T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI

AERODİNAMİK KONTROL İÇİN YAPAY JET AKIŞLI EYLEYİCİ TASARIMI

Hazırlayan

Aziz CEYHAN

Danışman

Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

Yüksek Lisans Tezi

Ocak 2018

KAYSERİ

T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI

AERODİNAMİK KONTROL İÇİN YAPAY JET AKIŞLI EYLEYİCİ TASARIMI

(Yüksek Lisans Tezi)

Hazırlayan

Aziz CEYHAN

Danışman

Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

Bu çalışma; Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi tarafından FLY-2017-7239 kodlu proje ile desteklenmiştir

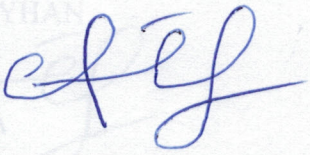
Ocak 2018

KAYSERİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

Adı-Soyadı: Aziz CEYHAN

İmza : 

"Aerodinamik Kontrol İçin Yapay Jet Akışlı Eyleyici" adlı yüksek lisans tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi' ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Tezi Hazırlayan

Aziz CEYHAN

Danışman

Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

Prof. Dr. İlker YILMAZ

Anabilim Dalı Başkanı

Doç. Dr. Tuğrul OKTAY danışmanlığında Aziz CEYHAN tarafından hazırlanan **"Aerodinamik Kontrol İçin Yapay Jet Akışlı Eyleyici"** adlı bu çalışma, jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü **Sivil Havacılık** Anabilim Dalında **Yüksek Lisans** tezi olarak kabul edilmiştir.

.

31/01/ 2018

JÜRİ:

Danışman : Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

Üye : Doç.Dr. Emre ACAR

Üye :Yrd.Doç.Dr. Mehmet Kürşat YALÇIN

ONAY:

Bu tezin kabulü Enstitü Yönetim Kurulunun 06/02/2018 tarih ve 2018/07-23 sayılı kararı ile onaylanmıştır.

06/02/2018

Prof.Dr.Mehmet AKKURT

Enstitü Müdürü

ÖNSÖZ/TEŞEKKÜR

Çalışmalarım süresince farklı bakış açıları ve bilimsel katkılarıyla bana yol gösteren kıymetli Doç. Dr. Tuğrul OKTAY hocama teşekkürü bir borç bilirim.

Bu tez çalışmalarım sırasında FLY-2017-7239 kodlu proje üzerinden malzeme temininden dolayı Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimine teşekkür ederim.

Ayrıca; çalışmalarım süresince sabır göstererek beni daima destekleyen, yakın ilgi ve yardımlarını esirgemeyen ve bu günlere gelmemde en büyük katkı sahibi olan aileme canı gönülden teşekkür ederim

Aziz CEYHAN

Kayseri, Ocak 2018

AERODİNAMİK KONTROL İÇİN YAPAY JET AKIŞLI EYLEYİCİ TASARIMI

Aziz CEYHAN

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Yüksek Lisans Tezi, Kasım 2017
Danışman: Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

ÖZET

Bu tez çalışmasında özellikleri verilen hava aracımızın kanadının üst bölgesinde farklı konumlarda sayısal olarak üfleme işlemi yapılarak aerodinamik parametrelerinin karşılaştırılması yapılmıştır. Akışın Reynolds sayısı hesaplanmış buna göre de literatürdeki ve ders notlarındaki çalışmalar incelenerek akış analizi için türbülans modeli olarak k-w ve SST tercih edilmiştir. Hava aracının düz uçuş hızı olarak 16.97 m/s belirlenmiştir. Ağ yapısı belirlendikten sonra analize başlamadan önce düz uçuş ortam şartlarının oluşturulabilmesi için akışkanın (havanın) 100 feet irtifadaki yoğunluğu, sıcaklığı ve basıncı belirlenerek programa girilmiştir. Analiz, düz uçuştaki ortam şartlarına göre 1.6 metre kanat açıklığına ve NACA 2415 profili kullanılarak oluşturulan dikdörtgen görünümlü kanada sahip hava aracı için bir hesaplamalı akışkanlar dinamiği programı olan Fluent ile yürütülmüştür. Belirlenen düz uçuş şartları 16 m/s hız ile 100 metre irtifadaki ortam şartlarıdır. Analiz sonuçlarının doğruluğunun sağlanabilmesi için hava aracı uzunluğundan 20 kat daha büyük hesap bölgesi oluşturulmuştur. Sayısal simülasyon bu program yardımıyla yapılmıştır. Böylelikle hesap bölgesinden bağımsızlık sağlanmıştır. Yapılmış olan bu sayısal analiz çalışmasında kanat üzerinde oluşturulan basınçlı hava çıkışı yardımı ile özellikle toplam verimin en iyi olarak elde edildiği C_1 konfigürasyonu için hem sürükleme katsayısında hem de taşıma katsayısında artış olduğu belirlenmiştir. C_2 ile C_3 konfigürasyonları hava aracının orijinal hali olan C ile karşılaştırıldığında toplam düz uçuş performansında iyileşme meydana geldiği görülmektedir. Aksine C_2 ve C_4 konfigürasyonlarında performans kaybı olduğu anlaşılmaktadır. En yüksek kayıp C_2 de meydana gelirken en yüksek kazanç ise C_1 de oluşmaktadır. C_1 konfigürasyonu ile % 33' lere kadar performans artışı elde edilebilmektedir.

Anahtar Kelimeler: Aerodinamik, Üfleme, Maksimum Aerodinamik Etkinlik.

ARTIFICIAL JET FLOW ACTUATOR DESIGN FOR AERODYNAMIC CONTROL

Aziz CEYHAN

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences
M. Sc. Thesis, November 2017
Thesis Advisor: Assoc. Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

ABSTRACT

In this study, numerical blowing process was performed in different positions in the upper region of the aircraft which has the characteristics given in the study, and the aerodynamic parameters were compared. The Reynolds number of the stream was calculated and the work in the literature and the tutorials was examined and the k-w SST was chosen as the turbulence model for the flow analysis. The flight speed of the aircraft was set at 16.97 m/s. After the network structure has been determined, the program has been entered to determine the density, temperature and pressure of the fluid (air) at an altitude of 100 feet so that the flat flight conditions can be established before the analysis is started. The analysis was carried out with Fluent, a computational fluid dynamics program for an aircraft with a rectangular wing created using a NACA 2415 profile with a wing span of 1.6 meters based on flat-end ambient conditions. The specified flat flight conditions are the ambient conditions of 100 m altitude at a speed of 16 m/s. In order to ensure the accuracy of the analysis results, an account area 20 times larger than the length of the aircraft was created as in Fig. 4.2. Numerical simulation is done with this program. Thus, the independence of the account area is ensured. In this numerical analysis study, it is determined that both the drag coefficient and the lift coefficient are increased for the C_1 configuration, in which the total efficiency is obtained as the best, especially with the help of the compressed air outlet formed on the wing. Comparing C_1 and C_3 configurations to C, which is the original form of the aircraft, it seems that the improvement in the total flat performance is the result. On the contrary, it is understood that performance in C_2 and C_4 configurations is lost. The highest loss occurs in C_2, while the highest gain occurs in C_1. With C_1 configuration, up to 33% performance improvement can be achieved.

Keywords: Aerodynamics, Blowing, Maximum Aerodynamic Fineness.

İÇİNDEKİLER

AERODİNAMİK KONTROL İÇİN YAPAY JET AKIŞLI EYLEYİCİ TASARIMI

Sayfa

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK ii
YÖNERGEYE UYGUNLUK..... **Hata! Yer işareti tanımlanmamış.**
KABUL VE ONAY SAYFASI..... vi
TEŞEKKÜR v
ÖZET vi
ABSTRACT vii
İÇİNDEKİLER viii
KISALTMALAR VE SİMGELER ix
TABLOLAR LİSTESİ x
ŞEKİLLER LİSTESİ xiii
GİRİŞ 1

1.BÖLÜM

TEZİN AMACI VE LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. Tezin Amacı 3
1.2. Literatür Özeti 4

2.BÖLÜM

YAPAY JET AKIŞLI EYLEYİCİ AERODİNAMİK ALTYAPISI

2.1. Hava Aracına Etkiyen Aerodinamik Kuvvetler ve Momentler 6

2.1.1. Taşıma Kuvveti 7

2.1.2. Sürükleme Kuvveti 8

2.2. Kanat Profilinin Terimleri 9

2.3. Reynolds Sayısı 10

2.4. Kanat Profillerinde Hücum Açılarına Göre Oluşan Taşıma Kuvveti 12

2.5. Uçuş Fazlarında Kuvvet Karşılaştırılması 12

2.6. Aerodinamik Merkez 13

2.7. Kanat Profil Yapısı ve Uçaklarda Yerleşimi 14

3. BÖLÜM

İNSANSIZ HAVA ARACIMIZ (ZANKA-II) VE YAPAY JET AKIŞ SİSTEMİ

3.1. İnsansız Hava Aracımız (ZANKA-II) 20

3.2. Aerodinamik Kontrol İçin Yapay Jet Akışı 23

3.3. Plazma Esaslı Uçuş Destek Sistemleri 24

4. BÖLÜM

YAPAY JET AKIŞLI ÜFLEMENİN SAYISAL YÖNTEMİ VE SONUÇLAR

4.1. Sayısal Yöntem 27

4.2. Materyal ve Yöntem 27

4.3. E_{maz} Değerlerinin Karşılaştırılması 31

5. BÖLÜM

TARTIŞMA, SONUÇ VE ÖNERİLER

5.1. Tartışma ve Sonuçlar 34

5.2. Öneriler 34

KAYNAKLAR 35

ÖZGEÇMİŞ.....40

KISALTMALAR VE SİMGELER

Sembol	**Anlamı**
C_D	Sürükleme katsayısı
C_L	Taşıma katsayısı
D	Sürükleme kuvveti
L	Taşıma kuvveti
Re	Reynolds sayısı
μ	Dinamik viskozite
μ_0	Referans sıcaklığında referans viskozite
y+	Duvar koordinatı
ρ	Yoğunluk
E_{max}	Maksimum aerodinamik etkinlik

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 3.1. Hava Aracımızın (ZANKA-II) Teknik Özellikleri 20
Tablo 4.1. Ağ Yapısı Özellikleri 29
Tablo 4. 2. Optimum Değerler. 29
Tablo 4. 3. Akışkan Özellikleri. 30

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 2. 1. Hava Aracına Etki Eden Kuvvetler 6
Şekil 2. 2. Hücum Açısı Taşıma Kuvveti Değişimi 8
Şekil 2. 3. Hücum Açısı Sürükleme Kuvveti Değişimi 9
Şekil 2. 4. Kanat Profili için Örnek Geometri 10
Şekil 2. 5. Kanat Profillerinde Oluşan Taşıma Kuvveti 12
Şekil 2. 6. Uçuş Fazına Göre Oluşan Kuvvetler 13
Şekil 2. 7. Kanat Profili 14
Şekil 2. 8. Kanat Sivrilme Oranı 17
Şekil 3. 1. Hava Aracı: a-b. Katı Tasarım c-e. Farklı Bakış Açılarından Fotoğraflar (d Fotosu Hem Başkalaşım Hem de Başkalaşım Olmayan Kanat) 21
Şekil 3. 2. Başkalaşım Mekanizması: a-b. DC Motor ve Dişli Motor Şafta Monte Edilmiştir c. Servo Motorun Kanat Arkasına Yerleştirilmesi d. Elektronik Hız Kontrolorü e. Kanadın Genişleyen Parçalarının Montajı f. Kanadın Aşırı Genişleyen Kısmının 3D Görünümü 22
Şekil 3. 3. Yüksek Taşıma Kuvvet Konfigürasyonu 23
Şekil 3. 4. Kanat Profilinde Plazma Etkisi 24
Şekil 3. 5. Plazma Etkisinin Taşıma Katsayısına Etkisi 25
Şekil 3. 6. Plazma Etkisi: a)Plazma Etkisi Yok, b)Plazma Etkisi Var 25
Şekil 4. 1. Üfleme Noktaları Yerleşimi 27
Şekil 4. 2. Hesap Bölgesi 28
Şekil 4. 3. Ağ Yapısı ile İlgili Görseller 29
Şekil 4. 4. C Konfigürasyonu y+ Değeri 30
Şekil 4. 5. C_1 Konfigürasyonu y+ Değeri 31
Şekil 4. 6. E_{max} Değerleri 32
Şekil 4. 7. Her Bir Konfigürasyon İçin C_L Katsayısındaki Değişimler 32
Şekil 4. 8. Her Bir Konfigürasyon İçin C_D Katsayısındaki Değişimler 33

GİRİŞ

Savunma sanayi, ticari ya da özel hava taşımacılığında diğer kara ile deniz taşımacılığında olduğu gibi taşıtların yakıt giderleri şirket ya da kişiler için büyük önem arz etmektedir. Bu gider türü taşımacılık giderlerinin önemli bir kısmını oluşturmaktadır. Bu nedenle her geçen gün hızla büyüyen havacılık sektörü için hava aracının yakıt giderinin minimum değerlere indirilebilmesi amaçlanmaktadır. Bu amacın gerçekleştirilebilmesi için hava aracı üretim esnasında malzemesinde, aerodinamiğinde ya da motorlarında iyileştirmeler sürekli devam etmektedir. Aynı zamanda hava aracı üretiminden sonra da yakıt tasarrufunu sağlayabileceği düşünülen tasarım değişimleri üzerine çalışmalar yoğun bir şekilde devam etmektedir [1].

