

## TANDEM KANAT İNSANSIZ HAVA ARACININ KAVRAMSAL TASARIMI VE KONTROLÜ

Taşkın Kaya\*

Serkan Özgen†

Roketsan Roket Sanayii ve Ticaret A.Ş. Orta Doğu Teknik Üniversitesi  
ANKARA ANKARA

### ÖZET

*Bu çalışma tandem kanat, elektrikli itki sistemine sahip insansız hava aracının kavramsal tasarımını sunmaktadır. Tandem kanat tasarımının uçuş performansına etkisi ve olası avantaj ve dezavantajlar analiz edilmektedir. Tandem kanat uçaklarda dikkat edilmesi gereken husus, uçağın kararlılık ve kontrol özellikleridir. İki kanat arasındaki etkileşim değişen hücum açılarında doğrusal olmayan aerodinamik karakteristikler yaratacağından, otopilot tasarımının gürbüz olması gerekir. Doğrusal olmayan aerodinamik katsayılar ve türevler yarı ampirik, hesaplamalı tahmin aracı Digital DATCOM kullanılarak elde edilmektedir. Elde edilen katsayılar doğrusal bölge varsayımıyla ivme kontrolcüsü ve irtifa kontrolcüsüne girdi oluşturmaktadır. Tasarlanan kontrolcüler çalışmanın sonunda doğrusal olmayan aerodinamik modeli içeren 3 serbestlik dereceli benzetim yazılımıyla test edilmiş ve görev gereksinimlerini sağladığı görülmüştür.*

### GİRİŞ

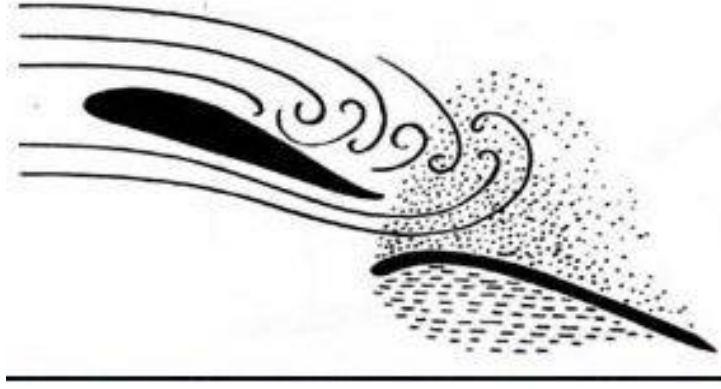
Günümüzde portatif, sırtta taşınabilen insansız hava araçlarına hem sivil alanlarda; atmosferik ölçümlerde, arama kurtarma çalışmalarında, tarımda, çevre, sel ve yangın gözlemlerinde hem de askeri alanlarda; keşif, gözetleme, konvoy desteği ve hedef imhası görevlerinde ihtiyaç duyulmaktadır. Mikro kontrolcüler, sensör teknolojisi ve elektromekanik sistemlerin gelişmesiyle büyük (Predator, Harfang) ve küçük boyutlarda (Raven, Switchblade, mini-Bayraktar) birçok insansız hava aracı ortaya çıkmıştır. Bu tip İHA sistemleri yüksek kaldırma kuvveti için konvansiyonel olmayan tasarımları, ataletsel ölçüm birimi (dönüölçer ve ivmeölçer), GPS modülü, elektrik veya hava soluma gazlı itki sistemleri, haberleşme bağlantısı ve faydalı yükten oluşmaktadır. Keşif, gözetleme ve izleme amaçlı kullanılan İHA'larda en sık görülen faydalı yük gündüz/termal kameralardır. Yer kontrol istasyonu ve hava aracı arasındaki haberleşme bağlantısı uçuş rejiminin belirlenmesinde ve hava aracının topladığı bilginin yer kontrol istasyonuna aktarılmasında rol almaktadır [Beard & McLain, 2012].

### Düzlemsel Olmayan Kanat Konseptleri

Bu çalışmaya konu olan tandem kanat tasarımı çift kanat (biplane), halka kanat (ring wing) ve kanatçık (winglet) gibi düzlemsel olmayan kanat konseptleri arasındadır. Düzlemsel olmayan kanat profillerinin tercih edilmelerindeki amaçlar geometrik kısıtlar, yüksek kaldırma kuvveti ihtiyacı ve girdap sürüklemesinin iyileştirmesi ihtiyacı olmuştur. Aerodinamik özelliklerin dışında, bu tip tasarımlar yapısal avantajlar da sağlayabilmektedir. Yapısal faydalardan yararlanan tasarımlar sadece ağırlığı azaltmakla kalmayıp daha uzun kanat açıklığını destekleyebilir bir duruma da gelebilmektedir [Kroo, 2005]. Burada incelenen tandem kanat tasarımında iki kanat birbirine yakın yerleştirildiğinde oluklu kanat (slotted wing) etkisi gözlemlenmektedir. Kanat üzerinde 'perdövites' üst yüzeyde hava akımının yüksek hücum açılarında veya düşük hızlarda artık yüzeye tutunamaması durumudur. Şekil 1'de belirtilen durum tandem kanat tasarımında ön kanadın perdöviteye uğradığı durumun ilk aşamasını göstermektedir.

\* Sistem Tasarım Mühendisi, E-posta: taskin.kaya@metu.edu.tr

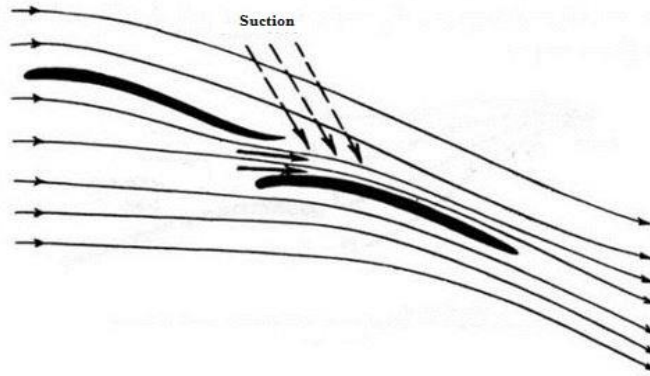
† Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: serkan.ozgen@ae.metu.edu.tr



Şekil 1 Perdövites Etkisinin Kanatlar Üzerinde Geçici Hali

Normal şartlar altında ön ve arka kanatların alt yüzeylerinde yüksek basınçlı hava, üst yüzeylerindeyse alçak basınçlı hava akımı bulunmaktadır.

Tandem kanat tasarımında, ön kanadın altındaki yüksek basınçla arka kanadın üstündeki alçak basınç farkından dolayı eğer iki kanat birbirine yeterince yakınsa yüksekten alçak basınca doğru bir hava akımı oluşturacaktır. Şekil 2’de görüldüğü gibi hava akımı ortaya çıktığında ön kanat üzerindeki hava burgacı (turbulance) ve perdövites gecikmiştir. Ek olarak, arka kanat üzerinde aşağı saptırma açısına neden olmakta, ön kanat perdövites durumunda olsa bile kontrol yüzeylerini üzerinde taşıyan arka kanatlar perdövites durumundan uzak kalacaktır [Mignet, 1937].



