

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

VTOL İHA'NIN KANAT BAĞLANTI AÇILARININ İNCELENMESİ

Hazırlayan
Emre YAZAR

Danışman
Doç. Dr. Emre ACAR

Yüksek Lisans tezi

Mart 2018

KAYSERİ

**T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI**

**VTOL İHA'NIN KANAT BAĞLANTI
AÇILARININ İNCELENMESİ**

(Yüksek Lisans Tezi)

**Hazırlayan
Emre YAZAR**

**Danışman
Doç. Dr. Emre ACAR**

**Mart 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.

Emre YAZAR

İmza :

Yazara Emre

Yazara Emre

YÖNERGEYE UYGUNLUK

“VTOL İHA’NIN KANAT BAĞLANTI AÇILARININ İNCELENMESİ” adlı
Yüksek Lisans tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma
Yönergesi ’ne uygun olarak hazırlanmıştır.

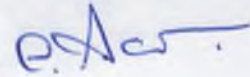
Tezi Hazırlayan

Emre YAZAR



Danışman

Doç. Dr. Emre ACAR



Sivil Havacılık ABD Başkanı

Prof. Dr. İlker YILMAZ

Doç. Dr. Emre ACAR danışmanlığında **Emre YAZAR** tarafından hazırlanan “**VTOL İHA’NIN KANAT BAĞLANTI AÇILARININ İNCELENMESİ**” adlı bu çalışma, jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Sivil Havacılık Anabilim Dalında **Yüksek Lisans** tezi olarak kabul edilmiştir.

08 /03 /2018

JÜRİ:

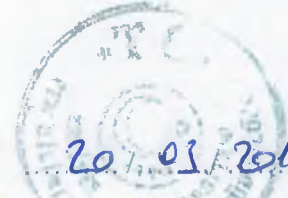
Danışman : Doç. Dr. Emre ACAR

Üye : Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

Üye : Yrd. Doç.Dr. Burak BAL

ONAY:

Bu tezin kabulü Enstitü Yönetim Kurulunun 20/03/2018 tarih ve 2018/13-03 sayılı kararı ile onaylanmıştır.



Prof. Dr. Mehmet AKKURT

Enstitü Müdürü

ÖNSÖZ / TEŞEKKÜR

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

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.

Emre YAZAR

Kayseri, Mart 2018

VTOL İHA'NIN KANAT BAĞLANTI AÇILARININ İNCELENMESİ

Emre YAZAR

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü

Yüksek Lisans Tezi, Mart 2018

Danışman: Doç. Dr. Emre ACAR

ÖZET

Bu tez çalışmasında, dikey iniş kalkış yapabilen insansız bir hava aracının aerodinamik olarak daha verimli uçuş yapabilmesi için kanadının bağlantı açılarının en optimum şekilde monte edilmesi çalışması uygulanmıştır. Hava araçlarının verimli uçuş gerçekleştirebilmesi ve hava akışını en iyi şekilde kullanabilmesi için aerodinamik etkinliğinin en iyi olması gerekmektedir. Bu bakışla insansız hava aracımızın ok açısı, dihedral açısı, burulma açısı ve sivrilme oranları farklı kombinasyonlarda denenerek aerodinamik verimliliği artırılmaya çalışılmıştır.

Bu çalışmada, dikey bir şekilde iniş ve kalkış yapabilen (VTOL) bir insansız hava aracı tasarlanmıştır. Hava aracı 4 motorlu, 1 kg faydalı yük taşıma kapasitesinde ve azami ağırlığı ise 4.5 kg dır. Gövde uzunluğu 1.45 m, kanat açıklığı 1.3 m ve kullanılan kanat profili ise SD7034 dür.

Hava araçlarında kanadın birçok önemli görevi olduğu için en makul şekilde kullanılması ve tasarlanması gerekmektedir. Bağlantı açıları, yüksek taşıma araçları veya hareketli kanat kullanımı gibi aerodinamik etkinliği değiştirecek etkenler olumlu ve olumsuz yönleri ile bu çalışmada incelenmiştir. Bağlantı açılarının incelenmesi sayısal olarak Ansys Fluent programında 5 farklı hücum açısı değişiminde incelenmiştir.

Çalışma sonucunda 0-8 derece arasında ok açısı incelenmiş olup en iyi aerodinamik değer 0 derece olduğu, dihedral açısı aynı şekilde 0-8 derece arasında incelenmiş ve 0 derece optimum elde edilmiştir, burulma ise 10-15-20 açılarında kanat uç kısmı burulmuştur ve 10 derece burulma en iyi değeri verdiği görülmüştür ve son olarak sivrilme oranı değişimi uygulanmıştır. Sivrilme oranında kanat alanı sabit kalıp kök veteri artırılarak uç veteri azaltılmıştır. Bu durumda en iyi aerodinamik değeri ilk duruma göre 1.5 kök veteri ve 0.5 uç veterinden elde edilen kanat tasarımı vermiştir.

Anahtar Kelimeler: Aerodinamik, Aerodinamik Etkinlik, VTOL

INVESTIGATION OF WING CONNECTIONS OF VTOL IHA

Emre YAZAR

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences

M. Sc. Thesis, March 2018

Thesis Advisor: Associate Professor Emre ACAR

ABSTRACT

In this thesis, a study was carried out to optimize the connection of the wing of the wing so that an unmanned aerial vehicle capable of vertical landing and departure can make aerodynamically more efficient flight. The aerodynamic efficiency must be the best so that aircraft can efficiently fly and use the airflow in the best possible way. From this point of view, we tried to increase the aerodynamic efficiency of our unmanned aerial vehicle by trying different combinations of sweep angle, dihedral angle, taper ratio and twisting angles.

In this study, an unmanned aerial vehicle capable of landing and departing vertically (VTOL) was designed. The aircraft is equipped with 4 motors with a load carrying capacity of 1 kg and a maximum weight of 4.5 kg. The body length is 1.45 m, the wing opening is 1.3 m and the used wing profile is SD7034.

Because the wing is a very important task in air vehicles, it has to be designed and used in the most reasonable way. Factors that change the aerodynamic efficiency, such as connection angles, high transport vehicles or the use of moving wings, have been examined in this study in terms of both positive and negative aspects. Inspection of the connection points was numerically investigated in 5 different attack angles in the Ansys Fluent program.

At the end of the study, the angle of the sweep between 0-8 degrees was examined and the best aerodynamic value was 0 degree, the dihedral angle was examined between 0-8 degrees and the optimum was obtained at 0 degrees, the torsion was twisted at 10-15-20 degree, 10 degrees torsion has been shown to give the best value and finally the taper ratio is changed. At the taper ratio change, the wing area is fixed and the root chord is increased and the tip chord is reduced.

Anahtar Kelimeler: Aerodynamics, Aerodynamic Efficiency, TUAV

İÇİNDEKİLER

VTOL İHA'NIN KANAT BAĞLANTI AÇILARININ İNCELENMESİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK	ii
YÖNERGEYE UYGUNLUK.....	iii
KABUL VE ONAY SAYFASI.....	iv
TEŞEKKÜR.....	v
ÖZET.....	vi
ABSTRACT.....	vii
KISALTMALAR VE SİMGELER.....	xii
TABLOLAR LİSTESİ.....	xiii
ŞEKİLLER LİSTESİ	xiv

1.BÖLÜM

GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1 Giriş	1
1.2. Uçağa Etkiyen Yükler.....	1
1.2.1. Ağırlık	1
1.2.2 Taşıma Kuvveti	2
1.2.3 Sürüklenme Kuvveti	2
1.2.4 İtme Kuvveti.....	3
1.3. Kanat Tasarım Parametreleri.....	3

1.3.1 Kanat Sayısı	4
1.3.2. Kanadın Düşey Pozisyonu	5
1.3.3 Kanat Profili	7
1.3.4 Kanadın Gövdeyle İlişkisi, Açısı	7
1.3.5 Açıklık Oranı	8
1.3.6 Sivrilme Oranı	9
1.3.7 Ok Açısı	10
1.3.8 Burkulma Açısı	12
1.3.9 Dihedral Açısı	12
1.3.10 Yüksek Taşıma Araçları	13

