 2017, doi: 10.5028/jatm.v9i2.701.
- [30] G. Wild, J. Murray, and G. Baxter, “Exploring Civil Drone Accidents and Incidents to Help Prevent Potential Air Disasters,” *Aerospace*, vol. 3, no. 3, p. 22, Jul. 2016, doi: 10.3390/aerospace3030022.
- [31] A. P. Tvaryanas, W. T. Thompson, and S. H. Constable, “Human factors in remotely piloted aircraft operations: HFACS analysis of 221 mishaps over 10 years,” *Aviat Space Environ Med*, vol. 77, no. 7, pp. 724–732, Jul. 2006.
- [32] Y. Lu, Y. Qian, H. Huangfu, S. Zhang, and S. Fu, “Ensuring the Safety Sustainability of Large UAS: Learning from the Maintenance Risk Dynamics of USAF MQ-1 Predator Fleet in Last Two Decades,” *Sustainability*, vol. 11, no. 4, p. 1129, Feb. 2019, doi: 10.3390/su11041129.
- [33] L. Castano and H. Xu, “Safe decision making for risk mitigation of UAS,” in 2019 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), Atlanta, GA, USA, Jun. 2019, pp. 1326–1335, doi: 10.1109/ICUAS.2019.8797774.
- [34] O. Fontaine, A. Martinetti, and S. Michaelides-Mateou, “Remote pilot aircraft system (RPAS): Just culture, human factors and learnt lessons,” vol. 53, pp. 205–210, Jan. 2016, doi: 10.3303/CET1653035.
- [35] J. D. Stevenson, S. O’Young, and L. Rolland, “Enhancing the Visibility of Small Unmanned Aerial Vehicles,” *Procedia Manufacturing*, vol. 3, pp. 944–951, 2015, doi: 10.1016/j.promfg.2015.07.143.
- [36] D. Dores, A. Baltazar, T. Cabral, I. Machado, and P. Gonçalves, “Safety Issues of the Portuguese Military Remotely Piloted Aircraft Systems,” in *A World with Robots: International Conference on Robot Ethics: ICRE 2015*, M. I. Aldinhas Ferreira, J. Silva Sequeira, M. O. Tokhi, E. E. Kadar, and G. S. Virk, Eds. Cham: Springer International Publishing, 2017, pp. 185–198.
- [37] Y. Lim et al., “A novel simulation environment for cognitive human factors engineering research,” in 2017 IEEE/AIAA 36th Digital Avionics Systems Conference (DASC), St. Petersburg, FL, 2017, pp. 1–8, doi: 10.1109/DASC.2017.8102126.
- [38] T. F. Shmelova and O. V. Shostak, “System for monitoring external pilot emotional state during UAV control,” in 2015 IEEE International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD), Kyiv, Ukraine, Oct. 2015, pp. 332–335, doi: 10.1109/APUAVD.2015.7346634.
- [39] B. Stark, T. Patel, and Y. Chen, “HRV monitoring for human factor research in UAS,” *Aug.* 2013, vol. 4, doi: 10.1115/DETC2013-12746.
- [40] A. Hocraffer and C. S. Nam, “A meta-analysis of human-system interfaces in unmanned aerial vehicle (UAV) swarm management,” *Applied Ergonomics*, vol. 58, pp. 66–80, Jan. 2017, doi: 10.1016/j.apergo.2016.05.011.
- [41] C. Ruf and P. Stütz, “Model-Driven Payload Sensor Operation Assistance for a Transport Helicopter Crew in Manned–Unmanned Teaming Missions: Assistance Realization,

- Modelling Experimental Evaluation of Mental Workload,” in *Engineering Psychology and Cognitive Ergonomics: Performance, Emotion and Situation Awareness*, Cham, 2017, pp. 51–63, doi: 10.1007/978-3-319-58472-0_5.
- [42] D. Donath and A. Schulte, “Behavior Based Task and High Workload Determination of Pilots Guiding Multiple UAVs,” *Procedia Manufacturing*, vol. 3, pp. 990–997, 2015, doi: 10.1016/j.promfg.2015.07.156.
