



Bir İnsansız Hava Aracının İtki ve Manevra Hareketlerinde Gövde İçi Basıncı Hava Kullanımı

Tamer Saraçyakupoğlu^{1*}, Heyzem Doğukan Delibaş², Ahmet Devlet Özçelik³

^{1*}Istanbul Gelisim University, Department of Aeronautical Engineering, 34315, Istanbul, Turkey, (ORCID: 0000-0001-5338-726X), dr.tamer@tamersaracyakupoglu.com.tr

²Istanbul Gelisim University, Department of Aircraft Maintenance and Repair, 34315, Istanbul, Turkey, (ORCID: 0000-0002-4423-7769), hddelibas@gelisim.edu.tr

³Istanbul Gelisim University, Department of Aircraft Maintenance and Repair, 34315, Istanbul, Turkey, (ORCID: 0000-0003-4696-2232), adozececik@gelisim.edu.tr

(2nd International Conference on Access to Recent Advances in Engineering and Digitalization (ARACONF)-10–12 March 2021)

(DOI: 10.31590/ejosat.898449)

ATIF/REFERENCE: Saraçyakupoğlu, T., Delibaş, H.D., Özçelik, A.D. (2021). Bir İnsansız Hava Aracının İtki ve Manevra Hareketlerinde Gövde İçi Basıncı Hava Kullanımı. *Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi*, (24), 81-86.

Öz

Bu çalışmada bir İnsansız Hava Aracı (UAV) üzerinde itki sistemi olarak basınçlandırılmış havanın kullanımı sayısal determinasyon yöntemi ile ortaya konmaktadır. Söz konusu İHA, Eklemeli Üretim (EÜ) yöntemi ile üretilecektir. Tasarlanan İHA üzerinde yunuslama, yatış ve sapma hareketleri her bir kumanda yüzeyi üzerinde yerleştirilen lüle (nozzle) vasıtasıyla sağlanacaktır. Ultem 1010 malzeme kullanılarak gerçekleştirilecek olan proje kapsamında İHA'nın istenen kumandaları vermesi için üzerine elektronik donanım (Aviyonik) yerleştirilecektir. Bir fırlatıcı sistem ile ilk hareketinin sağlandığı İHA irtifa, istikamet ve sürat bilgilerini gerçek zamanlı olarak yer istasyonuna akyataracaktır. Uçuşu etkileyen en kritik unsurlardan olan rüzgâr bilgisi vektörel olarak İHA tarafından algılanacaktır. İHA, rüzgâr şiddet ve istikamet bilgilerine göre doğrulama yaparak yol noktalarına (waypoint) ilerleyecektir. Yol noktaları İHA yerdeyken bir veri seti olarak girilebileceği gibi, uçuş esnasında da yeniden programlama yapılabilecektir. Herhangi bir arıza ya da bağlantı kopması durumunda İHA kalkış yaptığı istasyona geri dönecektir. Çalışmanın sonunda, mevcut imkânlarla söz konusu İHA'nın üretilebilirliği ortaya konarak sessizlik, enerji tasarrufu gibi konularda fayda sağladığı belirlenmiştir.

Anahtar Kelimeler: İHA, Basıncı hava, Eklemeli üretim, Üç eksenli hareket

The Use Of Pressurized Air Inside the Fuselage Of An Unmanned Aerial Vehicle for Thrust and Maneuver Movements

Abstract

In this study, the use of pressurized air as a propulsion system on an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) is demonstrated by the numerical determination method. The mentioned UAV will be produced by Additive Manufacturing technology. The pitch, roll, and yaw movements on the designed UAV will be provided through a nozzle placed on each control surface. Within the scope of the project to be carried out using Ultem 1010 material, the avionics will be implemented on the UAV to perform the entered data. A launcher system will propel the UAV for initial movement and the flight altitude, heading and speed information of the UAV will be transferred to the ground station in real-time. Wind information, which is one of the most critical factors affecting flight, will be detected by the UAV vectorially. The UAV will proceed to the waypoints by verifying the wind amplitude and direction information. Waypoints can be entered as a data set while the UAV is on the ground, as well as reprogramming during flight. In case of any malfunction or disconnection, the UAV will return to the station where it took off. At the end of the study, with current capabilities, it was determined that the manufacturability for mentioned UAV was possible providing benefits such as silence and energy saving.

