







Geliş/Received : 16.10.2019 & Kabul/Accepted : 04.12.2019 & Yayınlanma/Published (online) : 25.12.2019

## Dikey İniş Kalkış Yapabilen Bir İHA'nın Azami Menzili ve Asgari Güç Gereksinimi İçin En Uygun Uçuş Parametrelerinin Belirlenmesi

Mustafa ÖNAL<sup>1</sup> , Sezer ÇOBAN<sup>2\*</sup> , Ahmet YAPICI<sup>3</sup> , Hasan Hüseyin BİLGİÇ<sup>4</sup> 

<sup>1,3,4</sup> İskenderun Teknik Üniversitesi, Mühendislik ve Doğa Bilimleri Fakültesi, Hatay, Türkiye

<sup>2</sup> İskenderun Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Hatay, Türkiye

### Özet

İnsansız hava araçları (İHA) tasarlanırken birtakım özelliklerin karşılanması göz önünde bulundurulur. Bazı İHA'larda ulaşılabilecek azami hızlara göre modeller tasarlanırken bazılarında ise azami taşıma kuvvetlerine göre tasarım yapılır. Bu çalışmada tasarımı yapılmış bir İHA'nın azami menzile ulaşabilmesi için uçuş parametreleri bir analiz programında yapılan aerodinamik analiz ile hesaplanmış ve ardından İHA'nın üretimi yapılmıştır. Aerodinamik analizler yapılırken öncelikle kanat profilinin daha sonra tüm gövdenin analizi yapılmıştır. Yapılan analizler sonucunda asgari güç gereksinimi ve azami menzil için en uygun hücum açıları sırasıyla 12° ve 8° olarak elde edilmiştir.

**Anahtar Kelimeler:** İHA, menzil, uçuş parametresi, enerji tüketimi, seyir uçuşu

## Determination of the Optimum Flight Parameters for Maximum Range and Minimum Power Requirement of a Vertical Take-Off and Landing UAV

### Abstract

When designing unmanned aerial vehicles (UAVs), it is taken into consideration that certain features are met. In some UAVs, models are designed according to the maximum speeds that can be reached, while in others, they are designed according to the maximum lifting forces. In this study, flight parameters were calculated by aerodynamic analysis performed in an analysis program in order to reach the maximum range of a designed UAV and then the UAV was produced. During the aerodynamic analysis, first the wing profile and then the whole body were analyzed. As a result of the analyzes, the most suitable angle of attack for minimum power requirement and maximum range was obtained as 12° and 8°, respectively.

**Keywords:** UAV, range, flight parameter, energy consumption, cruise flight

\* Sorumlu Yazar/Corresponding Author: Dr.Öğr. Üyesi. Sezer ÇOBAN  
[sezer.coban@iste.edu.tr](mailto:sezer.coban@iste.edu.tr)