- [43] F. Fortmann, H. Muller, A. Ludtke, and S. Boll, “Expert-based design and evaluation of an ambient light display to improve monitoring performance during multi-UAV supervisory control,” in *2015 IEEE International Multi-Disciplinary Conference on Cognitive Methods in Situation Awareness and Decision*, Orlando, FL, USA, Mar. 2015, pp. 28–34, doi: 10.1109/COGSIMA.2015.7107971.
- [44] M. Kriegel, C. Meitinger, and A. Schulte, “Operator Assistance and Semi-autonomous Functions as Key Elements of Future Systems for Multiple Uav Guidance,” in *Engineering Psychology and Cognitive Ergonomics*, Berlin, Heidelberg, 2007, pp. 705–715, doi: 10.1007/978-3-540-73331-7_77.
- [45] S. R. Dixon, C. D. Wickens, and D. Chang, “Mission Control of Multiple Unmanned Aerial Vehicles: A Workload Analysis,” *Hum Factors*, vol. 47, no. 3, pp. 479–487, Sep. 2005, doi: 10.1518/001872005774860005.
- [46] H. Ruff, S. Narayanan, and M. Draper, “Human Interaction with Levels of Automation and Decision-Aid Fidelity in the Supervisory Control of Multiple Simulated Unmanned Air Vehicles,” *Presence*, vol. 11, pp. 335–351, Aug. 2002, doi: 10.1162/105474602760204264.
- [47] K.-P. L. Vu, R. C. Rorie, L. Fern, and R. J. Shively, “Human Factors Contributions to the Development of Standards for Displays of Unmanned Aircraft Systems in Support of Detect-and-Avoid,” *Hum Factors*, vol. 62, no. 4, pp. 505–515, Jun. 2020, doi: 10.1177/0018720820916326.
- [48] W. Zhang, D. Feltner, J. Shirley, D. Kaber, and M. S. Neubert, “Enhancement and Application of a UAV Control Interface Evaluation Technique: Modified GEDIS-UAV,” *J. Hum.-Robot Interact.*, vol. 9, no. 2, pp. 1–20, Feb. 2020, doi: 10.1145/3368943.
- [49] K. J. Monk and Z. Roberts, “Maintain and Regain Well Clear: Maneuver Guidance Designs for Pilots Performing the Detect-and-Avoid Task,” in *Advances in Human Factors in Robots and Unmanned Systems*, vol. 595, J. Chen, Ed. Cham: Springer International Publishing, 2018, pp. 64–74.
- [50] A. P. Vinod, T. H. Summers, and M. M. K. Oishi, “User-interface design for MIMO LTI human-automation systems through sensor placement,” in *2016 American Control Conference (ACC)*, Boston, MA, USA, Jul. 2016, pp. 5276–5283, doi: 10.1109/ACC.2016.7526496.
- [51] E. L. Papautsky, C. Dominguez, R. Strouse, and B. Moon, “Integration of Cognitive Task Analysis and Design Thinking for Autonomous Helicopter Displays,” *Journal of Cognitive Engineering and Decision Making*, vol. 9, no. 4, pp. 283–294, Dec. 2015, doi: 10.1177/1555343415602624.
- [52] D. A. Vincenzi, “Unmanned Aerial System (UAS) Human-machine Interfaces: New Paradigms in Command and Control,” *Procedia Manufacturing*, vol. 3, pp. 920–927, 2015.
- [53] J. M. Peschel and R. R. Murphy, “On the Human–Machine Interaction of Unmanned Aerial System Mission Specialists,” *IEEE Trans. Human-Mach. Syst.*, vol. 43, no. 1, pp. 53–62, Jan. 2013, doi: 10.1109/TSMCC.2012.2220133.
- [54] D. Gunn, J. Warm, W. Nelson, R. Bolia, D. Schumsky, and K. Corcoran, “Target Acquisition With UAVs: Vigilance Displays and Advanced Cuing Interfaces,” *Human factors*, vol. 47, pp. 488–97, Feb. 2005, doi: 10.1518/001872005774859971.