Keywords: UAV, Pressurized air, Additive manufacturing, three axis movement

* Sorumlu Yazar: dr.tamer@tamersaracyakupoglu.com.tr

1. Giriş

İHA lar günümüzde oldukça yaygın bir kullanım alanına sahiptir. Genel tanımlama itibariyle otopilot yardımıyla ya da uzaktan kumanda sistemi kullanılarak kumanda verilen ve içinde uçağı çalıştıran ya da operasyon personelin bulunmadığı hava araçlarıdır demek mümkündür. Askeri kullanımının yanı sıra, arama-kurtarma, tarım, film yapımı, lojistik, hobi, arkeoloji ve madencilik gibi alanlarda kullanımları söz konusudur (Ateş ve Gündüz, 2020). Son dönemde İHA'ları yapısal ve aerodinamik tasarım optimizasyonlarında "çevre dostu" olma özelliğinin özellikle arandığı üretimlerin giderek daha da artan bir önem kazandığı gözlemlenmektedir (Hermanutz, ve Hornung, 2020).

Takat sistemi olarak, elektrik motorlu, fosil yakıt kaynağı ya da her ikisinin birden kullanıldığı hibrit yöntemler kullanılmaktadır. Ayrıca, yerden kablo ile bağlı olan ve kablo ile bağlı olmayan İHA türleri de mevcuttur (Küçükçelebi ve Yıldız, 2020). Aşağıdaki havada kalış (flight time) süreleri açısından sıralama yer almaktadır:

- Mikro/Mini 1-2 saat,
- Taktiksel, 2-48 saat,
- Stratejik 24-48 saat
- Özel Görevli 3->48 saat (Yiğit, Yazar ve Karakoç, 2018)

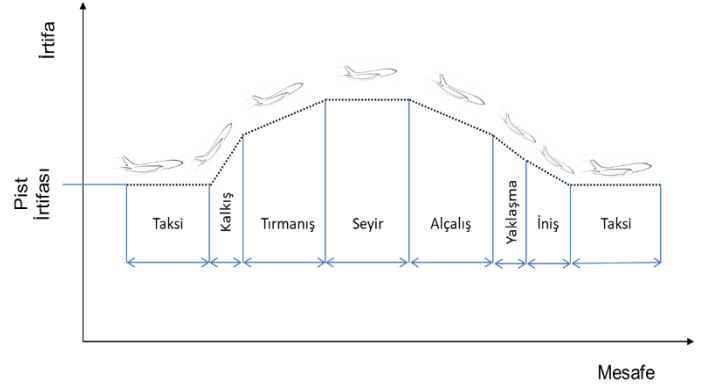
Görüldüğü üzere 48 saat ve üzerinde yer alan zamanlarda İHA'ların görev yapabildiği gözlemlenmektedir. Bu husus, İHA'ların insanlı hava araçlarına yönelik en önemli üstünlüklerinden birisi olarak kabul edilmektedir (Ulloa, Nunez, Lin ve Rey, 2018). Bu kadar uzun süre havada kalmak yakıt kaynağını optimize edilerek kullanılması zorunluluğunu da beraberinde getirmektedir.

Yapılan literatür taramasında, elektrikli sistemle tahrik edilen bir sabit kanat İHA'da toplam kalkış ağırlığının yarısından fazlasının itki sistemi ve itki sistemine güç sağlayan PEMFC (Proton Exchange Membrane Fuel Cell) sistemine harcandığı görülmektedir (Özbek, Yalin, Ekici ve Karakoç, 2020). Bir başka çalışmada ise İHA'nın enerji yönetim sistemi ele alınmış ve hibrit yöntem uygulanmasını mevcut teknoloji seviye açısından zorlukları ortaya konmuştur (Wang, Zhao, Li, Wang, Huang, You, ve Becker, 2020). EÜ ile İHA üretimi konusunda kullanılan malzemelere yönelik yapılan çalışmalarda ABS ve Ultem gibi malzemelerin kıyaslanması yapılmıştır. Bu çalışmada ise, itki sistemi olarak gövde içerisinde basınçlandırılmış hava kullanımı söz konusudur. Ultem 1010 malzeme kullanarak EÜ yöntemi ile %20 infill baskı kullanılarak üretim metoduna göre çalışma yapılmıştır. Literatür çalışmaları Ultemin, ABS, PLA gibi mukayese edilen diğer malzemelere kıyasla en yüksek mekanik değerlere sahip olduğunu ortaya konmuştur (Goh, Agarwala, Goh, Dikshit, Sing ve Yeong, 2017).