Son çeyrek yüzyılda hava araçlarında üretim sonrasında yakıt tasarrufu oluşturulabilmesi için yapılan tasarım değişikliğini kıvrık kanat ucu yapıları oluşturmaktadır. Bu yapılar uçuşun her anında sabit kalmaları nedeniyle pasif kontrol yöntemi olarak adlandırılmışlardır. Bu çalışma ile amaçlanan hava aracı üzerinde meydana gelen akışın değişkenlik gösterebilecek bir kontrol yöntemi ile kontrol edilebilmesidir. Aktif akış kontrol yöntemi olarak adlandırılan bu yöntemde hava aracının kanat üst kısmına tasarlanan basınç çıkış alanlarından hava aracı üzerinde meydana gelen akışın içine basınçlı hava girişi sağlanmaktadır [2]. Akışın ilk halinde hız ya da şekil nedeniyle meydana gelen akış bozukluklarının giderilebilmesi için bu yönteme başvurulmuştur. Böylelikle akışta meydana gelen bozulmalar giderilerek bozuklukların sebep olduğu kanat ucu girdaplarının azaltılabilmesi ya da tamamen ortadan kaldırılabilmesi amaçlanmıştır. Girdaplar azaldıkça hava aracı etrafında meydana gelen sürüklemenin azalacağı dolayısıyla da yakıt tasarrufu sağlanabileceği düşünülmektedir. Aktif akış kontrol yönteminde temel mantık akışa ihtiyaca göre değişkenlik yapılabilecek şekilde (blowing, suction or synthetic jet) müdahale etmektir [3].

Yapılan bu çalışmada, bir hava aracının kanadı üzerinde 6 basınç çıkış noktasına sahip olacak şekilde tasarlanmış ve düz uçuş esnasındaki aerodinamik etkileri üzerine araştırma yapılmıştır.

1.BÖLÜM

TEZİN AMACI VE LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. Tezin Amacı

Günümüzde havacılık sektörü büyük bir gelişim içinde ve her geçen gün de bu gelişim sürecini artırarak devam ettirmektedir. Havacılık sektörü büyüdükçe şirketler arasındaki rekabette giderek artmaktadır. Havayolu şirketleri bu rekabete bağlı olarak en az maliyetle güvenli ve kaliteli hizmet sunarak işletme faaliyetlerini sürdürmektedirler. Havayolu şirketlerinin işletme maliyetleri arasında yakıt giderleri önemli bir oranı kapsamaktadır. Hava araçlarının meydana getirmiş oldukları sürükleme kuvvetinin dolayısıyla yakıt giderlerinin azaltılabilmesi için güç kaynaklarının daha verimli hale getirilmesinin yanında, aerodinamik iyileştirmelerin ya da aerodinamik tasarımın en iyi şekilde yapılması gerekmektedir.

Yolcu taşımacılığı için kullanılan uçaklar için son yıllarda kanat ucu girdapları sonucu meydana gelen sürükleme kuvvetlerinin azaltılabilmesi için pasif akış kontrol mekanizmaları olarak bilinen kıvrık kanat ucu yapıları (winglet, sharklet) tasarlanmış ve yapılan değerlendirmeler sonucunda uçakların yakıt sarfiyatında azalma meydana geldiği tespit edilmiştir. Kıvrık kanat ucu yapıları gibi pasif akış kontrol mekanizmalarının yanında aktif yani müdahale edilebilir akış kontrol mekanizmaları da günden güne gelişim göstermekte ve bu konu üzerine çalışmalar yürütülmektedir.

Yapılan bu tez çalışmasının amacı, kanat üzerinde üfleme bölgeleri oluşturularak kanat üzerindeki akışta meydana gelen girdapların azaltılması ya da tamamen ortadan kaldırılmaya çalışılmasıdır.

1.2. Literatür Özeti

Son yıllarda insansız hava araçlarından askeri görevler ve eski stil insanlı hava araçlarına göre bazı üstünlükleri olduğu için ticari taleplerde daha çok yararlanılmışlardır. Bu üstün özellikler ucuz üretim ve operasyona sahip olmakla birlikte, müşteri talebi için esnek yapılandırma yapıyor ve pilotun tehlikeli görevlerde hayatını riske atmıyor olmasıdır. İHA'lar aynı zamanda hava taramasında (örneğin ekin izleme ve püskürtme), fotoğraf (yani film ve video), sahil koruma (sahil şeridi ve şerit sahası), koruma (örneğin kirlilik ve arazi denetimi) vb. sivil amaçlarla kullanılmıştır.

Ayrıca askeri operasyonlar için kullanılmışlardır. Örneğin, donanma (örneğin yapay imzaların emisyonuyla füzeleri sökmek ve düşman filolarını gölgelemek suretiyle), ordu (örneğin, düşman faaliyetini keşif ve gözetleme) ve hava kuvvetleri (yani radar sistemi sıkışması ve imha edilmesi ve havaalanı tabanı güvenliği) . Diğer birçok UAV örneği [4] tarafından detaylı olarak incelenmiştir. Bu çalışmada gözlemlenen hassas İHA'lar Taktik İHA'lardır (yani TİHA'lar). TİHA'lar daha yüksek rakımlarda (3000 m'den 12000 m'ye kadar) çalışan daha ağır İHA'lardır (50 kg'dan 1.500 kg'a kadar) ve şu anda askeri uygulamaları desteklemek için kullanılmaktadır. Taktik İHA'lar: EN-TUAV (uzun süre havada kalabilen TİHA), LR-TUAV (uzun menzilli TİHA), SR-TUAV (kısa mesafe TİHA) ve CR-TUAV (yakın mesafe TİHA) [5] olarak kategorize edilebilir. Bu tez de kullanılan TİHA CR-TUAV sınıfındadır.

Daha iyi uçuş performansı elde etmek için aerodinamik şekil optimizasyonu için çeşitli çalışmalar yapılmıştır (örneğin [7] - [10]). Elips şeklindeki burun, konik burun, bikonik burun, küresel köreltilmiş teğet tırnaklı burun gibi sürüklenmeyi azaltmak için [7] 'de birkaç burun konisi şekli uygulanmıştır. [11] 'te aerodinamik şekli eniyileme için adjoint tekniğin potansiyeli açıklanmıştır. Bu yolla, transonik akışlar için optimizasyon teknikleri kullanılarak sürükleme azaltma çalışmaları literatür için önem kazanmıştır. [12,13] 'da, sürtünme ve gürültünün azaltılmasında kanat taramasının farklı açılarını karşılaştırarak gerçekleştirilmiştir [12,13]. Düşük kanat tarama açısı ve artan kanat yüksekliği, indüklenen sürüklenmeyi azaltmıştır. Bu durum uçakların uçuş performansı üzerinde önemli bir etkiye sahiptir.

Kanat profilleri üzerinde yapılan çalışmalar incelendiğinde türbülanslı bölgelerde şok dalgalarının oluşturulması ile sürüklemenin azaltılması üzerine farklı çalışmalar yürütülmüştür. Dghim ve Ferchichi, yapay jet hareketinin kanat ucu girdapları yapı ve gelişimini incelemişlerdir [14]. Şok dalgalarının oluşturulabilmesi için aktüatörler kullanılmıştır. Kullanılan actuatorler vasıtasıyla yapay akışlar ya da emme kuvveti oluşturulmuştur. Bu ekstra akış kuvvetinin yönü değişebilecek şekilde tasarlanmıştır [15]. Ayrıca yapılan benzer bir çalışmada kanat profile kord uzunluğuna göre %15 ile % 40 lık noktalarına gelecek şekilde aktüatorler yerleştirilmiş ve tutunma kaybı oluşumu ilk haline göre karşılaştırılmıştır [16,17].

Daha önce incelenen aktif akış kontrol yöntemlerinde oluşturulan yapay akış için kaynak olarak aktüator ile kanat hücum kenarlarından yapılan emme kuvvetlerinin kullanıldığı görülmüştür. Yakın zamanda yapılan diğer bir çalışmada ise özellikle gürültü azaltımı için kanat üzerinde aktif akış kontrolü için gerekli olan yapay akışkan kaynağının motorlardan borular vasıtasıyla temin edilen hava yardımıyla karşılanmıştır [18].

2.BÖLÜM

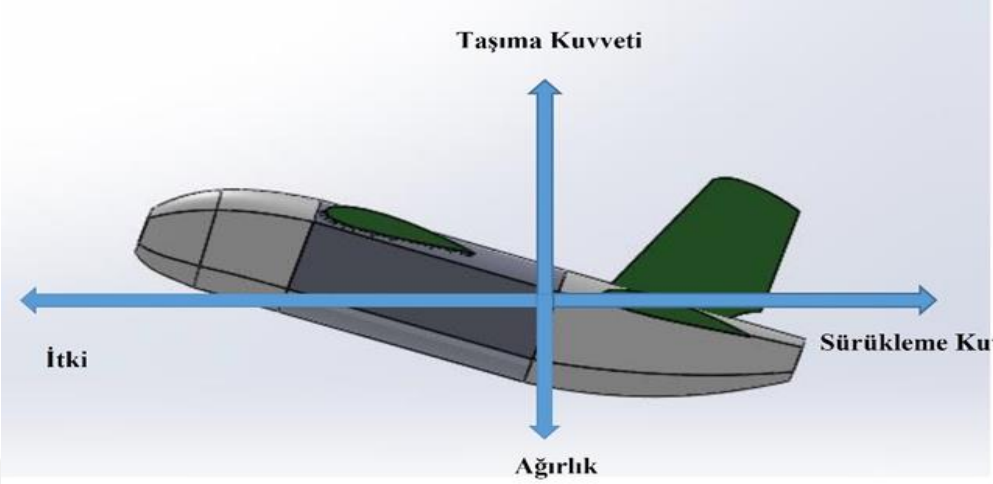
YAPAY JET AKIŞLI EYLEYİCİ AERODİNAMİK ALTYAPISI

2.1. Hava Aracına Etkiyen Aerodinamik Kuvvetler ve Momentler

Hava aracının hava akımı içerisinde ki hareketinin sonucunda aerodinamik kuvvet ve momentler oluşur. Oluşan bu kuvvetlerin büyüklükleri aşağıda ki değişkenlere bağlıdırlar;

- Hava aracının hızına (V)
- Havanın yoğunluğuna (ρ)
- Hava aracının üst bakış alanına (S)
- Hücum açısına (α)
- Hava aracının şekline

Bu kuvvetlerin büyüklükleri hava aracının performansını ve ne kadar yük taşıyabileceğini etkilemektedirler. Hava aracının uçabilmesi için bir itki kuvvetine ve bu itki kuvveti sonucu oluşacak hava aracı hızına ihtiyaç vardır. Kanat geometrisinin alt ve üst yüzeyinin farklı alanlardan oluşması nedeniyle hava aracı belirli hıza ulaştığında kanat geometrisinde farklı basınçlar oluşacaktır.



Şekil 2.1. Hava Aracına Etki Eden Kuvvetler

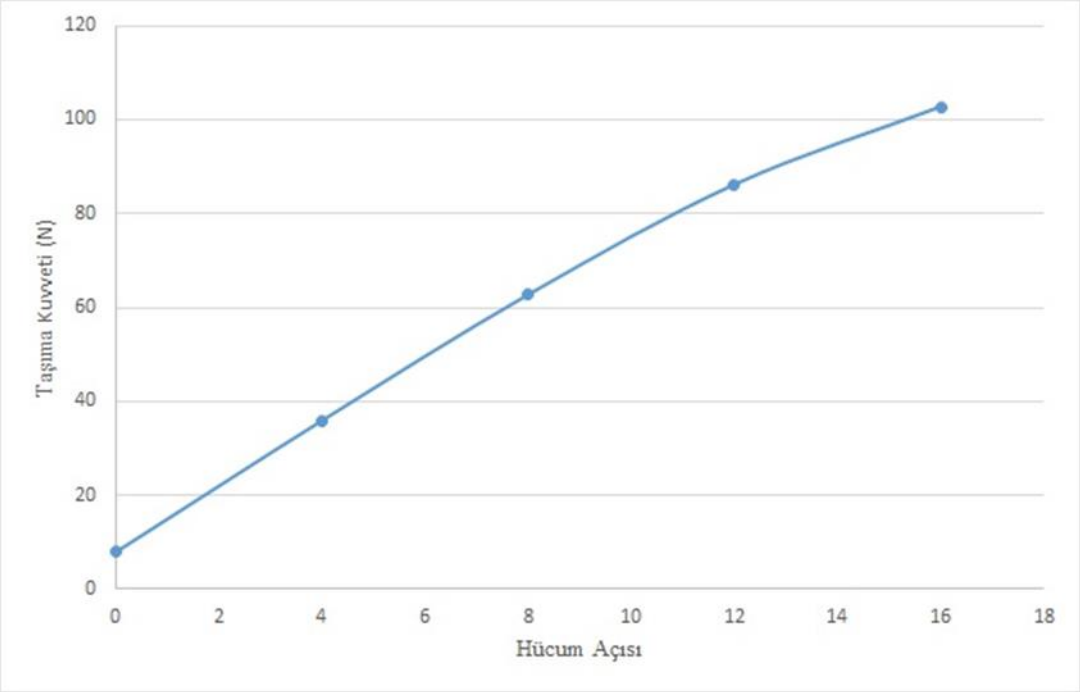
Kanat geometrisinin üst bölgesinde alt bölgesine göre daha yüksek hızlar oluşacaktır. Bu sayede kanadın üst bölgesinde ki havanın birim alana düşen miktarı azalacak, dolayısıyla üst bölgede alt bölgeye göre daha düşük basınç oluşacaktır.