Şekil 2 Perdövites Etkisinin Kanatlar Üzerinde Kararlı Hali

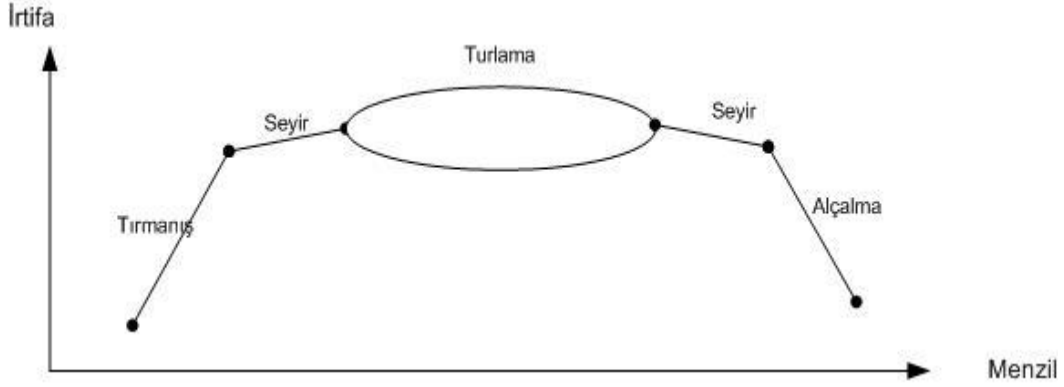
Bu çalışmada bu etkinin sağlayabileceği doğrusal olmayan aerodinamik karakteristikler sebebiyle kanatlar birbirinden uzağa yerleştirilmiştir. Arka kanadın, ön kanattan geçen hava akımı sebebiyle yalnız aşağı saptırma açısından etkileneceği varsayılmıştır. Gelecek çalışma olarak oluklu kanat konfigürasyonu incelenecektir.

### Gereksinimler

Tasarlanan İHA’nın tipik keşif gözetleme gereksinimlerini yerine getirmesi beklenmektedir. Düşük yapısal ağırlık, görüş açısının ötesinde operasyon, gerçek zamanlı takip-izleme, düşük gürültü ve görünürlük ve uzaktan kontrol tasarımının sahip olması gereken niteliklerdir. Tasarlanan İHA’nın görev profili Şekil 3’de gösterilmiştir. Ayrıca, takip eden maddeler İHA’nın sağlaması gereken tasarıma girdi oluşturacak özelliklerdir:

1. Kalkış ağırlığı < 5 kilogram
2. Azami kanat açıklığı < 1 metre

3. Uçuş süresi > 10 dakika
4. Menzil > 10 kilometre
5. Seyir hızı  $\geq 25$  m/s
6. Operasyon irtifası 150 metre (Yer seviyesinden yükseklik)
7. Farklı faydalı yüklerle uçuş kabiliyeti (EO/IR gimbal-kamera, sabit kamera veya harp başlığı)
8. Fırlatma tüpünden atılma



Şekil 3 İHA Görev Profili

### Benzer/Rakip Tasarımlar

Bu bölümde kavramsal tasarıma girdi oluşturabilecek benzer uçakların araştırması yapılmış ve Tablo 1'de gösterilmiştir.

Tablo-1 Tasarım Gereksinimleri Bazında Benzer Uçaklar

|                               | Puma         | Switchblade   | Orbiter        | Trident TL | Bayraktar B    | Dragon Eye      |
|-------------------------------|--------------|---------------|----------------|------------|----------------|-----------------|
| <b>Kanat Açıklığı (m)</b>     | 2.8          | 0.7           | 2.2            | 0.92       | 2              | 1.14            |
| <b>Kalkış Ağırlığı (kg)</b>   | 5.9          | 2.5           | 5.5            | 2.3        | 4.5            | 2.7             |
| <b>Menzil (km)</b>            | 15           | 10            | 15             | -          | 55             | 5               |
| <b>Faydalı Yük (kg)</b>       | 0.85         | 0.8           | 0.95           | 0.9        | 1.1            | 0.5             |
| <b>Hız (m/sn)</b>             | 10.3-23.2    | 28            | 12.8-33.4      | 25.7       | 15.3           | 18              |
| <b>Uçuş süresi (dk)</b>       | 120          | 15            | 90             | 25         | 60             | 45              |
| <b>Perdövites Hızı (m/sn)</b> | 9.22         | -             | 12.75          | 20.6       | -              | 8.9             |
| <b>Operasyon İrtifası (m)</b> | 152<br>(AGL) | <152<br>(AGL) | <4500<br>(ASL) | -          | <1219<br>(ASL) | 90-150<br>(AGL) |
| <b>Kanat Açıklık Oranı</b>    | 9            | -             | 7.6            | -          | -              | 3.33            |

Tablo 1 referanslar: [Puma™ AE RQ-20B, 2017], [ Switchblade, 2017], [Orbiter, tarihsiz], [UAVS Trident TL, tarihsiz], [Baykar Mini İHA Sistemi, 2017], [Dragon Eye, 2017]

## YÖNTEM

### İlk Boyutlandırma

Tablo 1'deki değerler referans alınarak ortalama faydalı yük-ağırlık oranı elde edilmiştir.

$$\frac{W_p}{W_{to}} = 0.2179...(1)$$

Tasarımda İHA'nın kanat alanını, burun geometrisini ve gövdenin boyutlandırılmasını etkileyen en önemli faktörlerden birisi faydalı yük seçimidir. Faydalı yük, gereksinimleri karşılayacak şekilde ağırlığı göz önünde bulundurularak seçilmelidir. Literatür çalışması sonucunda faydalı yük 0.9 kg olarak seçilmiştir. Dolayısıyla, denklem 1'den kalkış ağırlığı yaklaşık 4.15 kg bulunur.

Tasarıma girdi oluşturacak diğer parametreler literatür taraması sonucu Tablo 2'de gösterilmiştir.

Tablo-2 İHA Performans Parametreleri

| Kanat En/Boy Oranı [AR] | Azami Kaldırma Katsayısı [ $C_{Lmax}$ ] | Parazit Sürüklenme Katsayısı [ $C_{Do}$ ] | Seyir Hızı (m/sn) | Perdövites Hızı (m/sn) | Kanat verimliliği [e] | Pervane Verimliliği [ $\eta_p$ ] | Elektrikli Motor Verimliliği [ $\eta_m$ ] |
|-------------------------|-----------------------------------------|-------------------------------------------|-------------------|------------------------|-----------------------|----------------------------------|-------------------------------------------|
| 8.5                     | 1.4                                     | 0.035                                     | 30                | 14                     | 0.8                   | 0.7                              | 0.84                                      |

Bahsedilen parametreler belirlendikten sonra kanat alanı ve kanat açıklığı denklem (2) ve denklem (3)'den aşağıdaki gibi bulunur:

$$A = \frac{W_{to}}{0.5 * \rho * V_{stall}^2 * C_{Lmax}} = 0.291 m^2...(2)$$

$$AR = \frac{b^2}{S} \rightarrow b = \sqrt{AR * S} = 1.57 (m)...(3)$$

Tandem İHA'nın seyirüsefer aerodinamik verimlilik parametresi (L/D) :

$$W = L = 0.5 * \rho * V_{seyir}^2 * A * C_{Lseyir}...(4)$$

$$C_{Lseyir} = 0.325...(5)$$

$$C_D = C_{Do} + C_{Dinduklenmiş} = C_{Do} + \frac{C_L^2}{\pi e AR} = 0.0394...(6)$$

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = 8.136...(7)$$

olarak bulunur.

