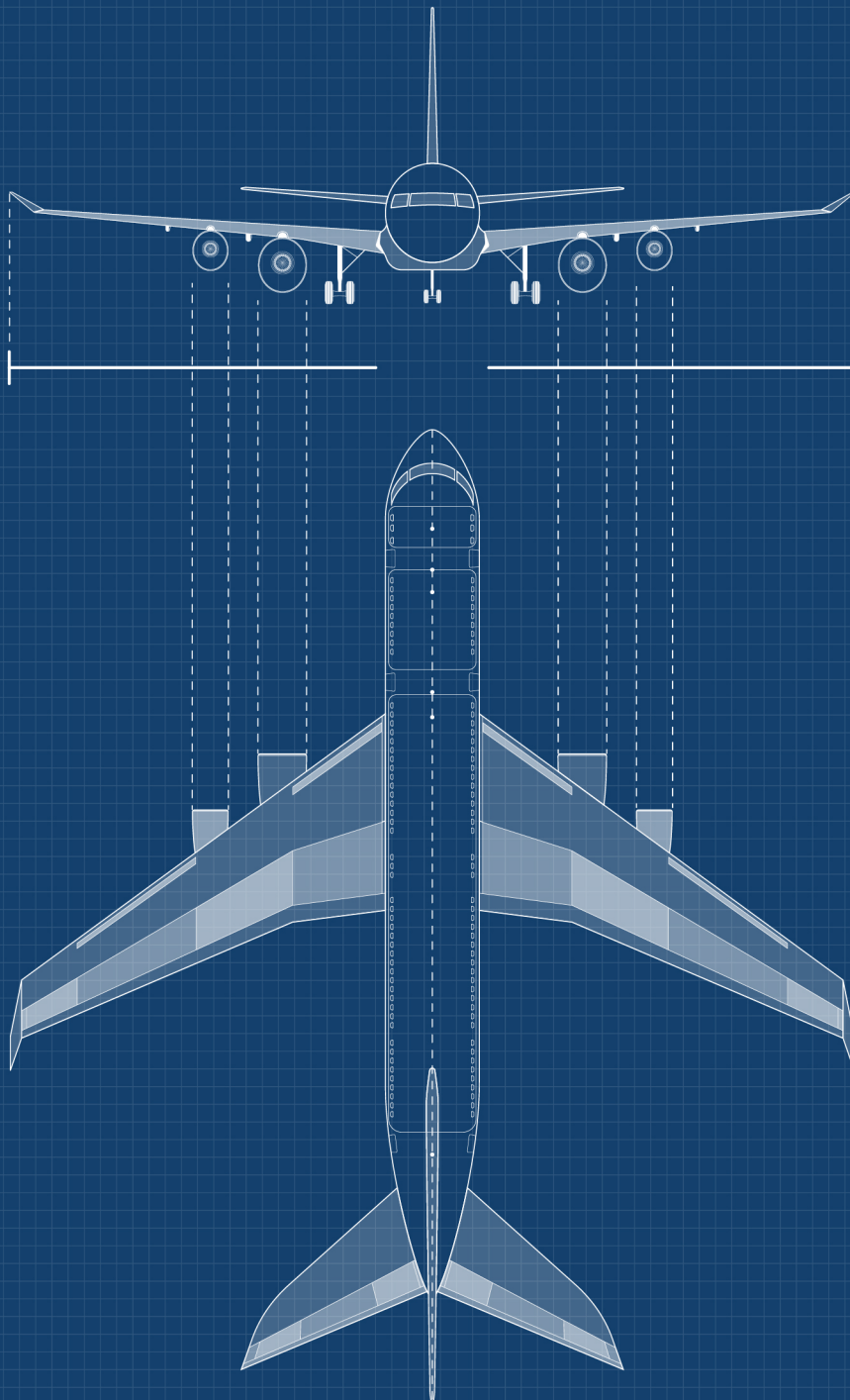


VOLUME: 1 ISSUE: 2

ASREL

Aerospace Research Letters



e-ISSN: 2980-0064

NECMETTİN ERBAKAN ÜNİVERSİTESİ
AEROSPACE RESEARCH LETTERS (ASREL)
Cilt/Volume: 1, Sayı / Issue: 2 (Aralık / December 2022)
Ulusal Hakemli Dergi / National Peer Reviewed Journal

Sahibi / Owner

Necmettin Erbakan Üniversitesi / Necmettin Erbakan University

Baş Editör / Editor-in-Chief

Dr. Öğr. Üyesi Engin Hasan ÇOPUR

Editör Yardımcısı / Associate Editor

Dr. Öğr. Üyesi Hasan Hüseyin BİLGİÇ

Yayın Türü / Publication Type

Ulusal Süreli Yayın / National Periodical

Yayın Periyodu / Publication Period

Yılda 2 kez (Haziran ve Aralık) yayınlanır / Published twice-annual (June and December)

Baskı Tarihi / Print Date

Aralık/ December 2022

Yazışma Adresi / Correspondence Address

Necmettin Erbakan Üniversitesi Köyceğiz Yerleşkesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Dekanlığı
Köyceğiz Mah. Demeç Sok. No:42/C PK: 42140 Meram/ KONYA

Tel / Phone: 0332 325 20 34

Web: <https://www.asreljournal.com>

E-posta / E-mail: info@asreljournal.com

Necmettin Erbakan Üniversitesi Aerospace Research Letters yılda 2 kez yayınlanan ulusal hakemli bir dergidir /
Aerospace Research Letters - ASREL is an national peer reviewed twice-annual journal

E- ISSN: 2980-0064

İÇİNDEKİLER		CONTENTS
<u>ARAŞTIRMA MAKALESİ</u>		<u>RESEARCH ARTICLE</u>
Hava Aracı için Simulink-FlightGear Ortamlarında Uçuş Testlerinin Gerçeklenmesi ve Aerodinamik Etkilerin Stabilité/Gövde Eksenlerinde Karşılaştırılması <i>Nafi KULASIZ, Muhsin HANÇER</i>	69	Flight Tests for Aircraft in Simulink-FlightGear Environments and Comparison of Aerodynamic Effects on Stability/Frame Axes <i>Nafi KULASIZ, Muhsin HANÇER</i>
Pekiştirilmiş Panellerin Sanal Testi <i>Ömer ŞİŞKOLAR, Hakan SEZEN, Fatma Hilal GENÇ, Erhan ÇİFTÇİ, Mesut UYANER</i>	84	Stiffened Panel Virtual Test <i>Ömer ŞİŞKOLAR, Hakan SEZEN, Fatma Hilal GENÇ, Erhan ÇİFTÇİ, Mesut UYANER</i>
Elektrodepolama Yöntemi Kullanılarak Üretilen Ni-Cr Alaşım Kaplamaların Optimizasyonu <i>Mehmet DEMİR, Erdoğan KANCA, İsmail Hakkı KARAHAN</i>	95	Optimization of Ni-Cr Alloy Coatings Produced Using the Electrodeposition Method <i>Mehmet DEMİR, Erdoğan KANCA, İsmail Hakkı KARAHAN</i>
Havacılık Öğrencilerinin İstihdam Umudu Düzeylerinin İncelenmesi <i>Gamze Nur KAKŞA, Sezer Yasin SOYCAN</i>	113	Investigation of Employment Hope Levels of Aviation Students <i>Gamze Nur KAKŞA, Sezer Yasin SOYCAN</i>
Sabit Kanatlı Taktik İnsansız Hava Aracı (TUAV) Katlanabilir Ana İniş Takımının Tasarımı ve Statik Analizi <i>Abdullah KOCAMER, Metin UZUN, Sezer ÇOBAN</i>	125	Static Analysis and Design of Fixed-Wing Tactical Unmanned Aerial Vehicle (TUAV) Retractable Main Landing Gear <i>Abdullah KOCAMER, Metin UZUN, Sezer ÇOBAN</i>

Hava Aracı için Simulink-FlightGear Ortamlarında Uçuş Testlerinin Gerçeklenmesi ve Aerodinamik Etkilerin Stabilite/Gövde Eksenlerinde Karşılaştırılması

Nafi KULASIZ^{1,*}  Muhsin HANÇER² 

¹Necmettin Erbakan Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği, Konya, Türkiye

² Necmettin Erbakan Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği, Konya, Türkiye

*nafikulaksiz@gmail.com (Corresponding Author/Sorumlu Yazar)

Makale Bilgileri

ÖZ

Makale Geçmişi

Geliş: 31/05/2022

Kabul: 19/12/2022

Yayın: 31/12/2022

Anahtar Kelimeler:

Gerçek Zamanlı Referans Verisi,

Uçuş Mekanikliği,

Aerodinamik,

FlightGear,

Matlab/Simulink.

Hava araçları tasarım ve üretim süreçleri için çok disiplinli bir çalışma süreci gerekmektedir. Bu yüzden, hava aracının tasarım sürecinde farklı disiplinlerin beraber çalışması zaman ve maddi kaynakların yönetimi açısından kritik önemdedir. Özellikle uçuş simülasyonları, üretim aşamasından önce, hava araçlarının tasarım gereksinimlerine bağlı olarak performans testlerinin yapılması ve uçuş parametrelerinin optimizasyonu için çok ciddi kolaylıklar getirmektedir. Bu çalışma kapsamında, sivil bir hava aracının (Research Civil Aircraft Model) uçuş dinamiklerine bağlı olarak Matlab/Simulink ortamında oluşturulan matematik modelinden yönelim çıktıları elde edilmiştir. Bu çıktılar ise FlightGear uçuş simülatörü için giriş parametreleri olarak kullanılıp benzetim testleri gerçekleştirilmiştir. Simulink ortamında elde edilen uçuş verileri daha kolay yorumlanması ve görselleştirilmesi için FlightGear simülatörü seçilmiştir. Ayrıca model giriş referans parametrelerinin gerçek zamanlı olarak kullanılması için Joystick kumanda yönelim sinyalleri MATLAB ortamına aktarılmıştır. Aerodinamik ve yapısal parametreler, motor ve eyleyici dinamikleri, hava aracının doğrusal olmayan matematik modeline eklenmiştir. Bu modellemenin sonucunda elde edilen aerodinamik kuvvetler, hava aracı stabilite ve gövde ekseninde karşılaştırılmıştır. Bunun yanında aerodinamik ve ağırlık merkezlerinde meydana gelen aerodinamik momentler de karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırmaların sonucunda stabilite ve gövde eksenleri, aerodinamik ve ağırlık merkezleri arasındaki ilişkiler incelenmiştir. Hava aracının tasarımsal limitleri ve uluslararası havacılık standartlarına bağlı olarak kontrol yüzeyleri ve itki limitleri, eyleyici dinamiklerinin içerisinde temsil edilmiştir.

Flight Tests for Aircraft in Simulink-FlightGear Environments and Comparison of Aerodynamic Effects on Stability/Frame Axes

Article Info

ABSTRACT

Article History

Received: 31/05/2022

Accepted: 19/12/2022

Published: 31/12/2022

Keywords:

Real Time

Reference data,

Flight Mechanic,

Aerodynamic,

FlightGear,

Matlab/Simulink.

A multi-disciplinary work process is required for aircraft design and production processes. Therefore, the collaboration of different disciplines in the design process of the aircraft is critical for the management of time and financial resources. Especially, flight simulations provide very serious facilities for performance tests and optimization of flight parameters, depending on the design requirements of aircraft, before the production phase. Within the scope of this study, orientation outputs were obtained from the mathematical model created in the Matlab/Simulink environment depending on the flight dynamics of a civil aircraft (Research Civil Aircraft Model). These outputs were used as input parameters for FlightGear flight simulator and simulation tests were carried out. FlightGear simulator was chosen for easier interpretation and visualization of flight data obtained in the Simulink environment. In addition, the joystick control orientation signals were transferred to the MATLAB environment in order to use the model input reference parameters in real time. Aerodynamic and structural parameters, engine and actuator dynamics have been added to the nonlinear mathematical model of the aircraft. The aerodynamic forces obtained as a result of this modeling were compared in aircraft stability and fuselage axis. In addition, aerodynamic moments occurring at the center of gravity and aerodynamics were also compared. As a result of these comparisons, the relationships between stability and body axes, aerodynamics and centers of gravity were examined. Depending on the design limits of the aircraft and international aviation standards, control surfaces and thrust limits are represented in the actuator dynamics.



"This article is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/) (CC BY-NC 4.0)"

GİRİŞ

Hava araçlarında, birden çok disiplinin ortak çalışması sonucu hem teorik hem pratik açıdan eşdeğer sonuçların elde edilmesi projenin sürdürülebilirliği açısından önem arz etmektedir. Henüz üretim sürecine gitmeden önce hava aracının modelleme ve simülasyon çalışmalarının yapılması, hava aracı mekaniklerinin doğrulanması açısından oldukça kritik bir süreçtir. Hava aracı mekanikleri, aerodinamik modelleme, eyleyici modeli, itki modeli, kütle atalet modeli vb. gibi birden çok alt sistemin bir bütünü şeklinde çalışmaktadır (Gundlach, J., 2012; Garteur, 1995). Bu alt sistemler bütünü sonucu oluşan hava aracı matematiksel modellemesi söz konusu mekaniklerin icra edilebilmesi açısından önemlidir. Hava aracı durum değişkenlerinin birden çok ekseninde tanımlanması ve eksenlerin ilişkisinin matematiksel olarak ifade edilmesi modelleme sürecinde dikkat edilmesi gereken noktalardan bir tanesidir (Yechout ve ark., 2003; Bernard ve ark., 1959). Bu süreçte çeşitli kontrol yaklaşımları ve mimarileri de kullanılabilir (Nelson, 1998) Modelleme yöntemi olarak doğrusal ve doğrusal olmayan modellemelerin birbirine yakın sonuçlar verdiği fakat doğrusal olmayan modellerin sınırlarının daha geniş olduğu görülmüştür (Ozdemir ve ark., 2008).

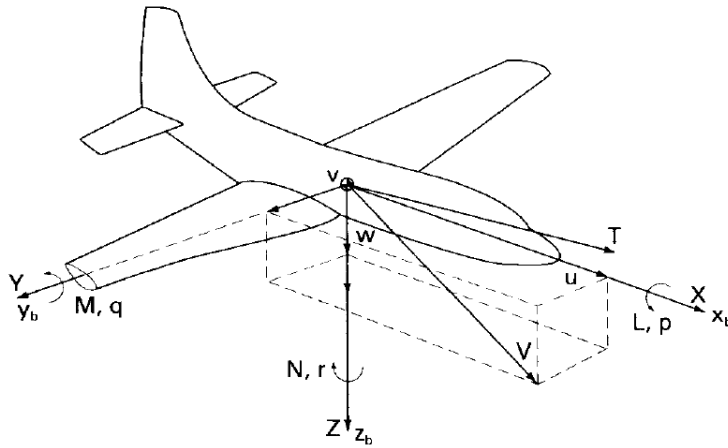
Hava aracı simülasyon çalışmaları teknolojinin ilerlemesiyle birlikte çeşitli simülasyon yazılımları ortaya çıkmıştır. Bununla birlikte hava aracının sanal ikizi sayılabilecek derecede gerçeğe yakın simülasyonlar elde edilmiştir (Bolgo ve ark., 2020). Bu çalışma kapsamında hem ekonomik hem de performans açısından FlightGear simülasyon ortamı tercih edilmiş olup modellenen hava aracı manevraları görsel olarak bu ortamda icra edilmiştir. Sorton ve ark. (2005) çalışmasında gerçekleştirilen Simulink/FlightGear entegrasyonu çalışmanın gelişmesine katkı sağlamıştır.

Aerodinamik yüklerin Flansburg, B. (2008) çalışmasında da olduğu gibi dinamik olarak benzetim ortamlarında modellenmesi geleneksel olan deneysel yaklaşımların önüne geçmiştir. Zhang, X. (Ed.). (2019) çalışması da hava aracı aerodinamik yüklerin manevralardan ve akış rejimlerinden nasıl etkilendiği ile ilgili bir çalışmadır. Hava aracının maruz kaldığı bu yükler uluslararası havacılık standartları kapsamında tasarım kriterleri olarak yer almıştır (Miedlar, v ark., 1997). Uçak bileşenlerinin uçuş esnasında veya pist üzerinde maruz kaldığı bu yükler hava aracı tasarımsal ve yapısal süreçlerine etki etmektedir (Lomax, T. L., 1996).

Bu çalışma kapsamında sivil bir hava aracının doğrusal olmayan dinamik modeli oluşturulup eş zamanlı referans verisi (Joystick) kullanılarak Simulink/FlightGear simülasyon ortamında gerçekleştirilmesi yapılmıştır. Buna ek olarak hava aracının stabilite ve gövde eksenlerinde meydana gelen aerodinamik kuvvetler ve ağırlık ve aerodinamik merkezlerde meydana gelen aerodinamik momentler karşılaştırılmıştır. Her iki ekseninde de aerodinamik kuvvetler incelendiğinde Y ve Z yönlerinde kuvvetlerin neredeyse çakışık olup X yönündeki kuvvetlerde bazı farklılıklar olduğu gözlemlenmiştir. Bunun yanında aerodinamik ve ağırlık merkezleri arasındaki mesafe farklılığından ötürü aerodinamik momentlerin karşılaştırılırken birbirini takip eden fakat çakışık olmayan eğriler elde edilmiştir.

YÖNTEM

Eksen takımlarının belirlenmesi, hareket denklemlerinin tanımlanması açısından önem arz etmektedir. Doğacak olan problemlerin çözümü için genellikle iki temel eksen takımı kullanılır. Bunlardan bir tanesi dünya merkezli eksen takımı (earth axis frame) bir diğeri ise gövde merkezli eksen takımıdır (body fixed frame). Bunun yanında stabilite veya rüzgâr eksenini dediğimiz eksen ile gövde merkezli eksen arasında hücum açısı ve yana kayma açıları meydana gelir ve bu açılar Şekil 1'de gösterildiği gibidir. Bu süreçte kullanılacak temel parametreler Tablo 1'de gösterildiği gibidir.



Şekil 1. Kuvvet, Moment ve Hız Bileşenlerinin Gövde Ekseninde Gösterimi (Nelson, 1998)

Tablo 1. Temel Parametreler ve Anlamları

	YUVARLANMA EKSENİ	YUNUSLAMA EKSENİ	YANLAMA EKSENİ
Açısal Hızlar	p	q	r
Doğrusal Hızlar	u	v	w
Aerodinamik Kuvvet Bileşenleri	X	Y	Z
Aerodinamik Moment Bileşenleri	L	M	N
Atalet Momenti	I_x	I_y	I_z
Çarpım Atalet Mometi	I_{yz}	I_{xz}	I_{xy}

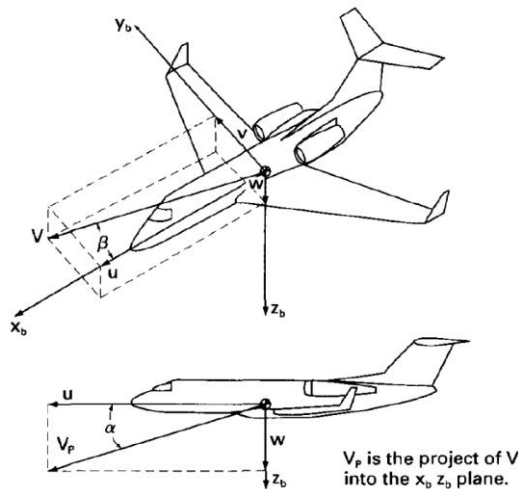
Hücum açısı (angle of attack α) (1) ve yana kayma açısı (side slip angle β) (2) hız bileşenlerinin cinsinden şu şekilde ifade edilir:

$$\alpha = \tan^{-1}\left(\frac{w}{u}\right) \quad 1$$

$$\beta = \sin^{-1}\left(\frac{v}{V}\right) \quad 2$$

$$V = (u^2 + v^2 + w^2)^{\frac{1}{2}} \quad 3$$

Hava aracı toplam vektörel hızı (3)'te ifade edilmiştir. Hava aracının denge açıları Şekil 2'de gösterildiği gibidir.



Şekil 2. Hücum Açısı ve Yana Kayma Açısı Gösterimi (Nelson, 1998)

Uçak Denklemleri

Lineer olmayan denklemler özetlenmiş şekilde 6 serbestlik dereceli olarak düzenlenmiştir. Bu denklemler uçak eksenini baz alınarak oluşturulmuş olup uçak rigid olarak kabul edilmiştir. Uçak XZ eksenini simetri eksenini olup I_{xy} ve I_{yz} sıfır olarak kabul edilmiştir. Bu varsayımlara dayalı olarak sabit kanatlı bir hava aracının 6 serbestlik dereceli hareket denklemleri şu şekildedir:

Doğrusal ivmeler (4, 5, 6)'da ifade edilmiştir.

$$\dot{u} = \frac{-mg \sin \theta + F_{Ax} + F_{Gx} + F_{Tx} - m(-V_r + W_q)}{m} \quad 4$$

$$\dot{v} = \frac{-mg \sin \phi \cos \theta + F_{Ay} + F_{Gy} + F_{Ty} - m(U_r + W_p)}{m} \quad 5$$

$$\dot{w} = \frac{-mg \cos \phi \cos \theta + F_{Az} + F_{Gz} + F_{Tz} - m(U_q + W_p)}{m} \quad 6$$

Açısal ivmeler (7, 8, 9)'da ifade edilmiştir.

$$\dot{p} = [L_A + L_G + L_T + I_{xz}pq - (I_{zz} - I_{yy})rq] \left[\frac{I_{zz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \right] + [N_A + N_G + N_T - (I_{yy} - I_{xx})pq - (I_{xz})rq] \left[\frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \right] \quad 7$$

$$\dot{q} = \frac{[M_A + M_G + M_T - (I_{xx} - I_{zz})pr - I_{xz}(p^2 - r^2)]}{I_{yy}} \quad 8$$

$$\dot{r} = [L_A + L_G + L_T + I_{xz}pq - (I_{zz} - I_{yy})rq] \left[\frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \right] + [N_A + N_G + N_T - (I_{yy} - I_{xx})pq - (I_{xz})rq] \left[\frac{I_{xx}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \right] \quad 9$$

Euler açıları ve gövde merkezli açısal hızlar arasındaki ilişki şu şekildedir (10, 11, 12):

$$\dot{\phi} = p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \quad 10$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad 11$$

$$\dot{\psi} = (q \sin \phi + r \cos \phi) \sec \theta \quad 12$$

Aerodinamik Model

Aerodinamik kuvvet ve momentler rüzgâr ekseninde verilmiş olup aerodinamik faktör ($\bar{q}S$), aerodinamik katsayılar (C_D, C_Y, C_L), hücum açısı (α) ve yanlama açısı (β) cinsinden yazılmıştır (Garteur, 1995).

Dinamik basınç (13)'te ifade edilmiştir.

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad 13$$

V , toplam hava hızını göstermektedir.

Aerodinamik lift katsayısı C_L (14)'te tanımlanmıştır,

$$C_L = C_{L_{wb}} + C_{L_t} \quad 14$$

$C_{L_{wb}}$ sadece kanat yapısının lift katsayısı olup (15)'te ifade edilmiştir.

$$C_{L_{wb}} = 5.5(\alpha - \alpha_0) \quad 15$$

α_0 lift kuvvetinin sıfır olduğu andaki hücum açısıdır (16).

$$\alpha_0 = \frac{11.5}{\frac{180}{\pi}} \quad 16$$

Kuyruğun birim lift katsayısı C_{L_t} ise şu şekilde tanımlanır (17),

$$C_{L_t} = \frac{S_t}{S} 3.1 \alpha_t \quad 17$$

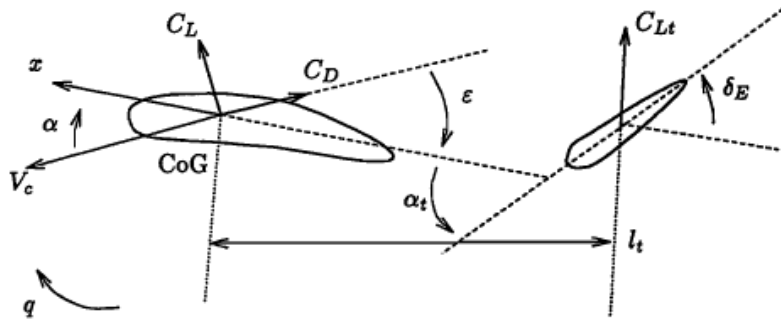
α_t kuyruk hücum açısını ifade eder, (18)'de tanımlanmıştır.

$$\alpha_t = \alpha - \epsilon + \delta_E + 1.3 \frac{ql_t}{V} \quad 18$$

$$\epsilon = \frac{d\epsilon}{d\alpha} (\alpha - \alpha_0) \quad 19$$

$$\frac{d\epsilon}{d\alpha} = 0.25 \quad 20$$

Burada ϵ (19) downwash açısını, δ_E elevator sapmasını, q yunuslama hızını, l_t kuyruğun aerodinamik merkezi ile uçağın ağırlık merkezi arasındaki mesafedir ve Şekil 3'te gösterildiği gibidir.



Şekil 3. Kanat ve Kuyruk Üzerinde Açı ve Katsayı Gösterimleri (Garteur, 1995)

Aerodinamik sürüklenme katsayısı C_D , kanat yapısının kaldırma katsayısı $C_{L_{wb}}$ cinsinden (21)'de yazılmıştır:

$$C_D = 0.13 + 0.07(C_{L_{wb}} - 0.45)^2 \quad 21$$

Aerodinamik yan (side) kuvvet katsayısı:

$$C_Y = -1.6\beta + 0.24\delta_R \quad 22$$

Burada β yana kayma açısı δ_R dikey kuyruk sapmasını göstermektedir. Moment katsayıları, C_l, C_m, C_n gövde ekseninde şu şekilde ifade edilir (23):

$$\begin{bmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1.4\beta \\ -0.59 - 3.1 \frac{S_t l_t}{S l} (\alpha - \epsilon) \\ \left(1 - \alpha \frac{180}{15\pi}\right) \beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -11 & 0 & 5 \\ 0 & -4.3 \frac{S_t l_t^2}{S l^2} & 0 \\ 1.7 & 0 & -11.5 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ p \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.6 & 0 & 0.22 \\ 0 & -3.1 \frac{S_t l_t}{S l} & 0 \\ 0 & 0 & -0.63 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_A \\ \delta_E \\ \delta_R \end{bmatrix} \quad 23$$

- α : Hücüm açısı
 β : Yana kayma açısı
 S : Kanat alanı
 S_t : Kuyruk birim alanı
 l : Genelleştirilmiş uzunluk
 l_t : Kuyruğun aerodinamik merkezi ile uçağın ağırlık merkezi arasındaki mesafe
 V : Toplam hava hızı
 p, q, r : Açısal hızlar

Boylamsal kuvvet ve momentleri hesaplamak için aşağıdaki adımlar takip edilir.

- Rüzgâr X eksenini yönündeki aerodinamik kuvvet (24)

$$X = C_D \bar{q} S \quad 24$$

- Rüzgâr Y eksenini yönündeki aerodinamik kuvvet (25)

$$Y = C_Y \bar{q} S \quad 25$$

- Rüzgâr Z eksenini yönündeki aerodinamik kuvvet (26)

$$Z = C_L \bar{q} S \quad 26$$

- Gövde ekseninde yuvarlanma momenti (27)

$$L = C_l \bar{q} S b \quad 27$$

- Gövde ekseninde yunuslama momenti (28)

$$M = C_m \bar{q} S \bar{c} \quad 28$$

- Gövde ekseninde yanlama momenti (29)

$$N = C_n \bar{q} S b \quad 29$$

b : wingspan=44.8m

\bar{c} : mean aerodynamic chord=6.6m

Rüzgâr ekseninde tanımlanan aerodinamik kuvvetler (X, Y, Z) gövde eksenine (F_{xA}, F_{yA}, F_{zA}) dönüştürülmüştür. Aerodinamik kuvvetler (30, 31, 32)'de ifade edilmiştir.

$$F_{xA} = L \sin \alpha - X \cos \alpha \cos \beta - Y \cos \alpha \sin \beta \quad 30$$

$$F_{yA} = -X \sin \beta \quad 31$$

$$F_{zA} = -Z \cos \alpha - D \sin \alpha \cos \beta - Y \sin \alpha \sin \beta \quad 32$$

Eyleyici Modeli

Kontrol yüzeyi için kullanılan servolar emir verilen manevrayı filtreleyerek hava aracına daha yumuşak bir emir verilmesini sağlar ve emir verilen girdileri satürasyona sokarak onları limitler. Aileron ve elevator için bu filtre (33)'te tanımlanmıştır.

$$G_{act} = \frac{1}{0.15s + 1} \quad 33$$

Rudder için (34):

$$G_{act} = \frac{1}{0.3s + 1} \quad 34$$

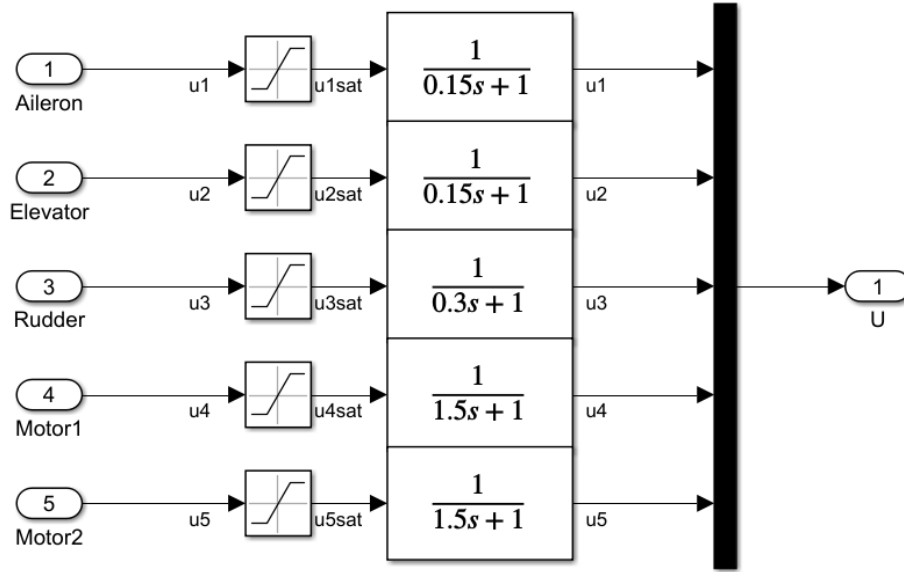
Motor için (35):

$$G_{act} = \frac{1}{1.5s + 1} \quad 35$$

Şeklinde tanımlanır. Bu kontrol yüzeylerinin limitleri şu şekildedir:

- δ_A Aileron için: $-25 \leq \delta_A \leq 25 \text{ deg}$
- δ_E Elevator için: $-25 \leq \delta_A \leq 10 \text{ deg}$
- δ_R Rudder için: $-30 \leq \delta_A \leq 30 \text{ deg}$
- δ_{TH} Motor için: $0.5 \leq \delta_{TH} \leq 1 \text{ deg}$

Eyleyici dinamiklerinin modellenmesi Şekil 4'te gösterildiği gibidir.