2. BÖLÜM

MATERYAL VE YÖNTEM

2.1 Test Teknikleri	14
2.1.1 Deneysel Teknikler	14
2.1.2 Su Tünelleri	14
2.1.3 Rüzgar Tünelleri	15
2.1.4 Açık Hava Odaları	15
2.2 Akış Görselleştirme Metodları	15
2.2.1 Yüksek Hızlı Kameralar	16
2.2.2 Hız Ölçümlü Parçacık Görüntülemesi	16
2.2.3 Akış Görselleştirme: Boya, Duman Enjeksiyonu	16
2.3 Yüklerin Ölçülmesi	17
2.3.1 Pitot Tüpleri	17
2.3.2 Yük Hücreleri / Gerinim Ölçerler	17

2.3.3 Hız ölçümlü Parçacık Görüntülemesi	17
2.4 Hesaplamalı Teknikler	17
2.4.1 Akışkan Akış Çözümleri	18
2.4.2 Simülasyon Parametreleri	18
2.4.3 Sıkıştırılmaz Akış	18
2.4.4 Kararsız Akış	18
2.4.5 Viskozite	18
2.4.6 Laminer, Geçiş Akışı ve Türbülanslı Akım	19
2.4.7 Navier-Stokes Denklemleri.....	19
2.4.7.1 Gerçek Türev	20
2.4.7.2 Korunum Kanunları	20
2.4.7.3 Süreklilik Denklemi	21

3. BÖLÜM

TEST ÖZELLİKLERİ VE PARAMETRELERİ

3.1 Tasarlanan VTOL Hava Aracı	23
3.2 Sayısal Yöntem	25
3.3 Sınır Koşulları	25
3.4 Grip Bağımsızlık Çalışması.....	26

4.BÖLÜM

SAYISAL ÇALIŞMALAR

4.1. Giriş	28
4.2. Ok Açısı.....	28

4.3. Dihedral Açısı	30
4.4. Burulma Açısı	33
4.5. Sivrilme Oranı	35

5. BÖLÜM

Sonuçlar ve Öneriler

5.1. Sonuç	38
KAYNAKLAR	38
ÖZGEÇMİŞ	42

KISALTMALAR VE SİMGELER

<u>Sembol</u>	<u>Anlamı</u>
C_D	Sürüklenme katsayısı
C_L	Taşıma katsayısı
D	Sürüklenme kuvveti
L	Taşıma kuvveti
Re	Reynolds sayısı
μ	Dinamik viskozite
μ_0	Referans sıcaklığında referans viskozite
ρ	Yoğunluk
E_{max}	Maksimum aerodinamik etkinlik
Q	Akışkanın içindeki kayıplar ve kazançlardır
V	Akışkan hızı

TABLULAR LİSTESİ

Tablo 3. 1. VTOL İnsansız Hava Aracının Özellikleri	24
Tablo 3. 2. Mesh Özellikleri	26
Tablo 4. 1. Ok Açısı Aerodinamik Parametreleri	28
Tablo 4. 2. Dihedral Açısı Aerodinamik Parametreleri	30
Tablo 4. 3. Burulma Açısı Aerodinamik Parametreleri	33
Tablo 4. 4. Sivrilme Oranı Aerodinamik Parametreleri	35

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1. 1. Uçağa etkiyen kuvvetler	3
Şekil 1. 2. Kanat tasarım yöntemi	4
Şekil 1. 3. Kanat sayısı	5
Şekil 1. 4. Kanat düşey pozisyonu	6
Şekil 1. 5. Kanat profili	7
Şekil 1. 6. Kanadın gövdeyle ilişkisi	8
Şekil 1. 7. Kanat açıklık oranı	9
Şekil 1. 8. Sivrilme oranı	10
Şekil 1. 9. Ok açısı	11
Şekil 1. 10. Ok açısı grafik	12
Şekil 1. 11. Dihedral açısı	13
Şekil 2. 1. Su tünelleri	14
Şekil 2. 2. Rüzgar tünelleri	15
Şekil 2. 3. Hız ölçümlü parçacık görüntülemesi	16
Şekil 3. 1. VTOL insansız hava aracının üstten ve yandan görünümü	24
Şekil 3. 2. VTOL İHA katı tasarımı	25
Şekil 3. 3. Element sayısının taşıma kuvvetine etkisi	26
Şekil 3. 4. Kanat mesh görüntüleri	27
Şekil 4. 1. Ok açısı Emax karşılaştırılması	30
Şekil 4. 2. Dihedral açısı Emax karşılaştırılması	32
Şekil 4. 3. Burulma açısı Emax karşılaştırılması	35
Şekil 4. 4. Sivrilme oranı Emax karşılaştırılması	37

1.BÖLÜM

Genel Bilgiler ve Literatür Çalışması

1.1 Giriş

Yıllardır kullandığımız hava araçları günümüzde daha da önemli hale gelmiştir. Önceden pistonlu motorlarla 10000 feet altı uçan uçakların yerine 40000 feet ve üstü yüksekliklerde ses hızından kat kat daha hızlı araçlar üretilmiştir. Yolcu ve kargo uçakları artık daha büyük daha performanslı daha hafif ve daha hızlıdır. Kullanım alanlarıysa her geçen gün büyümektedir. Gelişen teknoloji ve malzeme bilgisiyle beraber uçakların ve hava araçlarının kullanım alanlarıda genişlemiş ve değişiklikler göstermiştir. Artık savaş, yolcu ve kargo uçaklarının yanında insansız hava araçlarıda yerini almıştır. Daha küçük, daha sessiz, daha performanslı ve en önemlisi insansız hava araçları artık her yeredir. İyi bir kamera sistemiyle çok iyi birer gözcüdürler. İnsan hayatını riske atmadan silahları kullanabilirler. Riskli bölgelere az da olsa malzeme taşıyabilirler. Eklenen sistemler ve tasarımları sayesinde günlerce havada kalabilirler. Yapabileceklerinin sınırı yoktur. İnsansız oldukları için alınan riskler sadece ekonomiktir. Buda çok hızlı gelişmesine olanak vermektedir.

1.2. Uçağa Etkiyen Yükler

Uçaklara etkiyen dört temel kuvvet vardır. Bunlar itki, sürüklenme, taşıma ve yerçekimi kuvveti yani ağırlığıdır.

1.2.1. Ağırlık

Ağırlık dünyanın merkezine yönlendirilmiş bir kuvvettir. Ağırlığın büyüklüğü, tüm uçak parçalarının kütesine, yakıt miktarı ve uçaktaki yüklerin (insanlar, bagajlar, yükler, vb.) toplamına bağlıdır. Uçaktaki her parçanın kütesinden dolayı ağırlığı vardır. Kolaylık açısından bu yükler toplanıp ağırlık merkezinden hesaplanır. Uçuş sırasında, uçak konumuna göre yer çekimi çevresinde döner. Uçma için taşıma kuvvetinin bu ağırlıktan daha yüksek olması gerekir. Ne kadar düşük ağırlık olursa o kadar az kuvvetle taşıma sağlanabilir. İHA larda 70-80 kilogramlık insanlar yerine daha hafif bilgisayarlar ve

iletişim sistemleri kullanılabilir. Buda daha az güç tüketimi veya daha fazla faydalı yük demektir. İkinci bir etkense ağırlık merkezidir. Sıvı yakıt kullanan hava araçlarında ağırlık merkezi tüm uçuş boyunca değişmektedir. Haliyle tüm uçuş boyunca uçağın bu değişime göre kontrolü gereklidir. Bataryalı İHA larda ise, eğer herhangi bir yük bırakmıyorsa, tüm uçuş boyunca sabittir. Bu yüzden kontrol için daha az güç harcanır ve ideal ağırlık merkeziyle daha performanslı uçuşlar sağlanabilir [1].