### İtki Sistemi Seçimi

İlk boyutlandırmayla itki seçimine girdi olabilecek gerekli parametreler oluşturulmuştur. Güvenilirlik, dayanıklılık, azaltılmış gürültü ve titreşim, hassas güç yönetimi ve kontrolü özellikleri sebebiyle elektrikli itki sistemi tercih edilmiştir. Ek olarak, günümüz teknolojisinde yüksek özgül enerji özelliği olan lityum-polimer batarya, fırçasız elektrik motor kombinasyonu tercih edilmektedir. İHA'nın

performans gereksinimlerini karşılamak için gerekli motor gücü denklem 8'de verilen fonksiyonla tırmanış açısına bağlı olarak hesaplanmaktadır [Landolfo,2008].

$$P_b = W_0 * \left( \frac{1}{L/D} + \sin \theta \right) * \left( \sqrt{\frac{W_0}{A} * \frac{2}{\rho * C_L}} * (1/\eta_p) * (1/\eta_m) \right) \dots (8)$$

Tırmanış açısı  $\theta = 0^\circ$  (seyrüsefer) ve  $\theta = 15^\circ$  değerleri için hesaplanan batarya tarafından sağlanması gereken güç ( $P_b$ ) ve motor tarafından sağlanması gereken güç ( $P_m$ ) hesaplanmıştır.

$$\theta = 0^\circ \text{ için: } P_{b_{seyir}} = 274.55 \text{ W, } P_{m_{seyir}} = 230.6 \text{ W}$$

$$\theta = 15^\circ \text{ için: } P_{b_{tırmanış}} = 412.73 \text{ W, } P_{m_{tırmanış}} = 346.7 \text{ W}$$

Güç hesaplamaları sonucunda en zorlayıcı görev olan 15 dereceyle tırmanış için motorun pervaneye giden şaftına en az 346.7 Watt ve bataryanın elektrik motoruna 412.73 Watt sağlaması gereklidir. Literatür araştırması sonucu Şekil 4'te gösterilen elektrik motoru AXI 4130-20 v2 Gold Series'in bu ihtiyacı karşılayacağı değerlendirilmiştir.



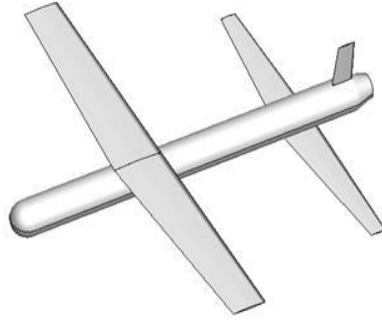
Şekil 4 AXI 4130-20 v2 Gold Series Elektrik Motoru

AXI motorun 14x8 boyutlarında pervane ve 24V gerilim altında, 7360 RPM değerinde güç gereksinimi 657 W ve sağlayabildiği güç 555 W olarak belirtilmektedir. Hesaplanan 346.7 Watt gereksiniminden yüksek seçilmesinin sebebi uçuş esnasında İHA'nın karşılaşılabileceği bozucular sebebiyle güvenlik faktörü olarak değerlendirilmesidir. Ek olarak, detaylı görev profili hesaplamaları sonucu 29.6 V, 3400 mAh lityum polimer batarya gereksinimleri karşılamak için yeterli olmaktadır.

İtki sisteminin belirlenmesinin ardından, tandem kanat İHA'nın diğer alt sistemleri ağırlık, fiyat ve performans göz önünde tutularak seçilmektedir. Bu alt sistemler; ataletsel ölçüm birimi, güdüm bilgisayarı, veri bağı, ESC ve servolardır.

### İHA Aerodinamik Modeli

İlk boyutlandırma analizlerine göre kanat açıklığı gereksinimi sağlanmamaktadır. Daha önce belirtildiği üzere 1 metre kanat açıklığı gereksinimi İHA'nın kanat tasarımını konvansiyonel ve düzlemsel olmayan bir modele itmektedir. Bu nedenle, İHA'nın Şekil 5'te gösterildiği gibi ön kanatların açıklığı 1 metreye azaltılıp, arka yatay stabilizatörün iz düşüm (planform) kanat alanı artırılarak kaldırma kuvvetine katkı yapması hedeflenmektedir. Ayrıca, yunuslama ve yuvarlanma manevraları arka kanat üzerindeki kontrol yüzeyleri aracılığıyla sağlanacaktır. Fakat bu çalışmada 3 Serbestlik dereceli analiz hedeflenmesinden dolayı, kontrol yüzeyleri yalnız yunuslama eksenine etki edecektir.