Şekil 4. Eyleyici Dinamiklerinin Modellenmesi

Kütle Eylemsizlik Momenti

Hava aracının kütle eylemsizlik değerleri uçuş boyunca sabit varsayılır ve (36, 37)'de ifade edilmiştir.

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} 40.07 & 0 & 2.098 \\ 0 & 64 & 0 \\ 2.098 & 0 & 99.92 \end{bmatrix} m^2 \quad 36$$

$$m = 120\,000 \text{ kg} \quad 37$$

RCAM Motor Modeli

Her iki motorun ürettiği itki (thrust T) (38)'de ifade edilmektedir:

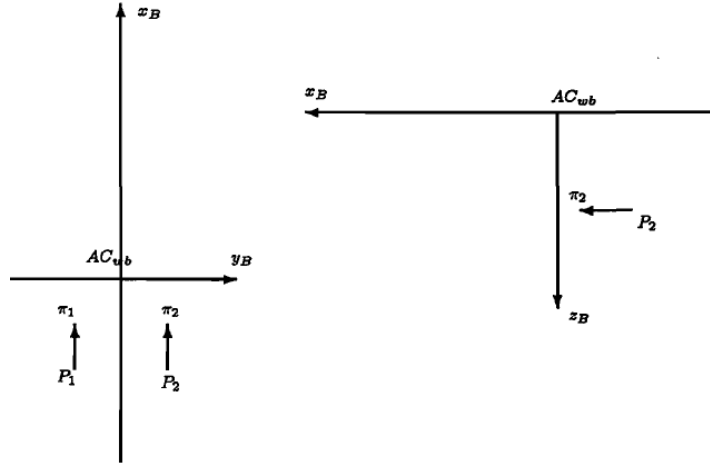
$$F = \delta_{TH1,2} mg \quad 38$$

δ_{TH} değerinin 0 olması itkinin 0 olması anlamına gelirken 1 olması ise itkinin hava aracı ağırlığı kadar olduğu anlamına gelir. Üretilen itki vektörlerinin yönün hava aracı x eksenine doğrultusunda hizalanmış olup Y ve Z doğrultusundaki itki kuvvetleri 0'dır. İki motorun konumlandırılmasından ötürü ağırlık merkezi etrafında meydana gelen moment (39,40)'da ifade edilmiştir.

$$T_{Ei} = \begin{bmatrix} X_{Applied,i} \\ Y_{Applied,j} \\ Z_{Applied,k} \end{bmatrix} * (F, 0, 0)' \quad 39$$

$$i = 1, 2 \quad 40$$

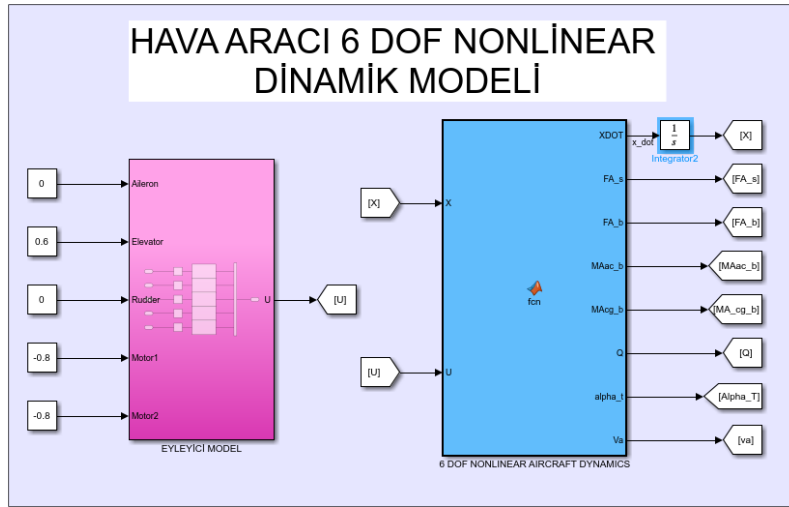
Bu moment, motorların ağırlık merkezine mesafeli olarak yerleştirilmesi neticesinde oluşmaktadır. Motorların yerleşim biçimleri Şekil 5'te gösterildiği gibidir. P_1 ve P_2 itkinin etki ettiği noktalar olup gövde ekseninin aynı zamanda aerodinamik merkez olduğu görülmektedir.



Şekil 5. Motorların Yerleşim Biçimleri ve İtke Vektörleri (Garteur, 1995)

Uçak Modelinin Oluşturulması

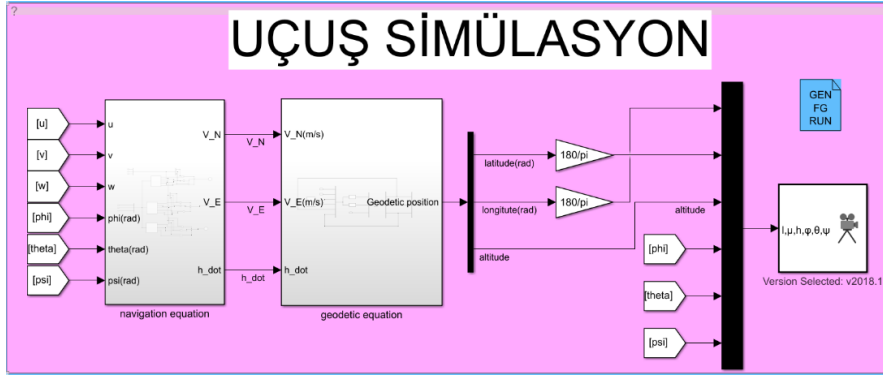
Yukarıda belirtilen denklemler ve metodoloji ışığında hava aracı modellenmesi Matlab fonksiyonu olarak yazılıp Matlab/Simulink benzetim ortamında modellenmiştir. Söz konusu alt modellerin dışında olarak eyleyici modeli Simulink'te modellenmiştir. Hava aracı modeli ve eyleyici modellerinin gösterimi Şekil 6'da gösterildiği gibidir.



Şekil 6. Uçuş Modelinin Simulink Gösterimi

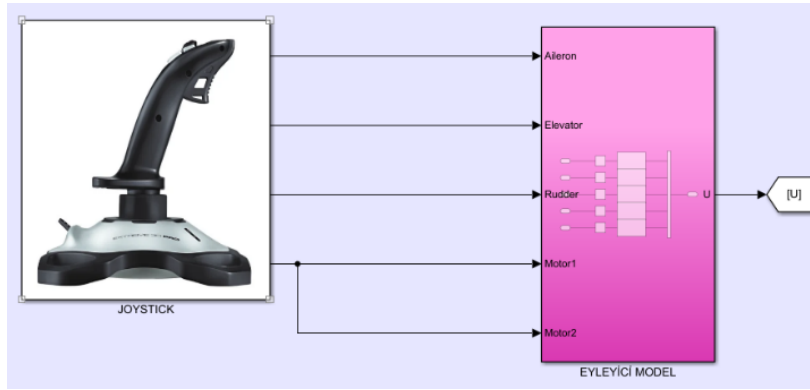
Uçuş Simülasyonu Oluşturulması

Oluşturulan bütün alt modeller ve hava aracı matematik modeli, simülasyon elde edilmek için Simulink/FlightGear eşleşmesi yapılmıştır ve gösterimi Şekil 7'de gösterildiği gibidir.



Şekil 7. Uçuş Simülasyon Bağlantılarının Simulink Gösterimi

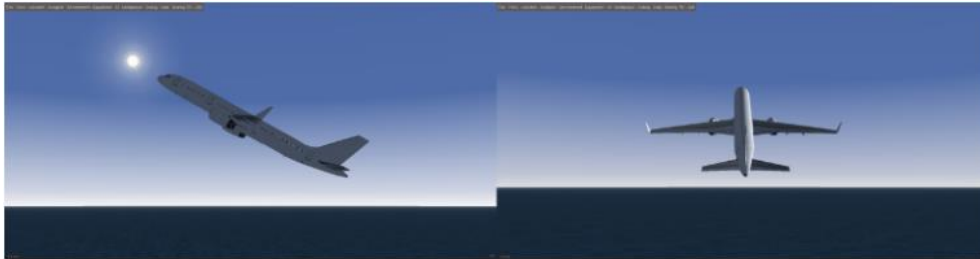
Hava aracı simülasyonu için eş zamanlı etki ve tepki üretmek adına Joystick kullanımı Simulink'e eklenmiştir. Joystick ve eyleyici bağlantıları Şekil 8'de gösterildiği gibidir. Joystickten gelen sinyaller eyleyicide işlenerek hava aracına giriş olacak komutlar üretilmiştir.



Şekil 8. Joystick Bağlantısının Simulink Gösterimi

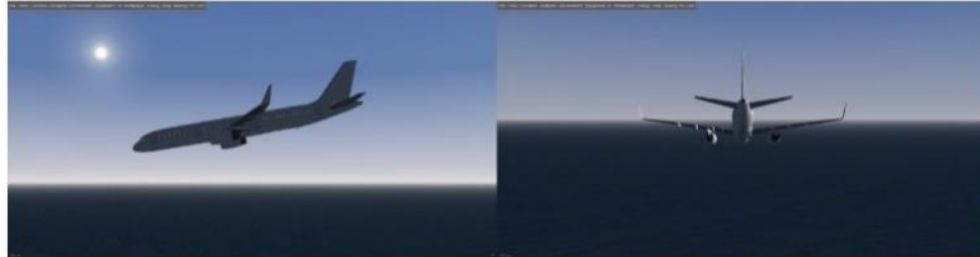
FlightGear Ortamında Manevraların İcra Edilmesi

Simulink/FlightGear eş zamanlı çalışması sonucu hava aracı temel manevraları icra edilmiştir. Simülasyonun, Joystick yardımıyla bu manevralar icra edilmiş olup bu entegrasyon kullanıcıya yönelik bir kullanım sunmuştur. Boylamsal Ekseninde Burun Yukarı Manevrası (Pitch Up) Şekil 9'da gösterildiği gibidir.



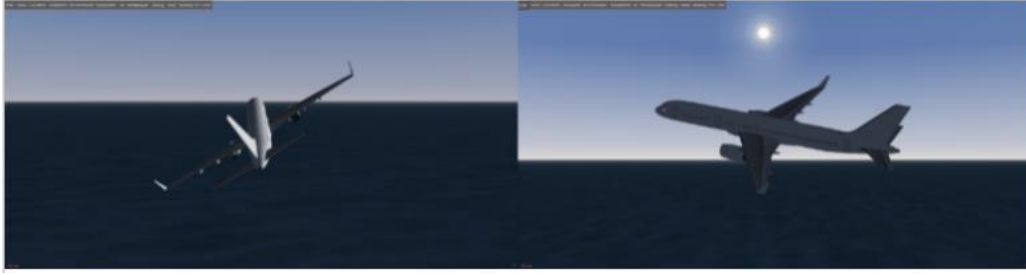
Şekil 9. Burun Yukarı Manevrasının FlightGear Ortamında İcra

Boylamsal Ekseninde Burun Aşağı Manevrası (Pitch Down) Şekil 10'da gösterildiği gibidir.



Şekil 10. Burun Aşağı Manevrasının FlightGear Ortamında İcra

Yanal Eksende Yuvarlanma Manevrası (Rolling) Şekil 11’de gösterildiği gibidir.



Şekil 11. Yuvarlanma Manevrasının FlightGear Ortamında İcrası

Yanal Eksende Yanlama Manevrası (Yawing) Şekil 12’de gösterildiği gibidir.



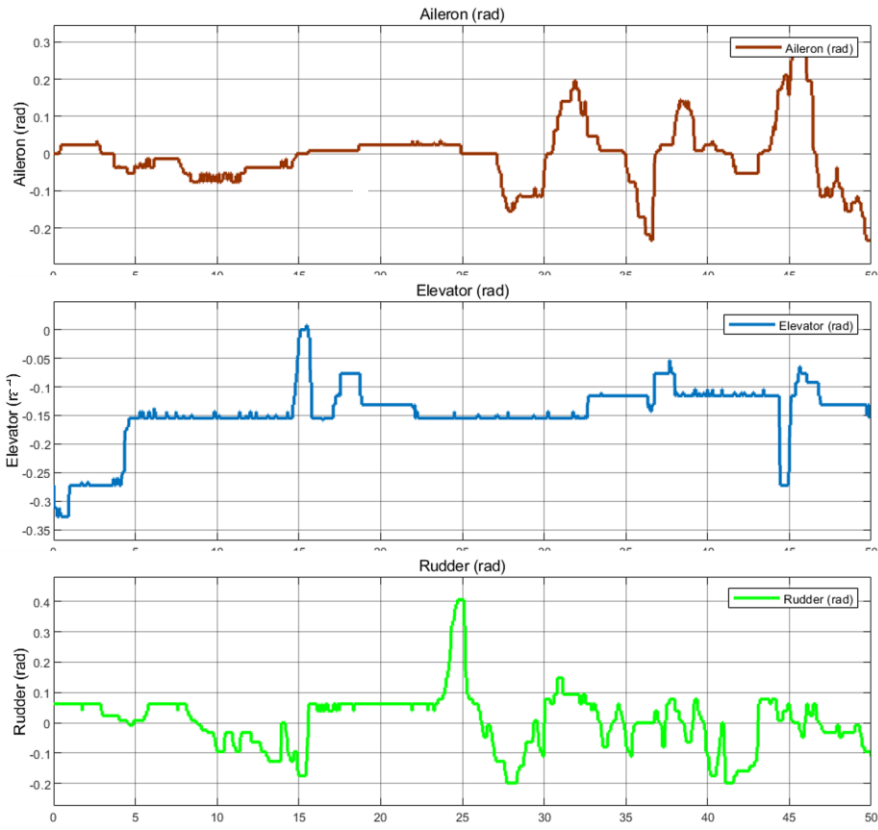
Şekil 12. Yanlama Manevrasının FlightGear Ortamında İcrası

BULGULAR

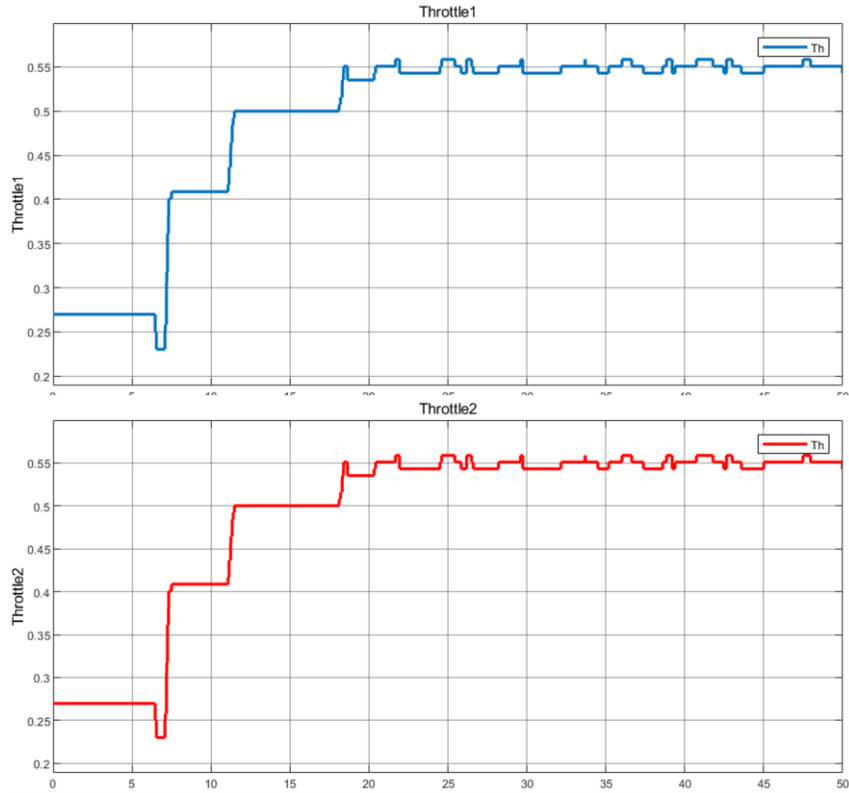
Bu bölümde, kullanıcın girdiği Joystick çıktıları ve bu çıktıları karşılık gelen hava aracı durum değişkenleri gösterilmiştir. Simülasyon 50 saniye boyunca gerçek zamanlı referans verileri (Joystick) ile çalıştırılmış olup tüm grafiklerin y eksenleri saniyeyi göstermektedir.

Joystick Çıktıları

Joystick çıktıları kullanıcın verdiği komutların hava aracına verilen komutlarla özdeşleştirilmesi sonucu kullanıcın ürettiği kontrol yüzeyi çıktıları Şekil 13’te gösterildiği gibidir. Hava aracı motor komutları Şekil 14’te gösterildiği gibidir ve incelendiğinde iki motor tepkisinin de aynı etkilendiği görülmektedir. Böylece motorların farklı çalışması sonucu oluşan moment dengesizliği bu çalışmada ihmal edilmiştir bu yüzden özdeş grafik başlığı kullanılmıştır.



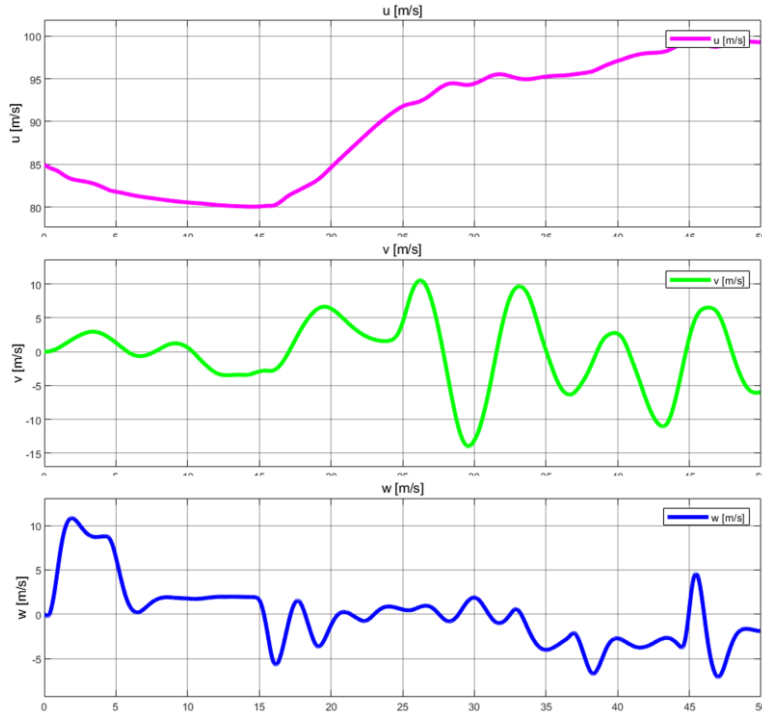
Şekil 13. Kontrol Yüzeyi Joystic Tepki Çıktıları



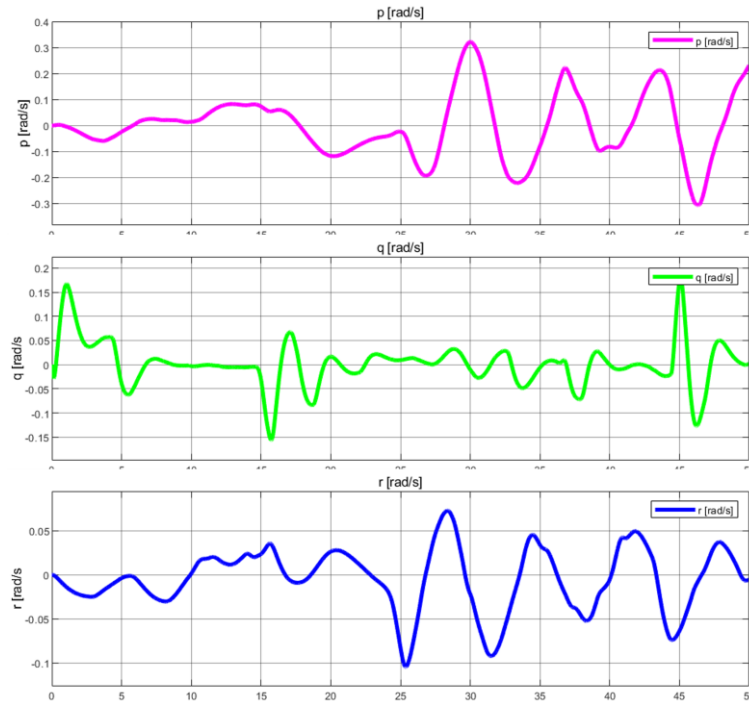
Şekil 14. Motorlar için Joystic Tepki Çıktıları

Joystick Çıktılarına Bağlı Uçak Durum Değişkenleri Çıktıları

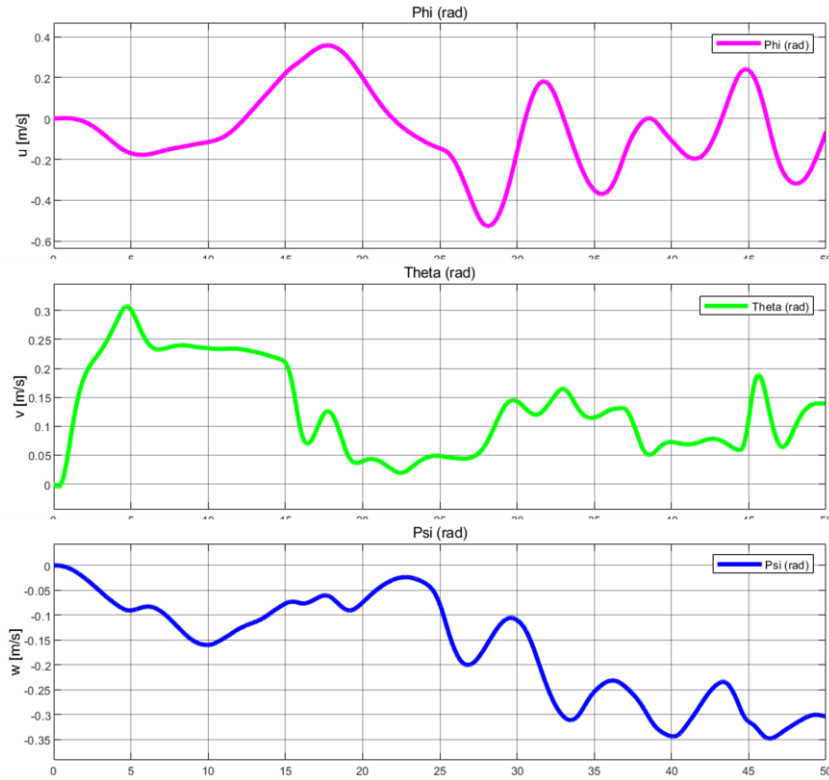
Yukarıda bahsedilen, kullanıcı tarafından üretilen kontrol sinyallerinin hava aracı üzerinde oluşturduğu tepkiler incelenecek olursa, hava aracı doğrusal hız çıktıları Şekil 15'te gösterildiği gibidir. Bu çıktıları göre hava aracına uygulanan komutlarla ilişkili bir çıktı sunduğu görülmektedir. Hava aracı açısız hız çıktıları ve euler açı çıktıları Şekil 16 ve Şekil 17'de gösterildiği gibidir.



Şekil 15. Hava Aracı Doğrusal Hız Çıktıları



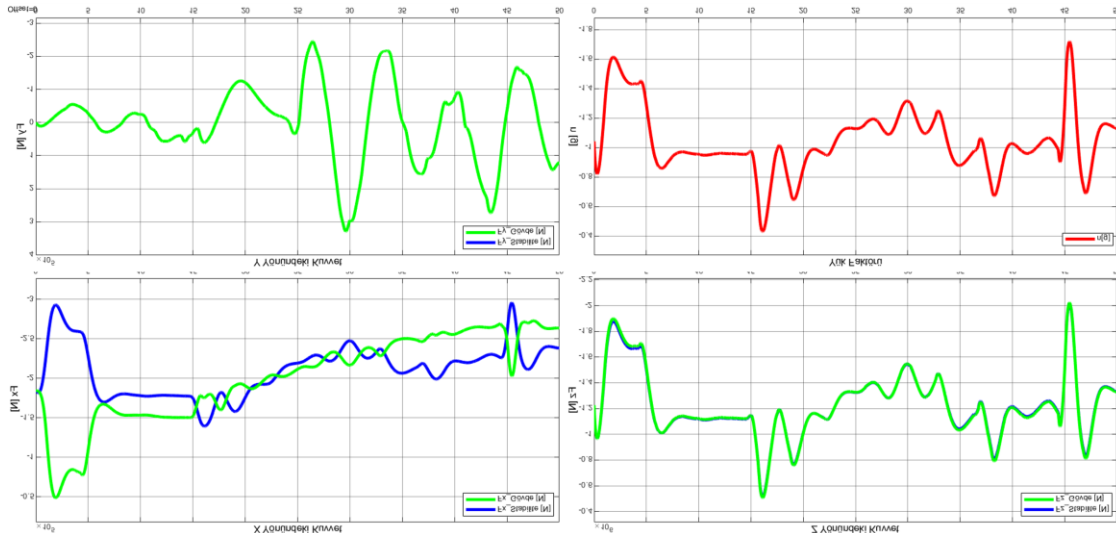
Şekil 16. Hava Aracı Açısız Hız Çıktıları



Şekil 17. Hava Aracı Euler Açılımları Çıktıları

Aerodinamik Kuvvetlerin Stabilite ve Gövde Ekseninde Karşılaştırılması

Hava aracının stabilite ve gövde eksenleri dikkate alındığında aralarında oluşan açılımların tanımları daha önceki bölümlerde gösterilmiştir. Bu çalışmada, hava aracının aerodinamik kuvvetlerinin stabilite ve gövde eksenlerinde meydana getirdiği etkiler karşılaştırılmıştır. X ve Y yönlerindeki kuvvetler incelendiğinde X yönünde meydana gelen kuvvetin, elevatörün negatif açılmasına karşılık stabilite ekseninde skaler olarak daha düşük bir kuvvet görülmektedir ve Şekil 18’de gösterildiği gibidir. Buna karşılık Y yönünde meydana gelen kuvvetler her iki ekseninde de çakışık bir eğri izlemiştir.

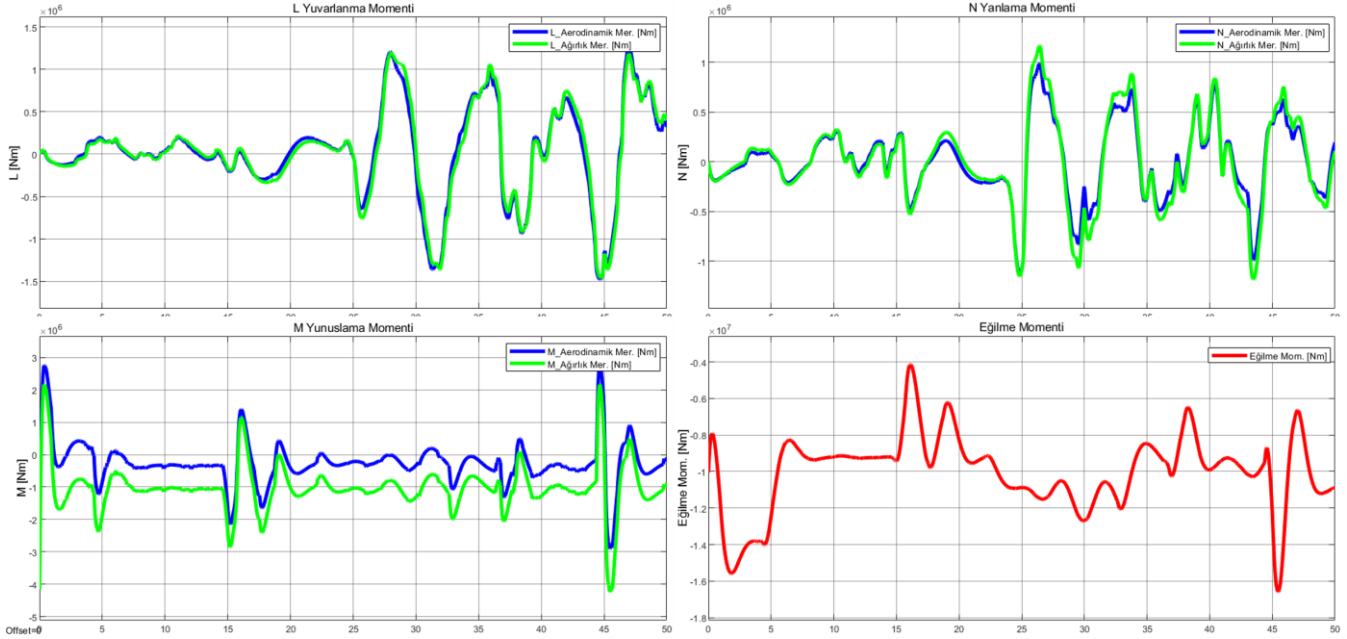


Şekil 18. X, Y ve Z Yönlerinde Meydana Gelen Kuvvetlerin Stabilite ve Gövde Ekseninde Karşılaştırılması, Yük Faktörü

Z yönündeki kuvvet karşılaştırması incelendiğinde iki eksen den meydana gelen kuvvetlerin birbirine yakın değerler olduğu görülmektedir ve Şekil 18’de gösterildiği gibidir. Buna karşılık yük faktörü eğrisi de ana kaynağı olan Z yönündeki kuvvete paralel bir eğri çizmiştir.

Aerodinamik Momentlerin Ağırlık Merkezi ve Aerodinamik Merkezi Göre Karşılaştırılması

Hava aracının aerodinamik ve ağırlık merkezleri incelendiğinde aralarında 0.72 m’lik bir mesafenin bulunmasından ötürü iki merkeze göre oluşan momentlerin farklılık göstermesi beklenmektedir. L, M, N momentlerinin her iki merkezde de birbirlerini yakın takip eden eğriler olduğu görülmektedir ve Şekil 19’da gösterildiği gibidir.



Şekil 19. L, M ve N Momentlerinin Ağırlık Merkezine ve Aerodinamik Merkezi Göre Karşılaştırılması ve Eğilme Momenti

Buna ek olarak hava aracı kanadında meydana gelen eğilme momentinin ana kaynağı olan Z kuvvetine paralel bir eğri çizdiği görülmektedir.