1.2.2 Taşıma kuvveti

Uçaklar ağırlık kuvvetinin üstesinden gelmek için taşıma kuvveti denilen karşı kuvvet oluşturur. Kaldırma kuvveti, hava içerisinde uçağın hareketi tarafından üretilen aerodinamik bir kuvvettir. Kaldırma kuvveti, uçuş yönüne dik olarak veya ağırlık kuvvetinin ters yönünde yönlendirilir. Kaldırma kuvvetinin büyüklüğü, uçağın ve özellikle kanatların tasarımı, boyutu, hızı, rüzgar hızı, havanın özkütlesi, sıcaklık gibi çeşitli faktörlere bağlıdır. Uçakların her bir kısmı uçak taşıma kuvvetine pozitif veya negatif yönde katkıda bulunabilir. Kaldırma kuvvetinin çoğunluğu kanatlar tarafından üretilir. Uçak taşıma kuvveti, basınç merkezi adı verilen tek bir noktadan geçer. Basınç merkezi, ağırlık merkezi gibi gövde etrafındaki basınç dağılımı kullanılarak hesaplanır. Kaldırma kuvveti bir çok etkene bağlı olduğu için sürekli değişim halindedir. Buna bağlı olarak basınç merkezide tüm uçuş boyunca değişir. Kaldırma kuvvetinde en önemli etken kanatlardır. Kanatların sayısı, dikey ve yatay pozisyonu, açısı, burkulması, incilmesi veya kalınlaşması, ok açısı, dihedral açısı, genişliği ve genişlik oranı, sivrilme oranı, kanat alanı gibi özellikleri taşıma kuvvetine pozitif veya negatif yönde etki eder [1].

1.2.3 Sürüklenme kuvveti

Uçağa etkiyen bir diğer aerodinamik kuvvetse sürüklenmedir. Hava, uçağın hareketine karşı koyar ve bu direniş gücüne sürüklenme denir. Sürüklenme uçağın hareket yönüne ters tarafta oluşan bir kuvvettir. Kaldırma kuvveti gibi, uçağın tasarımı, havanın viskozitesi, havanın özkütlesi, uçağın hızı rüzgar hızı, sıcaklık gibi birçok faktörde sürüklenmeye etki etmektedir.

Sürüklenme kuvvetinin büyüklüğünü etkileyen birçok çeşit sürüklenme kuvveti vardır. Bunlar şekil, basınç, yüzey, parazit, indüklenmiş ve dalga sürüklenmesidir. Bu bileşenler toplanıp tek bir uçak sürüklenme kuvveti hesaplanır [1].

1.2.4 İtki kuvveti

Uçağın ileri doğru gitmesini sağlayan kuvvettir. Böylece kanatlar üzerinden hava akımı geçer ve taşıma kuvveti sağlanır. İtki kuvveti uçak motorlarının havayı çekip arkaya doğru itmesiyle oluşur. Pervaneli uçaklarda bu hareket pervaneyle, turbofan ve turbojet uçaklarda fan yardımıyla ve egzozdan atılan yüksek hızlı sıcak hava yardımıyla yapılır. Motorsuz hava araçlarındaysa başka bir aracın yardımıyla ilk hız kazandırılır [1].



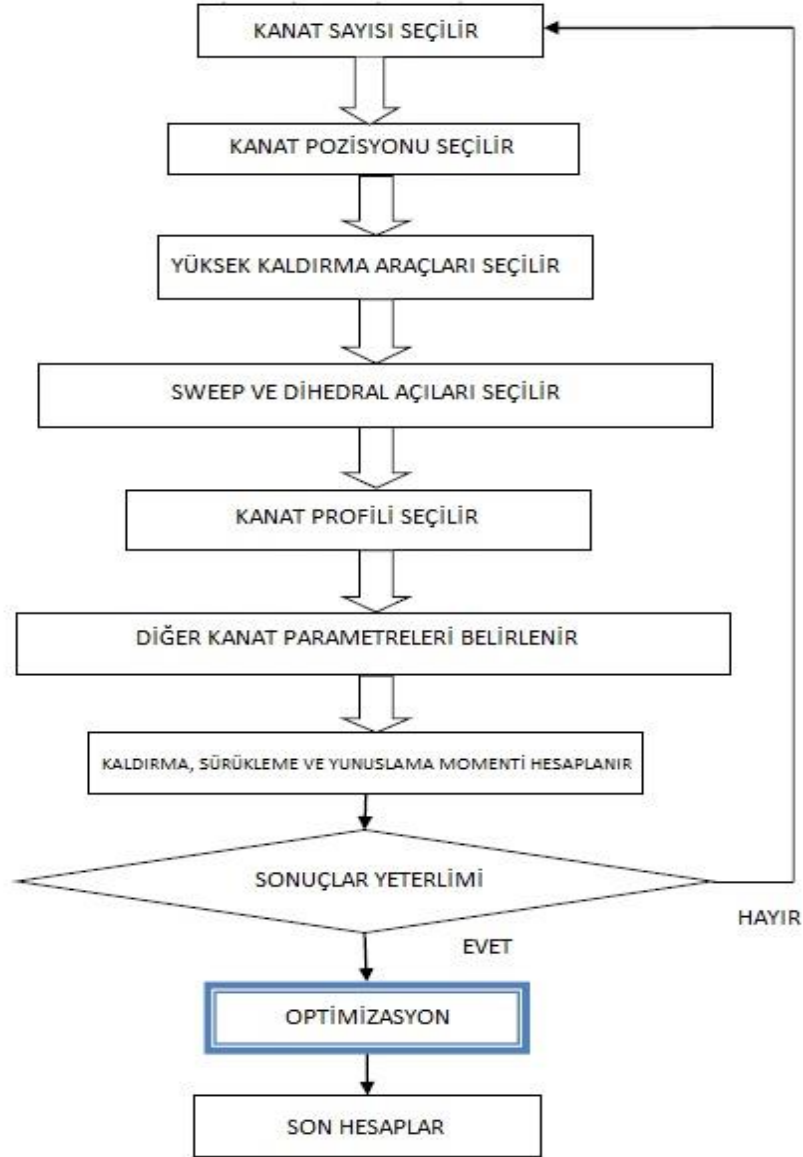
Şekil 1. 1. Uçağa etkiyen kuvvetler [2]

1.3. Kanat Tasarım Parametreleri

Kanatlar uçaklarda en önemli komponent denebilir. Çoğu tasarımda diğer komponentler motor, iniş takımı gibi kanatlara göre şekillendirilir. Kanatların asıl görevi taşıma kuvveti üretmektir. Tabii bunun yanında sürüklenme kuvveti ve burun aşağı yunuslama momenti vardır. Kanat tasarımında taşıma kuvvetini en yükseğe, sürüklenme ve yunuslama momentini en alçağa getirilmeye çalışılır. Bunların yanında sağlamlık, kontrol edilebilirlik, üretilebilirlik, mali giderler ve uçuş güvenliği önemli faktörlerdir. Kanat tasarlanırken dahili perdövites hızı, en yüksek hız, kalkış koşusu ve menzili, dayanıklılık faktörleri de ele alınır.

Kanat tasarımında ilk olarak kanadın ne yapacağı ve ne kadar yük taşıyacağı belirlenir. Buna göre gerekli matematik hesapları yapılarak istenilen kanat alanı bulunur. Bu adımdan sonra alttaki tabloya göre gerekli parametreler belirlenebilir. Tabloda da görüldüğü gibi seçimler ve hesaplamalarla birbirini tekrarlayan işlemler dizisidir. Bu hesaplamalar için bir çok yöntem geliştirilmiştir. Navier-Stokes eşitliği gibi çok karmaşık

işlemler ve çeşitli bilgisayar programları yıllar içinde gelişmiştir. Ama hala geçerli olan ve en gerçekçi sonuçları veren modelleme ile rüzgar tüneline son testler yapılmaktadır [3].

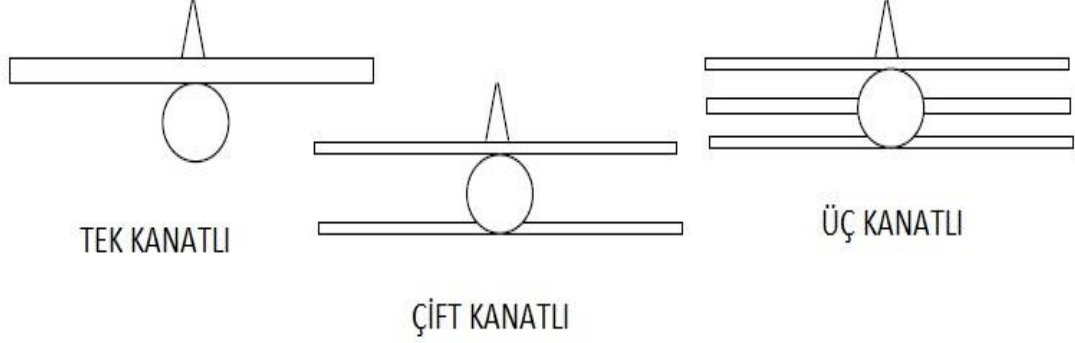


Şekil 1. 2. Kanat tasarım yöntemi [3]

1.3.1 Kanat Sayısı

Tek kanatlı, çift kanatlı veya üç kanatlı olabilir. Teknik olarak üç kanat üstü mümkündür. Ama uygulamada pek kullanılmamaktadır. Günümüzde daha çok tek kanatlı modeller tercih edilmektedir. Çift kanat tasarımlarda mevcuttur. Ama üç kanatlı tasarım artık yapılmamaktadır. Eskiden malzeme teknolojisi izin vermediği için çift ve üç kanatlı tasarımlar yapılıyordu. Günümüzde tek ve sağlam bir kanat rahatlıkla üretilebilmektedir.