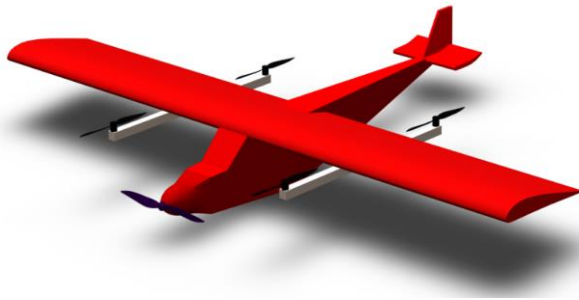


## 1. Giriş

İnsansız hava araçları (İHA) günümüzde farklı alanlarda birçok amaç için kullanılmaktadır. Bu alanlardan bazıları nakliye, tarımsal ilaçlama gibi sivil uygulamalardır [1]. Bu amaçlar doğrultusunda farklı kabiliyetlere sahip İHA'lar üretilmektedir. İHA'lar tasarlanırken birtakım özelliklerin karşılanması göz önünde bulundurulur. Bazı İHA'larda azami hızlara ulaşmak amacı ile sürüklenme kuvvetleri en aza indirilmeye çalışılırken, bazılarında ise yük kaldırma amacı ile taşıma kuvveti artırılmaya çalışılır. Birçok çalışma alanında İHA'nın görevini yapabilmesi için piste ihtiyaç duyulmaktadır. Bu sorunu ortadan kaldırmak için dikey iniş kalkış yapabilen İHA'lar geliştirilmiştir. İHA'ların uçuş performansını arttırmak için birçok çalışma yapılmıştır [2-9]. Dikey iniş kalkış yapabilen (VTOL) İHA bir quadrotor helikopterin hassas vurgulu yeteneklerini ve sabit kanatlı bir uçağın yüksek menzili, dayanıklılığını ve yüksek seyir hızı özelliklerini birleştirir [10]. Bu çalışmada ise bir VTOL İHA'nın azami menzile ulaşması ve asgari güç gereksinimi için en uygun uçuş parametreleri hesaplanmıştır.

## 2. Materyal ve Metot

Çalışma kapsamında tasarımı yapılmış İHA'nın görünüşü Şekil 1'de verilmiştir.



Şekil 1. Tasarlanan VTOL İHA'nın görünümü

Gövdesi ile kanadı arasında  $4^\circ$  açıya ve 25,4 mm pervane çapına sahip VTOL İHA'nın menzili ve güç gereksinimi aşağıdaki adımlar izlenerek hesaplanmıştır. Konuyla ilgili denklemler çalışmanın sonunda verilmiştir (Denklem 1-16).

Elektrik motorunda harcanan enerjiyi bulmak için motor gücüne ve uçuş süresine ihtiyaç duyulmaktadır (Denklem 16).

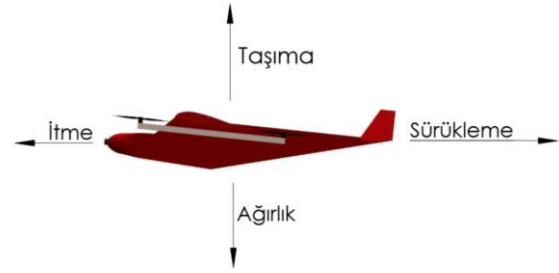
Uçuş süresi İHA'nın hızı ile ters orantılıdır (Denklem 15).

Motor gücü ise pervanenin hızına ve gerekli itme kuvvetine bağlıdır (Denklem 13).

İtme kuvveti pervanenin çapı ile ilişkilidir. Pervane büyüdükçe itme kuvveti artar (Denklem 5).

Gerekli pervane hızı ise İHA'nın hızı referans alınarak hesaplanmıştır (Denklem 6).

İHA'ya etki eden; itme, sürüklenme, taşıma ve ağırlık kuvvetleri Şekil 2'de verilmiştir.



Şekil 2. VTOL İHA üzerindeki kuvvetler

Gerekli itme gücü için sürüklenme kuvvetlerine gereksinim bulunmaktadır.

Sürüklenme kuvvetleri ve İHA hızının hesaplanabilmesi için uçak farklı hız ve farklı hücum açılarında analiz edilmiştir.

Hız ile sürüklenme kuvvetleri arasında farklı hücum açıları için incelenen hücum açısı sayısınınca denklem oluşturulmuştur.

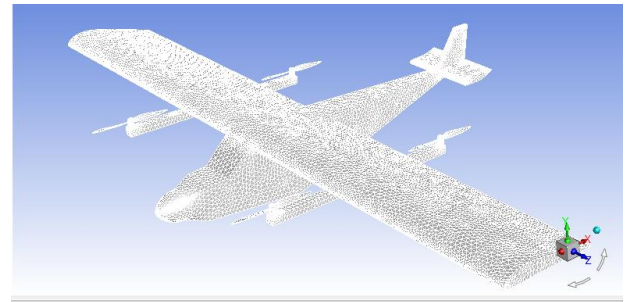
Benzer şekilde hız ile taşıma kuvvetleri arasında da aynı sayıda denklem oluşturulmuştur.