2. Materyal ve Metot

2.1. Görev Profili, Faydalı Yüke Bağlı Kütle-Denge Hesabı

Görev profili ve faydalı yük hava aracının ağırlığının hesaplanmasında temel alınan değerlerdir. Görev profili ise Şekil 1'de yer alan uçuş safahatlarının süreçleri ile ortaya çıkmaktadır.



Şekil 1. Uçuş Safhaları (Saraçyakupoğlu, 2020)

Bu projeye konu olan İHA'nın üretimi için deniz seviyesinden kalkış, 3000 feet irtifaya tırmanış, 3000 feet'te 100 km seyrüsefer uçuş, deniz seviyesine alçalış ve ardından da iniş süreçleri temel alınmıştır. Burada W_0 , azami kalkış ağırlığı (Maximum Taker-Off Weight) için eşitlik;

$$W_0 = \frac{W_{\text{Payload}}}{\left(1 - \frac{W_f - W_e}{W_0}\right)} \quad (1)$$

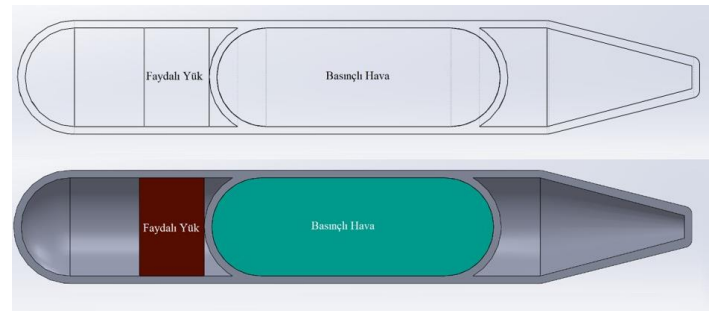
olarak verilmektedir söz konusu eşitlikte;

W_{Payload} faydalı yük ağırlığı, W_f yakıt ağırlığı ve W_e ise boş ağırlıktır. İteratif olarak AKA'nın belirlenmesine yönelik çalışma Tablo 1'de sunulmaktadır.

Tablo 1. AKA'nın İteratif Olarak Belirlenmesi

W_0 (kg)	W_{payload} (kg)	W_e/W_0	W_0	Fark	W_0 (kg)
7,25	1,8	0,781	20,182	3,682	7,4745
8,16	1,8	0,778	19,874	1,874	8,154
8,61	1,8	0,775	19,599	0,099	8,8335
9,5	1,8	0,772	19,353	1,647	9,513
9,97	1,8	0,769	19,129	3,371	10,1925

Söz konusu tabloda basınçlandırılmış hava kullanılması sebebiyle W_f değeri, 0 olarak kabul edilmiştir. Şekil 2'de görüldüğü üzere sıkıştırılmış hava gövde içerisinde özel olarak tasarlanmış haznede yer almaktadır.



Şekil 2. Basınçlandırılmış Hava Haznesinin Gövde İçerisinde Gösterimi

Faydalı yük belirleme ve optimizasyon kapsamında ise yine bir iteratif çalışma gerçekleştirilmiştir. Sırasıyla 1 kg, 1,5 kg ve 2 kg için AKA belirleme çalışmaları iteratif olarak gerçekleştirilmiştir.