Çift kanatlı uçaklar akrobasi gibi yüksek dönme kabiliyeti isteyen ve kanat genişliğinin sıkıntı yaratacağı yerlerde tercih edilmektedir [3].



Şekil 1. 3. Kanat sayısı [3]

1.3.2. Kanadın Düşey Pozisyonu

Üstten, alttan, ortadan veya parasol (şemsiye tipi) olabilir. Üstten kanadın avantajları kargo uçaklarında indirme bindirme daha rahat yapılıır. Pervaneli motorlar kullanılıyorsa yerden yüksekliği fazla olacağı için daha güvenli olur. Motoru kanattan önde olan uçaklarda, motordan çıkan gazlardan daha az etkilenir. Kanatlar yukarıda olduğu için, yapılan taşıma, kanatların gövdeye bağlandığı yerde çekme kuvveti oluşturur. Alttan kanatlarda aşağıdan yukarıya doğru olduğu için onlarda basma kuvveti oluşmaktadır. Suyu iniş kalkışlarda daha iyidir. Daha az ıslanır suyla temas etmez. Dihedral efekti güçlendirir. Yanlamasına eksende daha stabil hale getirir. Kanat üst kısmı birleşeceği için daha iyi taşıma elde edilir. Bu sebeple perdövites hızı daha düşüktür. Pilotun daha iyi görüş açısı vardır. Motor kanata takılıysa, yerden yüksekliği fazla olacağı için. Toz toprak vb. daha az etkilenir. Yerde insanların motora çarpması, çekilmesi, zarar vermesi daha azdır. Gövdenin alt kısmı daha düzgün tasarlanabilir. Gövde içinde daha çok boş alan olur.

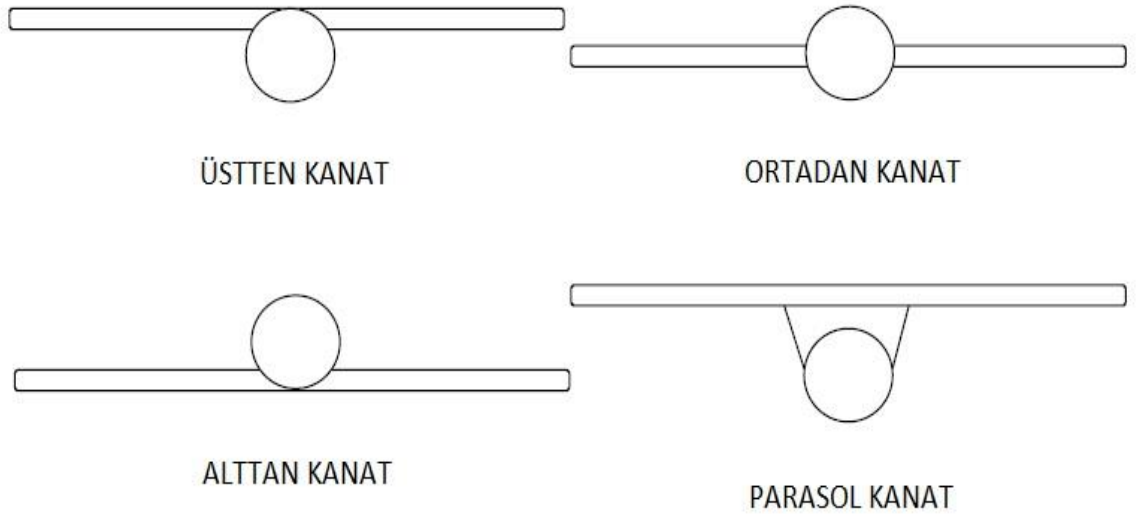
Dezavantajlarıysa, alttan kanatla karşılaştırılınca yer efekti daha azdır. Bu sebeple iniş ve kalkış hızları daha yüksektir. Kanada bağlanırsa, iniş takımı daha uzun, daha büyük, daha ağır olur. İniş takımları gövdeye bağlanırsa ve yeterli alan yoksa, gövde kullanım alanı daralır. Kaldırma katsayısı daha yüksek olduğu için indüklenmiş sürüklenme daha yüksektir. Yüksek kanatlı uçaklarda yatay kuyruk alanı %20 daha büyüktür. Yapısal olarak alttan kanatlı uçaklara göre %20 daha ağırdır. İniş takımları kanata takılırsa çok

büyük olacağından, iyi bir seçenek değildir. Yüksek kanatta yan ekseninde stabilite daha iyi olduğu için uçağın yan ekseninde kontrolü daha zordur.

Alttan kanatın avantajları, yer efektinden dolayı kalkış performansı daha iyidir. Kanat altta olduğu için, pilot uçağın üst tarafını daha iyi görür. İniş takımlarının kanata bağlanması daha muhtemeldir. İniş takımları kanata bağlanırsa daha kısa ve daha hafif olur. Küçük uçaklarda kanat üstünden uçağa biniş, iniş yapılır. Uçak üstten kanatlılara göre daha hafiftir. Kanatlar daha az indüklenmiş sürüklenme üretir. Yan ekseninde kontrolü daha kolaydır. Üstten kanatlı uçaklara göre daha küçük kuyruk gereklidir.

Alttan kanat dezavantajları, üstten kanata göre daha düşük taşıma üretir. Kaldırma daha az olduğu için perdövites girme hızı daha yüksektir. Kalkış için üstten kanata göre daha hızlı olmalıdır. Daha uzun pist gerekir. Uçuş güvenliği daha düşüktür. Daha iyi manevra yeteneği vardır. Perdövites hızı yüksek olduğundan iniş için daha uzun pist gerekir. Kanat altta olduğu için uçağın alt kısmını görmek zordur.

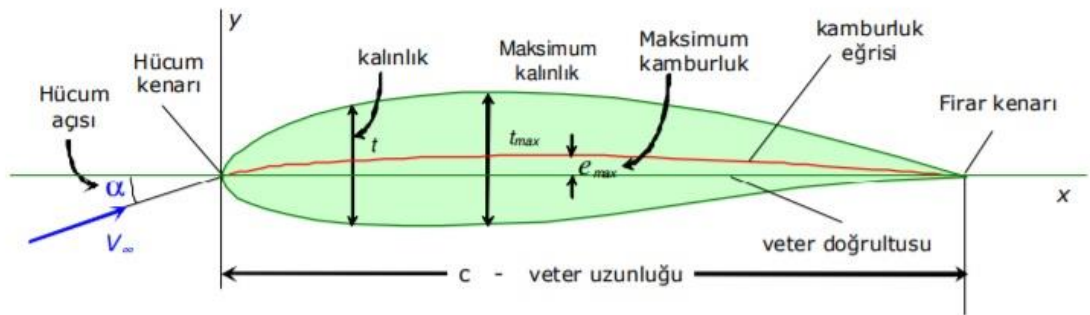
Ortadan kanatlı uçaklar alttan kanat ve üstten kanatlı uçakların avantajlarına ve dezavantajlarına göre de ortadadır. Üstteki açıklamalar baz alınarak avantajları ve dezavantajları belirlenir. Parasol kanatlar üstten kanatların avantajlarına ve dezavantajlarına sahiptir. Değerler daha yüksektir. Kanadın konumunun seçimi kullanım alanına ve gerekliliklere göre yapılır. İsteğe göre avantajlar ve dezavantajlar değerlendirilir. Buna göre seçim yapılır. [3]