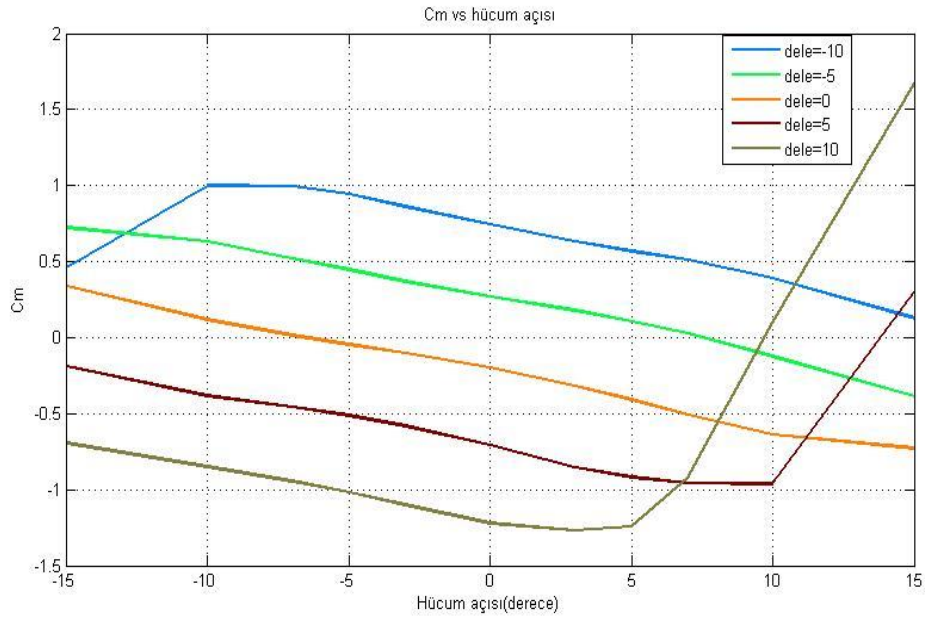
Şekil 5 Tandem Kanat İHA Temsili Çizimi

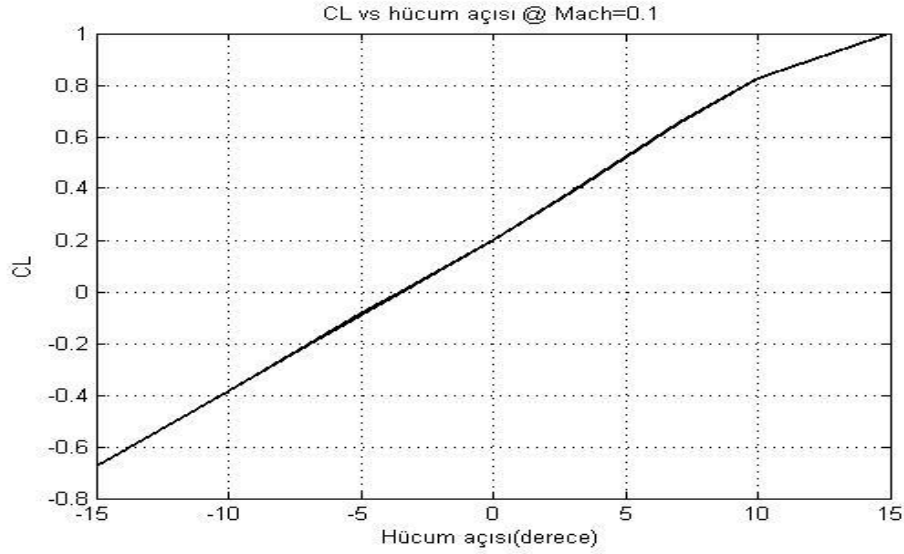
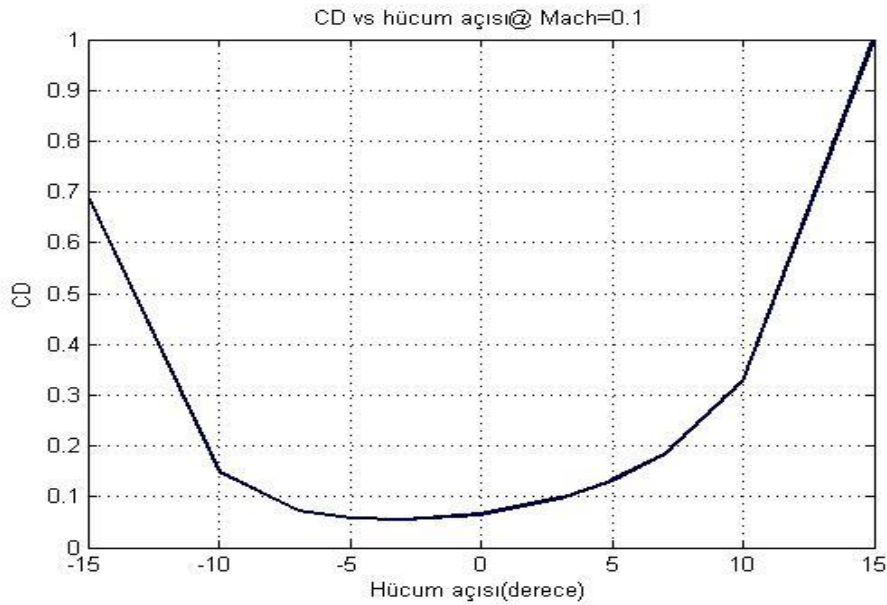
Belirlenen aerodinamik tasarım üzerine aşağıdaki çözüm matrisi referans alınarak aerodinamik veri tabanı Tablo 3'deki tasarım noktaları için oluşturulmuştur. Oluşturulan aerodinamik veri tabanı daha sonra kontrolcü tasarımı ve 3 serbestlik dereceli benzetime girdi oluşturacaktır.

Tablo-3 Aerodinamik Veri Tabanı Çözüm Noktaları

|                          |                                                      |
|--------------------------|------------------------------------------------------|
| Mach Sayısı              | $M=[0.05 \ 0.1 \ 0.2]$                               |
| Hücum Açısı (derece)     | $\alpha=[-15 \ -10 \ -7 \ -3 \ 0 \ 3 \ 7 \ 10 \ 15]$ |
| Kontrol Yüzeyi Bükülmesi | $\delta e=[-10 \ -5 \ 0 \ 5 \ 10]$                   |

Aerodinamik analiz sonucu elde edilen veri tabanının normalize edilmiş hali değişen hücum açıları için  $C_M$  Şekil 6'da,  $C_L$  Şekil 7'de ve  $C_D$  Şekil 8'de Mach 0.1 değeri için gösterilmiştir.

Şekil 6 Değişen Hücum ve Kontrol yüzeyi açılarında Normalize edilmiş  $C_m$  Değeri

Şekil 7 Değişen Hücum Açılarında Normalize Edilmiş  $C_L$  değeriŞekil 8 Değişen Hücum Açılarında Normalize Edilmiş  $C_D$  değeri

Şekil 6'dan görülebileceği üzere yüksek dereceli kontrol yüzeyi bükme durumlarında doğrusal ve kararlı olmayan bir aerodinamik karakter ortaya çıkmaktadır. Fakat pozitif yönde kontrol yüzeyi bükme burun aşağı moment yaratmakta ve negatif hücum açılarına neden olmakta, tersine, negatif kontrol yüzeyi bükme burun yukarı moment yaratmakta ve pozitif hücum açılarına neden olmaktadır. Bu sebeple, uçuş rejimi boyunca, geçici hal manevraları dışında, İHA'nın doğrusal bölgede kalacağı ön görülüp, aerodinamik modelin otopilot tasarımına uygun olduğu değerlendirilmektedir.

Ek olarak tasarlanan tandem İHA'nın geometrik ve ataletsel özellikleri Tablo 4'te verilmiştir.

Tablo-4 Geometrik ve Ataletsel Özellikler

|                             |                         |
|-----------------------------|-------------------------|
| Kanat iz düşüm alanı        | 0.29 m <sup>2</sup>     |
| Ortalama veter uzunluğu     | 0.18 m                  |
| Kütle                       | 4.15 kg                 |
| Atalet Momenti ( $I_{yy}$ ) | 0.277 kg.m <sup>2</sup> |

### İHA Dinamik Modeli

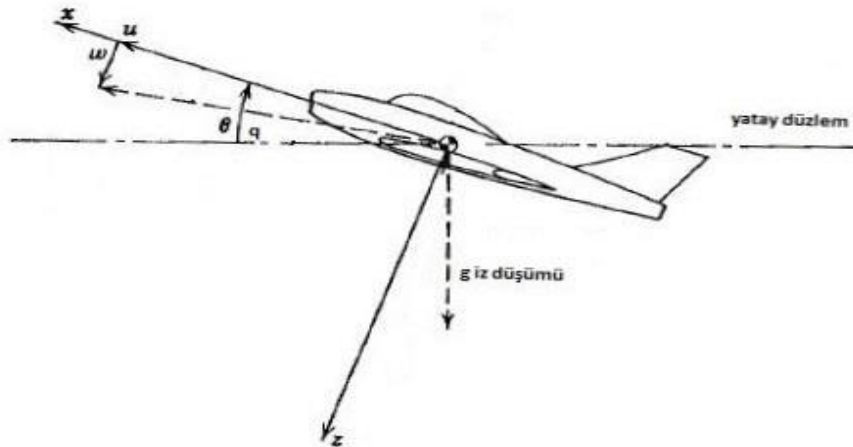
Bu çalışmada yalnız yunuslama eksenindeki dinamik incelenmiştir. Bu sebeple denklem 9 ve 10'da yunuslama eksenine ait kuvvet ve moment denklemleri verilmiştir [Nelson, 1998].

$$F_z + mg \cos\theta \cos\phi = m(\dot{w} + pv - qu) \dots(9)$$

$$M = I_y \dot{q} + I_{xz} (p^2 - r^2) + rq(I_x - I_z) \dots(10)$$

Denklem 9 ve 10 doğrusal olmayan diferansiyel denklemlerdir. Bu denklemleri doğrusal yapabilmek için aşağıdaki varsayımlar Şekil 9 referans alınarak yapılmıştır.

1. Diğer eksenlerle karşılaştırıldığında yuvarlanma dinamiği en hızlısıdır ve uçak yuvarlanma hareketi yapmamaktadır.  $\phi = 0$   $p = 0$ .
2. İHA gövde XY ve XZ düzlemlerinde simetrik fiziksel özelliklere sahiptir.  $I_{xz} = 0$
3. Yer çekimi ivmesinin etkisi İHA üzerinde oluşan aerodinamik kuvvetlere göre ihmal edilebilir düzeydedir. Uçuş benzetimi analizlerinde yer çekimi ivmesinin bozucu etkisi altında otopilotun görevini yerine getirmesi beklenecektir.
4. Gövde koordinat sisteminin x eksenindeki hızı sabittir.



