



**İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ YAN RÜZGAR
KOŞULUNDA XFLR5 İLE STABİLİTE
ANALİZİNİN İNCELENMESİ**

**2024
YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ**

Ümit ÇELİK

**Tez Danışmanı
Dr. Öğr. Üyesi Mehmet BAKIRCI**

**İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ YAN RÜZGAR KOŞULUNDA XFLR5
İLE STABİLİTE ANALİZİNİN İNCELENMESİ**

Ümit ÇELİK

**Tez Danışmanı
Dr. Öğr. Üyesi Mehmet BAKIRCI**

**T.C.
Karabük Üniversitesi
Lisansüstü Eğitim Enstitüsü
Makine Mühendisliği Anabilim Dalında
Yüksek Lisans Tezi
Olarak Hazırlanmıştır**

**KARABÜK
Nisan 2024**

Ümit ÇELİK tarafından hazırlanan “İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ YAN RÜZGAR KOŞULUNDA XFLR5 İLE STABİLİTE ANALİZİNİN İNCELENMESİ” başlıklı bu tezin Yüksek Lisans Tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

Dr. Öğr. Üyesi Mehmet BAKIRCI
Tez Danışmanı, Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Bu çalışma, jürimiz tarafından Oy Birliği ile Makine Mühendisliği Anabilim Dalında Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir. 15/04/2024

<u>Ünvanı, Adı SOYADI (Kurumu)</u>	<u>İmzası</u>
Başkan : Doç. Dr. Okan ÜNAL (KBÜ)
Üye : Doç. Dr. Fuat KARTAL (KÜ)
Üye : Dr. Öğr. Üyesi Mehmet BAKIRCI (KBÜ)

KBÜ Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Yönetim Kurulu, bu tez ile, Yüksek Lisans derecesini onamıştır.

Doç. Dr. Zeynep ÖZCAN
Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Müdürü

“Bu tezdeki tüm bilgilerin akademik kurallara ve etik ilkelere uygun olarak elde edildiğini ve sunulduğunu; ayrıca bu kuralların ve ilkelerin gerektirdiği şekilde, bu çalışmadan kaynaklanmayan bütün atıfları yaptığımı beyan ederim.”

Ümit ÇELİK

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ YAN RÜZGAR KOŞULUNDA XFLR5 İLE STABİLİTE ANALİZİNİN İNCELENMESİ

Ümit ÇELİK

Karabük Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı:

Dr. Öğr. Üyesi Mehmet BAKIRCI

Nisan 2024, 101 sayfa

İnsansız hava araçları (İHA'lar), askeri, gözetleme ve ticari amaçlar dahil olmak üzere çeşitli sektörlerde yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. Bu araçlar, keşif, gözetleme, haritalama, afet yardımı ve güvenlik uygulamaları gibi birçok alanda önemli rol oynamaktadır. İHA teknolojisi, hızlı gelişmeler kaydetmekte olup, kullanım alanları her geçen gün genişlemektedir.

Bu çalışmada, XFLR5 yazılımı kullanılarak insansız hava aracı tasarlanmış ve aşağıda belirtilen durumlara göre yan rüzgar koşulunda stabilite analizi yapılmıştır. Bunlar;

1. Ağırlık merkezi konumuna göre yan rüzgar koşulunda stabilite analizi,
2. Geleneksel kuyruk V kuyruk ve T kuyruğun yan rüzgar koşulunda stabilite analizi,
3. Farklı kuyruk airfoiline göre yan rüzgar koşulunda stabilite analizi,
4. Kuyruk konumuna göre yan rüzgar koşulunda stabilite analizidir.

İlk aşama olarak tasarımda kullanılacak kanat için MH-32 airfoili XFLR5'e tanımlandı. Kuyruk için XFLR5 veritabanından NACA 0010 airfoili yüklendi. MH-32 kanat airfoili, yüksek hızlarda düşük direnç sağlayan ve iyi yük taşıma kapasitesine sahip bir airfoildir. Bu, İHA'nın hızlı ve uzun menzilli uçuşlar için uygun olmasını sağlar. NACA 0010 kuyruk airfoili ise stabilite ve kontrol sağlamak için tercih edilebilir, çünkü genellikle düşük hızlarda stabiliteyi artırır ve manevra kabiliyetini iyileştirir.

MH-32 ve NACA 0010 airfoillerinin performans analizi, bir dizi Reynolds sayısı ve hücum açısında gerçekleştirildi. Analiz türü 1 seçildi. Bu analiz türü artan Reynolds sayılarını kullanan bir analizdir. Her artan Reynolds sayısında bir dizi hücum açısı değerlendirilebilir. XFLR5 hesaplamaları için Reynolds sayıları 30.000 ile 1.500.000 arasında değişmekte olup 30.000'lik artışlarla artırıldı. Alfa, hücum açısı, her Reynolds sayısı artışında -6 dereceden 16 dereceye kadar değişti.

XFLR5'te "Batch Analysis" uygulanarak airfoil performans verileri hesaplandıktan sonra, XFLR5'teki "Wing and Plane Design" modülü kullanılarak İHA'nın kanat ve kuyruk tasarımına geçildi. Kanadın ön kenarı referans noktası $x=0$ olarak belirlendi. Gövde boyunca merkez çizgi $y=0$ olarak belirlendi. Zemin, referans noktası $z=0$ olarak kullanıldı. XFLR5, tüm girdilere dayanarak atalet özelliklerini ve ağırlık merkezini hesapladı. Şekil 3.8'de görüldüğü üzere "Plane Inertia" bölümünden kanat, kuyruk ve diğer ağırlıklar için farklı değerlerde kütle tanımlamaları yapıldı. Bu çalışmada yapılan tüm analizler bu tasarım üzerinden kanat kuyruk arası mesafe, ağırlık merkezi, Aspect Ratio (AR) karşılaştırması içi kuyruk span ve veter, kuyruk airfoili, kuyruk tipi ve kanat ve kuyruğun tilt açısı değiştirilerek yapılmıştır.

Tasarım aşaması bittikten sonra stabilite analizi yapılmıştır.

Ağırlık merkezi konumuna göre yan rüzgar koşulunda stabilite analizi incelendiğinde uçağın ağırlık merkezinin kanattan kuyruğa doğru kaymasıyla yan rüzgar etkilerinin azaldığını göstermektedir. Bu durum, yanal hızın ve yuvarlanma açısının azaldığını ve uçağın daha stabil bir uçuş performansı sergilediğini işaret etmektedir (Şekil 4.1.9 ve 4.1.10). Ayrıca, ağırlık merkezinin kanattan kuyruğa doğru kaymasıyla yalpalama açısı değişiminin ve yön açısının zamanla arttığını belirtmek mümkündür (Şekil 4.1.11 ve

4.1.12). Root locus analizleri ise ağırlık merkezinin bu yönde kaymasıyla roll damping, dutch roll ve spiral modlarında kararlılığın azaldığını, short period ve phugoid modlarında da kararlılığın azaldığını göstermektedir (Şekil 4.1.13 ve 4.1.14). Geleneksel kuyruk V kuyruk ve T kuyruğun yan rüzgar koşulunda stabilite analizi incelendiğinde Root locus analizleri, ağırlık merkezinin kanattan kuyruğa doğru kaymasıyla farklı kuyruk tasarımlarının kararlılık durumlarını inceler. Şekil 4.2.13 ve 4.2.14'te, ağırlık merkezi bu yönde kaydıka T-Tail kuyruk tasarımının roll damping ve spiral modunda daha kararlı olduğu, Dutch roll modunda ise V-Tail kuyruk tasarımının daha kararlı olduğu belirtilmiştir. Benzer şekilde, short period modunda V-Tail kuyruk tasarımının en kararlı olduğu görülmüştür.

Farklı kuyruk airfoillerine göre yan rüzgar koşulunda stabilite analiz sonuçlarına göre, farklı kuyruk airfoillerinin yan rüzgar etkisinde uçağın yanal hız, yuvarlanma açısı, yalpalama açısı ve yön açısı değışimine olan etkisi incelenmiştir. Şekil 4.3.9, 4.3.10, 4.3.11 ve 4.3.12'de gösterilen grafiklerde, üç farklı kuyruk airfoili için değerlerin birbirine çok yakın olduğu ve farklı kuyruk airfoillerinin yan rüzgar etkisinde belirgin bir fark yaratmadığı görülmüştür. Ayrıca, root locus analizlerinde (Şekil 4.3.13 ve 4.3.14), farklı kuyruk airfoillerinin sistemin kararlılığına herhangi bir etkisinin olmadığı tespit edilmiştir.

Kuyruk konumuna göre yan rüzgar koşulunda stabilite analiz sonuçlarına göre, geleneksel kuyruk tipi kullanılan İHA'nın kanat ve kuyruk arasındaki mesafenin artmasıyla yan rüzgar koşullarında uçağın yanal hız, yuvarlanma açısı, yalpalama açısı ve yön açısı değışimindeki davranışlar incelenmiştir. Şekil 4.4.9'da, kanat ve kuyruk arasındaki mesafenin artmasıyla birlikte uçağın yan rüzgar koşullarında yanal hız değışiminin azaldığı belirtilmiştir. Ayrıca, Şekil 4.4.10, 4.4.11 ve 4.4.12'de, kanat ve kuyruk arasındaki mesafenin artmasıyla uçağın yuvarlanma, yalpalama ve yön açısı değışimlerinin azaldığı gözlemlenmiştir.

Root locus analizleri, kanat ve kuyruk arasındaki mesafenin roll damping ve short period modlarındaki kararlılık üzerindeki etkisini incelemiştir. Şekil 4.4.13 ve 4.4.14'te, kanat ve kuyruk arasındaki mesafenin kısılmasıyla birlikte uçağın roll damping ve short period modlarında daha kararlı bir davranış sergilediğı görülmüştür.

Her durum için aerodinamik veriler elde edilmiş ve stabilite üzerindeki etkileri incelenmiştir. Elde edilen veriler, insansız hava araçlarının tasarımı ve stabilite performansı hakkında kapsamlı bir anlayış sağlamaktadır.

Yapılan analizler sonucunda, İHA tasarımında kullanılan parametrelerin stabilite üzerindeki etkileri belirlenmiştir. Özellikle, ağırlık merkezi konumunun, kuyruk tipinin ve kanat-kuyruk arası mesafenin İHA'nın yan rüzgar koşullarındaki stabilitesini etkilediği görülmüştür. Bu bulgular, İHA tasarımında stabilite analizinin önemini vurgulamakta ve literatüre yeni bir bakış açısı getirmektedir.

Anahtar Sözcükler : İnsansız hava aracı, Stabilite analizi, Aerodinamik, Yan rüzgar koşulu

Bilim Kodu : 91410

ABSTRACT

M. Sc. Thesis

INVESTIGATION OF STABILITY ANALYSIS OF UNMANNED AERIAL VEHICLES UNDER CROSSWIND CONDITIONS USING XFLR5

**Karabük University
Institute of Graduate Programs
Department of Mechanical Engineering**

Thesis Advisor:

Assist. Prof. Dr. Mehmet BAKIRCI

April 2024, 101 pages

Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) are widely used in various sectors including military, surveillance, and commercial purposes. These vehicles play an important role in many areas such as reconnaissance, surveillance, mapping, disaster relief, and security applications. UAV technology is rapidly advancing, and its applications are expanding day by day.

In this study, an unmanned aerial vehicle was designed using XFLR5 software, and stability analysis under crosswind conditions was conducted according to the following situations:

1. Stability analysis under crosswind conditions according to the center of gravity position,
2. Stability analysis of traditional tail V-tail and T-tail designs under crosswind conditions,
3. Stability analysis under crosswind conditions for different tail profiles,

4. Stability analysis under crosswind conditions according to tail position.

As the first step, the MH-32 airfoil was defined in XFLR5 for the wing to be used in the design. The NACA 0010 airfoil was loaded from the XFLR5 database for the tail. The MH-32 wing profile provides low drag at high speeds and has good load-carrying capacity, making it suitable for fast and long-range flights. The NACA 0010 tail profile, on the other hand, can be preferred to provide stability and control as it generally enhances stability at low speeds and improves maneuverability.

Performance analysis of MH-32 and NACA 0010 airfoils was conducted at various Reynolds numbers and angles of attack. Type 1 analysis was selected, which uses increasing Reynolds numbers for analysis. A range of angles of attack from -6 degrees to 16 degrees was evaluated for each increasing Reynolds number. Reynolds numbers for XFLR5 calculations ranged from 30,000 to 1,500,000, increasing with increments of 30,000.

After calculating the performance data using "Batch Analysis" in XFLR5, the wing and tail design of the UAV were performed using the "Wing and Plane Design" module in XFLR5. The leading edge of the wing was defined as the reference point $x=0$. The centerline along the fuselage was set as $y=0$. The ground was used as the reference point $z=0$. XFLR5 calculated the inertia properties and center of gravity based on all inputs. Different mass definitions were made for the wing, tail, and other weights from the "Plane Inertia" section as shown in Figure 3.8. All analyses conducted in this study were based on this design, and stability analyses were performed by varying parameters such as wing-tail distance, center of gravity, Aspect Ratio (AR) comparison, tail span and sweep, tail profile, tail type, and tilt angle of the wing and tail.

After the design stage, stability analysis was conducted. When examining stability analysis under crosswind conditions according to the center of gravity position, it was observed that as the center of gravity of the aircraft moved from the wing to the tail, the effects of crosswinds decreased. This indicates a decrease in lateral speed and roll angle, leading to a more stable flight performance for the aircraft (Figures 4.1.9 and

4.1.10). Additionally, it can be noted that with the movement of the center of gravity from the wing to the tail, the yaw rate change and direction angle increased over time (Figures 4.1.11 and 4.1.12). Root locus analyses indicate that with this shift in the center of gravity, stability decreases in roll damping, dutch roll, and spiral modes, and stability also decreases in short period and phugoid modes (Figures 4.1.13 and 4.1.14). When examining stability analysis under crosswind conditions for traditional tail V-tail and T-tail designs, Root locus analyses evaluate the stability conditions of different tail designs as the center of gravity moves from the wing to the tail. In Figures 4.2.13 and 4.2.14, it is indicated that as the center of gravity shifts in this direction, the T-Tail tail design is more stable in roll damping and spiral modes, while the V-Tail tail design is more stable in Dutch roll mode. Similarly, it was observed that the V-Tail tail design is most stable in the short period mode.

According to the stability analysis results under crosswind conditions for different tail profiles, the effect of different tail profiles on the lateral speed, roll angle, yaw rate, and direction angle change of the aircraft under crosswind conditions was examined. Figures 4.3.9, 4.3.10, 4.3.11, and 4.3.12 show that values for three different tail profiles are very close to each other, and different tail profiles do not create a significant difference in crosswind effects. In addition, in root locus analyses (Figures 4.3.13 and 4.3.14), it was determined that different tail profiles do not have any effect on the stability of the system.

According to the stability analysis results under crosswind conditions according to tail position, the behavior of the aircraft's lateral speed, roll angle, yaw rate, and direction angle changes under crosswind conditions was examined as the wing and tail distance of the UAV using traditional tail types increased. Figure 4.4.9 indicates that with the increase in the distance between the wing and tail, the lateral speed change of the aircraft decreases under crosswind conditions. Additionally, in Figures 4.4.10, 4.4.11, and 4.4.12, it was observed that as the distance between the wing and tail increased, the changes in roll, yaw, and pitch angles of the aircraft decreased.

Root locus analyses examined the effect of the distance between the wing and tail on roll damping and short period modes. In Figures 4.4.13 and 4.4.14, it was observed

that as the distance between the wing and tail decreased, the aircraft exhibited a more stable behavior in roll damping and short period modes.

Aerodynamic data were obtained for each condition, and their effects on stability were examined. The obtained data provide a comprehensive understanding of UAV design and stability performance.

As a result of the analyses, the effects of parameters used in UAV design on stability were determined. In particular, it was observed that the center of gravity position, tail type, and wing-tail distance affect the stability of the UAV under crosswind conditions. These findings emphasize the importance of stability analysis in UAV design and provide a new perspective to the literature.

Key Word : Unmanned aerial vehicle, Stability analysis, Aerodynamics, Crosswind condition.

Science Code : 91410

TEŞEKKÜR

Bu tez çalıŐmasının planlanmasında, araŐtırılmasında, yürütülmesinde ve oluşumunda ilgi ve desteğini esirgemeyen Dr. Öğr. Üyesi Mehmet BAKIRCI hocama, yoğun çalıŐmalarımda sabır göstererek anlayıŐla karşılayan eşim Rabia'ya, yüksek lisans eğitimime başlamam konusunda ilham veren Doç. Dr. Yasin DÖNMEZ hocama, bilimsel araştırma teknikleri konusunda yardımcı olan mesai arkadaşım Dr. Nazlı BERBEROĞLU YILMAZ hocama, çalıŐmam sırasında küçük ya da büyük yardımını esirgemeyen herkese tüm kalbimle teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
KABUL.....	ii
ÖZET.....	iv
ABSTRACT.....	viii
TEŞEKKÜR.....	xii
İÇİNDEKİLER	xiii
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	xvi
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	xix
BÖLÜM 1	1
GİRİŞ	1
1.1. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI.....	2
1.1.1. İnsansız Hava Aracı (İHA) Tanımı ve Sınıflandırması	2
1.1.2. İHA'lar Hakkında Genel Bilgiler	5
1.1.3. İHA'ların Diğer Hava Araçlarına Göre Avantajları ve Dezavantajları.....	6
1.1.4. Uçaklarda Kullanılan Kuyruk Tipleri	8
1.2. UÇUŞ AERODİNAMİĞİ	10
1.2.1. Uçağa etkiyen kuvvetler (Seyir uçuşu hali).....	10
1.2.2. Aerodinamik Kuvvet ve Momentler	10
1.2.3. Airfoil Geometrik Özellikleri	12
1.2.4. Referans Kanat Geometrik Özellikleri	13
1.2.5. Ortalama Aerodinamik Veter	13
1.2.6. Airfoil Taşıma Katsayısının Hücüm Açısı İle Değişimi.....	14
1.2.7. Airfoil Sürüklenme Katsayısının Hücüm Açısı İle Değişimi.....	15
1.2.8. Aerodinamik Performans Açısından Airfoil Seçimi.....	15
1.2.9. Airfoil Seçiminde Dikkat Edilecek Kriterler	17

	<u>Sayfa</u>
1.3. STABİLİTE.....	17
1.3.1. Stabilite Analizi	17
1.3.2. Koordinatlar, Konum, Hız ve Dönüş Vektörü.....	19
1.3.3. Uçuş Parametreleri.....	19
1.3.4. Durum Tanımı	20
1.3.5. Çıktı	21
1.3.6. Kararlılık Türevleri.....	21
1.3.7. Modlar.....	23
1.3.7.1. Doğal Modlar	23
1.3.7.2. Kök Yeri Diyagramı	25
1.3.7.3. Mod Şekli.....	25
1.3.7.4. Zaman Yanıtı	26
1.3.7.5. Başlangıç Koşulu Yanıtı	26
1.3.7.6. Açık Döngü Zorlanmış Yanıt.....	27
 BÖLÜM 2	 28
LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	28
 BÖLÜM 3	 32
METOD	32
3.1. TEORİ VE HESAPLAMA YÖNTEMLERİ	32
3.1.1. Lifting Line Teorisi	32
3.1.2. Girdap Kafes Yöntemi (Vortex Lattice Method).....	33
3.1.3. 3D Panel Method	34
3.1.4. Stabilite ve Kontrol Teorisi	34
3.2. XFLR5 YAZILIMI.....	36
3.2.1. XFLR5 Teorisi.....	36
3.2.2. XFLR5 - Yazılım Kullanımı.....	36
3.2.3. XFLR5 Airfoil Tasarımı ve Performansı.....	37
3.2.4. XFLR5 3D Uçak Tasarımı ve Performans Analizi.....	38
3.2.5. XFLR5 3D Uçak Tasarımı Kararlılık Analizi	39
3.3. ÇALIŞMANIN TASARIM AŞAMALARI	39

	<u>Sayfa</u>
3.3.1. XFLR5 Airfoil Tasarımı	39
3.3.2. XFLR5 Airfoil Performans Analizi (Batch Analysis)	41
3.3.3. XFLR5 Kanat ve Uçak Tasarımı (Wing and Plane Design).....	44
BÖLÜM 4	46
ANALİZ SONUÇLARI	46
4.1. AĞIRLIK MERKEZİ KONUMUNA GÖRE YAN RÜZGAR KOŞULUNDA STABİLİTE ANALİZİ	46
4.2. GELENEKSEL, V-TAIL VE T-TAIL KUYRUĞUN YAN RÜZGAR KOŞULUNDA STABİLİTE ANALİZİ.....	56
4.3. FARKLI KUYRUK PROFİLLERİNE GÖRE YAN RÜZGAR KOŞULUNDA STABİLİTE ANALİZİ	68
4.4. KUYRUK KONUMUNA GÖRE YAN RÜZGAR KOŞULUNDA STABİLİTE ANALİZİ	80
BÖLÜM 5	93
SONUÇLAR VE TARTIŞMA	93
KAYNAKLAR	97
ÖZGEÇMİŞ	100

ŞEKİLLER DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
Şekil 1.1.a.Sabit kanatlı İHA.....	3
Şekil 1.1.b.Döner kanatlı İHA	3
Şekil 1.2. İnsansız hava araçlarının sınıflandırılması [19].....	5
Şekil 1.3. İHA sistemlerinin bileşenleri.	6
Şekil 1.4. Uçaklarda kullanılan kuyruk tipleri [23].....	8
Şekil 1.5. Kanat üzerindeki havanın akışı	10
Şekil 1.6. Kanat airfoili üzerindeki aerodinamik kuvvetler.	11
Şekil 1.7. Airfoile ait geometrik özellikler	12
Şekil 1.8. Kanada ait geometrik özellikler	13
Şekil 1.9. Ortalama aerodinamik veter gösterimi.....	13
Şekil 1.10. Tipik bir airfoil için c_l - α grafiği	14
Şekil 1.11. Tipik kamburlu bir airfoil için c_d - α grafiği.....	15
Şekil 1.12. Farklı airfoillere ait c_l/c_d grafikleri	15
Şekil 1.13. Gövde ve kararlılık eksenleri.	18
Şekil 3.1. MH-32 Airfoil tasarımı	40
Şekil 3.2. NACA-0010 Airfoil tasarımı.	40
Şekil 3.3. MH32 ve NACA0010 airfoilleri için batch analizi	41
Şekil 3.4. MH32 ve NACA0010 airfoillerine ait C_l -Alpha grafiği.....	42
Şekil 3.5. MH32 ve NACA0010 airfoillerine ait C_l - C_d grafiği.....	42
Şekil 3.6. MH32 ve NACA0010 airfoillerine ait C_m -Alpha grafiği.....	43
Şekil 3.7. MH32 ve NACA0010 airfoillerine ait C_l/C_d -Alpha grafiği	43
Şekil 3.8. Wing and Plane Design menüsü	44
Şekil 3.9. İHA tasarımının izometrik görüntüsü	45
Şekil 3.10. İHA tasarımının yan görüntüsü.....	45
Şekil 4.1.1.Ağırlık merkezi konumu (xCOG) 60 mm	47
Şekil 4.1.2.Ağırlık merkezi konumu (xCOG) 70 mm	47
Şekil 4.1.3.Ağırlık merkezi konumu (xCOG) 80 mm.....	47
Şekil 4.1.4.Döner kanatlı İHA	48
Şekil 4.1.5. Kaldırma katsayısının hücum açısına göre değişimi	48

Sayfa

Şekil 4.1.6. Sürüklenme katsayısının hücum açısına göre değişimi	49
Şekil 4.1.7. Aerodinamik verimliliğin hücum açısına göre değişimi.....	49
Şekil 4.1.8. Moment katsayısının hücum açısına göre değişimi	50
Şekil 4.1.9. Yanal hız değişimi	51
Şekil 4.1.10. Yuvarlanma açısı değişimi	51
Şekil 4.1.11. Yalpalama açısı değişimi.....	52
Şekil 4.1.12. Yön açısı değişimi.	53
Şekil 4.1.13. Yatay eksenindeki root locus görünümü.....	54
Şekil 4.1.14. Dikey eksenindeki root locus görünümü	55
Şekil 4.2.1. Geleneksel kuyruk tipi kullanılan İHA tasarımı.	57
Şekil 4.2.2. V-Tail kuyruk tipi kullanılan İHA tasarımı.	57
Şekil 4.2.3. T-Tail kuyruk tipi kullanılan İHA tasarımı.....	58
Şekil 4.2.4. İtme kuvvetinin süratine göre değişimi	58
Şekil 4.2.5. Kaldırma katsayısının hücum açısına göre değişimi	59
Şekil 4.2.6. Sürüklenme katsayısının hücum açısına göre değişimi	59
Şekil 4.2.7. Aerodinamik verimliliğin hücum açısına göre değişimi.....	60
Şekil 4.2.8. Moment katsayısının hücum açısına göre değişimi	61
Şekil 4.2.9. Yanal hız değişimi	62
Şekil 4.2.10. Yuvarlanma açısı değişimi	63
Şekil 4.2.11. Yalpalama açısı değişimi.....	64
Şekil 4.2.12. Yön açısı değişimi.	65
Şekil 4.2.13. Yatay eksenindeki root locus görünümü.....	66
Şekil 4.2.14. Dikey eksenindeki root locus görünümü	67
Şekil 4.3.1. NACA 0008 kuyruk airfoili kullanılan İHA tasarımı	69
Şekil 4.3.2. NACA 0012 kuyruk airfoili kullanılan İHA tasarımı	69
Şekil 4.3.3. NACA 0016 kuyruk airfoili kullanılan İHA tasarımı	69
Şekil 4.3.4. İtme kuvvetinin süratine göre değişimi	70
Şekil 4.3.5. Kaldırma katsayısının hücum açısına göre değişimi	71
Şekil 4.3.6. Sürüklenme katsayısının hücum açısına göre değişimi	72
Şekil 4.3.7. Aerodinamik verimliliğin hücum açısına göre değişimi.....	73
Şekil 4.3.8. Moment katsayısının hücum açısına göre değişimi	74
Şekil 4.3.9. Yanal hız değişimi	75
Şekil 4.3.10. Yuvarlanma açısı değişimi	76

Sayfa

Şekil 4.3.11.Yalpalama aç ı değişimi.....	77
Şekil 4.3.12.Yön aç ı değişimi.	78
Şekil 4.3.13.Yatay eksendeki root locus görünümü.....	79
Şekil 4.3.14.Dikey eksendeki root locus görünümü	80
Şekil 4.4.1. Kanat ve kuyruk arası 680 mm mesafeye sahip İHA tasarımı	81
Şekil 4.4.2. Kanat ve kuyruk arası 780 mm mesafeye sahip İHA tasarımı	82
Şekil 4.4.3. Kanat ve kuyruk arası 880 mm mesafeye sahip İHA tasarımı.....	82
Şekil 4.4.4. İtki kuvvetinin sür ate göre değişimi	83
Şekil 4.4.5. Kaldırma katsayısının hücum aç ısına göre değişimi	84
Şekil 4.4.6. Sür ükleme katsayısının hücum aç ısına göre değişimi	85
Şekil 4.4.7. Aerodinamik verimliliğin hücum aç ısına göre değişimi.....	86
Şekil 4.4.8. Moment katsayısının hücum aç ısına göre değişimi.....	87
Şekil 4.4.9. Yanal hız değişimi	88
Şekil 4.4.10.Yuvarlanma aç ı değişimi	89
Şekil 4.4.11.Yalpalama aç ı değişimi.....	90
Şekil 4.4.12.Yön aç ı değişimi.	91
Şekil 4.4.13.Yatay eksendeki root locus görünümü.....	92
Şekil 4.4.14.Dikey eksendeki root locus görünümü	93

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

SİMGELER

- L : taşıma kuvveti
D : sürüklenme kuvveti
W : ağırlık
T : itki kuvveti
 V_{∞} : uçuş hızı
 ρ_{∞} : hava yoğunluğu
S : kanat alanı
 C_L : kanat için taşıma katsayısı
 C_D : sürüklenme katsayısı
 C_M : moment katsayısı
C : ortalama aerodinamik veter boyu
 c_r : kök veter uzunluğu
 c_t : uç veter uzunluğu
b : kanat açıklığı
AR : açıklık oranı
 λ : sivrilme oranı
 c_l : airfoil için taşıma katsayısı
 c_d : airfoil için sürüklenme katsayısı
 c_m : profi için moment katsayısı
Re : reynolds sayısı
 μ_{∞} : havanın dinamik viskozitesi
 α : hücum açısı
 β : tek eksenli basınç dayanımı
 φ : roll (dönme) açısı
m : kütle

- g : yer çekimi ivmesi
 u : x-ekseni boyunca hızın değişimi
 w : z-ekseni boyunca hızın değişimi
 q : yatma hızı (y-ekseni etrafındaki dönüş vektörü)
 θ : yatma açısı (x-ekseni ile yatay uçuş hattı arasındaki açı)
 v : w-ekseni boyunca hızın değişimi
 p : dönüş hızı (x-ekseni etrafındaki dönüş vektörü)
 r : yaw hızı, (z-ekseni etrafındaki dönüş vektörü)
 ϕ : eğim açısı, (y-ekseni ile yatay uçuş hattı arasındaki açı)
 σ : amortisman sabiti
 ω : dairesel doğal frekans
 ζ : amortisman oranı

KISALTMALAR

İHA : İnsansız Hava Aracı

KKUS : Küresel Konumlandırma Uydu Sistemi

NATO: North Atlantic Treaty Organization (Kuzey Atlantik Antlaşması Örgütü)

SHGM: Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü

GNSS : Global Navigation Satellite Systems (Küresel Konum Belirleme Sistemi)

AB : Avrupa Birliği

ABD : Amerika Birleşik Devletleri

UAV : Unmanned Aerial Vehicle (İnsansız Hava Aracı)

CFD : Computational Fluid Dynamics (Sayısal Akışkanlar Dinamiği)

GPS : Global Positioning System (Küresel Konumlama Sistemi)

IMU : Inertial Measurement Unit (Ataletsel Ölçme Ünitesi)

VLM : Vortex Lattice Method (Vortex Kafes Yöntemi)

GPL : General Public Licence (Genel Kamu Lisansı)

NACA: National Advisory Committee for Aeronautics (Ulusal Havacılık Danışma Komitesi)

BÖLÜM 1

GİRİŞ

Bugün, teknoloji ve bilim alanındaki gelişmeler, bazı yeniliklerin insan yaşamına girmesine yardımcı olmuştur Artan nüfus, doğal kaynaklardaki azalma ve insanların hava, su ve toprak üzerindeki etkileri, çevreyi ölçmek ve izlemeyi önemli hale getirmiştir. Modern hava durumu ve kara tabanlı ile uydu temelli teknolojilerle, veriler daha kesin ve hızlı bir şekilde elde edilmekte ve gerekli analizler yapılarak sonuçlar farklı şekillerde sunulabilmektedir[1-2].

Havacılık alanındaki çalışmalar, iletişim, elektronik ve navigasyon teknolojilerinin bir araya gelmesiyle bugün askeri ve sivil alanlarda farklı amaçlarla kullanılan İnsansız Hava Araçları'nın (İHA) gelişimine öncülük etmiştir. İHA, maliyet, hız ve zaman avantajları sayesinde dünya genelinde, ülkemizde olduğu gibi, yaygın bir kullanım alanı bulmuştur. Geleneksel yöntemlere bir alternatif olarak sunulan İHA ile gerçekleştirilen uygulamalarda; daha iyi mekânsal ve zamansal çözünürlük ile düşük maliyetli veri üretimi sağlanmaktadır.

Gelişen teknoloji ile birlikte, İHA'lar askeri çalışmalarda, meteorolojik ve jeolojik araştırmalarda, doğal afet yönetiminde, arkeolojik sitelerin incelenmesinde, toprak kaymalarının incelenmesinde, uluslararası sınır devriyesinde, orman yangını tespitinde ve radyasyon seviyelerinin incelenmesinde kullanılmaktadır [3-8].

Son yıllarda, Küresel Konumlandırma Uydu Sistemi (KKUS) ve yüksek çözünürlüklü kameralar entegre edilmiş ve bilimsel çalışmalarda uzaktan algılama, dijital harita üretimi ve fotogrametri alanlarında kullanılmaya başlanmıştır [9].

1.1. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI

1.1.1. İnsansız Hava Aracı (İHA) Tanımı ve Sınıflandırması

Birçok kuruluş tarafından yapılan çeşitli İHA tanımlarının yanı sıra, akademisyenler tarafından yapılan tanımlar da bulunmaktadır. Kuzey Atlantik Antlaşması Örgütü (NATO) tarafından yapılan tanıma göre, İHA; üzerinde herhangi bir canlı varlık bulunmayan, uzaktan veya otonom olarak uçabilen, görevini tamamladıktan sonra belirli ekipmanları yükleyerek geri dönebilen ve iniş yapabilen bir hava aracı olarak tanımlanmaktadır [10] Türk Dil Kurumu'na göre, İHA; güvenlik açısından belirli bir alanın gözetimi ve kontrolü için gerekli araçlarla donatılmış ve uzaktan komuta ile uçan bir araç olarak tanımlanmaktadır [11].

Ulaştırma ve Altyapı Bakanlığı'na bağlı Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü (SHGM) tarafından yapılan tanıma göre, İHA; İnsansız Hava Aracı Sistemleri'nin bir bileşeni olarak işletilen, aerodinamik kuvvetlerle sürekli uçabilen, üzerinde pilot bulunmayan uzaktan kumandalı bir İHA pilotu tarafından komuta edilen veya otonom uçuş İHA pilotu tarafından tasarlanan ve uçurulan bir hava aracı olarak tanımlanmaktadır [12].

Akademik ortamda İHA'lar için belirli bir tanım bulunmasa da, en çok tercih edilen tanım şu şekildedir: İHA'lar, pilot tarafından kontrol edilmeyen, üzerlerinde ölçüm amacına uygun olarak çeşitli cihazlarla (kamera, video kamera, lazer tarama cihazı vb.) uzaktan komutla yönlendirilen veya uçuş yolunu önceden planlayarak otonom olarak uçan hava araçlarıdır [13].

Ticari kullanımlar ve gelişen teknolojinin etkisiyle, İHA'lar çeşitli şekillerde sınıflandırılmıştır. Uluslararası tanımlamalardan dolayı İHA'lar yükseklik durumlarına göre sınıflandırılrsa da [14], SHGM, İHA'ları taşıyabilecekleri yük ağırlığına ve kanat yapılarına göre sınıflandırmaktadır. İHA'lar, kanat yapıları açısından sabit kanatlı (Şekil 1.1.a) ve döner kanatlı (Şekil 1.1.b) olarak iki gruba ayrılmaktadır.



Şekil 1.1.a. Sabit kanatlı İHA.



Şekil 1.1.b. Döner kanatlı İHA.

Sabit kanatlı İHA sistemleri, gücünü kuyruk kısmındaki elektrik veya içten yanmalı motorundan alarak ince kanatları sayesinde hava sürtünmesini etkisiz hale getirerek havada hızlanma olanağı sağlar. Kanatları içindeki kontrol yüzeyleri sayesinde havada yönlendirme kontrolü ve yükseklik kontrolü sağlar. Bu kanat yapısıyla havada süzülme yeteneğine sahip olan bu araçlar, uzun süre havada kalabilirler, ancak dikey olarak kalkış ve iniş yapma yeteneklerinin sınırlı olması sabit kanatlı İHA'ların eksikliğidir [15]. Otomatik uçuş haricinde manuel kullanım ile kontrol edilmesi istendiğinde deneyimli bir beceri gerektirir. Bu sistemlerde, kalkış ve iniş sırasında yaşanan zorluklardan dolayı inişlerde paraşüt açılır ve kalkışlarda bir fırlatma rampası veya manuel fırlatma yöntemi kullanılır [16].

Döner kanatlı İHA'lar, kullanıcılar tarafından kullanım kolaylığı ve maliyet açısından bugün daha fazla tercih edilmektedir. Bu sistemlerde, motorlar aynı anda saat yönünde veya saat yönünün tersine dönerek kalkış yapar ve manevra kabiliyeti kazanır. Önde ve arkada yer alan pervanelerin dengeli itişisi sayesinde havada stabil bir şekilde kalması sağlanır [15]. Döner kanatlı İHA'ların en büyük avantajlarından biri, kalkış ve iniş sırasında manuel veya otomatik olarak sabit bir noktada dikey olarak inebilmeleridir. Bu özellik, kullanıcıların profesyonel eğitim ihtiyacı olmadan kolayca kullanmalarına olanak tanır. Ayrıca, yüksek manevra kabiliyeti ve sabit bir noktada dönebilme ve asılı kalabilme yeteneği birçok avantaj sağlar. Döner kanatlı İHA'ların avantajlarına ek olarak, dezavantajları da bulunmaktadır. Elektronik ve mekanik olarak karmaşık bir yapıya sahip olduklarından, bakım ve onarımları zordur. Havadaki yavaş hareket etmeleri ve düşük uçuş süreleri nedeniyle çalışma alanını tarayabilmek için birden fazla kalkış ve iniş gereklidir. Bu, işlem süresini ve bütçeyi artırır [17].

İHA'lar, taşıdıkları ağırlığa göre dört farklı başlık altında sınıflandırılmaktadır [12].

Bunlar:

1. İHA0: Maksimum kalkış ağırlığı 500 g (dahil) - 4 kg arasında,
2. İHA1: Maksimum kalkış ağırlığı 4 kg (dahil) - 25 kg arasında,
3. İHA2: Maksimum kalkış ağırlığı 25 kg (dahil) - 150 kg arasında,
4. İHA3: Maksimum kalkış ağırlığı 150 kg (dahil) üzeri olan İHA'lar.