- [55] T. H. Kamine and G. A. Bendrick, “Visual display angles of conventional and a remotely piloted aircraft,” *Aviat Space Environ Med*, vol. 80, no. 4, pp. 409–413, Apr. 2009, doi: 10.3357/asem.2337.2009.
- [56] Y. Lim et al., “Avionics Human-Machine Interfaces and Interactions for Manned and Unmanned Aircraft,” *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 102, pp. 1–46, Oct. 2018, doi: 10.1016/j.paerosci.2018.05.002.
- [57] Y. Lim, S. Ramasamy, A. Gardi, T. Kistan, and R. Sabatini, “Cognitive Human-Machine Interfaces and Interactions for Unmanned

- Aircraft,” *J Intell Robot Syst*, vol. 91, no. 3–4, pp. 755–774, Sep. 2018, doi: 10.1007/s10846-017-0648-9.
- [58] A.-Q. V. Dao et al., “Evaluation of Early Ground Control Station Configurations for Interacting with a UAS Traffic Management (UTM) System,” in *Advances in Human Factors in Robots and Unmanned Systems*, vol. 595, J. Chen, Ed. Cham: Springer International Publishing, 2018, pp. 75–86.
- [59] J. Haber and J. Chung, “Assessment of UAV operator workload in a reconfigurable multi-touch ground control station environment,” *J. Unmanned Veh. Sys.*, vol. 4, no. 3, pp. 203–216, Sep. 2016, doi: 10.1139/juvs-2015-0039.
- [60] A. Hobbs and B. Lyall, “Human Factors Guidelines for Unmanned Aircraft Systems,” *Ergonomics in Design*, vol. 24, no. 3, pp. 23–28, Jul. 2016, doi: 10.1177/1064804616640632.
- [61] P. Dumas, A. E. F. Seghrouchni, and P. Taillibert, “Aerial: A Framework to Support Human Decision Making in a Constrained Environment,” in *2012 IEEE 24th International Conference on Tools with Artificial Intelligence*, Athens, Nov. 2012, pp. 626–633, doi: 10.1109/ICTAI.2012.90.
- [62] P. Oppold, M. Rupp, M. Mouloua, P. A. Hancock, and J. Martin, “Design considerations to improve cognitive ergonomic issues of unmanned vehicle interfaces utilizing video game controllers,” *Work*, vol. 41, pp. 5609–5611, 2012, doi: 10.3233/WOR-2012-0896-5609.
- [63] [63] L. Damilano, G. Guglieri, F. Quagliotti, and I. Sale, “FMS for Unmanned Aerial Systems: HMI Issues and New Interface Solutions,” *J Intell Robot Syst*, vol. 65, no. 1–4, pp. 27–42, Jan. 2012, doi: 10.1007/s10846-011-9567-3.
- [64] G. L. Calhoun, M. H. Draper, M. F. Abernathy, M. Patzek, and F. Delgado, “Synthetic vision system for improving unmanned aerial vehicle operator situation awareness,” Orlando, FL, May 2005, pp. 219–230, doi: 10.1117/12.603421.
- [65] V. Rodríguez-Fernández, H. D. Menéndez, and D. Camacho, “Analysing temporal performance profiles of UAV operators using time series clustering,” *Expert Systems with Applications*, vol. 70, pp. 103–118, Mar. 2017, doi: 10.1016/j.eswa.2016.10.044.
- [66] S. Huber and P. Wellig, “Human factors of target detection tasks within heavily cluttered video scenes,” in *Target and Background Signatures*, Oct. 2015, vol. 9653, p. 96530R, doi: 10.1117/12.2193148.
- [67] A. P. Tvaryanas, “Human Systems Integration in Remotely Piloted Aircraft Operations,” vol. 77, no. 12, p. 5, 2006.
- [68] [68] I. R. McAndrew, A. Glassman, D. Bourdeau, R. Clint, and E. Navarro, “Unmanned aerial systems operational challenges when used between regions where English is not widely spoken or understood: Human factors communication,” in *2016 International Conference on Robotics and Automation Engineering (ICRAE)*, Jeju, South Korea, Aug. 2016, pp. 53–57, doi: 10.1109/ICRAE.2016.7738788.