Tablo 2.Faydalı Yükün İteratif Olarak Belirlenmesi

W ₀ (kg)	W _{payload} (kg)	W _e /W ₀	W ₀	Fark	W ₀ (kg)
Faydalı Yük = 1 kg					
4,0823	2,205	0,806	11,339	2,339	4,077
4,5359	2,205	0,801	11,097	1,097	4,53
4,9895	2,205	0,797	10,889	-0,111	4,983
5,4431	2,205	0,794	10,706	-1,294	5,436
5,8967	2,205	0,791	10,543	-2,457	5,889
Faydalı Yük = 1,5 kg					
5,8967	3,3075	0,791	15,815	2,815	5,889
6,3503	3,3075	0,788	15,597	1,597	6,342
6,8039	3,3075	0,785	15,4	0,4	6,795
7,2575	3,3075	0,783	15,221	-0,779	7,248
7,7111	3,3075	0,78	15,056	-1,944	7,701
Faydalı Yük = 2 kg					
7,484274	4,41	0,781	20,182	3,682	7,4745
8,164663	4,41	0,778	19,874	1,874	8,154
8,845051	4,41	0,775	19,599	0,099	8,8335
9,52544	4,41	0,772	19,353	-1,647	9,513
10,20583	4,41	0,769	19,129	-3,371	10,1925

Tasarım lift katsayısı hesaplanması için standart atmosferik koşullar (ISA +15 °C) şartlar göz önünde bulundurulmuştur. Burada C_L, Reynolds değeri baz alınarak ve kalınlıklık oranı ile 4 farklı kanat profile belirlenmiştir. Bu kanat profilleri D and C_M değerlerine göre birbirleri ile mukaye edilmişlerdir. Azami sürat, askı sürati-perdövites sürati (Stall Speed) ve en iyi menzil kıyaslamalarına göre en ideal kanat profili belirlenmiştir. Burada C_L kaldırma (lift) katsayısı, C_D, sürüklenme (drag) katsayısı ve C_M ise moment katsayısını ifade etmektedir.

3000 feet irtifada;

$$\rho_{\infty} = 1.112 \text{ kg/m}^3 \quad (2)$$

$$g = 9.79 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \quad (3)$$

$$\mu_{\infty} = 1.758 \times 10^{-5} \text{ N.s/m}^2 \quad (4)$$

Olarak ifade edilmektedir. Burada ρ_∞,yoğunluk, g yerçekimi ivmesi ve μ_∞ ise akışmazlık (viskozite) değerleridir.

Kabul edilen değerler ise aşağıda sunulmaktadır.

e-ISSN: 2148-2683

$$V_{\max} = 33.3 \text{ m/s} = 120 \text{ km/h} \quad (5)$$

$$W = 8.834 \text{ kg} \quad (6)$$

$$b = 3 \text{ m} \quad (7)$$

Burada V_{max} is azami sürat, W ağırlık ve b ise ortalama kanat açıklığıdır.

Bu değerler doğrultusunda kanat kord (veter) hattı uzunluğu ise;

$$c = \frac{b}{AR} \quad (8)$$

elde edilmektedir. Planform (Aspect Ratio) değeri ise;

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (9)$$

olarak elde edilmektedir. Burada S kanat alanıdır

Sonuç olarak

$$S = 0.6 \text{ m}^2 \quad (10)$$

ve

$$c = 0.2 \text{ m} \quad (11)$$

olarak elde edilir.

Kaldırma kuvvetinin ağırlığa eşit olduğundan yola çıkarak

$$C_L = \frac{L}{\left(\frac{1}{2} \times \rho_{\infty} \times V_{\infty}^2 \times S\right)} \quad L = W \quad (12)$$

Elde edilir. Kaldırma katsayısı C_L,

$$C_L = 0.22 \quad (13)$$

Olarak hesaplanır.

2.2. Reynolds Değeri Hesaplaması

Reynolds değerinin hesaplanması için, perdövites sürati, ortalama veter ve deniz seviyesi şartları göz önünde bulundurulmuştur. ISA +15 °C şartlarında;

$$\rho_{\infty} = 1.225 \text{ kg/m}^3 \quad (14)$$

$$\mu_{\infty} = 1.789 \times 10^{-5} \text{ N.s/m}^2 \quad (15)$$

Olarak belirlenmiştir. Bu durumda Re değeri;

$$Re = \frac{(\rho_{\infty} \times V_{\infty} \times c)}{\mu_{\infty}} \quad (16)$$

Formülünden hesaplanabilir. Burada V_∞ serbest akış süratidir.

$$Re = 2.36 \times 10^5 \quad (17)$$

3000 feet irtifada, azami sürat ve ortalama veter şarları göz önüne alındığında;

$$Re = 4.21 \times 10^5$$

Elde edilmektedir. (18)