Bu denklemlerin her birinde taşıma kuvvetinin uçağın ağırlığına eşit olduğu hızlar tespit edilmiştir.

Belirlenen hızlara karşılık gelen sürüklenme kuvvetleri hesaplanmıştır.

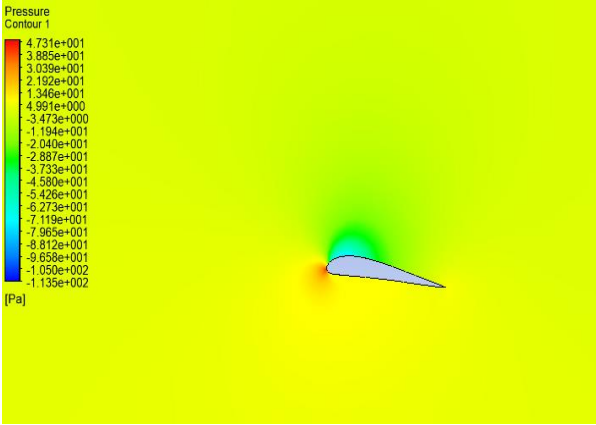
Sürüklenme kuvvetlerine eşit olan itme kuvvetleri için hesaplamalar yapılarak gerekli motor gücü bulunmuştur.

Daha sonra denklemlerdeki adımlar izlenerek belirli mesafedeki enerji sarfiyatı hesaplanmıştır.

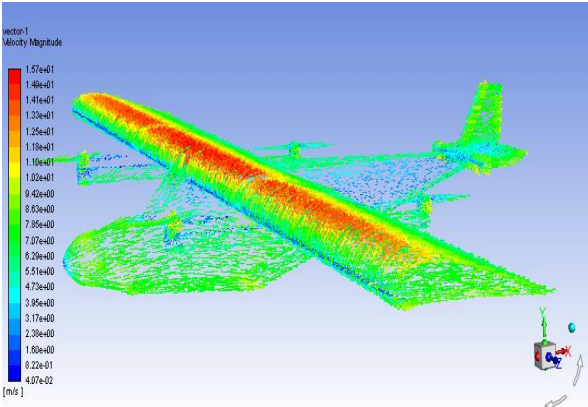


Şekil 3. İHA'nın mesh yapısı

Uçuş parametreleri, hücum açısı ve hız olmak üzere iki parametreden oluşmaktadır. Farklı hız ve hücum açıları için nümerik analizler yapılmıştır (Şekil 4-5).



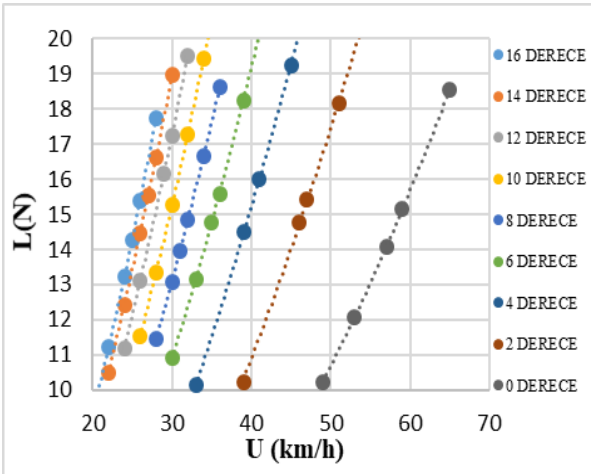
Şekil 4. İHA kanat profilinin akış analizi



Şekil 5. İHA üzerindeki hız vektörleri

### 3. Araştırma Bulguları ve Tartışma

Farklı hücum açıları için yapılan analizler sonucunda elde edilen Taşıma-Hız ve Sürüklenme-Hız grafikleri Şekil 6 ve Şekil 7 ile sunulmuştur.