Şekil 1. 4. Kanat düşey pozisyonu [3]

1.3.3 Kanat Profili

Gereken taşıma kuvvetine göre kanat alanının seçiminden sonra en önemli kısım profili belirlemektir. Kanat 3 boyutlu bir yapıdır. Ama kanat profili 2 boyutlu olarak seçilir. Bu yüzden kanatta farklı bölümlerde farklı profiller seçilebilir. Kanat profili belirlemede 2 yol vardır. Sıfırdan dizayn edilebilir veya hazır profillerden seçilebilir. Sıfırdan dizayn zorlu, uzun ve pahalı bir süreçtir. Profilin tasarlanması, tüm hesapların yapılması örnek profilin üretilmesi ve rüzgar tüneline test edilmesi gibi bir çok süreçten oluşur. Sıfırdan üretimi için konusunda uzman birçok kişi ve çalışma gereklidir. Airbus, Boeing gibi büyük şirketler kendi profillerini tasarlamaktadır. Ama gerekli bütçesi bulunmayan küçük şirketler internette ve çeşitli kitaplarda bulunan hazır profilleri tercih etmektedirler. Günümüzde bilgisayar teknolojisinin gelişmesiyle piyasada çeşitli profil tasarlama programları mevcuttur. Bu programlarla sadece uçak kanadı değil birçok sektörde kullanılan profilleri tasarlamak mümkündür. İnternette ve kitaplarda bulunan naca ve epller profilleri düşük bütçeli tasarımcılar için bir seçenektir. Uçuş; kalkış, tırmanma, düz uçuş, alçalma ve inişten oluşur. Düz uçuş en çok zaman geçirilen fazdır. Profil tasarlanırken en çok zaman geçirilen düz uçuşta en optimum olacak şekilde olmalıdır. Düz uçuşta taşıma uçak ağırlığına, sürüklenmede itiş gücüne eşit olmalıdır. Profil taşıma ve sürüklenme katsayılarını belirleyen faktördür. Kaldırma katsayısı olabildiğince yüksek, sürüklenme katsayısı ise olabildiğince düşük yapılmaya çalışılır.

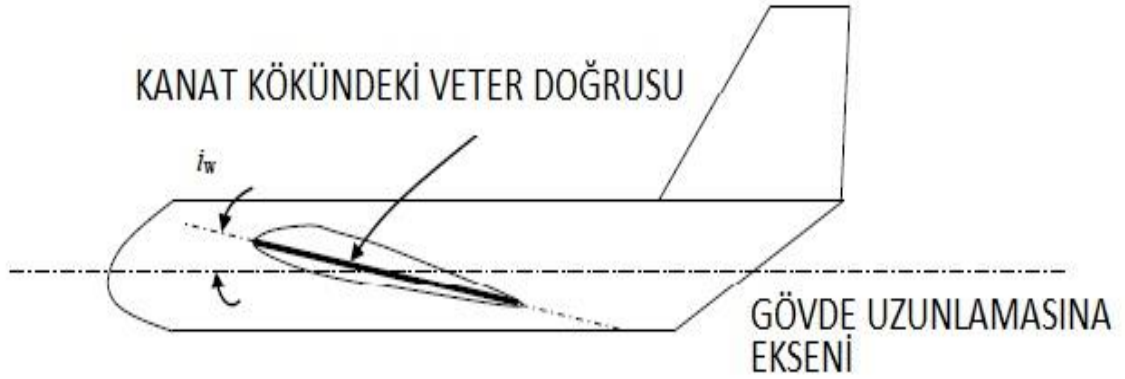


Şekil 1. 5. Kanat profili [4]

1.3.4 Kanadın Gövdeyle İlişkisi, Açısı

Kanadın kök bölgesindeki profilin veter doğrultusuyla gövdenin uzunlamasına olan hattın arasındaki açıdır. Kanadın hareketli olduğu tasarımlarda bunun hesabı uçuşun her fazı için ayrıca hesaplanmalı uygun açılar bulunmalıdır. Hareketli kanat kanadı hareketli

yapabilmek için gövdeye özel bir mekanizma yapılmalı, bu parçaları destekleyecek yapısal malzemeler koyulmalıdır. Buda hem gövdeyi kullanım alanını daraltacak hem de fazladan ağırlık yapacaktır. Ayrıca yapılan sistemde uzun süreler boyunca sağlıklı bir şekilde çalışması gerekmektedir. Kanatlara çok yüksek yükler bindiği için, havacılıkta hareketli kanat uygulamada çok fazla kullanılmamaktadır. Kanadın sabit olduğu tasarımlarda düz uçuşta kanat, gerekli taşıma katsayısına sahip olmalıdır. Düz uçuşta minimum sürüklenme kuvveti üretmelidir. Yüksek taşıma araçları bağlanacaksa, bu araçların efektif çalışabileceği açıda olmalıdır. Düz uçuşta gövde 0 derece olacak ve en az sürüklenme kuvveti üretecek şekilde olmalıdır. Bu maddeler altında, istenilen hız yükseklik ve manevra çeşitlerine göre diğer unsurlarla beraber optimum açı belirlenir. Manevra kabiliyeti yüksek hem ters, hem düz uçabilen gösteri uçaklarında 0 derece tercih edilirken. A320, B737 gibi yolcu uçaklarında 3-5 derece civarlarında açılar kullanılmaktadır. Kanat açısı tüm kanatta aynı olmak zorunda değildir. Kök bölgesinde ve uç bölgesinde farklı açılarda olabilir. [3]

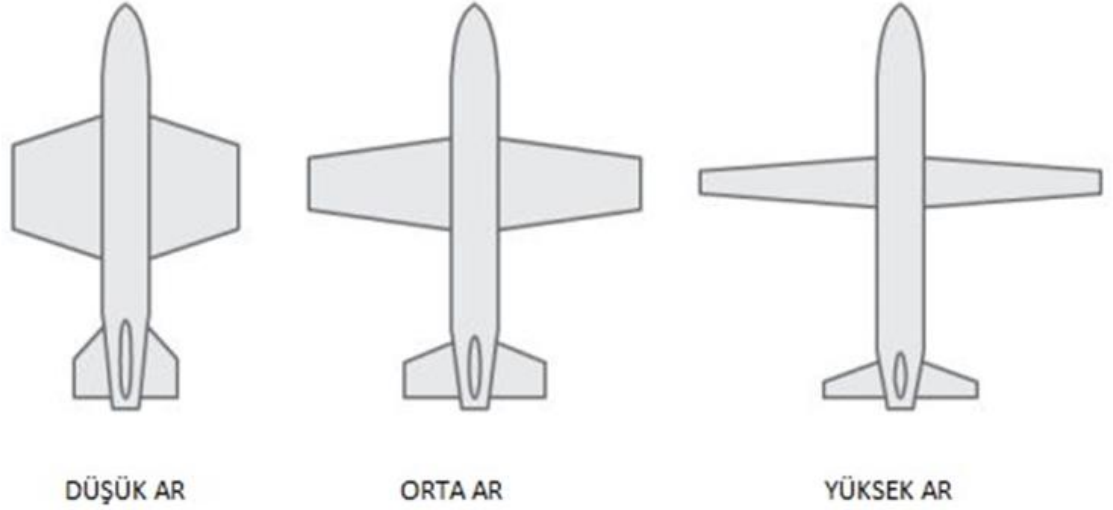


Şekil 1. 6. Kanadın gövdeyle ilişkisi [3]

1.3.5 Açıklık Oranı

Kanat açıklığı ile MAC (mean aerodynamic chord (ortalama veter uzunluğu)) arasındaki orandır. Kanat kökünde gövdeyle olan ilişkisinden dolayı, akan havada çeşitli basınç değişimleri meydana gelmektedir. Kanat ucunda da tip vorteksler basınç değişimlerine ve dalgalanmalarına yol açmaktadır. Açıklık oranı ne kadar büyük olursa kanat o kadar uzun olacaktır. Böylece kanat kökündeki ve ucundaki etkiler daha az oranla taşımayı ve sürüklenmeyi etkileyecektir. Açıklık oranı arttıkça kanat perdövites açısı da düşecektir. Böylece gövdeye bağlantı açısı da düşürülebilir. Buda daha az sürüklenme daha efektif bir kanat demektir. Açıklık oranı arttığında kanadın kendisi, kullanılan kanat profilindeki

değerlere daha fazla yaklaşacaktır. Buda taşıma katsayısını yükseltecektir. Açıklık oranı arttıkça kanat uzayacağından kanadın köküne daha fazla yük binmeye başlayacaktır. Uzun ince bir yapıyı taşıması için daha fazla ve ağır yapısal elemana ihtiyaç duyulacaktır. Kanat uzadıkça bükülme momenti de büyüyecektir. Yapısal bütünlüğün sağlanması zor olacaktır. Açıklık oranı yükseldiğinde yan ekseninde daha stabil olacaktır. Buna karşın manevra yeteneği azalacaktır. Uzun tasarlanan kanat daha fazla alana ihtiyaç duyacaktır. Hangar gibi kapalı alanlara girmesi zor olacaktır. Daha büyük bir park alanına ihtiyaç duyar ve pist genişliği yeterli olmalıdır. [3]