İHA0 ve İHA1 grup sistemleri, özellikle İHA Sistemleri Talimatı mevzuatına göre, arkeolojik siteler, felaket bölgeleri, maden sahaları ve inşaat alanları gibi alanlarda, özellikle sivil kullanım alanlarında haritalama çalışmalarında yaygın olarak kullanılmaktadır.

Dünya genelinde İHA'ların sınıflandırılması incelendiğinde, Çin, Rusya, Malezya, İngiltere, Kanada, Hindistan, Japonya, AB ve ABD'nin yasalarında küçük farklarla benzer düzenlemeler olduğu görülmektedir. Örneğin, Birleşik Krallık, Kanada ve Malezya gibi ülkeler, UAV1 üst sınıfını 20 kilogram olarak kabul etmektedir [18].

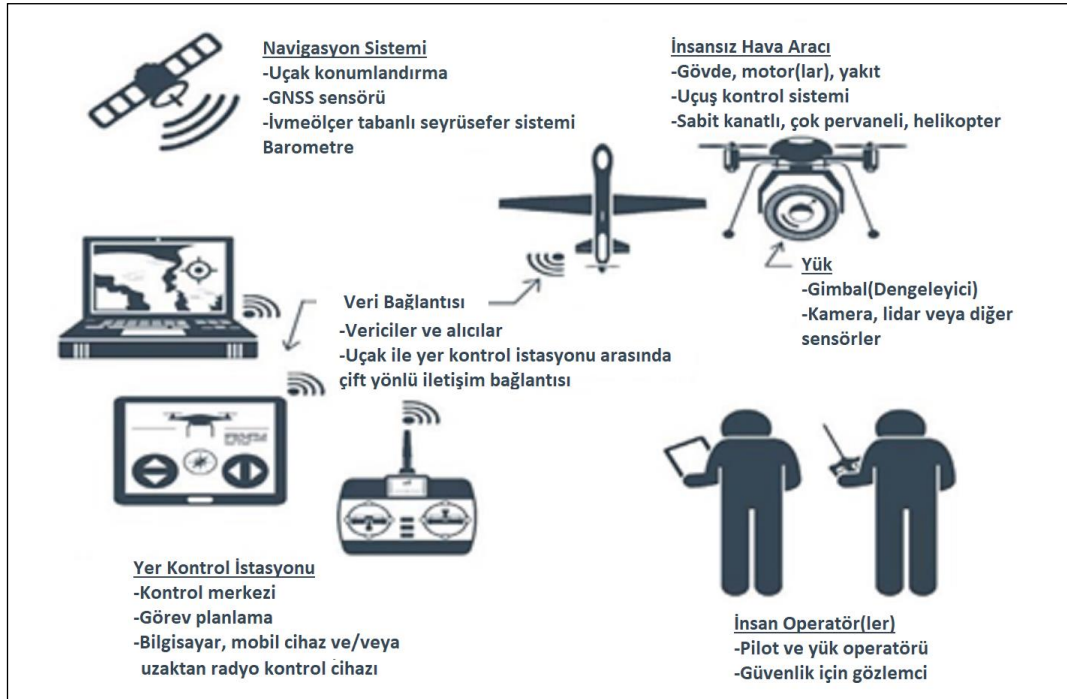
Sınıf	Kategori	Menzil Yarıçapı (Km)	Havada Kalma Süresi (Saat)	Yerden Operasyon İrtifası (feet)	Örnek İHA'lar
Sınıf 1 (<150 kg)	Mikro (<2kg)	5	1	200	Black Widow, MicroStar, Microbat, FanCopter, QuattroCopter, M05quito, Homet, Mite, Ari
	Mini (2-20 kg)	25	< 2	3000	ScanEagle, Skylark, DH3, Mikado, Aladin, Tracker, DragonEye, Raven, Pointer II, Carolo C40/P50, Skorpio, R-Max and R-50, RoboCopter, YH-3005L, Efe, Gözcü
	Küçük (>20 kg)	50	3 – 6	5000	Hermes 90, Scorpi 6/30, Luna, SilverFox, EyeView, Firebird, R-Max Agri/ Photo, Homet, Raven, phantom, GoldenEye 100, Flyrt, Neptune
Sınıf 2 (150 -600 kg)	Taktik	200	6 – 10	10000	Sperwer, Iview 250, Watchkeeper, Hunter B, Mücke, Aerostar, Sniper, Falco, Armor X7, Smart UAV, UCAR, Eagle Eye+, Alice, Extender, Shadow 200/400 , Taktik (ODTÜ), Çaldıran, Karayel, Bayraktar
Sınıf 3 (>600 kg)	Operatif	Sınırsız	24 – 48	45000	Reaper, Hermes 900, Skyforce, Hermes 1500, Heron TP, MQ-1 Predator, Predator-IT, Eagle1/2, Darkstar, E-Hunter, Dominator, Anka
	Stratejik	Sınırsız	24 – 48	65000	Global Hawk, Raptor, Condor, Theseus, Helios, Predator B/C, Libellule, EuroHawk, Mercator, SensorCraft, Global Observer, Pathfinder Plus
	Taarruz – Atak	Sınırsız	> 48	65000	Pegasus

Şekil 1.2. İnsansız hava araçlarının sınıflandırılması [19].

1.1.2. İHA'lar Hakkında Genel Bilgiler

İHA'lar: GNSS (Küresel Konum Belirleme Sistemi), lazer ve kızılötesi kameralar gibi yüksek teknoloji cihazlarla donatılmıştır. İnsansız hava araçları, seyir kontrol mekanizması, veri bağlantı mekanizması, fırlatma/kalkış mekanizması ve güç kaynağı gibi bileşenlerden oluşur. İHA'nın ön kısmı, tüm dedektörlerin ve uçuş mekanizmalarının bulunduğu yerdir. Geriye kalan kısımda ise donanım ve yazılım

mekanizmaları bulunmaktadır. İHA, uzaktan komut sistemi ile manuel olarak kontrol edilir. Kontrol ünitesindeki çubuklar, farklı yönlere hareketlere izin verir ve İHA'nın dengeyi trim düğmeleri ile koruyarak ayarlanmasına olanak tanır. Ayrıca, uzaktan kontrol mekanizmasındaki ekranlar, sabit kameralardan çevrimiçi video görüntüleri elde etmek için de kullanılır. Ayrıca, GNSS'nin yardımıyla belirli bir yükseklikte önceden belirlenmiş bir çizgide İHA'nın bağımsız uçuşları gerçekleştirilebilir. Bu şekilde yapılan otonom uçuşlar, bugün daha yaygın hale gelmiştir. Bu özellik, sivil kullanıcıların İHA teknolojilerine artan ilgisinin önemli bir nedenidir. [20]



Şekil 1.3. İHA sistemlerinin bileşenleri [21]

1.1.3. İHA'ların Diğer Hava Araçlarına Göre Avantajları ve Dezavantajları

İHA'ların klasik ölçüm (İnsanlar ya da manuel cihazlar aracılığıyla gerçekleştirilen ölçüm) yöntemlerine üstün olan bazı yönleri aşağıda listelenmiştir [22].

1. Bulutlu hava koşullarında klasik ölçüm yöntemlerine göre daha sağlıklı sonuçlar verebilir.

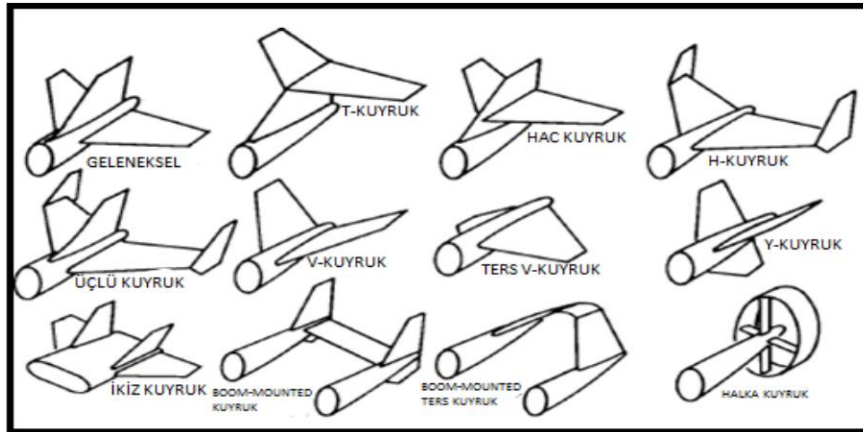
2. Diğer yöntemlere göre İHA'ların en önemli avantajı, yaşam tehdit eden alanlarda ve yüksek risk potansiyeline sahip uygulama alanlarında kolayca kullanılabilmesidir. Riskli alanlara bir örnek; volkan bölgeleri, kimyasal depolama alanları, deprem bölgeleri, sel vb. doğal afetlerin ve nükleer enerji santrallerinin bulunduğu alanlardır.
3. Klasik yöntemlerde genellikle veriler ofis çalışmaları sonrasında elde edilir. Ancak, İHA'larda bu durum hızlı ve eşzamanlı veri elde etme olanağı sağlar.
4. İHA'lar ayrıca dijital yüzey modelleri ve 3D modeller için yüksek çözünürlüklü doku haritalarının oluşturulmasında da kullanılır. Döner kanatlı İHA'lar, dikey olarak kalkabilir ve havada asılı bir şekilde kalabilirler, bu nedenle kameraları üzerinde yatay ve dikey olarak hareket ettirerek sabit bir noktadan fotoğraflar çekebilirler. Bu özellikler sayesinde 3D modeller oluşturmada veya özel araştırmalarda kolayca kullanılabilir.
5. Maliyet, kullanılan teknoloji çeşitliliğine ve uygulama türüne göre değişse de, İHA'larla gerçekleştirilen çalışmalar, diğer klasik yöntemlere kıyasla daha düşük maliyetle gerçekleştirilebilir.

İHA'ların avantajlarına ek olarak, bazı dezavantajlar da bulunmaktadır [23]. Bunlar şunlardır:

1. **Rüzgarlı Hava Koşullarında Sınırlı Çalışma Olanağı:** İHA'lar, güçlü rüzgarlar veya kötü hava koşullarında stabilite ve kontrol problemleri yaşayabilir. Bu durum, uçuş sürelerini ve operasyonel etkinliği sınırlayabilir.
2. **Havada Sınırlı Zaman:** İHA'ların genellikle havada kalma süreleri pilota bağlıdır ve genellikle insansız hava araçları, insan pilotlara kıyasla daha kısa sürelerle uçabilirler. Bu durum, uzun süreli görevler için belirli bir kısıtlama getirebilir.

3. **Sınırlı Uçuş İrtifaları:** Bazı İHA'lar, diğer hava araçlarına kıyasla daha düşük irtifalarda uçabilirler ve bu da bazı görevlerde sınırlamalara neden olabilir, özellikle stratejik keşif ve izleme görevlerinde.
4. **İniş, Kalkış ve Uçuş Aşamalarında Problemler:** İHA'ların iniş ve kalkışları, geleneksel uçaklara kıyasla daha karmaşık olabilir. Ayrıca, otomatik iniş ve kalkış sistemlerinde yaşanan arızalar veya uçuş sırasında teknik sorunlar, operasyonel riskleri artırabilir.
5. **Düşük Taşıma Kapasitesi:** İHA'ların genellikle insanlı hava araçlarına kıyasla daha düşük taşıma kapasitesi vardır. Bu da taşınabilir yük miktarını veya taşıma kapasitesini sınırlayabilir.
6. **Hava Saldırılarına ve Savunma Sistemlerine Karşı Savunmasız Olma:** Bazı İHA'lar, düşman hava savunma sistemlerine karşı savunmasız olabilirler ve hava saldırılarına karşı daha kırılgan olabilirler.
7. **Tehlikeleri Algılama Yeteneğinin, Pilota Sahip İHA'lara Kıyasla Daha Zayıf Olması:** Bazı İHA'lar, insansız hava araçlarına kıyasla tehlikeleri algılama yeteneklerinde sınırlamalara sahip olabilirler. Bu durum, çevresel tehditlere karşı daha az duyarlı olmalarına neden olabilir.

1.1.4. Uçaklarda Kullanılan Kuyruk Tipleri



Şekil 1.4. Uçaklarda kullanılan kuyruk tipleri [24].

Geleneksel Kuyruk: Uçuş istikrarı ve kontrol sağlama konusunda yeterli bir geçmişe sahiptir. Hafif olması, geleneksel kuyruk tipini popüler hale getirmiştir. Günümüzde kullanılan uçakların yaklaşık %70'i hala bu tip kuyruk yapılarına sahiptir. Bu çalışmada da geleneksel tip kuyruk kullanılmıştır.

T – Kuyruk: Bu tip kuyruk, yaygın bir kullanıma sahiptir. Dikey kuyruğun, yatay kuyruğu sorunsuz bir şekilde taşıyabilmesi için ek bir destek gerektirir. Bu nedenle, geleneksel tip kuyruğa göre daha ağırdır. Ancak ağırlığı tolere etme avantajlarına sahiptir. T kuyruk, uç plakası etkisi ile daha küçük dikey kuyruk sağlar, bu da malzeme yorulmasını azaltır ve daha kolay bir pilotaj sağlar.

H – Kuyruk: Geleneksel tip kuyruklardan daha ağırdır. Jet motoru kaynaklı hava akımı düzensizliklerinden daha az etkilenir.

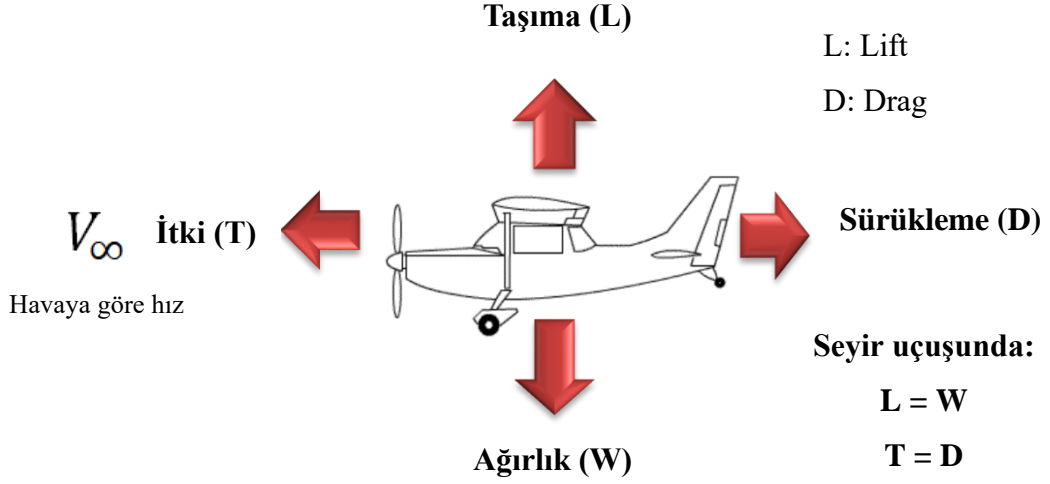
V – Kuyruk: Bu kuyruk tipi, hava akımına maruz kalan tüm yüzey alanını azaltmak amacıyla tasarlanmıştır. Bu kuyruk türü, hem yatay hem de dikey kuyruğun görevlerini aynı anda kontrol etmeyi amaçlar.

Ters V – Kuyruk: Bu kuyruk tipi, hem hava akımına maruz kalan tüm yüzey alanının azaltılmasını hem de kontrolün kolaylaştırılmasını hedefler.

Y – Kuyruk: Hava akımına maruz kalan tüm yüzey alanının azaltılmasını sağlamak amacıyla tasarlanan bu kuyruk tipi, V – Kuyruk tasarımının bir varyasyonudur. V – Kuyruk ile karşılaştırıldığında daha kolay kontrol edilebilir [25].

1.2. UÇUŞ AERODİNAMİĞİ

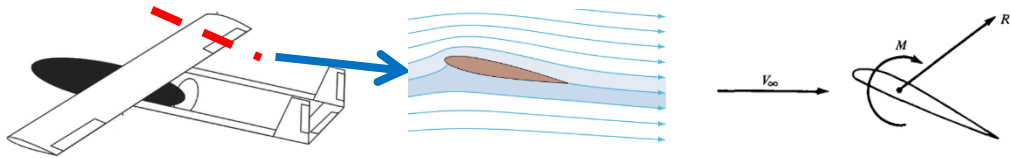
1.2.1. Uçağa etkiyen kuvvetler (Seyir uçuşu hali)



Taşıma (Lift) kuvveti: V_∞ doğrultusuna dik etkiyen toplam aerodinamik kuvvet.

Sürüklenme (Drag): V_∞ doğrultusuna ters yönde etkiyen toplam aerodinamik kuvvet.

1.2.2. Aerodinamik Kuvvet ve Momentler



Şekil 1.5. Kanat üzerindeki havanın akışı.

$$\text{Taşıma kuvveti: } L = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S C_L \quad (1)$$

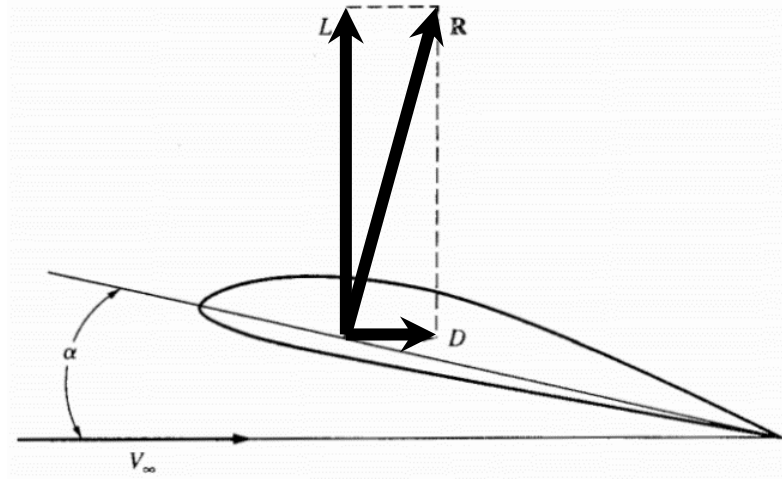
$$\text{Sürüklenme kuvveti: } D = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S C_D \quad (2)$$

$$\text{Moment: } M = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S c C_M \quad (3)$$

C_L , C_D , C_M , sırayla taşıma, sürüklenme ve moment katsayılarıdır.

V_∞ hava hızı, ρ_∞ uçuş şartlarında hava yoğunluğu, S kanat alanıdır.

C ortalama aerodinamik veter boyudur.



Şekil 1.6. Kanat airfoili üzerindeki aerodinamik kuvvetler.

	Airfoil	Kanat	
Taşıma katsayısı:	$c_l = \frac{L'}{q_\infty c}$	$C_L = \frac{L}{q_\infty S}$	(4)
Sürüklenme katsayısı:	$c_d = \frac{D'}{q_\infty c}$	$C_D = \frac{D}{q_\infty S}$	(5)
Moment katsayısı:	$c_m = \frac{M'}{q_\infty c^2}$	$C_M = \frac{M}{q_\infty S c}$	(6)

$$\text{Dinamik basınç: } q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (7)$$

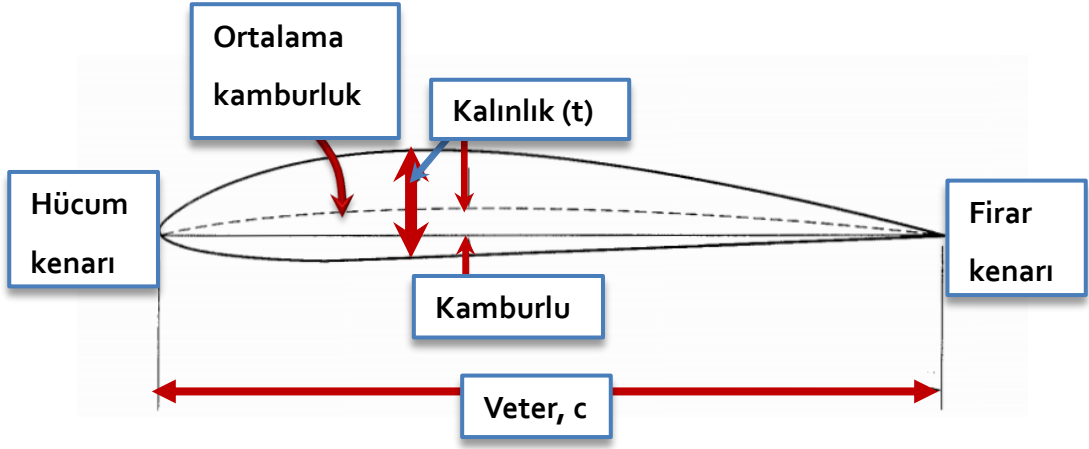
$$\rho_\infty = 1.225 \text{ kg/m}^3$$

(Deniz seviyesi ve standart koşullarda)

Aerodinamik katsayılar hücum açısına, geometriye (airfoil geometrisi, kanat geometrisi, uçak konfigürasyonu, hava akımına maruz kalan yüzeyler, vs.), Reynolds sayısına ve Mach sayısına bağlıdır.

Kanat airfoili için taşıma ve sürüklenme katsayıları deneysel olarak elde edilir ya da airfoil seçimi sırasında yaklaşık tahmin yapan Xfoil ve CFD gibi analiz yapan yazılımlar kullanılabilir.

1.2.3. Airfoil Geometrik Özellikleri



Şekil 1.7. Airfoile ait geometrik özellikler.

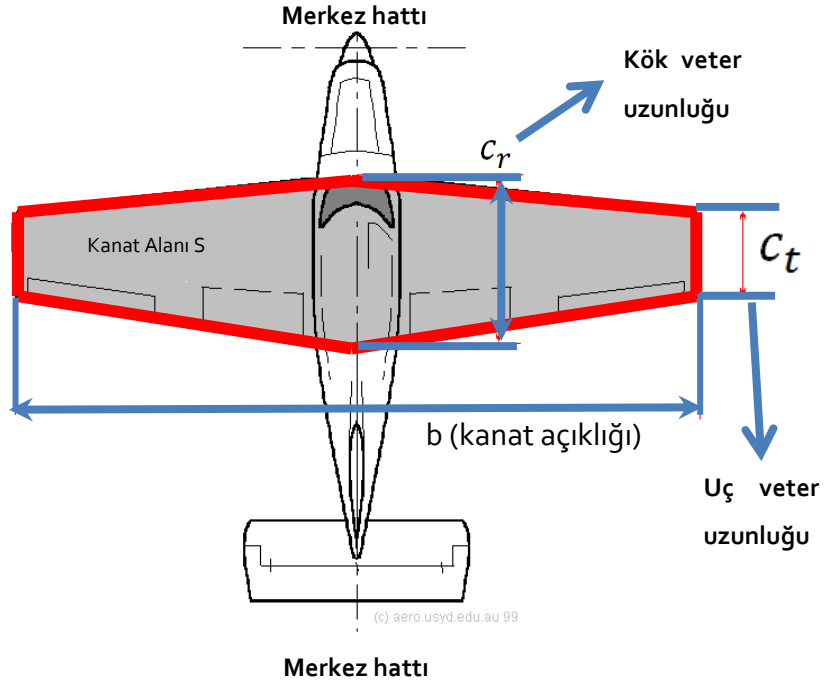
Veter (chord) hattı: Hücum kenarı ile fırar kenarını birleştiren doğru.

Ortalama kamburluk eğrisi: Airfoil üst ve alt yüzeyleri arasındaki uzaklıkların orta noktalarını birleştiren eğri.

Kamburluk: Airfoil veteri ile kamburluk eğrisi arasındaki maksimum mesafe (vetera dik ölçülür.)

Kalınlık (thickness): Airfoil üst ve alt noktaları arasında vetera dik olarak ölçülen mesafe.

1.2.4. Referans Kanat Geometrik Özellikleri

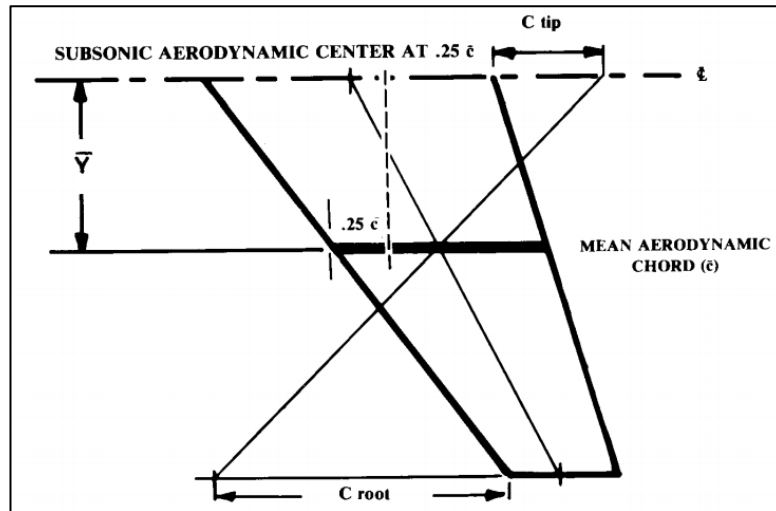


Şekil 1.8. Kanada ait geometrik özellikler.

$$\text{Açıklık oranı (Aspect ratio)} \quad AR = \frac{b^2}{S} \quad (8)$$

$$\text{Sivrilme oranı (taper ratio)} \quad \lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (9)$$

1.2.5. Ortalama Aerodinamik Veter



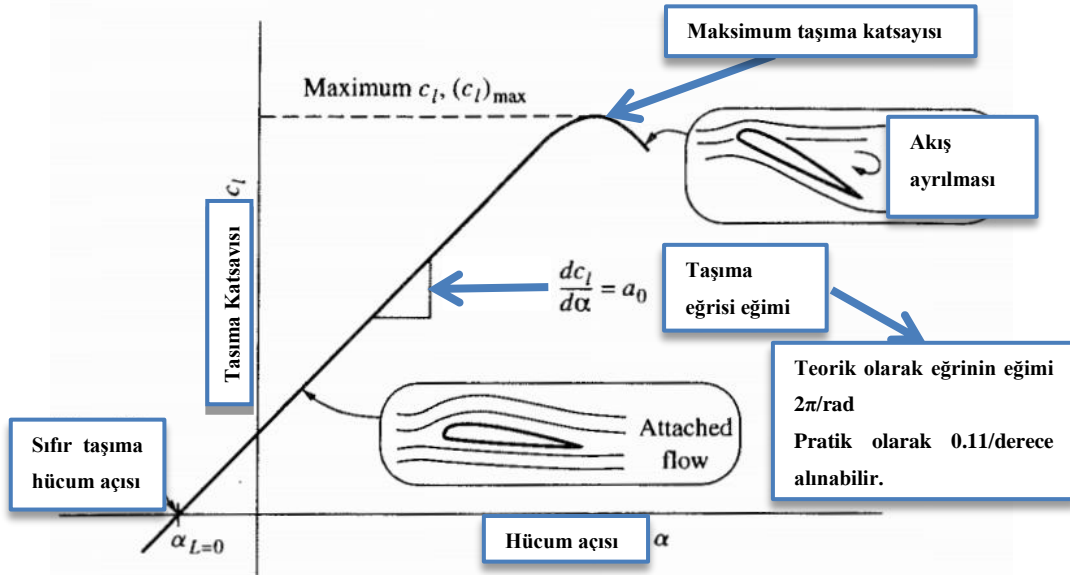
Şekil 1.9. Ortalama aerodinamik veter gösterimi.

$$\bar{c} = (2 / 3) \cdot c_{\text{root}}(1 + \lambda + \lambda^2) / (1 + \lambda) \quad (10)$$

$$\bar{Y} = (b / 6)[(1 + 2\lambda)(1 + \lambda)] \quad (11)$$

Ortalama aerodinamik veter (mean aerodynamic chord) özellikle uçak kararlılık hesaplamaları sırasında referans veter olarak kullanılır. Düşük hızlar için kanadın aerodinamik merkezi, ortalama aerodinamik veterin hücum kenarından itibaren çeyrek (0.25c) uzunluğundadır. Aerodinamik merkez tanım olarak aerodinamik momentin hücum açısından bağımsız olduğu noktadır.

1.2.6. Airfoil Taşıma Katsayısının Hücum Açısı İle Değişimi



Şekil 1.10. Tipik bir airfoil için c_l - α grafiği.[26]

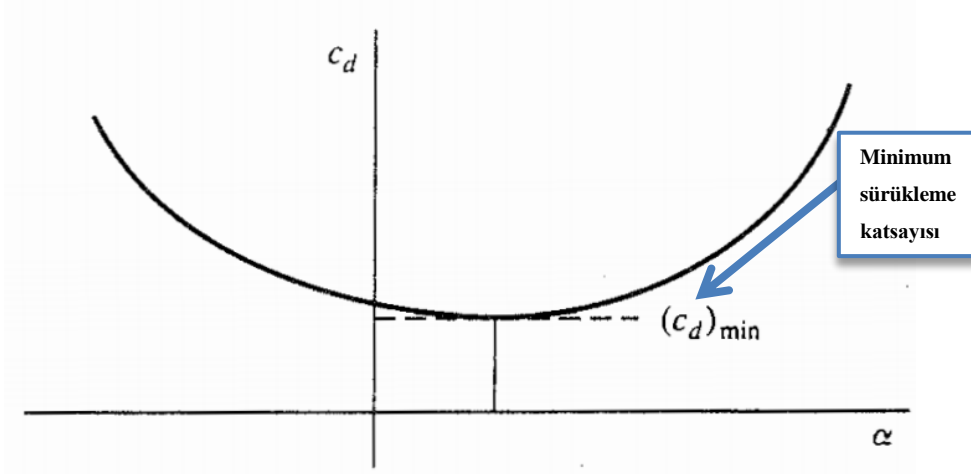
Airfoil taşıma katsayısı:

$$c_l = a_0(a - \alpha_{L=0}) \quad (12)$$

$$a_0 = 2\pi / \text{rad} \cong 0,11 / \text{derece} \quad (13)$$

Taşıma katsayısı, maksimum değerine ulaşıncaya kadar hücum açısı ile lineer değişir.

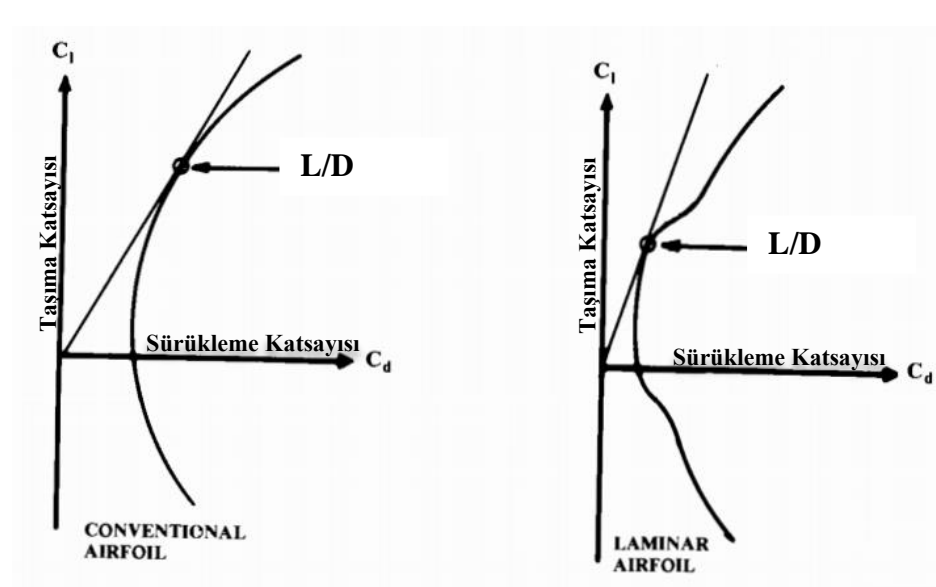
1.2.7. Airfoil Sürüklenme Katsayısının Hücüm Açısı İle Değişim



Şekil 1.11. Tipik kamburlu bir airfoil için c_d - α grafiği.

(Bu grafik tipik kamburlu bir airfoil içindir. Simetrik bir airfoil için minimum c_d değeri 0° hücüm açısında oluşacaktır.)

1.2.8. Aerodinamik Performans Açısından Airfoil Seçimi



Şekil 1.12. Farklı airfoillere ait c_l/c_d grafikleri [26]

Tasarım aşamasında genellikle mevcut airfoillerden yararlanır. Çünkü henüz tasarlanmamış bir uçak için airfoil'leri optimize etmek mümkün değildir. Bunun yerine

istenilen özelliklere en yakın airfoil seçilir. Daha sonra, aerodinamik uzmanlar yeni uçak için özel airfoiller tasarlayacaktır.

İlk airfoil seçiminde en önemli faktör, airfoilin en iyi kaldırma-sürtünme oranına (L/D) sahip olduğu kaldırma katsayısıdır. Bu nokta, airfoil sürtünme poligrafının orijinden bir çizgiye teğet olan ve dikey eksenin en yakınına denk gelen noktadır. Airfoil kamburluğu ile tasarım kaldırma katsayısı arasında güçlü bir ilişki vardır. Daha yüksek bir kamburluk belirli bir saldırı açısında daha fazla kaldırma sağlar. Bu nedenle, yüksek bir tasarım kaldırma katsayısı elde etmek için önemli bir kamburluk gereklidir. NACA 6 haneli airfoiller için, gerekli kamburluk yüzdesi istenilen tasarım kaldırma katsayısının yaklaşık 5.5 katıdır.

Subsonik uçuşta, tasarım kaldırma katsayısında çalışan iyi tasarlanmış bir airfoil'in sürüklenme katsayısı genellikle yüzey sürüklenme katsayısından biraz daha fazladır. Aerodinamik verimliliği maksimize etmek için, uçak tasarımı, görevinin büyük bir kısmını airfoil'in tasarım kaldırma katsayısı yakınında veya bu değerde uçacak şekilde düzenlenmelidir.

Aerodinamik verimlilik için, uçak tasarımı, görevinin büyük bir kısmını airfoil'in tasarım kaldırma katsayısı yakınında uçacak şekilde düzenlenmelidir. İlk yaklaşım olarak, kanat kaldırma katsayısı C_L , airfoil kaldırma katsayısı c_l 'ye eşit kabul edilebilir. Düz uçuşta, kaldırma ağırlığa eşit olduğu için, gerekli tasarım kaldırma katsayısı şu şekilde bulunabilir:

$$W = L = qSC_L = qSC_l \quad (14)$$

$$C_l = \frac{1}{q} \left(\frac{W}{S} \right) \quad (15)$$

Airfoil seçiminde dikkate alınacak ilk parametre tasarım taşıma katsayısıdır. Tasarım taşıma katsayısı airfoilin aerodinamik veriminin maksimum olduğu hale denk gelecek şekilde seçilmelidir [26].

1.2.9. Airfoil Seçiminde Dikkat Edilecek Kriterler

Taşıma ve sürüklenme katsayıları sadece hücum açısı ve airfoil geometrisinin yanı sıra Reynolds sayısı (Re) ve Mach sayısına da bağlıdır. (Mach sayısı daha çok yüksek hızlı uçuşla ilgili olduğundan burada incelenmeyecektir) İHA'lar gibi küçük ölçekli hava araçlarında Reynolds sayısı, airfoil taşıma ve sürüklenme katsayılarını çok ciddi etkiler. Bu nedenle airfoil verileri uygun Reynolds sayısı değerlerinde incelenmelidir.

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

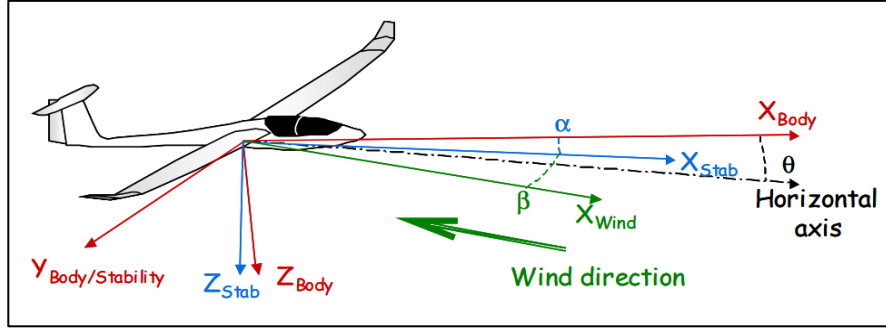
ρ_{∞}	Uçuş şartlarında hava yoğunluğu
μ_{∞}	Uçuş şartlarında havanın dinamik viskozitesi
V_{∞}	Uçuş hızı
c	Ortalama aerodinamik veter

1.3. STABİLİTE

1.3.1. Stabilite Analizi

Stabilite analizinin amacı, bir uçağın sabit bir uçuş durumundan gelen bozulmalara nasıl tepki verdiğini değerlendirmektir. Bu bozulmalar, rüzgar gibi çevresel faktörlerden veya bir kontrolün etkinleştirilmesinden kaynaklanabilir. Yanıtın matematiksel temsili karmaşık bir konudur ve genellikle basitleştirici varsayımlar gerektirir. Genellikle, yalnızca sabit uçuş koşulları etrafındaki küçük bozulmalar dikkate alınır.

Kararlılık analizinde üç farklı referans çerçevesi dikkate alınır: geometrik eksenler, gövde eksenleri ve kararlılık eksenleri. Bunlar nesnel olarak tanımlanmış ve gövdeye sabitlenmiş herhangi bir çerçeveye işaret eder ve bu nedenle bir ataletsel referans çerçevesi değildir. Tipik olarak, ancak evrensel olmayan bir kural olarak şu şekildedir:



Şekil 1.13. Gövde ve kararlılık eksenleri.