SONUÇ

Hava araçlarının özellikle uçuş esnasında maruz kaldıkları birçok yük koşulu vardır. Bu yükler arasından özellikle aerodinamik yükler hava aracı yapıları üzerinde kritik etkilere sahiptir. Hava aracı dinamik yapısı ve yüklerin incelenmesi için bu çalışmada altı serbestlik dereceli hava aracı modeli oluşturulmuş ve JoyStick sayesinde bu modele kontrol yüzeyi girdisi oluşturacak gerçek zamanlı referans verileri üretilmiştir. Bu çalışmada söz konusu yükler neden olan kuvvetler stabilite ve uçak gövde ekseninde karşılaştırılmıştır. Özellikle elevator girdisine bağlı olarak hücum açısı değişiminden ötürü uçak X kuvvetinde stabilite ve gövde ekseninde çakışık olmayan bir eğriye ulaşılmıştır. Buna karşılık uçak Y kuvveti her iki eksen de birbirine çakışık eğriler izlemişlerdir. Bunun sonucunda yunuslama (pitch) manevrasından ötürü değişen hücum açısına karşılık gelen X kuvvetinin her iki eksendeki farklılıkları, yanlama (yaw) veya yuvarlanma (roll) manevrasından ötürü oluşan yana kayma açısına karşılık gelen Y kuvvetinin her iki eksendeki farklılıklarından daha yüksektir. Keza aynı şekilde momentlerin ise aerodinamik merkez ve ağırlık merkezi üzerinde karşılaştırılması sonucunda her üç moment (yunuslama, yuvarlanma, yanlama) birbirine paralel çıktılar elde edilmiştir.

Teşekkür

TÜBİTAK 2209 B Sanayiye Yönelik Lisans Bitirme Projeleri kapsamında 1139B412100150 numaralı başvuruya sahip projemizi destekleyen TÜBİTAK’a teşekkür ediyoruz.

KAYNAKÇA

- Bossert, D. E., Morris, S. L., Hallgren, W. F., & Yechout, T. R. (2003). Introduction to aircraft flight mechanics: Performance, static stability, dynamic stability, and classical feedback control. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Dal Borgo, M., Elliott, S. J., Ghandchi Tehrani, M., & Stothers, I. M. (2020). Virtual Sensing of Wheel Position in Ground-Steering Systems for Aircraft Using Digital Twins. In Model Validation and Uncertainty Quantification, Volume 3 (pp. 107-118). Springer, Cham.
- Gundlach, J., & Gundlach, J. (2012). Designing unmanned aircraft systems: a comprehensive approach (Vol. 34). Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Garteur, (1995). Robust Flight Control Design Challenge Problem Formulation and Manual: the Research Civil Aircraft Model (RCAM)
- Gates, S. B. (1959). Dynamics of Flight—Stability and Control. Bernard Etkin. Chapman and Hall, London, 1959. 519 pp. Illustrated. 120s. The Aeronautical Journal, 63(585), 557-557.
- Lomax, T. L. (1996). Structural loads analysis for commercial transport aircraft: theory and practice. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Miedlar, P. (1997). User's Guide for FAR23 Loads Program. DAYTON UNIV OH RESEARCH INST.
- Nelson, R. C. (1998). Flight stability and automatic control (Vol. 2). New York: WCB/McGraw Hill.
- Ozdemir, U., & Kavsaoglu, M. S. (2008). Linear and nonlinear simulations of aircraft dynamics using body axis system. Aircraft Engineering and Aerospace Technology.
- Sorton, E., & Hammaker, S. (2005). Simulated flight testing of an autonomous unmanned aerial vehicle using flightgear. In Infotech@ Aerospace (p. 7083).
- Flansburg, B. (2008). Maneuver loads simulation for an advanced transport aircraft. In 49thAIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 16th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, 10th AIAA Non-Deterministic Approaches Conference, 9th AIAA Gossamer Spacecraft Forum, 4th AIAA Multidisciplinary Design Optimization Specialists Conference (p. 1906).
- Zhang, X. (Ed.). (2019). The Proceedings of the 2018 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT 2018) (Vol. 459). Springer.

Pekiştirilmiş Panellerin Sanal Testi

Ömer ŞİŞKOLAR^{1,*}  Hakan SEZEN¹ Fatma Hilal GENÇ¹  Erhan ÇİFTÇİ¹
Mesut UYANER² 

¹TUSAŞ, Ankara, Türkiye

² Necmettin Erbakan Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği, Konya, Türkiye*omersiskolar@gmail.com (Corresponding Author/Sorumlu Yazar)

Makale Bilgileri

ÖZ

Makale Geçmişi
Geliş: 01/06/2022
Kabul: 12/11/2022
Yayın: 31/12/2022

Anahtar Kelimeler:
Perçin Pekiştirici
Takviyeli Panel,
Burkulma Yüğü
Dayanımı,
Çökme Yüğü Dayanımı,
Yapısal Analiz,
Optimizasyon

Hava araçlarının yapısal tasarımında, güvenilirlik ve mukavemet kadar hafiflik de önem arz etmektedir. Uçaklarda, yüksek yakıt sarfiyatının önlenmesi ve faydalı yük taşıma kapasitesinin artırılabilmesi için tasarımların optimum ağırlık ve mukavemet oranına sahip olması gerekmektedir. Bu çalışmada; aynı koşullar altında basma yüküne maruz kalan, farklı sayıda perçin sayısına sahip takviyeli panel tasarımları sonlu elemanlar metodu ile modellenmiştir. Amaç; perçin arası mesafenin perçin çapına oranının optimize edilmesiyle, panellerde en efektif perçin sayısının bulunmasıdır. Bu amaç doğrultusunda, ANSYS paket programıyla perçin pekiştirici takviyeli 8 farklı panel modellenmiştir. Her panelde Z tipi pekiştirici kullanılmıştır. Doğrusal olmayan burkulma analizleri, aynı sınır koşulları ve basma yükü altında gerçekleştirilmiştir. Analizler sonucunda elde edilen “yer değiştirme-kuvvet” eğrisi grafiği referans alınarak ilk burkulma ve çökme yükleri elde edilmiştir. Sonlu elemanlar modelinde; perçinler arası mesafe ve perçin çapı oranı 4’den başlayıp 6.1’e kadar artırılarak, ilk burkulma yükleri ve çökme yüklerindeki değişimler incelenmiştir. Elde edilen sonuçlara göre, perçin pekiştirici takviyeli modelde yapılan optimizasyon için gerilim yığılmalarını minimum yapan perçinler arası mesafe ve perçin çapı oranının 4,5 olduğu gözlemlenmiştir. Elde edilen bu orandan sonra burkulma yükü dayanımında kısmi düşüşler olmasına karşın çökme yükü dayanımında ciddi düşüşler meydana gelmektedir. Dolayısıyla 4,5 oranının çökme yükü dayanımını optimum derecede koruyan minimum oran olduğu sonucuna varılmıştır.

Stiffened Panel Virtual Test

Article Info

ABSTRACT

Article History
Received: 01/06/2022
Accepted: 12/11/2022
Published: 31/12/2022

Keywords:
Riveted Stiffener,
Buckling Load
Strength,
Collapse Load
Strength,
Structural Analysis,
Optimization

In the structural design of aircraft, low weight is as important as reliability and strength. In airplanes, designs must have an optimum weight and strength ratio in order to prevent high fuel consumption and increase the useful load carrying capacity. In this study; Reinforced panel designs with different number of rivets subjected to compression load under the same conditions are modeled by the finite element method. Aim; It is to find the most effective number of rivets in the panels by optimizing the ratio of the distance between the rivets to the rivet diameter. For this purpose, 8 different panels with rivet reinforcement were modeled with the ANSYS package program. Z type reinforcement was used in each panel. Nonlinear buckling analyzes were performed under the same boundary conditions and compression load. The initial buckling and buckling loads were obtained by referring to the graph of the “displacement-force” curve obtained as a result of the analyses. In the finite element model; The changes in the initial buckling loads and collapse loads were investigated by increasing the distance between the rivets and the rivet diameter ratio from 4 to 6.1. According to the results obtained, it has been observed that the ratio of distance between rivets and rivet diameter, which minimizes stress concentrations, is 4.5 for the optimization made in the rivet reinforced model. After this ratio, although there are partial decreases in the buckling load strength, serious decreases occur in the collapse load strength. Therefore, it was concluded that the ratio of 4.5 is the minimum ratio that maintains the collapse load strength at an optimum level.



“This article is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)”

GİRİŞ

İlk hava araçlarında monokok yapılar kullanılsa da ağırlık parametresinin önemi zamanla anlaşıldıktan sonra araştırmalar yapılmış ve yarı-monokok tasarım modeline geçilmiştir (Quinn vd., 2009). Daha az ağırlık ile aynı dayanım elde edilerek birçok gelişmenin önü açılmıştır. Yarı-monokok yapılarda birincil eğilme yüklerini ‘Longeron (boylamasına yapısal eleman)’ adı verilen gövde boyunca uzanan kaportaya bağlı yapı elemanı taşır. Özetle güçlü gövde kirişleri daha az yük taşıyan güçlendiricileri bir arada tutar. Tüm bu iskelet sistemi dış panellere bağlanarak yarı-monokok gövde yapısını oluşturur. Böylelikle bu iskelet yapı operasyonel yüklerin önemli bir kısmını taşımaktadır. Uçuş sırasında basma yüklerine maruz kalan kabuk yapılarda ilk burkulma olayının olduğu bölgelerde gerilmeler iskelet yapısının altında bir gerilmeyken burkulma birden çökme durumu olarak ortaya çıkar. Çökme durumu yaşanmadan burkulma durumu yapının hala yük taşımaya devam ettiğini göstermektedir (Fujikubo & Yao, 1999). Uçağın kanat ve gövde yapıları, pekiştirilmiş panellerden oluşan ve temel yükleme koşullarına maruz kalan ana yapılardır. Özellikle uçuş sırasında aerodinamik yükler nedeniyle maruz kalınan basma yükleri, panellerde burkulmaya ve malzeme hasarına neden olmaktadır. Deformasyonların önlenmesi için paneller; entegre, yapılandırılmış veya perçinlenmiş pekiştiriciler ile takviye edilebilmektedir (Özdemir, 2019).

Günümüzde havacılık endüstrisinde yakıt sarfiyatının azaltılması yönünde ciddi anlamda araştırma ve geliştirme çalışmaları yürütülmektedir. Yakıt sarfiyatını etkileyen önemli parametrelerin başında ağırlık ölçütü gelmektedir (Tekkanat & Keleş, 2020). Eşdeğer mukavemet özelliklerine sahip daha hafif malzeme üretimi her sektörde olduğu gibi havacılık sektöründe de önemli bir yere sahiptir. Hava araçlarının kanat ve gövde yapıları da kritik yükleme koşullarına maruz kalan ana yapılar olmasından dolayı tasarım ölçütleri en önemli yapılardır. Bu yapıların yükleme dayanımlarını sağlayacak tasarımlar oluşturulurken ağırlık olabildiğince azaltılmalıdır.

Kanat ve gövde yapıları panellerden oluşmaktadır ve bu panellerin özellikle geniş yüzeye sahip olmalarından dolayı, basma yüklemesi neticesinde yüzey dışı gerilmeleri oluşur bu da bükme kuvvetine neden olarak burkulma olayını meydana getirmektedir. Paneller, pekiştirici olarak da bilinen takviye elemanları ile desteklenerek eksenel kuvvetlere karşı oluşturdukları dayanım artırılır ve böylelikle burkulma davranışı geciktirilerek burkulma yükü ve çökme yükü artar (Munroe vd., 2000).

Gelişen teknoloji sayesinde daha hafif ve mukavemetli parçalar imal edilebildiği gibi çok daha geniş tasarım kabiliyetlerine de sahip olunmaktadır. Uçağın kanat ve gövde yapıları, panellerden oluşan ve temel yükleme koşullarına maruz kalan ana yapılardır. Özellikle havada maruz kalınan basma yükleri, burkulmaya ve daha sonrasında çökmeye neden olmaktadır (Tekkanat & Keleş, 2020). Bu deformasyon türlerinin önlenmesi için panele farklı türlerde pekiştirici elemanları takviye edilmektedir. Perçin takviyeli pekiştiriciler yaygın olarak kullanılan üretim metodudur. Perçinli modellerde oluşan gerilim yığılımları sonucu oluşan çatlak oluşma riskleri, düşük burkulma dayanımı ve çökme dayanımına sahip olmalarından dolayı kritik tasarıma sahiptirler (Cankur & Gürses, 2017).

Perçinli takviye edilmiş pekiştiricili paneller her ne kadar dayanımı düşük olsa da havacılıkta hala kullanılmaktadır. Bunun nedeni ise mühendisliğin temeli olan en optimum değeri en az maliyetle ortaya koymasıdır. Bu çalışmada perçin takviyeli pekiştiricili panellerde gerilme yığılımları, perçin kenar oranı gibi tasarım kriterleri göz önüne alınarak en uygun perçin çapı ve bu perçinler arasındaki mesafe belirlenmiştir.

YÖNTEM

Çalışmanın ana amacı farklı güçlendirici tasarımları ve panel yapılarının burkulma kabiliyetlerini iyileştirmek ve aynı ağırlıkla daha fazla yük taşıma kapasitesine sahip paneli hem deneysel hemde analiz yöntemi kullanarak optimum bir panel tasarımı oluşturmaktır. Bunun için ANSYS programı kullanılmıştır.

ANSYS kütüphanesi içindeki elemanlar arasında, pekiştirilmiş plaka modellerini ayırmak için

SHELL181 eleman tipi seçilmiştir. SHELL181 doğrusal, eğri, inceden başlayıp orta kalınlıktaki kabuk yapıları modellemek için oldukça uygundur ve ögenin her düğümünde altı serbestlik derecesi vardır. Bunlar düğüm x, y ve z yönlerinde ötelemeler ve düğüm x, y ve z eksenleri etrafındaki dönmelerdir. SHELL181, doğrusal, büyük dönmeli ve/veya büyük birim-şekil-değiştirmeli doğrusal olmayan uygulamalar için çok uygundur. Kabuk kalınlığındaki değişim, doğrusal olmayan analizlerde hesaba katılır. (ANSYS 2020).

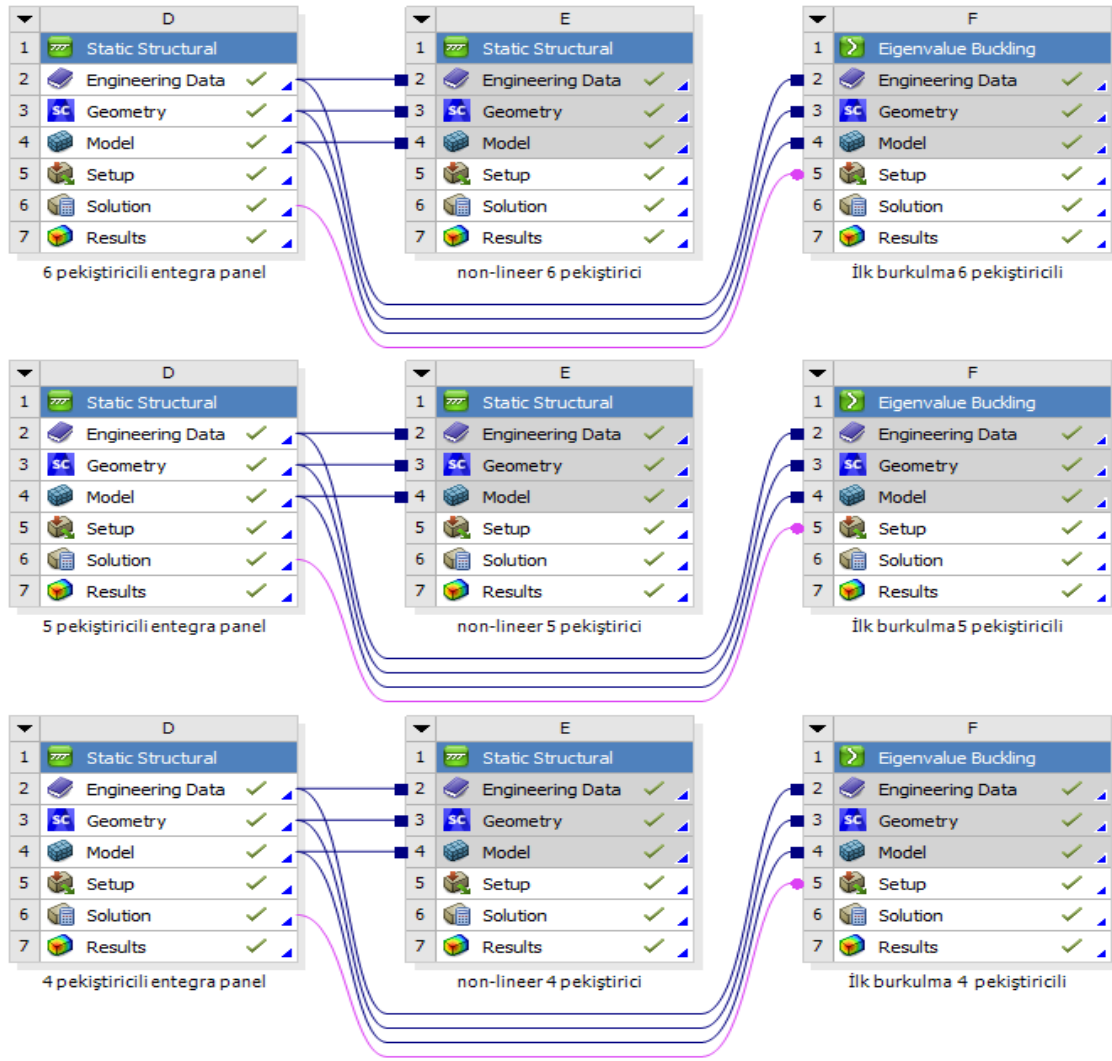
Yapısal analiz çözümlerinde doğrusal olmayan malzeme özellikleri ve doğrusal olmayan geometri özellikleri kullanmak bizleri gerçek çözüme yaklaştırmaktadır. Dolayısı ile çalışma boyunca yapısal blok içerisindeki “Engineering Data (Malzeme Verileri)” bölümünde Johnson Cook parametreleri ile girilmiş doğrusal olmayan malzeme özellikleri entegre edilmiştir. Çalışmada kullanılan malzeme türü Al 2024 T3 Clad alaşımı olup bu malzeme özellikleri Tablo 1’de verilmiştir.

Tablo 1. Al 2024 T3 Clad Malzeme Özellikleri (Seidt & Gilat, 2013)

Young Modülü (Elastite Modülü) (E)	73700 MPa
Poisson Oranı (ν)	0,33
Yoğunluk (ρ)	2780 kg/m ³
Akma Gerilimi (σ_y)	360 MPa
Nihai Gerilim (σ_U)	471 MPa
Johnson Cook A Parametresi	310 MPa
Johnson Cook B Parametresi	490,8
Gerinim Güçlenme Üstel Kat Sayısı (n)	0,4

BULGULAR

Yapılan burkulma analizi çalışmalarında, elle hesaplamanın zor olmasının yanında belirsizlik içermesinden ve birçok test düzeneği gerekliliğinden dolayı, sanal test kullanılarak analiz sonuçları elde edilmiştir. Gerçekleştirilen sanal testler ANSYS R2 2020 sonlu elemanlar paket programı kullanılarak analiz sonuçlarına ulaşılmıştır. Şekil 1’de 4, 5 ve 6 pekiştiricili panel modeline ait analiz akış şeması gösterilmektedir.

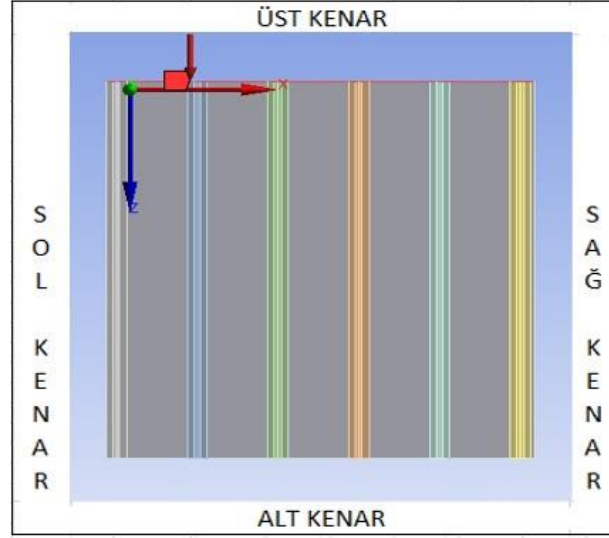


şekil 1. Dört, Beş ve Altı Pekİştiricili Panellerin Analiz Akış şemaları

Doğrusal olmayan geometri özelliğini kullanmak için ise program içerisindeki “Large Deflection (Yüksek Deformasyon)” komutu aktif hale getirilmiştir. Sonraki aşamada ise modele “mesh (Çözüm Ağı)” komutu ile ağı atma yöntemi gerçekleştirilmektedir. Bu işlem ile modele sonlu elemanlar metodu uygulanmış olur ve model son aşama olan sınır şartlarına hazır hale gelir. Yapılan çalışmalar Tablo 2’de belirlenen sınır şartlarında uygulanmıştır ve burkulma analizi için şekil 2’de modelin üst kenarından +Z yönünde 100 N/m yayılı yük uygulanırken çökme yükü analizinde aynı kenardan 2,5 mm deplasman tanımlanmıştır.

Tablo 2. Sınır Koşulları

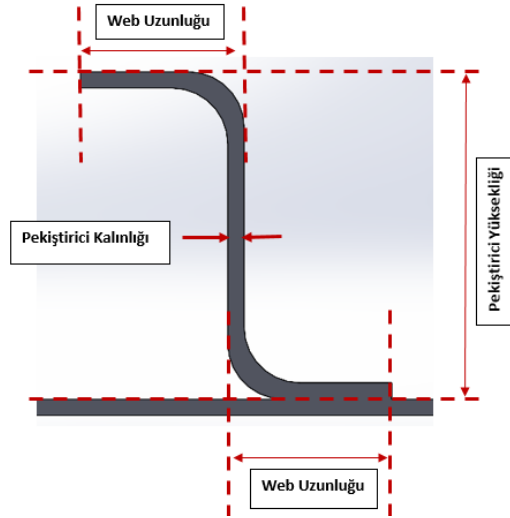
	Yer Değİştirme			Rotasyon		
	X	Y	Z	X	Y	Z
Alt Kenar	0	0	0	Sabit	Sabit	Sabit
Üst Kenar	Serbest	0	Serbest	Sabit	Serbest	Serbest
Sağ Kenar	Serbest	0	Serbest	Serbest	Serbest	Sabit
Sol Kenar	Serbest	0	Serbest	Serbest	Serbest	Sabit
Sol Alt Köşe	Serbest	Serbest	0	-	-	-
Sağ Üst Köşe	0	0	0	-	-	-



Şekil 1. Sınır Koşulları Uygulama Kenarları

Tablo 3 Panel Boyutları

	Panel Boyutları
Genişlik	410 mm
Uzunluk	450 mm
Kalınlık	1 mm



Şekil 3. Pekiştirici Geometrisi

Tablo 4. Pekiştirici Boyutları

	Pekiştirici Boyutları
Uzunluk	450 mm
Radius	3.4 mm
Yükseklik	20 mm
Web Uzunluğu	10 mm
Kalınlık	1 mm

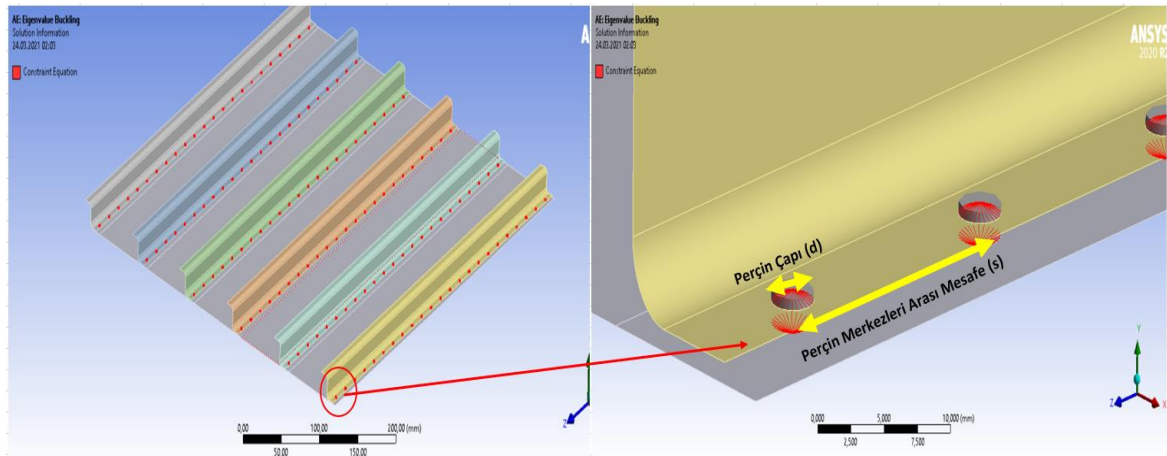
Ayrıca Tablo 3 ve Tablo 4’de de sırası ile çalışmada kullanılan panel boyutları ve pekİştirici boyutları gİsterilmektedir. Burkulma ve Statik yapısal modİlİ kullanarak doğrusal olmayan burkulma analizi gerçekleştirilmiştir. Kullanılan analiz yİntemini doğrulamak amacıyla literatürde gerçekleştirilen (Cankur & Gİrses, 2017)’nin perçinli kuvvetlendirilmiş panel çalışması baz alınmıştır ve çalışma tekrar aynı yİntemle analiz edilerek karşılaştırılmıştır.

SONUÇLAR

Daha İnceki bİlİmlerde modellerin simİlasyon ortamında sonlu elemanlar analizine hazırlanışından bahsedilmiştir. Bu bİlİmde yapılan alışmalar İ alt başlıkta ele alınmıştır. Bunlar sırasıyla;

A. Perçinli Panel Optimizasyon alışması

Perçinli pekİştirici takviyeli panel tasarımlarında gerilim yığılmaları probleminden bahsedilmişti. Gerilim yığılmaları perçin çeperlerinde meydana gelip pekİştirici flaşının gerilmeler sonucu çatlamasına sebep olmaktadır. Dolayısı ile perçinli modellerde perçin çapı ve perçinler arası mesafe oranının optimum olarak belirlenmesi gerekmektedir. şekil 4’te gİrİldİğİ üzere perçin çapı (d) ve perçinler arası mesafe (S) parametreleri gİsterilmektedir.



şekil 4. S ve d Parametrelerinin Gİsterimi

Bu çalışmada, perçinli kuvvetlendirilmiş aynı panel boyutlarında 34 perçinli pekİştiriciden 23 perçinli pekİştiriciye kadar perçin sayısı kademeli olarak azaltılarak çökme yükleri hesaplanmıştır. Bunlara karşılık olarak S/d oranı ifade edilmiştir. Sonuçlar Tablo 5’te verilmiştir. Bu sonuçlara göre; S/d oranının 4,5 olmasından sonra artan S/d oranlarında, çökme yükü dayanımının ciddi anlamda dİştİğİ gİzlenmiştir.

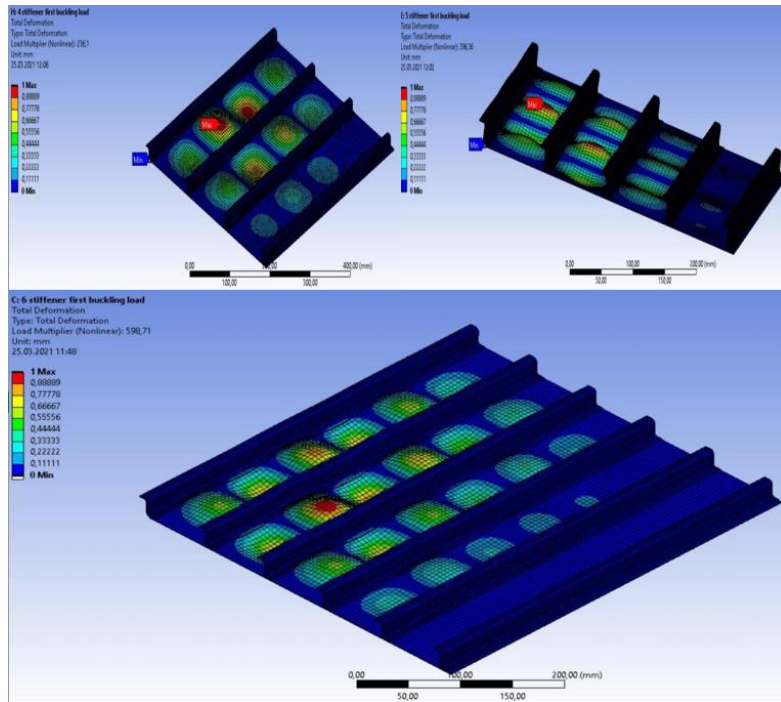
Tablo 5 ’te gİrİldİğİ üzere S/d oranı 4 olarak başlayan analiz sonuçları S/d 4,5 değerine gelene kadar her adımda %0,32-%0,26 aralığında çökme yükü dayanımında zayıflama gİsterirken S/d 4,5 değerinden 4,7 değerine geçişte çökme yükünde %4,86’lık bir azalma meydana gelmektedir. Aynı şekilde ilk burkulma yükünde de S/d oranının 4,5 oranına kadar %0,09-%0,1 aralığında dİşen burkulma dayanımı, bu S/d oranının artması ile ilk burkulma yükündeki dİşİşler %0,25’e kadar çıkmaktadır. Elde edilen sonuçların karşılaştırılması amacıyla (Cankur & Gİrses, 2017)’ye ait veriler Tablo 5 te farklı renkte ilave edilmiştir. Hem literatürdeki hem de bu çalışmada elde edilen veriler inceleğinde büyük bir uyum gİrİlmektedir.