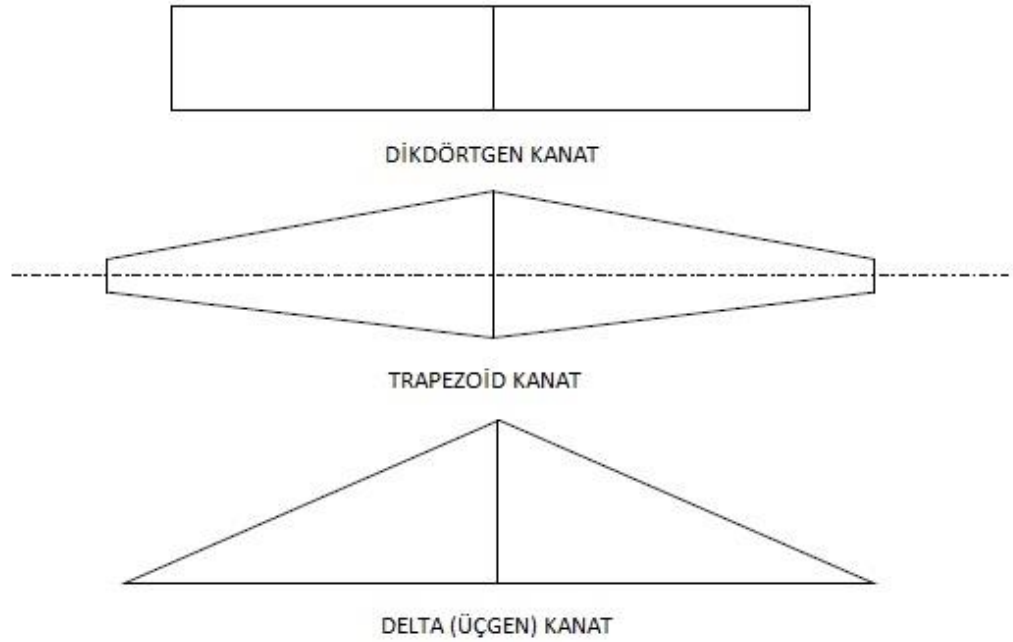


Şekil 1. 7. Kanat açıklık oranı [3]

1.3.6 Sivrilme Oranı

Kanat ucundaki profilin veter uzunluğunun kanat kökündeki profilin veter uzunluğuna oranıdır. Sivrilme oranı kanatta oluşan taşımayı kökte ve uçta farklı olacak şekilde dağıtmayı sağlar. Kanat yapımında giderleri artırır. Düz bir şekil yerine gittikçe daralan bir yapısı olacağı için 2 adet spar gereklidir. Dikdörtgen şeklinde olacak bir kanata göre daha karmaşık olacağı ve çift spara ihtiyaç duyduğu için daha ağır olacaktır. Sivrilme oranı sayesinde kanat daralan bir yapısı olacağı için ağırlık merkezi gövdeye daha yakın olacaktır. Buda yapısal olarak avantaj sağlar. Uç kısmı daha hafif olduğundan kanat döndürme momenti daha düşük olacaktır. Uç kısmında tip vorteksler taşımayı

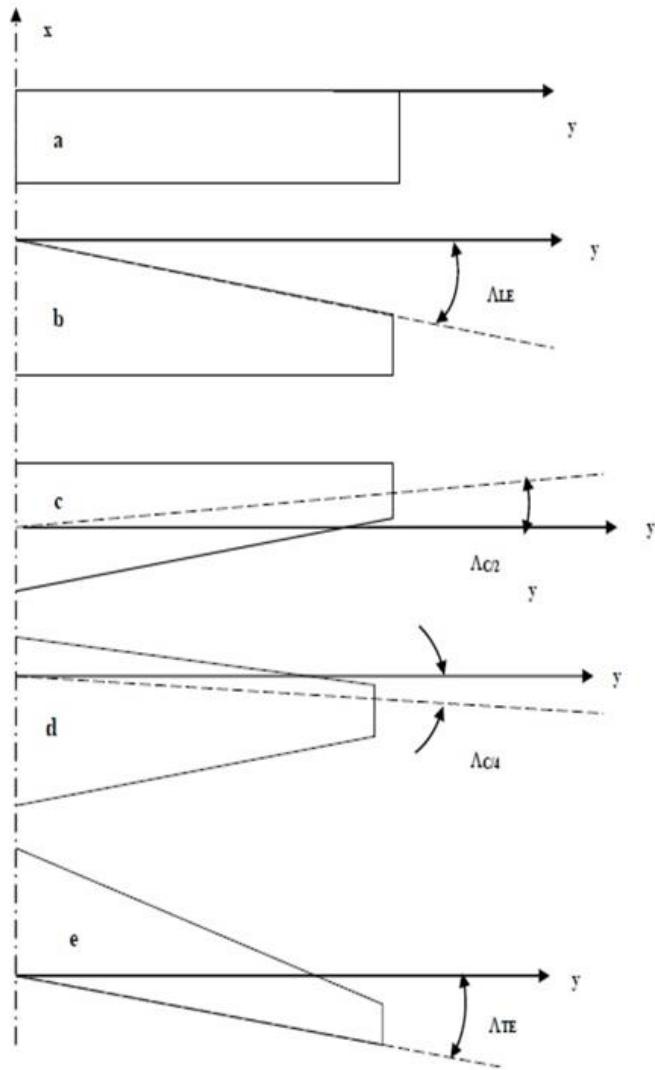
azaltacağından dikdörtgen şekilli bir kanat uç kısmı sivrilme oranlı bir kanada göre efektif olmayacaktır. [3]



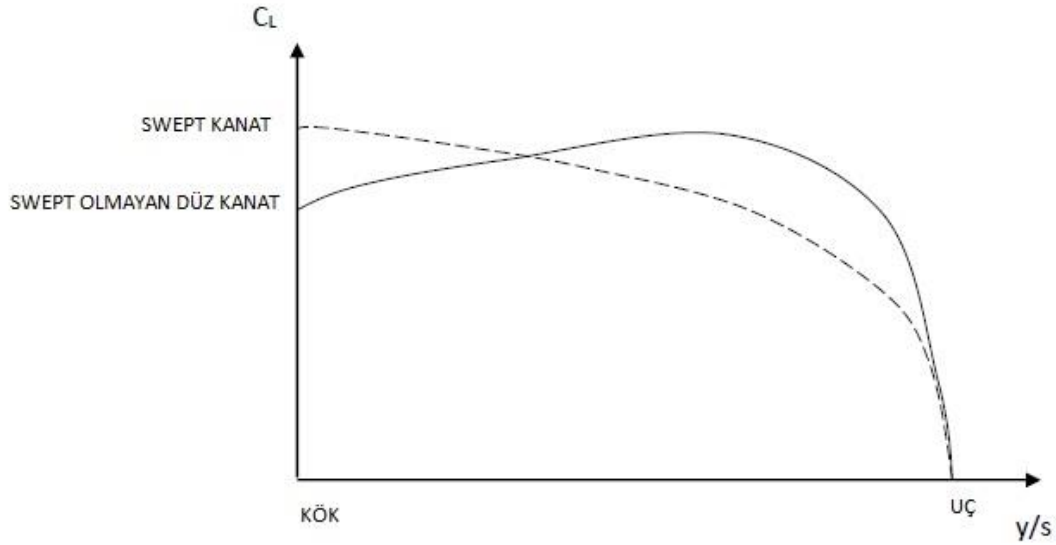
Şekil 1. 8. Sivrilme oranı [3]