2.1.1. Taşıma Kuvveti

Havadan ağır araçlar, serbest hava akımı içerisinde havanın farklı hız ve basınçlarını kullanarak taşıma kuvveti oluştururlar. Hava araçlarını yerden belirli bir seviyeye taşıyabilmek ve havada asılı konumda tutabilmek için kanatlar kullanılır. Kanatların yapısı simetrik veya kamburluklu yapıda olabilirler. Simetrik kanat yapılarının taşıma kuvveti oluşturabilmesi için hava aracına bağlantı açısı sıfır dereceden farklı olmalıdır. Simetrik kanat profillerinde kamburluk değerinden bahsedilmez, bu profillerde taşıma katsayısını kalınlık değeri etkiler. Kamburluklu kanat yapılarında kanat profilinin alt ve üst yüzeylerinin kamburluk değeri birbirinden farklıdır. Bu yüzden hava akımı alt ve yüzeyde farklı aerodinamik karakteristik gösterir. Üst bölgeden geçen hava akımı daha yüksek hızlara ulaşır, bununla birlikte birim alana düşen hava akımının basınç değeri alt yüzeye göre daha düşük olur. Bu durumun sonucunda alt yüzeyde ki basınç üst yüzeye göre daha yüksek olur ve havadan ağır hava araçlarını ağırlık kuvvetinin tersi yönde taşıma kuvveti oluşturur. Taşıma kuvvetini etkileyen faktörler denklem 2.1'de gösterilmiştir. Şekil 2.2 de verilen resim Erciyes Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri

Fakültesi Model Uçak Atelyesinde üretilen herhangi bir İHA'ya ait taşıma kuvveti-hücum açısı değişimi grafiğidir.

$$C_L = \frac{L.\rho.S.V^2}{2} \tag{2.1}$$



Şekil 2.2. Uçak Üzerine Etkiyen Kuvvetler [13].

2.1.2. Sürükleme Kuvveti

Sürükleme kuvveti, uçuş yönüne ters yönde ve nispi rüzgara paralel etki eden aerodinamik kuvvettir. Sürükleme kuvveti hücum açısının artması ile stall oluşuncaya kadar lineer olarak artar. Hava aracı stall oluşumu başlangıcından sonra sürükleme kuvvetinde ani artışlar başlar. Sürükleme kuvvetini etkileyen faktörler dinamik basınç, sürükleme katsayısı ve yüzey alanıdır. Denklem 2.2 ile sürükleme kuvvetini (D) etkileyen parametreler verilmiştir.

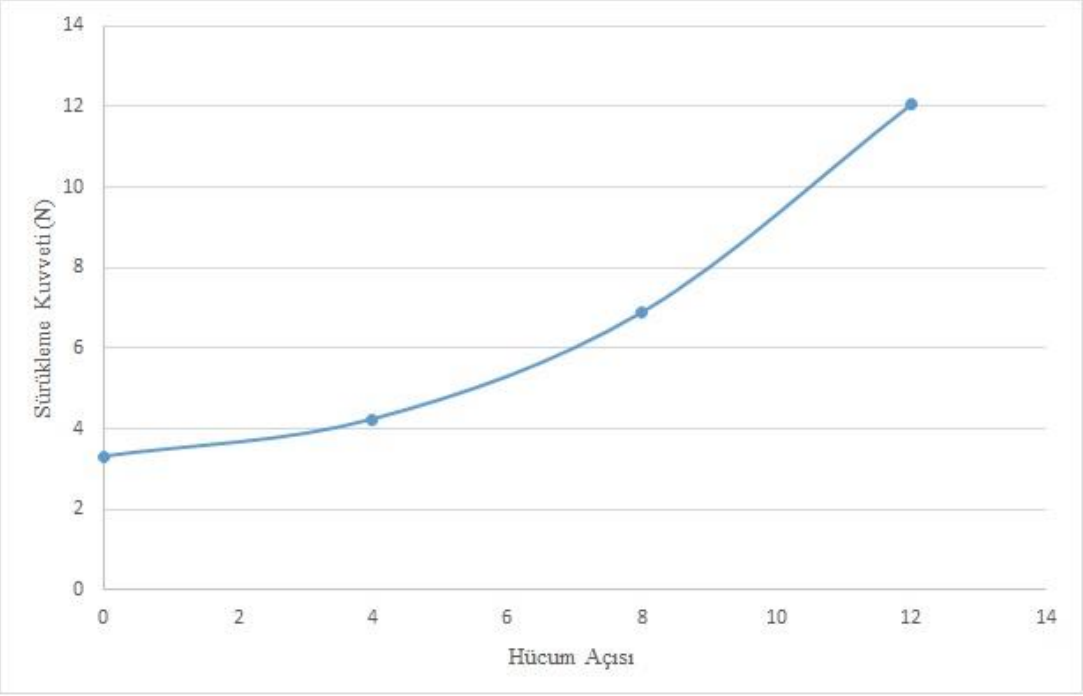
$$D = q.C_D.S = \tfrac{1}{2}.\rho.V^2.C_D.S \tag{2.2}$$

Sürükleme kuvveti, denklem 2.2' de görüldüğü gibi dinamik basınç (q), sürükleme katsayısı (C_D) ve yüzey alanının (S) değişimi ile değişmektedir.

Kanat profiline ait aerodinamik katsayıları kanat profilinin geometrik şekline bağlı olmakla birlikte aynı zamanda kanat profilinin hücum açısına, Reynold sayısına ve Mach sayısına da bağlıdır. Sürükleme kuvveti; parazit sürükleme kuvveti ve indüklenmiş sürükleme kuvveti olmak üzere ikiye ayrılır.

Parazit sürükleme kuvveti; kanat sıfır derece hücum açısı ile uçuyor iken var olan tek sürükleme kuvvetine verilen isimdir. Kanat profili yüzeyindeki pürüzlülük arttıkça orantılı olarak parazit sürükleme kuvveti de artar.

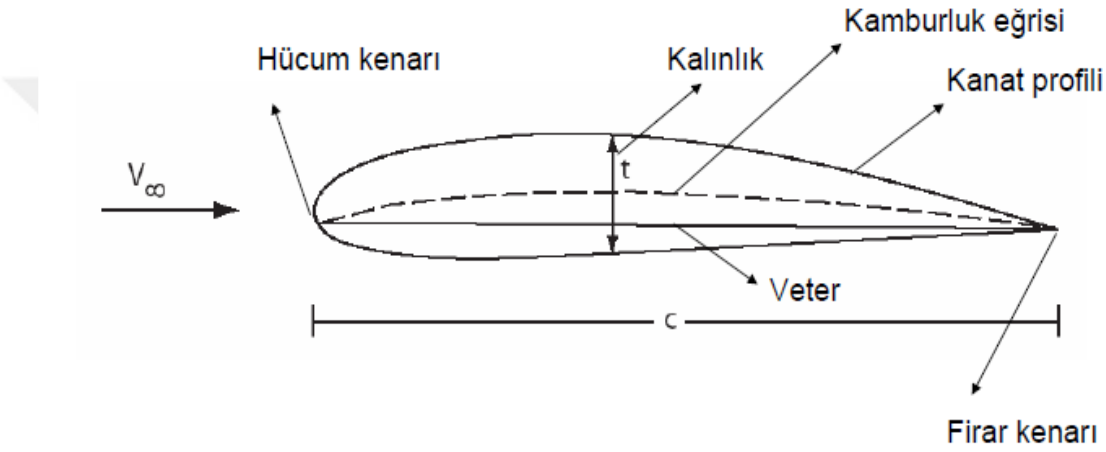
İndüklenmiş sürüklenme kuvveti; istenmeyen bir sürükleme kuvveti olup taşıma kuvvetiyle meydana gelen sürükleme kuvvetidir. Kanat profili ucundaki girdapların aşağı ve yukarı akımları etkilemesi sonucu, taşıma kuvvetinin vektörüne geriye doğru bir bileşke eklenir. Bu bileşkenin eklenmesi sonucu indüklenmiş sürükleme kuvveti meydana gelir. Şekil 2.3' de verilen resim Erciyes Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Model Uçak Atelyesinde üretilen herhangi bir İHA' ya ait sürükleme kuvveti-hücum açısı değişimi grafiğidir.



Şekil 2.3. Uçak Üzerine Etkiyen Kuvvetler [13].

2.2. Kanat Profilinin Terimleri

Hava araçlarının ihtiyaçlarına göre farklı taşıma, sürükleme kuvvetleri üretebilen kanat profilleri mevcuttur. Bu nedenle hangi hava aracı için hangi tür kanat profilinin kullanılacağı ve bu tercihin hangi kriterlere göre yapılacağına karar vermek için aşağıda verilen profil yapısı incelenmelidir. Hava aracına etkiyen taşıma ve sürükleme kuvvetlerinin büyüklüklerini kanat yapısının kalınlığı, kamburluğu, kanat alanı ve hava aracının hızı belirler.



Şekil 2.4. Kanat Profili için Örnek Geometri.

Kanat Profili Tanımları:

- Hücum kenarı: Kanat üzerinde hava akışının karşılaştığı ön kenardır.
- Firar kenarı: Akışın kanat üzerinde ayrıldığı konumdur.
- Veter:Kanadın başlangıç ve bitişini birleştiren düz bir hattır.
- Kalınlık: Profilin alt ve üst noktaları arasındaki en uzun mesafe
- Kamburluk: Kalınlık ile kamburluk hattı arasındaki en uzun mesafedir.

2.3. Reynolds Sayısı

Reynolds sayısı, atalet kuvvetlerinin viskoz kuvvetlere oranıdır ve bir akış koşulunun laminer veya türbülanslı olup olmadığını tahmin etmek için uygun bir parametredir. Viskoz kuvvetler hakim olduğunda (yavaş akış, düşük Re) tüm akışkan parçacıklarını tutmak için yeterlidir, daha sonra akış laminerdir. Çok düşük Re bile, atalet etkileri önemsiz olan viskoz sürünen hareketi gösterir. Atalet kuvvetleri, (akışkan daha hızlı

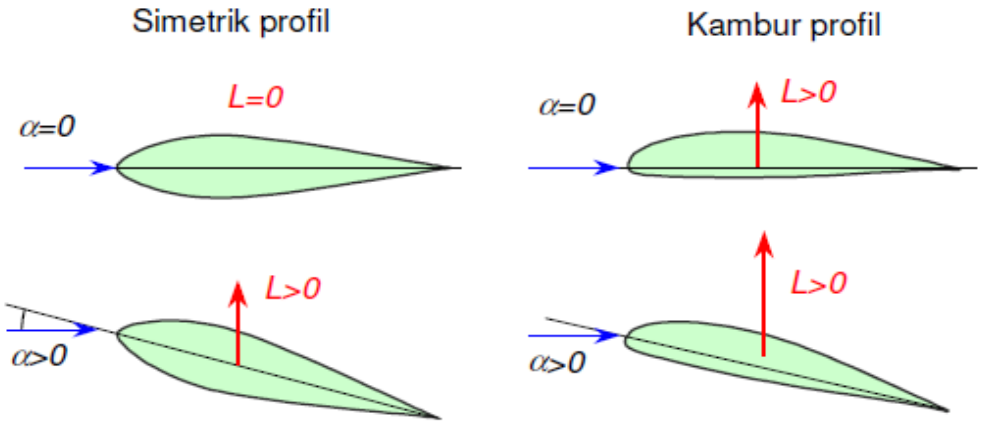
akarken ve Re daha büyük olduğunda) yapışkan kuvvetler üzerinde baskın olduğunda, akış türbülansa geçer.

$$\mathrm{Re} = \frac{\rho v_s D}{\mu} = \frac{v_s D}{\nu} = \frac{atalet \quad kuvvetleri}{vizkozite \quad kuvvetleri} \tag{2.3}$$

- V_S= Akışkanın Hızı
- D= Borunun çapı
- μ = Akışkanın dinamik viskozitesi
- υ= Akışkanın kinematik viskozitesi $\upsilon = \mu/\rho$
- ρ = Akışkanın yoğunluğu

2.4. Kanat Profillerinde Hücum Açılarına Göre Oluşan Taşıma Kuvveti

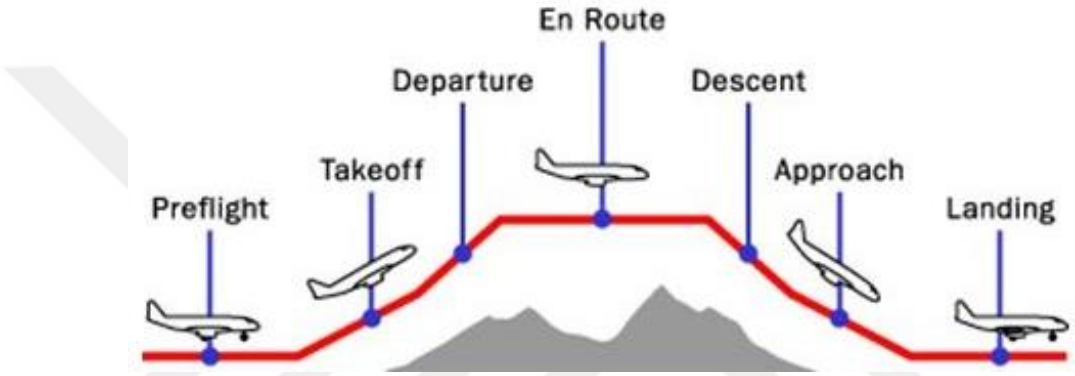
Hava araçlarında, ağırlık kuvvetine zıt yönde bir taşıma kuvveti oluşturmak için simetrik veya kamburluklu kanat profilleri kullanılır. Simetrik kanat profilleri sıfır derece hücum açılarında taşıma kuvveti üretmedikleri için hava aracına belirli bir hücum açılarında yerleştirilirler. Şekilde görüldüğü gibi kamburluklu bir kanat profili sıfır hücum açısı ve diğer hücum açılarında taşıma kuvveti üretebilirler. Hava araçlarında hücum açısı hava aracının uçuş fazına göre farklılık gösterebilir. Örneğin düz uçuş ve tırmanış fazlarında hücum açıları farklıdır. Hava aracında hücum açısının artışı taşıma kuvvetini artırmakla birlikte sürükleme kuvvetinin de önemli derecede artırdığı için her zaman hücum açısının fazla olması istenen bir durum değildir.