Kanat profili seçimi için kalınlık (cidar) oranı hesaplaması oldukça önemlidir. Bu hesaplama için Mach sayısı üzerinden işlem yapılması gerekmektedir. Seyrüsefer şartlarında azami sürat için Mach sayısı;

$$M = \frac{V_{\infty}}{a} \quad (19)$$

Olarak verilmektedir. Burada M, Mach sayısı ve a ise ses hızıdır.

$$V_{max} = 33.3 \text{ m/s} = 120 \text{ km/h}$$

Azami sürat değeri olarak verilmiştir. Bu durumda

$$a = 336.4 \text{ m/s (@3000 feet)} \quad (20)$$

$$M = 0.1 \quad (21)$$

olarak hesaplanmaktadır.

Mach sayısının belirlenmesine yönelik cidar oranının kullanımı (Raymer, 1989) tarafından parametrik olarak verilmektedir. Söz konusu tabloların kullanımı ile cidar kalınlığı;

$$t/c = 0.12 \quad (22)$$

olarak bulunmaktadır.

3. Araştırma Sonuçları ve Tartışma

3.1. Kanat Profili Oluşturma

Kanat tasarımı hava aracı tasarımının en kritik safhası olarak değerlendirilmektedir. Bu kapsamda, elde edilen veriler ışığında, kanat profili belirlemeye yönelik kıyaslama çalışması Tablo 3'te sunulmaktadır. NACA23012, NACA0012, NACA4412 ve NACA 2412 değerlerine yönelik elde edilen veriler kıyaslanmıştır.

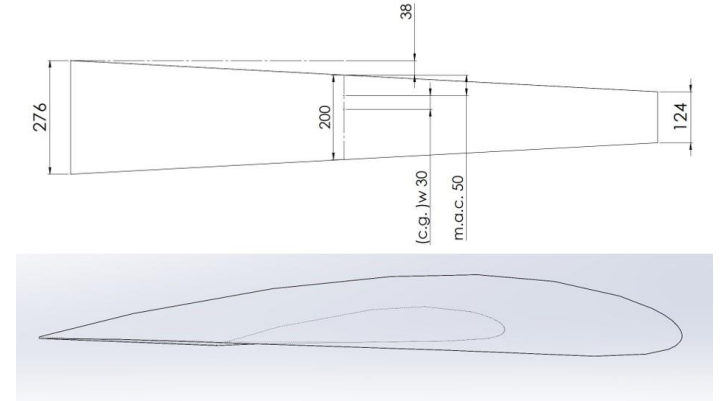
Tablo3. NACA Kanat Profilinin Belirlenmesi

Kanat Profili	C_{Lmax}	$C_{D,0}$	$C_{M,0}$	$\frac{C_L^{1/2}}{C_D}$	α_{CLmax}
NACA 23012	1,0843	0,00587	-0,0067	177,3931	9
NACA 0012	0,6195	0,0054	0	145,7562	5
NACA 4412	1,2002	0,00678	-0,1032	161,5835	7
NACA 2412	0,803	0,00568	-0,0525	157,7646	5

En iyi menzil şartlarının hesaplanması ile en uygun kanat profilinin belirlenmesi sağlanacaktır. Bu kapsamda;

$$\frac{D}{V} = \frac{(C_{D,0} \frac{1}{2} \rho V^2 S)}{V} = 2\rho S V C_D = \frac{1}{2} \rho S \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2} \rho S}} \frac{C_D}{C_{Lmax}^{1/2}} \quad (23)$$

Verilen bir irtifa değeri ve ağırlıkta $\frac{C_D}{C_{Lmax}^{1/2}}$ minimum olduğunda menzil en uzun ve böylece $\frac{C_{Lmax}^{1/2}}{C_D}$ değeri de maksimum olmaktadır. Bu kapsamda NACA 4412 kanat profilinin diğer profillere kıyasla en yüksek değeri sağladığı görülmektedir. Söz konusu verilere dayanarak tasarlanan kanat Şekil 3'te görülmektedir.