Gövde Eksenleri: Gövde eksenleri terimi genel bir terimdir ve gövdeye sabitlenmiş herhangi bir çerçeveyi ifade eder ve bu nedenle ataletsel bir referans çerçevesi değildir. Şekil 1.14'te gösterildiği üzere tipik olarak, ancak evrensel olmayan bir kural olarak şu şekildedir:

1. X'-ekseni gövde burun kısmıyla hizalanmıştır;
2. Z'-ekseni simetri düzleminde bulunur ve aşağı yönlüdür;
3. Y'-ekseni XZ-düzlemine diktir.

Geometrik Eksenler: Bu, geometrinin tanımlandığı referans çerçevesidir.

1. X-ekseni "geriye" hizalanmıştır
2. Z-ekseni simetri düzleminde bulunur ve yukarı doğrudur;
3. Y-ekseni XZ-düzlemine diktir. Geometrik eksenler, gövde eksenlerinin özel bir durumudur.

Kararlılık Eksenleri: Bu, sabit durum koşullarında hareketin en uygun şekilde tanımlandığı çerçevedir:

1. x-ekseni, hız vektörünün gövdenin xz-düzlemine düşen yansımasıdır; bu eksen dolayısıyla öne doğru yönelmiştir.
2. z-ekseni aşağı yönlüdür;
3. y-ekseni gövde ekseninin Y' bileşeni ile aynıdır. Çerçevenin başlangıç noktası, uçağın ağırlık merkezi CoG'dir. Kararlılık eksenleri, gövde eksenlerinin özel bir durumudur.

1.3.2. İHA'da Oluşan Hareketler

Uçağın kararlılık eksenlerindeki konumu, kökeninin $O(x,y,z)$ konumu ve Euler açıları (ϕ, θ, ψ) ile tanımlanan bazı ataletsel referans çerçevesinde belirlenir. $V(U, V, W)$ olmak üzere uçağın hız vektörü, ve $\omega(P,Q,R)$ olmak üzere uçağın dönüş vektörü, her ikisi de kararlılık eksenlerinde tanımlanır. Ayrıca, uçağın dengede uçuş halinde olduğunu varsayalım, örneğin:

1. Yan kayma olmayan sabit seviyeli uçuş
2. Yatay olarak eğimli dönüş
3. Sabit hızda döngü atma

Uçağın durumu, $(X, Y, Z, U, V, W, P, Q, R)$ değişkenler kümesi tarafından tanımlanır. Çünkü sadece sabit durum koşullarında küçük değişiklikleri ele alacağız, her değişken ortalama bir değer ve bu ortalama değer etrafındaki bir değişiklik tanımlanabilir. Örneğin:

$$\mathbf{U} = \mathbf{U}_0 + \mathbf{u} \quad (17)$$

Alt indeks 0, sabit uçuş durumu koşullarına atıfta bulunur. Örneğin, U_0 , kararlılık x-ekseni boyunca düz uçuş hızıdır. Stabilitate analizinin amacı, küçük bozulmalara verilen uçuş değişkenlerinin zaman tepkisini hesaplamaktır.

1.3.3. Uçuş Parametreleri

Kararlılık türevleri denge koşullarına göre hesaplanır. Düşünülen koşullar genellikle düz veya eğimli yatay uçuştur. Buna göre:

α : hücum açısı

β : yan kayma açısı

C_L : Kaldırma katsayısı, geometri, α ve β 'den hesaplanır.

ϕ : keyfi eğim açısı, sağa pozitif yönlendirilmiştir.

m : kütle

g: yerçekimi ivmesi

ρ : hava yoğunluğu

S: referans alanı

Kısıtlamalar şunlardır:

$$U_0 = \sqrt{2mg/\rho S C_L \cos \varphi} \quad \text{Hava hızı} \quad (18)$$

$$R_0 = V_0^2/g \tan \varphi \quad \text{Dönüş yarıçapı, sağa pozitif olarak tanımlanır.} \quad (19)$$

$$W_0 = V_0/R \quad \text{Dönüş hızı, sağa pozitif olarak tanımlanır.} \quad (20)$$

$$p_0 = 0 \quad \text{Dönüş hızı, sabit bir dönüş için sıfırdır.} \quad (21)$$

$$q_0 = W_0 \sin \varphi \quad \text{Pitch hızı, burun yukarı yönlü olduğunda pozitiftir.} \quad (22)$$

$$r_0 = W_0 \cos \varphi \quad \text{Yalpa hızı, sağa dönüşlerde pozitiftir.} \quad (23)$$

XFLR5'te Tip 2 analizi sadece $\varphi=0$ koşulunu dikkate alır. Tip 2 analizi sırasında $\varphi=0$ koşulu sadece kararlılık analizi için daha esnek hale getirilir veya daha az katı olarak uygulanır. Bu, analizin daha genel durumları kapsamasına izin verir.

1.3.4. Durum Tanımı

Herhangi bir anda uçağın durumu, bir set içinde verilen 8 değişkenle tanımlanır. Dört değişken, uzunlamasına durumu tanımlar:

1. **u**, x-ekseni boyunca hızın değişimi: $\mathbf{U} = \mathbf{U}_0 + \mathbf{u}$
2. **w**, z-ekseni boyunca hızın değişimi
3. **q**, yatma hızıdır, yani y-ekseni etrafındaki dönüş vektörüdür
4. **θ** , yatma açısıdır, yani x-ekseni ile yatay uçuş hattı arasındaki açıdır; açı burun yukarı yönlü olduğunda pozitiftir.

Dört değişken, yanlamasına dinamiği tanımlar:

1. **v**, w-ekseni boyunca hızın değişimidir,
2. **p**, dönüş hızıdır, yani x-ekseni etrafındaki dönüş vektörüdür,
3. **r**, yaw hızıdır, yani z-ekseni etrafındaki dönüş vektörüdür,

4. ϕ , eğim açısıdır, yani kararlılık y-ekseni ile yatay uçuş hattı arasındaki açıdır; açı sağ kanat aşağıda olduğunda pozitiftir.

(x,y,z) ile tanımlanan konum, uçuş dinamiklerini incelemek için dikkate alınmaz. Çünkü davranışın mutlak konuma bağlı olması beklenmez. Model uçaklar için yerçekimi ve yoğunluğun yükseklikle değişimi ihmal edilebilir ve dikkate alınmaz.

1.3.5. Çıktı

Çıktıda, kod uzunlamasına ve yanal dinamikler için sonuçlar sağlar:

1. Boyutsal kararlılık ve kontrol türevleri
2. Boyutsuz kararlılık türevleri
3. Adım girişi için zaman tepkisi
4. Dört uzunlamasına mod ve dört yanal mod için özdeğerler ve özvektörler.

1.3.6. Kararlılık Türevleri

Bir uçuş değişkenindeki değişikliğe yanıt olarak kuvvet veya momentteki değişikliği açıklar. Örneğin, eksende hız değişiminden kaynaklanan eksende kuvvet değişimi:

$$\frac{\partial F_x}{\partial u} = \frac{1}{2} \rho \frac{\partial u_0^2}{\partial u} S C_x + \frac{1}{2} \rho u_0^2 S \frac{\partial C_x}{\partial u} = \rho u_0 S C_x + \frac{1}{2} \rho u_0^2 S \frac{\partial C_x}{\partial u} \quad (24)$$

Burada:

F_x , aerodinamik kuvvet

C_x , aerodinamik direnç katsayısıdır.

Genellikle basitleştirilmiş gösterimler kullanılır:

$$\frac{\partial F_X}{\partial u} = X_u \quad (25)$$

$$\frac{\partial Cx}{\partial u} = Cx_u \quad (26)$$

Her iki türev de durağan durumda hesaplanır. X_u , boyutsal kararlılık türevidir ve Cx_u , boyutsuz kararlılık türevidir. XFLR5 model yelkenlilerin ölçeğinde ilgili olan boyutsal türevleri hesaplar şunlardır:

1. Uzunlamasına yönde: ($X_u, X_u, Z_u, Z_w, Z_g, M_u, M_w, M_g$)
2. Yanlamasına yönde: ($Y_v, Y_p, Y_r, L_v, L_p, L_r, N_v, N_p, N_r$) Boyutsuz türevler genellikle kararlılık eksenlerinde verilir ve v ve w'ye göre türevler α ve β 'ye göre verilmez.

Bunlar:

1. Uzunlamasına yönde: $C_L, CL_q, C_{m_a}, C_{m_q}$,
2. Yanlamasına yönde: $CY_b, CY_p, CY_r, Cl_b, Cl_p, Cl_r, Cn_b, Cn_p, Cn_r$;

Boyutsuz türevlerin tanımı:

$$\begin{aligned} C_{L_a} &= \frac{Z_w \cdot u_0}{qS} & C_{l_p} &= \frac{L_p \cdot (2 \cdot u_0 / b)}{qS \cdot b} \\ C_{L_q} &= \frac{Z_q \cdot 2 \cdot u_0}{qS \cdot \text{mac}} & C_{l_r} &= \frac{L_r \cdot (2 \cdot u_0 / b)}{qS \cdot b} \\ C_{m_a} &= \frac{M_w \cdot u_0}{qS \cdot \text{mac}} & C_{n_b} &= \frac{N_v \cdot u_0}{qS \cdot b} \\ C_{m_q} &= \frac{M_q \cdot (2 \cdot u_0 / \text{mac})}{qS \cdot \text{mac}} & C_{n_p} &= \frac{N_p \cdot (2 \cdot u_0 / b)}{qS \cdot b} \\ C_{Y_b} &= \frac{Y_v \cdot u_0}{qS} & C_{n_r} &= \frac{N_r \cdot (2 \cdot u_0 / b)}{qS \cdot b} \\ C_{Y_p} &= \frac{Y_p \cdot 2 \cdot u_0}{qS \cdot b} \\ C_{Y_r} &= \frac{Y_r \cdot 2 \cdot u_0}{qS \cdot b} \\ C_{l_b} &= \frac{L_v \cdot u_0}{qS \cdot b} \end{aligned}$$

Burada:

1. q dinamik basınçtır,
2. S referans (Kanat) alanıdır,
3. b referans (Kanat) açıklığıdır,
4. MAC ortalama aerodinamik kordtur.

Türevlerin değerlendirilmesi, dinamik tepkinin hesaplanmasında ara bir adımdır.

1.3.7. Modlar

1.3.7.1 Doğal Modlar

Matematiksel açıdan, durum matrisi özdeğerler ve özvektörler için diyagonalize edilebilir. Durum matrisinin diyagonalize edilmesi, durum matrisinin özdeğerler ve özvektörlerine dönüştürülmesi anlamına gelir. Bu, matrisin özdeğerlerini ve özvektörlerini bulmak için kullanılan bir matematiksel işlemdir. Özdeğerler ve özvektörler, matrisin belirli özelliklerini ve davranışlarını tanımlayan önemli kavramlardır. Özdeğerler ve özvektörlerin bilinmesi, sistemlerin dinamiğini ve kararlılığını analiz etmek için önemlidir. Bir özdeğer şu formdadır:

$$\lambda = \sigma + i\omega \quad (27)$$

Burada,

σ , amortisman sabiti, birimi 1/s

ω , dairesel doğal frekans, birimi rad/s

Herhangi bir sıfırdan farklı sanal kısım ω olan özdeğer, konjuge verilen simetrik bir özdeğere sahiptir. Bu, böyle bir mod için bir değişkenin zaman tepkisinin şu şekilde olduğunu ima eder:

$$x(t) = R e^{\sigma t} \cos(\omega t - \varphi) \quad (28)$$

burada R ve φ , başlangıç koşulları tarafından belirlenen sabit değerlerdir. Amortisman negatif ise mod dinamik olarak kararlı olacaktır, aksi takdirde kararsız olacaktır. Dinamik kararlılık, rahatsız edildiğinde uçağın kademeli olarak durağan uçuş durumuna geri döneceği anlamına gelir.

Titreşimli modlar için diğer tanımlamalar:

$$\omega_1 = \sqrt{\lambda \bar{\lambda}} = \sqrt{\sigma^2 + \omega^2} \quad (29)$$

amortismanlı olmayan doğal dairesel frekans, birimi rad/s

Amortismanlı modlar için, yani $\sigma < 0$ durumunda:

$$\zeta = \frac{-\sigma}{\omega_1} \quad \text{birim olmadan amortisman oranıdır.} \quad (30)$$

1. $\zeta > 1$ ise mod aşırı amortismanlıdır
2. $\zeta = 1$ ise mod kritik olarak amortismanlıdır
3. $\zeta < 1$ ise mod az amortismanlıdır, yani titreşimlidir

Eğer amortisman zayıfsa, yani $\zeta^2 \ll 1$, o zaman $\omega_1 \approx \omega$.

Modun titreşim frekansı (birim Hz), ile belirlenir,

$$F = \omega / 2.\pi \quad (31)$$

Zaman periyodu (birim s),

$$T = 1/F = 2.\pi / \omega \quad (32)$$

Fiziksel açıdan, özdeğerler ve özvektörler, uçağın eğilme eğiliminde olduğu doğal modları temsil eder. Standart, iyi tanımlı bir problem için, modlar şunlar olacaktır:

1. Uzunlamasına durumda: İki simetrik fugoid modu
2. İki simetrik kısa periyot modu

Yanal durumda:

1. Bir döndürme amortisman modu
2. Bir spiral mod
3. İki simetrik Dutch roll modu

1.3.7.2. Kök Yeri Diyagramı

Özdeğerlerin konumu karmaşık düzlemde temsil edilebilir, bu da modların kararlılığını ve frekansını görsel olarak kontrol etmenin uygun bir yoludur.

Buna göre:

Sol tarafta (=özdeğerler) yer alan kökler, negatif x değerine sahip stabil modlara karşılık gelir, sağ tarafta yer alanlar pozitif x -değerine sahip olanlar kararsızdır.

Sol altta yer alan kök, mod o kadar stabil olur. Sıfır olmayan sanal kısım içeren kökler, titreşen modlara karşılık gelir, sıfır sanal kısım içerenler titreşmeyenlerdir. Kök, x -ekseninden ne kadar uzaksa, titreşim frekansı o kadar yüksektir.

1.3.7.3. Mod Şekli

Özdeğer, modun frekansını ve sönümlemesini belirlerken, özvektör onun şeklini belirler. Bir mod şeklini özvektörün bileşenlerinden anlayamayabilir. Daha uygun bir yol, modu 3B görünümde animasyonlaştırmaktır. Çünkü frekans ve sönümleme, moddan moda çok farklı olabilir. Zaman örnekleme ve genlik her bir mod için ayarlanmalıdır. Mod genliği R keyfi bir ölçektir ve fiziksel bir anlamı yoktur. Gösterim amaçları için herhangi bir ölçüğe ayarlanabilir. Uçuş sırasında, bir mod nadiren tek başına uyarılır. Daha ziyade, harici bir dalgalanma farklı uzunlamasına ve yan modlarda yanıt üretmeye eğilimlidir. Bu, zaman yanıt grafiğinde modelleme yapılabilir.

1.3.7.4. Zaman Yanıtı

Uçuş dinamiği denklemlerine dayalı olarak değerlendirilir. Örneğin, uzunlamasına durumda şu şekilde ifade edilir:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = [A_{long}] \cdot \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + [B_{long}] \cdot [F(t)] \quad (33)$$

burada:

1. $[A_{long}]$, 4x4 uzunlamasına durum matrisidir,
2. $[B_{long}]$, n'nin kontrol değişkenlerinin sayısı olduğu 4xn kontrol etkisi matrisidir
3. $[F(t)]$, her kontrol değişkeninin zorlanmış giriş geçmişini veren nx1 matristir.

Benzer şekilde, yanal modlar için:

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = [A_{lat}] \cdot \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + [B_{lat}] \cdot [F(t)] \quad (34)$$

Durum değişkenlerinin (u, w, q, θ) ve (v, p, r, ϕ) zaman geçişleri, ya pertürbe edilmiş başlangıç koşullarının sonucu olarak hesaplanarak "Başlangıç koşulu yanıtı" olarak adlandırılır ya da zaman karşısında kontrol etme eyleminin sonucu olarak "Zorlanmış yanıt" olarak adlandırılır.

1.3.7.5. Başlangıç Koşulu Yanıtı

Gerekli girdi, kararlı durum uçuşundan bir adım değişikliğidir. Uzunlamasına durum için, bu giriş u, w ve q için herhangi bir kombinasyon olarak sağlanabilir. Yanal durumda, bu giriş v, p ve r değerlerinin bir kombinasyonu olarak sağlanır.

1.3.7.6. Açık Döngü Zorlanmış Yanıt

Bu tür bir analiz, uçağın bir kontrol parametresinin değişikliğine yanıtını araştırır. Bu tür parametreler genellikle itişin değiştirilmesi veya elevatör, rudder veya elevator gibi bir kontrol yüzeyinin etkinleştirilmesidir. İtişin değiştirilmesi XFLR5'te dikkate alınmamaktadır. Gereken giriş, bir kontrol parametresinin zaman geçişidir. XFLR5 sadece bir kontrolün sonlu bir zamanda doğrusal bir rampasını simüle etme olanağı sunar.

BÖLÜM 2

LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Literatür araştırması, uçuş dinamiği, uçuş aerodinamiği gibi çalışmaları kapsayan geniş bir alanı kapsar. Ender ÇETİN tarafından yapılan bir araştırmada X-Plane uçuş simülatörünün akademik araştırma amaçları için kullanımını değerlendirilmektedir. Çalışmada, sistem tanımlama yöntemleri kullanılarak bir uçak modelinin doğrusal durum uzayı modelleri elde edilmiş ve ardından kontrol girişlerinin uygulanmasıyla doğrulama yapılmıştır. Rodriguez v.d yapmış olduğu çalışmada, bir airfoil'un performansını ve kuyruk konfigürasyonlarının etkisini inceler. Bu çalışma, İnsansız Hava Araçları (İHA) için en uygun kanat airfoili ve kuyruk konfigürasyonunu belirlemeyi amaçlar. Carolina v.d yapmış olduğu çalışmada uçak model tanımlama için farklı metodolojileri inceleyerek standart bir protokol belirlemeyi amaçlar. Son olarak Munyak'ın yapmış olduğu çalışmada Pixhawk ve XFLR5 modeli kullanılarak uçuş testlerinin analiz edilmesini ve uçak stabilite modlarının tahmin edilmesini ele alır. Bu çalışma, özellikle lisans öğrencileri için uçak kararlılık ve dinamik davranışını modellemek için kullanışlı bir araç olan XFLR5'in yeteneklerini değerlendirir.

Tezin amacı bu çalışmalardan farklı olarak aynı insansız hava aracının farklı kuyruk tiplerine göre aerodinamik ve stabilite analizini değerlendirmektir.

Ender ÇETİN, X-Plane uçuş simülatörünün akademik araştırma amaçları için kullanımını değerlendirdi ve sistem tanımlama yöntemleriyle bir uçak modelinin doğrusal durum uzayı modellerini elde etti. Sistem tanımlama ile elde edilen doğrusal modeller, kontrol girişlerinin uygulanmasıyla doğrulandı ve ardından çıkışlar X-Plane uçuş verileriyle karşılaştırıldı. X-Plane uçuş simülatörü, araştırmacılara otopilotlar tasarlamak ve bunları test etmek için yeterli uçuş verisi sağlar. Uçak dinamiklerinin doğruluğunu artırmak için, otopilot tasarımı için kullanılan bir uçağın uçuş dinamikleri X-Plane'deki sanal uçuş verileri kullanılarak sistem tanımlaması yapılabilir. Bu,

araştırmacılar tarafından yapılan uçuş testi maliyetlerini azaltmaya olanak tanır. Bu tezde, sayısal entegrasyon yöntemi kullanılarak sistem tanımlaması için uçuş testleri yapıldı ve ardından bir uçağın doğrusal modelleri tanımlandı. Bu testler, X-Plane'deki herhangi bir uçak için yapılabilir. Bu çalışmada, araştırma amaçları için X-Plane'de bulunan Cessna 172SP varsayılan uçağı kullanıldı. Farklı irtifalarda ve hızlarda birçok durum uzayı modeli elde edildi ve uçuş modellerinin doğruluğı Matlab/Simulink ortamında test edildi ve elde edilen en iyi modeller doğrulandı. Matlab/Simulink ortamındaki simülasyonlar, X-Plane uçak modeli ile doğrusal durum uzayı modelinin başarılı bir şekilde eşleştiğini gösterdi. Uçak dinamiklerinin doğrusal modellemesi yapıldıktan sonra, stabilite artırma sistemleri, kutup yerleştirme yöntemini kullanarak uçağın dinamik davranışını değiştirmek üzere tasarlandı. Bu durumda, iyi uçuş karakteristiklerine sahip uçağın dinamik davranışı daha fazla sönümleme gösterir ve beklenildiğı gibi iyi bir stabilite performansı sergiler. Ayrıca, kötü uçuş karakteristiklerine sahip uçağın dinamik özelliğı, uçağın kötü stabilite performansına sahip olduğunu ve istikrarlı bir duruma ulaşmak için uzun süre aldığını ve başlangıçta daha fazla salınım gösterdiğini gösterir. Uzunlamasına ve yanal otopilotlar, tanımlanan doğrusal modellerin ardından tasarlandı. X-Plane ve doğrusal durum uzayı modelinin denetleyicilere tepkileri karşılaştırıldı ve X-plane uçak modeli ile tanımlanan doğrusal modelin başarıyla eşleştiğı gösterildi [27].

Rodriguez vd. yapmış oldukları çalışmada E216 airfoilin yüksek performans, yüksek kaldırma kuvveti, düşük sürtünme ve daha yüksek kaldırma/sürtünme oranına ulaşma yeteneğı nedeniyle diğer airfoillere göre en iyi seçenek olduğı bulunmuştur. Kuyruk konfigürasyonu açısından ise hem V-kuyruk hem de ters V-kuyruk konfigürasyonları en iyi stabilite ve performansı sunmaktadır. Ancak, her ikisi de İHA'nın uçması için yeterli kaldırma kuvveti üretememektedir; bu nedenle diğer iki konfigürasyonu yeniden değerlendirdikten sonra, geleneksel konfigürasyonun 303 N ile fazlasıyla kaldırma kuvveti ürettiğı ve en iyi batış hızına sahip olduğı belirlenmiştir. Önemli olan nokta, bu araştırmanın, performans ve stabilite açısından İHA için en iyi kanat airfoili ve kuyruk konfigürasyonunu bulmak olduğıdur, aynı zamanda 25 m/s seyir hızı, 16 m/s stall hızı ve 30 m/s maksimum hıza sahip olma tasarım hedefini gerçekleştirmeye çalışmaktır. Geleneksel konfigürasyon ile 24.5 m/s seyir hızı,

17.6 m/s stall hızı ve 27.2 m/s maksimum hıza ulaşıldığından, tasarım hedefi başarıyla gerçekleştirilmiştir [28].

Carolina vd. yapmış oldukları çalışmada uçak model tanımlama için iki farklı metodoloji sunulmuştur ve bu metodolojiler açık kaynaklı çözümlere dayanmaktadır. Basit bir yürütme protokolü önerilmekte ve uçak model tanımlama alanında bazı son teknoloji teknikleri bir araya getirilmektedir. Kanatçık sapması ile yuvarlanma açısı arasındaki ilişkiyi karakterize etmek için deneyler yapılmıştır. Uçak modeli tanımlama yöntemlerinden biri uçuş verileri gerektirir ve önerilen uçuş protokolünü kullanır. Diğeri ise sanal uçak modelinden elde edilen aerodinamik katsayıları kullanır. Aynı hızlarda, her iki teknik de sonuçları aynı büyüklük sırasında aktarmaktadır. Bu çalışma, bir dizi prosedür aracılığıyla parametre tanımlama için standart bir protokol belirlemeyi amaçlamıştır, tercihen basit olan bu prosedürler, uçak giriş-çıkış davranışının doğru modellenmesine yol açmaktadır. Uçuş ve uçuş dışı iki bağımsız teknik kullanımı, bulunan aktarma fonksiyonlarının doğruluğunu desteklemektedir [29].

Munyak'ın yaptığı çalışmaya göre, Pixhawk ile yapılan uçuş testlerinden toplanan tüm verilere ve XFLR5 modeli ve çözümünden hesaplanan bilgilere dayanarak, XFLR5'in, uçak stabilite modlarının periyodunu kabaca tahmin etmek veya bir modun yapımına başlamadan önce dengesiz olup olmadığını belirlemek için yüzey düzeyinde bir araç olarak faydalı olduğu görülmektedir. Ancak, XFLR5'in, uçağın uçuş sırasındaki tam dinamik davranışını doğru bir şekilde simüle edebilme yeteneğine sahip olmadığı belirtilmektedir. Uçak dinamiklerini modellemeye çalışan lisansüstü öğrenciler veya araştırmacılar için daha yüksek dereceli bir dinamik modelin, daha doğru aerodinamik modellerle (CFD veya rüzgar tüneli ölçümlerinden) muhtemelen gereklidir. Çevrimiçi olarak ücretsiz olarak sunulan açık kaynaklı bir araç aynı işlevselliğe yaklaşmayacaktır. Ayrıca, uçağın geometrisini ölçme ve çoğaltma sürecinde, Xfoil çözümlerinin çeşitli saldırı açılarında ve Reynolds sayılarında yakınsaması, bu çözümleri kararlılık davranışını belirlemek için diskretleştirilmiş bir panel yöntemine dayalı olarak ekstrapole etme konusunda çok büyük belirsizlikler bulunmaktadır. Açık hava alanında uçuş testi yapma süreci de GPS ve IMU(Ataletsel Ölçüm Ünitesi)'dan elde edilen ölçümlere dayanarak uçak kararlılık özelliklerini elde etmek için ideal

değildir. Uçak kararlılığının gerçek dünya testi genellikle rüzgar tüneline yapılır, burada tamamen homojen bir serbest akış mevcuttur ve uçağın aerodinamik kuvvetlerini ve momentlerini hassas bir şekilde ölçen bir yük hücrelerine çeşitli açılarda konumlandırılabilir. Çeşitli rüzgar bozulmalarına sahip onboard sensörlerden elde edilen verilere kıyasla, bu çok daha üstündür. Yazılımın yazarı kendi kararlılık deneylerini tamamlamıştır. Çok küçük bir gövde kesitine sahip bir planör, gerçek bir Pitot hız sensörü ve yana kayma açısı ölçme cihazı kullanarak, Phugoid ve Dutch roll modu salınımlarını önemli ölçüde daha iyi bir hassasiyetle ölçebilmiştir. XFLR5'in kararlılık modlarının hesaplaması verilere kabaca uyum sağlamıştır. Daha sakin bir günde ve daha iyi ölçüm ekipmanı ile yapılan uçuş testi verilerinin, XFLR5 analiziyle karşılaştırılabilirliğini artıracak muhtemeldir. Önce de belirtildiği gibi, gövde panellerinin kararlılığa katkısını hesaba katmak için çözüme eklenmesi pek faydalı görünmemektedir. Yazılım kendisi, gövde panellerini tanımlamak için arayüzü eriştiğinde "Tavsiye Edilmez" olarak belirtmektedir ve bunun nedeni artık daha net bir şekilde anlaşılmaktadır. [30].

BÖLÜM 3

METOD

Artan İnsansız Hava Araçları (İHA) talebi, askeri gereksinimler, ticari kullanım ve akademi tarafından yönlendirilmekte olup, düşük Reynolds Sayılı uçak tasarımını hızlı ve doğru bir şekilde gerçekleştirebilme ihtiyacını yaratmaktadır. Büyük ölçekli uçak tasarımı için kullanılacak birçok ücretsiz veya uygun maliyetli açık kaynaklı yazılım programı bulunmakla birlikte, düşük Reynolds sayılı uçuş alanına odaklanan yazılım programları azdır. XFLR5, düşük Reynolds sayılı airfoil tasarımı, 3D kanat tasarımı ve 3D uçak tasarımında ortaya çıkan viskoz etkileri dikkate almaya çalışan ücretsiz indirilebilir bir açık kaynak yazılım programıdır. Söz konusu yazılım kullanılarak kanat ve kuyruk tasarımı yapılmış olup bu tasarım üzerinde kuyruk tipleri, ağırlık merkezi, kuyruk airfoili, kuyruk konumu ve aspect ratio (AR) değer ve tasarımlar değiştirilerek yan rüzgara karşı stabilite analizi sonuçları karşılaştırılmıştır.

3.1. TEORİ VE HESAPLAMA YÖNTEMLERİ

3.1.1. Lifting Line Teorisi

İlk yöntem olarak ele alınan, 3D kanat üzerindeki kaldırma dağılımını hesaplamak için kullanılan matematiksel bir model olan Prandtl Lifting Line teorisidir. Bu teori, sıkıştırılmaz, viskozuz akışı varsayar. Sonlu bir 3D kanat, çeyrek kord noktasında bulunan tek bir bağlı vortex hattı ve ardından atılan vortex tabakası olarak modellenir. Bu atılan vortexin gücüne dolaşım denir. Lifting Line Teorisi, 3D kanadı sonlu 2D kesimlere böler ve 2D kesimin kaldırmasını hesaplamak için komşu kesimlerin kaldırmasını dikkate alır. Her bir kesimin etkili hücum açısı ve kesim kaldırma katsayısı, kanadın açıklığı boyunca değişir. Sonlu bir kanadın genişliği boyunca bu sonlu 2D kesimlerin entegre toplamını alarak, toplam kaldırma hesaplanabilir ve diğer aerodinamik özellikler türetilebilir [31].

Prandtl Lifting Line Teorisi, sıkıştırılmaz, viskozuz akışı varsayarak, her bir bireysel kesim için kaldırma eğrisinin lineer olduğunu önerir. Düşük Reynolds sayılarında ve yüksek saldırı açılarında, viskozuz akışın geçerli bir varsayım olmayabileceği durumlar vardır. Kesim kaldırma eğrileri lineer olmadığında, etkili saldırı açısı ve kaldırma katsayısı arasındaki ilişki sağlanana kadar kaldırma dağılımının ardışık yaklaşımları yapılmalıdır. XFoil hesaplamalarında lineer olmayan davranış için, bu kod içinde gerçekleştirilen bir iterasyon döngüsü ile başarılmaktadır [32].

3.1.2. Girdap Kafes Yöntemi (Vortex Lattice Method)

Vortex Lattice Method (VLM), lineer Prandtl lifting line teorisinden türemiş olan 3D kaldırma yüzeyi sorununun sayısal bir uygulamasıdır. Bu, birçok konfigürasyonun hızlı bir şekilde incelenebilmesine olanak tanıyan en basit genel 3D potansiyel akış hesaplama yöntemidir. VLM, akış alanının sınırlı bölgelerinde tanımlanan kaynak ve vortex tabakası güçlerinin hız alanlarını kullanır. Serbest akış hızı ile ağırlıklı entegrasyon, akış alanındaki herhangi bir noktadaki hız alanını elde etmek için kullanılır [31].

VLM, uçağın geometrik yüzeylerini veya airfoilin ortalama kambur çizgisini tanımlamanın gerekliliğini içerir. VLM, daha sonra her kaldırma yüzeyinde ve kuyruğunda vortex tabakası güç dağılımını belirleyerek bunu sonsuza kadar uzanan bir dizi at nalı şeklinde vortexe ayırarak ayrıştırır. Her at nalı vortexi, yüzey üzerinde yer alan bir bağlı bacak ve bağlı bacağın uç noktalarından aşağı doğru sonsuzluğa kadar uzanan ve x eksenini boyunca paralel olan iki izleyen bacak içerir. Bir yüzeyin etrafındaki akış alanını belirleyerek, basınç dağılımları ve kuvvet dağılımları hesaplanabilir. Bu aynı zamanda hava aracının kullanım niteliklerinin temelini oluşturan aerodinamik katsayıların ve türevlerin hesaplanmasına da olanak tanır [31].

3.1.3. 3D Panel Method

3D Panel Method, genellikle hesaplamalı aerodinamik analizde kullanılan lineer bir yöntemdir. Bu, viskoz etkilerin verilen akış alanında minimal olduğunu varsayan sıkıştırılmaz bir potansiyel akış modelinden türetilmiştir. 3D panel yönteminde varsayılan ideal akış, Laplace denkleminin bir sayısal çözümüdür. Birden çok ideal akış, yeni bir kapsamlı ideal akışı oluşturmak için bir araya getirilebilir. Airfoilin üzerindeki akış, yüzeyin discretize edilmiş kısımlarına veya panellere ayrılması ve bunların bir araya eklenmesiyle oluşturulan daha büyük karmaşık bir akışa dayanarak modellenir [31]. Bu yöntem, kanat yüzeylerinde (kayma hızına izin veren) no-penetration (nüfuz etmeme) akış koşulları gibi sınırlayıcı koşulları tanımlayarak sayısal olarak çözülür, aynı zamanda kanatlardan kaynaklanan shear layer(kesme tabakası)'ın etkisini modellemek için gereken bir Kutta koşulu da içerir. Kutta koşulu, akışın çevrede dönmeyip, ancak kanat sonunda ayrılması gerektiğini belirtir. Bu koşulu karşılamak için vortex panelleri, kanat sonunda buluştuğlarında eşit ve zıt olmalıdır [33]. 3D panel yöntemi, hesaplamalarında gövde ve kanat kalınlığı gibi karmaşık geometrileri dikkate alabilir.

3.1.4. Stabilite ve Kontrol Teorisi

Bir uçağın aerodinamik, itki, yerçekimi ve kontrol girişlerine verdiği tepki, uçağın uzaydaki konumunu ve nihayetinde uçuş yolunu ve uçuş yeteneğini belirler. Stabilite, uçağın denge durumundan meydana gelen uçuş koşullarındaki bozulmalara tepkisinin bir karakterizasyonudur [33]. Bir uçağın karakterize edilmesinde iki tür stabilite kullanılır: statik ve dinamik stabilite. Statik stabilite, bir uçağın bir bozulma sonrasında istikrarlı ve düz uçuşa dönmesini sağlayan restoratif kuvvetlerin ve momentlerin ölçüsüdür. Restoratif kuvvet denge pozisyonundan sapmasını önlemek veya düzeltmek için harekete geçen kuvvetlerdir. Bu kuvvetler, orijinal konumuna geri dönmesini sağlar. Dinamik stabilite, uçağın kararlı bir duruma nasıl döndüğünü ve kararlı bir duruma dönmesi için gereken süreyi değerlendirir. Uçağın kontrol girişlerine nasıl tepki verdiği, bir uçak statik veya dinamik olarak kararsız olabilir, ancak yine de kontrol edilebilir ve uçuşunu sürdürerek görevlerini yerine getirebilir [34]. Kontrollü olma genellikle pilot geri bildirim aracılığıyla nitel olarak ölçülür ve

otomatik pilotlu İHA'lar için sistem kontrol yasalarını analiz ederek ölçülebilir. Stabilité ile kontrol edilebilirlik arasındaki ilişki biraz ters orantılıdır. Son derece stabil bir uçak, değişime direncinden dolayı kontrol etmesi bazen zor olabilir, oysa daha az stabil bir uçak, kontrol girişlerine daha duyarlıdır [34].

Bir uçak, pertürbasyonlara yanıtını yöneten aerodinamik, itki kuvvetleri ve momentlerle karşılaşır. Aerodinamik momentler, yüzeylerdeki (kanat, kuyruk, dikey sabitleyici, gövde) kaldırma değişikliklerinden kaynaklanmaktadır [35]. Non-linear Lifting Line teorisi, Vortex Lattice Method ve 3D Panel Method, tüm yüzeyler için kaldırma kuvvetlerini besleyerek stabilite ve kontrol analizi için giriş sağlar. Uçağın herhangi bir zamandaki durumu daha sonra tanımlanabilir. Aero özellikleri, uçak geometrisi ve atalet özelliklerini kullanarak uçağın durumu 12 değişkenle tanımlanabilir. x,y,z düzlemindeki pozisyon ve bu düzlemlerdeki hızlar ile x,y,z eksenini etrafındaki açısai pozisyonlar ve açısai hızlar, 12 durum değişkenini oluşturur [34]. İşte 12 durum değişkeni:

1. x = position in the x plane (x düzlemindeki konumu)
2. y = position in the y plane (y düzlemindeki konumu)
3. z = position in the z plane (z düzlemindeki konumu)
4. u = velocity in the x plane (x düzlemindeki hızı)
5. v = velocity in the y plane (x düzlemindeki hızı)
6. w = velocity in the z plane (x düzlemindeki hızı)
7. θ = pitch angle (yunuslama açısı)
8. ϕ = bank angle (roll)
9. φ = sideslip angle (yaw) (yan kayma açısı)
10. q = pitch rate (Burun yükselme/alçalma hızı)
11. p = roll rate (yuvarlanma hızı)
12. r = yaw rate (dönme hızı)

3.2. XFLR5 YAZILIMI

3.2.1. XFLR5 Teorisi

XFLR5, Massachusetts Institute of Technology'den Mark Drela tarafından geliştirilen XFOil programının bir uzantısıdır [32]. XFOil, subsonik airfoil tasarımı ve analizi için kullanılabilen açık kaynaklı, ücretsiz indirilebilir bir yazılım paketidir. XFOil, viskoz veya viskoz-süz analize olanak tanır. Laminardan turbulent akışa sınır tabakasının geçişini tahmin etmek için bir yöntem kullanır. XFOil'deki güçlü viskoz-viskoz-süz etkileşim, bağılı akışın yanı sıra zayıf ayrılmış akış tahminlerine olanak tanır. XFOil, GNU Genel Kamu Lisansı altında indirilebilir. XFLR5 de XFOil gibi genel kamu lisansı altında geliştirilmiş ve yayımlanmıştır. Herkese ücretsiz olarak indirilebilir, ancak destek veya garanti içermez. Yazılım indiren herkes tarafından açık ve geliştirilebilir..