Şekil 2.5. Kanat Profili için Örnek Geometri.

2.5. Uçuş Fazlarında Kuvvet Karşılaştırılması

Düz uçuşta uçağımız üzerine etkiyen bütün kuvvetler dengededir. Taşıma kuvveti daima uçuş yoluna dik olarak yukarı yönlü; ağırlık ise daima aşağı yönlü yeryüzü merkezine doğru olacağından düz uçuşta birbirlerini dengeleyeceklerdir. İtki kuvveti ile sürükleme kuvveti uçuş yolu boyunca etkiyerek zıt yönlü oluştukları için yine düz uçuş boyunca birbirlerini dengeleyeceklerdir. Bu durumlardan ötürü uçağımız sabit hız ve sabit konumda uçuşuna devam edecektir.



Şekil 2. 6. Uçuş Fazına Göre Oluşan Kuvvetler [19].

2.6. Aerodinamik Merkez

Hava içinde hareket eden uçağımızın akış nedeniyle üzerine etkiyen kuvvetlere aerodinamik kuvvetler denir. Bilindiği üzere taşıma, ağırlık, sürükleme ve itki uçak üzerine etkiyen dört temel kuvvettir. Bunlar içinde aerodinamik kuvvet olanları taşıma ve sürükleme kuvvetleridir [20].

Hücum açısı sabit değerde tutulan bir kanat yapısı için üzerine etkiyen kuvvetlerin moment değeri herhangi bir nokta temel alınarak hesaplanabilir. Aerodinamik kuvvetler aynı olmasına karşın kuvvetlerin uygulandığı noktaya bağlı olarak moment değeri değişiklik gösterecektir. Düşük süratli uçaklarda moment değerinin sabit olduğu nokta veter uzunluğunun hücum kenarından geriye doğru ¼ ü mesafededir. Süpersonik uçaklarda ise yaklaşık olarak ½ si mesafesindedir. Aerodinamik kuvvetlerin moment değerinin sabit olduğu bu nokta aerodinamik merkez olarak adlandırılmaktadır. Hücum açısındaki değişimler bu noktadaki moment değerini etkilemeyeceğinden aerodinamik merkez de sabit kalacaktır [20].

Simetrik yapıya sahip kanatlar için aerodinamik merkeze etkiyen moment kuvveti, hücum açısı ne olursa olsun sıfır olacaktır. Bombeli yapıya sahip kanatlar içinse sabit bir değer olacak; fakat sıfır olmayacaktır. Günümüzde genellikle kullanılan kanat şekli olan pozitif bombeli kanat yapılarında kanat aerodinamik merkezi üzerine etkiyen moment kuvveti saat yönünün tersine döndürme kuvveti oluşturacaktır. Bu yönlü moment kuvvetlerine negatif moment kuvveti adı verilir [21].

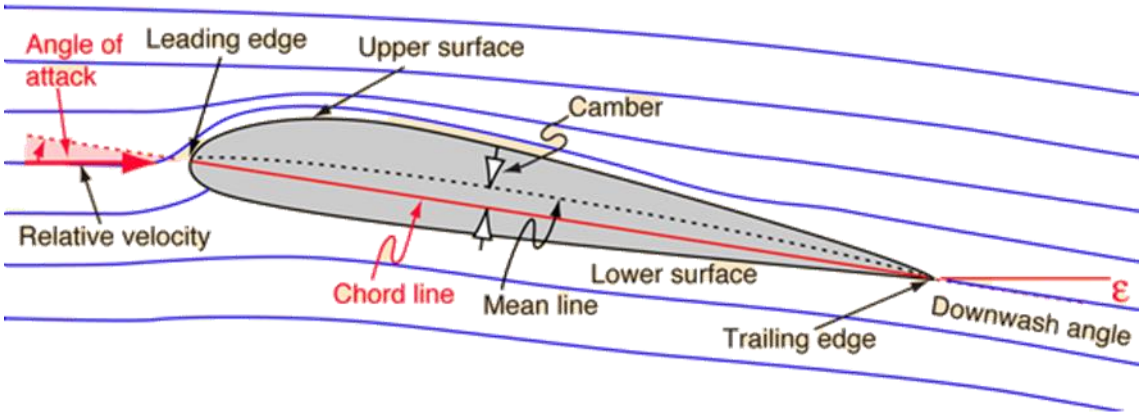
2.7. Kanat Profil Yapısı ve Uçaklarda Yerleşimi

Kanatlar uçakların ana taşıyıcı yapılarıdır. Kanatlar çeşitli şekilde, özellikle de uçakların kullanım amaçlarına göre monte edilebilirler. Uçak gövde bağlantısına göre alttan, üstten ve ortadan bağlantı şekilleri vardır.

Hücum Kenarı Radyusu (LE Radius): Kanadın rüzgarı karşılayan ilk yüzeyine hücum kenarı adı verilmektedir. Hücum kenarı radyusu ise kanadın hücum kenarındaki rüzgarın ilk çarptığı bölgenin yarıçapıdır ve maksimum taşıma değerinin üzerinde belirleyici etkiye sahiptir. Tabi bununla birlikte özellikle düz uçuştayken kanat tarafından oluşturulan sürüklemenin miktarı hakkında da belirleyicidir.

Hücum kenarı yarıçapı büyük ve kanat hücum açısı yüksekse, kanat ön kısmında akış halinde olan hava filelerinin ayrılma süreleri gecikecek ve daha fazla taşıma oluşacaktır. Bunula birlikte çap arttıkça kanat geometrisine bağlı olmasıyla birlikte sürükleme artacaktır [22].

- Kanat Veter Uzunluğu: Bir kanadın hücum ile firar kenarlarından geçen doğruya veter doğrusu, bu iki kenar arasındaki uzaklığa ise veter uzunluğu adı verilmektedir. Veter hattı kanat yapısı gereği her zaman kanat üzerinde yer almayabilir.



Şekil 2. 7. Kanat Profili [23].

Veter uzunluğunun üzerinde aerodinamik merkezin yer aldığı vetere, ortalama veter uzunluğu adı verilir. Daha sonra da bahsedeceğimiz gibi uçak dengesi için önemli olan bir uzunluktur.

- Kanat Alanı: Kanada üstten bakıldığında görülen kısmın alanıdır.
- Kanat Kök Kısmı: Uçak merkez hattı ya da simetri hattında yer alan kanadın uçağa en yakın olan kısmı kök kısmıdır. Bazen kanadın uçak gövdesine en yakın kısmı da kanat kök kısmı olarak adlandırılabilmektedir. Bu kullanım gövdenin geometrisi değişebileceği için fazla tercih edilmemektedir.
- Kanat Uç Kısmı: Kök kısmının tam tersidir. Kanadın uçak gövdesine en uzak noktasıdır. Kanatların uç kısımları arasındaki mesafeye kanat açıklığı (wing span) adı verilmektedir.
- Çeyrek Veter Hattı (Quarter- Chord Line): Kanat kök kısmı uzunluğunun hücum kenarından başlanarak ¼ ‘ lük mesafesi ile kanat uç kısmının aynı şekilde hücum kenarına olan ¼ ‘ lük mesafesi bulunur ve bu mesafeler bir hatla birleştirilir. Elde edilen bu hat çeyrek veter hattı olarak adlandırılır ve bu hat kanat ana spar yapısının yerini ifade eder.
- Kanat Açıklık Oranı (Aspect Ratio): Yukarıdaki şekilde ' b ' harfi ile gösterilen mesafe kanadımızın açıklığıdır. Kanat açıklık oranıyla ilgili ilk çalışmalar Wright kardeşler tarafından yapılmıştır. Bu çalışmaya göre aynı taşıma oranında açıklık oranı fazla ve daha ince bir yapıya sahip olan kanat, kısa ve kalınlığı fazla olan bir diğerine göre daha az sürükleme kuvveti meydana getirmiştir. Kök kalınlığıyla uç kalınlığı farklı olan kanat yapıları için açıklık oranının değeri, kanat açıklığının

karesinin kanat alanına bölünmesi sonucu elde edilebilir. Kanat tarafından oluşturulan taşımanın temel mantığı kanadın alt yüzeyinde yüksek basınç, üst yüzeyinde düşük basınç meydana gelmesidir. Basınç farklılığından dolayı alt yüzeydeki hava üst yüzeye geçmek isteyecektir. Basıncı farklı olan bu hava kütleleri kanat uç kısmında birleşecek ve buradaki taşımayı düşürecektir. Hava karışımı önden bakıldığı zaman dairesel bir şekil alacak ve kanat üzerinden aşağı doğru bir kuvvet oluşturacaktır. Dairesel şekildeki bu akış vortex olarak adlandırılır ve kanat arkasında aşağı doğru bir akım kuvveti oluşturur. Sonuçta sürükleme kuvveti artmış olacaktır. Aynı yüzey alanına sahip kanatlar karşılaştırıldığı zaman açıklık oranı fazla olan kanatlarda uç girdapları sonucu oluşan sürükleme kuvveti açıklık oranı az olan kanatlara oranla daha azdır.

- Kanat açıklık oranı stall açısı üzerinde de etkiye sahiptir. Açıklık oranı az olan kanatların uç kısımlarının hücum açıları az olduğu için yüksek açıklık oranına sahip bir kanada oranla daha yüksek hücum açılarında stalla girecektir. Uçak yatay stabilizesi açıklık oranı az olmasına rağmen, uçak dengesi üzerinde önemli bir etkiye sahiptir. Açıklık oranının az olması nedeniyle biraz önce de açıklandığı gibi uç kısım hücum açısı düşüktür ve dolayısıyla stall açısı yüksektir. Yatay stabilizemizin uçuş esnasında stall açısı ne kadar yüksek olursa bizim için kontrol edilebilirlik de o kadar yüksek demektir.

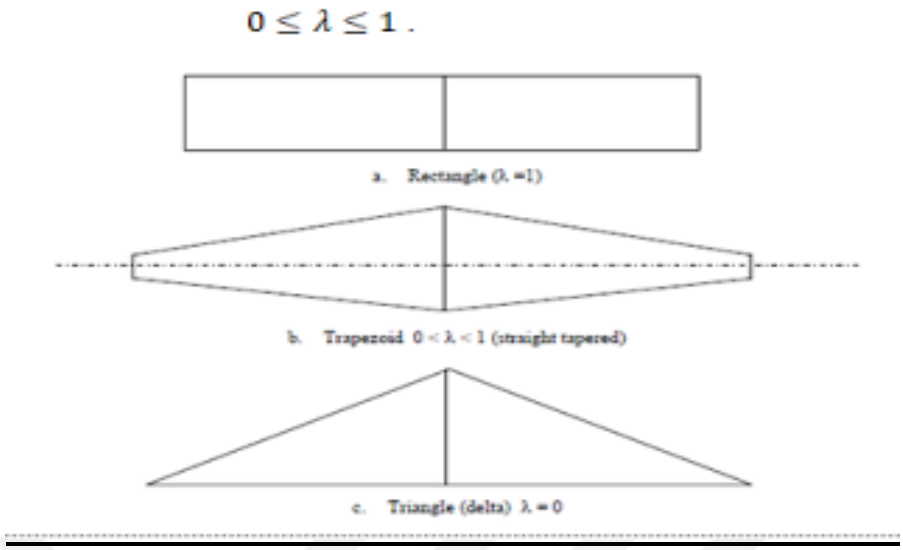
Günümüzdeki modern malzeme teknolojisine rağmen kanat açıklığı arttıkça, yapımızın ağırlığı da artmaktadır. Havacılıkta ağırlık maliyet demek olduğu için kanat açıklık artışının böyle de bir yönü vardır. Açıklık oranındaki artışın aerodinamik katkılarıyla birlikte ağırlık artışındaki değişimlerin uçak dengesi ve kararlılığı üzerine etkilerinin ortak bir zeminde değerlendirilmesi gerekmektedir.

- Kanat Ok Açısı (Wing Sweep Angle): Kanat yapılarının kök kısımları ile uç kısımlarının aynı eksende olmayarak, kanat uç kısmının kök kısmına göre öne ya da arkaya doğru açılı olarak imal edilmesine kanat ok açısı adı verilir. Genellikle geriye ok açılı kanat yapıları tercih edilir ve bu şekilde adlandırılmalarının sebebi uçağımıza üstten bakıldığında ok yapısını andırması nedeniyledir. Ses hızı ya da üstüne çıkan uçaklar da kritik mach sayısı değerine ulaşıldığında kanat üstünde şok dalgaları meydana gelip sürüklemeyi artırması nedeniyle ok açılı kanat yapılarına ihtiyaç duyulmuştur.

Ok açısına sahip olmayan bir kanat hücum açısına hava dik açıyla gelmektedir. Bu durumdan dolayı kanat üzerinden akan havanın hızı direk olarak hücum kenarından akan havanın hızının ivmelenerek devam etmesi şeklinde olacaktır. Bu şekilde hızlanan havanın ses hızına ulaşması daha kolay olacaktır. Ok açısına sahip kanatlar da ise hücum kenarının açısından dolayı, hava dik açıyla hücum kenarına çarpamayacak ve kanat üzerinden akan hava hücum kenarıyla yaptığı açının 'cos' değeriyle çarpımı sonucu elde edilen değer olacaktır. Böylelikle kanat üzerinden akan havanın ses hızına ulaşması için uçağımızın seyir hızının daha da yüksek olması gerekmektedir. Diğer bir deyişle uçağımızın kritik mach sayısı hızı artmış olacaktır.