Şekil 9 Yunuslama Düzlemi Uçuş Değişkenleri

Bu varsayımlar sonucunda denklem 9 ve 10, denklem 11 ve 12 deki formlara basitleştirilmiştir.

$$\dot{w} = \frac{F_z}{m} + qu \dots(11)$$

$$\dot{q} = \frac{M}{I_y} \dots (12)$$

Küçük açı ve kısa periyot varsayımı uygulanarak takip eden denklemler elde edilebilir:

$$\alpha = \tan^{-1}\left(\frac{w}{u}\right) \approx \frac{w}{u} \dots (13)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{\dot{w}}{u} \dots (14)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{F_z}{mu} + q \dots (15)$$

Kuvvet denklemi aerodinamik katsayılar cinsinden denklem 16'daki gibi ifade edilir:

$$F_z = Z_\alpha \alpha + Z_q q + Z_\delta \delta \dots (16)$$

$$\dot{\alpha} = q + \frac{F_z}{mu} = q + \frac{Z_\alpha \alpha + Z_q q + Z_\delta \delta + Z_0}{mu} \dots (17)$$

$$\dot{\alpha} = \left(\frac{Z_\alpha}{mu}\right) \alpha + \left(\frac{Z_q}{mu} + 1\right) q + \left(\frac{Z_\delta}{mu}\right) \delta + \frac{Z_0}{mu} \dots (18)$$

Moment denklemi aerodinamik katsayılar cinsinden denklem 19'daki gibi ifade edilebilir:

$$\dot{q} = \frac{M}{I_y} = \frac{M_\alpha \alpha}{I_y} + \frac{M_q q}{I_y} + \frac{M_\delta \delta}{I_y} + \frac{M_0}{I_y} \dots (19)$$

$$a_z = \frac{Z}{m} = \frac{Z_\alpha \alpha}{m} + \frac{Z_q q}{m} + \frac{Z_\delta \delta}{m} + \frac{Z_0}{m} \dots (20)$$

$$\alpha = \frac{a_z m}{Z_\alpha} - \frac{Z_q q}{Z_\alpha} - \frac{Z_\delta \delta}{Z_\alpha} - \frac{Z_0}{Z_\alpha} \dots (21)$$

Denklem 20'nin zamana göre türevi:

$$\dot{a}_z = \frac{Z_\alpha}{m} \dot{\alpha} + \frac{Z_q}{m} \dot{q} + \frac{Z_\delta}{m} \dot{\delta} \dots (22)$$

Denklem 21 denklem 18'de yerine konulduğunda:

$$\dot{\alpha} = \frac{a_z}{u} + q \dots (23)$$

Ayrıca, denklem 21 denklem 19'de yerine konulduğunda:

$$\dot{q} = \left(\frac{M_\alpha}{I_y} \frac{m}{Z_\alpha}\right) a_z + \left(-\frac{M_\alpha}{I_y} \frac{Z_q}{Z_\alpha} + \frac{M_q}{I_y}\right) q + \left(-\frac{M_\alpha}{I_y} \frac{Z_\delta}{Z_\alpha} + \frac{M_\delta}{I_y}\right) \delta - \frac{M_\alpha}{I_y} \frac{Z_0}{Z_\alpha} + \frac{M_0}{I_y} \dots (24)$$

Denklem 23 ve 24 denklem 22'de yerine konulduğunda:

$$\dot{a}_z = \left( \frac{Z_\alpha}{\mu} + \frac{Z_q M_\alpha}{I_y Z_\alpha} \right) a_z + \left( \frac{Z_\alpha}{m} + \frac{Z_q M_q}{I_y m} - \frac{M_\alpha Z_q^2}{m I_y Z_\alpha} \right) q + \left( \frac{Z_q M_\delta}{m I_y} - \frac{Z_q M_\alpha Z_\delta}{m I_y Z_\alpha} \right) \delta - \frac{M_\alpha}{I_y} \frac{Z_0}{Z_\alpha} + \frac{M_0}{I_y} + \frac{Z_\delta}{m} \dot{\delta} - \frac{Z_q M_\alpha Z_0}{m I_y Z_\alpha} + \frac{M_0 Z_q}{m I_y} \dots (25)$$

Denklem 24 ve 25'te kullanılan aerodinamik katsayılar takip eden formüllerde gösterilmiştir.

$$M_\alpha = q_\infty A l_{ref} C_{M\alpha}$$

$$M_\delta = q_\infty A l_{ref} C_{M\delta}$$

$$M_q = q_\infty A l_{ref} C_{Mq} \frac{d}{2V} = \frac{q_\infty A l_{ref}^2 C_{Mq}}{2V} \dots (26)$$

$$Z_\alpha = q_\infty A C_{Z\alpha}$$

$$Z_\delta = q_\infty A C_{Z\delta}$$

$$Z_q = q_\infty A C_{Zq} \frac{d}{2V} = Q A C_{Zq} \frac{l_{ref}}{2V} \dots (27)$$

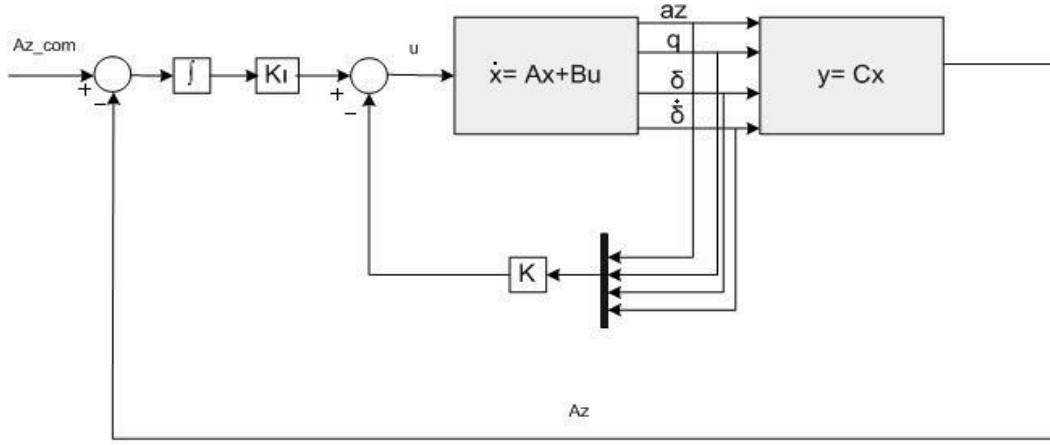
Denklem 26 ve 27'de '  $q_\infty$  ' dinamik basıncı, '  $l_{ref}$  ' referans uzunluğu ifade etmektedir. Boyutsuz aerodinamik katsayılar DATCOM analizleri sonucunda elde edilen parametrelerdir. Kontrol tahrik sistemiye 2. derece transfer fonksiyonu olarak modellenmiş ve yunuslama düzlemi durum uzay matrisi denklem (28)'de gösterilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \dot{a}_z \\ \dot{q} \\ \dot{\delta} \\ \ddot{\delta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Z_\alpha}{\mu} + \frac{M_\alpha Z_q}{I_y Z_\alpha} & \frac{Z_\alpha}{m} + \frac{M_q Z_q}{I_y m} - \frac{M_\alpha Z_q^2}{m I_y Z_\alpha} & -\frac{M_\alpha Z_\delta Z_q}{m I_y Z_\alpha} + \frac{M_\delta Z_q}{m I_y} & \frac{Z_\delta}{m} \\ \frac{M_\alpha m}{I_y Z_\alpha} & \frac{M_q}{I_y} - \frac{M_\alpha Z_q}{I_y Z_\alpha} & \frac{M_\delta}{I_y} - \frac{M_\alpha Z_\delta}{I_y Z_\alpha} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\omega_n^2 & -2\zeta\omega_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_z \\ q \\ \delta \\ \dot{\delta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \omega_n^2 \end{bmatrix} \delta_e + \begin{bmatrix} -\frac{Z_q M_\alpha Z_0}{m I_y Z_\alpha} + \frac{M_0 Z_q}{m I_y} \\ -\frac{M_\alpha Z_0}{I_y Z_\alpha} + \frac{M_0}{I_y} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \dots (28)$$

## UYGULAMALAR

Bu bölümde İHA'nın elde edilen dinamik modeli üzerine kontrolcü tasarımı yapılacaktır. Kontrolcü tasarımının İHA'nın uçuş boyunca karşılaşılabileceği noktalarda tasarlanması gerekmektedir. Bu nedenle kontrolcü tasarımı 3 Mach noktasında yapılacak ve kazanç cetvellemesi yapılarak uçuş benzetimine uygulanacaktır. Örnek olarak, yalnız 0.1 Mach noktası deniz seviyesi yüksekliğinde ivme ve irtifa kontrolcü tasarımı anlatılacaktır.