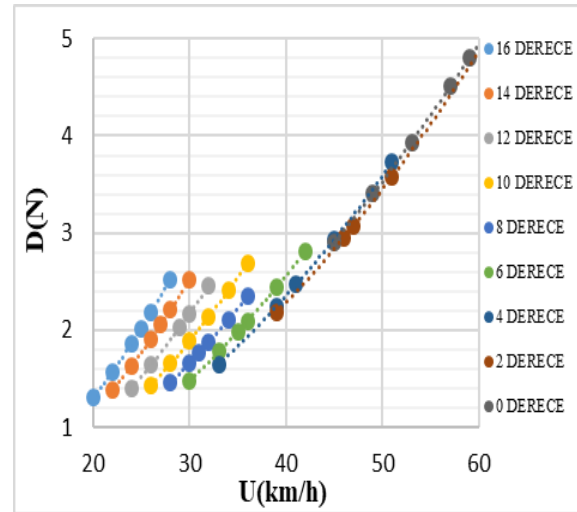


Şekil 6. Taşıma-Hız grafiği

Analiz sınırları içerisindeki bütün hız değerlerine karşılık gelen taşıma kuvvetlerini hesaplamak amacı ile denklemler oluşturulmuştur. Bu denklemler kullanılarak gerekli taşıma kuvvetini sağlayacak olan uçağın hız değerleri hesaplanmış ve Tablo 1'de gösterilmiştir.

**Tablo 1.** Seyir uçuşu için incelenen hücum açısına karşılık gelen hızlar

$\alpha(^{\circ})$	U(m/s)
0	16,4
2	12,9
4	11,0
6	9,8
8	8,9
10	8,3
12	7,8
14	7,4
16	7,1



Şekil 7. Sürüklenme-Hız grafiği

Tablo 1'de gösterilen hızlara karşılık gelen sürüklenme kuvvetleri Şekil 7 üzerinden belirlenerek Tablo 2'de sunulmuştur.

**Tablo 2.** Seyir uçuşu için incelenen hücum açısına karşılık gelen sürüklenme kuvvetleri

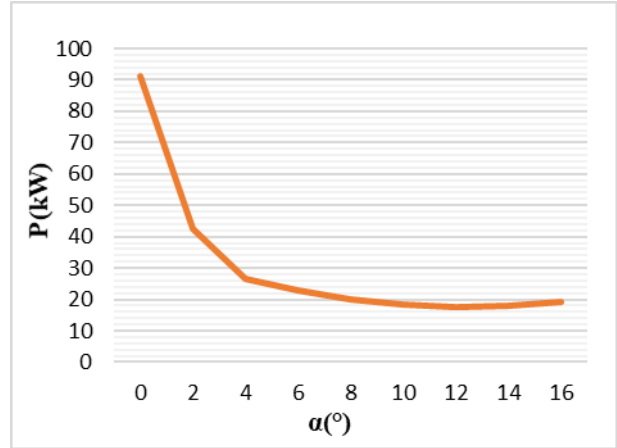
$\alpha(^{\circ})$	D(N)
0	4,90
2	2,92
4	2,14
6	2,04
8	1,92
10	1,89
12	1,88
14	1,99
16	2,12

VTOL İHA'nın seyir uçuşu esnasındaki taşıma kuvveti İHA'nın ağırlığına eşit olması gerekmektedir. Farklı hücum açılarında İHA'nın ağırlığına eşit değerdeki taşıma kuvvetini sağlayacak olan hız değerleri hesaplanmıştır. Her hücum açısı için hesaplanan hızlardaki sürüklenme kuvvetleri Tablo 3'te sunulmuştur.