Yüksek hızlarda uçan uçaklar için ok açılı kanat istenen bir özellik olmasına karşın; düz uçuşta, kalkış ve inişte ok açısına sahip olmayan bir kanat yapısı istenmektedir. Günümüzde bu olumlu özellikleri bir arada oluşturabilmek için bazı uçak modellerinde değişken açılı kanat yapıları kullanılmıştır. Bu tür kanat yapısına sahip uçaklarda denge problemi ortaya çıkmıştır. Hücum açısıyla aerodinamik merkezin değişmediğinden bahsetmiştik; fakat değişken açılı kanatlarda, kanat yapılarının açısının değişmesi nedeniyle kanadımızın aerodinamik merkezi de değişmektedir. Aynı şekilde ağırlık merkezinin yeri de değişmektedir. En basitinden kanatların içi yakıtla doludur ve kanat açısı değiştiğinde bu yakıttın da konumu değişecektir. Bir diğer dezavantaj ise bu tür kanatların boş ağırlığı sabit açılı kanatlara oranla daha fazla olacaktır.

- Sivrilme Oranı (Taper Ratio / λ): Kanat uç kısmının uçak uzunlamasına ekseni üzerindeki merkez hattında yer alan kanat kök kısmına oranına, o kanadın sivrilme oranı denir. Şekil 2.7 de Ct sembolü ile kanat uç kısmı; Cr sembolü ile de kanat kök kısmı gösterilmektedir. λ= Ct/ Cr ' dir. Ok açısına sahip birçok kanat için bu oran yaklaşık olarak 0,2 ile 0,3 arasında değişebilmektedir. Kanattaki bu sivrilme farklılığı doğal olarak kanat üzerindeki taşıma kuvvetinin dağılımı hakkında önemli ölçüde etkili olacaktır.



Şekil 2. 8. Kanat Sivrilme Oranı [24].

Yapılan araştırmalarla birlikte indüklenmiş sürüklemenin düşük seviyede tutulabilmesi için kanat üzerindeki taşıma kuvveti dağılımının eliptik şekilli olması gerektiği kanısına varılmıştır. Diğer türlü taşıma oluşumlarında kanat yapısı üzerinde farklı yapısal zorlamalar olabileceği gibi sürüklemede de istenmeyen artışlar olabilecektir. Yukarıdaki eliptik şekilli kanat yapısı üzerindeki taşıma kuvvetinin oluştuğu bölgeler görülmektedir.

- Kıvrımlı Kanatlar (Twist): Kanatlar üretim esnasında, uç kısımlarında tutunma kaybı olmaması ve kanat üzerinde optimum eliptik şekilli taşıma eğrilerinin oluşturulabilmesi için kıvrımlı olarak tasarlanırlar. Genellikle kanatlarımız kökten uca doğru sıfır dereceyle beş derece arasında değişebilen değerlerde kıvrımlı olacak şekilde üretilirler.

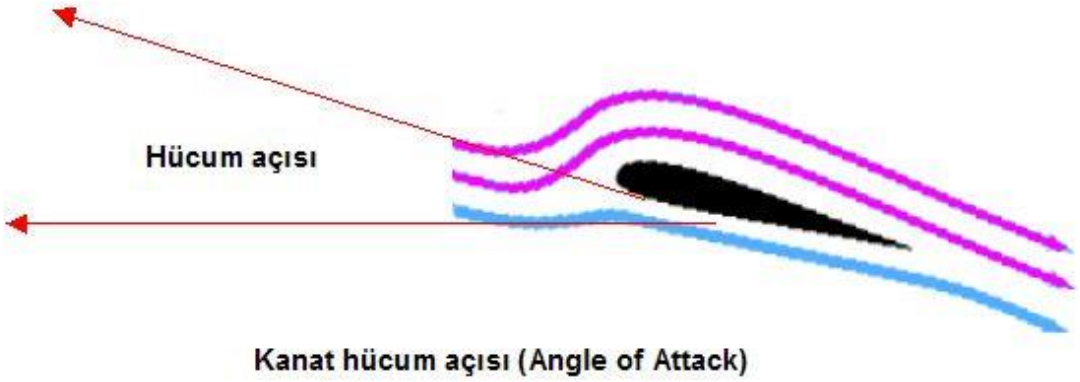
Modern kanat tasarımlarında, tasarım gereği kanat uç kısımlarının hücum açısı kök kısımlarıyla aynı olduğu taktirde uç kısımlar kök kısımlarına göre erken stall hızına ulaşmaktadır. İşte bu olumsuz etkinin oluşmaması için genelde kanat uç kısımlarının hücum açısı kök kısımlarına göre az tutulmaktadır. Böylelikle uç kısımlardaki aşırı taşıma oluşumunun önüne geçilmiş olacaktır. Bilindiği gibi ana uçuş kumanda yüzeylerinden olan kanatçıklar, kanat uç kısımlarında yer almaktadır. Kanat uç kısımlarının kök kısımlarından önce stall a girmesi bu bölgede yer alan kanatçıkların etkinliğini azaltacak, bunun sonucunda uçağımızın kontrol edilebilirliğini zorlaştıracaktır.

- Kanat Geliş Açısı (Wing Incidence): Kanat geliş açısı, uçağımızın uzunlamasına ekseni ve kanat kök kısmındaki kirişin uçak boyunca eksen halinde uzatılmasıyla oluşan bu iki eksen arasında kalan açıdır.

Kıvrımlı olmayan kanatlar için kanat geliş açısı yukarıdaki tanımlamaya göre basit bir şekilde bulunabilir; fakat kıvrımlı kanatlar için bu değeri hesaplamak biraz daha zordur. Kanat kök ve uç kısımlarında geliş açıları bilindiğinde, ikisi arasındaki farkı göz önünde bulundurarak kanadımızın kıvrılma oranını da bulabiliriz [25].

Kanat geliş açısının oluşturulmasındaki temel amaç, bir uçağın uçuşunun büyük bölümünü kapsayan düz uçuş evresindeki sürükleme miktarını azaltmak içindir.

Gövde hücum açısının minimum sürüklemeye göre, kanat hücum açısının da ideal tasarım hücum açısına göre ayarlandığında kanat geliş açısının belirlenmesi için en uygun şartlardır.



Şekil 2.9. Kanat Hücum Açısı [26].

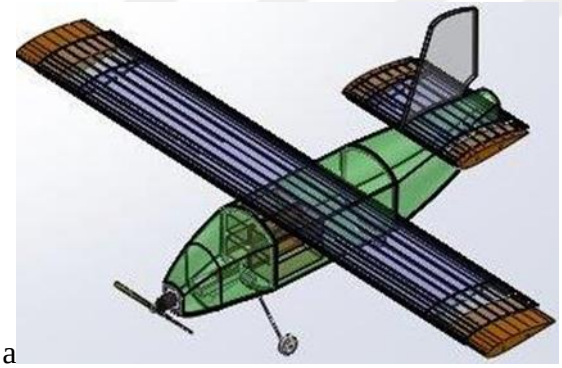
Bazı uçak modelleri hareketli yapıya sahip kanatlarla üretilmiştir. Böyle bir yapıya sahip uçakların kalkış ve iniş esnasında kanat hücum açısını artırabileceği için olumlu katkısı vardır. Yine düz uçuşta yüksek süratte seyahat eden bir uçak için sürüklemenin az olması isteneceği için kanat geliş açısı düşürülerek uçağa olumlu katkı sağlanabilir. Fakat ana taşıyıcı olan kanadın hareket ettirilerek geliş açısının değiştirilebilmesi için güçlü bir çalıştırıcıyla birlikte karmaşık bir sisteme ihtiyaç vardır [27].

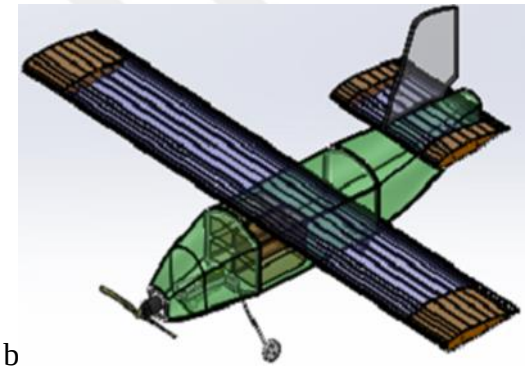
3. BÖLÜM

İNSANSIZ HAVA ARACIMIZ (ZANKA-II) VE YAPAY JET AKIŞ SİSTEMİ

3.1. İnsansız Hava Aracımız (ZANKA-II)

Yapay jet akışlı kontrol için kullanılan ZANKA-II tasarım uçağımızın görüntüleri ve özellikleri aşağıda detaylı olarak verilmiştir. ZANKA-II insansız hava aracı toplam 6.5 kg ve faydalı yük taşıma kapasitesi ise 3 kg' dır.

a 

b 

c 

d 

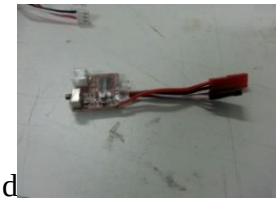
e

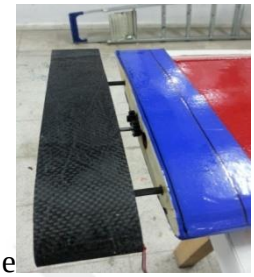
Şekil 3. 1. Hava Aracı: a-b. Katı Tasarım c-e. Farklı Bakış Açılarından Fotoğraflar (d Fotosu Hem Başkalaşım Hem de Başkalaşım Olmayan Kanat)

Uçak veya hava robotu kanatları, havadan robotun bir dizi uçuş koşulunda uçmasına izin veren bir uzlaşmadır, ancak yine de her durumdaki performans optimal değildir. Açılabilir kanatlar gibi mekanizmalar, uçuş sırasında geometrisini değiştirmek için bir kanat yüzeyinin kabiliyetini veren kanat uçları, araştırmacıları ve tasarımcıları son yıllarda ilgilendiren bu gerekli tasarım ödünleşmelerini azaltıyor. Kanat uçlarına mekanik elemanlar yerleştirilmesi ve kanat uçlarının uzaktan kumandası ile verilen sayısal değerlere göre yerleştirilmesi kanat alanını arttırır. Sistemin ana bileşenleri, indirgeyici mikro motor, iki eşit sayıda dişli, M3 sonsuz dişli ve çift yönlü mini fırçalama ESC' dir.

Sistem, daha önce listelenen öğelerin basit bir birleşiminden oluşmaktadır. Şekil 3.1 a-b' de verilen mikro motor, 6-9 V aralıkları arasında çalışan bir DC motor olup, 1.8 kg'lık bir tork oluşturur. İlgili motorun miline bir dişli motor monte edilmiştir. Bu dişli, bir rulman üzerine monte edilmiş ikinci bir dişli ile birlikte çalışır (bkz. Şekil. 3.1 c-d).

Rulmana monte edilen dişli çarkın iç kısmında serbest bırakılan M3 dişi bulunur. Uzaktan kumanda üzerinde tanımlanan, çift yönlü bir anahtarla ESC' ye gönderilen sinyal, motorun sağa veya sola dönüşünü sağlar. ESC iki yönlü bir devre olup, uzaktan kumanda anahtarı üzerinden doğrudan gelen sinyal iki şekilde çalışır (bkz. Şekil 3.2). Motor ve dolayısıyla mekanik sistemler dişlilerin dönüş yönüne göre hareket ederek öne veya arkaya bakar (bkz. Şekil 3.2 f). Bu hareket sonuçları, dış kalıp yöntemiyle üretilen kanat uç parçalarının ana bölüm üzerinde hareket ettirilmesiyle kanat alanının değiştirilmesini sağlar.

a  b  c  d 

e  f 

Şekil 3. 2. Başkalaşım Mekanizması: a-b. DC Motor ve Dişli Motor Şafta Monta Edilmiştir c. Servo Motorun Kanat Arkasına Yerleştirilmesi d. Elektronik Hız Kontrolorü e. Kanadın Genişleyen Parçalarının Montajı f. Kanadın Genişleyen Kısmının 3D Görünümü.

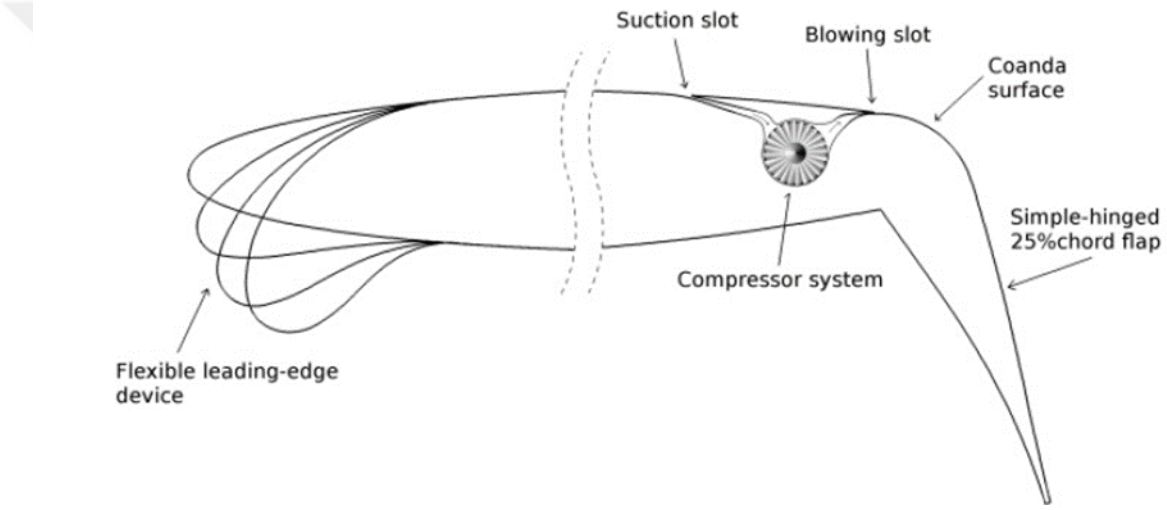
Tablo 3. 1. Hava Aracımızın (ZANKA-II) Teknik Özellikleri

Özellikler	**Boyut**
Toplam Ağırlık	6.5 kg
Etkin Ağırlık	3 kg
Kanat Uzunluğu	1.6 m
Kanat Veteri	25 cm
Kanat Açıklık Oranı	6.4
Motor	Brushless DC Motor
Teorik Maksimum İrtifa	30 km
Teorik Maksimum Havada Kalış Süresi	0.5 h
Maksimum Dayanıklılık İçin Gerekli Hız	50 km/h

Tablo 3.1 de ZANKA-II nin teknik özellikleri detaylı olarak verilmiştir.