Tablo 5. Perçinli Pekiştiricili Panel Analiz Çıktıları

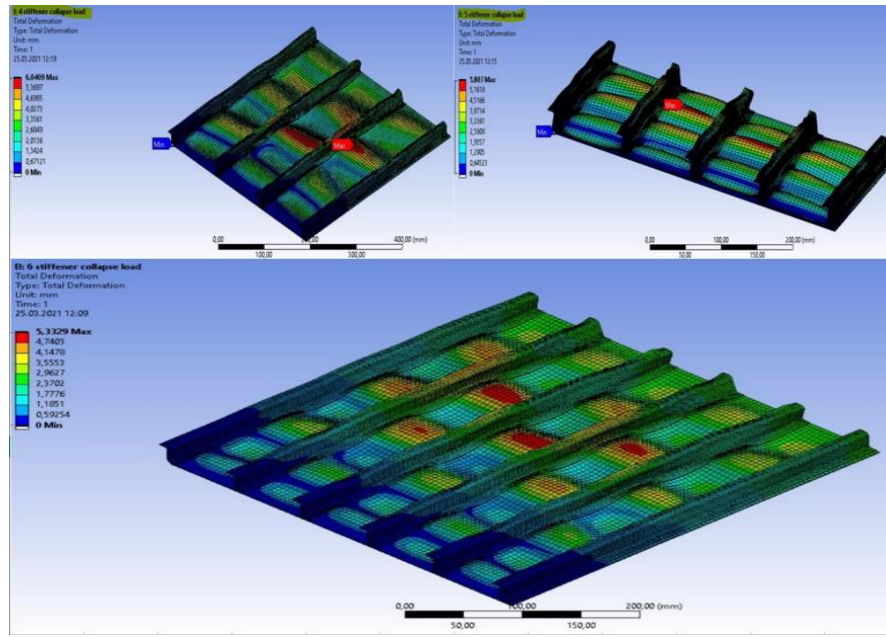
Perçin Sayısı	(s/d) Oranı	Mesh Kalitesi	İlk Burkulma Yüğü (KN)	Çökme Yüğü (KN)	Çökme Yüğü (KN) (Cankur & Gürses, 2017)
34	4	0.82336	33.4441	114.57	113.06
33	4.1	0.82154	33.4118	114.20	112.83
32	4.3	0.82752	33.3563	113.64	112.65
31	4.4	0.82831	33.3452	113.33	112.36
30	4.5	0.82361	33.3131	112.44	112.06
29	4.7	0.82816	33.2291	106.97	108.89
27	5	0.83835	33.1563	105.28	107.85
23	6.1	0.84497	32.7161	102.60	103.25

B. Entegre Panel – Perçinli Panel Karşılaştırma Çalışması

Hazırlanan dört, beş ve altı pekiştirici modeller araştırmalar sonucu elde edilen bilgiler doğrultusunda analiz edilmiştir. Elde edilen sonuçlar şu şekildedir. Analizler entegre olarak birleştirilmiş 4, 5 ve 6 pekiştiricili paneller için gerçekleştirilmiştir.



Şekil 5. Dört, Beş ve Altı Pekiştiricili Panellerde İlk Burkulma



Şekil 6. Dört, Beş ve Altı Pekiştiricili Panellerde Çökme Yüğü

Şekil 5 ve Şekil 6’de gösterildiği üzere analizleri gerçekleştirilen 4, 5 ve 6 pekiştiricili panellerin yük çarpanı değerleri ve çökme yükleri Tablo 6’da gösterilmiştir. Aynı özelliklere sahip 4, 5 ve 6 pekiştiricili 30 adet perçin sayısına sahip perçinli panel sonuçları da Tablo 7’de verilmiştir.

Tablo 6. İlk Burkulma ve Çökme Yüğüleri

	Yük Çarpanı	Yükün Uygulandığı Kenar Uzunluğu (mm)	Uygulanan Yaylı Yük (N/mm)	İlk Burkulma Yüğü (kN)	Çökme Yüğü (kN)
4 Pekiştirici	236.1	558.4	0.1	13.2	93.6
5 Pekiştirici	396.4	595.8	0.1	23.6	116.9
6 Pekiştirici	598.7	632.5	0.1	37.9	139.7

Tablo 7. Perçinli Panel İlk Burkulma ve Çökme Yüğüleri

Perçinli Panel	Perçin Sayısı	S/d Oranı	Uygulanan Yaylı Yük (N/mm)	İlk Burkulma Yüğü (kN)	Çökme Yüğü (kN)
4 Pekiştirici	30	4.5	0.1	12.4	78.7
5 Pekiştirici	30	4.5	0.1	21.1	93.8
6 Pekiştirici	30	4.5	0.1	33.3	112.4

Elde edilen sonuçlara göre entegre pekiştiricili panel optimize edilmiş 4.5 S/d oranına sahip perçinli panele göre aynı pekiştirici sayılarında ilk burkulma ve çökme yüklerinde daha dayanıklı olduğu sonucuna varılmıştır ve Tablo 8’de gösterilmiştir.

Tablo 8. Perçinli ve Entegre Panel Karşılaştırması

Entegre ve Perçinli Panel Karşılaştırması	Panel Tipi	İlk Burkulma Yüğü (kN)	Çökme Yüğü (kN)	Yüzdellik Değişim	
				İlk Burkulma (%)	Çökme (%)
4 Pekİştirici	Entegre Panel	13.2	93.6	5.95	15.92
	Perçinli Panel	12.4	78.7		
5 Pekİştirici	Entegre Panel	23.6	116.9	10.66	19.76
	Perçinli Panel	21.1	93.8		
6 Pekİştirici	Entegre Panel	37.9	139.7	12.06	19.54
	Perçinli Panel	33.3	112.4		

C. Entegre Panel Optimizasyon Çalışması

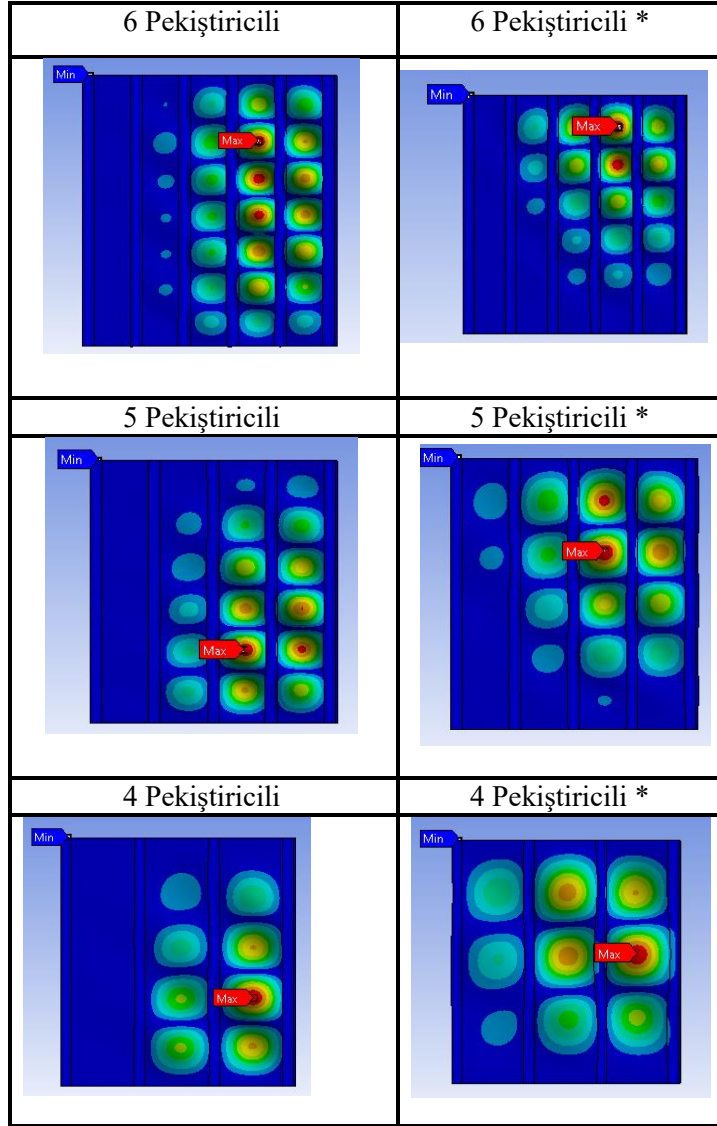
Bu bölümdeki analizler, yukarıdaki bölümlerde bahsedilen 6 adet pekİştiriciye sahip entegre panel ve bu panelin ağırlığı sabit tutularak pekİştirici sayısının 5 ve 4'e indirilmesiyle oluşan panellerle gerçekteşirilmİştir. Önce, panelin pekİştirici sayısı 5'e daha sonra 4'e indirilerek pekİştiriciler kalınlaştırılmış ve aynı ağırlığına sahip bu panellerde burkulma davranışı gözlenmiştir. Daha sonra her farklı panel konfigürasyonu için burkulma yükünü maksimize edecek optimizasyon çalışması yapılmış ve sonuçlar tablo haline getirilmiştir. 6, 5 ve 4 adet pekİştiriciye sahip paneller sırasıyla adlandırılmış ve optimize edilmiş hallerini belirtmek için "*" simgesi kullanılmıştır. Optimizasyon çalışması sırasında ana plaka kalınlığı, Tablo 8'de belirtilen pekİştirici kalınlığı ve pekİştirici yüksekliği değişken olarak atanmıştır. Tablo 9'da görünen web uzunluğu değiştirilmemiştir. Bu şekilde farklı konfigürasyonlar için burkulma yükünü maksimum yapacak plaka ve pekİştirici kalınlıkları, pekİştirici yükseklikleri bulunmuştur.

Tablo 9. Panel Geometrişleri ve Burkulma Yüğüleri

	Plaka Kalınlığı (mm)	Pekİştirici Kalınlığı (mm)	Pekİştirici Yüksekliği (mm)	İlk Burkulma Yüğü (kN)
6 Pekİştirici	1	1	20	37,9
6 Pekİştirici*	1,188	0,715	18,935	47,965
5 Pekİştirici	1	1,2	20	27,489
5 Pekİştirici*	1,235	0,727	19,58	34,635
4 Pekİştirici	1	1,5	20	16,691
4 Pekİştirici*	1,3	0,75	18,79	22,78

Panel Ağırlıkları 791,24 gram (+/-5 g)

Şekil 7 muhtelif pekiştirici sayısına sahip panellerin ilk burkulma cevaplarını göstermektedir. Şekil 7'den aynı ağırlıklara sahip altı farklı panelden, 6 pekiştiriciye sahip olan ve optimize edilmiş panelin en yüksek burkulma yüküne sahip olduğu görülmektedir. Gerekli üretim imkanına sahip olduğunda, en yüksek burkulma dayanımı için bu panelin kullanılması önerilir.



Şekil 7. Panellerin İlk Burkulma Davranışları

Teşekkür

Yazarlar, Türk Uçak Sanayii Anonim Ortaklığı (TUSAŞ) a bu çalışmanın gerçekleştirilmesinde sunduğu imkanlar nedeniyle teşekkürü bir borç bilirlir.

KAYNAKÇA

- ANSYS user's manual (Version 2020 R2). Canonsburg, PA, Analysis Systems Inc; 2020.
- Cankur, A., & Gürses, E. (2017). Kirişle güçlendirilmiş kabuk yapılar için yapay sinir ağ bazlı analiz yöntemi geliştirilmesi. *XX. Ulusal Mekanik Kongresi*, Bursa, 5-9 Eylül 2017, 66-74.
- Fujikubo, M., & Yao, T. (1999). Elastic local buckling strength of stiffened plate considering plate/stiffener interaction and welding residual stress. *Marine Structures*, 12(9–10), 543–564. [https://doi.org/10.1016/S0951-8339\(99\)00032-5](https://doi.org/10.1016/S0951-8339(99)00032-5).
- Munroe, J., Wilkins, K., Gruber, M., & Domack, M. S. (2000). *Integral Airframe Structures (IAS): Validated Feasibility Study of Integrally Stiffened Metallic Fuselage Panels for Reducing Manufacturing Costs*. Technical Report: NASA/CR-2000-209337, July.
- Özdemir, M. (2019). Stifnerli Panellerin İki Eksenli Yükleme Altında Burkulma/Göçme Davranışlarının İncelenmesi. *Gemi ve Deniz Teknolojisi*, (216) , 17-31. <https://dergipark.org.tr/tr/pub/gdt/issue/51529/668579>
- Seidt, J.D., & Gilat, A.(2013). Plastic deformation of 2024-T351 aluminum plate over a wide range of loading conditions. *International Journal of Solids and Structures*, 50, 1781–1790. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2013.02.006>.
- Quinn, D., Murphy, A., McEwan, W., & Lemaitre, F. (2009). Stiffened panel stability behaviour and performance gains with plate prismatic sub-stiffening. *Thin-Walled Structures*, 47(12), 1457–1468. <https://doi.org/10.1016/j.tws.2009.07.004>.
- Tekkanat, K., & Keleş, Ö. (2020). Uçak kanadının entegre güçlendirilmiş panel yapıları kullanılarak yapısal tasarımı. *European Journal of Science and Technology*, April, 64–71. <https://doi.org/10.31590/ejosat.araconf9>.

Optimization of Ni-Cr Alloy Coatings Produced Using the Electrodeposition Method

Mehmet DEMİR^{1,*}  Erdoğan KANCA¹  İsmail Hakkı KARAHAN² 

¹ Iskenderun Technical University, Faculty of Engineering and Natural Sciences, Hatay, Türkiye

² Hatay Mustafa Kemal University, Faculty of Arts and Sciences, Hatay, Türkiye

*mehmet.demir@iste.edu.tr (Corresponding Author/Sorumlu Yazar)

Article Info

ABSTRACT

Article History

Received: 23/11/2022

Accepted: 19/12/2022

Published: 31/12/2022

Keywords:

Electrodeposition,
Corrosion,
Taguchi,
ANOVA

Electrodeposition method is an important technique for obtaining metal, alloy or composite coatings. Ni-Cr alloy coatings obtained by electrodeposition method are preferred especially in corrosive environments. This study is about obtaining Ni-Cr alloy coating by electrodeposition method and determining optimization parameters using Taguchi method, which is one of the experimental design methods. Taguchi method has been used to determine the experimental parameters due to the excess of parameters in the electrodeposition method. For this purpose, Taguchi L9 orthogonal array was chosen. As a parameter; three different levels of pH, temperature, current density and stirring rate were used. Since Ni-Cr coatings are preferred in corrosive environments, the effects of the factors affecting the coating on the corrosion results obtained by the tafel extrapolation method were investigated by signal-to-noise ratio, average effects and variance analysis. Corrosion rates (mm / year) of the curves obtained using the Tafel extrapolation method were determined. Among the experiments, the best result was given by pH 2.5, temperature 40 °C, current density 200 mA/cm² and the sample without stirring. In addition, it has been confirmed by scientific and statistical studies that current density has dominant effects on Ni-Cr corrosion results.

Elektrodepolama Yöntemi Kullanılarak Üretilen Ni-Cr Alaşım Kaplamaların Optimizasyonu

Makale Bilgileri

ÖZ

Makale Geçmişi

Geliş: 23/11/2022

Kabul: 19/12/2022

Yayın: 31/12/2022

Anahtar Kelimeler:

Elektrodepolama
Korozyon,
Taguchi,
ANOVA

Elektrodepolama yöntemi, metal, alaşım veya kompozit kaplamaların elde edilmesinde önemli bir tekniktir. Elektrodepolama yöntemi ile elde edilen Ni-Cr alaşımlı kaplamalar özellikle korozif ortamlarda tercih edilmektedir. Bu çalışma, elektrodepolama yöntemi ile Ni-Cr alaşım kaplama elde edilmesi ve deneysel tasarım yöntemlerinden biri olan Taguchi yöntemi kullanılarak optimizasyon parametrelerinin belirlenmesi ile ilgilidir. Elektrodepolama yönteminde parametre fazlalığı nedeniyle deneysel parametreleri belirlemek için bu yöntem tercih edilmiştir. Bu amaçla Taguchi L9 ortogonal dizisi seçilmiştir. Parametre olarak; pH, sıcaklık, akım yoğunluğu ve karıştırma hızının üç farklı seviyesi kullanılmıştır. Korozif ortamlarda Ni-Cr kaplamalar tercih edildiğinden, kaplamayı etkileyen faktörlerin tafel ekstrapolasyon yöntemi ile elde edilen korozyon sonuçlarına etkisi sinyal-gürültü oranı, ortalama etkiler ve varyans analizi ile incelenmiştir. Tafel ekstrapolasyon yöntemi kullanılarak elde edilen eğrilerin korozyon oranları (mm/yıl) belirlenmiştir. Deneyler arasında en iyi sonucu pH 2.5, sıcaklık 40 °C, akım yoğunluğu 200 mA/cm² ve numunenin karıştırılmaması vermiştir. Ayrıca akım yoğunluğunun Ni-Cr korozyon sonuçları üzerinde baskın etkilere sahip olduğu bilimsel ve istatistiksel çalışmalarla doğrulanmıştır.



"This article is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/) (CC BY-NC 4.0)"

INTRODUCTION

Hard chrome coatings reduce the surface roughness and wear of the materials while increasing their corrosion resistance. Because of these superior corrosion and wear properties, hard chrome coatings are used quite frequently in decorative, aerospace, automotive and many other industries. However, due to the toxic nature of +6 valent Cr ions and the increased sensitivity of people to harmful wastes, their use is either banned or restricted in many countries. Due to these limitations, studies in recent years have focused on trivalent Cr coatings, which are environmentally friendly, convenient and low-priced. However, it is known that trivalent chrome coatings alone do not show good corrosion and wear properties like hard chrome coatings. The properties of these coatings can be improved by the addition of metals from the iron family (Ni, Co, etc.) (He et al., 2013; Sheibani Aghdam, Allahkaram, & Mahdavi, 2015). Chromium with nickel; They are preferred for their good corrosion and high oxidation resistance and high temperature resistance (Demir, 2021; Etminanfar & Heydarzadeh Sohi, 2012; Peng, Zhou, Wang, & Zhang, 2004; Sheibani Aghdam et al., 2015; Zhang, Liu, Bai, & Liu, 2015).

It is one of the most widely used methods to protect the materials from external factors by coating them and to gain the desired properties. One of the coating methods is the coating of materials by electrodeposition method. It is relatively simple among various coating methods, allows coating materials with mixed geometries, does not require high cost vacuum systems, many test parameters can be controlled, offers coating thickness from a few nanometers to microns, has the possibility to store at room temperature and low installation cost electrodeposition method stands out compared to other coating methods. The coatings obtained by this method can be used for a wide variety of purposes such as protection, decorative, corrosion resistance, magnetic property, heat resistance, abrasion resistance, lubricity, electrical permeability and jewelry coatings (Demir, Kanca, & Karahan, 2020; Dini, 1993; Gamburg & Zangari, 2011).

The electrodeposition process depends on experimental parameters such as a strong bath composition, pH, deposition potential or current, temperature, stirring speed, time, etc. (Firouzi-Nerbin, Nasirpouri, & Moslehifard, 2020; Kunyarong & Fakpan, 2018). Considering the multitude of parameters in the electrodeposition method, the application of experimental design methods is an extremely efficient approach in order to both perform the experiments in the most efficient way by considering economic conditions and time constraints, and to interpret the results correctly (to be able to detect the relationship between controllable or uncontrollable factors and their outputs and to optimize them) (Demir, 2015; Gupta, Pandey, Garg, Khanna, & Batra, 2014). With the experimental design method, the necessity of doing experiments repeatedly is eliminated. However, it is seen that experimental design methods are not used much in the studies encountered.

Jeyaraj et al. carried out a study for the deposition of micron-sized chromium particles in a nickel matrix with electrodeposition principles. The bathroom content detection experiments were designed with the Taguchi experimental design approach, with the L27 orthogonal array. They used 5 different variables and 3 different levels in their designs. These were determined as current density, pH, temperature, bath particle density and stirring rate. The effects of the aforementioned electrodeposition parameters on the coating hardness were investigated with mean effects, signal-to-noise ratio and analysis of variance (Jeyaraj, Arulshri, Ramesh, & Muthukumar, 2018).

Güler and Karakaya conducted a study on the deposition of Ni and MoS₂ particles together. In their studies, they used L8 orthogonal arrays according to the Taguchi experimental method. As variable parameters; two different levels of MoS₂ particle content, temperature and coating were used. As a result, they examined the effects of these variables on the material internal stress (Güler, 2017).

Hou and Chen used statistical Taguchi method to produce Ni-W/Al₂O₃ composite coatings by electrodeposition method. In their study, they produced the coatings by forming L9 orthogonal arrays

from the three parameters of current density, pulse frequency, Al₂O₃ concentration and duty cycle. As a result; They found that the Taguchi method is useful in the selection of parameters that will determine the chemical, physical and mechanical properties of coatings (Hou & Chen, 2011).

As can be seen from the studies mentioned above, the use of experimental design methods in the optimization of the electrodeposition method is quite limited. In this study, the effects of production parameters on the corrosion behavior of Ni-Cr alloys were investigated with statistical and scientific approaches. The parameters affecting the coating are current density, pH, temperature and stirring rate, which were determined with the support of the literature. The effect of three different levels of these parameters on coating corrosion resistance was investigated.

METHOD

The bath components used in the study are given in Table 1. Watt type bath containing 200 mL of electrolyte was used for electrodeposition and 15 x 15 x 5 mm dimensions were used as a substrate.

Table 1. Bath composition

Electrolyte composition	Amount	Function
NiSO ₄ .7H ₂ O	50 g/L	Source of Ni ²⁺
NiCl ₂ .6H ₂ O	45 g/L	Source of Ni ²⁺
CrCl ₃ . 6H ₂ O	75 g/L	Source of Cr ³⁺
H ₃ BO ₃	50 g/L	Buffer agent
C ₆ H ₈ O ₇	70 g/L	Buffer agent
Na ₃ C ₆ H ₅ O ₇ .2H ₂ O	105 g/L	Complexing agent
NaC ₁₂ H ₂₅ SO ₄ (SDS)	0,2 g/L	Wetting agent

While the substrate is not cleaned well, the adhesion force between the coating and the substrate will be weak and will adversely affect the deposition of the coating. In addition, foreign materials such as unwanted rust, dirt and oil on the surface will adversely affect the bath composition. In cleaning the substrate material, it was first sanded with three different sandpapers (600-1200-2400) to clean it mechanically. After sanding, the substrate was cleaned with acetone, and the acetone was then washed away with distilled water. Then an alkaline solution, methanol, was used to clean it, and distilled water was used to rinse it. It was then cleaned with distilled water, prepared for deposition, and etched for 20 seconds in a 20% concentrated HCl acid solution.

Prior to the electrodeposition procedure, all baths were stirred using an ultrasonic stirrer of the Hielscher UP 200 S brand for 5 minutes at 0.5 cycle value and 50% amplitude values. A continuous current of 200 mA/cm² was used to deposit the coatings on the surfaces. For electrodeposition, a Watt type bath with 200 mL of electrolyte was employed. H₂SO₄ or NaOH was added to the bath to bring the pH down to 2.5. The electrolyte temperature was maintained at 40±1 °C throughout the procedure. Through the use of a CHI 608 model device and the cyclic voltammetry technique (CV), electrochemical characteristics of solutions with additional sugar were studied. At a rate of 10 mV/s, scanning was done in the potential range of 1.5 V to -1.5 V.

Using a Thermo Scientific Apreo S SEM with Ultra Dry EDS and Quasor II EBSD detectors working at 30 kV acceleration voltage, metallographic examinations were performed on the sample surfaces. By performing X-ray diffraction (XRD) analyses in a computer-controlled RIGAKU SmartLab with Cu Ka radiation (= 0.154 nm) and 2 angles ranging from 5° to 90°, the phases produced on the AISI 1040 surface were identified.

Using the CHI 608E analyzer test apparatus, electrochemical corrosion tests of the coatings were performed in a 3.5 wt% NaCl solution. Using a three-electrode coupling device running at room temperature, the Tafel for the samples was obtained [15]. The corrosion cell included a working electrode that was mounted on the test sample, a counter electrode, a reference electrode, and a holder. The open circuit potential range of -250 mV to +250 mV was used for the potentiodynamic corrosion experiments, and a potential scanning rate of 0.1 mV/s was used. The results of each corrosion test were averaged after being run three times.

The electrodeposition conditions were changed by keeping the bath components constant. As a result of the studies conducted in the literature, it has been determined that four different factors play an active role in the results of the electrodeposition. Three different levels of these four factors were included in the experimental parameters to be investigated. Electrodeposition conditions and bath components were determined in accordance with the literature (Table 2, Table 3) (Bahrami Mousavi, Baghery, Peikari, & Rashed, 2012).

Table 2. Factors and levels affecting the coating

Experimental Factors	Units	Levels		
		I	II	III
pH	-	2,5	3,5	4,5
Heat	°C	30	40	50
Current Density	mA/cm ²	100	200	250
Stirring rate	rpm	0	100	300

If these three-level, four-parameter coatings were to be made with a full factorial experimental design, it would have to be done with 34=81 experiments. In order to recognize and verify the effects of electrodeposition parameters on the corrosion of Ni-Cr alloy coating, the Taguchi approach proposed the L9 sequence. The factor levels of the proposed L9 series are given in Table 3.

Table 3. Factor levels

Name	Parameters			
	pH	Heat	Current Density	Stirring Rate
T1	I	I	I	I
T2	I	II	II	II
T3	I	III	III	III
T4	II	I	II	III
T5	II	II	III	I
T6	II	III	I	II
T7	III	I	III	II
T8	III	II	I	III
T9	III	III	II	I

FINDINGS / RESULTS

The potential values of nickel and chromium sources added to the solution for the Ni-Cr bath were determined by the Cyclic Voltammetry (CV) method. First of all, the CV graph of the nickel sulfate bath added to the bath is given separately because it is different from the others. CV studies were carried out by adding only boric acid, citric acid, sodium citrate dehydrate and nickel sulfate to the deposition bath. The study was carried out at a scanning rate of 10 mV/s and a range of 1.6 V to -1.6 V. The CV graph obtained is given in

Figure 1. A sudden increase in current around -0.9 V can be observed in the figure. This indicates that nickel has started to be deposited. In the range of -0.9 V to 1.3 V, the current remained constant at 0 mA and no reduction reaction took place in this range. With the scanning direction turning from the cathodic to the anodic side, a dissolution peak around -0.4 V was detected. This indicates the dissolution range of the stored Ni metal.

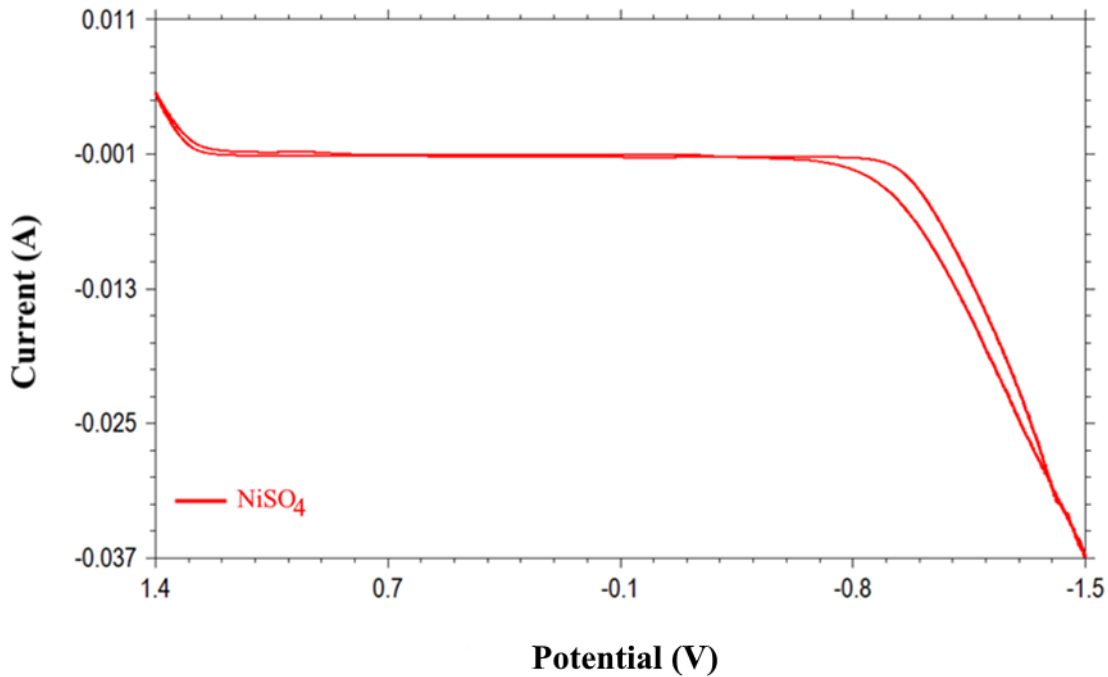


Figure 1. Cyclic voltammetry plot of the nickel sulfate bath

In addition to nickel sulfate, first nickel chloride and then chromium chloride were added to the storage bath to obtain CV graphs. The study was carried out at a scanning rate of 10 mV/s and a range of 1.6 V to -1.6 V. As seen in Figure 2, the reduction potential with nickel chloride added to the nickel sulfate bath was around -0.85 V. At the same time, the current value between 0 V and 0.83 V was around 0 A and no reduction occurred. When switching to the anodic side, a dissolution peak of around -0.35 V was obtained. Then, with the chromium chloride added to the bath, the reduction potential shifted to the positive side by about 0.13 V and was obtained around -0.7 V. In addition, the current range, which is constant at 0 A, where reduction does not occur, is observed between -0.7 V and -0.2 V. Although the anodic dissolution peak occurred around -0.35 V, similar to the previous bath, it was determined that the obtained peak was larger as seen in section A. This information shows that the deposition takes place in a single phase (Ersin Ünal, 2016). This is in line with the CV studies of NiSO₄ alone and NiSO₄+NiCl₂ baths in the work of Ünal and Karahan on Ni-B coatings (Ünal & Karahan, 2018).

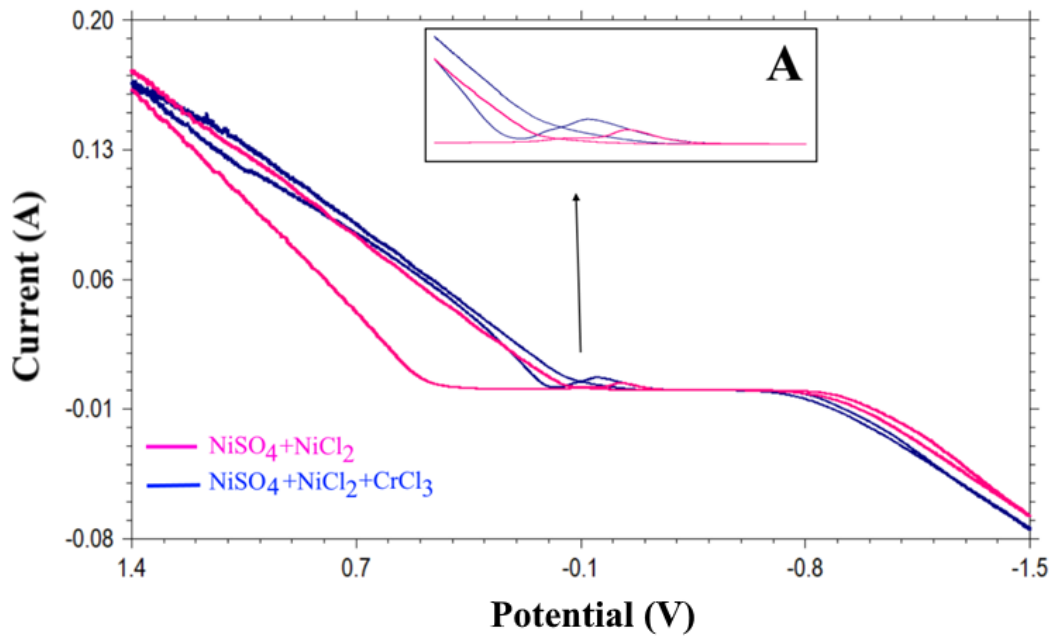


Figure 2. Cyclic voltammetry curves from baths

The preferred corrosion measurement technique has been the Tafel extrapolation method. As a result of the test, the corrosion rate of the sample (mm/year) was taken. Tafel graphs taken from the obtained coatings are given in Figure 3. If a preliminary assessment is made of the Tafel results, it can be said that the sample closer to the potentially positive side has better corrosion resistance. However, this alone is not sufficient for evaluation. At the same time, the fact that the current has logarithmically smaller values shows that the corrosion resistance of the sample is better (Wang et al., 2022).