XFLR5, XFOil programını genişleterek tam kanat ve uçak tasarımı ve analizi araçlarını içermiştir. XFLR5, kullanıcılara hesaplamalarında Non-linear Lifting Line teorisi, Vortex Lattice Method ve 3D Panel Method kullanımı arasında seçim yapma olanağı sunar. Non-linear Lifting Line teorisi ve Vortex Lattice Method, akış ayrılması gerçekleşmeden önceki küçük saldırı açılarında yalnızca doğru sonuç verir. Non-linear Lifting Line teorisi, düşük Reynolds sayılarında göz ardı edilemez varsayılamayan viskoz drag etkileri konusunda bilgi sağlar [32]. 3D Panel Method'un tanıtılması, karmaşık geometri kanatları ve gövdeyi tasarımda düşünme olanağı sağlar; ayrıca kanat kalınlığını da dikkate alır. Geleneksel Vortex Lattice Method ve 3D Panel Method analizi viskoz etkileri hesaba katmaz.

3.2.2. XFLR5 - Yazılım Kullanımı

XFLR5, bir yapılandırma yaklaşımıyla çalışan bir tasarım aracıdır. Bu yaklaşım, airfoil tasarımıyla (veya bir NACA airfoilinın seçimiyle) başlar, ardından 3D kanada ve nihayet uçak tasarımına geçer. Tüm uçağın başarılı bir kararlılık ve kontrol analizi için, XFLR5'in airfoil, kanat ve ardından uçak üzerinde hesaplanan performans

verilerine ihtiyacı vardır. Her analiz, uçağın inşa edilmesiyle birlikte performansı hesaplamak için önceki yapılandırma bloğunda hesaplanan verileri kullanır. XFLR5 yazılımı, önceki yapılandırma bloğunda yeterli veri hesaplanmadığında hatalarla karşılaşabilir.

3.2.3. XFLR5 Airfoil Tasarımı ve Performansı

XFLR5'in ilk adımı airfoil tasarımı ve analizidir. XFLR5, airfoil koordinatları veya kambur, kalınlık, maksimum kambur noktası ve maksimum kalınlık noktası gibi airfoil geometri özellikleri gerektirir. XFLR5 ayrıca önceden tanımlanmış NACA airfoillerini kullanma seçeneğine sahiptir. Birden fazla airfoil aynı anda oluşturulabilir veya seçilebilir ve tüm uçağın tasarımı için kullanılabilir.

Bir sonraki adım, "doğrudan analiz" sekmesi seçeneği altında çeşitli uçuş koşullarında performans verilerini hesaplamak için doğrudan airfoil analizi yapmaktır. Bu analiz, programda bir "polar" oluşturulduktan sonra gerçekleştirilebilir. Bir polar, XFLR5 tip seçeneği, Reynolds sayısı, Mach sayısı, laminardan türbülansa geçiş noktası ve viskoz veya viskozuz hesaplamaların seçimi ile tanımlanır. XFLR5 tipi için sabit kaldırma veya sabit Reynolds sayısı gibi birkaç seçenek bulunmaktadır. Analiz yapmanın etkili yolu, bir dizi hücum açısı kullanmaktır. Yazılım, hücum açısını sıfırdan başlayarak bir dizi pozitif hücum açısına kadar ve ardından negatif saldırı açıları için tekrarlayarak çok daha iyi yanıt verir. Analiz tamamlandığında sonuçlar grafiksel olarak gösterilir.

XFLR5, hesaplamaları daha sonra başvurmak üzere "işletme noktaları" olarak kaydeder. İşletme noktaları hücum açısı ve Reynolds sayısı tarafından tanımlanır. Bir işletme noktası, algoritmanın bu Reynolds sayısı ve hücum açısında yakınsadığında oluşturulur.

Airfoil için performans verileri hesaplandığında, tam kanat ve uçak analizi tamamlanabilir. XFLR5'in "doğrudan analiz" sekmesinde, airfoil performans hesaplamalarının bir parçası olarak seçilebilecek dört analiz türü bulunmaktadır. Her analiz türü, farklı parametrelerin değişmesine izin verir; örneğin, Mach sayısı sabit

tutulabilir, ancak Reynolds sayısı veya kaldırma katsayısı değiştirilebilir. Airfoil analizi için dört analiz türü hakkında detaylı bilgi XFLR5 kullanıcı kılavuzunda bulunmaktadır [32].

XFLR5, viskoz etkileri dikkate aldığından, hesaplamalar Non-linear Lifting Line teorisini kullanarak yakınsayan iterasyonlara dayanır. İteratif hesaplama yaklaşımının dezavantajı, her Reynolds sayısı ve saldırı açısı kombinasyonu için her zaman yakınsamanın sağlanmamasıdır. Bu, ancak yakınsamayan veri noktalarının uçuş zarfının kenarlarında olması durumunda, nihai uçak tasarımını ve analizini doğrudan etkiler.

3.2.4. XFLR5 3D Uçak Tasarımı ve Performans Analizi

3D uçak tasarım seçeneğinde XFLR5, önceki adımlarda oluşturulan airfoillerini ve buna ek olarak geometrik, kütle ve atalet girişlerini kullanarak tüm uçağı tasarlamak için kullanılabilir. Bir kanat tasarlamak için kök ve uç kord uzunluğu, kanat açıklığı, önde kenar ofseti, dihedral açısı, airfoil ve VLM mesh parametreleri gibi parametreler tanımlanmalıdır. XFLR5, ardından bireysel olarak tasarlanmış bileşenleri alır ve bunların geometrik ve kütle özelliklerini birleştirir. Her bileşenin x, y ve z koordinatları da tanımlanmalıdır. XFLR5, kanat ataletini tahmin eder. Kullanıcı, servolar veya yükler gibi şeyleri hesaba katmak için nokta kütlelerini de girebilir. Ana kanat için tasarım süreci, dikey ve yatay stabilizatörler veya diğer kaldırma yüzeyleri için tekrarlanabilir. Ayrıca, uçak performans ve kararlılık analizi sırasında dikkate alınacak kesitler olarak gövde geometrisini tanımlama seçeneği de bulunmaktadır.

Uçak performansını karakterize etmek için kullanılacak birden fazla hesaplama yöntemi bulunmaktadır. İlk olarak, uçak performansını değerlendirmek için Non-linear Lifting Line teorisini kullanmak mümkündür, bu teori kaldırma yüzeylerinin genellikle x-y düzleminde olduğunu varsayar. Uçak performansı aynı zamanda VLM yönteminin iki farklı versiyonunu kullanarak da değerlendirilebilir. İki VLM yönteminden ilki geleneksel at nalı vortex yaklaşımını kullanır ve yan kayma olmadığını varsayar. İkinci VLM yöntemi, at nalı yerine halka tarzı bir vortex wake oluşturur. "Analiz" menüsünde dört farklı analiz türü için seçenek bulunmaktadır. Tip

1 sabit hızı tanımlar, Tip 2 sabit kaldırma tanımlar, Tip 4 sabit hücum açısını, ve Tip 5 beta aralığını tanımlar. Her VLM hesaplama yöntemi ile, viskoz ve viskozsuz hesaplamaları hesaba katma seçeneği bulunmaktadır.

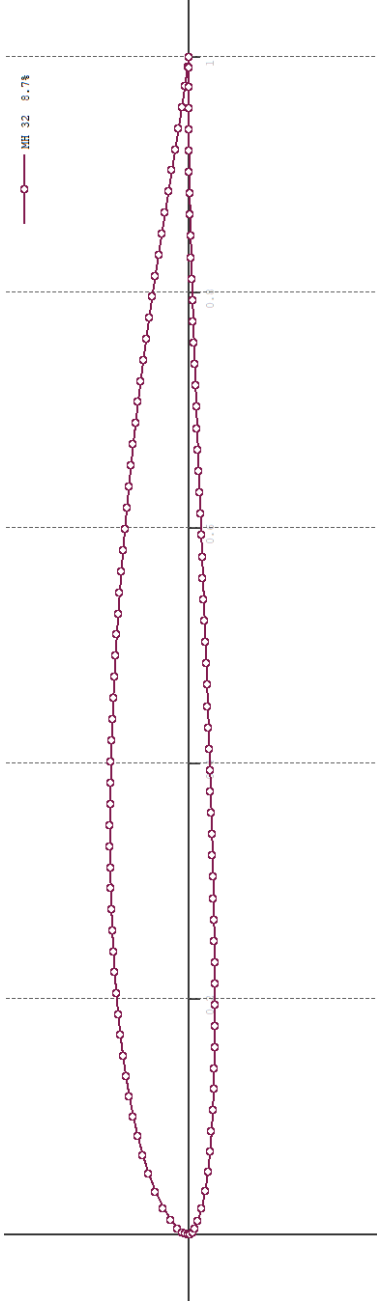
3.2.5. XFLR5 3D Uçak Tasarımı Kararlılık Analizi

XFLR5 hesaplamalarının son adımı, tam 3D uçağın kararlılık analizini yapmaktır. XFLR5, kararlılık türevlerini ve katsayılarını VLM yöntemi ve 3D panel yönteminin bir kombinasyonunu kullanarak hesaplar. Kontrol yüzeyleri sabitlenmiş ve herhangi bir eğim olmadan duruyorsa, viskoz bir analiz yapma seçeneği bulunmaktadır. XFLR5 aynı zamanda kontrol yüzeyi eğimleri programa girildiğinde kontrol türevlerini de hesaplar. Kararlılık analizi çalıştırdıktan sonra, XFLR5 kararlılık katsayıları, türevleri, özdeğerleri ve özvektörleri içeren bir hesaplama çıktısı sağlayacaktır. XFLR5 aynı zamanda dinamik sistem root locus çizimleri ve zaman tepkilerinin grafiksel çıktıları da sunacaktır.

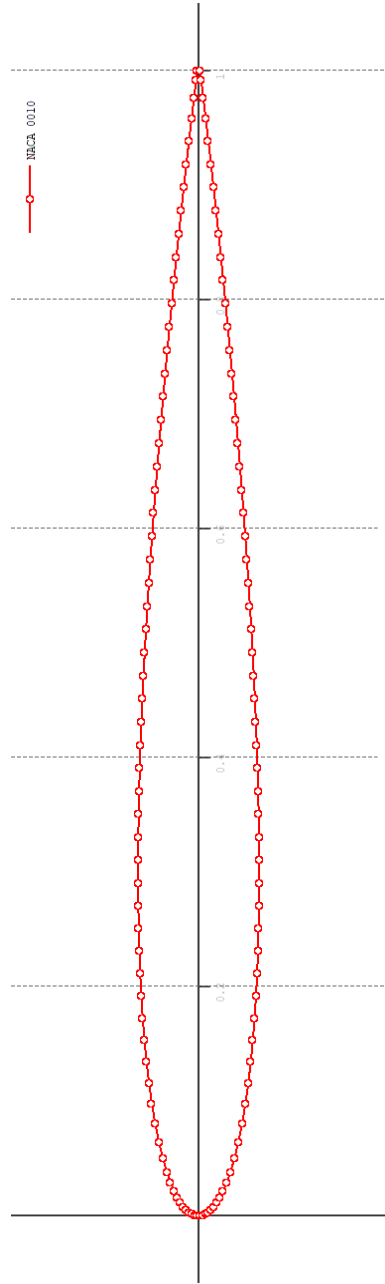
3.3 ÇALIŞMANIN TASARIM AŞAMALARI

3.3.1. XFLR5 Airfoil Tasarımı

Kanat için kullanılacak MH-32 airfoili XFLR5'e tanımlandı. Tanımlanan airfoil Şekil 3.1'de gösterilmiştir. Kuyruk için XFLR5 veritabanından NACA 0010 airfoili yüklendi. Tanımlanan kanat ve kuyruk airfoilleri sıklıkla kullanıldığı için seçilmiştir. XFLR5 NACA 0010 airfoili Şekil 3.2'de gösterilmiştir.



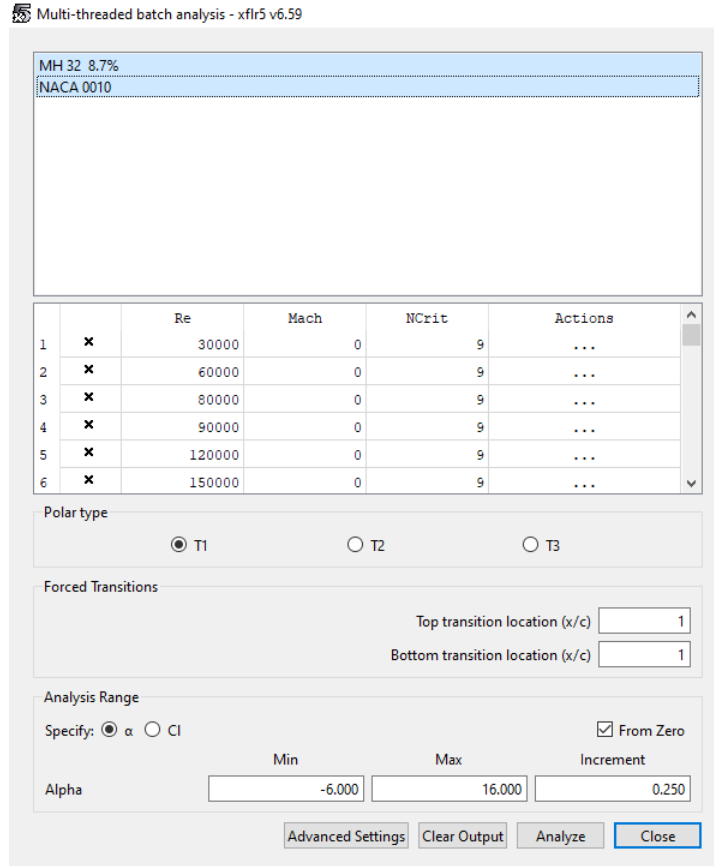
Şekil 3.1. MH-32 Airfoil tasarımı



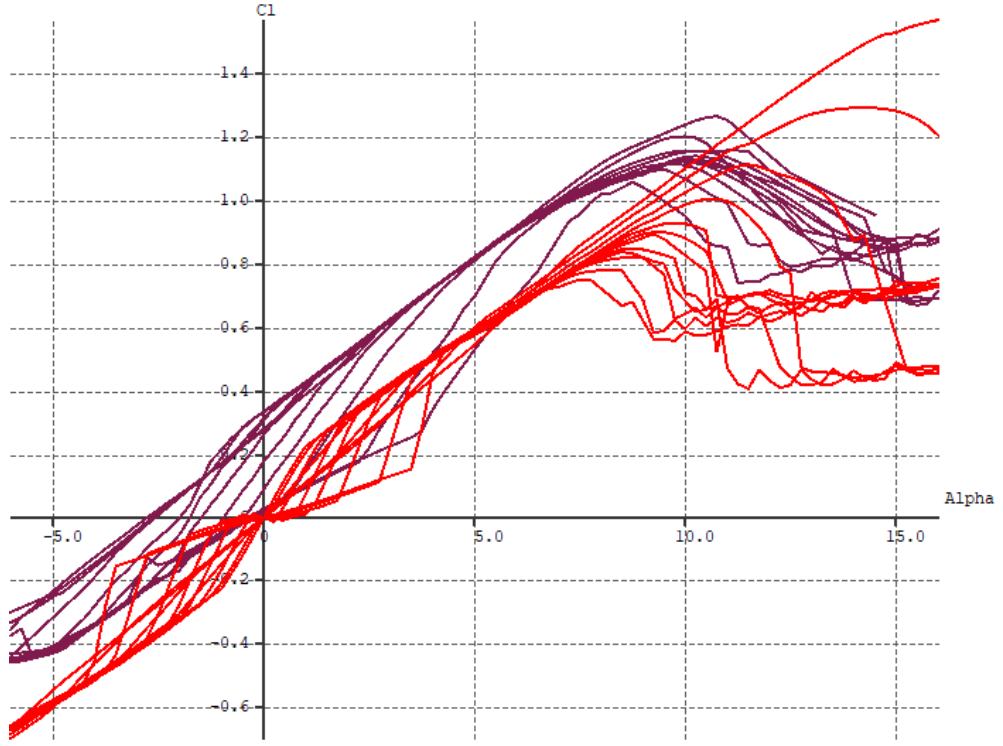
Şekil 3.2. NACA 0010 Airfoil tasarımı

3.3.2. XFLR5 Airfoil Performans Analizi (Batch Analysis)

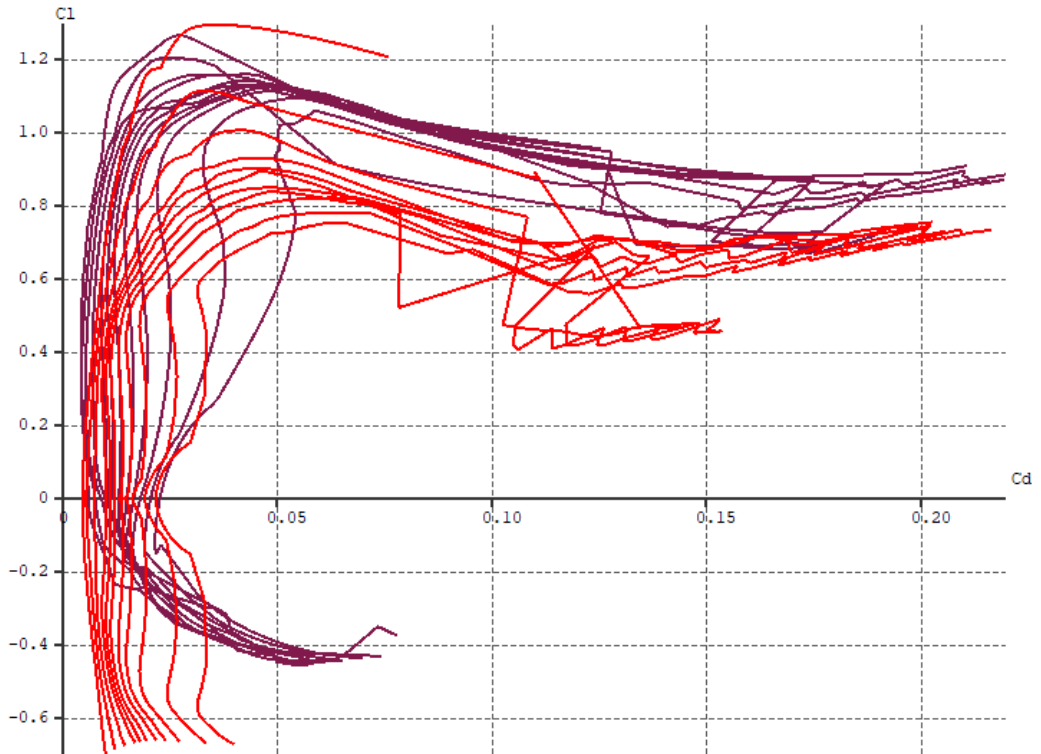
Airfoilleri XFLR5'te oluşturulduktan sonra, MH-32 ve NACA 0010 airfoillerinin performans analizi, bir dizi Reynolds sayısı ve hücum açısında gerçekleştirildi. Şekil 6.4'te görüldüğü üzere Analiz türü 1 seçildi, bu da artan Reynolds sayılarını kullanan bir analizdir. Her artan Reynolds sayısında bir dizi hücum açısı değerlendirilebilir. XFLR5 hesaplamaları için Reynolds sayıları 30.000 ile 1.500.000 arasında değişmekte olup 30.000'lik artışlarla artırıldı. Alfa, hücum açısı açısı, her Reynolds sayısı artışında -6 dereceden 16 dereceye kadar değişti. Viskoze etkileri düşünülüğünde, laminar akıştan ayrılmış akışa geçiş noktası, modelde kanat açıklığının bir yüzdesi olarak girilmelidir. Rüzgar tüneli testi veya hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) analizi, tam geçiş noktasının hesaplanmasına izin verecektir, ancak bu araştırmanın kapsamı dışındadır. MH32 ve NACA 0010 airfoillerinin hesaplanmış performans eğrileri, Şekiller 3.4, 3.5, 3.6 ve 3.7'de gösterilmiştir. Her çizilen çizgi, $Re = 30.000$ ile 1.500.000 arasında değişen bir artan Reynolds sayısını temsil etmektedir.



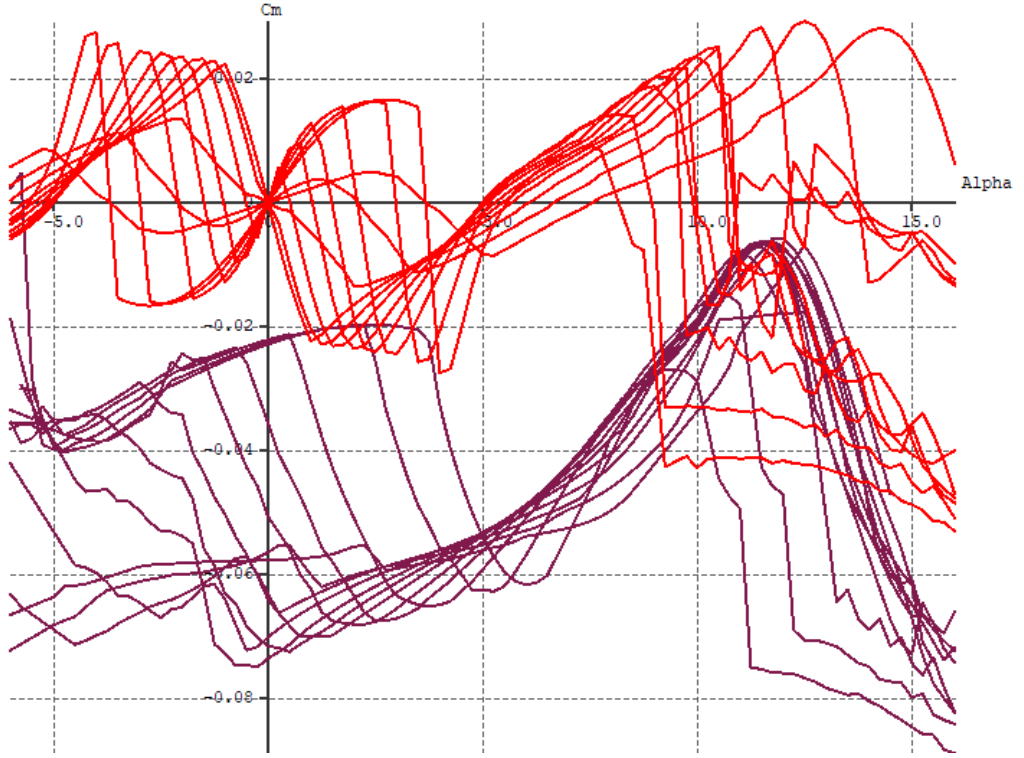
Şekil 3.3. MH32 ve NACA0010 airfoilleri için batch analizi.



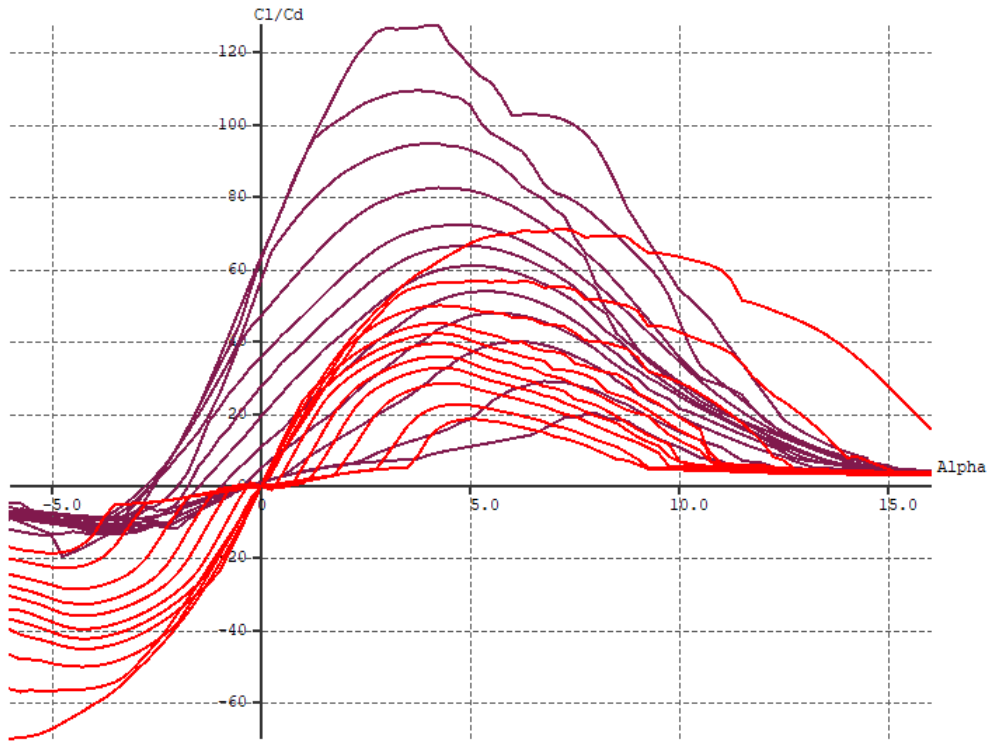
Şekil 3.4. MH32 ve NACA0010 airfoillerine ait C_l -Alpha grafiği.



Şekil 3.5. MH32 ve NACA0010 airfoillerine ait C_l - C_d grafiği.



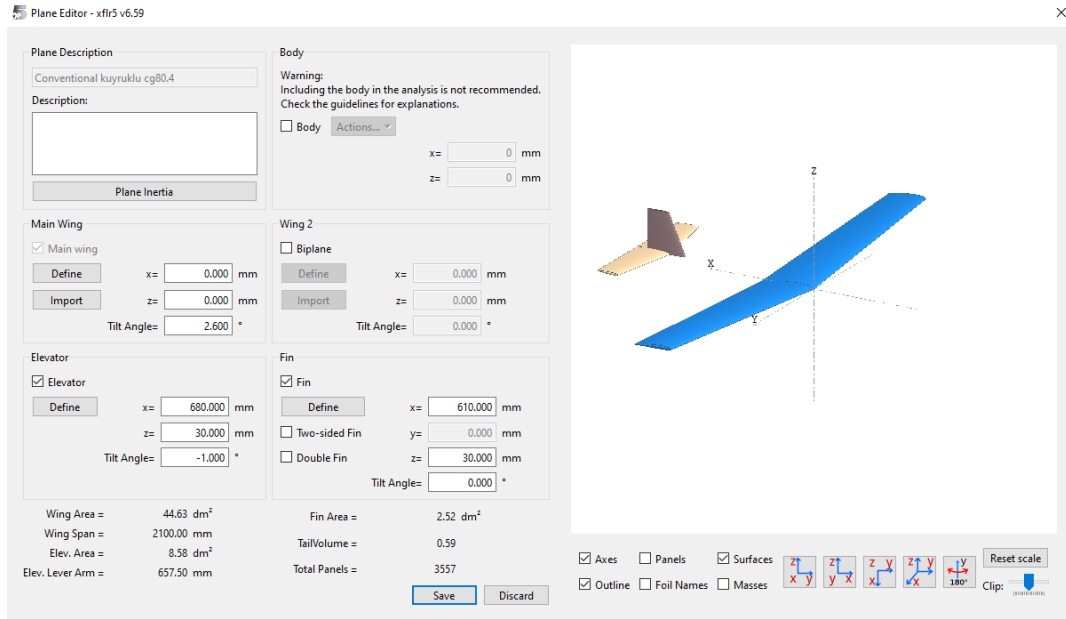
Şekil 3.6. MH32 ve NACA0010 airfoillerine ait C_m -Alpha grafiği.



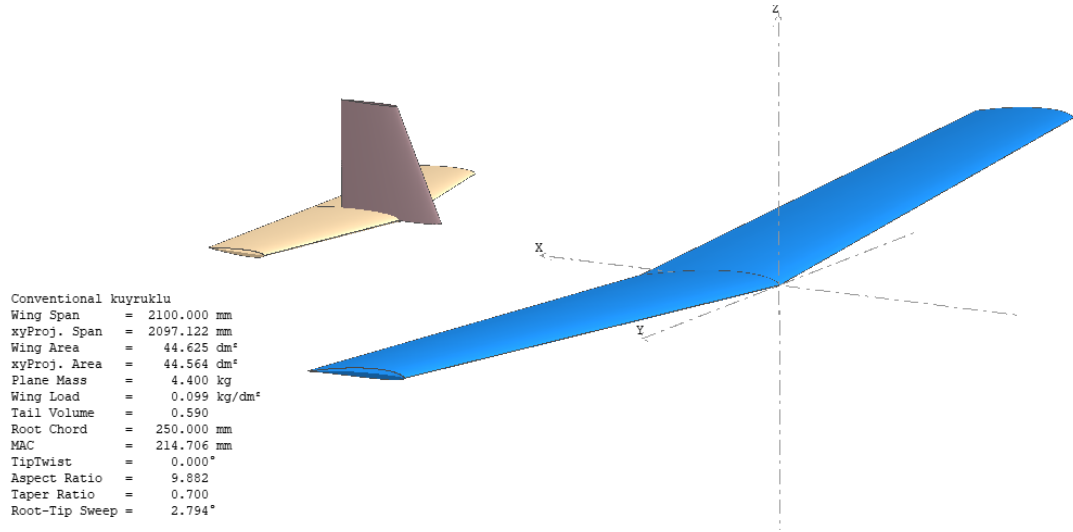
Şekil 3.7. MH32 ve NACA0010 airfoillerine ait C_l/C_d -Alpha grafiği.

3.3.3. XFLR5 Wing and Plane Design (Kanat ve Uçak Tasarımı)

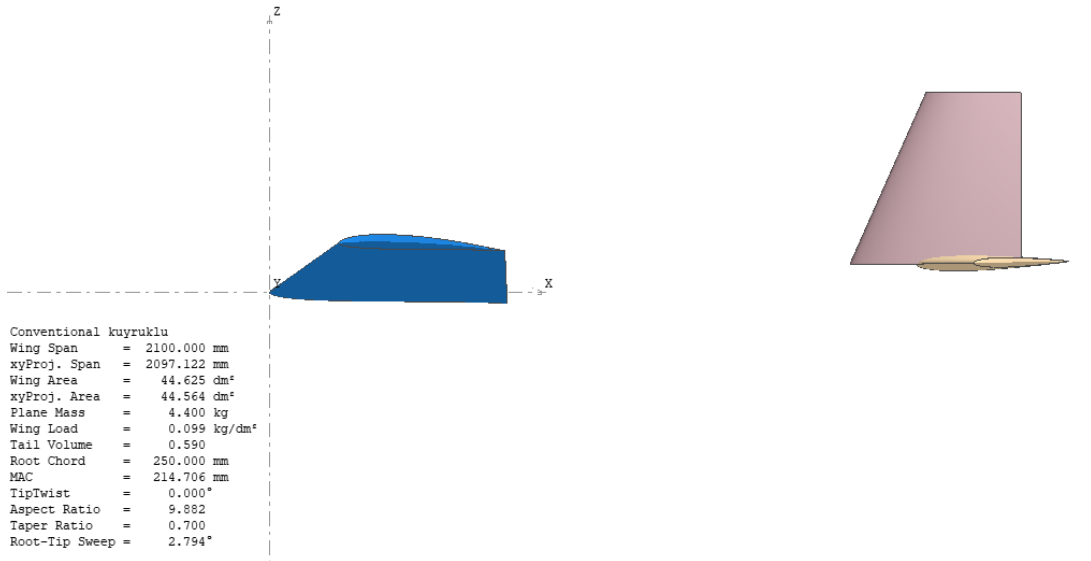
XFLR5'te "Batch Analysis" uygulanarak airfoil performans verileri hesaplandıktan sonra, XFLR5'teki "Wing and Plane Design" modülü kullanılarak İHA'nın kanat ve kuyruk tasarımına geçildi. Kanadın ön kenarı referans noktası $x=0$ olarak belirlendi. Gövde boyunca merkez çizgi $y=0$ olarak belirlendi. Zemin, referans noktası $z=0$ olarak kullanıldı. XFLR5, tüm girdilere dayanarak atalet özelliklerini ve ağırlık merkezini hesapladı. Şekil 3.8'de görüldüğü üzere "Plane Inertia" bölümünden kanat, kuyruk ve diğer ağırlıklar için farklı değerlerde kütle tanımlamaları yapıldı. Bu çalışmada yapılan tüm analizler bu tasarım üzerinden kanat kuyruk arası mesafe, ağırlık merkezi, Aspect Ratio (AR) karşılaştırması içi kuyruk span ve veter, kuyruk airfoili, kuyruk tipi ve kanat ve kuyruğun tilt açısı değiştirilerek yapılmıştır. Tasarımın XFLR5 modeli, Şekil 3.9 ve Şekil 3.10'da gösterilmiştir.



Şekil 3.8. Wing and Plane Design menüsü.



Şekil 3.9. İHA tasarımının izometrik görüntüsü.



Şekil 3.10. İHA tasarımının yan görüntüsü.

BÖLÜM 4

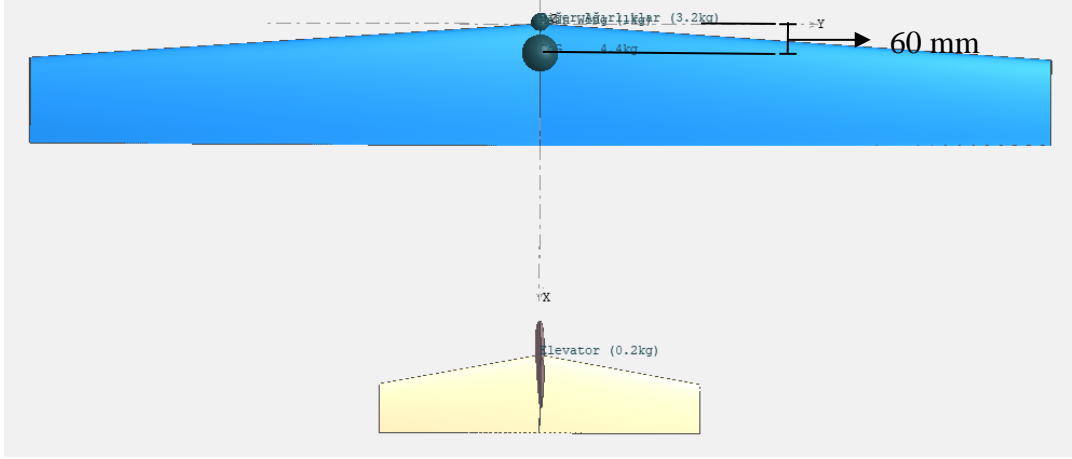
ANALİZ SONUÇLARI

4.1. AĞIRLIK MERKEZİ KONUMUNA GÖRE YAN RÜZGAR KOŞULUNDA STABİLİTE ANALİZİ

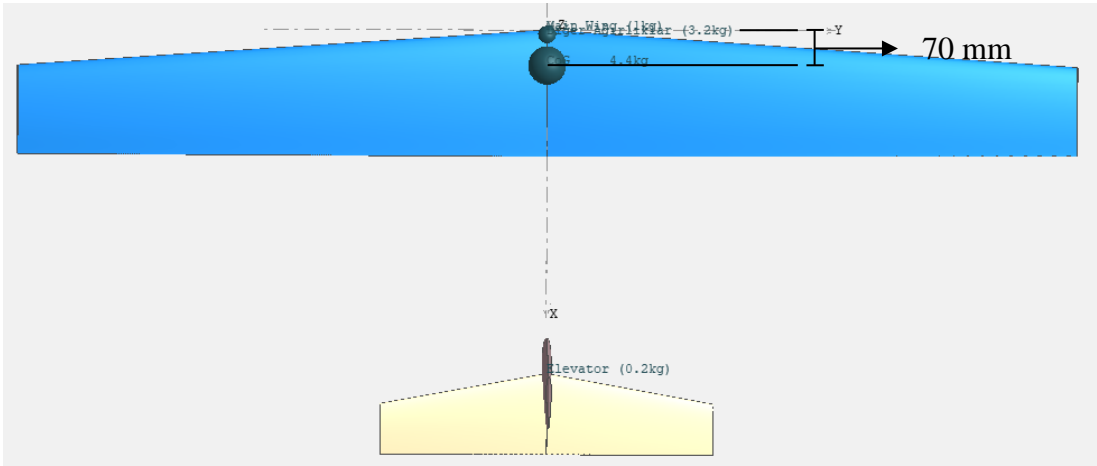
Bu analizde insansız hava aracımız XFLR5 programı ile tasarlanarak stabilite analizi yapılmıştır. İnsansız hava aracımızın kütlesi 4400 gram olup kanat için MH 32 airfoil kullanılmıştır. Tasarlanan kanadın kütlesi 1000 gramdır. Kanat açıklığı 2100 mm'dir. Kanadın kök veter uzunluğu 250 mm, uç veter uzunluğu 175 mm'dir. Kanat 3° dihedral açısına sahiptir. Kanadın tilt angle değeri 2,60°'dir. 9,88 AR (Aspect Ratio) değerine sahiptir.

Kuyruk kütlesi 200 gram olup NACA 0010 airfoil kullanılmıştır. Elevator için açıklık 660 mm, kök veter 160 mm, uç veter 100 mm'dir. 5,08 AR değerine sahiptir. Elevator x ekseninde 680 mm, z ekseninde 30 mm mesafeye konumlandırılmıştır. Ayrıca ters moment etkisi için elevatore -1° tilt angle değeri verilmiştir. Rudder için kök veter 180 mm, uç veter 100 mm'dir. Rudder x ekseninde 610 mm, z ekseninde 30 mm mesafeye konumlandırılmıştır.