3.2. Aerodinamik Kontrol İçin Yapay Jet Akışı

Aktif akış kontrolü, yakıt tüketimini ve hava emisyonları ile ilgili problemleri azaltmak için önemli çözümlerden biridir. Farklı akış kontrol teknikleri aerodinamik performans değerlerini iyileştirmek için kanat üzerinde hücum açıları değişimine göre farklı konumlara uygulanmıştır. Bununla birlikte aktif akış kontrolü elde etmek için belirli seviyede enerji harcanması gerektiğinden hala önemli derecede problemlerle karşılaşılmaktadır. Bu makalede yapılan çalışmalar bu tür çalışmalar için referans olacak niteliktedir.



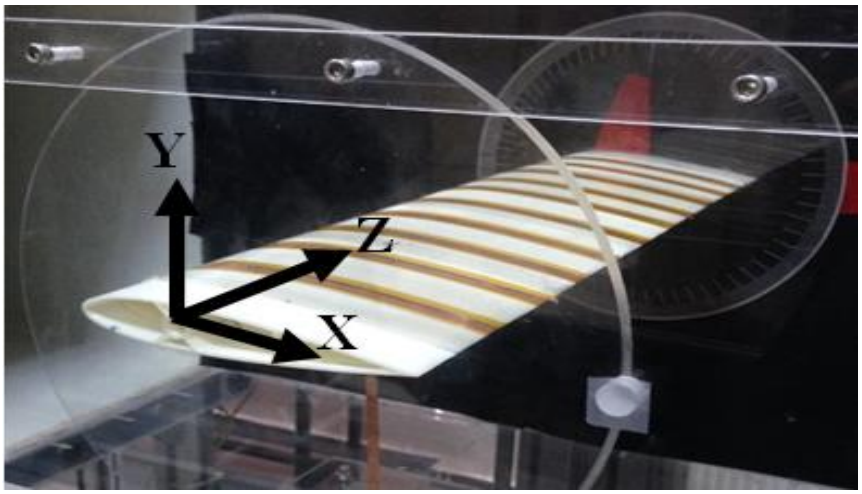
Şekil 3. 3. Yüksek Taşıma Kuvveti Konfigürasyonu [28].

Burada araştırılan aktif yüksek taşıma konfigürasyonu bir Coanda kanadı üzerine kuruludur. Flap yüzeyinden akış ayrılmasını önlemek için, saptırılmış basit menteşeli bir kapağın emme tarafı üzerine teğetsel olarak ince bir hava püskürtülür. Bu cihaz hava folyosu çevresinde dolaşımı önemli ölçüde arttırarak ön kenardaki emme pikini azaltmak ve stalla uğrayacağı hücum açısını artırmak için öncü bir cihaza ihtiyaç duyulmaktadır. Bu amaçla mevcut konfigürasyonun ön kenarı esnek bir sarkık burun cihazı ile donatılmıştır. Coanda jeti için gereken sıkıştırılmış hava, kanadın altına kanat içine entegre edilmiş bir dizi kompakt elektrikli kompresör tarafından sağlanır. Şekil 3.3’ de verilen yüksek taşıma kuvveti konfigürasyonu ile hücum kenarının esnek yapısı, emme ve üfleme bölgesi ve bu emme ve üfleme işlemini gerçekleşmesi için gereken sıkıştırılmış havanın konumu açıkça verilmiştir. Tasarımı yapılan bu şekil ile hava aracının aşağıda verilen parametreleri iyileştirebilecektir [29].

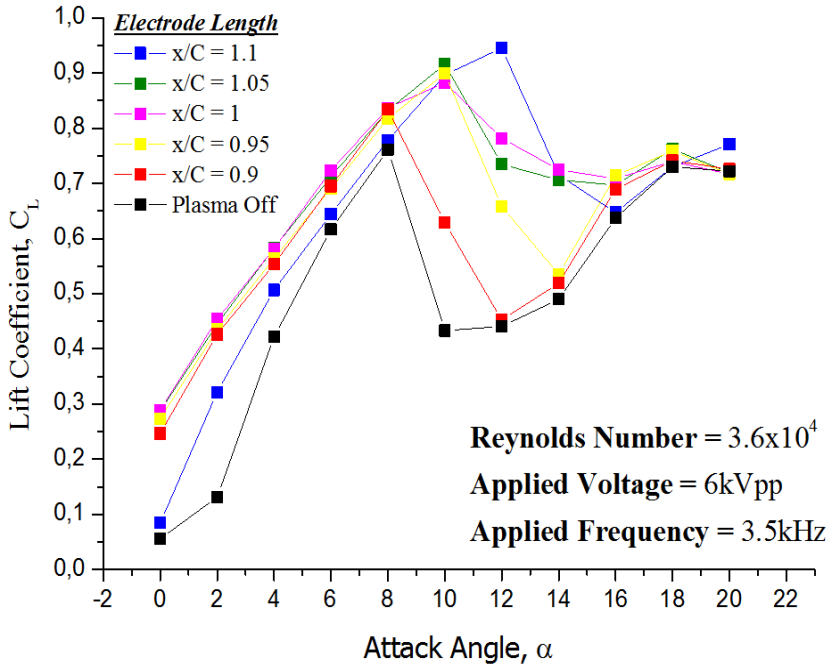
- Yüksek taşıma katsayısı ve yüksek hücum açılarında maksimum taşıma kuvveti
- Emme kanalının sonunda yüksek basınç kazanımı

3.3. Plazma Esaslı Uçuş Destek Sistemleri

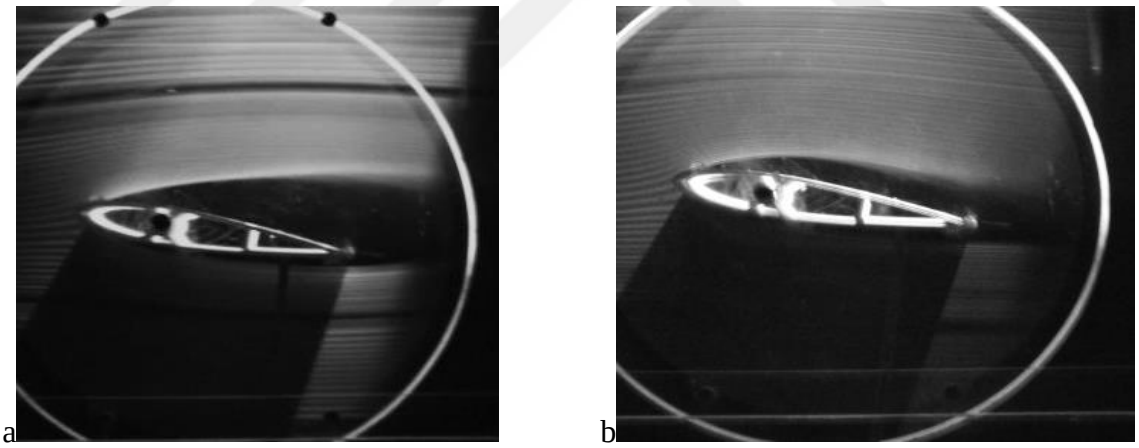
- Plazma yardımı ile uçaklarda taşıma kuvvetinin arttırılması
  Yakıt tasarrufu
  Daha kısa pistte etkin güvenli kalkış
  Daha yüksek tonajda yükle kalkış
- Plazmanın stol (durma) açısını ötelemesi
  Daha kısa pistte etkin güvenli kalkış
  Yüksek manevra kabiliyeti
  Savaş uçaklarında it dalaşında manevra avantajı ve üstünlük sağlama
- Plazma yardımı ile sürükleme kuvvetinin azaltılması
  Yakıt tasarrufu
  Güvenli kalkış
- Plasma etkisi ile uçak kanatlarına etki eden türbülansın azaltılması
  Gövde deformasyonlarını azaltma
  Uçak ömrü uzatma
  Uçuş konforunu artırma
  Uçak stabilitesini artırma
  Hava alanlarının daha verimli ve yüksek kapasitede kullanımına olanak sağlama (Uçak arkası türbülansı azaltma etkisi sebebi ile)



Şekil 3. 4. Kanat Profilinde Plazma Etkisi [30].



Şekil 3. 5. Plazma Etkisinin Taşıma Katsayısına Etkisi [30].



Şekil 3. 6. Plazma Etkisi: a)Plazma Etkisi Yok, b)Plazma Etkisi Var[30].

Aktif akış kontrol yöntemi olan plazma aktüatörler uygulama alanı açısından önemli avantajlara sahip olduğundan son yıllarda bu konu üzerine yapılan çalışmalar artmaktadır. Cisimler etrafındaki akışın kontrolünde kullanılan plazma aktüatörlerin akış alanındaki akış yapısının değişimi için anlık uygulamaya sahip olması, hızlı tepki süresi ile aktif edilmesi ve cismin geometrik yapısında değişikliğe sebebiyet vermemesi vb. avantajlardan dolayı aerodinamik uygulamalarında önemli bir yere sahiptir. Plazma aktüatörlere yüksek voltaj uygulanması neticesinde ortamda bulunan havayı kırarak

indirgenmiş akış elde edilmektedir. Bu akışın cisimler etrafında meydana gelen hava akışına doğrudan etki etmesi ile cisimler üzerine etki eden aerodinamik kuvvetlerede doğrudan etki etmektedir. Literatürdeki çalışmalar göz önüne alındığında, bu etkileşim ile uçak kanadının sürükleme katsayısında azalma, taşıma kuvvetinde artma ve akış ayrılmasında geciktirme olduğu bilinmektedir. Bu iyileştirmeler yapılırken plazma aktüatörlerin elektrot geometrisi lineer olarak uçak kanadı yüzeyine yerleştirilen bir yapıdadır. Plazma aktüatörler herhangi bir mekanik parçaya ihtiyaç duyulmamasından, hızlı tepki sürelerinden ve model yapısına kolaylıkla bütünleşebilmesinden dolayı aktif akış kontrol yöntemlerinde önemli bir yere sahiptir. Bu avantajlara rağmen düşük çıktı kapasitesinden dolayı pratik uygulamalarda yeteri kadar etkinliğe sahip olamamaktadır. Çıktı kapasitesinin gelişimi plazma aktüatörlerin performansının arttırılması ile mümkündür. Literatürde bu performansın arttırılması için dielektrik malzeme, dielektrik malzeme kalınlığı, giriş voltajı sinyal türü, uygulama frekansı, uygulanan elektrot sayısı ve plazma aktüatör elektrot geometrisi gibi parametreler incelenmektedir.

4. BÖLÜM

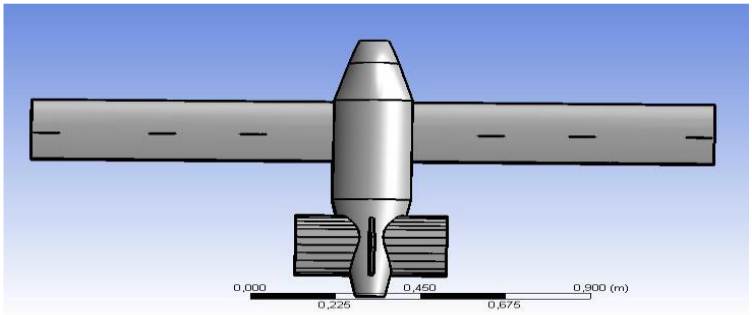
YAPAY JET AKIŞLI ÜFLEMENİN SAYISAL YÖNTEMİ VE SONUÇLARI

4.1. Sayısal Yöntem

Hava aracının uçuş performansı, aerodinamik burun ve kuyruk konisi optimizasyonu uygulayarak Ansys Fluent programında incelenmiştir. Hava aracı 4m kanat açıklığına ve 1.06 m gövde uzunluğuna sahiptir. Bütün simülasyon çalışmaları 33.3 m/s hızında, 1.036 kg/m^3 yoğunluğunda ve 1.5111x10-5 m^2/s kinematik viskozite değerlerinde yapılmıştır. Hava aracının hücum açısı değişimi ise -4 dereceden 16 dereceye kadar değişmiştir. Türbülanslı akış olarak çalışılmış ve standart k-ε türbülans modeli seçilmiştir. Bütün çözüm değişkenliklerinde first order upwind discretization scheme kullanılmıştır. Yakınsama kriter değeri 1e-06 olarak hedeflenmiştir.