Şekil 3. NACA 4412 Kanat Profili

3.2. Ağırlık Merkezi Hesaplaması

Bir hava aracının ağırlık merkezi (c.g) uçuş kararlılığı açısından oldukça önemlidir. Boeing 737 Max kazalarında da olduğu üzere uçuşta kararsızlık nedeniyle birçok ciddi hava aracı kazası meydana gelmiştir (Saraçyakupoğlu, 2020). Bu çalışmada bahse konu, İHA'nın ağırlık merkezinin hesaplanması için basınçlandırılmış hava tankı da hesaba katılmaktadır. Sonuçta 23 numaralı eşitlik ortaya çıkmaktadır.

$$\bar{x} =$$

$$\frac{X_{gövde} \cdot W_{gövde} + X_{faydalı yük} \cdot W_{faydalı yük} + X_{basınçlandırılmış hava tankı} \cdot W_{basınçlandırılmış hava tankı}}{W_{gövde} + W_{faydalı yük} + W_{basınçlandırılmış hava tankı}} \quad (23)$$

Burada \bar{x} kütle merkezi, $X_{gövde}$ burundan olan mesafe, $W_{gövde}$ gövdenin ağırlığı, $X_{faydalı yük}$ faydalı yükün burundan olan mesafesi, $W_{faydalı yük}$ faydalı yükün ağırlığı, $X_{basınçlandırılmış hava tankı}$ basınçlandırılmış hava tankının burundan olan mesafesi, and $W_{basınçlandırılmış hava tankı}$ ise basınçlandırılmış hava tankının ağırlığıdır.

Sonuçta;

$$\bar{x} = 333 \text{ mm} \quad (24)$$

(kanat dahil edilmeden) hesaplanmaktadır.

Kanatın İHA üzerindeki yerleşiminde

$$\bar{x} = 333 = m. a. c. wing = 333 \text{ mm} \quad (25)$$

kullanılmıştır. Burada m.a.c. ortalama aerodinamik merkez (Mean Aerodynamic Center) olarak belirlenmiştir.

3.3. Yatay ve Dikey Kuyruk Tasarımı

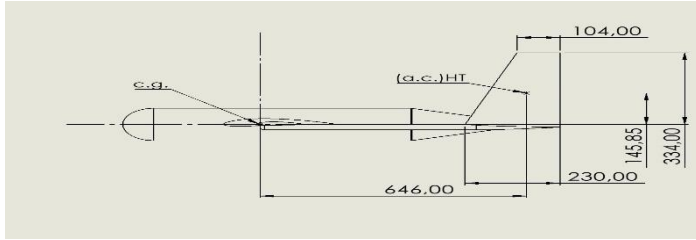
Uçağın kuyruk kısmı, yatay ve dikey kararlılığı en fazla etkileyen bölme olarak değerlendirilmektedir. Bu bölgenin tasarımı hava aracının tasarımı içinde en önemli kısımlardan birisi olarak değerlendirilmektedir. Yatay ve dikey kuyruk profillerinin belirlenmesinde kanat profilinin belirlenmesi ile aynı yöntem kullanılmıştır. NACA profil hesaplamaları yöntemi kullanılarak yapılan mukayese çalışması Tablo 4'te sunulmaktadır.

Tablo 4. NACA Profil Yöntemi İle Yatay ve Dikey Kuyruk Hesaplaması

	$C_{l_{max}}$	$C_{d_{\alpha=0}}$	$(C_l/C_d)_{max}$	α_{stall}
NACA0006	0,77	0,004	78,726	7
NACA0009	1,284	0,005	99,625	12
NACA0012	1,562	0,005	107,754	16
NACA0015	1,653	0,006	107,769	18
NACA0018	1,64	0,006	108,472	18
NACA0021	1,589	0,007	103,992	19
NACA0024	1,526	0,007	95,12	19

XFLR5 kuyruk profili belirleme yazılımı ile yapılan çalışma sonrasında NACA 009 profilinin çift kuyruk profili açısından en uygun profil olduğu belirlenmiştir.

Yapılan hesaplamalar sonucunda tasarlanan kuyruk kısmı Şekil 4'te sunulmaktadır.