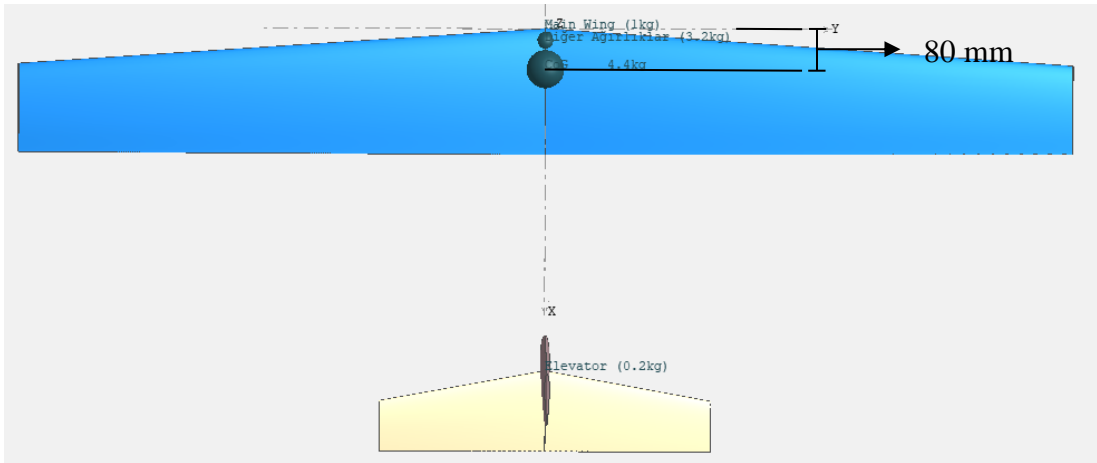
İHA'nın ağırlık merkezi üç farklı mesafeye konumlandırılarak 17 m/s seyir süratindeki İHA'nın +y yönünde 5 m/s süratindeki yan rüzgara karşı verdiği tepkiler ölçülmüştür. Şekil 4.1.1'de belirtilen İHA'nın ağırlık merkezi 60 mm mesafeye konumlandırılmıştır. Şekil 4.1.2'de belirtilen İHA'nın ağırlık merkezi 70 mm mesafeye konumlandırılmıştır. Şekil 4.1.3'te belirtilen İHA'nın ağırlık merkezi 80 mm mesafeye konumlandırılmıştır. Bu analiz deniz seviyesinde, 15°C'de ve 101,3 kPa hava basıncı şartlarında yapılmıştır.



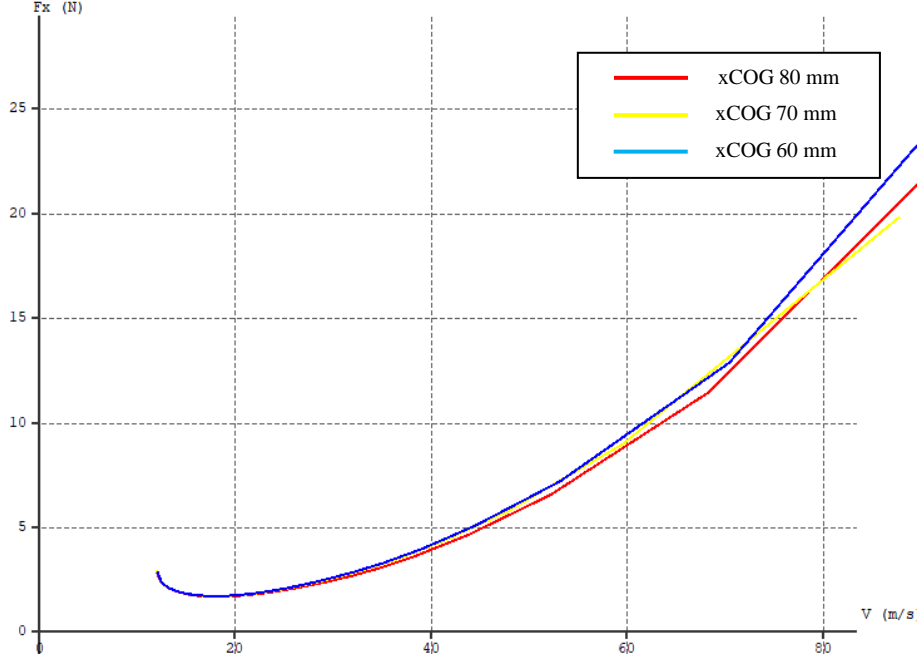
Şekil 4.1.1. Ağırlık merkezi konumu (xCOG) 60 mm.



Şekil 4.1.2. Ağırlık merkezi konumu (xCOG) 70 mm.

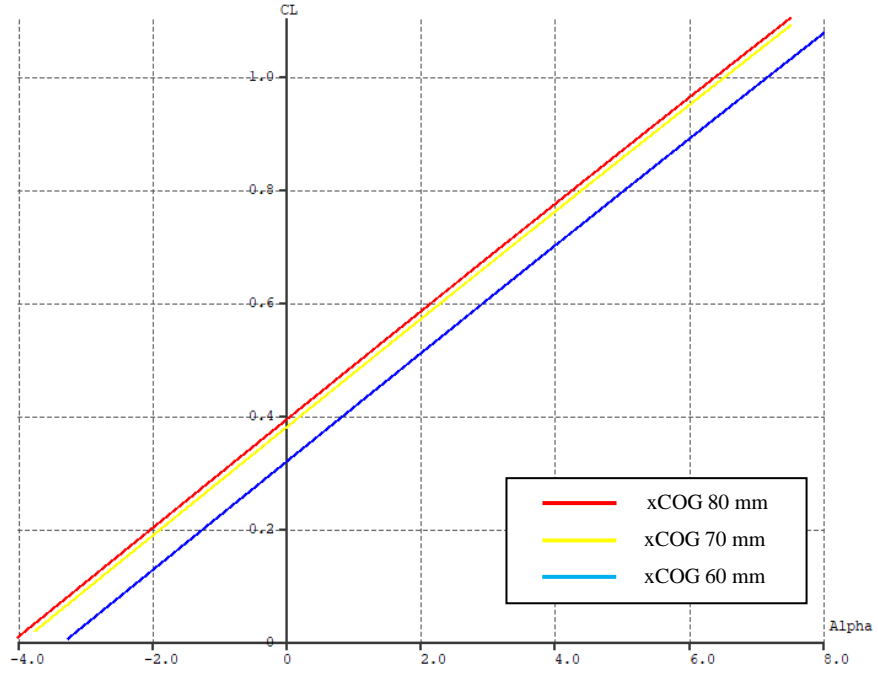


Şekil 4.1.3. Ağırlık merkezi konumu (xCOG) 80 mm.



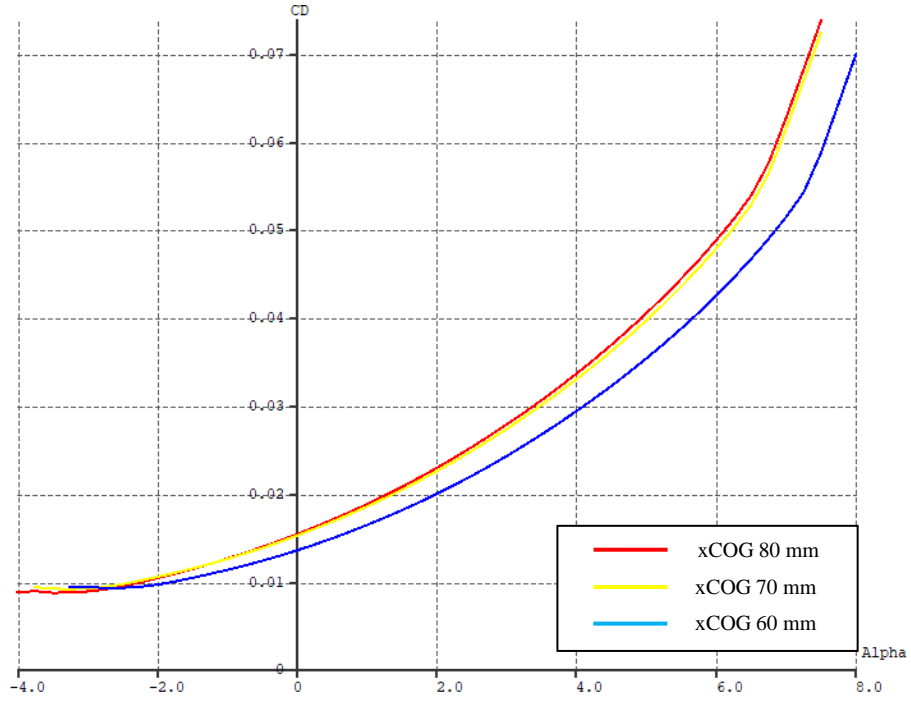
Şekil 4.1.4. İtme kuvvetinin sürate göre değişimi.

Şekil 4.1.4.'te görüldüğü üzere ağırlık merkezi kuyruğa doğru gittikçe daha düşük dinamik itkiye ihtiyaç olduğu görülmektedir.



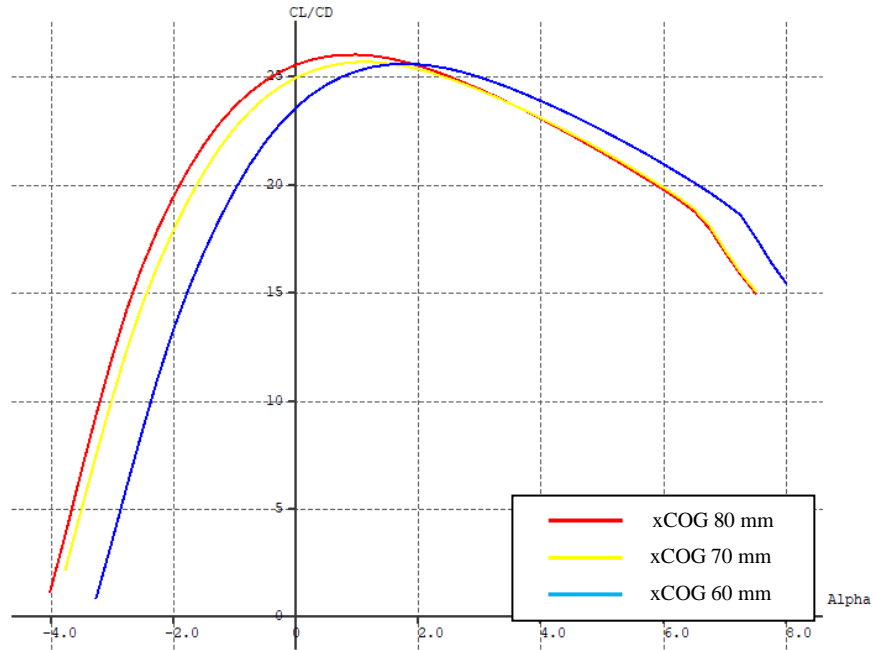
Şekil 4.1.5. Kaldırma katsayısının hücum açısına göre değişimi.

Şekil 4.1.5.'te görüldüğü üzere ağırlık merkezi kuyruğa doğru kaydıka kaldırma katsayısının arttığı görülmektedir.



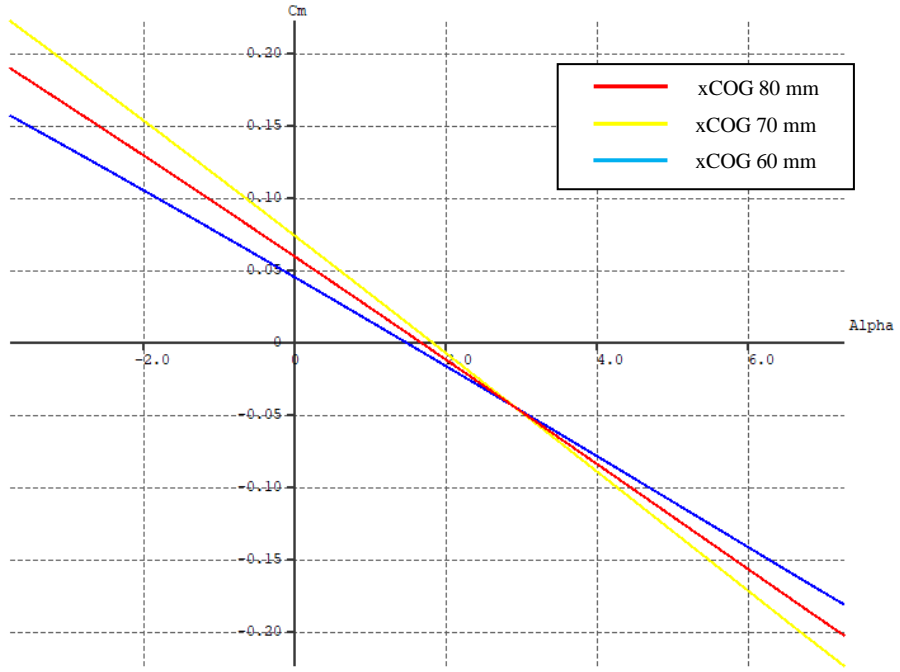
Şekil 4.1.6. Sürüklenme katsayısının hücum açısına göre değişimi.

Şekil 4.1.6.'da görüldüğü üzere ağırlık merkezi kuyruğa doğru kaydııkça sürtünme katsayısının arttığı görülmektedir.



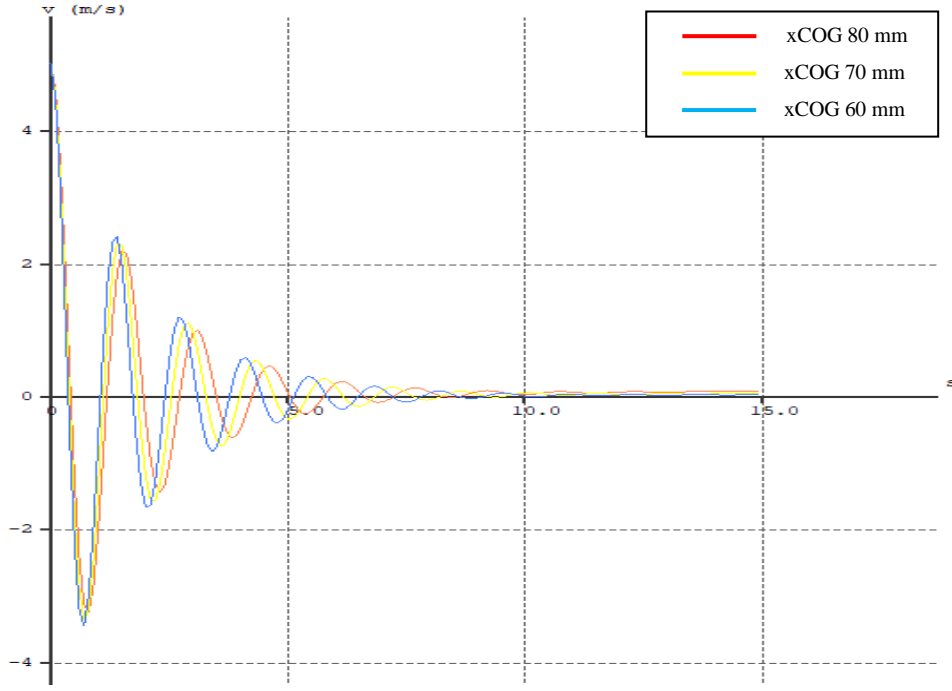
Şekil 4.1.7. Aerodinamik verimliliğin hücum açısına göre değişimi.

Şekil 4.1.7.'de görüldüğü üzere ağırlık merkezi kuyruğa doğru kaydııkça aerodinamik verimliliğin arttığı görülmektedir.

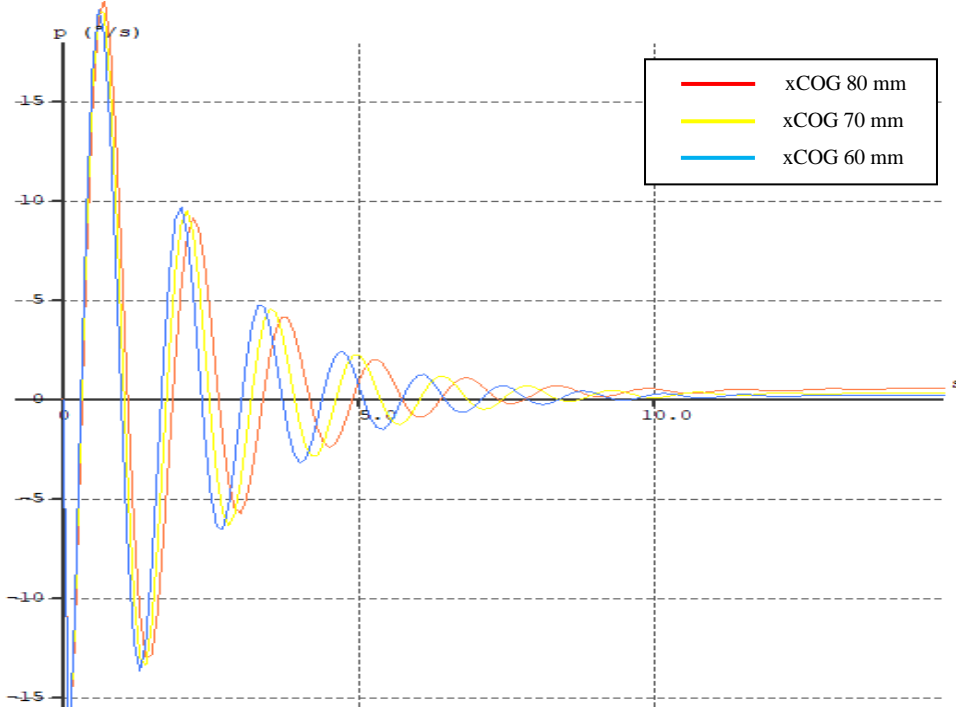


Şekil 4.1.8. Moment katsayısının hücum açısına göre değişimi.

Şekil 4.1.8.'deki grafikte uçak geometrik ölçüleri değiştirilmeden yalnızca kanat ve kuyruk tilt açısı değiştirilerek birbirine yakın moment katsayısı elde edilerek diğer grafikler karşılaştırılmıştır.

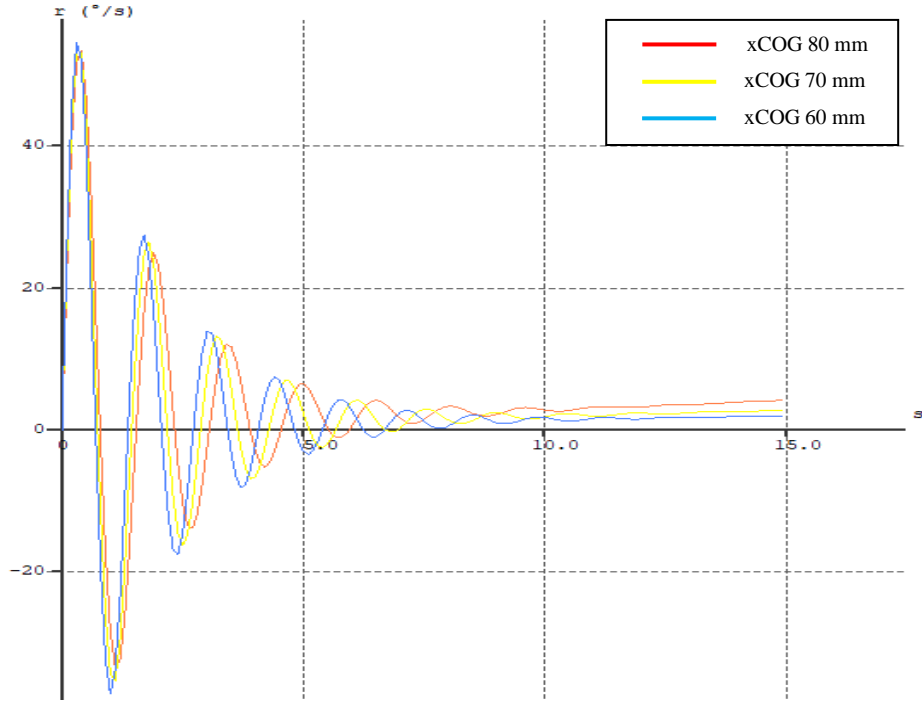


Şekil 4.1.9. Yanal hız değişimi.



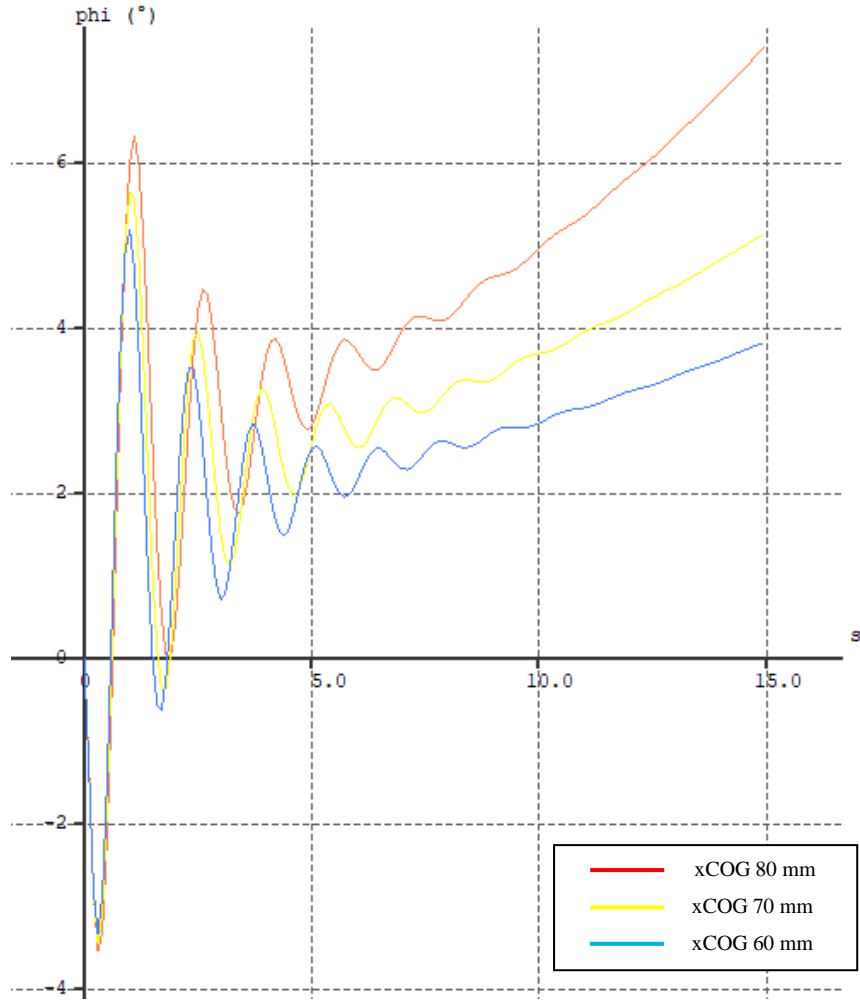
Şekil 4.1.10. Yuvarlanma açısı sapması.

Şekil 4.1.9. ve Şekil 4.1.10.'da görüldüğü üzere yan rüzgar ağırlık merkezi kanattan kuyruğa doğru kaydıkça yan rüzgar etkisinde yanal hızın ve yuvarlanma açısı değişiminin daha az olduğu tespit edilmiştir.



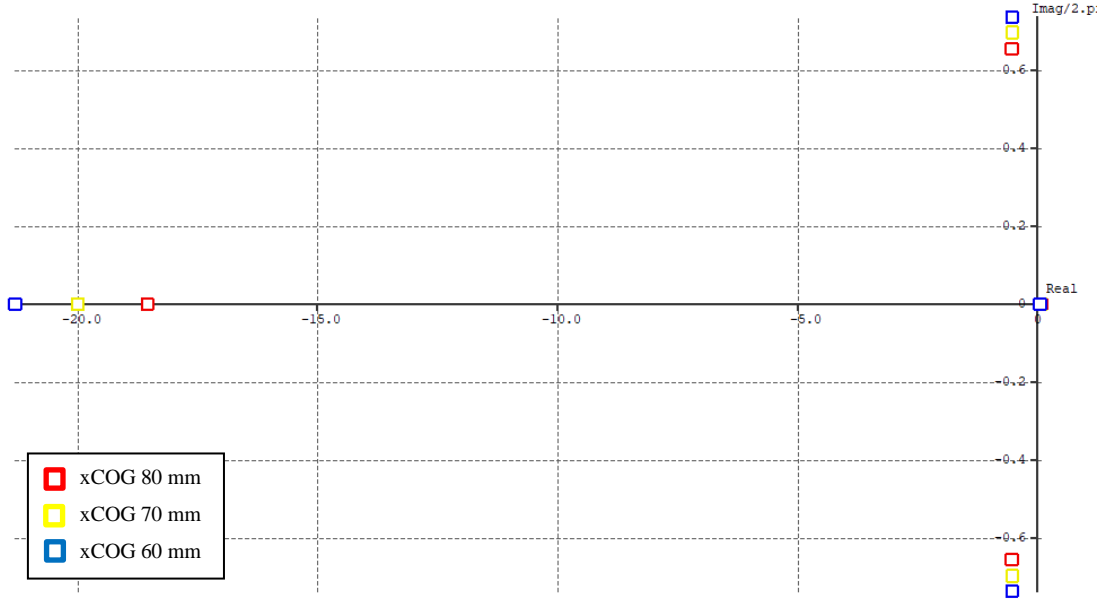
Şekil 4.1.11. Yalpalama açısı değişimi.

Şekil 4.1.11.'de görüldüğü üzere ağırlık merkezi kanattan kuyruğa doğru kaydıka yan rüzgar etkisinde yalpalama açısı değişiminin daha az olduğu tespit edilmiştir.



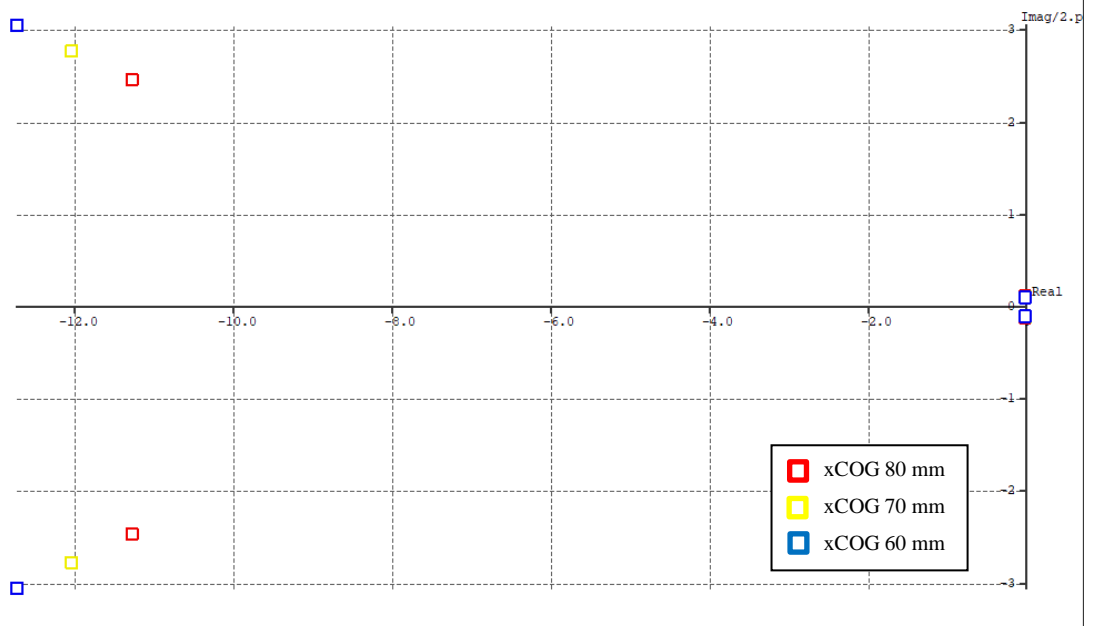
Şekil 4.1.12. Yön Açısı Değişimi

Şekil 4.1.12.'de görüldüğü üzere ağırlık merkezi kanattan kuyruğa doğru kaydıkça yön açısının zamanla arttığı tespit edilmiştir.



Şekil 4.1.13. Yatay eksenindeki root locus görünümü.

Şekil 4.1.13.'te yatay eksenindeki root locus görünümünde görüldüğü üzere herhangi bir spesifik girdi veya müdahale olmadan, sistemin doğası ve geri bildirim kontrol sistemi yapılandırması göz önüne alınarak kararlılık durumu incelendiğinde ağırlık merkezi kanattan kuyruğa doğru kaydıkça roll damping modu, dutch roll modu ve spiral modunda kararlılık azalmıştır.



Şekil 4.1.14. Dikey eksenindeki root locus görünümü.

Şekil 4.1.14.'te dikey eksenindeki root locus görünümünde görüldüğü üzere herhangi bir spesifik girdi veya müdahale olmadan, systemin doğası ve geri bildirim kontrol sistemi yapılandırması göz önüne alınarak kararlılık durumu incelendiğinde ağırlık merkezi kanattan kuyruğa doğru kaydıkça short period modunda ve phugoid modunda kararlılık azalmıştır.

4.2. GELENEKSEL, V-TAIL VE T-TAIL KUYRUĞUN YAN RÜZGAR KOŞULUNDA STABİLİTE ANALİZİ

Bu analizde 17 m/s seyir süratindeki İHA için Şekil 4.2.1.'de belirtilen geleneksel kuyruk tipi ve Şekil 4.2.2.'de belirtilen V-Tail kuyruk tipi olmak üzere iki farklı kuyruk tasarımı yapılmıştır. İki farklı tasarımın +y yönünde 5 m/s süratindeki yan rüzgara karşı verdiği tepkiler ölçülmüştür.

Analiz için tasarlanan insansız hava aracımızın kütlesi 4400 gram olup kanat için MH 32 airfoil kullanılmıştır. Tasarlanan kanadın kütlesi 1000 gramdır. Kanat açıklığı 2100 mm'dir. Kanadın kök veter uzunluğu 250 mm, uç veter uzunluğu 175 mm'dir. Kanat 3° dihedral açısına sahiptir. Kanadın tilt angle değeri 2,60°dir. 9,88 AR (Aspect Ratio) değerine sahiptir.

Geleneksel kuyruk için;

Kuyruk kütlesi 200 gram olup NACA 0010 airfoil kullanılmıştır. Elevator için açıklık 660 mm, kök veter 160 mm, uç veter 100 mm'dir. 5,08 AR değerine sahiptir. Elevator x ekseninde 680 mm, z ekseninde 30 mm mesafeye konumlandırılmıştır. Ayrıca ters moment etkisi için elevatore -1° tilt angle değeri verilmiştir. Rudder için kök veter 180 mm, uç veter 100 mm'dir. Rudder x ekseninde 610 mm, z ekseninde 30 mm mesafeye konumlandırılmıştır.

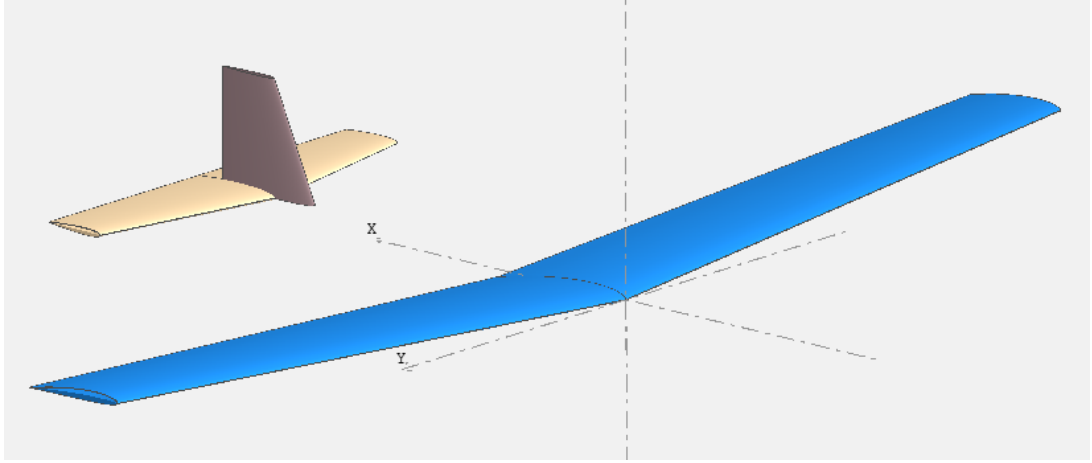
V-Tail kuyruk için;

Kuyruk kütlesi 200 gram olup NACA 0010 airfoil kullanılmıştır. Açıklık 800 mm, kök veter 200 mm, uç veter 120 mm'dir. 5 AR değerine sahiptir. Kuyruk yüzeyleri arası açı 110°dir. geleneksel kuyruk ile aynı moment katsayısına sahip olması için Kuyruk x ekseninde 680 mm, z ekseninde 20 mm mesafeye konumlandırılarak kuyruğa -0,83° açı verilmiştir.

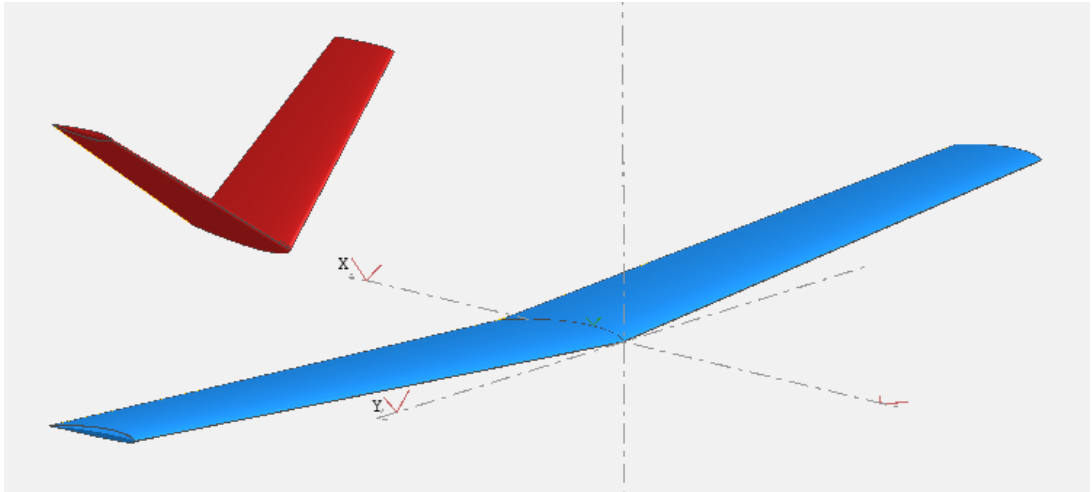
T-Tail kuyruk için;

Kuyruk kütlesi 200 gram olup NACA 0010 airfoil kullanılmıştır. Elevator için açıklık 660 mm, kök veter 160 mm, uç veter 100 mm'dir. 5,08 AR değerine sahiptir. Elevator

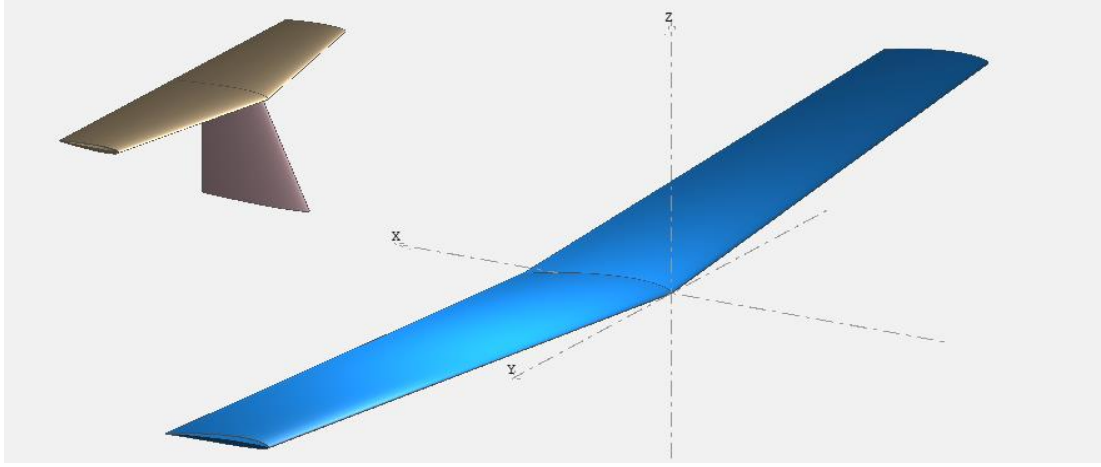
x ekseninde 680 mm, z ekseninde 210 mm mesafeye konumlandırılmıştır. Ayrıca ters moment etkisi için elevatore $-1,10^\circ$ tilt angle değeri verilmiştir. Rudder için kök veter 180 mm, uç veter 100 mm'dir. Rudder x ekseninde 610 mm, z ekseninde 30 mm mesafeye konumlandırılmıştır. Bu analiz deniz seviyesinde, 15°C 'de ve 101,3 kPa hava basıncı şartlarında yapılmıştır.