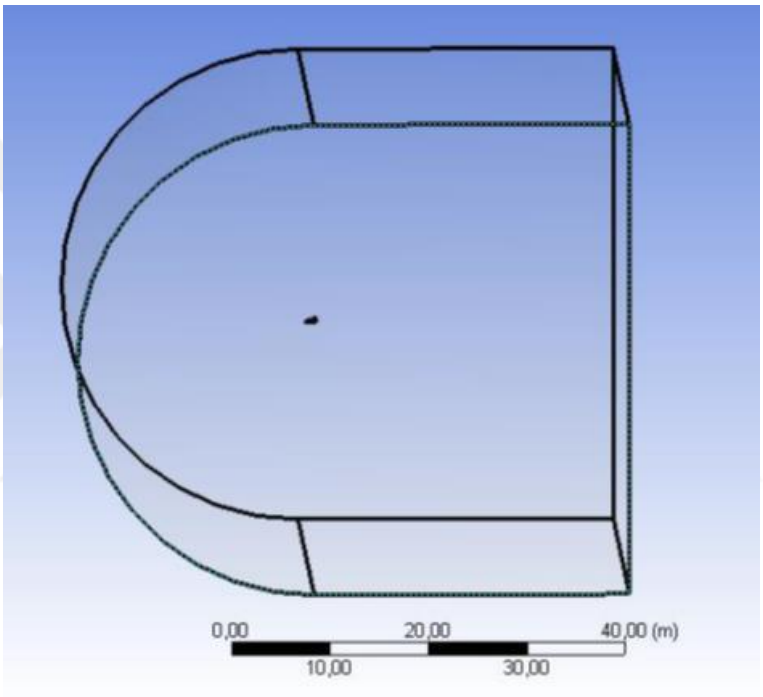
4.2. Materyal ve Yöntem

Aktif akış kontrolü çalışması için 5 farklı konfigürasyon belirlenmiştir. Bunlar orjinal olan C ile sadece üfleme basınçları farklı olan C_1, C_2, C_3, C_4 konfigürasyonlarıdır. C_1, C_2, C_3, C_4 konfigürasyonları için basınç çıkış değerleri sırasıyla 25030, 50065, 100130 ve 200260 pa olacak şekilde çalışılmıştır.



Şekil 4. 1. Üfleme Noktaları Yerleşimi

Analiz, düz uçuştaki ortam şartlarına göre 1,8 metre kanat açıklığına ve NACA 2415 profili kullanılarak oluşturulan dikdörtgen görünümlü kanada sahip hava aracı için bir hesaplamalı akışkanlar dinamiği programı olan Fluent ile yürütülmüştür. Belirlenen düz uçuş şartları 16 m/s hız ile 100 metre irtifadaki ortam şartlarıdır. Analiz sonuçlarının doğruluğunun sağlanabilmesi için Şekil 4.2' deki gibi hava aracı uzunluğundan 20 kat daha büyük hesap bölgesi oluşturulmuştur. Sayısal simülasyon bu program yardımıyla yapılmıştır [31]. Böylelikle hesap bölgesinden bağımsızlık sağlanmıştır.



Şekil 4. 2. Hesap Bölgesi

Ağdan bağımsızlığın sağlanabilmesi için farklı sayı ve kalitelerde ağ yapıları oluşturulmuş ve farklı iterasyon sayılarında sonuçlar elde edilmiştir. Bu sonuçlara göre en uygun iterasyon sayısına ile ağ yapısı özelliklerine karar verilmiş ve bu değerler Tablo 4.1' de gösterilmiştir. Bundan sonraki bütün analizler bu değerler göz önünde bulundurularak yürütülmüştür.

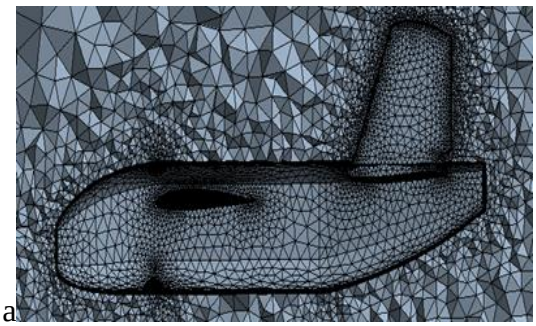
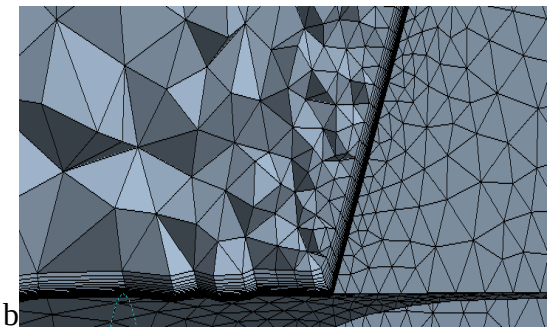
Tablo 4. 1. Ağ Yapısı Özellikleri

Özellik	Değer
Minimum Eleman Büyüklüğü	0.005 m
Minimum Yakınlık Büyüklüğü	0.005 m
Maksimum Büyüklük	1.6 m
Maksimum Yüz Büyüklüğü	0.80 m
Büyüme Oranı	1.20
Normal Eğri Açısı	18°
Ağ Yöntemi	Hibrit

Tablo 4. 2. Optimum Değerler

Ağ Sayısı	Maksimum Skewness Değeri	Iterasyon Sayısı
3 598 916	0.92626	1600

En önemli unsurlardan biri, hesap bölgesinde oluşturulan ağ yapısının sayısı ve kalitesidir. Ağ yapısı oluşturulurken hibrit yapı tercih edilmiş ve Şekil 4.3' te geçiş bölgesi görülmektedir. Ağ yapısı değerleri Tablo 2' de bahsedildiği gibidir.

a  b 

Şekil 4. 3. Ağ Yapısı ile İlgili Görseller.

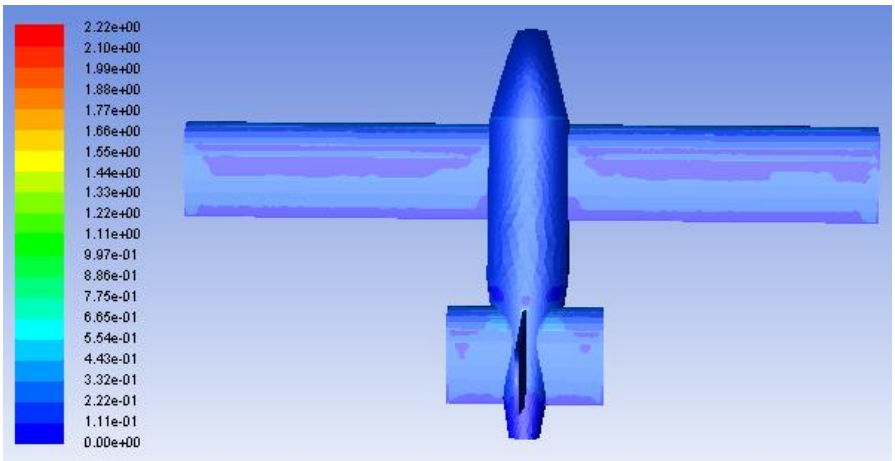
Ağ yapısı belirlendikten sonra analize başlamadan önce düz uçuş ortam şartlarının oluşturulabilmesi için akışkanın (havanın) 100 feet irtifadaki yoğunluğu, sıcaklığı ve basıncı belirlenerek programa girilmiştir. [32, 33]. Akışın Reynolds sayısı hesaplanmış

buna göre de literatürdeki çalışamalar incelenerek akış analizi için türbülans modeli olarak k-w SST tercih edilmiştir [34, 35] Hava aracının düz uçuş hızı olarak 16.97 m/s belirlenmiştir.

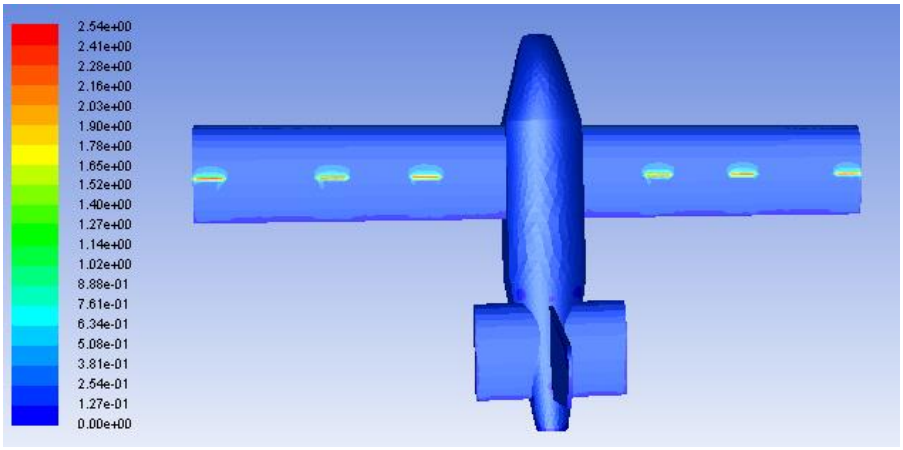
Tablo 4. 3. Akışkan Özellikleri

Akışkan Özelliği	Değer
ρ (Yoğunluk)	1.213 kg/m^3
T (Sıcaklık)	287 K
P (Basınç)	100130 N/m^2

Hesap bölgesi ile ağdan bağımsızlık sağlandıktan sonra dikkat edilen diğer nokta iterasyon sayısıdır. Yapılan iterasyonlar sonucunda 1600 iterasyonun yeterli olduğu görülmüş ve her bir analiz bu iterasyon değeri ile yapılmıştır. Ayrıca her bir konfigürasyon için -4, 0, 4, 8, 12, 16 derece olmak üzere altı farklı hücum açısı için analizler yapılmıştır. Analiz sonuçlarında duvar (hava aracı) üzerinde yeteri kadar yakınsamanın olup olmadığı ile ilgili kullanılan türbülans modelinin bir özelliği olarak kıstas kabul edilen y+ değerleri Şekil 4.4 ve 4.5' te görüldüğü gibi 5' ten küçük olacak şekilde elde edilmiştir.



Şekil 4. 4. C Konfigürasyonu y+ Değeri.



Şekil 4. 5. C_1 Konfigürasyonu y+ Değeri.

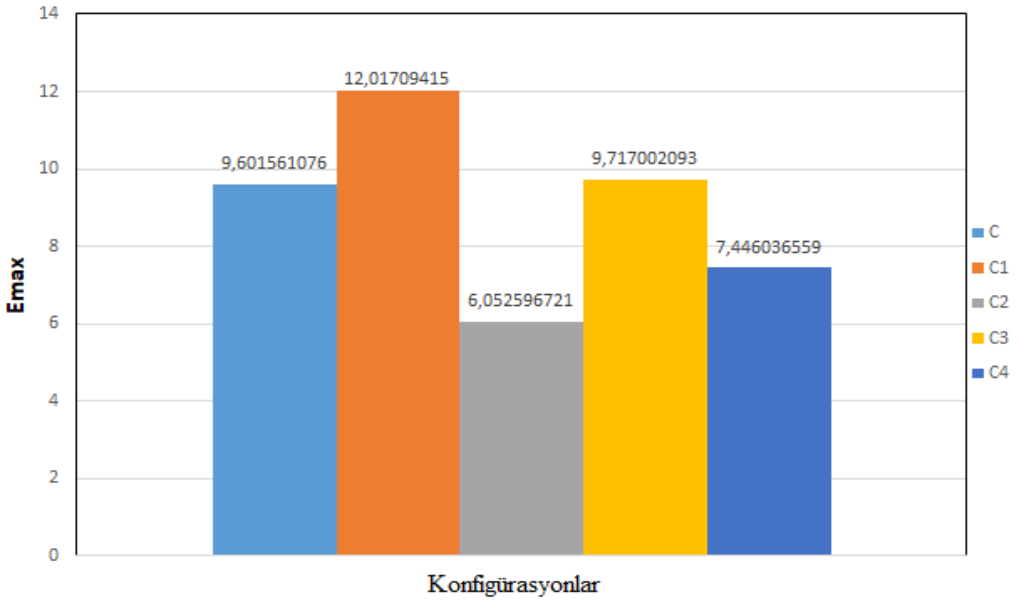
Analizler sonucunda elde edilen C_L ve C_D değerleri kullanılarak aşağıdaki formule göre E_{max} değeri hesaplanmış ve bütün konfigürasyonların toplam performansındaki değişim karşılaştırılmıştır [36].

$$E_{max} = {1}/{2\sqrt{k\, C_{D_0}}} \tag{4.1}$$

- k: İndüklenmiş sürükleme katsayısı.
- C_{D_0}: Parazit sürükleme katsayısı.

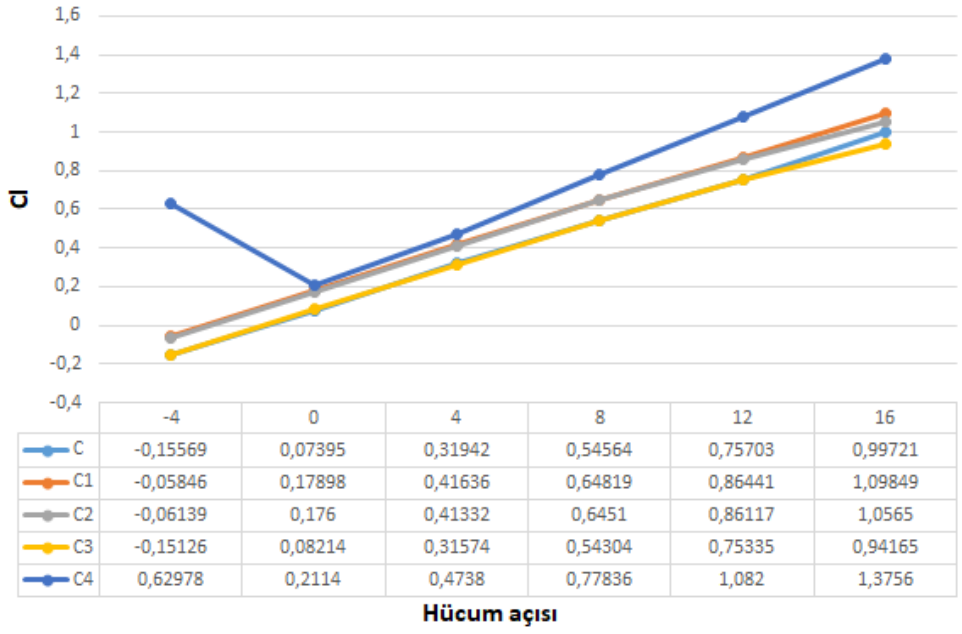
4.3. E_{max} Değerlerinin Karşılaştırılması

Toplam performanstaki değişim hakkında fikir sahibi olunabilmesi için şekil 4.6 daki E_{max} değerlerinin karşılaştırılması yapılmıştır. C_1 ile C_3 konfigürasyonları hava aracının orjinal hali olan C ile karşılaştırıldığında toplam düz uçuş performansında iyileşme meydana geldiği görülmektedir. Aksine C_2 ve C_4 konfigürasyonlarında performans kaybı olduğu anlaşılmaktadır. En yüksek kayıp C_2 de meydana gelirken en yüksek kazanç ise C_1 de oluşmaktadır. C_1 konfigürasyonu ile % 33' lere kadar performans artışı elde edilebilmektedir.