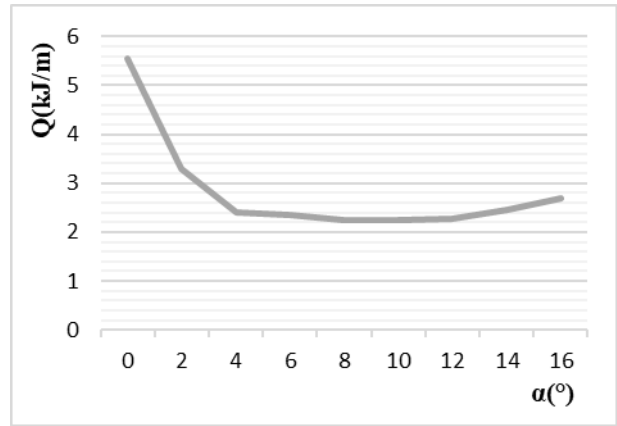
**Tablo 3.** Seyir uçuşundaki L/D değerleri

$\alpha(^{\circ})$	L/D
0	3,06
2	5,14
4	7,01
6	7,35
8	7,81
10	7,93
12	7,97
14	7,55
16	7,06

Tasarımı ve analizi yapılan VTOL İHA için farklı hücum açılarında seyir uçuşunu sağlamaya yetecek olan motor gücü Şekil 8 ile sunulmaktadır. Şekil 9'da ise sabit bir menzile için farklı hücum açılarında tüketilecek enerjilere ait sonuçlar sunulmaktadır.



**Şekil 8.** Seyir uçuşu için gerekli güç



**Şekil 9.** Seyir uçuşunda enerji tüketimi

Yapılan analizler sonucunda 9 farklı hücum açısında seyir uçuşunu sağlamaya yetecek hızlar, bu hızlara karşılık gelen kuvvetler, motor gücü gereksinimi ve belirli bir mesafedeki enerji sarfıyatı hesaplanmıştır ve Tablo 4'te gösterilmiştir.

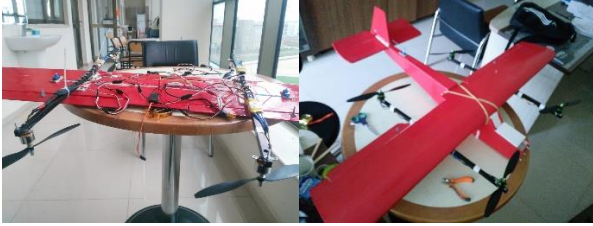
**Tablo 4.** Seyir uçuşu için belirlenen değerler

$\alpha(^{\circ})$	U(m/s)	D(N)	L/D	P(kW)	Q(kJ/m)
0	16,4	4,90	3,06	91,0	5,54
2	12,9	2,92	5,14	42,5	3,28
4	11,0	2,14	7,01	26,6	2,41
6	9,8	2,04	7,35	23,0	2,34
8	8,9	1,92	7,81	20,0	2,24
10	8,3	1,89	7,93	18,6	2,25
12	7,8	1,88	7,97	17,6	2,27
14	7,4	1,99	7,55	18,1	2,46
16	7,1	2,12	7,06	19,2	2,69

### 3.1 VTOL İHA İmalatı

Yukarıda elde edilen analiz sonuçlarına göre VTOL İHA'nın üretim aşamasında öncelikle kanat

profilleri sıcak tel CNC cihazı vasıtası ile XPS levhadan üretilmiştir. Kanatları güçlendirmek ve kanatların üzerine gelen yükleri absorbe edebilmek için yapısal destek elemanı olarak karbon çubuk kullanılmıştır. İnsansız hava aracının gövdesi deprendan üretilmiştir. Gövdede de kanatta olduğu gibi gerek balsa gerekse karbon çubuk yapısal destek elemanı olarak kullanılmıştır.



Şekil 10. VTOL İHA'nın imalatı

İskenderun Teknik Üniversitesi merkez kampüs alanında VTOL İHA'nın test uçuşları yapılmıştır.



Şekil 11. VTOL İHA'nın test uçuşu

Taşıma kuvvetlerinin sürükleme kuvvetlerine oranının en yüksek olduğu uçuş parametresinde en verimli sonucun alınması beklenir [11,12]. Seyir uçuşu için en az güç gereksinimi L/D oranının en yüksek olduğu uçuş parametrelerinde gerçekleşmiştir. Ancak belirli bir mesafedeki en düşük enerji sarfiyatı ise farklı bir uçuş parametresinde oluşmuştur.”