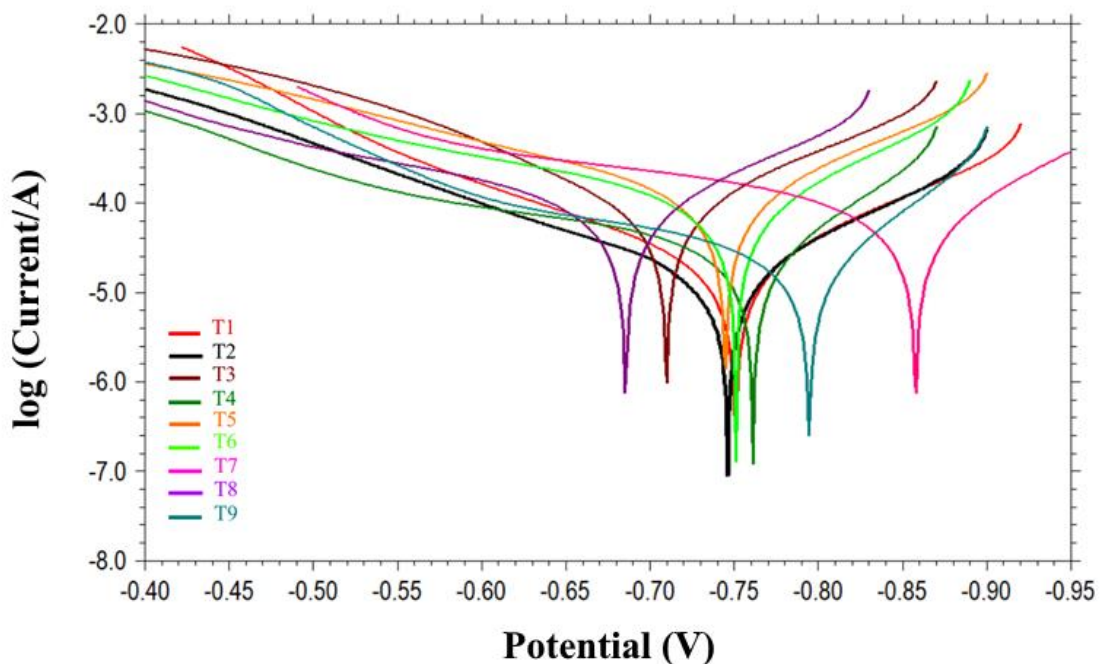


Figure 3. Tafel curves of Ni-Cr coatings

Corrosion values (mm/year) were determined as a result of the analysis of Tafel curves. Optimization of these values was determined by the Taguchi method. The S/N ratios of the experimental data were calculated in Table 4 to determine the variable levels that give the optimal corrosion value.

Table 4. Assignment of level and factor values and experimental results

Name	Parameters				Corrosion Rate (mm/year)	S/N Rate (dB)
	pH	Temperature (°C)	Current Density (mA)	Stirring Speed (rpm)		
T1	2,5	30	100	0	0,31928	9,91657
T2	2,5	40	200	100	0,22260	13,04950
T3	2,5	50	250	300	1,20421	-1,61404
T4	3,5	30	200	300	0,35941	8,88820
T5	3,5	40	250	0	0,62001	4,15203
T6	3,5	50	100	100	1,32486	-2,44340
T7	4,5	30	250	100	0,94488	0,49247
T8	4,5	40	100	300	0,72898	2,74569
T9	4,5	50	200	0	0,26492	11,53771

Table 4 shows the effects of pH, temperature, current density and stirring rate on the corrosion value. According to Table 5, the level that gives the smallest value is the best value for that parameter. If this situation is examined from the chart; 2.5 pH, which is the smallest preferred pH value among the experiments, had the lowest corrosion value. For temperature, it was obtained at the second level, 40 °C. 200 mA/cm², which is the second level, gave the best value in current density. At the stirring rate, the first level without stirring gave the smallest value. These parameters, which affect the corrosion result, are examined below, respectively.

Table 5. Corrosion values and order of factors

Level	pH	Temperature (°C)	Current Density (mA)	Stirring Speed (rpm)
1	0,47	0,54	0,79	0,34
2	0,77	0,43	0,25	0,83
3	0,65	0,93	0,92	0,76
Difference	0,29	0,50	0,67	0,49
Ranking	4	3	1	2

pH Effect

The pH value was limited between 2.5 and 4.5 by the literature review in the study. The effect of pH on corrosion of Ni-Cr alloy coating is shown in Figure 4. The best pH value was found to be 2.5 in the proposed bath. Control of internal stress in coatings occurs with pH. In order to obtain acceptable internal stress values, low pH is generally preferred (Mohamed & Golden, 2016; Schlesinger & Paunovic, 2010). However, this situation is different for each solution and is experimental. There is no linear behavior between the increase in pH value and the increase in corrosion resistance. In corrosion behavior, it is seen that when the pH value is 4.5, it gives better corrosion resistance than 3.5.

Researchers working on Ni-Cr alloy coating used different pH values in their studies. In general, the preferred pH value for the researchers was between 2 and 3 and is consistent with our study (Etminanfar & Heydarzadeh Sohi, 2012; Firouzi-Nerbin et al., 2020; Sheibani Aghdam et al., 2015; J. Sun, Du, Lv, Zhou, Wang, & Qi, 2015; Surviliene, Češuniene, Selskis, & Butkiene, 2013; Tharamani, Hoor, Begum, & Mayanna, 2006; Zhang et al., 2015). Studies on determining the pH range of the Ni-Cr alloy have used the range of 1.5 to 4 (X. Li-jian et al., 2017; Yang et al., 2006). Xu Li-jian's study also determined the pH value with the highest Cr storage amount and hardness value as 2.5 (X. Li-jian et al., 2017). Yang Yu-fang also obtained the

highest hardness value at pH 2.5 (Yang et al., 2006).

In coatings obtained by electrodeposition method other than Ni-Cr, the change of pH, which is the acidity value, depends on the coating hardness (Ferkel, Müller, & Riehemann, 1997; Jeyaraj et al., 2018), the amount of particles present in composite coatings (Jeyaraj et al., 2018; Kim & Yoo, 1998; Lee, Lee, & Jeon, 2007; Low, Wills, & Walsh, 2006; Narasimman, Pushpavanam, & Periasamy, 2011; Srivastava et al., 2017; W. chang Sun, Zhang, Zhao, Tian, & Wang, 2015), zeta potential (Lee et al., 2007; Xu, Wang, Dong, Jiang, & Tu, 2005) and surface properties (NIU et al., 2007) are studies that affect the results. The fact that the results are not linear with the differentiation of pH has been confirmed not only in terms of corrosion, but also in the aforementioned results.

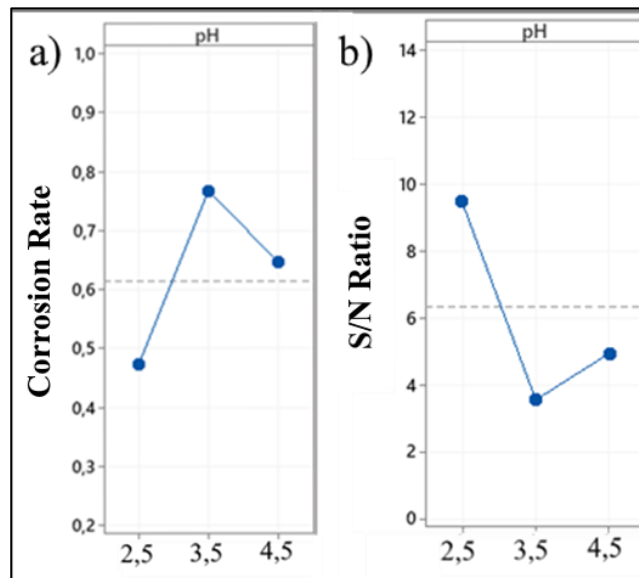


Figure 4. The effect of pH value on a) corrosion b) S/N ratio

Effect of Temperature

Nickel baths are usually deposited at temperatures between 30 °C and 60 °C (Bathini, Prasad, & Wasekar, 2022; You et al., 2022; Zhou et al., 2022). Therefore, the range of 30-50 °C was chosen to detect the effect of temperature on the coating. Figure 5 shows the effects of bath temperature on the corrosion behavior of the Ni-Cr coating. It has been observed that the room temperature level is not compatible for corrosion. With the increase in temperature up to 40 °C, samples with better corrosion values were obtained. With the increase in temperature more than this value, the decrease in the negative direction was quite high. Due to the two opposing effects of temperature, it is thought that when starting from room temperature and increasing the temperature, the deposition becomes more homogeneous and fine-grained as diffusion accelerates. However, it is thought that there is a decrease in the corrosion resistance of the coating due to the effect on the cathode polarization with the continuation of the temperature increase (Morana, 2006). These reciprocal effects make it difficult or impossible to determine the operating temperature for any given bath, so the temperature must be determined experimentally.

Ni-Cr coatings are generally studied at room temperature and 30 °C temperature due to the difficulty of heating the coating bath and keeping it at a constant temperature (Etminanfar & Heydarzadeh Sohi, 2012; Huang, Chang, Chen, Liao, & Mayer, 2013; Kunyarong & Fakpan, 2018). Articles examining the temperature range in Ni-Cr coating studies have chosen the range of 30 to 50 °C (Surviliene, Češuniene, et al., 2013; Yang et al., 2006). Jeyaraj, in his study on optimizing Ni-Cr composite coating, made an examination between 30 and 60 °C temperatures and determined that the ideal value is 45 °C. He stated that the hardness of the coatings obtained below or above this temperature value is adversely affected (Jeyaraj et al., 2018). Gamburg and Zangari reported that the ideal temperature for Cr deposition is 40 °C in the Cr related chapter of their book (Gamburg & Zangari, 2011).

Apart from Ni-Cr coatings, similar temperature ranges have been used in studies on the deposition of different alloy or composite coatings by electrodeposition method. Kerimzadeh et al. In their review studies, they stated that the Ni-Co temperature range was inconsistent in terms of temperature among the researchers. However, they reported the temperature range as 40-60 °C in their bath recommendations (Karimzadeh, Aliofkhazraei, & Walsh, 2019). Narasimman et al. They examined the range of 30-60 °C in Ni/SiC electrodeposition studies (Narasimman et al., 2011). Accurate control of the operating temperature in the electrodeposition process is a vital factor for the proper performance of the electrolyte (Karimzadeh et al., 2019).

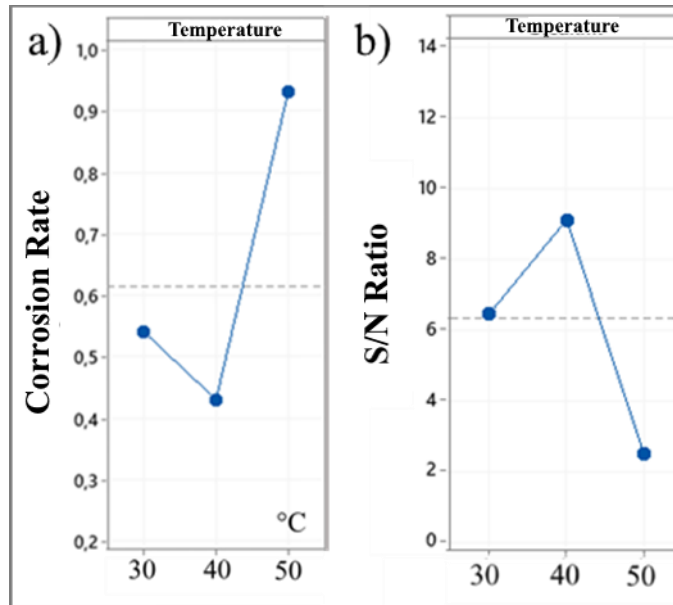


Figure 5. The effect of temperature value a) corrosion b) S/N ratio

Effect of current density

The effect of current density on corrosion of Ni-Cr alloy coating is shown in Figure 6. According to Figure 6, the current density value that gives the best corrosion resistance is 200 mA/cm². It is seen that the corrosion resistance value has increased slightly compared to 100 mA/cm². The main reason for this is the increase in the amount of Cr accumulated with increasing current density values (Huang, Chen, Chen, Kelly, & Lin, 2014; Huang, Lin, & Chen, 2009). It is known that the increase in the presence of Cr in the coating improves the corrosion resistance (Etminanfar & Heydarzadeh Sohi, 2012; Kunyarong & Fakpan, 2018). At higher current density levels, increasing the presence of Cr metal increases cracks in the coating. The characteristic feature of Cr coatings is that they contain cracks (Surviliene, Češūnienė, Selskis, & Butkienė, 2013; Tavoosi & Barahimi, 2017). In addition, increased current density can cause irregularities in the coating. Many researchers have investigated in their research that higher current density levels are not suitable for improved deposition and final properties (Jeyaraj et al., 2018).

In studies investigating the effect of current density, it was similarly supported that the change in corrosion values with the change of current density is not linear. Aghdam took it in the range of 170, 190, 210 mA/cm² and obtained the best corrosion value at 190 mA/cm² (Sheibani Aghdam et al., 2015). Sun et al. The microhardness values of the coatings obtained at different current density values (150-350 mA/cm²) for Ni-Cr coatings were examined. In their study examining the effect of current density on microhardness, they determined the current density, which gives the best hardness value, as 250 mA/cm² (J. Sun, Du, Lv, Zhou, Wang, Qi, et al., 2015). Similarly, for this case, it shows that there is no continuous increase in the hardness value with the increase in current density. Razaghi et al. They examined the current density in the range of 100 to 400 mA/cm² and its effect on the amount of Cr. They reported that the amount of Cr increased with the current density, but the corrosion resistance first increased and decreased with the increase of the current

density value (Razaghi, Rezaei, & Tabaian, 2020).

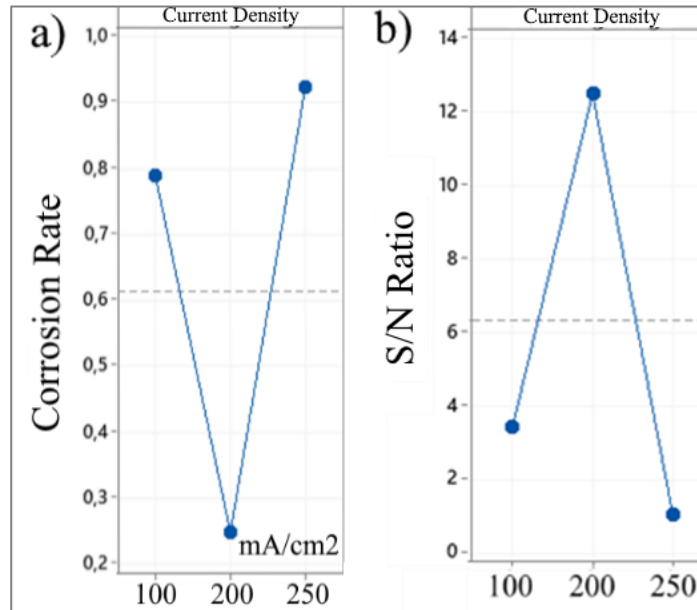


Figure 6. Effect of current density value on a) corrosion b) S/N ratio

Effect of stirring rate

The effect of stirring rate on corrosion of Ni-Cr alloy coating is shown in Figure 7. As can be seen from Figure 7, the condition where the bath is not stirred in the production of the Ni-Cr alloy coating has the best corrosion resistance. In this case, it can be concluded that if there are no particles in the coating bath, there is no need for stirring. A rapid decrease in corrosion resistance was observed when the bath was stirred rapidly. It can be shown that the main reason for this is that the ions in the bath had a problem in adhering to the substrate by hitting the substrate quickly when the bath was stirred.

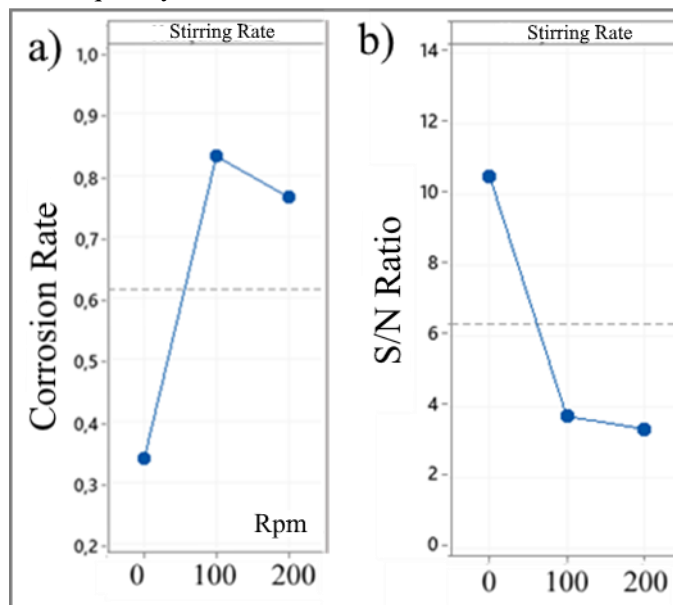


Figure 7. Effect of stirring rate value on a) corrosion b) S/N ratio

Stirring is generally not required to obtain alloy coatings. In such coatings, stirring is needed when particles are added to the coating bath. Maintaining a homogeneous temperature in the plating bath, keeping both ions and particles suspended in the electrolyte, and aiding their transport through the cell are the main

reasons for using stirring. At the same time, a correct stirring is important in the uniformity of the coating thickness (García-Lecina, García-Urrutia, Díez, Morgiel, & Indyka, 2012; Mohamed & Golden, 2016).

In this study, the effect of stirring rate on the Ni-Cr alloy coating was investigated. Researchers working on Ni-Cr alloy coating generally did not need stirring (Adelkhani & Arshadi, 2009; Kunyarong & Fakpan, 2018; X. U. Li-jian, Zhu-qing, & Jian-xin, 2007; Peng et al., 2004; Razaghi et al., 2020; Saravanan & Mohan, 2011; Sheibani Aghdam et al., 2015; Surviliene, Češuniene, et al., 2013; Zhang et al., 2015). This study supports the result that no stirring gives the best corrosion resistance. In addition, there are studies that obtain coating by stirring. The values of 300 rpm (Firouzi-Nerbin et al., 2020; Huang et al., 2013; Huang, Chen, Hsu, & Lin, 2007; YOUSEFI, Irannejad, & SHARAFI, 2019), 250 rpm (Etminanfar & Heydarzadeh Sohi, 2012), 180 rpm (Zhong et al., 2013) were used in the studies and these values are suitable for the ranges selected in the study.

In the studies performed outside the Ni-Cr alloy coating; In the study on Ni/SiC coating, the stirring range of the coating bath was selected in the range of 50-400 rpm, and it was not observed that the storage rate first increased and then decreased (Lee et al., 2007). Bahadormanesh and Dolati changed the stirring rate between 100 and 800 rpm in Ni-Co/SiC composite coating studies and measured the amount of SiC in the coating. They stated that with the increase of stirring rate, the accumulation rate first increased and then decreased (Bahadormanesh & Dolati, 2010). Jeyaraj used 250-300-350 rpm stirring rate in their studies in which they embedded Cr particles in Ni matrix. At this stirring rate, the highest hardness was obtained at 250 rpm (Jeyaraj et al., 2018). As seen in these studies, the increase in stirring rate shows the necessity of optimizing even in the case of particles in the coating bath. The stirring rate was not investigated in non-particle alloy coatings. In this study, the effect of stirring rate on corrosion was investigated.

ANOVA Analysis

It is useful to perform statistical analyzes to confirm the reliability of the results. The Taguchi method is used to optimize a single answer. In one case, the smaller is better, while in the other case, the large is better. Multivariate analysis of variance (ANOVA) can be used in the optimization of multiple outputs. In this way, the effect percentages of the parameters on the results can be determined. The analysis of variance method was applied for Taguchi (L9) orthogonal array and the effects of input parameters on corrosion were investigated (Table 6).

Table 6. Variance analysis of corrosion values according to S/N ratios

	Degrees of Freedom	Sum of Squares	Mean Squares	F	P
pH	2	18,64	9,32	8,67	0,23
Temperature	2	31,76	15,88	14,76	0,18
Current Density	2	179,14	89,57	83,28	0,08
Stirring Speed	2	51,42	25,71	23,90	0,14
Error	1	1,08	1,08		
Total	9	282,03			

The parameter with a P value close to zero has a greater effect on the result (Güvenç, Çakır, & Mıstıkoğlu, 2019). In the ANOVA charts, the ratios of the parameters affecting the corrosion rate were calculated as percentages. When Table 6 is examined, it is seen that the parameter that most affects the corrosion resistance of the coatings is the current density with 63.76%. It is seen that the following parameters are stirring rate with 18.3%, temperature with 11.3% and pH value with 6.64%, respectively. Statistically, the approximation of R2 value to 1 indicates the closeness of the prediction model to the real relationship. Since R2 is 97.49% in the predictive equation obtained in this study, its acceptability is quite high. In addition, in Figure 8, the percentages of the factors are shown as pie charts.

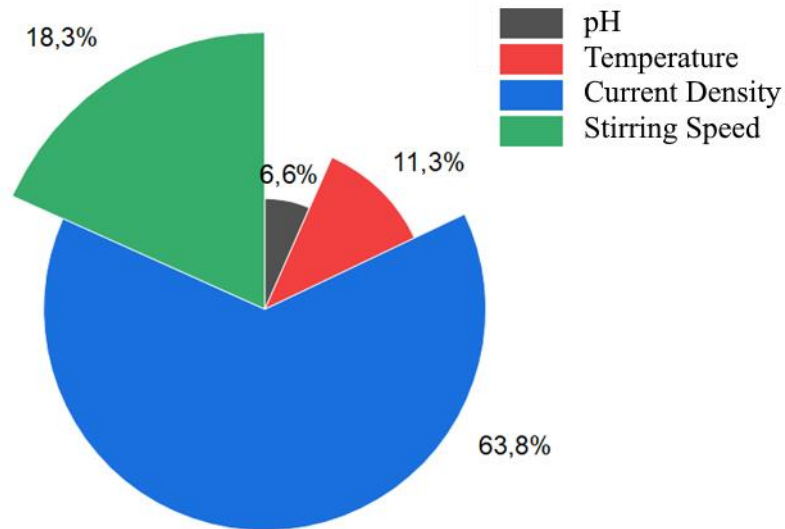


Figure 8. Pie chart of the effects of factors on corrosion rate

Validation Experiment

Taguchi experimental design method was used in this study on the coating of Ni-Cr alloy coating on AISI 1040 steel substrate by electrodeposition method. Three different levels of four different factors affecting the coating method were determined and experimental parameters were obtained according to Taguchi L9 orthogonal. Experiments were carried out according to the obtained experimental parameters and the experiments were subjected to corrosion in 3.5% NaCl. Corrosion values were measured by Tafel extrapolation method and corrosion rates were determined in mm/year. According to the Taguchi analysis; It shows that the best values are 2.5 for pH, 40 °C for temperature, 200 mA/cm2 for current density, and no stirring gives the best results, respectively. However, among the nine experiments, there was no level set that gave this best result. Therefore, a confirmation experiment is required (Mohamed & Golden, 2016; Pattanaik, Satpathy, & Mishra, 2016; Siddhartha, Patnaik, & Bhatt, 2011). The graph of the validation experiment obtained by the Tafel extrapolation method is given in Figure 9.

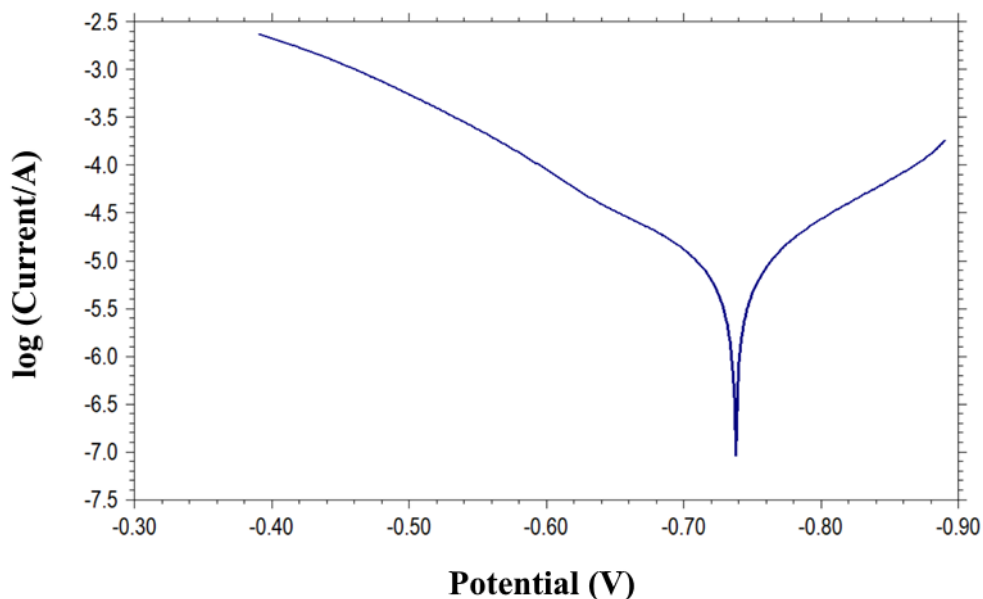


Figure 9. Confirmation test tafel curve

The corrosion rate and test parameters calculated according to the obtained Tafel curve are shown in Table 7. According to the table, it is seen that the T2 coating, which gives the best results among the L9 orthogonal, is subject to approximately 0.07 mm less corrosion per year. In addition, -738 mV was measured for the corrosion voltage verification sample and it was determined that it shifted to the positive side of 8 mV compared to the T2 sample.

Table 7. Confirmation test parameters and corrosion rate

Name	Experiment Parameters				Corrosion Rate (mm/yl)
	pH	Temperature (°C)	Current Density (mA)	Stirring Speed (rpm)	
Validation	2,5	40	200	0	0,15100

SEM picture of the coating obtained as a result of the validation test at 5000x magnification are given in Figure 10. As seen in Figure 10, cracks were observed in the Ni-Cr coating as seen in previous studies (Surviliene, Češūnienė, et al., 2013; Tavoosi & Barahimi, 2017). The presence of cracks is characteristic of Ni-Cr coatings. To eliminate this situation, particles or additives should be added to the bath. Also, the morphology of the Ni-Cr coating exhibited a typical spherical nodular structure (Demir et al., 2020; Sheibani Aghdam et al., 2015).

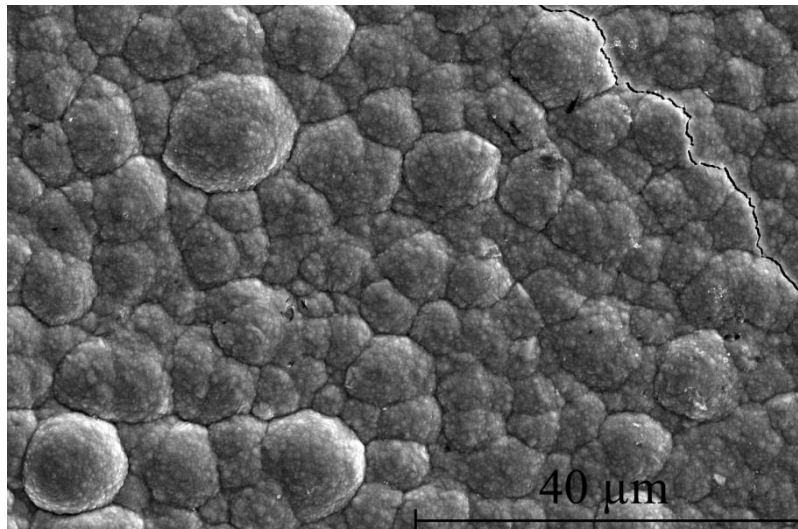


Figure 10. SEM image of the sample obtained by the validation experiment

Figure 11 shows the XRD analysis of the Ni-Cr alloy coating obtained as a result of the verification test. Angle values and DB card numbers of the obtained peaks are given in Table 8. The most striking point in the graph is the presence of nickel-specific diffraction peaks. The most intense peak in the sample (111) was the peak. An alloy of 0.16 (Ni₂Cr₂₃) was found at approximately 44.5, 51.8 and 76.3 degrees, which corresponds to the 2θ value at which Ni peaks occur. The presence of this peak is consistent with the literature (Suswanto, Muhammad Suchaimi, Hariyati Purwaningsih, Rochman Rochiem, 2017).

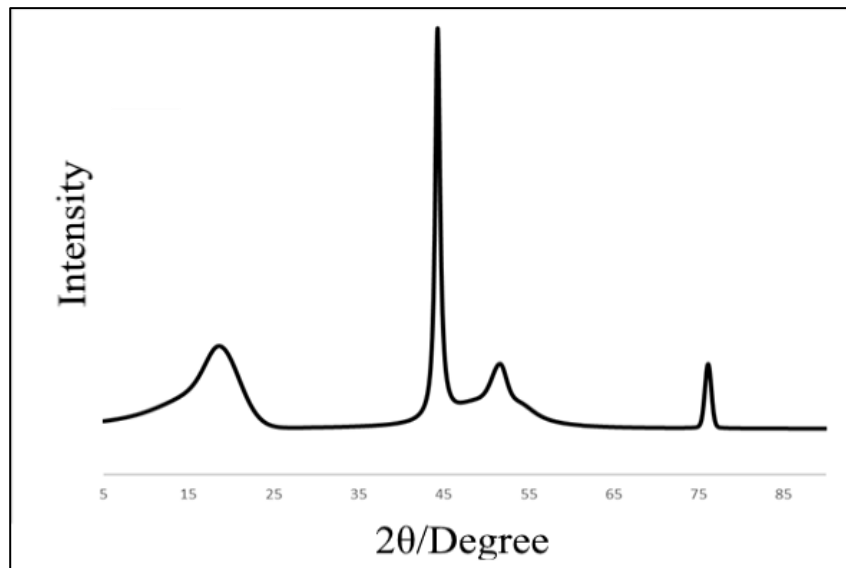


Figure 11. X-ray diffraction patterns of Ni – Cr alloy coating

Table 8. Angle values and DB Card numbers

Chemical Formula	2-theta (degree)	Phase Name	DB Kart Numbers
Ni	44,4	111	00-004-0850
	51,8	200	
	76,3	220	
Cr	18,6	100	01-073-9565
	44,4	110	
(Cr ₂ Ni ₂₃) _{0.16}	44,4	111	01-077-7616
	51,8	200	
	76,3	220	

CONCLUSION

Ni-Cr coatings were produced on AISI 1040 steel using the Taguchi experimental design method with the electrodeposition method, and the result giving the best corrosion value was determined. The results obtained are briefly summarized below.