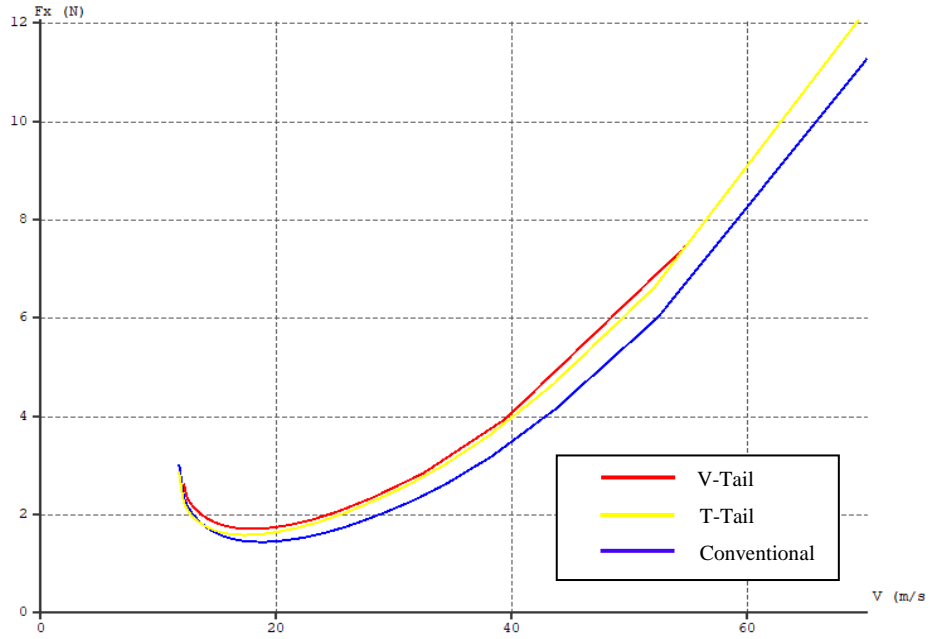
Şekil 4.2.1. Geleneksel kuyruk tipi kullanılan İHA tasarımı.



Şekil 4.2.2. V-Tail kuyruk tipi kullanılan İHA tasarımı.

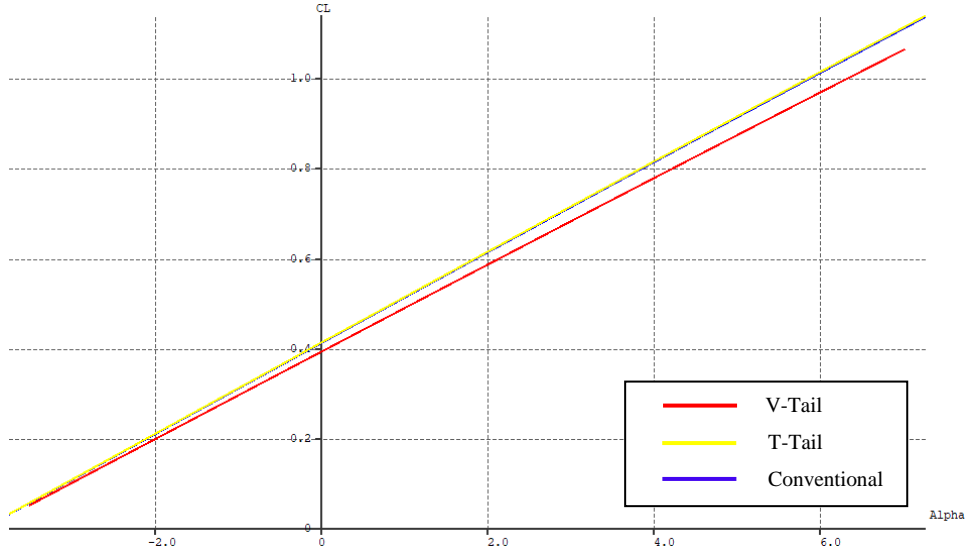


Şekil 4.2.3. T-Tail kuyruk tipi kullanılan İHA tasarımı.



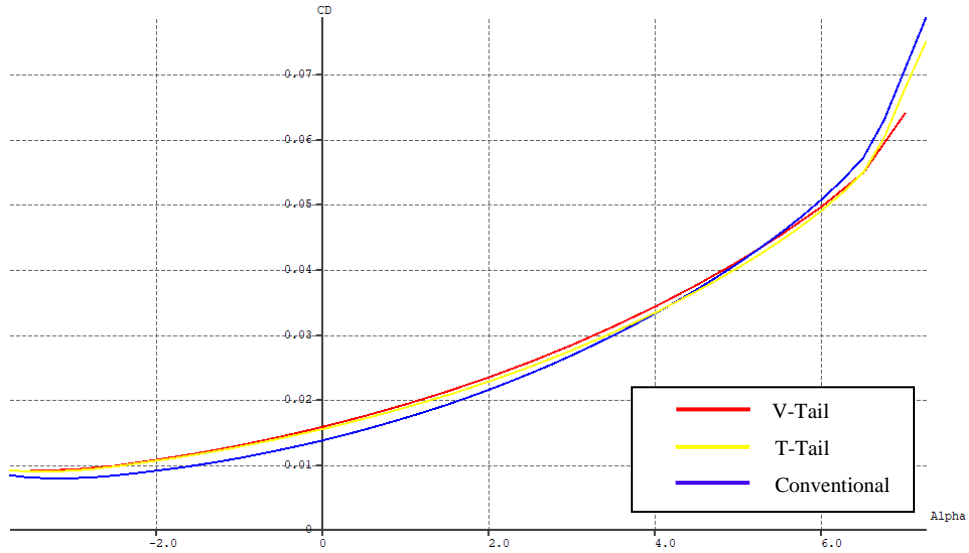
Şekil 4.2.4. İtki kuvvetinin sürata göre değişimi.

Şekil 4.2.4.'te görüldüğü üzere V-Tail kuyruk tasarımına sahip İHA'nın geleneksel ve T-tail kuyruk tasarımına sahip İHA'ya göre daha yüksek dinamik itkiye ihtiyaç olduğu görülmektedir.



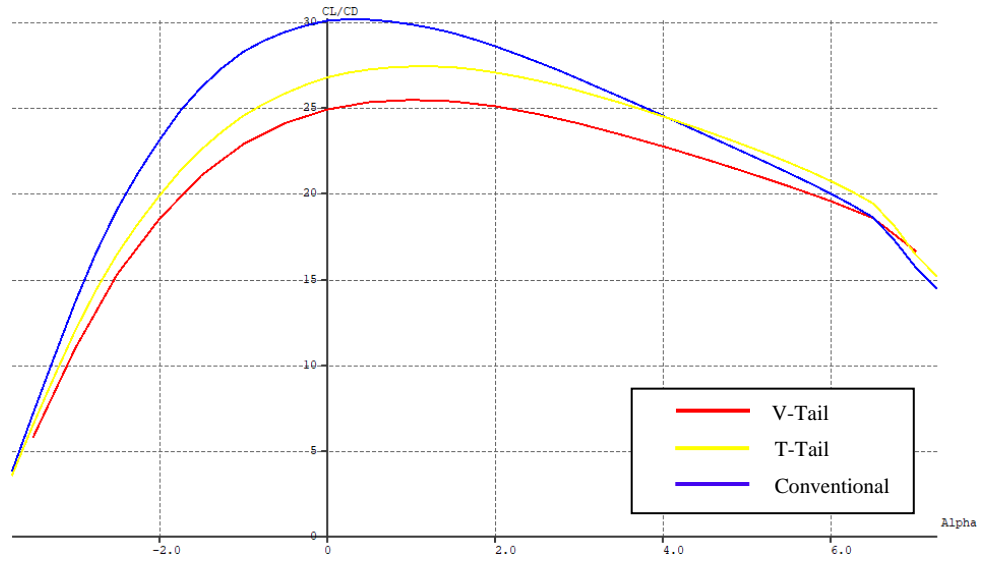
Şekil 4.2.5. Kaldırma katsayısının hücum açısına göre değişimi.

Şekil 4.2.5.'te görüldüğü üzere geleneksel ve T-Tail kuyruk tasarımına sahip İHA'nın V-Tail kuyruk tasarımına sahip İHA'ya göre kaldırma katsayısının daha yüksek olduğu görülmektedir. Ayrıca geleneksel ve T-Tail kuyruk tasarımına sahip İHA'nın kaldırma katsayısının birbirine benzerlik gösterdiği grafikte görülmektedir.



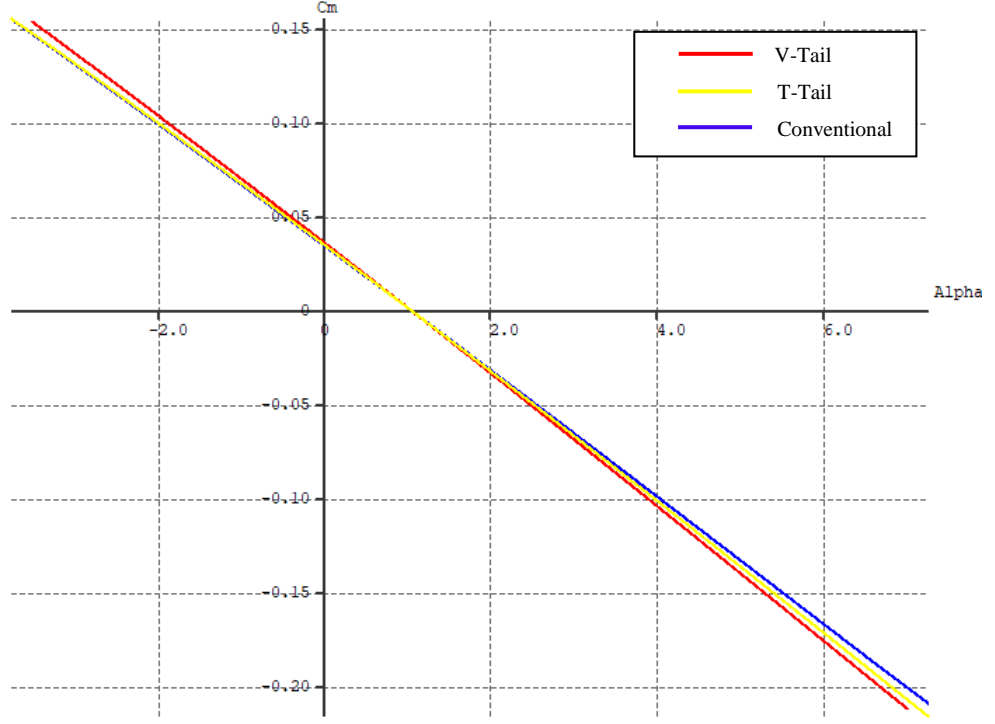
Şekil 4.2.6. Sürükleme katsayısının hücum açısına göre değişimi.

Şekil 4.2.6.'da görüldüğü üzere 5° hücum açısına kadar V-Tail kuyruk tasarımına sahip İHA'nın geleneksel ve T-Tail kuyruk tasarımına sahip İHA'ya göre kaldırma katsayısının daha yüksek olduğu görülmekte olup 5° hücum açısından fazla olduğu durumlarda geleneksel ve T-Tail kuyruk tasarımında tam tersi durum gözlenmiştir.



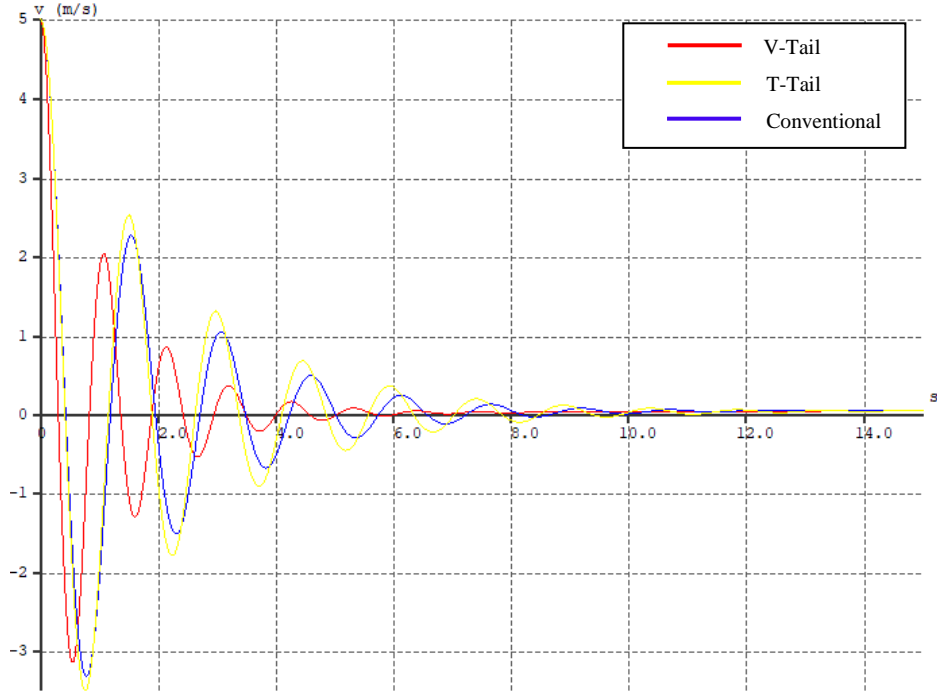
Şekil 4.2.7. Aerodinamik verimliliğin hücum açısına göre değişimi.

Şekil 4.2.7.'de görüldüğü üzere geleneksel kuyruk tasarımına sahip İHA'nın T-Tail ve V-Tail kuyruk tasarımına sahip İHA'ya göre aerodinamik verimliliğin daha yüksek olduğu görülmektedir. V-Tail kuyruğa sahip İHA'nın aerodinamik verimliliği en az olduğu görülmektedir.



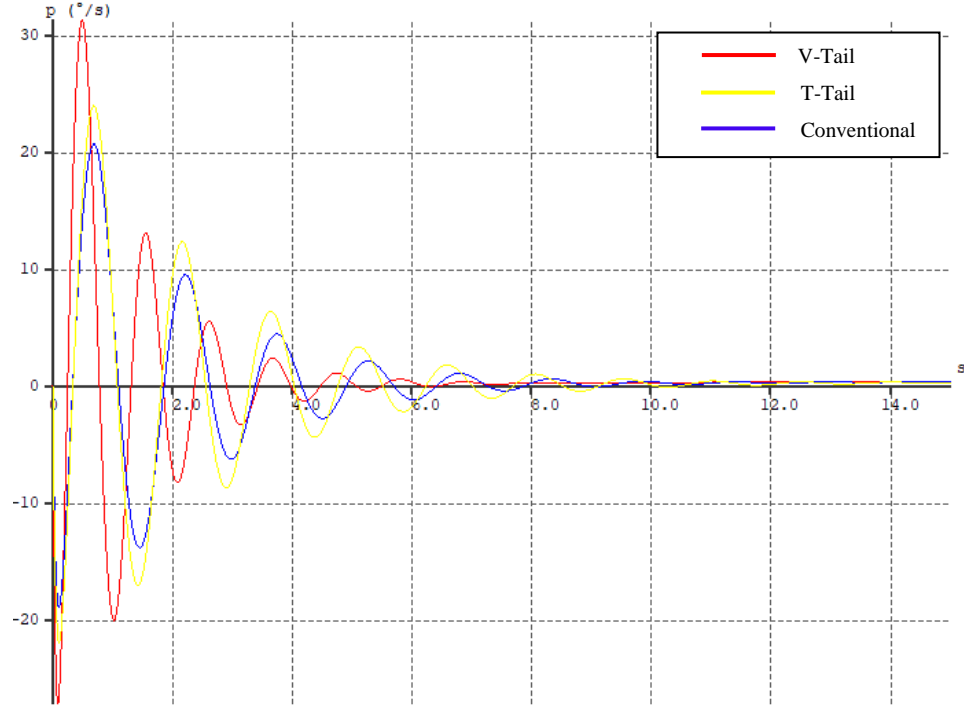
Şekil 4.2.8. Moment katsayısının hücum açısına göre değişimi.

Şekil 4.2.8.'deki grafikte İHA'nın geometrik ölçüleri değiştirilmeden yalnızca kanat ve kuyruk tilt açısı değiştirilerek birbirine yakın moment katsayısı elde edilerek diğer grafikler karşılaştırılmıştır.



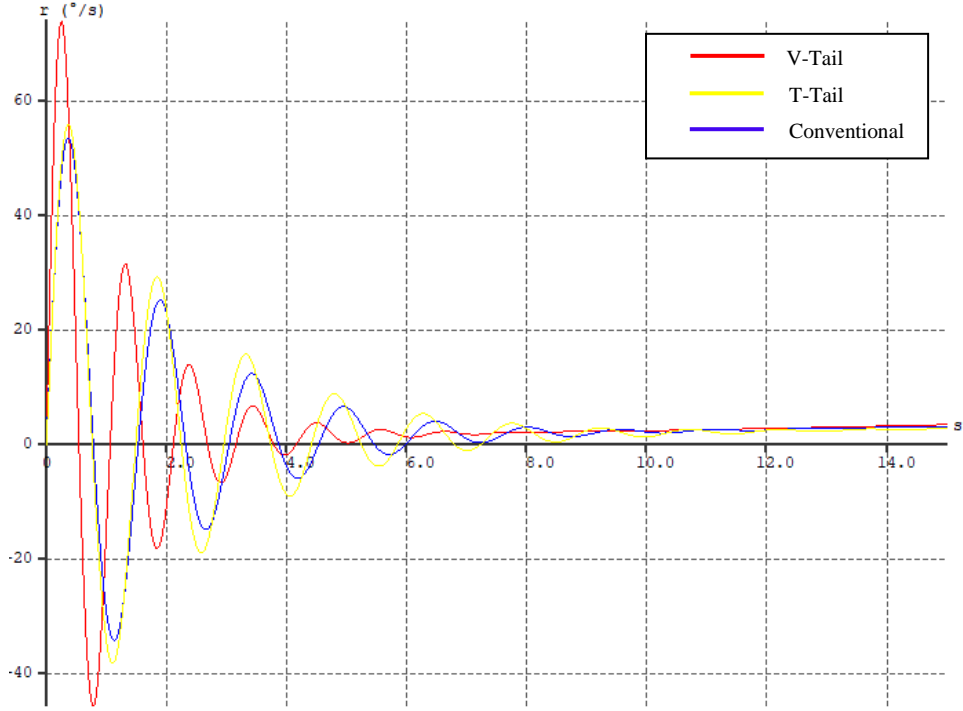
Şekil 4.2.9. Yanal hız değişimi.

Şekil 4.2.9.'da görüldüğü üzere yan rüzgar etkisinde V-Tail kuyruk tipi kullanılan İHA'nın geleneksel ve T-Tail kuyruk tipi kullanılan İHA'ya göre yanal hız değişiminin daha az olduğu, T-Tail kuyruk tasarımına ait İHA'nın yan rüzgardan daha fazla etkilendiği tespit edilmiştir.



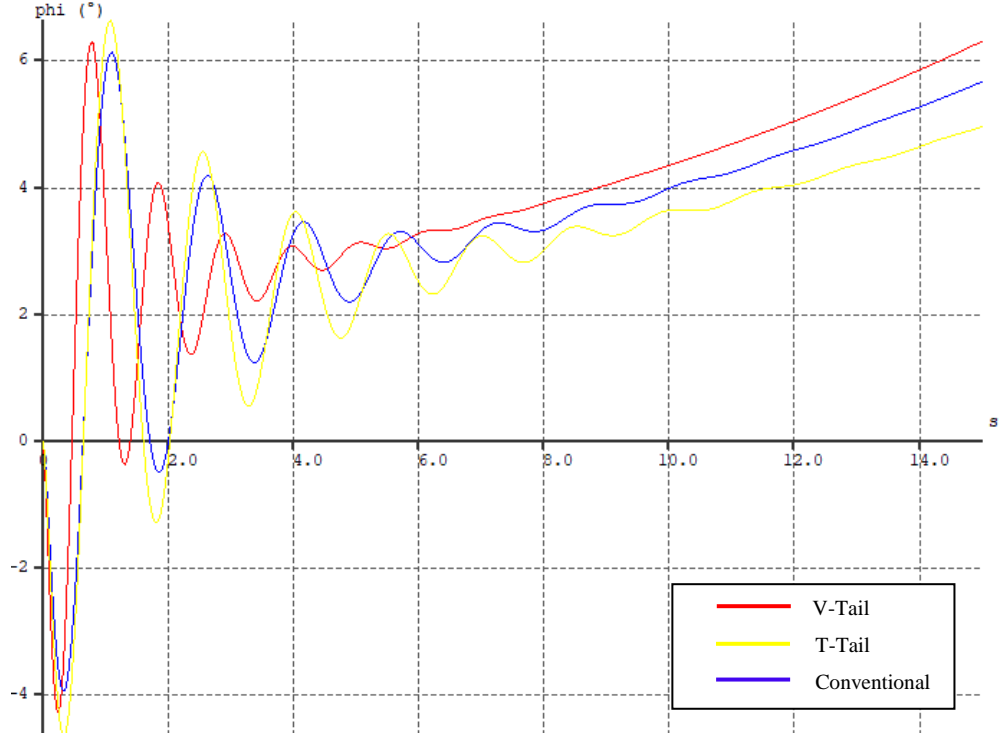
Şekil 4.2.10. Yuvarlanma açısı değişimi.

Şekil 4.2.10.'da görüldüğü üzere yan rüzgar etkisinde V-Tail kuyruk tipi kullanılan İHA'nın geleneksel ve T-Tail kuyruk tipi kullanılan İHA'ya göre başlangıçta daha fazla etkilendiği fakat 3. saniyeden itibaren yuvarlanma açısı değişiminin daha az olduğu görülmektedir. Bu grafikte genel itibariyle T-Tail kuyruk tasarımına sahip İHA yan rüzgar etkisinde daha fazla etkilenmiştir. V-Tail kuyruk tasarımına sahip İHA'nın dikkat çeken noktası yuvarlanma açısı değişimi ilk anlarda daha fazla fakat 3. Saniyeden itibaren en az etkilenen tasarım olmuştur.



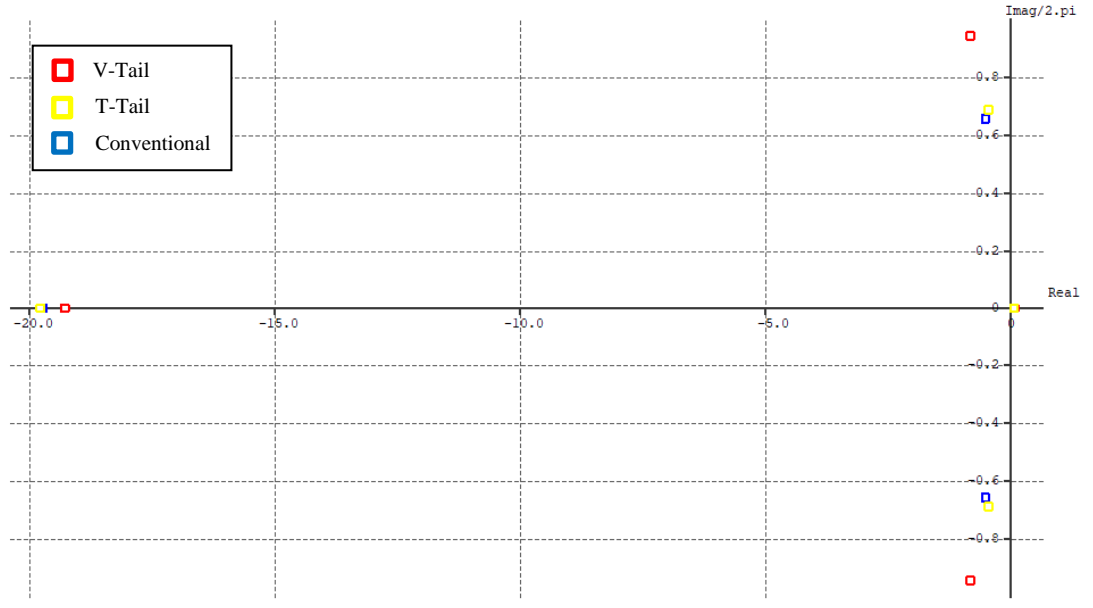
Şekil 4.2.11. Yalpalama açısı değişimi.

Şekil 4.2.11.'de görüldüğü üzere yan rüzgar etkisinde V-Tail kuyruk tipi kullanılan İHA'nın geleneksel ve T-Tail kuyruk tipi kullanılan İHA'ya göre başlangıçta açısı değişimi daha fazla fakat 3. saniyeden itibaren yalpalama açısı değişiminin daha az olduğu görülmektedir. Bu grafikte genel olarak T-Tail kuyruk tasarımına sahip İHA en kararsız davranışı göstermiştir. V-Tail kuyruk tasarımına sahip İHA'nın dikkat çeken noktası ilk anlarda yalpalama açısı değişimi daha fazla fakat 2. Saniyeden itibaren en az etkilenen tasarım olmuştur.



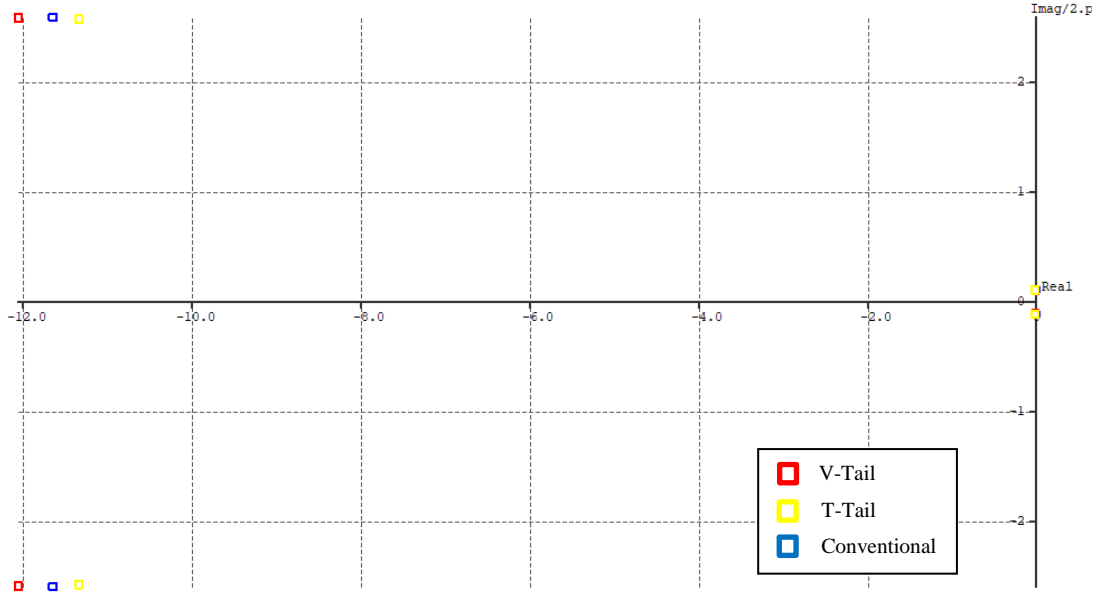
Şekil 4.2.12. Yön açısı değişimi

Şekil 4.2.12.'de görüldüğü üzere T-Tail kuyruk tipi kullanılan İHA'nın yan rüzgar etkisinde geleneksel ve V-Tail kuyruk tipi kullanılan İHA'ya göre daha fazla etkilendiği tespit edilmiştir.



Şekil 4.2.13. Yatay eksenindeki root locus görünümü.

Şekil 4.2.13.'te yatay eksenindeki root locus görünümünde görüldüğü üzere herhangi bir spesifik girdi veya müdahale olmadan, sistemin doğası ve geri bildirim kontrol sistemi yapılandırması göz önüne alınarak kararlılık durumu incelendiğinde ağırlık merkezi kanattan kuyruğa doğru kaydıkça roll damping ve spiral modunda T-Tail en kararlı fakat Dutch roll modunda V-Tail en kararlı olduğu görülmektedir.



Şekil 4.2.14. Dikey eksenindeki root locus görünümü.

Şekil 4.2.14.'te dikey eksenindeki root locus görünümünde görüldüğü üzere herhangi bir spesifik girdi veya müdahale olmadan, sistemin doğası ve geri bildirim kontrol sistemi yapılandırması göz önüne alınarak kararlılık durumu incelendiğinde ağırlık merkezi kanattan kuyruğa doğru kaydıka short period modunda V-Tail kuyruk tasarımının en kararlı olduğu görülmektedir.

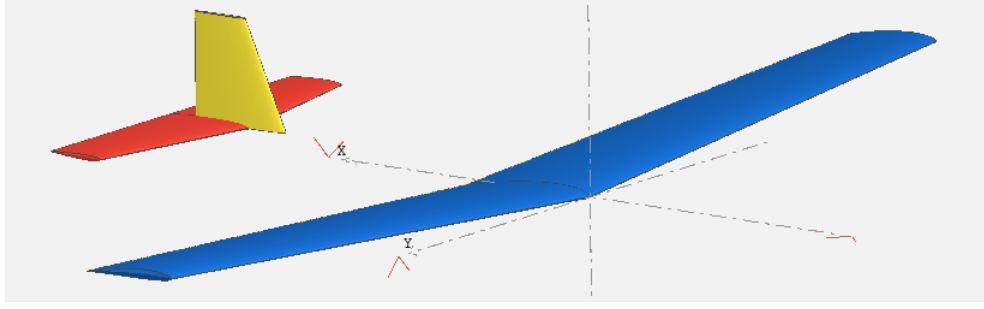
4.3. FARKLI KUYRUK PROFİLLERİNE GÖRE YAN RÜZGAR KOŞULUNDA STABİLİTE ANALİZİ

Bu analizde İHA için üç farklı kuyruk airfoili kullanılarak 17 m/s seyir süratindeki İHA için +y yönünde 5m/s yan rüzgara karşı verdiği tepkiler ölçülerek karşılaştırma yapılmıştır.

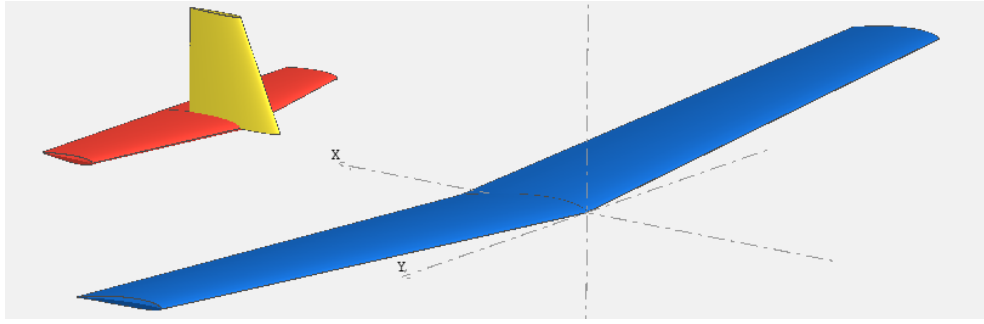
Analiz için tasarlanan insansız hava aracımızın kütlesi 4400 gram olup kanat için MH 32 airfoil kullanılmıştır. Tasarlanan kanadın kütlesi 1000 gramdır. Kanat açıklığı 2100 mm'dir. Kanadın kök veter uzunluğu 250 mm, uç veter uzunluğu 175 mm'dir. Kanat 3° dihedral açısına sahiptir. Kanadın tilt angle değeri 2,60°'dir. 9,88 AR (Aspect Ratio) değerine sahiptir.

Kuyruk kütlesi 200 gram olup Şekil 4.3.1. için NACA 0008, Şekil 4.3.2 için NACA 0012 ve Şekil 4.3.3. için NACA 0016 airfoil kullanılmıştır. Elevator için açıklık 660 mm, kök veter 160 mm, uç veter 100 mm'dir. 5,08 AR değerine sahiptir. Elevator x ekseninde 680 mm, z ekseninde 30 mm mesafeye konumlandırılmıştır. Ayrıca ters moment etkisi için elevatore -1° tilt angle değeri verilmiştir. Rudder için kök veter 180 mm, uç veter 100 mm'dir. Rudder x ekseninde 610 mm, z ekseninde 30 mm mesafeye konumlandırılmıştır.

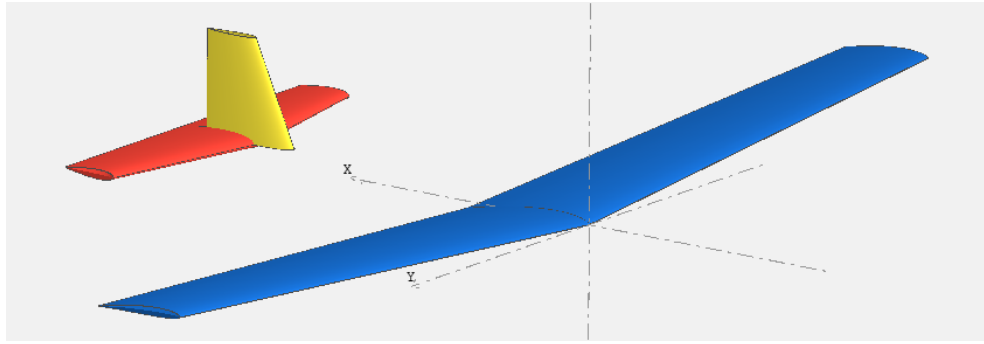
Bu analiz deniz seviyesinde, 15°C'de ve 101,3 kPa hava basıncı şartlarında yapılmıştır.



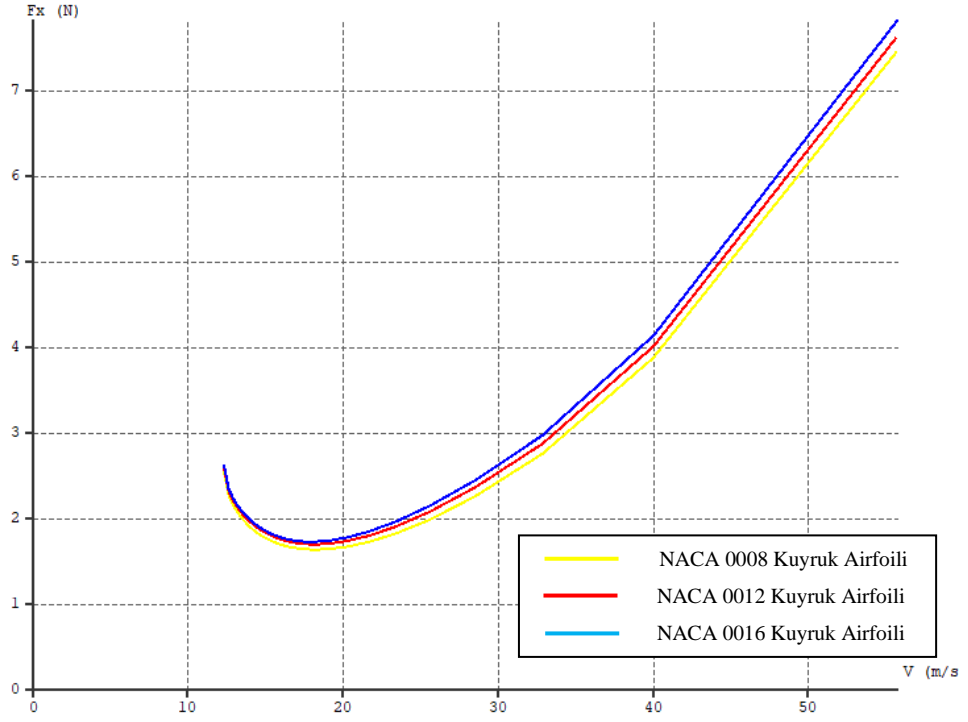
Şekil 4.3.1. NACA 0008 kuyruk airfoili kullanılan İHA tasarımı.



Şekil 4.3.2. NACA 0012 kuyruk airfoili kullanılan İHA tasarımı.

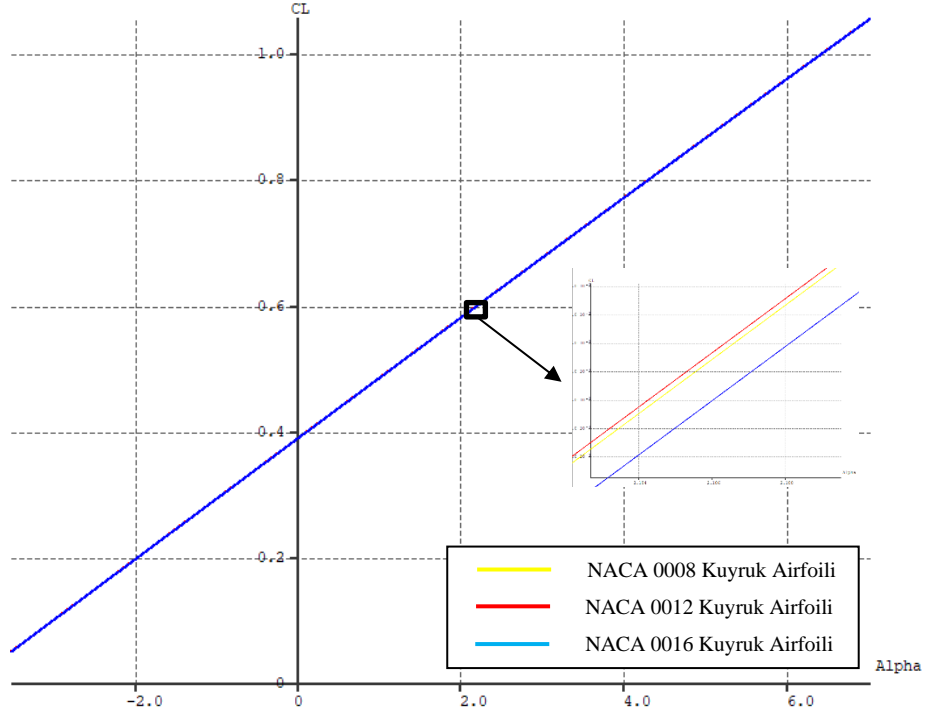


Şekil 4.3.3. NACA 0016 kuyruk airfoili kullanılan İHA tasarımı.