1.3.7 Ok Açısı

Kanat ucu hücum kenarından kök hücum kenarına kadar olan doğruyla gövdenin uzunlamasına olan eksenine dik hayali doğru arasındaki açıya hücum kenarı ok açısı denir. Bu açı kanat firar kenarları baz alınarak yapılırsa firar kenarı ok açısı, bu açı veter doğrusunun $\frac{1}{4}$ üne göre hesaplanırsa çeyrek veter ok açısı, $\frac{1}{2}$ veter doğrusuna göre hesaplanırsa %50 veter ok açısı denir. Açı 0 dereceden büyükse arkaya doğru ok açısı veya sadece ok açısı olarak adlandırılır. Açı 0 derecen küçükse öne doğru ok açısı denir. Ok açısı kullanımda genellikle hücum kenarı açısı ve/veya çeyrek veter açısı en önemlileridir. Ok açısı transonik, supersonik ve hipersonik uçuşlarda kanat aerodinamik yapısını iyileştirir. Sıkıştırılabilirlik efekti geciktirir. Uçak ağırlık merkezini ayarlama yardımcı olur. Yanlamasına eksende kararlılığı artırır. Ok açısı sayesinde kanat uzunluğu artırılır. Kritik mach hızını artırır. Ok açısı alttaki tablo benzeri kanattaki basınç dağılımını değiştirir. Böylece uç kısmına daha az kök kısmına daha çok yük biner. Kanatta oluşan döndürme momenti uç kısımlarda azalmış olur. Ok açılı kanatlar uç perdövitesine, öne doğru ok açılı kanatlarsa kök perdövitesine daha eğilimlidir. [3]



Şekil 1. 9. Ok açısı [3]



Şekil 1. 10. Ok açısı grafik [3]

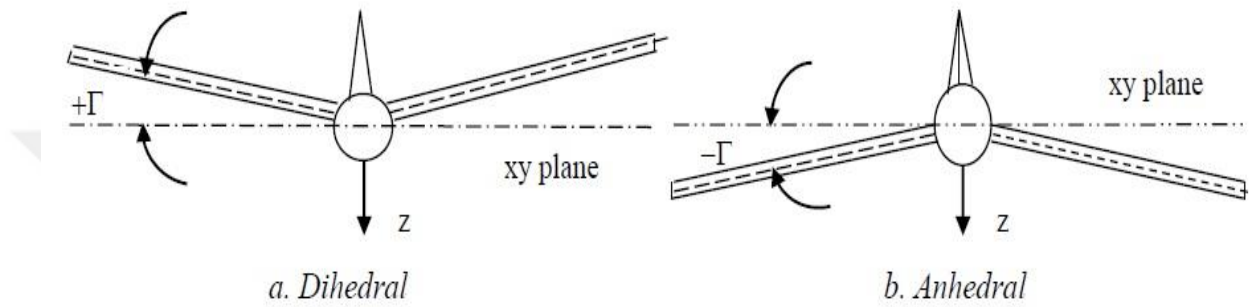
1.3.8 Burkulma Açısı

Kanat ucu, kanat kökünden daha düşük bir hücum açısına sahipse buna negatif burkulma, diğer durumda ise pozitif burkulma denir. Kanatlara genelde negatif burkulma uygulanır. Günümüzde modern uçaklarda genellikle uç kısım daha ince bir profil yapısıyla ve farklı sıfır taşıma açısıyla üretilir. Buna aerodinamik burkulma denir. Burkulma uç perdövitesinin kök perdövitesinden önce olmasını engellemeye yardımcı olur. Kaldırma dağılımını eliptik bir şekilde dağıtılması sağlanır. Bunlar yapılırken toplam taşımada azalma meydana gelir. Kanat perdövitesine önce kök kısmında girdiğinde pilot aileronları kullanarak perdövitesten kaçınma manevraları yapabilir. Kanatlara çok fazla burkulma uygulamak ters etkilere yol açabilir. Bu açı çok düşük olduğu zaman kökte taşıma olurken uç kısımlarda tam tersi bir etki gösterebilir. [3]

1.3.9 Dihedral Açısı

Uçağa önden veya arkadan bakıldığında su düzlemine göre kanat ucunun kanat köküne göre yukarda olmasına dihedral, alçakta olmasına negatif dihedral veya anhedral denir. Dihedral kullanımının ana amacı kanadın yanlamasına ekseninde daha kararlı olmasını sağlamaktır. Dihedral kanatlar, uçak yan ekseninde yamulduğunda onu düzeltme eğilimindedir. Negatif dihedralse tam tersi durum söz konusudur. Negatif dihedralı yanlamasına ekseninde gereğinden fazla kararlı uçaklar kullanılmaktadır. Üstten kanatlı kargo uçakları, kanat üstte olduğu için yanlamasına ekseninde alttan kanatlıya göre daha

kararlıdır. Kanatta ok açısı da varsa daha da kararlı olacaktır. Bu kararlılığı azaltmak için negatif dihedral kullanılır. Alttan kanatlı uçaklarda ise yanlamasına eksende kararlılık düşük olduğu için dihedral kullanılır. Dihedral ayrıca yere yakın alttan kanatlı uçaklarda motorların, pervanelerin ve diğer bağlı parçaların yerden yeterli yüksekte olması içinde kullanılır. Kanata dihedral uygulandığında efektif kanat alanı azalacaktır. Bu sebepten olabildiğince küçük dihedral açısı seçilmelidir. [3]



Şekil 1. 11. Dihedral açısı [3]

1.3.10 Yüksek Taşıma Araçları

Kanatta oluşan taşımayı en üst seviyeye çıkartmayı amaçlayan yapılardır. Taşıma katsayısı uçak perdövites hızında en yüksektir. Yüksek taşıma araçları perdövites hızını düşürmeyi de amaçlar. Kanat tasarlanırken düz uçuş baz alınarak tasarlanır. Ama iniş ve kalkışta yeterli hız ve taşımayı üretmek, uçağı perdövite sokmamak, güvenli iniş kalkış yapmak gereklidir. Yüksek taşıma araçlarının amacı kanat kalınlığını artırmak ve profil yapısını değiştirmektir. Böylece düşük perdövites hızı yüksek taşıma katsayısı ve kanat perdövites açısını değiştirmektir. Yüksek taşıma araçları taşıma katsayısını ve taşımayı artırır. Sıfır taşıma açısını değiştirirler. Perdövites açısını değiştirirler. Yunuslama momenti katsayısını değiştirirler. Sürüklenme katsayısını yükseltirler birçok çeşit yüksek taşıma araçları vardır. Flaplar ve slatlar en yaygın kullanılan yüksek taşıma araçlarıdır. Sistem karmaşıktıkça giderlerde artmaktadır. Gerekliliklere göre en uygunu belirlenir [3].

2.BÖLÜM

Materyal ve Yöntem

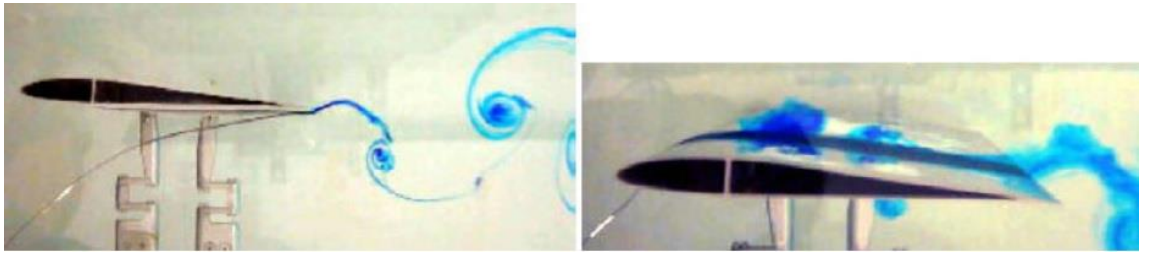
2.1 Test Teknikleri

2.1.1 Deneysel Teknikler

Yapılacak teste göre çevresel koşullar oluşturulmalıdır. Test alanındaki minimum hava dolaşımı bile akış kalitesini etkileyebilir. Rüzgar ve su tünelleri testlerde kullanılır. Bu akış ortamlarının her birinin avantajları ve dezavantajları vardır. İdeal akış ortamı harekete, akış koşullarına, geometriye, malzeme yapısına vb. özelliklere göre farklılık gösterir. Testler yapılırken bunlarda göz önünde bulundurulmalıdır [5].