Şekil 10'da gösterilen otopilot konfigürasyonu İHA'nın manevralarını kontrol etmek için kullanılmaktadır. Durum değişkenleri  $a_z$ ,  $q$ ,  $\delta$  ve  $\dot{\delta}$  sırasıyla normal ivme, yunuslama açısall hızı, kontrol yüzeyi bükülme açısall pozisyonu ve kontrol yüzeyi bükülme açısall hızını ifade etmektedir. Bu otopilot yapısında tüm durum değişkenleri geri beslenmektedir. Bu sebeple, jiroskop ve ivmeölçer hava aracının üzerinde bulunmak zorundadır [Ogata, 2010]. İç döngüde orantısall kontrolcüler, dış döngüdeyse sabit hal hatasını elemek amacıyla integral kontrolcü kullanılmaktadır.



Şekil 10 Normal İvme Otopilot Konfigürasyonu

### İvme Otopilot Tasarımı

Mach sayısı 0.1 için orijinal ve hedeflenen sistem özellikleri Tablo 5’de verilmiştir.

Tablo-5 Doğal Frekans ve Sönümlleme Katsayıları

|                                  |        |
|----------------------------------|--------|
| Uçak doğal frekansı (rad/s)      | 9.3899 |
| Uçak sönümlleme katsayısı        | 0.3698 |
| Hedeflenen doğal frekans (rad/s) | 10     |
| Hedeflenen sönümlleme katsayısı  | 0.7    |

İstenen özelliklere sahip kök yerleri Tablo 5’te hedeflenen doğal frekans ve sönümlleme katsayıları kullanarak bulunur. Önerilen kök yerleri sanal eksene yakın dominant kökler olarak seçilmekte, kontrol tahrik sistemine ait köklerse orijinden uzağa yerleştirilip sistem cevabını bozmasının önüne geçilmektedir. Ackermann metodu [Ogata, 2010] kullanılarak köklerin taşınması için gerekli kontrolcü katsayıları bulunmuş, Tablo 6’da verilmiştir.

Tablo-6 İvme Otopilotu Kontrolcü Katsayıları

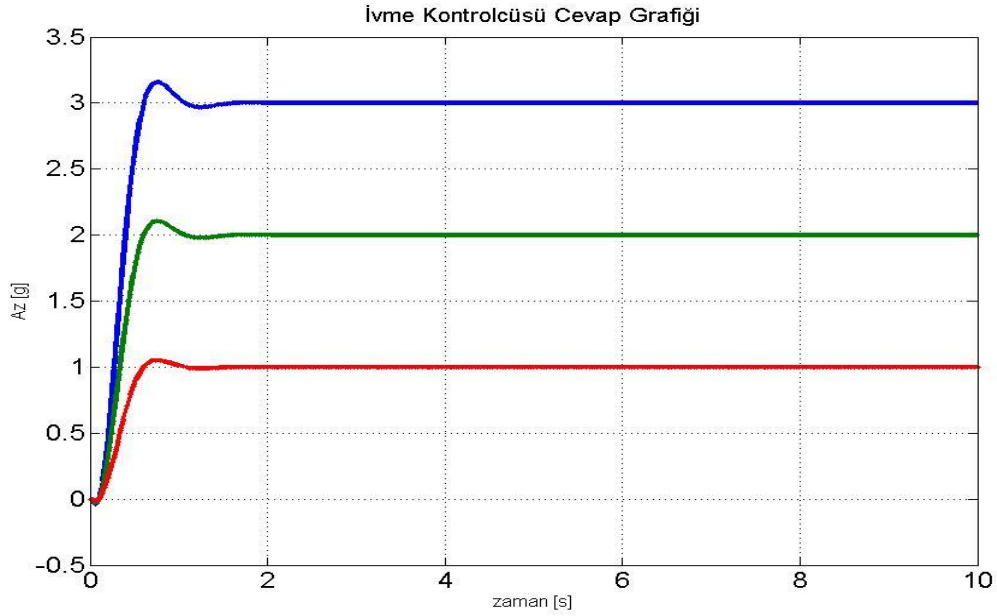
|                     | K1      | K2      | K3      | K4      | KI     |
|---------------------|---------|---------|---------|---------|--------|
| Kontrolcü Katsayısı | -0.0004 | -0.0182 | -0.4047 | -0.0003 | 0.0067 |

İntegral kontrolcüsü tasarlanırken kararlılık koşulu olarak faz, kazanç ve gecikme marjinleri dikkate alınmıştır. Genel kabul görmüş kural olarak Tablo 7’de belirten değerler referans alınmıştır.

Tablo-7 Kararlılık Kriterleri

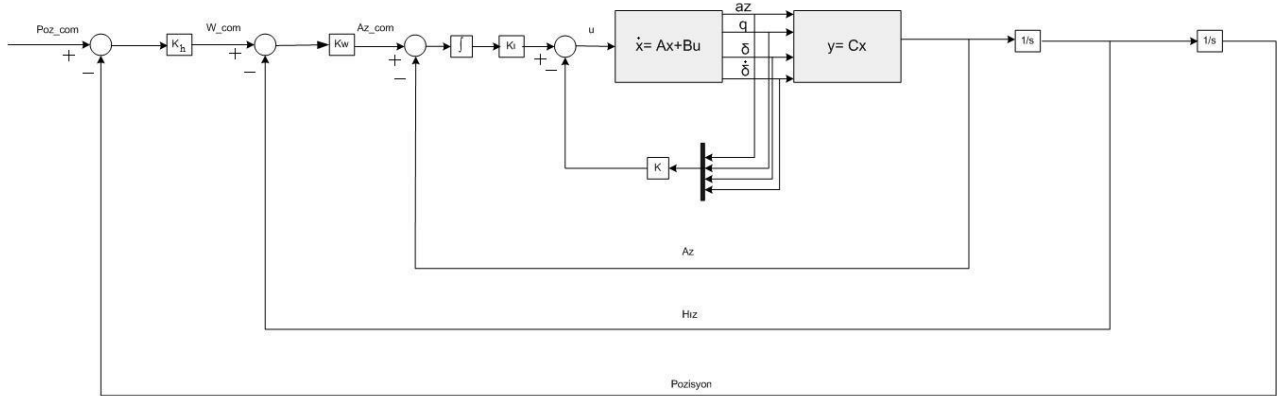
|                 | Kararlılık Kriterleri |
|-----------------|-----------------------|
| Kazanç Marjini  | >6dB                  |
| Faz Marjini     | %60-%80               |
| Gecikme Marjini | >20 milisaniye        |

Bu değerler doğrultusunda integral kontrolcüsünün katsayısı bulunmuş, farklı ivme komutlarına doğrusal sistemin cevabı Şekil 11'de verilmiştir.