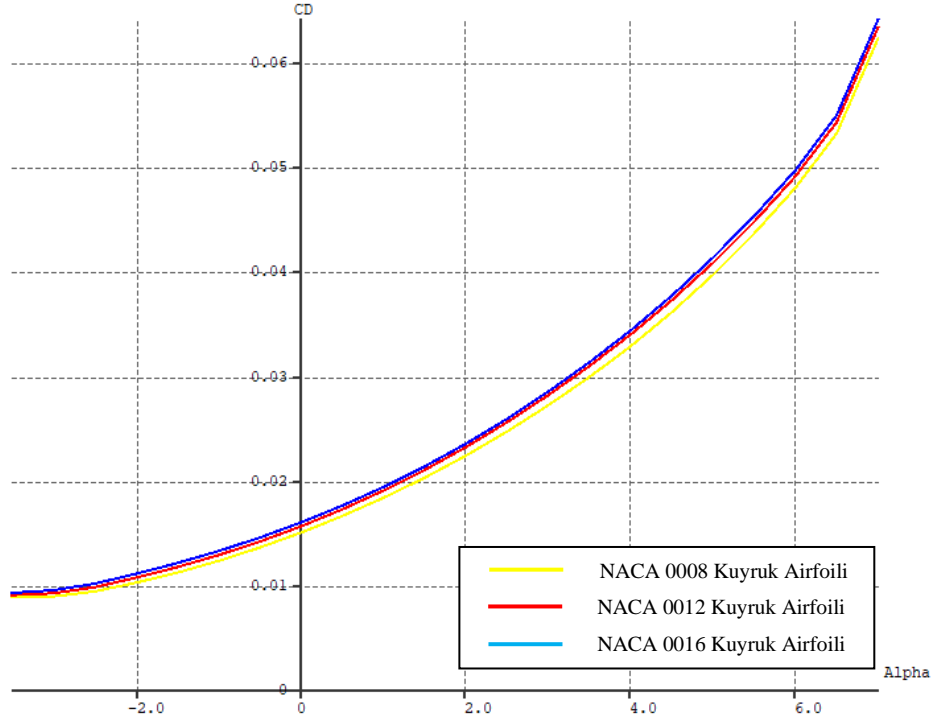
Şekil 4.3.4. İtici kuvvetinin sürata göre değişimi.

Şekil 4.3.4.'te görüldüğü üzere NACA 0016 kuyruk airfoiline sahip İHA'nın NACA 012 ve NACA 0008 kuyruk airfoiline sahip İHA'ya göre daha yüksek dinamik itkiye ihtiyaç olduğu görülmektedir.



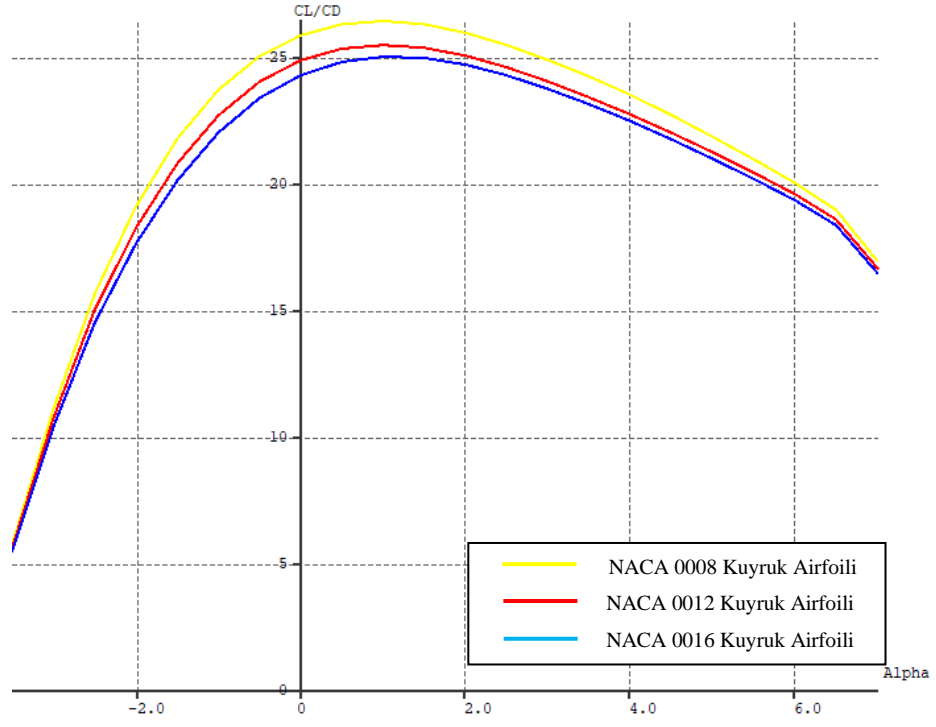
Şekil 4.3.5. Kaldırma katsayısının hücum açısına göre değişimi.

Şekil 4.3.5.'te görüldüğü üzere üç kuyruk airfoili için de değerler birbirine çok yakın olduğundan farklı kuyruk airfoili kullanmanın kaldırma katsayısını değiştirmedığı tespit edilmiştir.



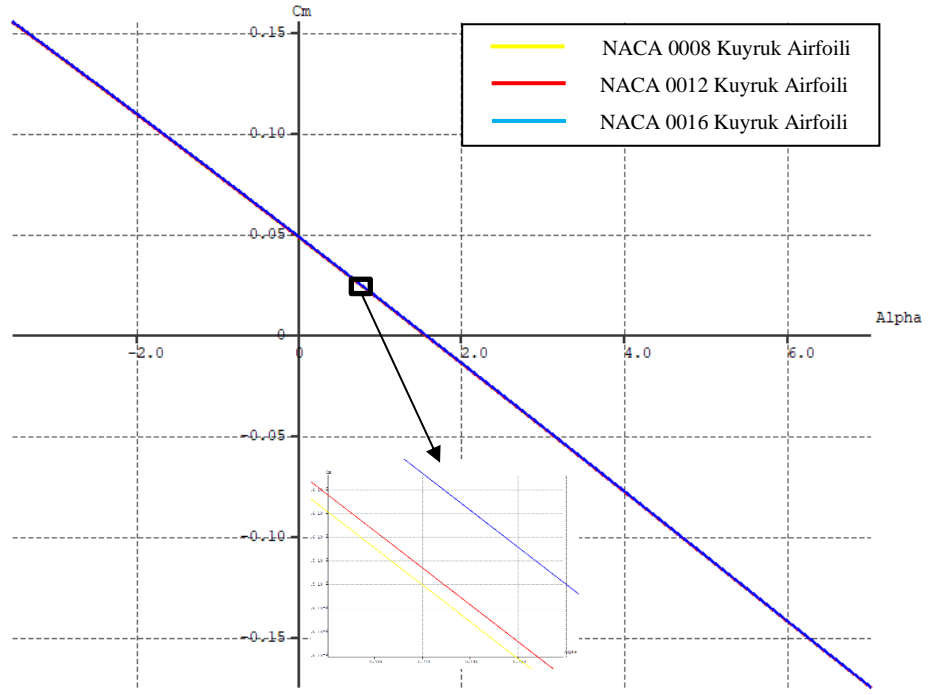
Şekil 4.3.6. Sürüklenme katsayısının hücum açısına göre değişimi.

Şekil 4.3.6.'da görüldüğü üzere NACA 0016 kuyruk airfoiline sahip İHA'nın NACA 012 ve NACA 0008 kuyruk airfoiline sahip İHA'ya göre daha yüksek dinamik itkiye ihtiyaç olduğu görülmektedir.



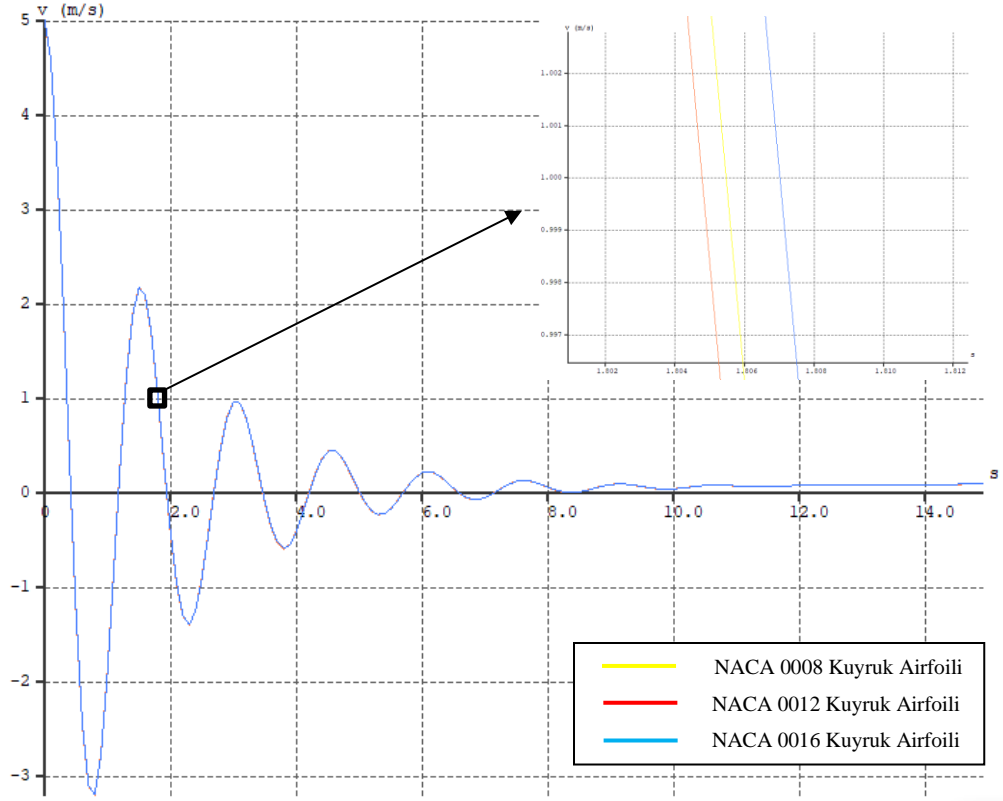
Şekil 4.3.7. Aerodinamik verimliliğin hücum açısına göre değişimi.

Şekil 4.3.7.'de görüldüğü üzere NACA 0008 kuyruk airfoiline sahip İHA'nın NACA 0012 ve NACA 0016 kuyruk airfoiline sahip İHA'ya göre daha yüksek aerodinamik verimliliğe sahip olduğu görülmektedir.



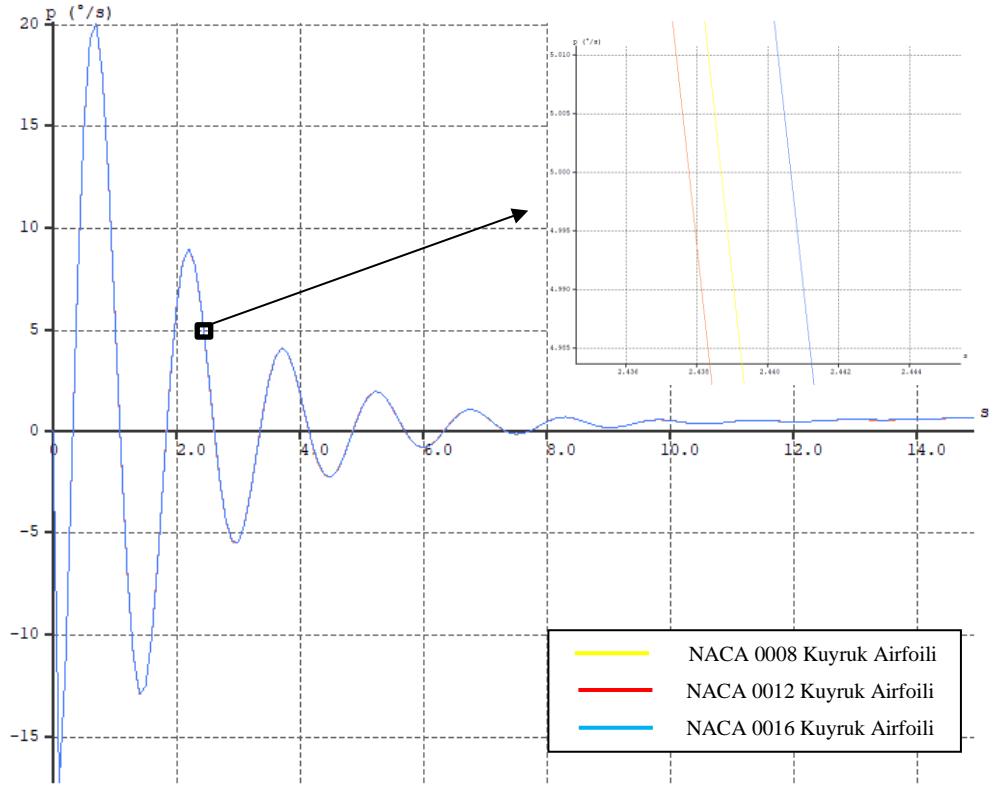
Şekil 4.3.8. Moment katsayısının hücum açısına göre değişimi.

Şekil 4.3.8.'deki grafikte İHA'nın geometrik ölçüleri değiştirilmeden yalnızca kanat ve kuyruk tilt açısı değiştirilerek birbirine yakın moment katsayısı elde edilerek diğer grafikler karşılaştırılmıştır.



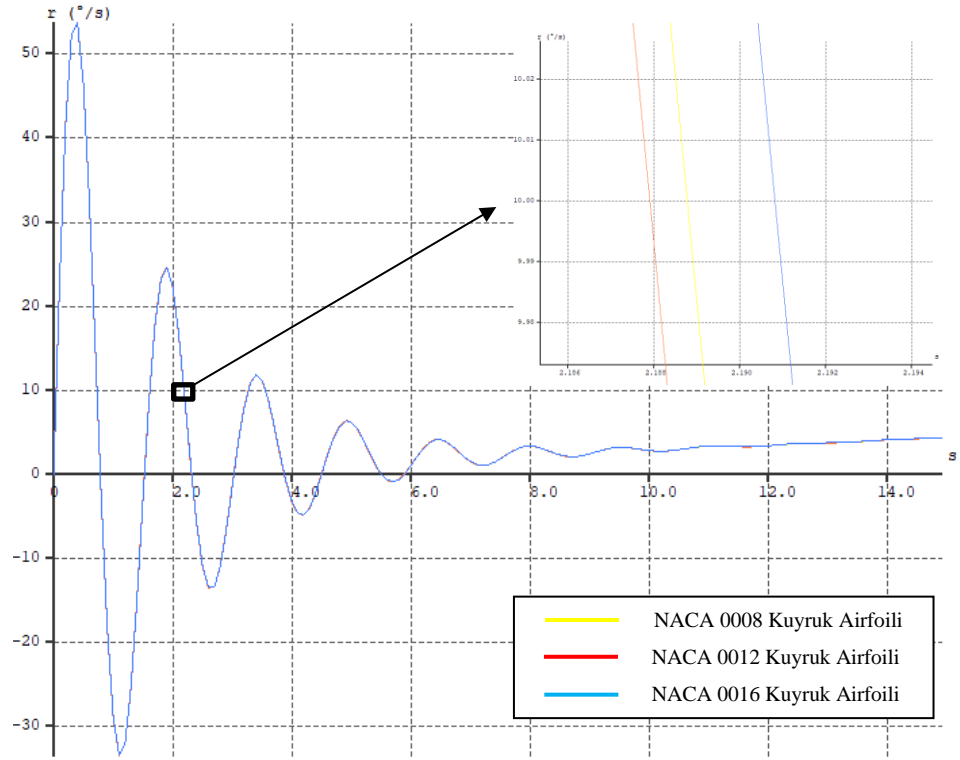
Şekil 4.3.9. Yanal hız değişimi.

Şekil 4.3.9.'da gösterilen yanar hız değışimi grafiginde üç kuyruk airfoili için de değerler birbirine çok yakın olduğundan farklı kuyruk airfoili kullanmanın yanar hız değışimini etkilemediğı tespit edilmiştir.



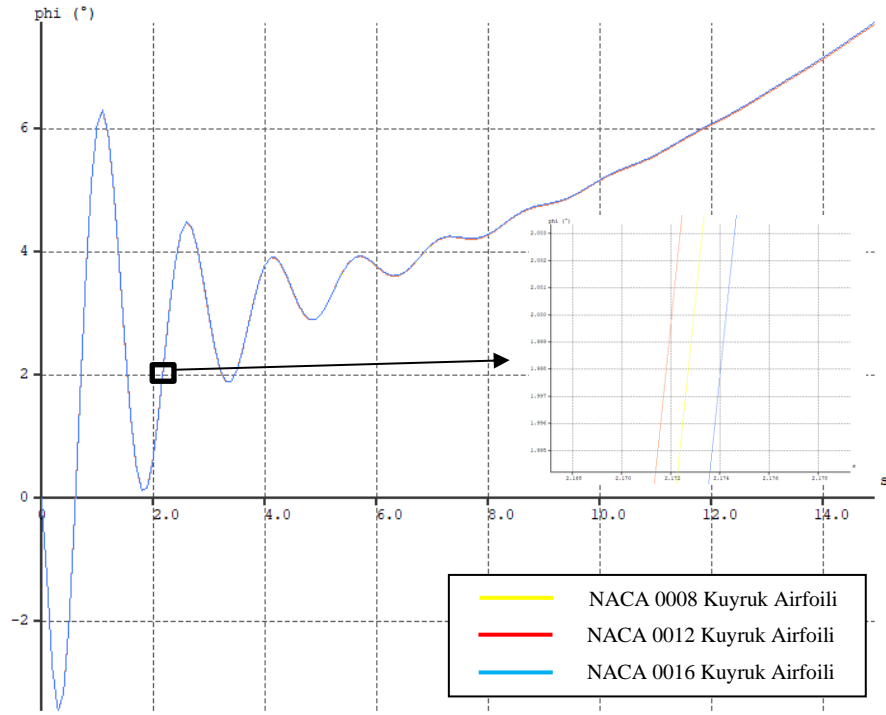
Şekil 4.3.10. Yuvarlanma açısı değişimi.

Şekil 4.3.10.'da gösterilen yuvarlanma açısı değişimi grafiğinde üç kuyruk airfoili için de değerler birbirine çok yakın olduğundan farklı kuyruk airfoili kullanmanın yanıl hız değişimini etkilemediği tespit edilmiştir.



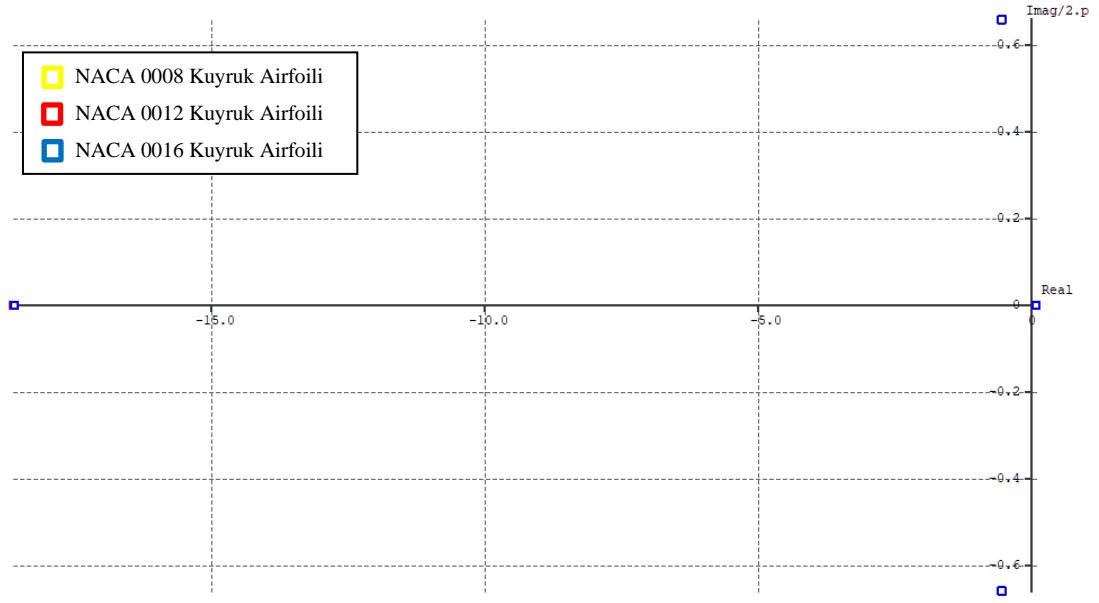
Şekil 4.3.11. Yalpalama açısı değişimi.

Şekil 4.3.11.'de gösterilen yalpalama açısı değişimi grafiği incelendiğinde üç kuyruk airfoili için de değerler birbirine çok yakın olduğundan farklı kuyruk airfoili kullanmanın yan rüzgar etkisinde yanal hız değişimini etkilemediği tespit edilmiştir.



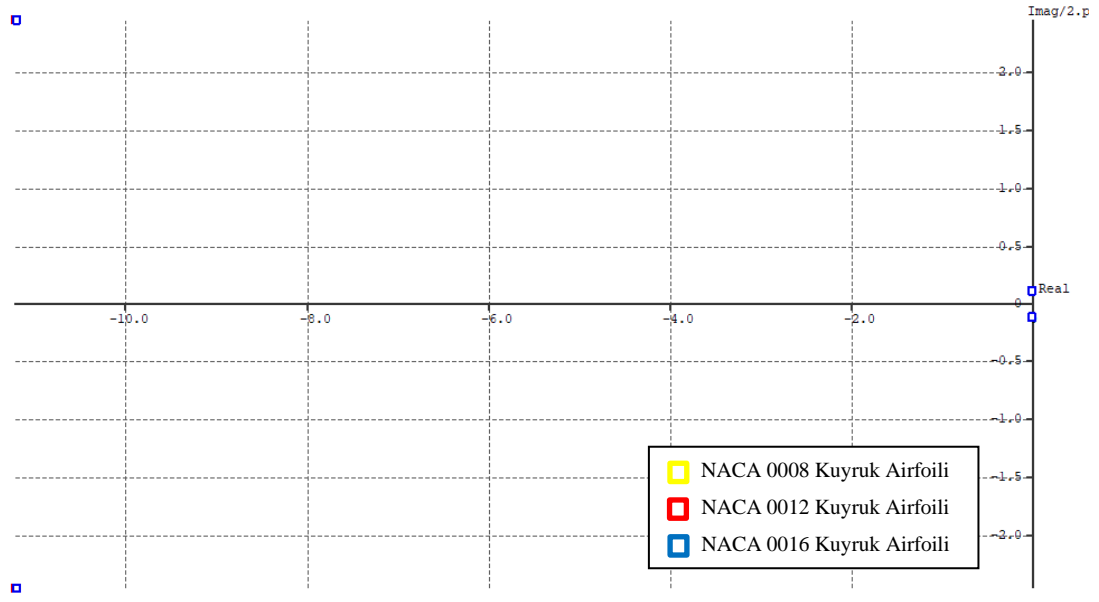
Şekil 4.3.12. Yön açısı değişimi.

Şekil 4.3.12.'de gösterilen yön açısı değişimi grafiği incelendiğinde üç kuyruk airfoili için de değerler birbirine çok yakın olduğundan farklı kuyruk airfoili kullanmanın yan rüzgar etkisinde yanal hız değişimini etkilemediği tespit edilmiştir.



Şekil 4.3.13. Yatay eksenindeki root locus görünümü.

Şekil 4.3.13.'te yatay eksenindeki root locus görünümünde görüldüğü üzere herhangi bir spesifik girdi veya müdahale olmadan, sistemin doğası ve geri bildirim kontrol sistemi yapılandırması göz önüne alınarak kararlılık durumu incelendiğinde farklı kuyruk airfoili kullanmanın sistemin kararlılığına herhangi bir etkisinin olmadığı görülmektedir.



Şekil 4.3.14. Dikey eksenindeki root locus görünümü.

Şekil 4.3.14.'te dikey eksenindeki root locus görünümünde görüldüğü üzere herhangi bir spesifik girdi veya müdahale olmadan, sistemin doğası ve geri bildirim kontrol sistemi yapılandırması göz önüne alınarak kararlılık durumu incelendiğinde farklı kuyruk airfoili kullanmanın sistemin kararlılığına herhangi bir etkisinin olmadığı görülmektedir.

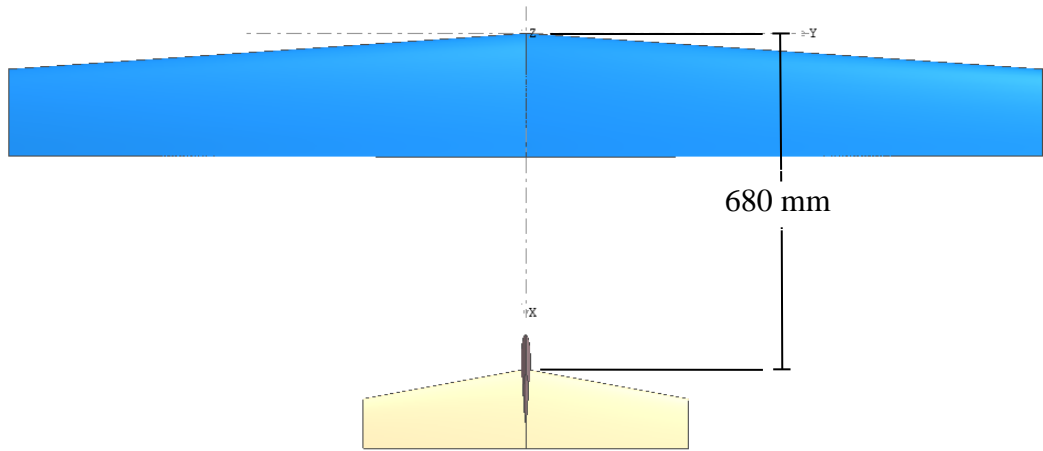
4.4. KUYRUK KONUMUNA GÖRE YAN RÜZGAR KOŞULUNDA STABİLİTE ANALİZİ

Bu analizde kuyruk, kanadın 680 mm, 780 mm ve 880 mm arkasına konumlandırılmış olup 17 m/s seyir süratindeki İHA'nın +y yönünde 5 m/s süratindeki yan rüzgara karşı verdiği tepkiler ölçülerek karşılaştırma yapılmıştır.

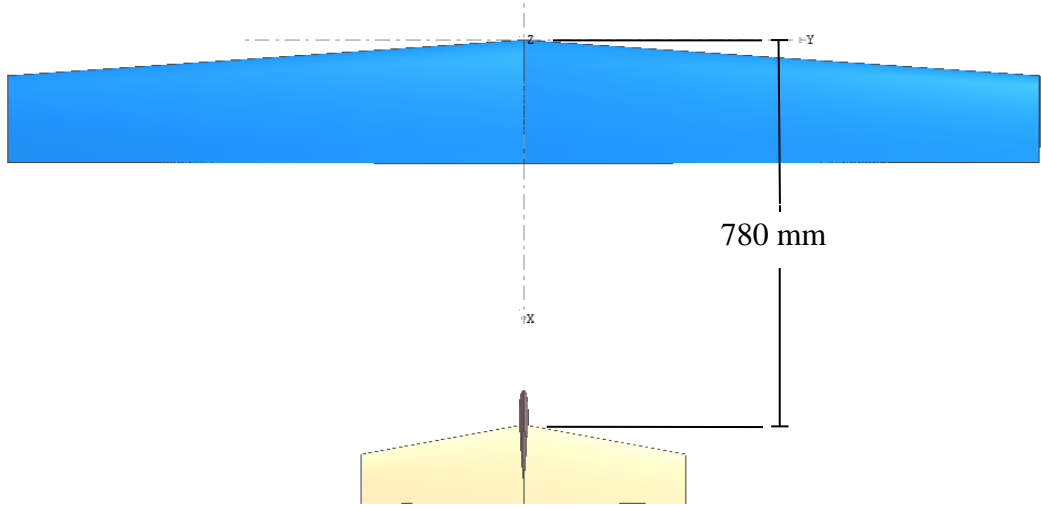
Analiz için tasarlanan insansız hava aracımızın kütlesi 4400 gram olup kanat için MH 32 airfoil kullanılmıştır. Tasarlanan kanadın kütlesi 1000 gramdır. Kanat açıklığı 2100 mm'dir. Kanadın kök veter uzunluğu 250 mm, uç veter uzunluğu 175 mm'dir. Kanat 3° dihedral açısına sahiptir. Kanadın tilt angle değeri 2,60°'dir. 9,88 AR (Aspect Ratio) değerine sahiptir.

Kuyruk kütlesi 200 gram olup NACA 0010 airfoil kullanılmıştır. Elevator için açıklık 660 mm, kök veter 160 mm, uç veter 100 mm'dir. 5,08 AR değerine sahiptir. Elevator x ekseninde 680 mm, z ekseninde 30 mm mesafeye konumlandırılmıştır. Ayrıca ters moment etkisi için elevatore -1° tilt angle değeri verilmiştir. Rudder için kök veter 180 mm, uç veter 100 mm'dir. Rudder x ekseninde 610 mm, z ekseninde 30 mm mesafeye konumlandırılmıştır.

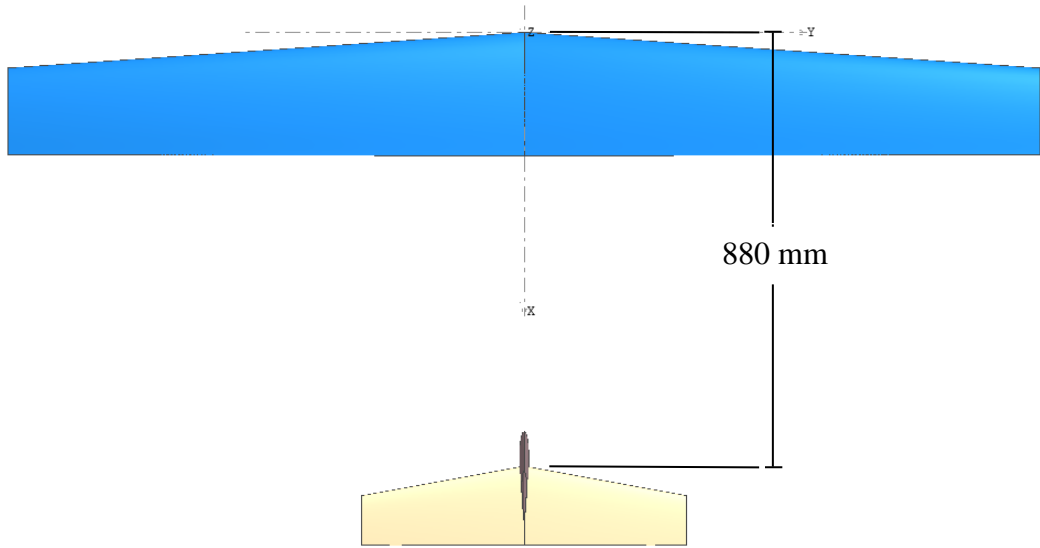
Bu analiz deniz seviyesinde, 15°C'de ve 101,3 kPa hava basıncı şartlarında yapılmıştır.



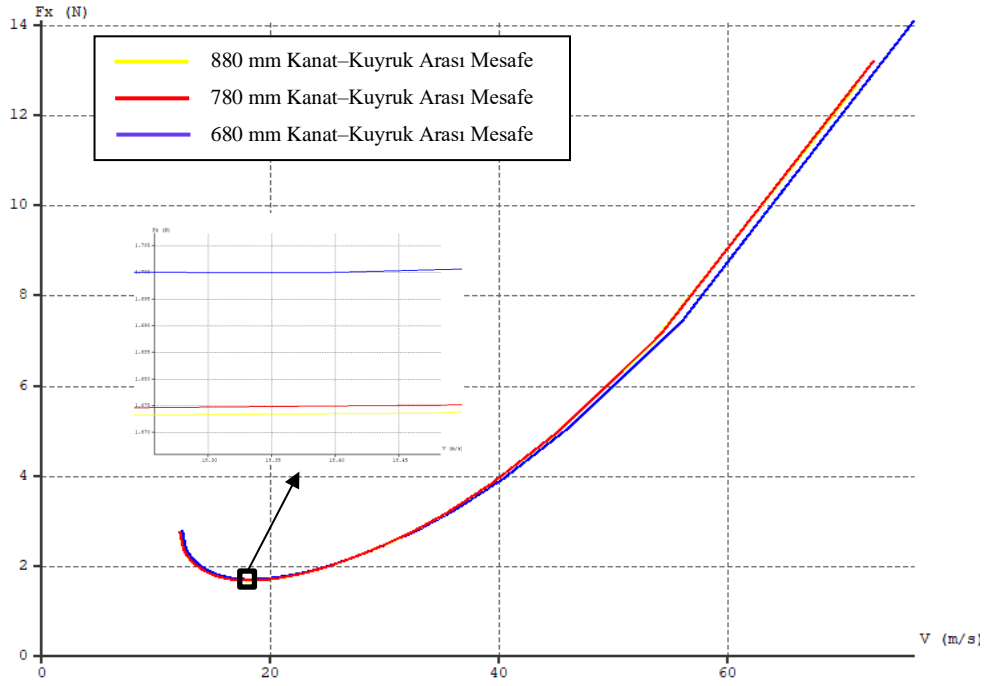
Şekil 4.4.1. Kanat ve kuyruk arası 680 mm mesafeye sahip İHA tasarımı.



Şekil 4.4.2. Kanat ve kuyruk arası 780 mm mesafeye sahip İHA tasarımı.

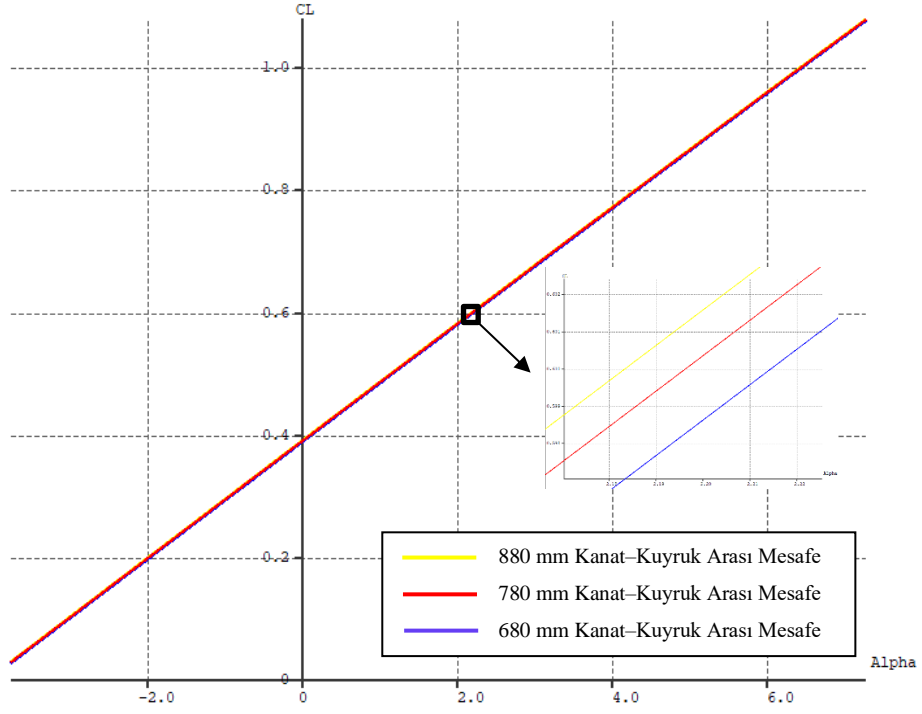


Şekil 4.4.3. Kanat ve kuyruk arası 880 mm mesafeye sahip İHA tasarımı.



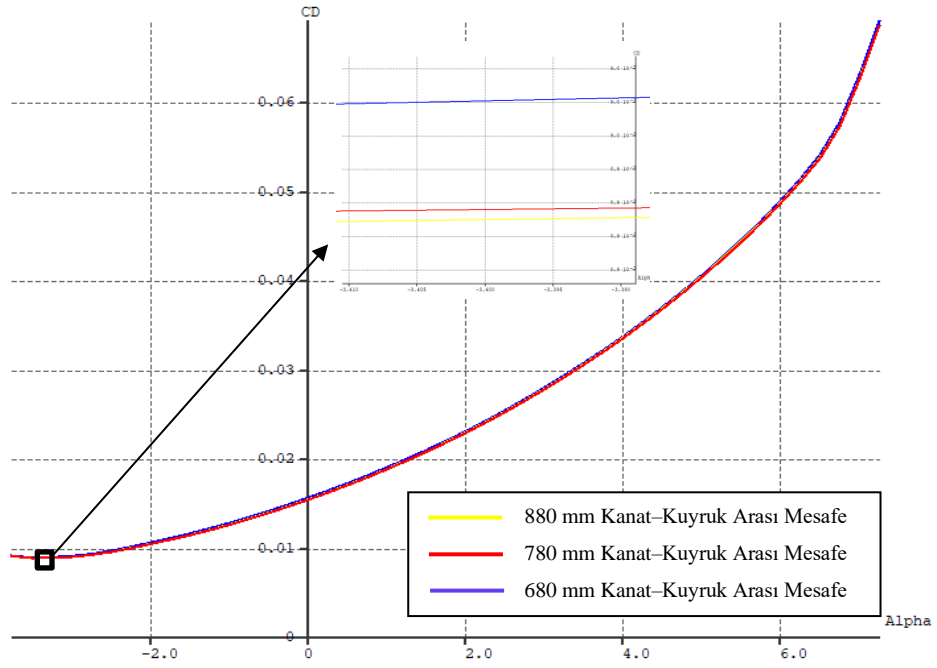
Şekil 4.4.4. İtici kuvvetinin sürata göre değişimi.