- Deposition voltages of metal source salts added to the bath were determined by cyclic voltammetry technique (CV). Baths containing nickel sulfate, nickel sulfate + nickel chloride and nickel sulfate + nickel chloride + chromium chloride were analyzed, respectively. As a result, metal sources added to the bath changed the reduction peaks. It was determined that the bath containing three metal salts gave the highest dissolution peak and had single-phase peaks.

- The effects of four different parameters on the corrosion rate were investigated in the deposition of Ni-Cr alloy coating. The investigated parameters are pH, temperature, current density and stirring speed, respectively. Taguchi method suggested L9 orthogonal index for three different levels of four parameters. Experiments were performed according to this index.

- Coatings were obtained according to the L9 orthogonal index and the corrosion results in 3.5% NaCl were examined. Corrosion rates (mm/year) of the curves obtained using the Tafel extrapolation method were determined. Among the experiments performed, the sample with pH 2.5, temperature 40 °C, current density 200 mA/cm² and no stirring gave the best results.

- As a result of the analysis of variance obtained according to the S/N ratio, the effects of the parameters

on the corrosion in the coating were determined. Current density had the greatest effect on the corrosion resistance of the coating with 63.8%. Stirring rate 18.3%, temperature 11.3% and pH value 6.6% affected the result.

- Since R² is 97.49% in the estimation equation obtained according to the analysis of variance, its acceptability is quite high.

- According to the results obtained, the parameter levels suggested by the Taguchi experiment are not available in the L₉ orthogonals. Therefore, a validation experiment was carried out. According to the validation test, the corrosion rate was found to be 0.151 and Taguchi confirmed the proposal of the experimental design method.

- The SEM picture of the verification experiment shows that the Ni-Cr coating with characteristic cracks was obtained. In addition, it was observed that the obtained picture had a typical spherical nodular structure.

Acknowledgements

The authors would like to thank The Scientific and Technological Research Council of Turkey (TUBITAK-BİDEB) for Ph. D scholarship (Mehmet DEMİR) 2211-C (the encouragement scholarship for priority areas).

This publication was produced from Mehmet Demir's doctoral thesis.

REFERENCES

- Adelkhani, H., & Arshadi, M. R. (2009). Properties of Fe-Ni-Cr alloy coatings by using direct and pulse current electrodeposition. *Journal of Alloys and Compounds*, 476(1–2), 234–237. <https://doi.org/10.1016/j.jallcom.2008.09.108>
- Bahadormanesh, B., & Dolati, A. (2010). The kinetics of Ni-Co/SiC composite coatings electrodeposition. *Journal of Alloys and Compounds*, 504(2), 514–518. <https://doi.org/10.1016/j.jallcom.2010.05.154>
- Bahrami Mousavi, A., Bagheri, P., Peikari, M., & Rashed, G. (2012). Preparation and characterization of Ni-Cr nanocomposite coatings containing TiO₂ nanoparticles for corrosion protection. *Anti-Corrosion Methods and Materials*, 59(6), 279–284. <https://doi.org/10.1108/00035591211274389>
- Bathini, L., Prasad, M. J. N. V., & Wasekar, N. P. (2022). Development of continuous compositional gradient Ni-W coatings utilizing electrodeposition for superior wear resistance under sliding contact. *Surface & Coatings Technology*, 445(May), 128728. <https://doi.org/10.1016/j.surfcoat.2022.128728>
- Demir, M. (2015). *Taguchi Metoduyla Hurda Kırpma Makinelerinde Kesme Parametrelerinin Optimizasyonu*. Mustafa Kemal Üniversitesi.
- Demir, M. (2021). *Yeni Tip Ni-Cr/hBN Fonksiyonel Kompozit Kaplamaların Elektrodepolama Yöntemi İle Üretilmesi, Mekanik Ve Korozyon Özelliklerinin İncelenmesi*. Iskenderun Technical University.
- Demir, M., Kanca, E., & Karahan, İ. H. (2020). Characterization of electrodeposited Ni-Cr/hBN composite coatings. *Journal of Alloys and Compounds*, 844. <https://doi.org/10.1016/j.jallcom.2020.155511>
- Dini, J. W. (1993). *Electrodeposition: The Materials Science of Coatings and Substrates*. <https://doi.org/10.1002/adma.19940060127>
- Ersin Ünal. (2016). *Ni-B/hBN Kompozit Kaplamaların Elektrodepolama Yoluyla Üretilmesi Ve Özelliklerinin İncelenmesi*. İskenderun Teknik Üniversitesi.
- Etminanfar, M. R., & Heydarzadeh Sohi, M. (2012). Corrosion resistance of multilayer coatings of nanolayered Cr/Ni electrodeposited from Cr(III)-Ni(II) bath. *Thin Solid Films*, 520(16), 5322–5327. <https://doi.org/10.1016/j.tsf.2012.03.127>
- Ewing, S. A. vd. (2013). No 主観的健康感を中心とした在宅高齢者における健康関連指標に関する共分散構造分析Title. *Emerging Infectious Diseases*, 4(1), 1–7. [https://doi.org/10.1016/S0304-4017\(96\)01152-1](https://doi.org/10.1016/S0304-4017(96)01152-1)
- Ferkel, H., Müller, B., & Riehemann, W. (1997). Electrodeposition of particle-strengthened nickel films. *Materials Science and Engineering A*, 234–236, 474–476. [https://doi.org/10.1016/s0921-5093\(97\)00266-9](https://doi.org/10.1016/s0921-5093(97)00266-9)

- Firouzi-Nerbin, H., Nasirpouri, F., & Moslehifard, E. (2020). Pulse electrodeposition and corrosion properties of nanocrystalline nickel-chromium alloy coatings on copper substrate. *Journal of Alloys and Compounds*, 822, 153712. <https://doi.org/10.1016/j.jallcom.2020.153712>
- Gamburg, Y. D., & Zangari, G. (2011). *Theory and Practice of Metal Electrodeposition*. <https://doi.org/10.1007/978-1-4419-9669-5>
- García-Lecina, E., García-Urrutia, I., Díez, J. A., Morgiel, J., & Indyka, P. (2012). A comparative study of the effect of mechanical and ultrasound agitation on the properties of electrodeposited Ni/Al₂O₃nanocomposite coatings. *Surface and Coatings Technology*, 206(11–12), 2998–3005. <https://doi.org/10.1016/j.surfcoat.2011.12.037>
- Güler, E. S. (2017). Taguchi Design of Internal Stress and Friction Measurements during Electrodeposition Taguchi Design of Internal Stress and Friction Measurements during, 6(January), 2–5. <https://doi.org/10.4172/2169-0022.1000353>
- Gupta, V., Pandey, P. M., Garg, M. P., Khanna, R., & Batra, N. K. (2014). Minimization of Kerf Taper Angle and Kerf Width Using Taguchi's Method in Abrasive Water Jet Machining of Marble. *Procedia Materials Science*, 6(Icmpc), 140–149. <https://doi.org/10.1016/j.mspro.2014.07.017>
- Güvenç, M. A., Çakır, M., & Mıstıkoğlu, S. (2019). Experimental Study on Optimization of Cutting Parameters by Using Taguchi Method for Tool Vibration and Surface Roughness in Dry Turning of AA6013. *Proceedings of 10th International Symposium on Intelligent Manufacturing and Service Systems*, (October), 1032–1040.
- He, X., Hou, B., Cai, Y., Li, C., Jiang, Y., & Wu, L. (2013). Electrodepositing Behaviors and Properties of Nano Fe–Ni–Cr/SiC Composite Coatings from Trivalent Chromium Baths Containing Compound Carboxylate-Urea System. *Journal of Nanoscience and Nanotechnology*, 13(6), 4031–4039. <https://doi.org/10.1166/jnn.2013.7223>
- Hou, K. H., & Chen, Y. C. (2011). Preparation and wear resistance of pulse electrodeposited Ni-W/Al₂O₃ composite coatings. *Applied Surface Science*, 257(15), 6340–6346. <https://doi.org/10.1016/j.apsusc.2011.01.089>
- Huang, C. A., Chang, J. H., Chen, C. Y., Liao, K. Y., & Mayer, J. (2013). Microstructure and electrochemical corrosion behavior of Cr-Ni-Fe alloy deposits electroplated in the presence of trivalent Cr ions. *Thin Solid Films*, 544, 69–73. <https://doi.org/10.1016/j.tsf.2013.04.124>
- Huang, C. A., Chen, C. Y., Chen, C. C., Kelly, T., & Lin, H. M. (2014). Microstructure analysis of a Cr-Ni multilayer pulse-electroplated in a bath containing trivalent chromium and divalent nickel ions. *Surface and Coatings Technology*, 255, 153–157. <https://doi.org/10.1016/j.surfcoat.2014.03.062>
- Huang, C. A., Chen, C. Y., Hsu, C. C., & Lin, C. S. (2007). Characterization of Cr-Ni multilayers electroplated from a chromium(III)-nickel(II) bath using pulse current. *Scripta Materialia*, 57(1), 61–64. <https://doi.org/10.1016/j.scriptamat.2007.02.004>
- Huang, C. A., Lin, C. K., & Chen, C. Y. (2009). Hardness variation and corrosion behavior of as-plated and annealed Cr-Ni alloy deposits electroplated in a trivalent chromium-based bath. *Surface and Coatings Technology*, 203(24), 3686–3691. <https://doi.org/10.1016/j.surfcoat.2009.05.047>
- Jeyaraj, S., Arulshri, K. P., Ramesh, S., & Muthukumar, G. (2018). Experimental investigations and effects studies on electrodeposited Ni-Cr composite coating using robust design approach. *Materials Today: Proceedings*, 5(2), 6999–7008. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2017.11.363>
- Karimzadeh, A., Aliofkhaei, M., & Walsh, F. C. (2019). A review of electrodeposited Ni-Co alloy and composite coatings: Microstructure, properties and applications. *Surface and Coatings Technology*, 372(March), 463–498. <https://doi.org/10.1016/j.surfcoat.2019.04.079>
- Kim, S. K., & Yoo, H. J. (1998). Formation of bilayer Ni-SiC composite coatings by electrodeposition. *Surface and Coatings Technology*, 108–109, 564–569. [https://doi.org/10.1016/S0257-8972\(98\)00589-1](https://doi.org/10.1016/S0257-8972(98)00589-1)
- Kunyarong, A., & Fakpan, K. (2018). Cr – Ni alloy coating electrodeposited on T22 steel. *Materials Today: Proceedings*, 5(3), 9244–9249. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2017.10.096>
- Lee, H. K., Lee, H. Y., & Jeon, J. M. (2007). Codeposition of micro- and nano-sized SiC particles in the nickel matrix composite coatings obtained by electroplating. *Surface and Coatings Technology*, 201(8), 4711–4717. <https://doi.org/10.1016/j.surfcoat.2006.10.004>

- Li-jian, X. U., Zhu-qing, G., & Jian-xin, T. (2007). Ni-Cr alloy electrodeposition technology on Fe substrate and coating performance, 181–185. <https://doi.org/10.1007/s11771>
- Li-jian, X., Zhu-qing, G., Jian-xin, T., Quan-guo, H., Nong-yue, H., & Jing-jing, D. (2017). Ni-Cr alloy electrodeposition technology on Fe substrate and coating performance. *J. Cent. South Univ. Technol.*, 4, 1129–1132. <https://doi.org/10.1007/s11771>
- Low, C. T. J., Wills, R. G. A., & Walsh, F. C. (2006). Electrodeposition of composite coatings containing nanoparticles in a metal deposit. *Surface and Coatings Technology*, 201(1–2), 371–383. <https://doi.org/10.1016/j.surfcoat.2005.11.123>
- Mohamed, A. M. A., & Golden, T. D. (2016). *Electrodeposition of Composite Materials*.
- Morana, R. (2006). *The Influence of Particle Type and Process Conditions on Electrodeposited Composite Coatings*. Institute of Polymer Technology and Materials Engineering. Loughborough University.
- Narasimman, P., Pushpavanam, M., & Periasamy, V. M. (2011). Synthesis, characterization and comparison of sediment electro-codeposited nickel-micro and nano SiC composites. *Applied Surface Science*, 258(1), 590–598. <https://doi.org/10.1016/j.apsusc.2011.08.038>
- NIU, Z. xia, CAO, F. he, WANG, W., ZHANG, Z., ZHANG, J. qing, & CAO, C. nan. (2007). Electrodeposition of Ni-SiC nanocomposite film. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China (English Edition)*, 17(1), 9–15. [https://doi.org/10.1016/S1003-6326\(07\)60040-5](https://doi.org/10.1016/S1003-6326(07)60040-5)
- Pattanaik, A., Satpathy, M. P., & Mishra, S. C. (2016). Dry sliding wear behavior of epoxy fly ash composite with Taguchi optimization. *Engineering Science and Technology, an International Journal*, 19(2), 710–716. <https://doi.org/10.1016/j.jestch.2015.11.010>
- Peng, X., Zhou, Y., Wang, F. H., & Zhang, Y. (2004). On the Development and the Oxidation of Novel Ni-Cr and Ni-Al Nanocoatings by Composite Electrodeposition. *Materials Science Forum*, 461–464, 409–416. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/MSF.461-464.409>
- Razaghi, Z., Rezaei, M., & Tabaian, S. H. (2020). Electrochemical noise and impedance study on the corrosion of electroplated Ni-Cr coatings in HBF₄ aqueous solution. *Journal of Electroanalytical Chemistry*, 859, 113838. <https://doi.org/10.1016/j.jelechem.2020.113838>
- Saravanan, G., & Mohan, S. (2011). Electrodeposition of Fe-Ni-Cr alloy from deep eutectic system containing choline chloride and ethylene glycol. *International Journal of Electrochemical Science*, 6(5), 1468–1478.
- Schlesinger, M., & Paunovic, M. (Eds.). (2010). *Modern electroplating* (5th ed.). New Jersey: John Wiley & Sons, Inc.
- Sheibani Aghdam, A., Allahkaram, S. R. R., & Mahdavi, S. (2015). Corrosion and tribological behavior of Ni-Cr alloy coatings electrodeposited on low carbon steel in Cr (III)-Ni (II) bath. *Surface and Coatings Technology*, 281, 144–149. <https://doi.org/10.1016/j.surfcoat.2015.10.006>
- Siddhartha, Patnaik, A., & Bhatt, A. D. (2011). Mechanical and dry sliding wear characterization of epoxy-TiO₂ particulate filled functionally graded composites materials using Taguchi design of experiment. *Materials and Design*, 32(2), 615–627. <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2010.08.011>
- Srivastava, C., Ghosh, S. K., Rajak, S., Sahu, A. K., Tewari, R., Kain, V., & Dey, G. K. (2017). Effect of pH on anomalous co-deposition and current efficiency during electrodeposition of Ni-Zn-P alloys. *Surface and Coatings Technology*, 313, 8–16. <https://doi.org/10.1016/j.surfcoat.2017.01.043>
- Sun, J., Du, D. X., Lv, H. F., Zhou, L., Wang, Y. G., & Qi, C. G. (2015). Microstructure and corrosion resistance of pulse electrodeposited Ni-Cr coatings. *Surface Engineering*, 31(6), 406–411. <https://doi.org/10.1179/1743294414Y.0000000392>
- Sun, J., Du, D. X., Lv, H. F., Zhou, L., Wang, Y. G., Qi, C. G., ... Qi, C. G. (2015). Microstructure and corrosion resistance of pulse electrodeposited Ni – Cr coatings, 0844. <https://doi.org/10.1179/1743294414Y.0000000392>
- Sun, W. chang, Zhang, P., Zhao, K., Tian, M. miao, & Wang, Y. (2015). Effect of graphite concentration on the friction and wear of Ni-Al₂O₃/graphite composite coatings by a combination of electrophoresis and electrodeposition. *Wear*, 342–343, 172–180. <https://doi.org/10.1016/j.wear.2015.08.020>
- Surviliene, S., Češuniene, A., Selskis, A., & Butkiene, R. (2013). Effect of Cr(III) z Ni(II) solution chemistry on electrodeposition of CrNi alloys from aqueous oxalate and glycine baths. *Transactions of the Institute of Metal*

Finishing, 91(1), 24–31. <https://doi.org/10.1179/0020296712Z.00000000060>

- Surviliene, S., Češūnienė, A., Selskis, A., & Butkienė, R. (2013). The International Journal of Surface Engineering and Coatings Effect of Cr (III) + Ni (II) solution chemistry on electrodeposition of CrNi alloys from aqueous oxalate and glycine baths Effect of Cr (III) z Ni (II) solution chemistry on electrodepo, 2967(Iii). <https://doi.org/10.1179/0020296712Z.00000000060>
- Suswanto, Muhammad Suchaimi, Hariyati Purwaningsih, Rochman Rochiem, B. A. K. (2017). Pengaruh jarak nozzle pada proses coating fcebrbmnsi dengan metode wire arc spray terhadap ketahanan thermal. In *Prosiding SNST ke-8 Tahun* (pp. 35–40).
- Tavoosi, M., & Barahimi, A. (2017). Corrosion behavior of amorphous – nanocrystalline Fe – Ni – Cr electrodeposited coatings, 8(April), 103–111.
- Tharamani, C. N., Hoor, F. S., Begum, N. S., & Mayanna, S. M. (2006). Electrodeposition and Characterization of Ni–Cr Alloy Coating. *Journal of The Electrochemical Society*, 153(3), C164. <https://doi.org/10.1149/1.2161527>
- Ünal, E., & Karahan, H. (2018). Production and characterization of electrodeposited Ni-B/hBN composite coatings. *Surface and Coatings Technology*, 333(November 2017), 125–137. <https://doi.org/10.1016/j.surfcoat.2017.11.016>
- Wang, X., Ye, X., Zhang, L., Shao, Y., Zhou, X., Lu, M., ... Bai, J. (2022). Corrosion and antimicrobial behavior of stainless steel prepared by one-step electrodeposition of silver at the grain boundaries. *Surface and Coatings Technology*, 439(February), 128428. <https://doi.org/10.1016/j.surfcoat.2022.128428>
- Xu, B. S., Wang, H. D., Dong, S. Y., Jiang, B., & Tu, W. Y. (2005). Electrodepositing nickel silica nano-composites coatings. *Electrochemistry Communications*, 7(6), 572–575. <https://doi.org/10.1016/j.elecom.2005.03.014>
- Yang, Y. F., Gong, Z. Q., Deng, L. Y., Luo, B. P., Ma, Y. T., & Yang, Z. H. (2006). Electrodeposition of Ni-Cr alloy on aluminum substrate. *Journal of Central South University of Technology (English Edition)*, 13(3), 219–224. <https://doi.org/10.1007/s11771-006-0134-1>
- You, H., Yang, P., Wang, X., Yang, X., Sun, Y., & An, M. (2022). Electrodeposition of nanocrystalline Ni-Mo alloys in pyrophosphate baths. *Journal of Alloys and Compounds*, 924, 166407. <https://doi.org/10.1016/j.jallcom.2022.166407>
- YOUSEFI, E., Irannejad, A., & SHARAFI, S. (2019). Electrodeposition and characterization of nanocrystalline Fe–Ni–Cr alloy coatings synthesized via pulse current method. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China (English Edition)*, 29(12), 2591–2603. [https://doi.org/10.1016/S1003-6326\(19\)65166-6](https://doi.org/10.1016/S1003-6326(19)65166-6)
- Zhang, H., Liu, L., Bai, J., & Liu, X. (2015). Corrosion behavior and microstructure of electrodeposited nano-layered Ni-Cr coatings. *Thin Solid Films*, 595, 36–40. <https://doi.org/10.1016/j.tsf.2015.10.046>
- Zhong, Q., Yu, L., Xiao, Y., Gu, J., Zhong, Q., Jiang, J., & Zhou, Q. (2013). The electrodeposition of Ni-Fe-Cr alloy coatings on mild steel surfaces and evaluation of corrosion resistance, 786, 948–952. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMR.785-786.948>
- Zhou, J., Meng, X., Ouyang, P., Zhang, R., Liu, H., Xu, C., & Liu, Z. (2022). Electrochemical behavior and electrodeposition of Fe-Co-Ni thin films in choline chloride/urea deep eutectic solvent. *Journal of Electroanalytical Chemistry*, 919(June), 116516. <https://doi.org/10.1016/j.jelechem.2022.116516>

Havacılık Öğrencilerinin İstihdam Umudu Düzeylerinin İncelenmesi

Gamze Nur KAKŞA^{1,*}  Sezer Yasin SOYCAN¹ 

¹Kastamonu Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksekokulu, Havacılık Yönetim, Kastamonu, Türkiye

*gamzekaksa1003@gmail.com (Corresponding Author/Sorumlu Yazar)

Makale Bilgileri	ÖZ
<p>Makale Geçmişi Geliş: 01/06/2022 Kabul: 26/12/2022 Yayın: 31/12/2022</p> <p>Anahtar Kelimeler: Havacılık, İstihdam Umudu, Havacılık Öğrencileri.</p>	<p>Havacılık sektörü her geçen gün teknoloji ve küreselleşmenin etkisiyle gelişmekte ve değişmektedir. Sektör, son yıllarda kargo ve yolcu taşımacılığında teknoloji ve küreselleşmenin etkisiyle hızla gelişmiş ve tercih edilen bir konumdadır. Havacılık sektörüne artan ilgi beraberinde istihdam olanağını sağlamakta ve diğer sektörler arasında çekiciliği artmaktadır. Havacılık öğrencilerinin istihdam kavramına bakış açılarının gelecekteki kariyer kararları ve dolayısıyla kişisel gelişimleri üzerinde etkili olacağı düşünülmektedir. İstihdam umudu, pozitif psikolojinin çalışma konularından biri olarak kabul edilen umut kavramı ile ilişkilidir. Umut, beklenmedik ve istenmeyen durumlarda bireylerin enerji düzeylerinde artış sağlayan bir değişkendir. Bireylerde umut düzeyinin yüksek olmasının, öz saygı ve akademik başarı düzeylerini de arttıracığına yönelik bulgular elde edilmiştir. İstihdam umudu, psikolojik güçlendirme ve amaç yönelimli yol olarak iki boyutta incelenmektedir. Psikolojik güçlendirme, bireyin üstlendikleri rolleri başarabileceklerine olan inançları olarak tanımlanmaktadır. Amaç yönelimli yol ise amaca ulaşabilmek için sahip olunan imkânlar olarak belirtilmektedir. Böylece bireyin yaptığı veya yapacağı işe ilişkin inancı ile kendisini amaca ulaştırarak yollar kesişince istihdam umudu kavramı ortaya çıkmaktadır. Bu çalışmada Kastamonu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu Havacılık Yönetimi Bölümünde lisans eğitimi alan öğrencilerinin istihdam umutlarının nasıl şekillendiği frekans analizi ile açıklanmaktadır. Araştırmanın evrenini Kastamonu Üniversite Sivil Havacılık Yüksekokulu Havacılık Yönetimi Bölümünde öğrenim gören 350 öğrenci oluşturmaktadır. Araştırma örneklemini olarak 250 öğrenciye anket gönderilmiş ve 215 öğrenciden geri dönüşüm sağlanmıştır. Araştırmada “İstihdam Umudu Ölçeği” kullanılmıştır. Ölçek iki boyut ve 14 maddeden oluşmaktadır. Ölçeğin yapı geçerliliği faktör analizi, güvenilirliği ise Cronbach Alfa iç tutarlılık analizi ile test edilmiştir. Yapılan analizler sonucunda ortaya çıkan araştırma bulguları frekans analizi ile değerlendirilmiş ve havacılık öğrencilerine kariyerleri ile ilgili önerilerde bulunulmuştur.</p>

Investigation of Employment Hope Levels of Aviation Students

Article Info	ABSTRACT
<p>Article History Received: 01/06/2022 Accepted: 26/12/2022 Published: 31/12/2022</p> <p>Keywords: Aviation, Employment Hope, Aviation Students.</p>	<p>The aviation industry is developing and changing day by day with the effect of technology and globalization. The sector has developed rapidly in recent years in cargo and passenger transportation with the effect of technology and globalization and is in a preferred position. Increasing interest in the aviation sector provides employment opportunities and increases its attractiveness among other sectors. It is thought that aviation students' perspectives on the concept of employment will have an impact on their future career decisions and therefore their personal development. Employment hope, is related to the concept of hope, which is accepted as one of the study subjects of positive psychology. Hope is a variable that increases the energy levels of individuals in unexpected and undesirable situations. It has been found that a high level of hope in individuals will increase their self-esteem and academic achievement levels. Employment hope are examined in two dimensions as psychological empowerment and goal-oriented path. Psychological empowerment is defined as the individual's belief that they can achieve the roles they have assumed. The goal-oriented way is defined as the possibilities to reach the goal. Thus, the concept of employment hope, emerges when the individual's belief about the work he/she does or will do and the paths that will lead him/her to reach the goal. In this study, it is explained by frequency analysis how the employment hope of Kastamonu University School of Civil Aviation, Department of Aviation Management undergraduate students are shaped. The universe of the research consists of 350 students studying at Kastamonu University School of Civil Aviation Department of Aviation Management. As a research sample, a questionnaire was sent to 250 students and feedback was obtained from 215 students. “Employment Hope ” was used in the research. The scale consists of two dimensions and 14 items. The construct validity of the scale was tested with factor analysis and its reliability was tested with Cronbach Alpha internal consistency analysis. The research findings that emerged as a result of the analyzes were evaluated with frequency analysis and suggestions.</p>



“This article is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/) (CC BY-NC 4.0)”

GİRİŞ

Küreselleşmenin ilerlemesiyle uluslararası ulaşım, bir yerden bir yere ulaşma isteği, artmıştır. Dünyanın her yerine istenilen zamanda kolayca ulaşım sağlanmıştır. Ülkeler arasında sağlanan iş birliği neticesinde, bir insanın veya malın çok az sürede taşınması, gideceği yere rahat, düzenli ve güvenli olarak varması sağlanabilmiştir. Bu ulaştırma işleminin yapılmasında en önemli rolü havayolu taşımacılığı üstlenmiştir. Havayolu taşımacılığı uluslararası anlamda teknolojik, ekonomik yönden de katkı sağlamıştır. Havacılık sektörü kendisi haricinde ekonomik, sağlık, turizm sektörlerin de destekler. Havacılık, yeni istihdam olanakları yaratması açısından önemi bir sektördür (Macit ve Macit, 2017).

İnsanın becerisi, refleksleri, yetenekleri, bilgi ve eğitim düzeyi, zekâ muhakemesi, heyecanı, duyarlılığı, dikkati, stresi, kişilik yapısı ve sağlığı uçuş emniyetini en çok etkileyen unsurlardan sadece birkaçıdır. İnsan faktörü tam olarak açıklanamasa da bu etkiler göz önünde bulundurulduğunda tanımına biraz olsun yaklaşılabilir. Meydana gelmiş olan kazalar incelendiğinde, insan faktörünün %70-80 gibi düzeylerde olduğu, üzerine gidilmesi ve kontrol altına alınması gereken bir unsur olduğu dikkat çekmektedir. Buradan hareketle, herhangi bir kaza riskini en aza indiren en büyük unsur yine bizzat ilgili uçuşu yapan pilot, hava trafik kontrolörü, radar operatörü, bakımçı personelin kendisidir diyebiliriz müşteri çekme açısından yoğun ilgi gereken bir hizmet işi olduğu için insana hep gerek vardır(Yüksel,2016). Tüm havayollarının birleştiği nokta insandır. Tüm geleceğe yönelik faaliyetler insana yöneliktir. Çünkü hizmeti veren ve hizmet alan insandır. Havayolları en gelişmiş teknolojiye sahiplerdir, bununla birlikte insanın verdiği hizmeti yapabilecek gösterdiği ilgiyi verebilecek bir araç yeryüzünde henüz icat edilmemiştir (Ağraz, 2006).

Türkiye’de havacılık sektörü açılan yeni havalimanlarıyla birlikte çok daha gelişmiştir. Bunun neticesinde açılan yeni iş pozisyonları mezun veya mezun olacak bütün havacılık öğrencilerinin hayallerini süslemektedir. Nitekim her işte olduğu gibi bu işin de zorluğu ve yerine getirilmesi gereken sorumlulukları vardır. Öğrenciler bu sorumlulukları alarak zorluklara katlanarak bu meslekte yerlerini almaktadırlar. Bu çalışma havacılık öğrencilerinin istihdam umudu düzeylerini incelemeyi ve bu doğrultuda havacılık öğrencilerine öneriler sunmayı amaçlamaktadır. Bu yönüyle havacılık yazınına katkı sağlayacağı düşünülmektedir.

LİTERATÜR TARAMASI

İş arayan bireylerin bilgi, beceri ve isteklerine uygun bir iş bulmak ve bu işte sürekliliği sağlamak için istihdam umutlarına bakış açıları ve mesleki farkındalık düzeyleri önem arz etmektedir. İş umudu, öğrencilerin ve mezunların işgücü durumları hakkında bilgi sahibi olma ve bir iş arayışında bulunabilmelerine yönelik genel ruh halini ifade etmektedir.

Umut kelimesi sözlük anlamına göre; ummaktan doğan duygu veya olması beklenen ve olacağı düşünülen şey anlamına gelmektedir (TDK, 2022). Umut kavramı: bireyin amaçlarına yönelik karar verip bu amaçları gerçekleştirmek adına çeşitli adımlar oluşturup bu adımları kendini motive ederek kullanmasına ilişkin kapasiteyi ifade eden bilişsel yapıdır (Şahin, Aydın, Sarı, Kaya ve Pala, 2012).

Umut duygu ve düşünce biçimi olarak geleceği işaret eder, bireye yön verir, motivasyonunu taze tutar ve ulaşmak istediği amaçları için harekete geçirir. İçinde bulunulan mevcut hoşnutsuzluk ve rahatsızlığı ortadan kaldırmak adına geleceğe dair adımlar atmaktır. Umut kavramıyla birlikte kişi kendi geleceğini inşa eder (Toral, 2022). Umut sözcüğü insanın kendi geleceğine yönelik istek ve beklentilerinin arzulan şeklide gerçekleşmesini ifade eder. İstihdam umudu kavramı da bu düşünce yoluyla açıklanacak olursa insanların temel yaşam faaliyetlerini gerçekleştirebilmek için istihdam edilme beklentisi olarak tanımlanabilir. İnsanlar istihdam edilebilmek amacıyla yapacağı iş için gerekli donanımlara sahip olup ön hazırlığını yaptıktan sonra arayışlarını bir umut çerçevesinde

gerçekleştirir (Belen, 2016). Yaşam doyumuna ulaşabilmede pozitif psikolojinin temel yapı taşları olan umut ve verimlilikten bahsedilmektedir (Soyer ve Satan, 2015). İstihdam umudu, pozitif psikolojinin çalışma konularından biri olarak kabul edilen umut kavramı ile ilişkilidir.