Şekil 11 Doğrusal İvme Kontrolcüsün Farklı Komutlara Cevabı

Bir sonraki aşama tasarlanan ivme kontrolcüsü etrafına irtifa kontrolcüsü tasarlamaktır. Bunun için Şekil 12'de gösterilen irtifa kontrolcü konfigürasyonu kullanılmaktadır.



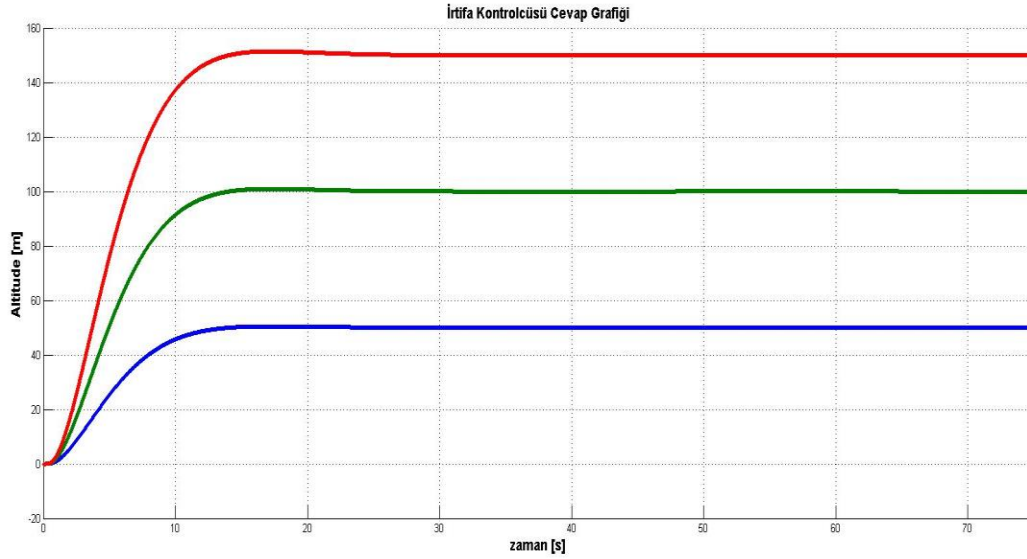
Şekil 12 İrtifa Tutucu Otopilot Konfigürasyonu

İvme otopilotunda hali hazırda son hal hatasını engellemek amacıyla integral kontrolcüsü bulunmasından dolayı dış döngülerde yalnız doğrusal kontrolcü kullanılması uygun görülmüştür. Doğrusal kontrolcü katsayılarının belirlenmesinde yine Tablo 7'deki değerler referans alınmıştır.

Tablo 8 İrtifa Otopilotu Kazanç Katsayıları

|                     | $K_h$ | $K_w$ |
|---------------------|-------|-------|
| Kontrolcü Katsayısı | 0.187 | 0.491 |

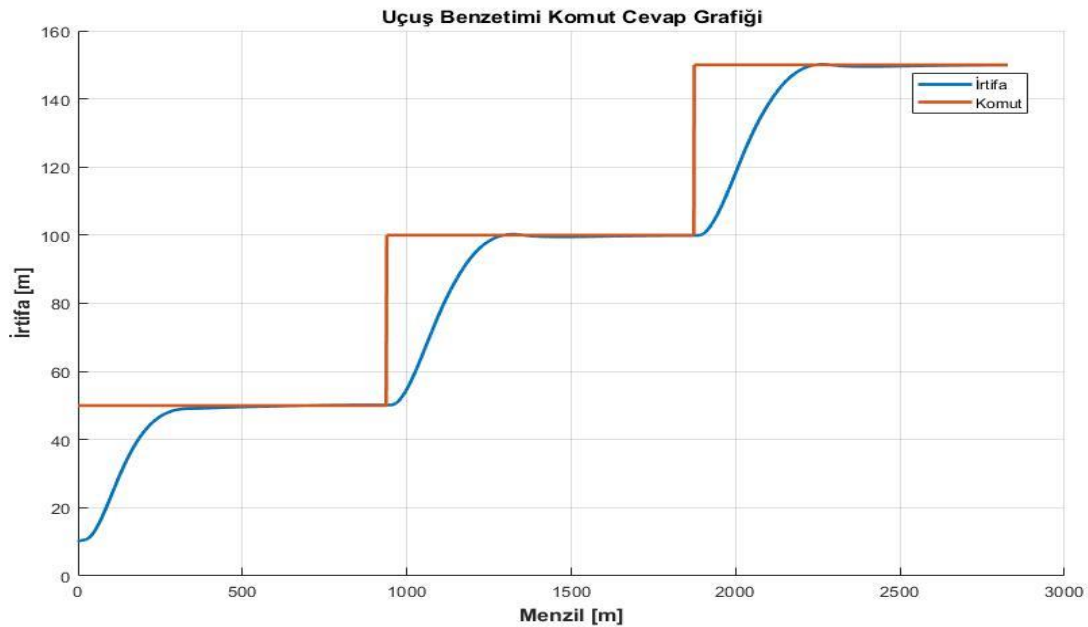
Bu değerler doğrultusunda orantısal kontrolcü katsayısı bulunmuş ve Tablo 8'de gösterilmiştir. Ek olarak, farklı irtifa komutlarına doğrusal sistemin cevabı Şekil 13'de verilmiştir.



Şekil 13 İrtifa Kontrolcüsü Cevap Grafiği

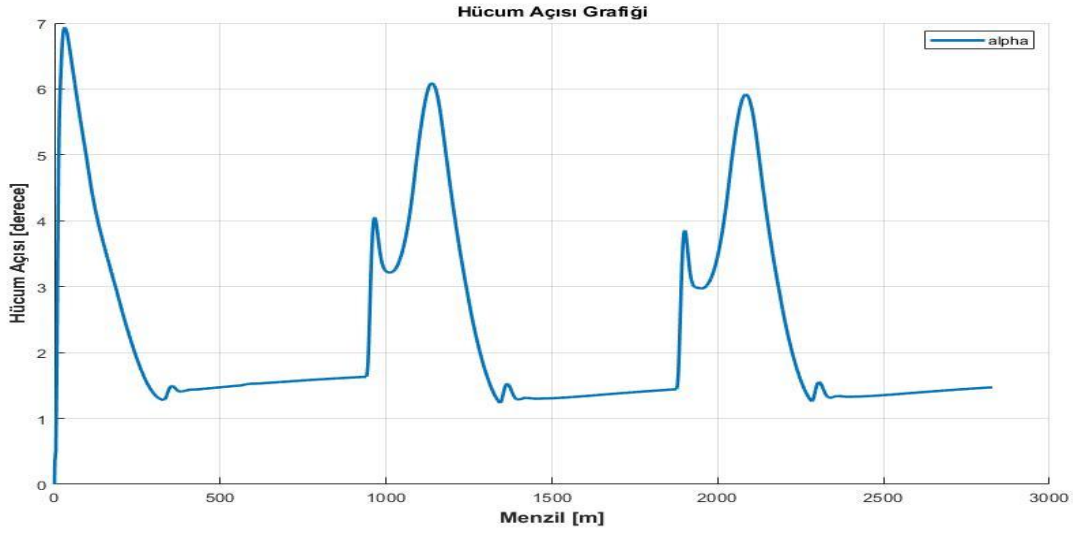
Bu işlem tüm Mach sayıları için tekrar edilip uçuş sırasında Tandem İHA'nın karşılaşılabileceği tüm koşullar için kazanç cetveli çıkarılmıştır.