Şekil 4.4.4.'te görüldüğü üzere kanat ve kuyruk arası mesafe arttıkça İHA'nın düşük hızlar için itici kuvveti ihtiyacı daha da azalmaktadır. Daha yüksek hızlarda bu durumun tam tersi olduğu grafikte gözlemlenmiştir.



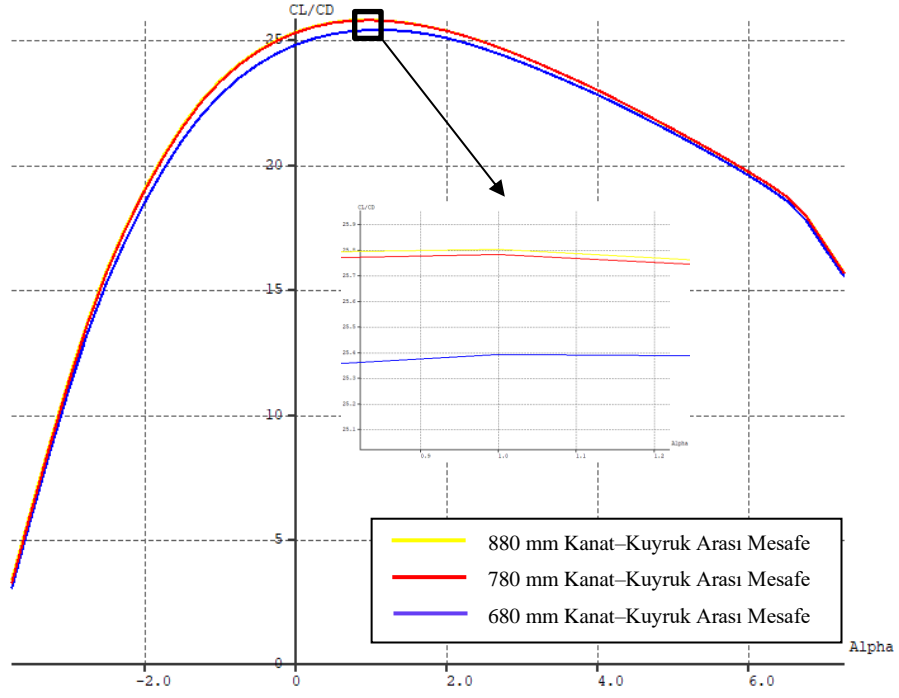
Şekil 4.4.5. Kaldırma katsayısının hücum açısına göre değişimi.

Şekil 4.4.5.'te görüldüğü üzere kanat ve kuyruk mesafesinin artmasının kaldırma katsayısını artırdığı görülse de grafikteki değerlerin birbirine çok yakın olmasından dolayı önemli ölçüde değiştirmedığı tespit edilmiştir.



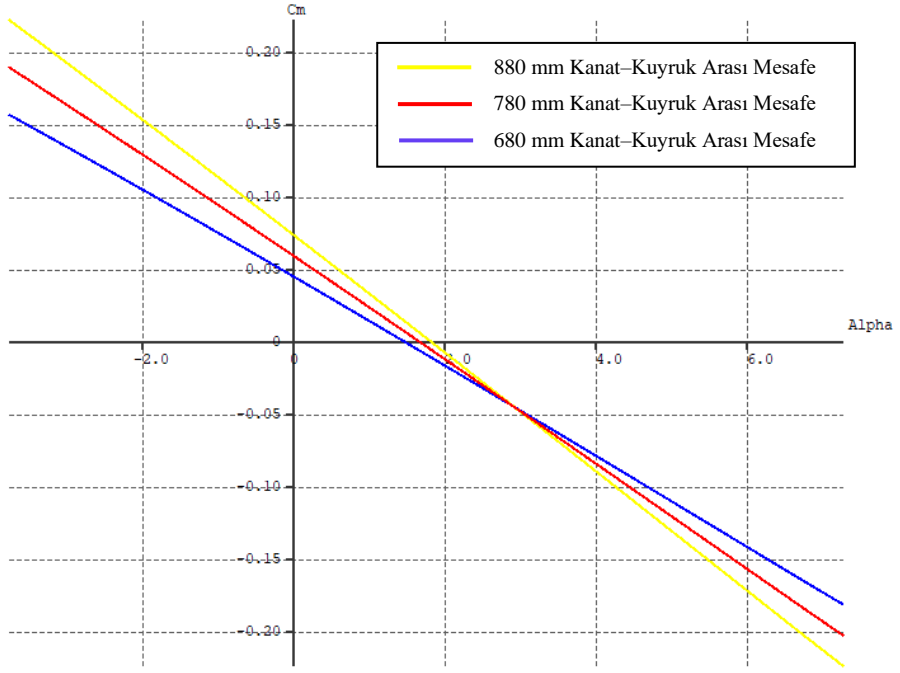
Şekil 4.4.6. Sürüklenme katsayısının hücum açısına göre değişimi.

Şekil 4.4.6.'da görüldüğü üzere kanat ve kuyruk mesafesinin artmasının kaldırma katsayısını azalttığı görülse de grafikteki değerlerin birbirine çok yakın olmasından dolayı önemli ölçüde değiştirmedeği tespit edilmiştir.



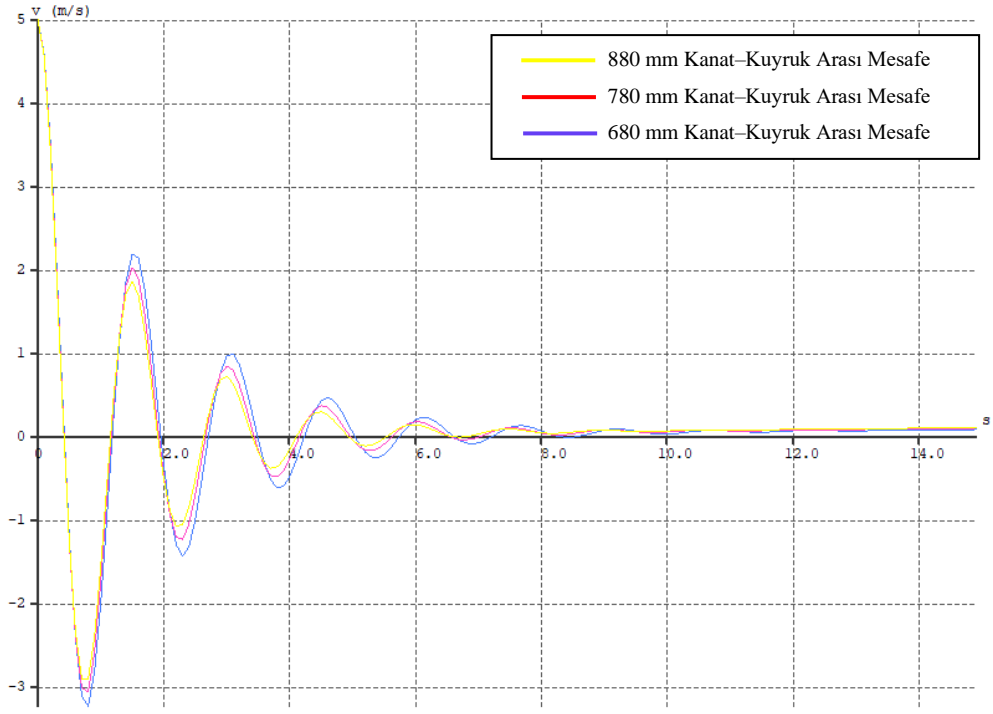
Şekil 4.4.7. Aerodinamik verimliliğin hücum açısına göre değişimi.

Şekil 4.4.7’de görüldüğü üzere kanat ve kuyruk arasındaki mesafe arttıkça aerodinamik verimliliğin arttığı görülmektedir.



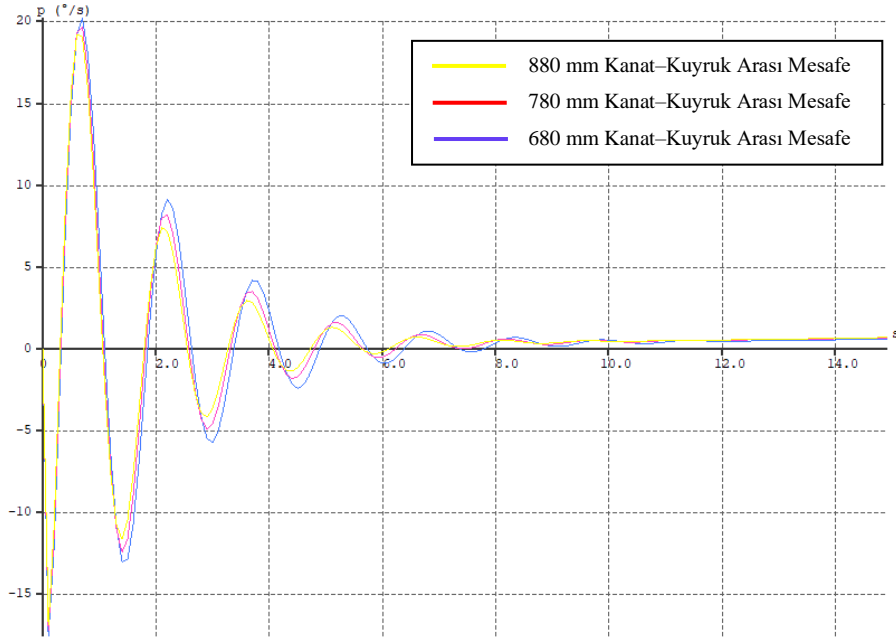
Şekil 4.4.8. Moment katsayısının hücum açısına göre değişimi.

Şekil 4.4.8.'deki grafikte İHA'nın geometrik ölçüleri değiştirilmeden yalnızca kanat ve kuyruk tilt açısı değiştirilerek birbirine yakın moment katsayısı elde edilerek diğer grafikler karşılaştırılmıştır.



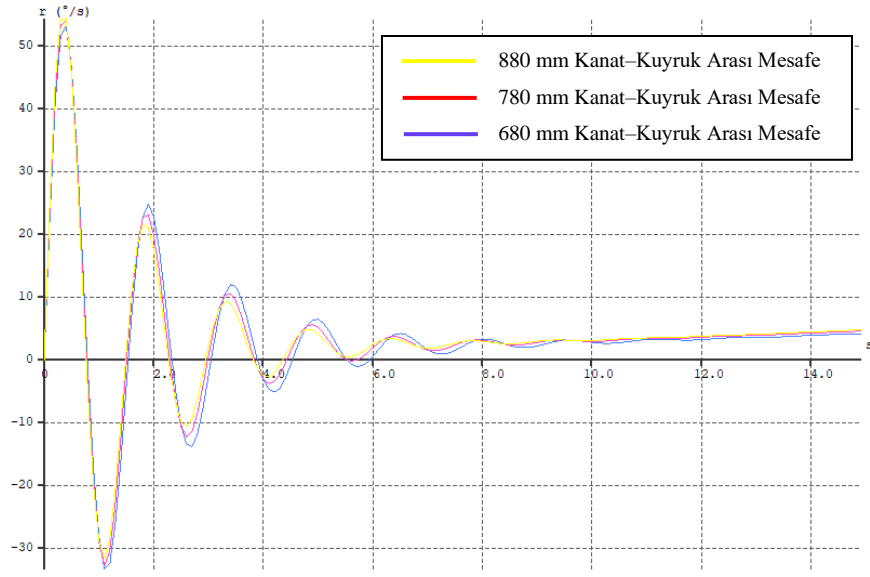
Şekil 4.4.9. Yanal hız değişimi.

Şekil 4.4.9.'da görüldüğü üzere geleneksel kuyruk tipi kullanılan İHA'nın kanat ve kuyruk arasındaki mesafe arttıkça yan rüzgar koşulunda yan hız değişiminin daha az olduğu tespit edilmiştir.



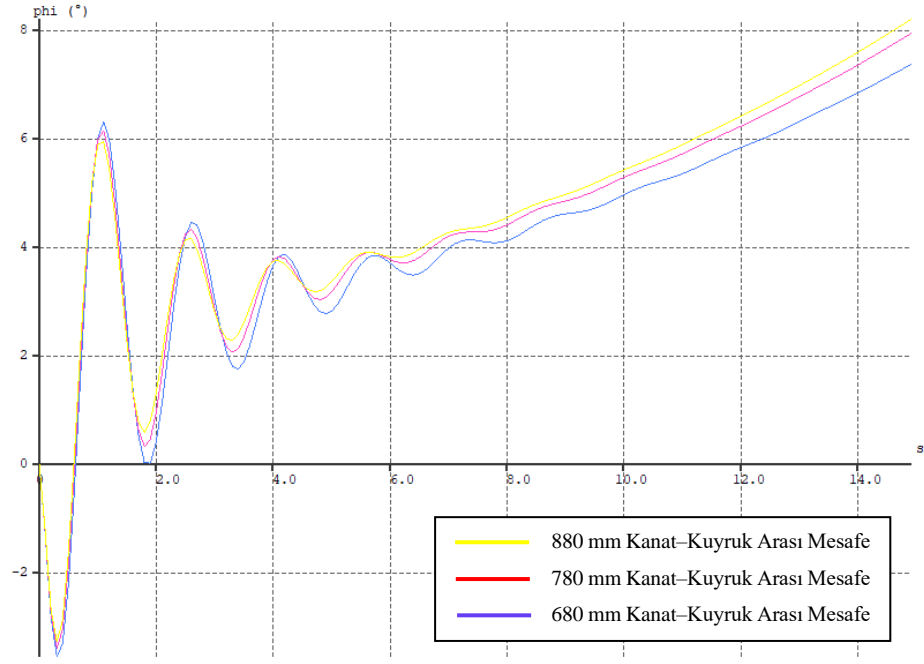
Şekil 4.4.10. Yuvarlanma açısı değişimi.

Şekil 4.4.10.'da görüldüğü üzere geleneksel kuyruk tipi kullanılan İHA'nın kanat ve kuyruk arasındaki mesafe arttıkça yan rüzgar etkisinde yuvarlanma açısı değişiminin daha kararlı olduğu tespit edilmiştir.



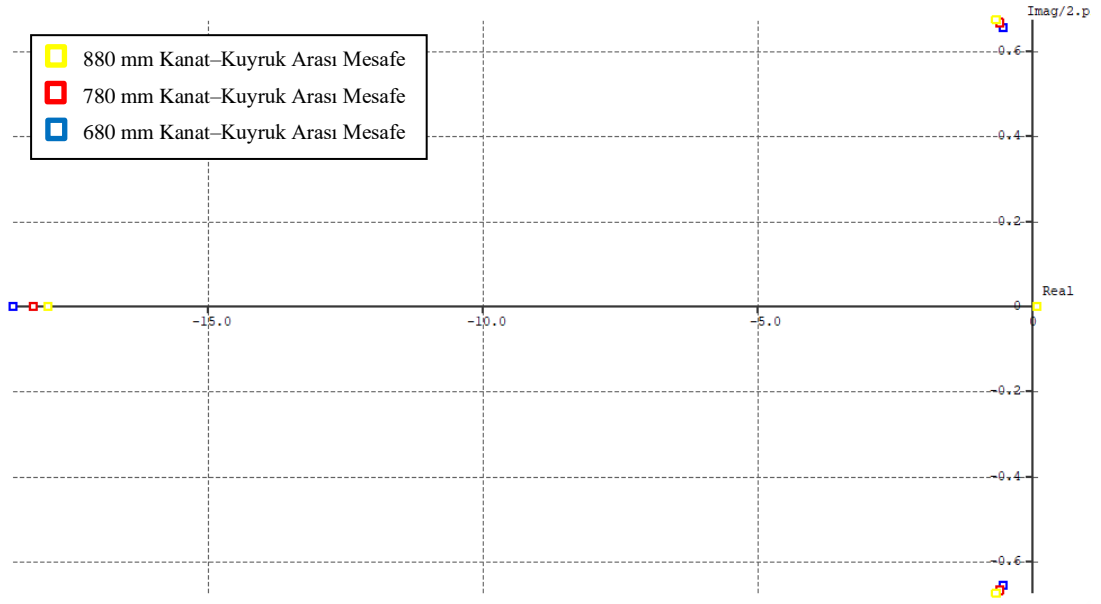
Şekil 4.4.11. Yalpalama açđ değişimi

Şekil 4.4.11.'de görüldüğü üzere geleneksel kuyruk tipi kullanılan İHA'nın kanat ve kuyruk arasındaki mesafe arttıkça yan rüzgar etkisinde yalpalama açđ değişiminin daha az olduğu tespit edilmiştir.



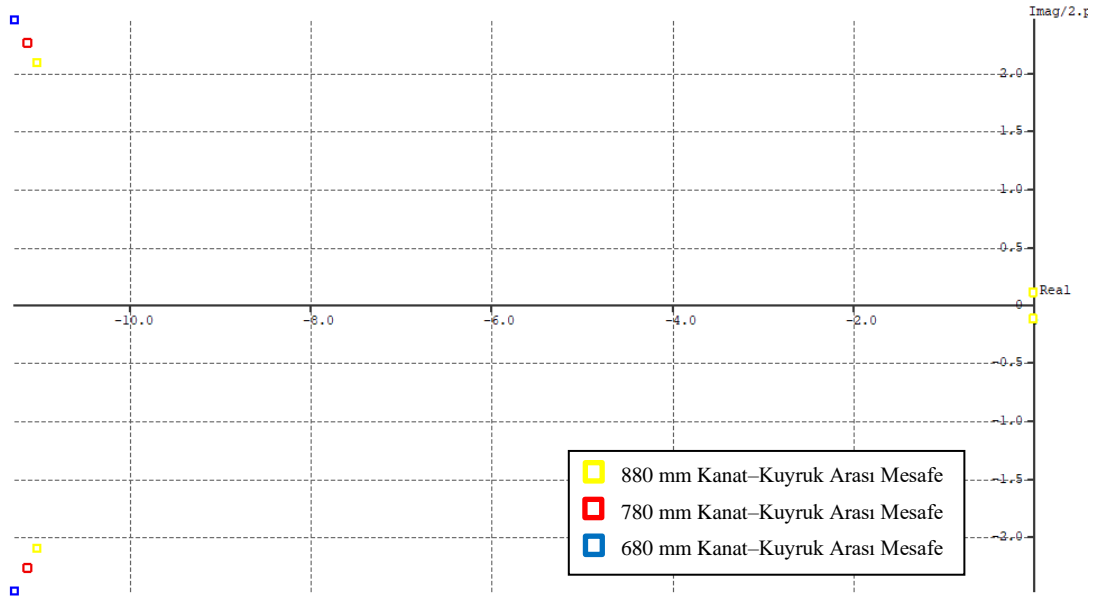
Şekil 4.4.12. Yön açısı değişimi.

Şekil 4.4.12.'de görüldüğü üzere geleneksel kuyruk tipi kullanılan İHA'nın kanat ve kuyruk arasındaki mesafe arttıkça yan rüzgar etkisinde yön açısı değişiminin daha az olduğu tespit edilmiştir.



Şekil 4.4.13. Yatay eksendeki root locus görünümü.

Şekil 4.4.13.'te yatay eksendeki root locus görünümünde görüldüğü üzere herhangi bir spesifik girdi veya müdahale olmadan, sistemin doğası ve geri bildirim kontrol sistemi yapılandırması göz önüne alınarak kararlılık durumu incelendiğinde roll damping modunda kanat ve kuyruk arasındaki mesafe kısaldıkça daha kararlı davranış göstermektedir.



Şekil 4.4.14. Dikey eksendeki root locus görünümü.

Şekil 4.4.14.'te dikey eksendeki root locus görünümünde görüldüğü üzere herhangi bir spesifik girdi veya müdahale olmadan, sistemin doğası ve geri bildirim kontrol sistemi yapılandırması göz önüne alınarak kararlılık durumu incelendiğinde short period modunda kanat ve kuyruk arasındaki mesafe kısaldıkça daha kararlı davranış göstermektedir.

BÖLÜM 5

SONUÇLAR VE TARTIŞMA

Bu bölüm, tezin genel bulgularını ve bu bulguların mühendislik alanındaki genel önemini özetler. Ayrıca, çalışmanın sınırlamaları ve gelecekteki araştırmalara olan potansiyel katkıları da ele alınır. Çalışmada 17 m/s seyir süratindeki insansız hava aracının +y yönünde 5 m/s yan rüzgara karşı aerodinamik performansını optimize etmeye yönelik kapsamlı bir analiz ve deney serisi sunulmaktadır. Ağırlık merkezi, kuyruk türleri, kuyruk airfoili ve kuyruk konumu gibi önemli tasarım parametrelerini içeren detaylı analizler, XFLR5 programı aracılığıyla gerçekleştirilmiştir.

Bölüm 4.1.'deki analiz sonuçları, uçağın ağırlık merkezinin kanattan kuyruğa doğru kaymasıyla yan rüzgar etkilerinin azaldığını göstermektedir. Bu durum, yanal hızın ve yuvarlanma açısının azaldığını ve uçağın daha stabil bir uçuş performansı sergilediğini işaret etmektedir (Şekil 4.1.9 ve 4.1.10). Ayrıca, ağırlık merkezinin kanattan kuyruğa doğru kaymasıyla yalpalama açısı değişiminin ve yön açısının zamanla arttığını belirtmek mümkündür (Şekil 4.1.11 ve 4.1.12). Root locus analizleri ise ağırlık merkezinin bu yönde kaymasıyla roll damping, dutch roll ve spiral modlarında kararlılığın azaldığını, short period ve phugoid modlarında da kararlılığın azaldığını göstermektedir (Şekil 4.1.13 ve 4.1.14).

Bu bulgular, ağırlık merkezi konumunun uçağın aerodinamik ve dinamik davranışını önemli ölçüde etkilediğini göstermektedir. Özellikle, ağırlık merkezinin kanattan kuyruğa doğru kaymasıyla uçağın stabilitesindeki değişimlerin belirgin olduğu görülmektedir. Bu nedenle, uçak tasarımı ve uçuş kontrol sistemlerinin geliştirilmesinde ağırlık merkezi kontrolünün dikkate alınması gerekmektedir. Gelecekteki çalışmalar, bu alanda daha derinlemesine analizler yaparak uçağın aerodinamik performansını optimize etmeye yönelik stratejiler geliştirebilir.

Bölüm 4.2’de Root locus analizleri, ağırlık merkezinin kanattan kuyruğa doğru kaymasıyla farklı kuyruk tasarımlarının kararlılık durumlarını inceler. Şekil 4.2.13 ve 4.2.14’te, ağırlık merkezi bu yönde kaydıka T-Tail kuyruk tasarımının roll damping ve spiral modunda daha kararlı olduğu, Dutch roll modunda ise V-Tail kuyruk tasarımının daha kararlı olduğu belirtilmiştir. Benzer şekilde, short period modunda V-Tail kuyruk tasarımının en kararlı olduğu görülmüştür.

Bu bulgular, farklı kuyruk tasarımlarının yan rüzgar etkisine ve kararlılık durumlarına olan etkilerini açıkça göstermektedir. Özellikle, V-Tail kuyruk tasarımının yan rüzgar etkisinde daha az etkilenme ve daha iyi kararlılık gösterme potansiyeline sahip olduğu vurgulanmıştır. Bu nedenle, İHA tasarımında kuyruk tipinin seçimi önemlidir ve uygulanacak operasyonel koşullar göz önünde bulundurulmalıdır. Gelecekteki araştırmalar, bu alandaki analizlerin daha derinlemesine incelenmesini ve kuyruk tasarımının İHA performansı üzerindeki etkilerini daha iyi anlamayı hedeflemelidir.

Bölüm 4.3’teki analiz sonuçlarına göre, farklı kuyruk airfoillerinin yan rüzgar etkisinde uçağın yanal hız, yuvarlanma açısı, yalpalama açısı ve yön açısı değışimine olan etkisi incelenmiştir. Şekil 4.3.9, 4.3.10, 4.3.11 ve 4.3.12’de gösterilen grafiklerde, üç farklı kuyruk airfoili için değerlerin birbirine çok yakın olduğu ve farklı kuyruk airfoillerinin yan rüzgar etkisinde belirgin bir fark yaratmadığı görülmüştür. Ayrıca, root locus analizlerinde (Şekil 4.3.13 ve 4.3.14), farklı kuyruk airfoillerinin sistemin kararlılığına herhangi bir etkisinin olmadığı tespit edilmiştir.

Bu bulgular, farklı kuyruk airfoillerinin yan rüzgar etkisi altında uçağın aerodinamik ve dinamik davranışı üzerindeki etkisinin sınırlı olduğunu göstermektedir. Dolayısıyla, kuyruk airfoilinin seçimi, yan rüzgar etkisi altındaki uçuş performansını önemli ölçüde etkilememektedir. Bununla birlikte, bu çalışmanın kapsamı dâhilinde değerlendirilen diğer faktörler göz önüne alınarak, farklı kuyruk airfoillerinin diğer performans özellikleri üzerindeki etkilerinin de dikkate alınması önemlidir.

Sonuç olarak, farklı kuyruk airfoillerinin yan rüzgar etkisinde uçağın performansına olan etkisinin sınırlı olduğu ve bu faktörün uçak tasarımında diğer önemli faktörlerle

birlikte değerlendirilmesi gerektiği sonucuna varılmıştır. Gelecekteki çalışmalar, daha geniş kapsamlı analizler yaparak bu bulguları doğrulamaya ve uçak tasarımında kuyruk airfoilinun rolünü daha iyi anlamaya yönelik olabilir.

Bölüm 4.4.'teki analiz sonuçlarına göre, geleneksel kuyruk tipi kullanılan İHA'nın kanat ve kuyruk arasındaki mesafenin artmasıyla yan rüzgar koşullarında uçağın yanal hız, yuvarlanma açısı, yalpalama açısı ve yön açısı değişimindeki davranışlar incelenmiştir. Şekil 4.4.9'da, kanat ve kuyruk arasındaki mesafenin artmasıyla birlikte uçağın yan rüzgar koşullarında yanal hız değişiminin azaldığı belirtilmiştir. Ayrıca, Şekil 4.4.10, 4.4.11 ve 4.4.12'de, kanat ve kuyruk arasındaki mesafenin artmasıyla uçağın yuvarlanma, yalpalama ve yön açısı değişimlerinin azaldığı gözlemlenmiştir. Root locus analizleri, kanat ve kuyruk arasındaki mesafenin roll damping ve short period modlarındaki kararlılık üzerindeki etkisini incelemiştir. Şekil 4.4.13 ve 4.4.14'te, kanat ve kuyruk arasındaki mesafenin kısılmasıyla birlikte uçağın roll damping ve short period modlarında daha kararlı bir davranış sergilediği görülmüştür.

Bu bulgular, geleneksel kuyruk tipi kullanılan İHA'ların yan rüzgar koşullarında performansını artırmak için kanat ve kuyruk arasındaki mesafenin artırılmasının faydalı olabileceğini göstermektedir. Daha geniş kapsamlı uçuş testleri ve simülasyonlarla desteklenen gelecek araştırmalar, bu bulguları doğrulamak ve uçağın aerodinamik performansını optimize etmek için daha spesifik yönergeler sağlayabilir. Sonuç olarak, kanat ve kuyruk arasındaki mesafenin artırılmasının geleneksel kuyruk tipi kullanılan İHA'ların yan rüzgar etkisi altındaki performansını olumlu yönde etkilediği ve uçağın roll damping ve short period modlarında daha kararlı bir davranış sergilemesine yardımcı olduğu sonucuna varılmıştır. Bu bulgular, uçak tasarımı ve performans optimizasyonu açısından önemli bir katkı sağlayabilir.

Tüm bölümlerde elde edilen bulgular, farklı kuyruk tipleri, kanat-kuyruk mesafesi ve diğer tasarım değişkenlerinin İHA'ların yan rüzgar etkisi altındaki performansına olan etkilerini detaylı bir şekilde ortaya koymaktadır. Bu bulgular, uçak tasarımında dikkate alınması gereken önemli faktörleri vurgulamaktadır. Özellikle, aerodinamik stabilite, manevra kabiliyeti ve operasyonel güvenlik gibi kritik unsurların, kuyruk tipi ve kanat-kuyruk mesafesi gibi tasarım değişkenleriyle doğrudan ilişkili olduğu belirlenmiştir.

Sonuçlarımız, gelecekteki İHA tasarımlarının geliştirilmesi ve optimize edilmesi için yol gösterici olabilir. Önerilerimiz, farklı kuyruk tipleri ve kanat-kuyruk mesafelerinin dikkatlice değerlendirilmesi, özellikle de yan rüzgar etkisi altındaki performansın iyileştirilmesi için tasarım değişkenlerinin seçiminde önemli bir rol oynamaktadır. Ayrıca, elde edilen bulguların uygulanabilirliği ve pratikteki etkisi, havacılık endüstrisindeki ilerlemelere ışık tutabilir ve gelecekteki İHA teknolojilerinin gelişimine katkı sağlayabilir.

Bu çalışma, uçak tasarımı ve mühendisliği alanındaki araştırmalara yeni bir bakış açısı sunarken, havacılık endüstrisindeki teknolojik ilerlemelere de katkıda bulunmayı hedeflemektedir. Gelecekteki çalışmalar, bu bulguları doğrulamak ve daha geniş kapsamlı analizler yapmak için yapılabilir. Sonuç olarak, bu çalışmanın İHA tasarımı ve havacılık mühendisliği alanındaki gelişmelere ışık tutması ve uygulanabilir çözümler sunması umulmaktadır.

KAYNAKLAR

1. Döner F., Özdemir S., Ceylan M., "İnsansız Hava Aracı Sistemlerinin Veri Toplama ve Haritalama Çalışmalarında Kullanımı", *5. Uzaktan Algılama-CBS Sempozyumu*, İstanbul, (2014).
2. Yılmaz H., Mutluoğlu Ö., Ulvi A., Yaman A., Bilgilioğlu S., "İnsansız Hava Aracı İle Ortofoto Üretimi ve Aksaray Üniversitesi Kampüsü Örneği", *Geomatik*, 3(2):129-136, (2018).
3. Chiabrando F., Nex F., Piatti S., Rinaudo F., "UAV and RPV systems for photogrammetric surveys in archaeological areas: two tests in the Piedmont region (Italy)", *Journal of Archaeological Science*, 38:697-710, (2011).
4. U. Niethammer, M.R. James, S. Rothmund, J. Travelletti, M. Joswig, "UAV-based remote sensing of the SuperSauze landslide: Evaluation and results", *Engineering Geology*, 128:2-11, (2012).
5. L. Xiaofeng, P. Zhongren, Z. Liye, L. Li, "Unmanned Aerial Vehicle Route Planning for Traffic Information Collection", *Journal of Transportation System Engineering & IT*, 12(1):91-97, (2012).
6. Mozas-Calvache A.T., Perez-García J., Cardenal-Escarcena F., Mata-Castro E., Delgado-García J., "Method for photogrammetric surveying of archaeological sites with light aerial platforms", *Journal of Archaeological Science*, 39(2):521-530, (2012).
7. Malet J.P., Bogaard T.A., "Integration of technologies for landslide monitoring and quantitative hazard assessment", *Engineering Geology*, 128(1), (2012).
8. Yılmaz V., Akar A., Akar Ö., Güngör O., Karlı F., Gökalp E., "İnsansız Hava Aracı İle Üretilen Ortofoto Haritalarda Doğruluk Analizi", *Türkiye Ulusal Fotogrametri ve Uzaktan Algılama Birliği VII. Teknik Sempozyumu*, KTÜ, Trabzon, (2013).
9. Öztürk O., Bilgilioğlu B., Çelik M., Bilgilioğlu S., Uluğ R., "İnsansız Hava Aracı (İHA) Görüntüleri ile Ortofoto Üretiminde Yükseklik ve Kamera Açısının Doğruluğa Etkisinin Araştırılması", *Geomatik*, 2(3):135-142, (2017).
10. Pakkan B., Ermiş M., "İnsansız hava araçlarının genetik algoritma yöntemiyle çoklu hedeflere planlanması", *Havacılık Ve Uzak Teknolojileri Dergisi*, 4(3):77-84, (2010).
11. Türk Dil Kurumu Güncel Türkçe Sözlüğü 2022. "İnsansız Hava Aracı", <https://sozluk.gov.tr/> (05.08.2022).

12. Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü (SHGM), "İnsansız Hava Aracı Sistemleri Talimatı (SHT-İHA)", https://web.shgm.gov.tr/documents/sivilhavacilik/files/mevzuat/sektorel/talimatlar/SHT-IHA_WEB.pdf. (20.03.2024).
13. Kahveci M., Can N., "İnsansız Hava Araçları: Tarihçesi, Tanımı, Dünyada Ve Türkiye'deki Yasal Durumu", *S.Ü. Müh. Bilim ve Tekn. Derg.*, 5(4):511-535, (2017).
14. Blyenburgh P.V., "UAVs: an Overview. Uninhabited Aerial vehicles (UAVs)", *Air and Space Europe*, 1(5/6):43-47, (1999).
15. Eisenbeiß H., "UAV Photogrammetry", ETH Zurich for the degree of Doctor of Science, Zurich, Switzerland, (2009).
16. Kesikoğlu A., "Düşük irtifa görüntüleme sistemlerinin ortofoto üretiminde kullanımı", Doktora Tezi, *Erciyes Üniversitesi Harita Mühendisliği Ana Bilim Dalı*, Kayseri, (2020).
17. Gençerk E., "İnsansız hava aracı fotogrametrisi uygulaması ile inşaat projesi imalat durumunun araştırılması", Yüksek Lisans Tezi, *İstanbul Teknik Üniversitesi Geomatik Mühendisliği Ana Bilim Dalı*, 2016.
18. Hassanalian M., Abdelkefi A., "Classifications, applications, and design challenges of drones: A review", *Progress in Aerospace Sciences*, 91:99-131, (2017).
19. İnternet: Karaağaç, C., "İnsansız Hava Aracı Sistemleri: Gökyüzünün Yeni Yırtıcı Kuşları", https://www.academia.edu/2004387/İnsansız_Hava_Aracı_Sistemleri_Gökyüzünü_n_Yeni_Yırtıcı_Kuşları (2004).
20. Kabadayı A. ve Uysal M., "İnsansız hava aracı ile elde edilen verilerden binaların tespiti", *Türkiye İnsansız Hava Araçları Dergisi*, 1(1):8-14, (2019).
21. Gillins D. T., Parrish C., Gillins M. N., & Simpson C., "Eyes in the sky: Bridge inspections with unmanned aerial vehicles" *Oregon*, (2018)
22. Yakar M., Mırdan O., "Tarihi Eserlerin İnsansız Hava Aracı İle Modellenmesinde Karşılaşılan Sorunlar", *Geomatik*, 2(3):118-125, (2017),
23. Kabadayı A. ve Uysal M., "İnsansız hava aracı ile elde edilen verilerden binaların tespiti", *Türkiye İnsansız Hava Araçları Dergisi*, 1(1):8-14, (2019).
24. İnternet: Nanda Kumar B. "V-Tail for Surveillance Aircraft with Improved Performance – A Theoretical Approach", <https://www.slideshare.net/scraindia/vtail-for-surveillance-aircraft-with-improved-performance-a-theoretical-approach>, (2024)

25. Raymer, D. P., "Aircraft Design: A Conceptual Approach 1nd ed.", *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Inc., Washington, 101- 113, 117- 152 (1992).
26. Daniel P. Raymer, "Aircraft Design: A Conceptual Approach", *American Institute of Aeronautics and Astronautics Education Series*, 6th edition,(2018).
27. Çetin, E., "System identification and control of a fixed wing aircraft by using flight data obtained from x-plane flight simulator" Master's thesis, *Middle East Technical University*, (2018).
28. Antonio C. R. V., Yan, S., "Preliminary Design and Performance-Stability Analysis of a Fixed-Wing UAV Using XFLR5", (2023).
29. Dos Santos Paulino, A. C., Murie, A., Pavot, T., Lefebvre, M., Kiefer, R., Laroche, E., & Durand, S. "Experimental versus computational determination of the dynamical model of a glider." *In 11th International Micro Air Vehicle Competition and Conference*, Madrid, Spain, (2019).
30. Muniyak, N. E., "Evaluation of XFLR5 for Predicting Stability and Dynamics of a Ready-To-Fly Trainer Aircraft", (2020).
31. Drela, Mark, "Flight vehicle aerodynamics", *Cambridge*, MA: MIT Press, (2014).
32. XFLR5: Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers, *XFLR5 v6.02 Guidelines*, (2013).
33. Devenport, William J. "Vortex Panel Method." Panel Method Applet. *Virginia Tech*. Web.
34. Nelson, Robert C. "Flight stability and automatic control", *New York: McGraw-Hill*, (1989).
35. Caughey, David A. "Introduction to Aircraft Stability and Control Course Notes for M&AE 5070", *Sibley School of Mechanical & Aerospace Engineering. Cornell University*, Ithaca, NY, (2011).

ÖZGEÇMİŞ

2018 yılında Karabük Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümü Raylı Sistemler Mühendisliği programından onur öğrencisi olarak mezun oldu. 2019-2021 yılları arasında Jandarma ve Sahil Güvenlik Akademisinde subay eğitime müteakiben 2021 yılında Jandarma Teğmen rütbesi ile mezun olmuştur. 2021-2022 yılları arasında öğrenci takım komutanı, 2022 yılından itibaren şube müdürü olarak görevini icra etmektedir. Evli ve bir çocuk babasıdır.