Seçilen pervane çapına göre en uygun uçuş parametreleri farklılık göstermektedir. Pervane çapı büyüdükçe en uygun uçuş parametresi taşıma kuvvetlerinin sürükleme kuvvetlerine oranının en yüksek olduğu uçuş parametrelerine yaklaşmaktadır. Ancak pervane çapı küçüldükçe hızın bir miktar daha yüksek, hücum açısının ise daha düşük olduğu uçuş parametrelerinin tercih edilmesinin daha avantajlı olduğu saptanmıştır.

Yapılan hesaplamalar sonucunda azami menzile ulaşmayı sağlayan yani belirli bir mesafedeki en az

enerji sarfiyatını sağlayan uçuş parametreleri ve seyir uçuşu için gereken güç ihtiyacının en az olduğu uçuş parametreleri Tablo 5'te verilmiştir.

Tablo 5. En uygun uçuş parametreleri için sonuçlar

$\alpha(^{\circ})$	U(m/s)	D(N)	L/D	P(kW)	Q(kJ/m)
8	8,9	1,92	7,81	20,0	2,24
12	7,8	1,88	7,97	17,6	2,27

Yapılan hesaplamalar ve izlenilen yollarda kullanılan denklemler aşağıda yer almaktadır [14].

$$S = \frac{\pi d^2}{4} \quad (1)$$

$$\rho_{\infty} + \frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2 = \rho_1 + \frac{1}{2}\rho U^2 \quad (2)$$

$$\rho_{\infty} + \frac{1}{2}\rho U_s^2 = \rho_2 + \frac{1}{2}\rho U^2 \quad (3)$$

$$\rho_2 - \rho_1 = \frac{1}{2}\rho(U_s^2 - U_{\infty}^2) \quad (4)$$

$$T = (\rho_2 - \rho_1)S \quad (5)$$

$$T = \frac{1}{2}\rho(U_s^2 - U_{\infty}^2)S \quad (6)$$

$$T = \rho S U (U_s - U_{\infty}) \quad (7)$$

$$U = \frac{U_s + U_{\infty}}{2} \quad (8)$$

$$\frac{dE}{dt} = \rho S U \frac{1}{2}(U_s^2 - U_{\infty}^2) \quad (9)$$

$$\eta_i = \frac{T \cdot U_{\infty}}{\rho S U (U_s^2 - U_{\infty}^2)/2} \quad (10)$$

$$\eta_i = \frac{\rho S U (U_s - U_{\infty}) U_{\infty}}{\rho S U (U_s + U_{\infty})(U_s - U_{\infty})/2} \quad (11)$$

$$\eta_i = \frac{2U_{\infty}}{U_s + U_{\infty}} = U_{\infty}/U \quad (12)$$

$$P = \frac{T \cdot U_{\infty}}{\eta_i} = \frac{T \cdot U_{\infty}}{U_{\infty}/U} = T \cdot U \quad (13)$$

$$\frac{dE}{dt} = P \quad (14)$$



$$x = U_{\infty} \cdot t \quad (15)$$

$$Q = \frac{dE}{dx} = P \frac{dt}{dx} = P \frac{1}{U_{\infty}} = \frac{T \cdot U}{U_{\infty}} \quad (16)$$