Bir sonraki aşama, doğrusal olmayan Şekil 6, 7 ve 8'de gösterilmiş aerodinamik veri tabanını, rüzgar ve yerçekimi modeli içeren çevre modelini, kinematik (hız, pozisyon) hesabı yapılan navigasyon bloğunu ve dinamik (kuvvet moment) hesabı yapılan uçuş mekaniği bloğunu içeren bir uçuş benzetiminde tasarlanan kontrolcülerini test etmektir. Tasarlanan uçuş benzetiminin detayları bu yazıda verilmemiş, irtifa kontrolcüsünün cevapları Şekil 13'te gösterilmiştir. Tandem İHA'nın gereksinimler bölümünde açıklanan 5 kilogramdan az kalkış ağırlığıyla, 50, 100 ve 150 metre irtifalarda 25 m/s hızla seyrüsefer yapabildiği doğrulanmıştır.

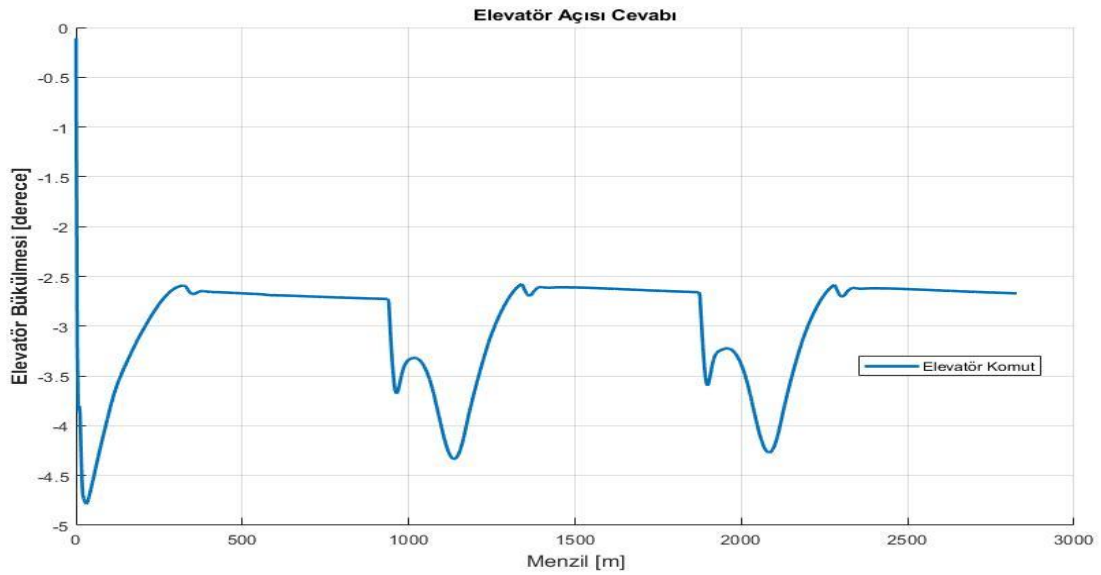


Şekil 14 Uçuş Benzetimi İrtifa Komut Cevap Grafiği

Şekil 14'te takip edilen yörünge boyunca İHA'nın gördüğü hücum açısı ve kontrol yüzeyi bükülmesi sırasıyla Şekil 15 ve Şekil 16'da verilmiştir.



Şekil 15 Uçuş Benzetimi Hücum Açısı Grafiği



Şekil 16 Uçuş Benzetimi Kontrol Yüzeyi Bükülme Grafiği

Şekil 15 ve 16'dan anlaşılacağı üzere otopilot tasarım sürecinde ele alınan varsayımlar doğrulanmıştır. Tandem İHA'nın 150 metre irtifaya tırmanma sürecinde azami  $7^\circ$  hücum açısına karşılık,  $-4.5^\circ$  kontrol yüzeyi bükülmesi görmüştür ve tahmin edildiği gibi Şekil 6'da doğrusal bölgede etkinlik gösterdiği doğrulanmıştır.

## SONUÇ

Bu çalışmadaki amaç geometrik kısıtlardan ötürü düşük kanat açıklığına sahip tandem kanat konfigürasyonuna sahip bir İHA tasarlamak ve İHA'nın kontrol-kararlılık açısından incelenip görev gereksinimlerini yerine getirdiğini göstermektir. Kavramsal tasarım sürecinden başlanıp benzer tasarımlar incelenmiş, ilk boyutlandırma çalışması sonucunda DATCOM yazılımı kullanılarak aerodinamik veri tabanı elde edilmiştir. Aerodinamik veri tabanı İHA'nın uçabileceği doğrusal bir bölge olduğunu ve kontrolcü tasarımına uygun olduğunu göstermiştir. Doğrusal yöntemlerle ivme ve irtifa kontrolcüsü hedeflenen kararlılık gereksinimleri ve sistem özellikleri doğrultusunda tasarlanıp, 3 serbestlik dereceli doğrusal olmayan aerodinamik veri tabanını içeren uçuş benzetimine kazanç cetvellemesi yapılarak uygulanmıştır. Çalışmanın sonunda uçuş benzetiminde

analizler yapılmış, İHA'nın görev gereksinimlerini yerine getirebildiği görülmüştür. Bu çalışmanın bir sonraki aşamasında benzer gereksinimlere sahip tek kanat, kuyruk kontrollü (monoplane) bir İHA daha tasarlanacak, tandem kanat İHA'ya göre avantaj/dezavantajları incelenecektir.

### Kaynaklar

Beard, R. W., & McLain, T. W, (2012). Small Unmanned Aircraft. New Jersey: Princeton University Press,

Baykar Mini İHA Sistemi, (2017). Alındığı yer [http://baykarmakina.com/wp-content/uploads/2017/07/Bayraktar\\_Mini\\_iha\\_brosur\\_TR\\_2017\\_05\\_04.pdf](http://baykarmakina.com/wp-content/uploads/2017/07/Bayraktar_Mini_iha_brosur_TR_2017_05_04.pdf)

Dragon Eye. Alındığı yer [http://www.avinc.com/downloads/Dragon\\_Eye\\_AV\\_datasheet.pdf](http://www.avinc.com/downloads/Dragon_Eye_AV_datasheet.pdf)

Kroo, I, (2005). "Nonplanar Wing Concepts for Increased Aircraft Efficiency," VKI lecture series on Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Aircraft.

Landolfo, G, (2008). Aerodynamic and Structural Design Of a Small Nonplanar Wing UAV. University of Dayton, Dayton Ohio, USA.

Mignet, H., (1937). Le sport de l'air. Paris: Imprimeie A. Taffin-Lefort.

Nelson, R. C., (1998). Flight Stability and Automatic Control. Boston, MA: McGraw-Hill.

Ogata, K., (2010). Modern Control Engineering. 5th Edition. Delhi: Pearson.

Orbiter.(tarihsiz) Alındığı yer <http://www.israeli-weapons.com/weapons/aircraft/uav/orbiter/Orbiter.html>

Puma™ AE RQ-20B, (2017). Alınan yer [https://www.avinc.com/images/uploads/product\\_docs/PumaAE\\_Datasheet\\_2017\\_Web\\_v1.1.pdf](https://www.avinc.com/images/uploads/product_docs/PumaAE_Datasheet_2017_Web_v1.1.pdf)

Switchblade, (2017). Alınan yer [https://www.avinc.com/images/uploads/product\\_docs/SB\\_Datasheet\\_2017\\_Web\\_rv1.1.pdf](https://www.avinc.com/images/uploads/product_docs/SB_Datasheet_2017_Web_rv1.1.pdf)

UAVS Trident TL Unmanned Aerial Vehicles. (tarihsiz). Alındığı yer <https://uav-solutions.com/unmannedaircraft/trident-tl/#features8f26-417e6554-2765a55a-504c>