İstihdam umudu; İşe ve işle ilgili hedeflere yönelik ve işle ilgili hedeflerin varlığından oluşan olumlu bir motivasyon durumu olarak tanımlanabilir (Hong ve Choi, 2013). Bireylerin sağlıklı ve mutlu bir yaşam sürebilmelerinde en temel gereklilik amaçlanan yaşam standartlarının yerine getirilmesiyle gerçekleşir. Bu yüzden birey kendi özelliklerine uygun, genel beklentilerini karşılayabilecek ve onu hoşnut edecek bir iş ortamı bulmaya yönelir. Birey bu beklentilerle birlikte istihdam edilmeyi umut edecektir (Elbir, 2000; akt. Alemdar, 2018).

İstihdam umudu bireyin ekonomik bir ivme elde edebilmesi için önemli bir kavramdır. Ekonomik olarak kendine yetmesinin yanında psikolojik olarak da desteklenmesine yardımcı olmaktadır. İstihdam umudu aynı zamanda birey iş ararken özgüveninin ne derecede olduğu, kariyer planlarını ve yeteneklerini değerlendirmesini, sorunlar karşısındaki tutumu gibi becerilerini içine alan değişkenlerden oluşur (Gerçek, 2020).

İstihdam umudunda iki farklı boyut vardır. Bunlar; psikolojik güçlendirme ve amaç yönelimli yoldur. Psikolojik güçlendirme boyutunda, birey kendine güvenini, saygısını ve istihdam için yeterli donanım ve yeteneklerin geliştirir. Bu gelişimle birlikte birey inanç ve hedeflerine ulaşabilmek için planlar yapar. Amaç yönelimli yol boyutunda ise, birey tecrübelerine dayanarak yeni hedefler belirler ve bu hedeflere ulaşabilmek için doğru yolları bulup sahip olduğu imkanlarla hedeflerine ulaşır. Bireylerin özgüvenleri, başarabilme sezgileri ve onları hedeflerine ulaştıracak yollar kesiştiğinde istihdam umudu ortaya çıkar (Küpana, 2017; Spreizer, 2007).

YÖNTEM

Amaç

Araştırmanın amacı, lisans düzeyinde eğitim gören havacılık öğrencilerinin geleceğe ilişkin istihdam umutlarının incelenmesidir.

Ölçek

Araştırma verileri anket tekniği kullanılarak toplanmıştır. Araştırmada öğrencilerin istihdam umutlarını belirlemek amacıyla Hong ve Choi (2013) tarafından geliştirilen, Akın, Hemedoğlu, Kaya ve Sarıçam (2013) tarafından Türkçe'ye uyarlanan "İstihdam Umudu Ölçeği" kullanılmıştır. Ölçek iki boyut (Psikolojik Güçlendirme ve Amaç Yönelimli Yol) ve 14 maddeden oluşmaktadır. Ölçekte; "Kariyerli bir işte çalışacağım." ve "Mesleki amaçlarıma ulaşmak için doğru yoldayım." şeklinde maddeler yer almaktadır. Puanlama, beşli Likert tipi ölçeğine göre yapılır.

Faktör analizi sonuçlarına göre ölçeğin iki boyutlu yapısının kabul edildiği ve ölçeğin örneklem büyüklüğünün faktör analizi için uygun ve anlamlı olduğu görülmektedir. İstihdam Umudu Ölçeği'nin güvenilirlik analizi için tutarlılık katsayısı Cronbach Alfa ile hesaplanmıştır. Analiz sonucuna göre Kişi-İş Uyum Ölçeği'nin Cronbach Alfa değeri .94 olarak ölçülmüş olup, iç tutarlılık için kabul edilen %70'in üzerindedir (Gürbüz ve Şahin, 2016).

Örneklem

Araştırmanın evrenini Kastamonu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu Havacılık Yönetimi Bölümünde lisans eğitimi gören 350 öğrenci oluşturmaktadır. Kolayda örnekleme yöntemiyle belirlediğimiz 250 öğrenciye online anket formu gönderilmiştir. Bu anket formlarından geri dönüş sağlanan 215 anket analizler için uygun görülmüştür. Bu yerin seçilme sebebi ise, öğrencilerin arkadaşları vasıtasıyla direk olarak verilere ulaşabildiğimiz ve araştırmanın tarafı olan havacılık öğrencilerine sorup birinci ağızdan öğrenebildiğimiz içindir. Araştırmanın amacına bakılacak olursa lisans düzeyinde eğitim gören havacılık öğrencileri için Kastamonu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu öğrencilerinin seçilmesi araştırmanın doğru ilerlemesi bakımından uygun görülmüştür.

Veri Toplama Araçları ve Süreçleri

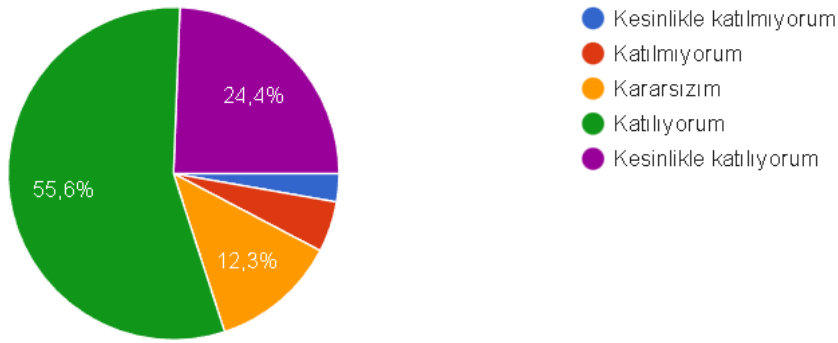
Araştırmanın verileri online anket yöntemi ile toplanmıştır. İlk aşamada anket formu oluşturulmuştur. Anket formu iki bölümden oluşmaktadır. İlk bölümde katılımcıların demografik özellikleri (Cinsiyeti, yaşı, sınıfı, ailenin aylık gideri, İngilizce bilgisi, güncel mesleki yayın takibi, mesleki sertifika, hobileri), ikinci bölümde ise istihdam umudu ile ilgili sorular yer almaktadır.

Verilerin Analizi

Araştırma verilerinin analizinde SPSS 23 istatistik programından yararlanılmıştır. Bu kapsamda verilerin tanımlayıcı analizleri frekans analizi ile gerçekleştirilmiştir. Ölçeğin yapı geçerliliği açımlayıcı faktör analizi ile, güvenirlik analizi ise iç tutarlılık analizi (Cronbach Alfa) ile gerçekleştirilmiştir.

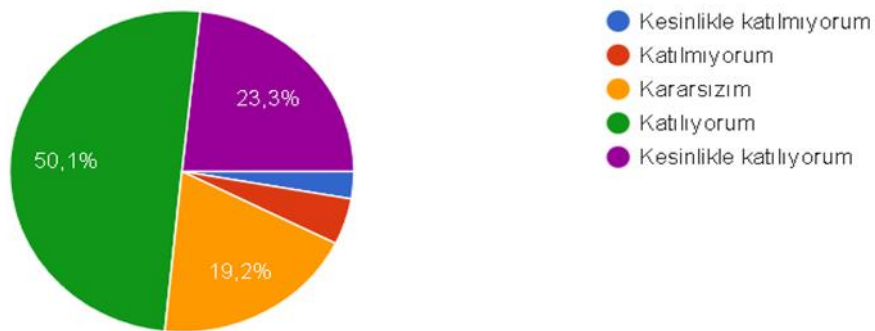
BULGULAR

Öğrencilerin istihdam umudu düzeylerini ölçmek amacıyla kullandığımız “İstihdam Umudu Ölçeği” sorularına verdikleri cevaplara ait frekans analizi ve bulguları aşağıda sunulmaktadır. Şekil 1’de “Kendimle ilgili değiştirmek istediğim şeyler için gerçekçi hedefler belirlerim.” sorusuna katılımcıların verdiği cevapların yüzdesi pasta grafiği şeklinde sunulmuştur. Katılımcıların Katılımcılar en çok katılıyorum cevabını vermiştir.



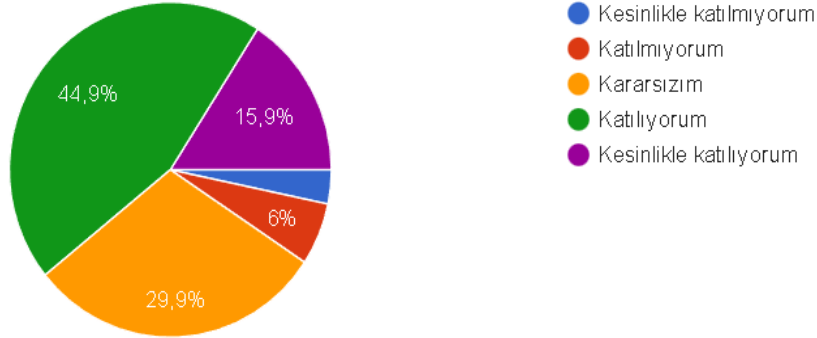
Şekil 1. “Kendimle ilgili değiştirmek istediğim şeyler için gerçekçi hedefler belirlerim.” sorusuna verilen cevapların pasta grafiği

Şekil 2’de “Kendimle ilgili belirli değişiklikler yapmaya hazır olduğum zamanı söyleyebilirim.” sorusuna katılımcıların verdiği cevapların yüzdesi pasta grafiği şeklinde sunulmuştur. Katılımcıların yarısı katılıyorum cevabını vermiştir.



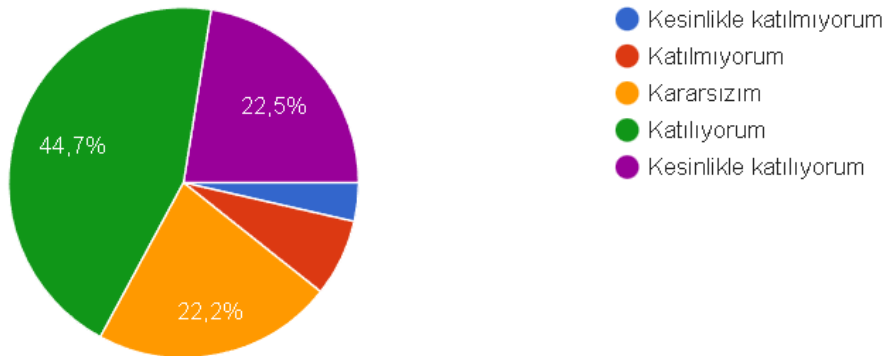
Şekil 2. “Kendimle ilgili belirli değişiklikler yapmaya hazır olduğum zamanı söyleyebilirim.” sorusuna verilen cevapların pasta grafiği

Şekil 3’de, “Kendimle ilgili değişiklik yapmak için gerçekçi bir planın nasıl yapılacağını biliyorum.” sorusuna katılımcıların verdiği cevapların yüzdesi pasta grafiği şeklinde sunulmuştur. Katılımcıların çoğusu katılıyorum cevabını vermiştir. Kalan cevaplar en fazla kararsızım seçeneği olmak üzere diğer seçenekler arasında dağılmıştır.



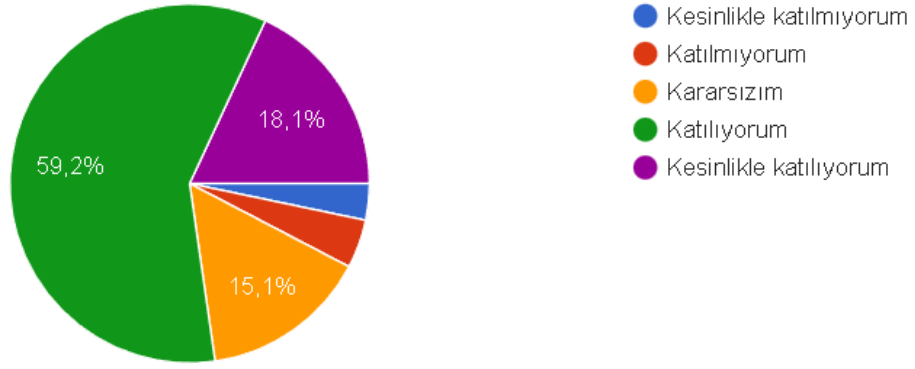
Şekil 3. “Kendimle ilgili değişiklik yapmak için gerçekçi bir planın nasıl yapılacağını biliyorum.” sorusuna verilen cevapların pasta grafiği

Şekil 4’de, “Kendimi geliştirmek için ortaya çıkan her fırsatı değerlendiririm.” sorusuna katılımcıların verdiği cevapların yüzdesi pasta grafiği şeklinde sunulmuştur. Katılımcıların çoğusu katılıyorum cevabını vermiştir. Kesinlikle katılıyorum ve kararsızım cevapları neredeyse eşittir.



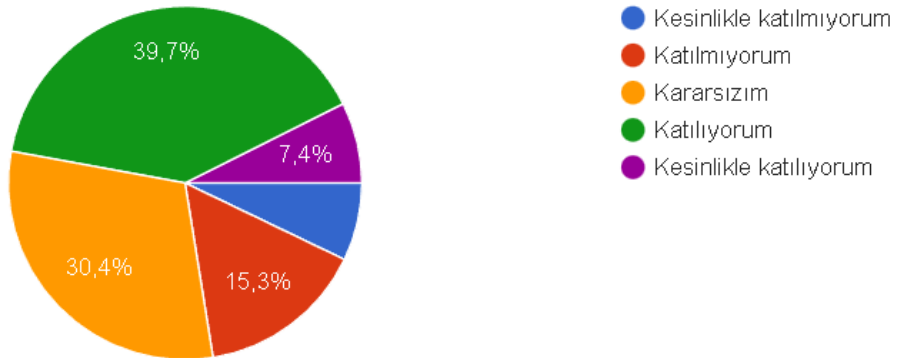
Şekil 4. “Kendimi geliştirmek için ortaya çıkan her fırsatı değerlendiririm.” sorusuna verilen cevapların pasta grafiği

Şekil 5’de, “Kendimle ilgili değişiklik yapmaya çalıştığımda, gelişimim için gerçekçi bir plan yaparım.” sorusuna katılımcıların verdiği cevapların yüzdesi pasta grafiği şeklinde sunulmuştur. Katılımcıların çoğusu katılıyorum cevabını vermiştir.



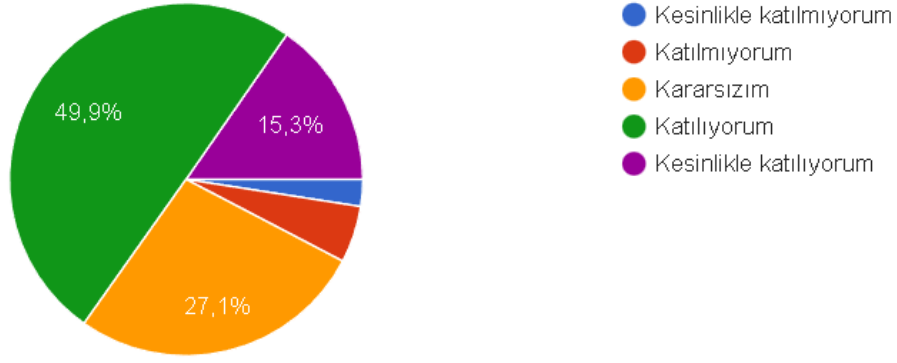
Şekil 5. “Kendimle ilgili değişiklik yapmaya çalıştığımda, gelişimim için gerçekçi bir plan yaparım.” sorusuna verilen cevapların pasta grafiği

Şekil 6’da “Kendimle ilgili değişiklik yapmaya çalıştığım zaman başkalarından yardım isterim.” sorusuna katılımcıların verdiği cevapların yüzdesi pasta grafiği şeklinde sunulmuştur. Katılımcıların çoğusu katılıyorum cevabını vermiştir.



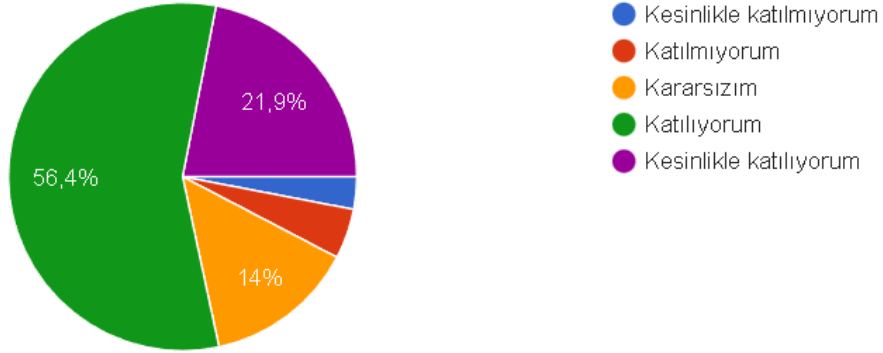
Şekil 6. “Kendimle ilgili değişiklik yapmaya çalıştığım zaman başkalarından yardım isterim.” sorusuna verilen cevapların pasta grafiği

Şekil 7’de “Kendimi geliştirmek için aktif bir şekilde çalışırım.” sorusuna katılımcıların verdiği cevapların yüzdesi pasta grafiği şeklinde sunulmuştur. Katılımcıların neredeyse yarısı katılıyorum cevabını vermiştir.



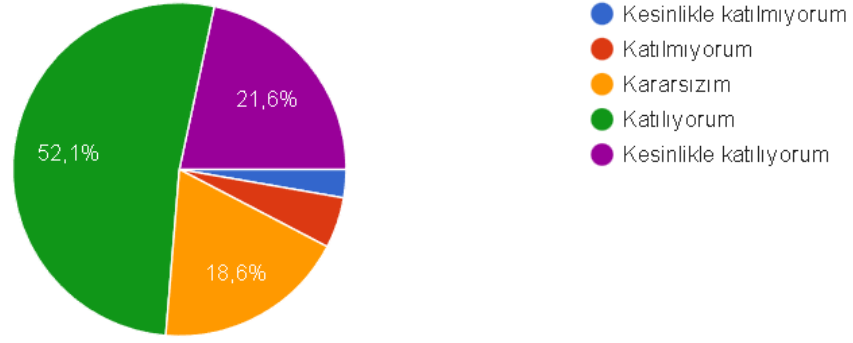
Şekil 7. “Kendimi geliştirmek için aktif bir şekilde çalışırım.” sorusuna verilen cevapların pasta grafiği

Şekil 8’de “Kendimle ilgili neleri değiştirmem gerektiğini belirleyebilirim.” sorusuna katılımcıların verdiği cevapların yüzdesi pasta grafiği şeklinde sunulmuştur. Katılımcıların yarısından fazlası katılıyorum cevabını vermiştir. Kalan cevapların büyük bir çoğunluğunu kesinlikle katılmıyorum cevabı oluşturmaktadır.



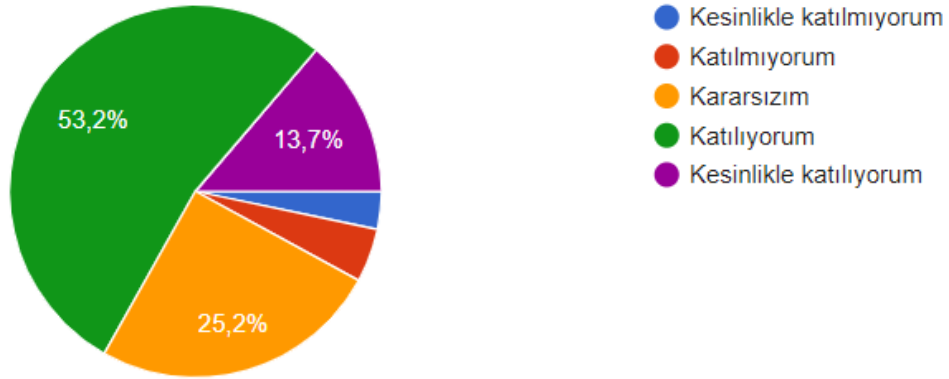
Şekil 8. “Kendimle ilgili neleri değiştirmem gerektiğini belirleyebilirim.” sorusuna verilen cevapların pasta grafiği

Şekil 9’da “Bir birey olarak sürekli kendimi geliştirmeye çalışıyorum.” sorusuna katılımcıların verdiği cevapların yüzdesi pasta grafiği şeklinde sunulmuştur. Katılımcıların yarısından fazlası katılıyorum cevabını vermiştir.



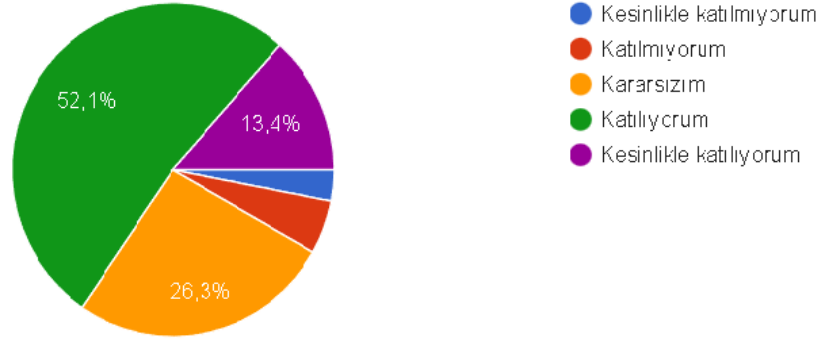
Şekil 9. “Bir birey olarak sürekli kendimi geliştirmeye çalışıyorum.” sorusuna verilen cevapların pasta grafiği

Şekil 10’da “Kendimle ilgili değişiklikler yapmak için gerçekçi hedefleri nasıl belirleyeceğimi biliyorum.” sorusuna katılımcıların verdiği cevapların yüzdesi pasta grafiği şeklinde sunulmuştur. Katılımcıların yarısından fazlası katılıyorum cevabını vermiştir.



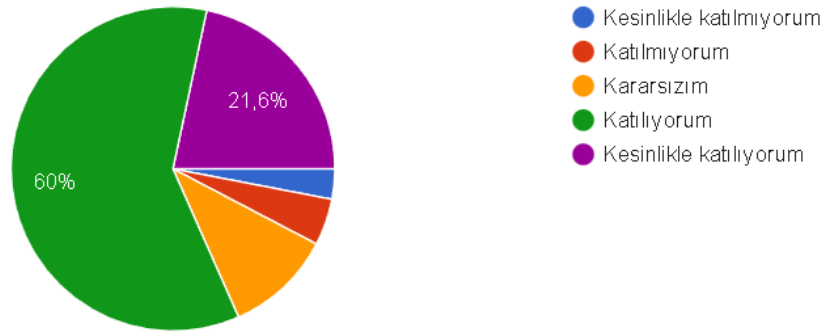
Şekil 10. “Kendimle ilgili değişiklikler yapmak için gerçekçi hedefleri nasıl belirleyeceğimi biliyorum.” sorusuna verilen cevapların pasta grafiği

Şekil 11’de “Kendimle ilgili belirli bir değişikliği ne zaman yapmam gerektiğini bilirim.” sorusuna katılımcıların verdiği cevapların yüzdesi pasta grafiği şeklinde sunulmuştur. Katılımcıların yarısından fazlası katılıyorum cevabını vermiştir.



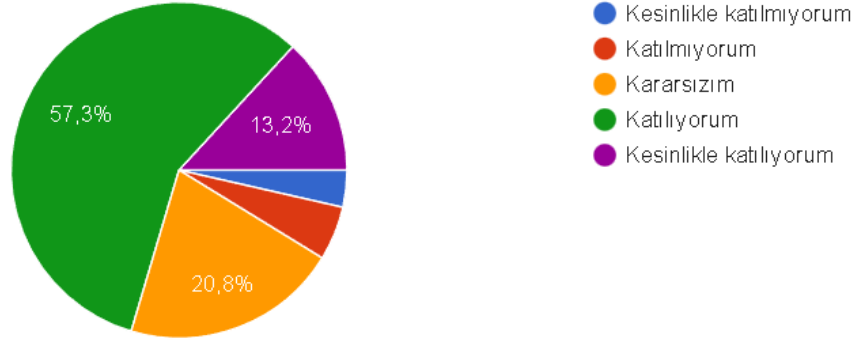
Şekil 11. “Kendimle ilgili belirli bir değişikliği ne zaman yapmam gerektiğini bilirim.” sorusuna verilen cevapların pasta grafiği

Şekil 12’de “Kendimi geliştirmeye çalıştığım zaman mevcut olanakları kullanırım.” sorusuna katılımcıların verdiği cevapların yüzdesi pasta grafiği şeklinde sunulmuştur. Katılımcıların en çok katılıyorum cevabını vermiştir



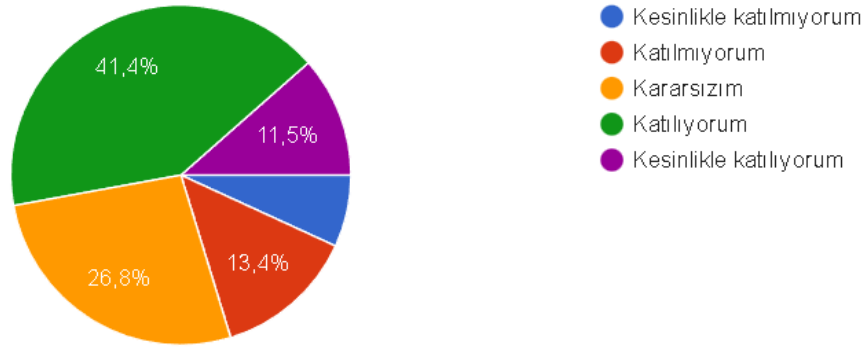
Şekil 12. “Kendimi geliştirmeye çalıştığım zaman mevcut olanakları kullanırım.” sorusuna verilen cevapların pasta grafiği

Şekil 13’de “Kendimle ilgili değişiklik yapmak için atacağım adımları biliyorum.” sorusuna katılımcıların verdiği cevapların yüzdesi pasta grafiği şeklinde sunulmuştur. Katılımcıların en çok katılıyorum cevabını vermiştir



Şekil 13. “Kendimle ilgili değişiklik yapmak için atacağım adımları biliyorum.” sorusuna verilen cevapların pasta grafiği

Şekil 14’de “Kendimi değiştirmeye çalıştığımda aktif olarak yardım almaya çabalarım.” sorusuna katılımcıların verdiği cevapların yüzdesi pasta grafiği şeklinde sunulmuştur. Katılımcıların en çok katılıyorum cevabını vermiştir



Şekil 14. “Kendimi değiştirmeye çalıştığımda aktif olarak yardım almaya çabalarım.” sorusuna verilen cevapların pasta grafiği

TARTIŞMA ve ÖNERİLER

Havacılık sektörü her geçen gün gelişen ve değişen bir sektördür. Boeing tarafından hazırlanmış gelecek 20 yıla ait havacılık sektörü tahminlerini içeren Current Market Outlook (2015) raporunda, uçak sayısının %100 artarak 42.180 adede ulaşacağı ve 238.000 yeni hava aracı bakım personeline ihtiyaç olacağı belirtilmektedir (Kanbur ve Erol, 2017). Havacılık sektörünün her alanında duyulan bu işgücü ihtiyacı havacılık bölümlerinde okuyan lisans öğrencileri için istihdam umutlarını yükseltmektedir. Havacılık öğrencilerinin istihdam kavramına bakış açıları gelecekteki kariyer kararları ve dolayısıyla kişisel gelişimleri üzerinde etkili olacağı düşünülmektedir. İstihdam umudu, pozitif psikolojinin çalışma konularından biri olarak kabul edilen umut kavramı ile ilişkilidir. Umut, beklenmedik ve istenmeyen durumlarda bireylerin enerji düzeylerinde artış sağlar (Gerçek, 2020).

Bilindiği üzere 2020 yılında ortaya çıkan COVID-19 virüsünün ardından yaşanan pandemi, beraberinde havacılık sektörü için çöküş durumu yaşatmıştır. Bu durum havacılık öğrencilerinin gelecek kaygısı

yaşamalarına neden olmuştur. Fakat alınan önlemler neticesinde yaşanan çöküş kısa sürede yapılan doğru yaklaşımlar ile toparlanıp yükselişe geçilmiştir. Alınan veriler ışığında yurt içi uçuşlar 2020 yılında 1.055.168 olan yurt içi uçak trafiği 2021 yılında 1.461.577 dolaylarına ulaşarak %38.5 oranında yükseliş elde edilmiştir. Uçak trafiğinin bu denli artması nedeniyle iş gücünün yetersiz kalması ve istihdamın artacak olmasına işaretir. Bununla birlikte havacılık öğrencileri için iş olanakları artacak, istihdam umutları yeniden yeşerecektir. (SHGM, 2021).

Araştırma bulguları incelendiğinde; “Kendimle ilgili değişiklik yapmak için atacağım adımları biliyorum.” ifadesine havacılık öğrencilerinin en yüksek katılım sağladıkları görülmektedir. Bu sonuç öğrencilerin lisans sürecinde öğrendiklerinin kendilerini değiştirmek için yeterli olduğunu belirtmektedirler. Aynı şekilde “Kendimle ilgili neleri değiştirmem gerektiğini belirleyebilirim.” ifadesine verilen yanıt oranının yüksek olması bu sonucu destekler niteliktedir. Araştırmanın diğer bulgusu olan “Kendimle ilgili değiştirmek istediğim şeyler için gerçekçi hedefler belirlerim.” ifadesine katılım oranı da yüksektir. Lisans eğitim süreci boyunca öğrencilerin gerek sektörün istekleri gerekse de ders kapsamında öğrendikleri düşünüldüğünde daha gerçekçi ve sektöre uygun planların yapılması gerekmektedir. Aynı şekilde “Kendimle ilgili değişiklikler yapmak için gerçekçi hedefleri nasıl belirleyeceğimi biliyorum.” ifadesine katılım oranı yüksektir. Gerçekçi hedefler belirlemek geleceğe dönük istihdam umudunu artıracaktır.

SONUÇLAR

Sonuç olarak Kastamonu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu Havacılık Yönetimi Bölümü lisans öğrencilerinin istihdam umudu sorularına yüksek oranda katıldıkları görülmektedir. Havacılık sektörüne ilginin gün geçtikçe artması yanında istihdam olanağı sağlamaktadır. Bu büyüme diğer sektörler arasında havacılık sektörünü daha çekici hale getirmiştir. Havacılık sektörünün gelecek vadetmesi ve hızlı bir şekilde gelişmesi lisans öğrencilerinin de istihdam umutlarını yükseltmektedir. Bireylerin istihdam umudu düzeylerinde yükseklik öz saygı, akademik başarı düzeylerini de etkilemektedir. Havacılık öğrencilerinin istihdam kavramına bakış açıları gelecekteki kariyer kararları ve dolayısıyla kişisel gelişimleri üzerinde etkili olacağı düşünülmektedir.