Şekil 4. İHA Gövdesi Üzerinde Kanat ve Empenaj Yerleşimi

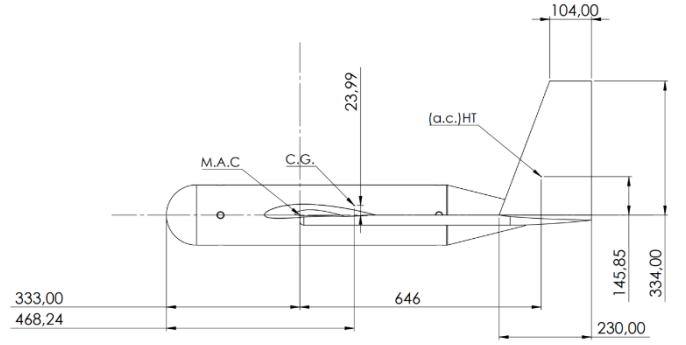
3.4. Gövde Tasarımı

İHA'nın üzerindeki her bir komponent bölge olarak ele alınmış halde bilgisayar tabanlı yapılan ağırlık ve mesafe hesapları Tablo 5'te sunulmaktadır.

Tablo 5. Weight, Longitudinal and Vertical C.G. Location of Each Component

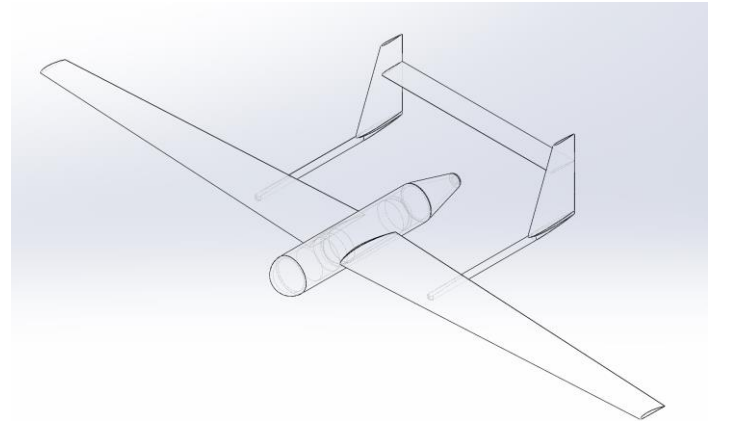
İHA Bölgesi	Ağırlık (gr)	Ağırlık Merkezi Yatay Mesafesi (mm)	Ağırlık Merkezi Dikey Mesafesi (mm)
Gövde	2313	428,33	0
Kanat	2375	364,7	6,8
Kuyruk Bölgesi (Yatay ve Dikey Kuyruk Yeğpare Hesaplanmıştır)	1429	886,03	113,17
Basınçlandırılmış Hava Tankı	200	450	0
Faydalı Yük	2000	210	0
Ortalama	8317	467,812	23,994

Yapılan çalışma sonrasında Tablo 5'e uygun olarak İHA üzerindeki lokasyonlama çalışmasının sonucu Şekil 5'te sunulmaktadır.



Şekil 5. İHA Üzerindeki Gövde, Kanat, Kuyruk Bölgelerinin Yerleşimi

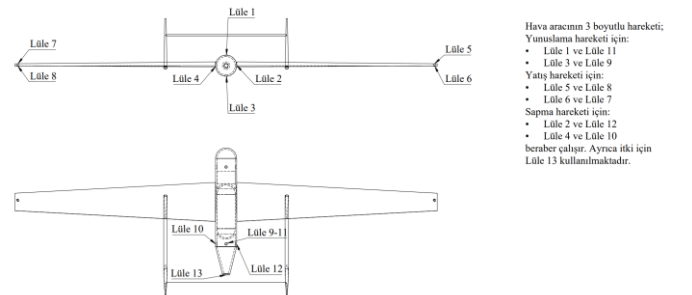
İHA'nın gövde tasarım kriterlerinde yunuslama, yatış ve sapma hareketlerini sağlaması için her bir kumanda sistemine yönelik lüle (nozzle) yerleştirilmesi sağlanmıştır. Söz konusu İHA'nın katı model tasarımı ise Şekil 6'da sunulmaktadır.