#### 4. Sonuçlar

İHA'lar birçok alanda farklı amaçlar için kullanılmaktadır. Bu amaçlar doğrultusunda farklı İHA tasarımları yapılmaktadır. Ancak İHA'ların tasarımı kadar kullanım şekilleri de önem arz etmektedir. Tasarımları birbirlerinden çok farklı dahi olsa her İHA'nın azami menzile ulaşmasını ve asgari güç gereksinimini sağlayacak olan birer uçuş parametreleri vardır. Bu parametreleri kullanarak İHA'yı uçurmak enerji sarfiyatını azaltan ekonomik bir tercihtir. Şekil 1'de gösterilen tasarıma sahip VTOL İHA'nın imalatı tamamlanmıştır. Nümerik analizler ve hesaplamalar sonucunda VTOL İHA'nın en az güce ihtiyaç duyduğu uçuş parametresi  $L/D$  oranının en yüksek olduğu  $12^{\circ}$  hücum açısı ve 7,8 m/s hız olarak belirlenmiş ve seyir uçuşu için gerekli güç 17,6 kW olarak hesaplanmıştır. Azami menzil için yani belirli bir mesafedeki en az enerji sarfiyatı için ise en uygun uçuş parametresi  $8^{\circ}$  hücum açısı ve 8,9 m/s hız olarak belirlenmiş ve seyir uçuşunda iken enerji sarfiyatı 2,24 kJ/m olarak hesaplanmıştır.

#### 5. Simgeler

$d$ : Pervane çapı

$D$ : Sürüklenme kuvveti

$E$ : Enerji

$P$ : Güç

$Q$ : Enerji tüketimi

$S$ : Yüzey alanı

$t$ : Zaman

$T$ : İtme kuvveti

$U$ : Hız

$x$ : Yol

$\alpha$ : Hücum açısı

$\rho$ : Yoğunluk

$\eta$ : Verim

**Alt indisler**

$\infty$ : hava

$s$ : motor

$i$ : ideal

#### Kaynaklar

- [1] F. Akkoyun, I. Bogrekci, P. Demircioglu, S. Vardin, "An experimental study to investigate the effect of the angle of attack on VTOL UAV propellers," IFAC-PapersOnLine, 51 (30), 441-445, 2018
- [2] Y. Zhou, H. Zhao, Y. Liu, "An evaluative review of the VTOL technologies for unmanned and manned aerial vehicles," Computer Communications, 149, 356-369, 2020
- [3] M. Tyan, N. V. Nguyen, S. Kim, J.W. Lee, "Comprehensive preliminary sizing/resizing method for a fixed wing – VTOL electric UAV," Aerospace Science and Technology, 71, 30-41, 2017
- [4] J. Mariens, Wing Shape Multidisciplinary Design Optimization, Delft, Hollanda: Master of Science Thesis, 2012
- [5] H. Yeo, W. Johnson, "Performance and design investigation of heavy lift tilt-rotor with aerodynamic interference effects," Journal of Aircraft, 46 (4), 1231–1239, 2009
- [6] S. Çoban, H. Bilgiç, T. Oktay, "Designing, dynamic modeling and simulation of ISTEICOPTER," Journal of Aviation, 3 (1), 38-44, 2019
- [7] S. Çoban, "Simultaneous tailplane of small UAV and autopilot system design," Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 91 (10), 1308-1313, 2019
- [8] T. Oktay, F. Sal, "Combined passive and active helicopter main rotor morphing for helicopter energy save," Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, 38 (6), 1511-1525, 2016
- [9] T. Oktay, S. Coban, "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, 2017

- [10] V. S. Chipade, M. Kothari, R. R. Chaudhari, "Systematic design methodology for development and flight testing of a variable pitch quadrotor biplane VTOL UAV for payload delivery," *Mechatronics*, 55, 94-114, 2018
- [11] T. Oktay And F. Şal, "Helicopter control energy reduction using moving horizontal tail," *The Scientific World Journal*, 2015, 1-10, 2015
- [12] B. Yuksek, A. Vuruskan, U. Ozdemir, M. A. Yukselen, G. Inalhan, "Transition flight modeling of a fixed-wing VTOL UAV," *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 84 (1-4), 83-105, 2016
- [13] T. Oktay, M. Konar, M. Soylak, F. Sal, M. Onay, O. Kizilkaya, "Increasing performance of autopilot guided small unmanned helicopter," *International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering*, 10 (1), 133-139, 2016
- [14] Z. S. Spakovszky, "Massachusetts Institute of Technology." <https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node86.html>. [Erişim Tarihi: 20-Kasım-2019].