TEŞEKKÜR

Bu araştırma, Doç. Dr. Engin KANBUR danışmanlığında yürütülmekte olup, 1919B012109784 proje başvuru numarasıyla TÜBİTAK 2209-A Üniversite Öğrencileri Araştırma Projeleri Desteği Programı tarafından desteklenmektedir. Bu makaledeki anket çalışmaları için Kastamonu Üniversitesi Sosyal ve Beşeri Bilimler Araştırma ve Yayın Etiği Kurulunca onay alınmıştır.

KAYNAKÇA

- Ağraz, S. (2006). *Havayolu işletmelerinin istihdamına katkısı*. (Doktora Tezi), İstanbul Üniversitesi SBE, İstanbul.
- Akın, A., Hamedoğlu, M. A., Kaya, Ç., & Sarıçam, H. (2013). Turkish version of employment hope scale: The validity and reliability study. *IIB International Refereed Academic Social Sciences Journal*, 11(4), 56-68.
- Alemdar, E. (2018). *Öğretmen adaylarının iş umutları, akademik motivasyonları ve kariyer planları*. Eğitim Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, Sakarya.
- Belen, M. (2016). *Yaygın eğitim yoluyla bilişim teknolojileri alanında mesleki eğitim alan bireylerin iş umudu, sosyal destek, denetimin odağı ilişkisi*. Eğitim Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul.
- Gerçek, M. (2020). Üniversite öğrencilerinin iş (istihdam) umudu ile akademik branş memnuniyeti düzeyleri arasındaki ilişkilerin incelenmesi. *Gümüşhane Üniversitesi SBE Elektronik Dergisi*, 11(2), 266-277.
- Gürbüz, S., & Şahin, F. (2006). *Sosyal bilimlerde araştırma yöntemleri*. Ankara: Seçkin Yayıncılık.
- Hong, P. Y. P., & Choi, S. (2013). The employment hope scale: Measuring an empowerment pathway to

employment success. *International Journal of Psychology Res.*, 8(3), 173.

Kanbur, E., & Alper, E. (2017). Havacılık çalışanlarının yaşam doyumunun demografik değişkenler açısından değerlendirilmesi. *Sosyal Ekonomik Araştırmalar Dergisi*, 17, 50-64.

Küpana, M. N. (2017). Mesleki müzik eğitimi alan öğrencilerin iş umudu düzeylerinin incelenmesi. *Education*, 7(2), 350-362.

Macit, D., & Macit, A. (2017). Türkiye’de sivil havacılık sektöründe istihdamın mevcut durumu, sorunları ve sorunların çözümüne yönelik öneriler. *Journal of Emerging Economies and Policy*, 2(2), 74-85.

Sedat Ağraz.,(2006). *Havayolu işletmelerinin istihdama katkısı*. Doktora Tezi, SBE, İstanbul.

SHGM (2021). *Kurumsal faaliyet raporu*. www.shgm.gov.tr

Soyer, M. K., & Satan, A. (2015). *Genç yetişkinlerde yaşam doyumunun yordayıcısı olarak umut, dayanıklılık ve iyimserlik*. 13. Ulusal Psikolojik Danışma ve Rehberlik Kongresi Bildiri Özeti Kitabı (s. 185-186), Mersin

Spreitzer, G. M. (1995). Psychological empowerment in the workplace: dimensions, measurement, and validation. *The Academy of Management Journal*, 38(5), 1442-1465.

Şahin, M., Aydın, B., Sarı, S. V., Kaya, S., & Pala, H. (2012). Öznel iyi oluşu açıklamada umut ve yaşamda anlamın. *Kastamonu Eğitim Dergisi*, 827-836.

Toral, B. (2022, 04 18). Umut nedir ve neden kötüdür? <http://www.dusunuyorumdergisi.com/umut-nedir-ve-neden-kotudur/?h=UMUT%20NED%20C4%B0R>

TDK (2022). Türk Dil Kurumu Sözlükleri. <https://sozluk.gov.tr/>

Static Analysis and Design of Fixed-Wing Tactical Unmanned Aerial Vehicle (TUAV) Retractable Main Landing Gear

Abdullah KOCAMER¹  Metin UZUN¹  Sezer ÇOBAN^{1,*} 

¹ Iskenderun Technical University, Faculty of Aeronautics and Astronautics, Hatay, Türkiye
*sezer.coban@iste.edu.tr (Corresponding Author/Sorumlu Yazar)

Article Info

ABSTRACT

Article History

Received: 25/11/2022

Accepted: 28/12/2022

Published: 31/12/2022

Keywords:

Main Landing Gear,
Strut,
Finite Analysis

In this study, it was aimed to design a composite landing gear that is resistant to landing loads and has maximum lightness in unmanned aerial vehicles. In this context, a landing gear design was carried out based on the loads that the aircraft's landing gear will be exposed to during landing and take-off, and a three-dimensional modeling was created. Numerical analyzes were made using the designed solid model finite element method. It has been observed that the obtained data can meet the loads on the aircraft landing gear in the specified configuration without any breakage. The findings at the end of the study were supported by graphics.

Sabit Kanatlı Taktik İnsansız Hava Aracı (TUAV) Katlanabilir Ana İniş Takımının Tasarımı ve Statik Analizi

Makale Bilgileri

ÖZ

Makale Geçmişi

Geliş: 25/11/2022

Kabul: 28/12/2022

Yayın: 31/12/2022

Anahtar Kelimeler:

Ana İniş Takımı,
Dikme,
Sonlu Elemanlar

Bu çalışmada, insansız hava araçlarında iniş yüklerine dayanıklı ve maksimum hafifliğe sahip kompozit iniş takımı tasarlamak amaçlanmıştır. Bu kapsamda, iniş ve kalkış sırasında uçağın iniş takımlarının maruz kalacağı yüklerden yola çıkılarak iniş takımı tasarımı yapılmış ve üç boyutlu modelleme oluşturulmuştur. Tasarlanan katı model sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak sayısal analizler yapılmıştır. Elde edilen verilerin belirtilen konfigürasyonda uçak iniş takımları üzerindeki yükleri herhangi bir kırılma olmaksızın karşılayabildiği gözlemlenmiştir. Çalışma sonunda elde edilen bulgular grafiklerle desteklenmiştir.



"This article is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/) (CC BY-NC 4.0)"

INTRODUCTION

In this study, information about the issues related to the design of the landing gear and the main landing gear attached to the fuselage, wing closing kinematics equations are given. Passive, active and semi-active control strategies are defined. Magnetorheological (MR) dampers are introduced. Working principles of MR dampers and various MR damper models are presented. An MR damper descent illustrated by the current-dependent Bouc–Wen model team model and a detailed study has been made about the scenarios related to it. All this A nose landing gear model with torsional degrees of freedom (shimmy) analyzes were made. Wong et.al in their study, presents an efficient methodology that applies high-fidelity multi-disciplinary design optimization techniques to commercial landing gear assemblies, for weight, cost, and structural performance by considering both structural and dynamic behaviours (de la Puente Cerezo et al., 2017, Wong et al., 2018 and Tugay, 2009).

In this thesis, the history of the landing gear and their development in the historical process are briefly mentioned. Afterwards, the requirements that will be needed to design the landing gear are specified and how the design process is carried out. Necessary information about its operation is given. General information about landing gear configurations later and a suitable two-seater high performance trainer aircraft from within these configurations determined. Sample roll-up compartments and roll-up mechanisms for retractable landing gear exemplified and appropriate ones determined. Dampers, one of the basic components of the landing gear In this study, in which information about the dampers is given, the necessary formulas for the dampers are also given. More Afterwards, the loading conditions that the landing gear will be exposed to are shown, and the front of the landing gear is determined according to these conditions sizing has been done. In line with EASA CS-23 requirements, the landing gear must be adjusted according to the landing type of the aircraft. The foundation loads to which it is subjected and the strength requirements for these different loading scenarios calculated and tabulated. Finally, according to the calculation results with the CATIA V5 package program, the descent A three-dimensional drawing of the gears has been made, this drawing is one of the EASA CS-23 landing gear loading scenarios. By determining the most critical one for the team and creating a structural static analysis model in Hyperworks software, Altair Critical loading situation was analyzed with Hyperworks Optistruct solver. Munjulury et.al in their study, landing gear weight is computed using analytical methods based on parametric 3D models. The procedure established by Kraus and Wille is applied as a baseline so as to create a procedure capable of dealing with landing gear weight calculations (Elmas, 2012, Yin et al., 2017, Zhou et al., 2017 and Munjulury, 2017).

CONSTRUCTION OF LANDING GEAR STRUTS

In modern airplanes used today, the landing gear has a retractable structure. In addition to carrying the aircraft during taxiing, the landing gear must also bear the impact loads on the aircraft during landing. Some landing gears distribute impact loads to the fuselage. Others absorb the shock and convert it into heat energy. Shock absorbers consist of polymeric metallic springs or piston cylindrical shock absorbers. The energy required to be absorbed by the landing gear on landing will be borne by both the strut and the tire. Both elements will compress under load and absorb their share of energy. Landing gear has many systems for performing missions (Kocamer & Oktay 2022).

STRUTS

The struts protect the main structure of the aircraft by absorbing the shocks and impacts that occur when the aircraft lands. The struts on the nose of the aircraft are called the nose struts, and the struts on the rear part are called the main struts. The side post and the drag post are parts of the main post. These keep the main strut in balance. The side post consists of two parts and is mounted to the main post with fasteners. The side strut is folded from the hinge as the landing gear is taken in. The drag strut keeps the main strut in balance. One point is connected to the main post, while the other point is connected to the connecting piece.

Tactical Unmanned Aerial Vehicles (TUAV) mainly undertake surveillance duties as well as reconnaissance missions. Although all vehicles covering reconnaissance and surveillance missions and moving for tactical purposes at a certain range and for a certain period of time are considered as “Tactical UAVs (TIHA)”, in fact, these two essences there are some differences in the concepts of the designs made for the mission, but the aircraft with a ceiling altitude of 8,000 meters with a maximum take-off weight of 50 to 1500 kg, cruising between 4 and 12 hours for reconnaissance and surveillance, is the most accepted definition of TIHA at the moment. It is more suitable. The main reason why there is no definite definition at the moment is that there is no universally agreed classification for unmanned aerial vehicles, and a vehicle can carry the characteristics of more than one class according to today's classifications. If we open the subject a little more; a UAV originally designed for surveillance or The surveillance TIHA can transmit the data it obtains on the battlefield to the ground control station in real time. Generally, vehicles of this type have larger wingspan and rather a simple two-stroke or Wankel type piston engine (Coban & Oktay, 2017, Oktay & Coban, 2019 and Oktay & Coban, 2017).

FINITE ANALYSIS METHOD

The finite element method is an analysis method in which unit models are created by dividing the parts into a finite number of elements in order to analyze the behavior of the parts in long and complex problems, and the result is obtained by determining the boundary conditions under certain effects and analyzing from specific to general. In the structural static calculations made with the finite element method, as shown in Equation (1), $\{f\}$ is the force vector acting on the body, $[k]$ is the stiffness matrix of the body, $\{\delta\}$ is the displacement matrix of the unknown joints. When it is desired to find the total displacement of the whole system without point displacement, it is passed from the stiffness matrix of the body to the general stiffness matrix (Stenstrand, 2018).

$$\{f\}=[k]\cdot\{\delta\} \quad \text{Equation (1)}$$

First, all the parts for which the solution is to be calculated are divided into simple geometric shapes known as finite elements. As input parameters in finite element analysis, the structure of the created mesh, the element type used in the mesh, the element size, the boundary conditions to be determined in the system and the technical properties of the material are entered. In order to reach the most accurate analysis, it is very important for the results to be entered by making precise selection of all parameters. In order to solve the problem, the geometric model was used to divide it into unit parts using the finite element method, and the "Mesh" application was used. When the results of the solution meshes are compared, the best result for the mesh was obtained with the "Automatic Method". Using the Sizing command in the mesh section, the size of the elements allocated to the unit element on the model is determined as 2 mm. On the other hand, "Face Sizing" is applied to all gear surfaces and element sizes are selected as 1 mm. In solution networks, the quality is determined in the range of “0-1” for each element. The overall average quality of the solution network is read with "Average Mesh Metrics". In this direction, while 1 represents the highest quality, the quality of the element decreases as it approaches 0. In addition, the average Skewness and Orthogonal values are also important parameters for the mesh quality. For these values, the average skewness value of is between 0 and 0.50, and the average orthogonal value is between 1 and 0.70, which indicates a quality mesh structure. The orthogonal quality is 0.78. When the average skewness value is examined, it is 0.27 (Caires, 2006, Jambor, 2016, DIN EN, 2007, Konez, 2019 and Strzelecki & Sempruch, 2016). The total number of mesh elements in the landing gear design is 2550000.

DESIGN OF RETRACTABLE MAIN LANDING GEAR AND SOLID MODEL DRAWING

The technical drawing of the main landing gear strut is shown in Figure 1.

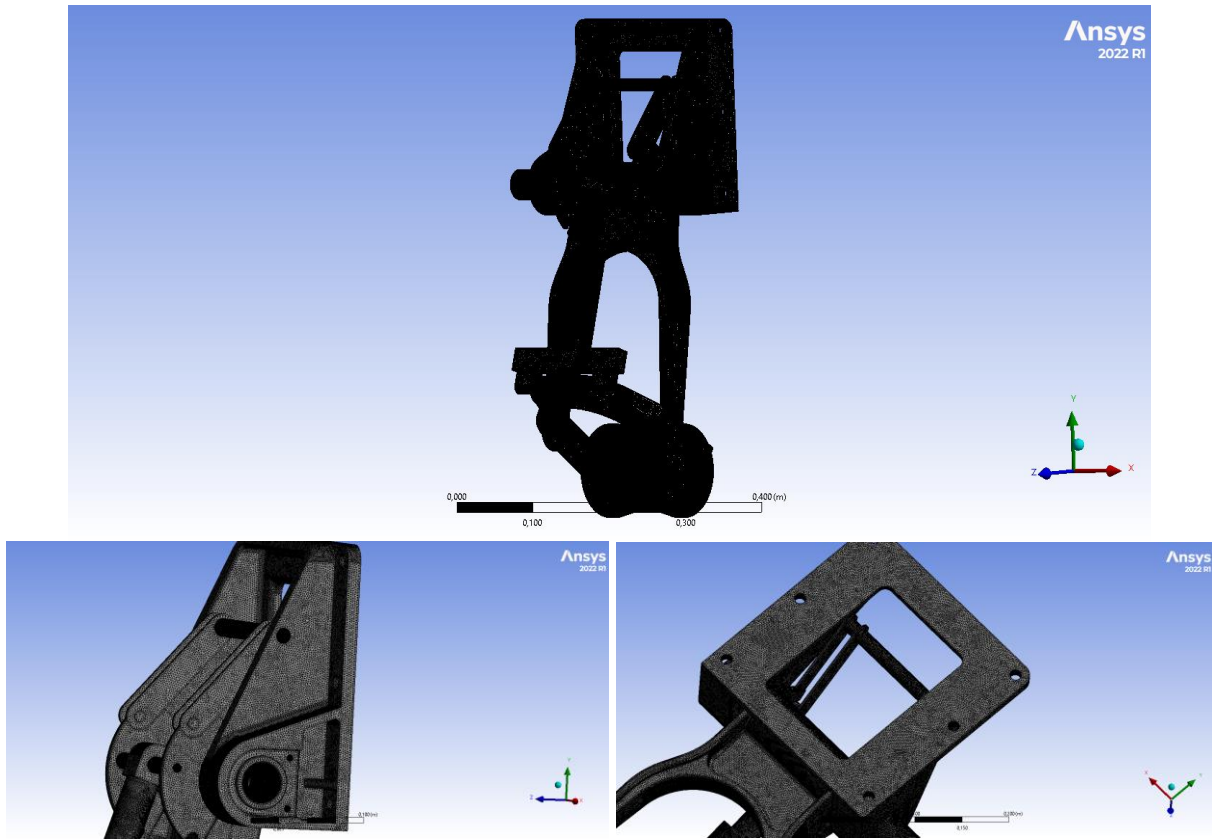


Figure 1. Technical drawing of main landing gear

STATIC ANALYSIS RESULTS

Stress can be defined as the amount of load per unit surface. If the stress vector acts perpendicular to the cross-sectional surface, this stress is called normal stress, and if the stress is in the cross-section plane, the resulting stress is called shear stress. Figure 2 shows the total stresses resulting from a load of 2000 Newtons applied to the landing gear from the y-axis of the wheel shaft.

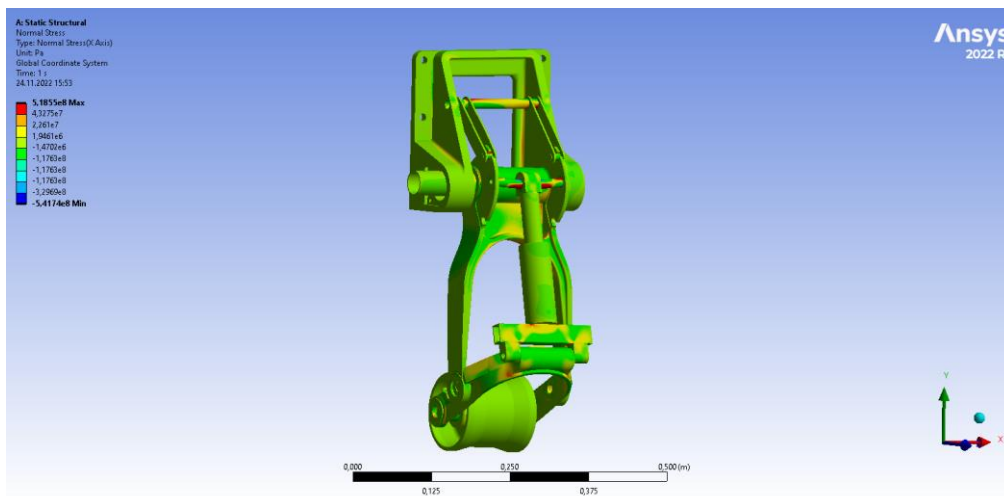


Figure 2. Total Stress Analysis

It is called the theoretically calculated stress that is assumed to have the effect of stresses occurring in many different directions on a member by itself. It is found by breaking hypotheses. Equivalent stress must always be less than or equal to the safety stress. Equivalent (von-Mises) stress stress analysis results are given in Figure 3.

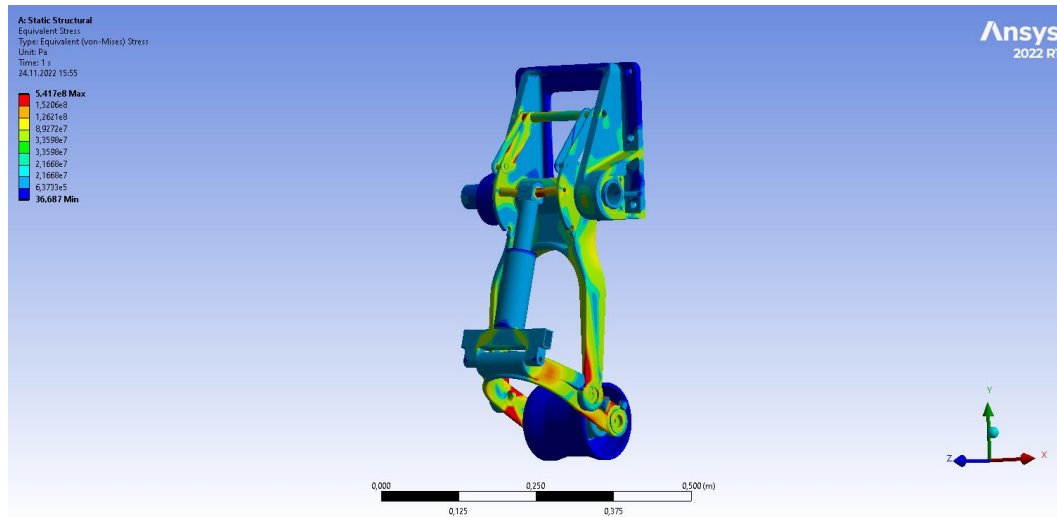


Figure 3. Equivalent (Von-Mises) Stress Analysis

Normal elastic strain analysis results are shown in Figure 4.

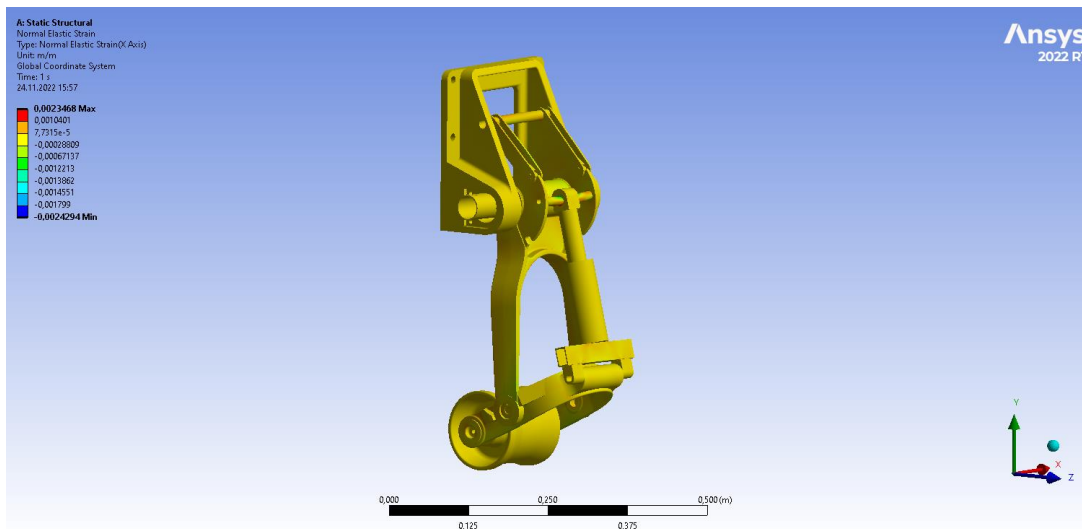


Figure 4. Normal elastic strain analysis

Shear stress is a stress that occurs due to the forces or force vectors applied to the surface of the object, as well as due to the torsion (torque) process. If you apply a force to a cylindrical material from both ends and in opposite directions, that is, if you turn it in opposite directions from both ends, shear stress will occur as a result of torsion and torsion. Shear force, shear force or tangential force; shear stress, on the other hand, can be encountered in the form of various expressions such as shear stress or tangential stress. When a shear force is applied to an element, it causes the two opposite surfaces of the object to slide parallel and opposite to each other; An angular deformation is observed in the element. Shear stress analysis results are shown in figure 5.

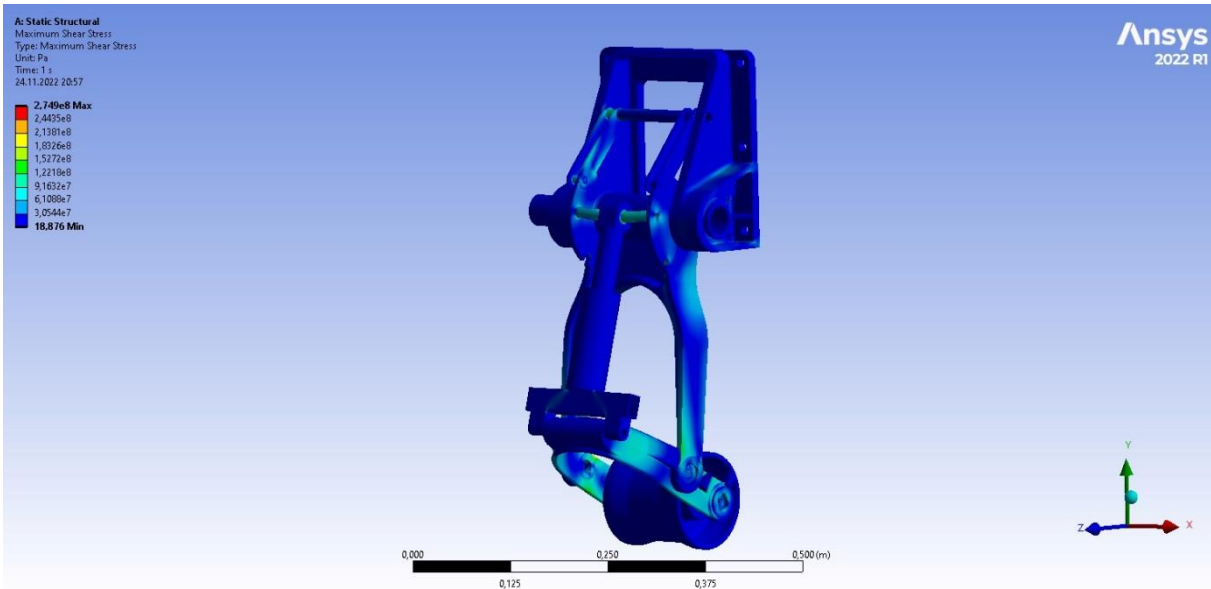


Figure 5. Maximum shear stress

Maximum principle stress analysis results are shown in Figure 5.

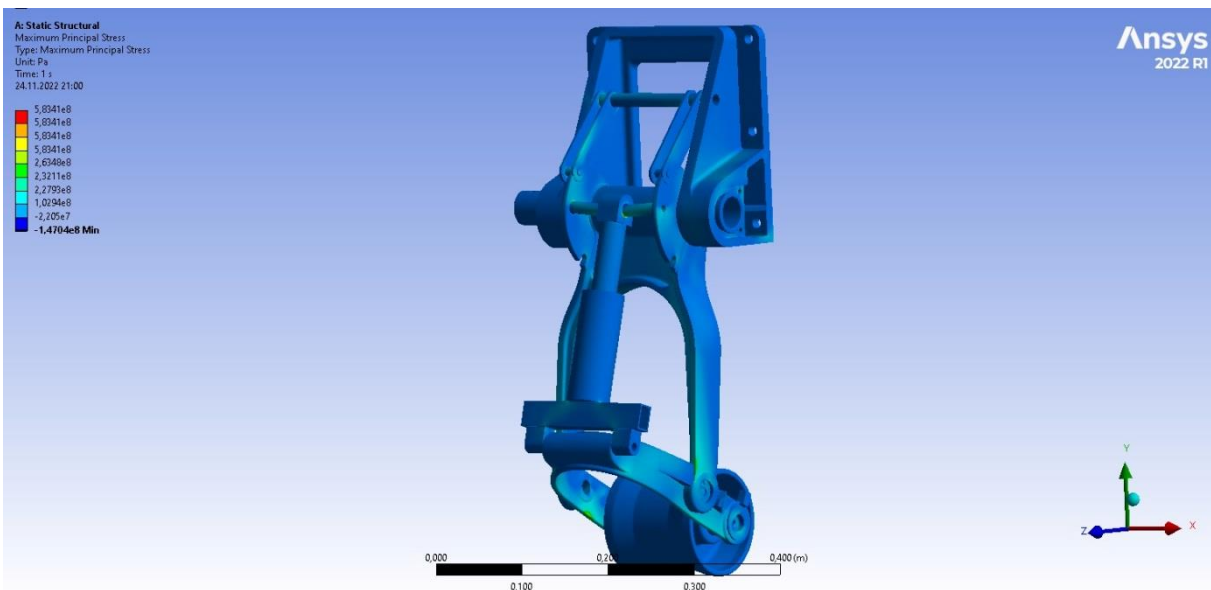


Figure 6. Maximum principle stress analysis

CONCLUSION

In this study, collapsible main landing gear design and static analyzes were made for tactical unmanned aerial vehicle. The designed landing gear belongs to a 200 kg tactical unmanned aerial vehicle. Therefore, a force of 2000 N was applied to the foldable main landing gear we designed in the y-axis direction. As seen in the numerical analysis results, it is seen that the stress on the landing gear is high at some points. However, these values seem to be of reasonable size when compared to other landing gear.

REFERENCES

- Atabay, E. (2012). *Bir iniş takımı mekanizmasının dinamiği*. İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Doktora Tezi.
- Berat Gürdal Tugay, (2009). *Bir insansız hava aracının kompozit iniş takımının tasarımı, üretimi ve testleri*. İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi.
- Caires, B. (2006). Variation analysis of involute spline tooth contact, Brigham Young University. Department of Mechanical Engineering. Master's thesis.
- Coban, S., & Oktay, T. (2017). A REVIEW OF TACTICAL UNMANNED AERIAL VEHICLE DESIGN STUDIES. *The Eurasia Proceedings of Science Technology Engineering and Mathematics*, (1), 30-35.
- Çoban, S. (2019). Different Autopilot Systems Design For a Small Fixed Wing Unmanned Aerial Vehicle. *Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi*, (17), 682-691.
- de la Puente Cerezo, F., Sanders, L., Vuillot, F., Druault, P., & Manoha, E. (2017). Zonal Detached Eddy Simulation of a simplified nose landing-gear for flow and noise predictions using an unstructured Navier-Stokes solver. *Journal of Sound and Vibration*, 405, 86-111.
- DIN EN 10083-3: (2007)-1. Steels for quenching and tempering- Part 3: Technical delivery conditions for alloy steels.
- Jambor, E. (2016). Manufacturing and testing of spline geometry using carbon fiber reinforced composite. Colorado University, Department of Mechanical Engineering, Master's thesis.
- Kocamer, A., & Oktay, T. (2022). A NOVEL MORFING APPROACH TILT-ROTOR VTOL UAV. *Research & Reviews in Engineering*, 11.
- Konez, O. (2019). *Y32 Boji şasisinin statik analizi ve yorulma bakımından incelenmesi*. Yıldız Teknik Üniversitesi. Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi.
- Munjulury, R. C., Berry, P., Borhani Coca, D., Parés Prat, A., & Krus, P. (2017). Analytical weight estimation of landing gear designs. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 231(12), 2214-2227.
- Oktay, T., & Coban, S. (2017). Lateral autonomous performance maximization of tactical unmanned aerial vehicles by integrated passive and active morphing. *International Journal of Advanced Research in Engineering*, 3(1), 1-5.
- Stenstrand, A. (2018). Spline optimization tool using Finite Element Analysis. Chalmers University of Technology. Department of Industrial and Materials Science. Master's thesis.
- Strzelecki, P. Sempruch, J. 2016. Verification of analytical models of the s-n Curve within limited fatigue life.
- Wong, J., Ryan, L., & Kim, I. Y. (2018). Design optimization of aircraft landing gear assembly under dynamic loading. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 57(3), 1357-1375.
- Yin, Y., Neild, S. A., Jiang, J. Z., Knowles, J. A., & Nie, H. (2017). Optimization of a main landing gear locking mechanism using bifurcation analysis. *Journal of Aircraft*, 54(6), 2126-2139.
- Zhou, Y. M., Liu, Y. L., Li, S. W., Li, D. C., & Jia, Y. H. (2017). Numerical simulation and experimental research on aerodynamic noises of the single wheel landing gear in an aircraft. *Journal of Vibroengineering*, 19(5), 3926-3938.