Şekil 6. İHA'nın Katı Model Tasarımı

3.5. Lüle (Nozzle) Yerleşimi

Lüleler yunuslama, yatış ve sapma hareketlerini en uygun şekilde verecek yerlere konuşlandırılmışlardır. Bu kapsamda İHA üzerine Şekil 7'de görüldüğü üzere bir konumlandırma gerçekleştirilmiştir. Lülelerin çalışma prensibi eşdenklik ilkesinde ele alınmış ve bu sayede çift taraflı etki (dual-impact) sağlanmıştır.



Şekil 7. Lülelerin İHA üzerinde yerleşimi

4. Sonuç

Bir İHA'da itki ve manevra hareketlerinde gövde içi basınçlı hava kullanımına yönelik bilgisayar destekli yapılan çalışmaların sonucunda elde edilen veriler aşağıda sunulmaktadır.

- Optimize edilmiş verilere dayanarak bir İHA tasarımı gerçekleştirildiği ve tasarımın pratiğe aktarılmasının mevcut teknik bilgi paketi ile mümkün olduğu değerlendirilmektedir.
- Basınçlandırılmış hava ile sağlanan tahrik mekanizmalarının hem asli hem de destek üniteler olarak kullanılmasının daha az fosil yakıt kullanımı sağlamanın mümkün olduğu gözlemlenmiştir.
- Bir hipotez olarak, hava araçlarında ailerion, kuyruk dümeni, irtifa dümeni gibi kumanda yüzeylerinin yerine basınçlı hava sistemiyle çalışan lülelerin kullanılmasının kolaylık sağlayacağı ortaya konmuştur.

Kaynakça

- Ateş, H., Düzgün, M. (2020). İnsansız Hava Araçları. Temel Bilgiler ve Kullanım Alanları. Ankara, Nobel Akademik Yayıncılık.
- Hermanutz, A., Hornung, M. (2020). Aeroelastic Wing Planform Design Optimization of a Flutter UAV Demonstrator. *Aerospace* 7, no. 4: 45. <https://doi.org/10.3390/aerospace7040045>
- Küçükçelebi, A , Yıldız, E . (2020). Kablolu İHA Sistemleri ve Uygulamaları . *Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi* , Ejosat Özel Sayı 2020 (ICCEES) , 154-159 . DOI: 10.31590/ejosat.802734
- Yiğit, E., Yazar, I., & Karakoç, T.H. (2018). İnsansız Hava Aracı (İHA)'nın Kapsamlı Sınıflandırılması ve Gelecek Perspektifi. *Sürüdülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi*, 3 (1): 13-19
- Ulloa, C., Nunez, J.M., Lin, C, Rey, G. (2018). AHP-based design method of a lightweight, portable and flexible air-based PV-T module for UAV shelter hangars. *Renew Energy*,123:767e80.
- Özbek, E., Yalin, G., Ekici, S., Karakoç, T. H., (2020). Evaluation of design methodology, limitations, and iterations of a hydrogen fuelled hybrid fuel cell mini UAV, *Energy*, Volume 213, 118757, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.118757>
- Wang, B., Zhao, D., Li, W., Wang, Z., Huang, Y., You, Y., & Becker, S. (2020). Current technologies and challenges of applying fuel cell hybrid propulsion systems in unmanned aerial vehicles. *Progress in Aerospace Sciences*, 116, 100620. doi:10.1016/j.paerosci.2020.100620
- Goh, G. D., Agarwala, S., Goh, G. L., Dikshit, V., Sing, S. L., & Yeong, W. Y. (2017). Additive manufacturing in unmanned aerial vehicles (UAVs): Challenges and potential. *Aerospace Science and Technology*, 63, 140–151. doi:10.1016/j.ast.2016.12.019
- Saraçyakupoğlu, T. (2020). Emniyet İrtifasından Bilgiler: Genel Havacılık, Üretim ve Bakım Süreçleri. Ankara, Nobel Akademik Yayıncılık.
- Raymer, D. P., & American Institute of Aeronautics and Astronautics. (1989). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Washington, D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Saraçyakupoğlu, T . (2020). Havacılıkta Organizasyonel Kazalar: B-737 Max Uçak Kazalarının Mühendislik Perspektifinden İncelenmesi . *Mühendis ve Makina* , 61, 701, 241-261.DOI: 10.46399/muhendismakina.741842