- [69] Z. Dudas, A. Restas, S. Szabó, K. Domján, and D. Pál, “Human Factor Analysis in Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Operations,” 2016, pp. 47–58.
- [70] X. Li, H. Pei, F. Sha, X. Zhang, and W. Chen, “Testing Research on the Professional Ability of Multi-axial UAV Operators Based on Eye-movement Technology,” presented at the *2015 International Forum on Energy, Environment Science and Materials*, Shenzhen, China, 2015, doi: 10.2991/ifeesm-15.2015.308.
- [71] P. McCarthy and G. K. Teo, “Assessing Human-Computer Interaction of Operating Remotely Piloted Aircraft Systems (RPAS) in Attitude (ATTI) Mode,” in *Engineering Psychology and Cognitive Ergonomics: Cognition and Design*, Cham, 2017, pp. 251–265, doi: 10.1007/978-3-319-58475-1_19.
- [72] T. R. Carretta and R. E. King, “Personnel Selection Influences on Remotely Piloted Aircraft Human-System Integration,” *Aerospace Medicine and Human Performance*, vol. 86, no. 8, pp. 736–741, Aug. 2015, doi: 10.3357/AMHP.4287.2015.
- [73] J. Shmelev, “Simulator training optimization of UAV external pilots,” in *2014 IEEE 3rd International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control (MSNMC)*, Kiev, Ukraine, Oct. 2014, pp. 75–78, doi: 10.1109/MSNMC.2014.6979734.
- [74] J. T. Hing and P. Y. Oh, “Development of an Unmanned Aerial Vehicle Piloting System with Integrated Motion Cueing for Training

- and Pilot Evaluation,” *J Intell Robot Syst*, vol. 54, no. 1–3, pp. 3–19, Mar. 2009, doi: 10.1007/s10846-008-9252-3.
- [75] J. Hing and P. Y. Oh, “Integrating Motion Platforms With Unmanned Aerial Vehicles to Improve Control, Train Pilots and Minimize Accidents,” in *Volume 2: 32nd Mechanisms and Robotics Conference, Parts A and B*, Brooklyn, New York, USA, Jan. 2008, pp. 867–875, doi: 10.1115/DETC2008-49602.
- [76] H. Fesenko and V. Kharchenko, “Determining the Optimum Number of Single Operator Controlled Unmanned Aerial Vehicles for NPP Monitoring Missions: Human Error Issues,” in *2018 International Scientific-Practical Conference Problems of Infocommunications. Science and Technology (PIC S&T)*, Kharkiv, Ukraine, Oct. 2018, pp. 711–714, doi: 10.1109/INFOCOMMST.2018.8632029.
- [77] T. Porat, T. Oron-Gilad, M. Rottem-Hovev, and J. Silbiger, “Supervising and Controlling Unmanned Systems: A Multi-Phase Study with Subject Matter Experts,” *Front. Psychol.*, vol. 7, May 2016, doi: 10.3389/fpsyg.2016.00568.
- [78] A. C. Trujillo et al., “Operator Informational Needs for Multiple Autonomous Small Vehicles,” *Procedia Manufacturing*, vol. 3, pp. 936–943, 2015, doi: 10.1016/j.promfg.2015.07.141.
- [79] C. C. Murray and W. Park, “Incorporating Human Factor Considerations in Unmanned Aerial Vehicle Routing,” *IEEE Trans. Syst. Man Cybern, Syst.*, vol. 43, no. 4, pp. 860–874, Jul. 2013, doi: 10.1109/TSMCA.2012.2216871.
- [80] C. Kurkcu, H. Erhan, and S. Umut, “Human Factors Concerning Unmanned Aircraft Systems in Future Operations,” *J Intell Robot Syst*, vol. 65, no. 1–4, pp. 63–72, Jan. 2012, doi: 10.1007/s10846-011-9592-2.
- [81] V. Rodriguez-Fernandez, A. Gonzalez-Pardo, and D. Camacho, “Automatic Procedure Following Evaluation Using Petri Net-Based Workflows,” *IEEE Trans. Ind. Inf.*, vol. 14, no. 6, pp. 2748–2759, Jun. 2018, doi: 10.1109/TII.2017.2779177.