Şekil 4. 6. E_{max} Değerleri [37].

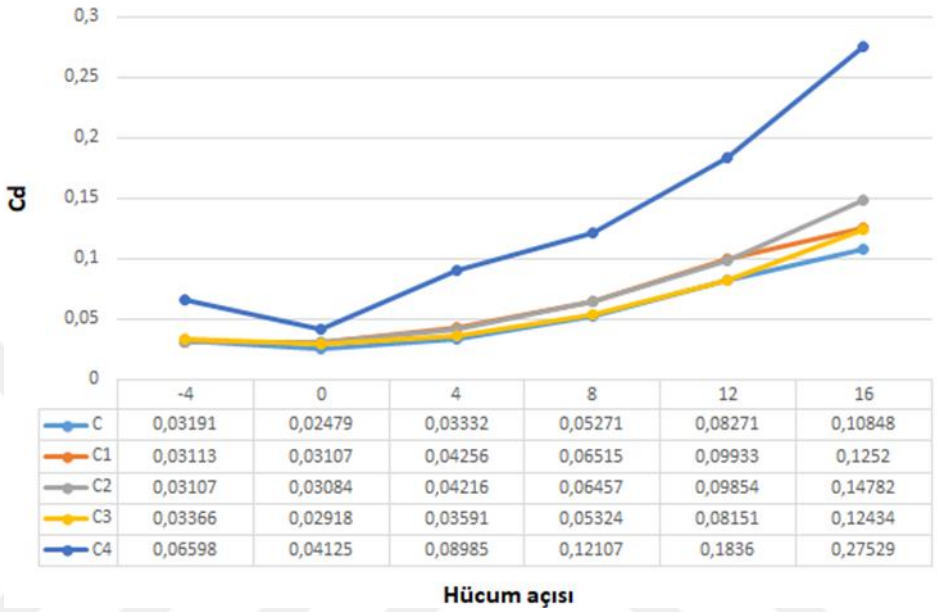
Şekil 4.7' den görüldüğü üzere C_L deki en yüksek değişim C_4 konfigürasyonu ile elde edilmiştir. C_4 konfigürasyonunun -4 derecedeki hücum açısı hariç diğer bütün konfigürasyonların her bir hücum açısındaki artışla birlikte beklenildiği gibi taşıma katsayısında da düzenli bir artışın olduğu anlaşılmaktadır.



	-4	0	4	8	12	16
C	-0,15569	0,07395	0,31942	0,54564	0,75703	0,99721
C1	-0,05846	0,17898	0,41636	0,64819	0,86441	1,09849
C2	-0,06139	0,176	0,41332	0,6451	0,86117	1,0565
C3	-0,15126	0,08214	0,31574	0,54304	0,75335	0,94165
C4	0,62978	0,2114	0,4738	0,77836	1,082	1,3756

Şekil 4. 7. Her Bir Konfigürasyon İçin C_L Katsayısındaki Değişimler [37]

Taşıma katsayısında olduğu gibi sürükleme katsayısında da en yüksek değerler C_4 konfigürasyonunda elde edilmiştir. -4 derece hücum açısında C, C_1, C_2 ve C_3 konfigürasyonlarının hemen hemen hepsinin C_D değerlerinin aynı büyüklükte olduğu Şekil 4.8' den görülebilmektedir.



	-4	0	4	8	12	16
C	0,03191	0,02479	0,03332	0,05271	0,08271	0,10848
C1	0,03113	0,03107	0,04256	0,06515	0,09933	0,1252
C2	0,03107	0,03084	0,04216	0,06457	0,09854	0,14782
C3	0,03366	0,02918	0,03591	0,05324	0,08151	0,12434
C4	0,06598	0,04125	0,08985	0,12107	0,1836	0,27529

Şekil 4. 8. Her Bir Konfigürasyon İçin C_D Katsayısındaki Değişimler [37].

[37] numara ile verilen referanslar Improvement of Wingtip Vortices with Active Flow Controller Having Several Blowing Points isimli uluslararası bildiri olarak 8. International Advanced Technologies Symposium kongresinde sunulmuştur.

5. BÖLÜM

TARTIŞMA, SONUÇ VE ÖNERİLER

5.1. Tartışma ve Sonuçlar

Yapılmış olan bu sayısal analiz çalışmasında kanat üzerinde oluşturulan basınçlı hava çıkışı yardımı ile özellikle toplam verimin en iyi olarak elde edildiği C_1 konfigürasyonu için hem sürükleme katsayısında hem de taşıma katsayısında artış olduğu belirlenmiştir. C_1 ile C_3 konfigürasyonları hava aracının orjinal hali olan C ile karşılaştırıldığında toplam düz uçuş performansında yani E_{max} değerlerinde iyileşme meydana geldiği görülmektedir. Aksine C_2 ve C_4 konfigürasyonlarında E_{max} değerinde azalma dolayısıyla performans kaybı olduğu anlaşılmaktadır. En yüksek E_{max} kaybı C_2 de meydana gelirken en yüksek kazanç ise C_1 de oluşmaktadır. C_1 konfigürasyonu ile % 33' lere kadar performans artışı elde edilebilmektedir.

Bu değişimlerle birlikte E_{max} sonuçları dikkate alındığında toplam verimde gözle görülür bir iyileşmenin meydana geldiği anlaşılmaktadır. Kanat üzerindeki harici aktif akış ile kanat üstü girdaplarının azaltılması çalışmasında harici hava basıncındaki değişikliklerin toplam verimde meydana getirmiş olduğu farklılıklar ortaya çıkarılmıştır. Kısacası oluşturulan üflemenin büyüklüğü de toplam verim üzerinde etkili olmaktadır.

5.2. Öneriler

- Üflemenin büyüklüğü toplam verimi etkilediği için farklı büyüklüklerde üfleme değerleri denenebilir.
- Kanat üzerinde yapılan üfleme ile birlikte kanat altında emme işlemi uygulanabilir.
- Yapılan uygulamalar gerçek uçaklarda denenebilir.

- Yapılan uygulamalar farklı irtifa ve basınç değerlerinde ölçümler alınarak en optimum değerler bulunabilir.

KAYNAKLAR

1. Kanat, O.O, Kurban, A.O. and Korpe, D.S., The aerodynamic effects of the using curved wingtip devices on horizontal tail, 2016.

2. Oktay, T., Uzun, M. and Kanat, O.O., Improvement of wingtip vortex with active flow control technique, 2th International Defense Industry Symposium (IDEFIS 2017), Kırıkkale, Turkey, 6-8 April, 2017.

3. Kral, L. D., Active flow control technology, St. Louis, Missouri, Washington University, ASME Fluids Engineering Division Technical Brief.

4. Austin, R., Unmanned aircraft systems, Wiley, 2010.

5. Bento, M. F., Unmanned aerial vehicles: An Overview. Working papers, 2008.

6. Xuetao, Z., UAV Design and Manufacture, BS Thesis, 2010.

7. Brezillon, J., Gauger, N.R., 2D and 3D aerodynamic shape optimization using the adjoint approach. **Aerospace Science and Technology 8**. (715–727), (2004)

8. Abbas, A., Vicente, J de., Valero, E., Aerodynamic technologies to improve aircraft performance. Aerospace Science and Technology 28. 100-132 (2013)

9. Kontogiannis, Spyridon G., Ekaterinaris, John A., Aerospace Science and Technology 29. 3339-350 (2013)

10. Panagiotou, P., Kaparos, P., Yakinthos, K., Aerospace Science and Technology 39. 190-205 (2014)

11. Brezillon, J., Gauger, N.R., 2D and 3D aerodynamic shape optimization using the adjoint approach. Aerospace Science and Technology 8. (715–727), (2004)

12. Abbas, A., Vicente, J de., Valero, E., Aerodynamic technologies to improve aircraft performance. Aerospace Science and Technology 28. 100-132 (2013)

13. Kontogiannis, Spyridon G., Ekaterinaris, John A., Design, performance evaluation and optimization of a UAV. Aerospace Science and Technology 29. 3339-350 (2013).

14. Dghim, M. and Ferchichi, M., The structure and development of a wing tip vortex under the effect of synthetic jet actuation, Zurich Switzerland Jan 12-13, 18(1) Part V, 2016.

15. Yagiz, B., Kandil, O. and Pehlivanoglu, Y. V., Drag minimization using active and passive flow control techniques, Aerospace Science and Technology, 17; 21-31, 2012.

16. Guoqing, Z., Qijun, Z., Yunsong, G. and Xi, C., Experimental investigations for parametric effects of dual synthetic jets on delaying stall of a thick airfoil, Chinese Journal of Aeronautics, 29(2); 346-357, 2016.

17. Oktay, T. and Kanat, O.O., A Review of Aerodynamic Active Flow Control, 8th International Advanced Technologies Symposium (IATS' 17), Elazığ, Turkey, 19-22 October, 2017.

18. Leifsson, L., Ko, A., Mason, W. H., Schetz, J. A., Grossman, B. and Haftka, R. T., Multidisciplinary design optimization of blended-wing-body transport aircraft with distributed propulsion, Aerospace Science and Technology, 25; 16-28, 2013.

19. Web page: **http://slideplayer.com/slide/download**/(Erişim tarihi, Eylül 2017)

20. Benson, T., 2014. (Web page: Wright.nasa.goc/airplane/ac.html), (Erişim Tarihi: Ağustos 2017).

21. Kundu, A., 2010. Aircraft Design. Cambridge University Press, Cambridge, 650 pp.

22. Houghton, E. L., Carpenter, P. W., 2003. Aerodynamics for Engineering Students Fifth Edition. Butterworth-Heinemann, Oxford, 614 pp.

23. **http://hyperphysics.phy-astr.gsu.edu/hbase/Fluids/airfoil.html**/(Erişim tarihi, Eylül 2017)

24. **http://rralvina.blogspot.com.tr/2013/03/aerodinamika-wing.html**/(Erişim tarihi, Eylül 2017)

25. Hull, D. G., 2007. Fundamentals of Airplane Flight Mechanics. Springer Berlin Heidelberg, New York, 310 pp.

26.Angle of incidence. (Web page: https://en.wikipedia.org/wiki/Angle_of_incidence_(aerodynamics)), (Date accessed: September 2016).

27. Vinh, N. X., 1993. Flight Mechanics of High-Performance Aircraft. Cambridge University Press, Cambridge, 401 pp.

28. Raymer, D. P., 1992. Aircraft Design: A Conceptual Approach. American Institute of Aeronautics, Washington, 391 pp.

29. M. Burnazzi, R. Radespiel, Synergıes Between Suctıon And Blowıng For Actıve Hıgh-Lıft Flaps Https://Www.Researchgate.Net/Publication/270596994

30. H. Akbıyık, H. Yavuz, Y.E. Akansu, 2015, Investigation of the effect of the plasma actuators vertically placed on the spanwise of NACA0015 airfoil, 8 th International Exergy, Energy and Environment Symposium (IEEES-8), May 1-4, 2016, Antalya, Turkey

31. Ma, X., Guo, H., Fan, Z. and Zhang, L., Investigating of simulation methods for synthetic jet, Procedia Engineering, 31; 416-421, 2012.

32. Snorri, G., General aviation aircraft design: applied methods and procedures. Butterworth-Heinemann-Elsevier, USA, 1029, 2014.

33. Nelson, R.C., Flight stability and automatic control, The McGraw-Hill Companies, Singapore, 7, 1998.

34. Cengel, Y.A., Cimbala, J.M., Akıskanlar mekanigi temelleri ve uygulamaları, No-bel Matbaacılık, İstanbul, 939, 2008.

35. Ansys Fluent Theory Guide 2013.

36. Vinh, N. X., Flight mechanics of high-performance aircraft, Cambridge University Press, Cambridge, 55, 1993.

37. Oktay, T., Kanat, O.O. and Ceyhan, A., Improvement of Wingtip Vortices with Active Flow Controller Having Several Blowing Points, 8th International Advanced Technologies Symposium (IATS' 17), Elazığ, Turkey, 19-22 October, 2017.

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı, Soyadı: aziz CEYHAN
Uyruğu: Türkiye (TC)
Doğum Tarihi ve Yeri: 01 Haziran 1988, GERGER
Medeni Durumu: Evli
Tel: +90 534 694 39 69
E-mail: azizceyhan34@gmail.com
Yazışma Adresi: Havaalanı mah. Güngör sok no 53 kat 2 atışalanı Esenler /İSTANBUL

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Lisans	ERÜ S.H.Y.O Uçak Gövde-Motor	2015
Lise	Kahta Lisesi, Kahta/ADIYAMAN	2005

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2015- 2017	Türk Hava Yolları Teknik AŞ	Hat Bakım Teknisyeni

BİLGİSAYAR DİLİ

Matlab, Autocad, Ansys Fluent, , Microsoft Ofis

YABANCI DİL

İngilizce
Çince