2.1.2 Su Tünelleri

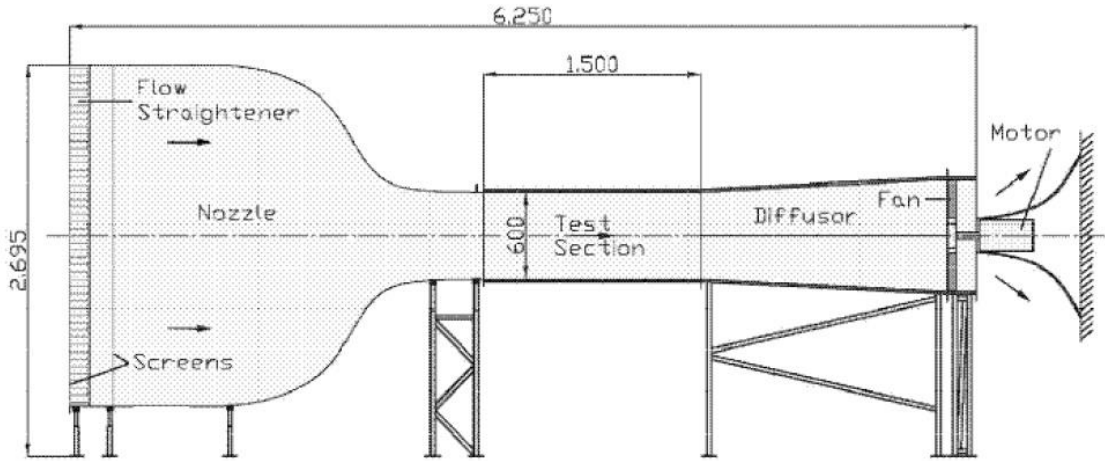
Girdap akışlarının daha iyi görselleştirilmesine yardımcı olmak için genellikle rüzgar tünelleri yerine su tünelleri kullanılır. Sıvının yoğunluğu yüksek olduğundan Düşük Reynolds sayılı akış testlerinde, sıvıların, uygun Reynolds sayı koşulunu elde etmek için hızlı akması gerekmez. Ayrıca, sıvılara boya ilave edilerek girdap akışları daha net görülebilir ve de ölçümleri sağlanabilir [6-8].



Şekil 2. 1. Su tünelleri [6]

2.1.3 Rüzgar Tünelleri

Rüzgar tünelleri genellikle düşük veya yüksek Reynolds sayılı akışlar elde etmek ve test alanının çevre hava koşullarıyla etkileşiminden korumak için kullanılır. Test sırasında akan havaya duman karıştırılarak görsellik elde edilebilir. Böylece ölçümde sağlanır. Bazı rüzgar tünelleri yavaş akışlı düşük Reynolds sayılı testleri yapmak için üretilmişken, bazıları da yüksek hızlı akışları test etmek için üretilmiştir. Kanat profili yapısının basınç altında kalması sıvı ve hava akışkanları içinde farklı tepkilere yol açacaktır. Bu yüzden kanat profili yapısının çok sağlam olmadığı testlerde rüzgar tünelleri daha doğru ölçümler yapar [6-9].



Şekil 2. 2. Rüzgar tünelleri [9]

2.1.4 Açık Hava Odaları

Rüzgarsız açık hava odaları genellikle havada askıda kalma testleri için kullanılır. Bu testlerde görsellik ve ölçüm yapmak zordur. Havada asılı kalan araçlardaki kanat çarpma veya dikey pervane hareketinden dolayı havada oluşan akımları karmaşıklaşırlar. Bu sebeple duman gibi görsellik sağlayan maddelerde eklenemez [10].

2.2 Akış Görselleştirme Metodları

Ortaya çıkan tüm girdap akımlarını izleyebilmek için bu metod veya metodlar kullanılmalıdır. Böylece daha doğru ve kesin ölçümler yapıлып, sonuca daha emin adımlarla ulaşmak sağlanmış olur [10].

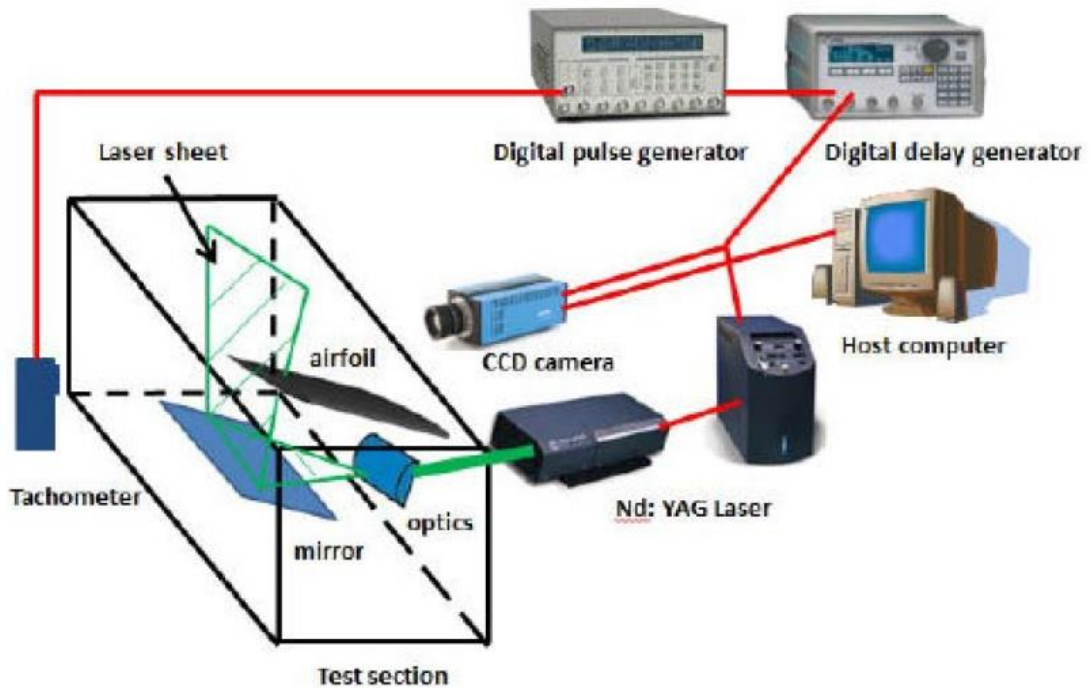
2.2.1 Yüksek Hızlı Kameralar

Teknolojini gelişmesiyle beraber kameralarda büyük ölçüde gelişmiştir. Günümüzde kullanılan yüksek hızlı kameralarla hava akımlarının ve hava araçlarının hareketleri ve bu hareketlerin sonuçlarının izlenmesi daha kolay ve daha detaylı hale gelmiştir. [10]

2.2.2 Hız Ölçümlü Parçacık Görüntülemesi)

Hız ölçümlü parçacık görüntülemesi özellikle çırpan kanat aerodinamik testlerinde çokça kullanılmaktadır. Yüksek doğruluk oranı ve optik görüntüleme ölçüm metodu sayesinde testler yapılmaktadır.

Hız ölçümlü parçacık görüntülemesi, test alanına boya veya duman bırakılarak başlar. Ardından hızla darbeleri bir lazer bir dizi ayna ve prizma ilgi alanın etrafında bir lazer sayfası oluşturur. Bu lazer tabaka yüksek güçlü hızlı bir deklanşör kamerası için bir tuval olarak işlev görür. Kamera ve lazer ışınları hızla bir araya geldiğinde boya veya duman parçacıklarının yansımasını yakalar ve parçacıkların hareketini takip edilebilir hale getirir. [11]



Şekil 2. 3. Hız ölçümlü parçacık görüntülemesi [11]

2.2.3 Akış Görselleştirme: Boya, Duman Enjeksiyonu

Boya ve duman enjeksiyonu genellikle kameralarla akış ölçümü yöntemi için kullanılır.

Herhangi bir görsel işlem görmeden, çıplak gözle akışı izlemekte gözlem için ayrıca yardımcı olmaktadır [6].

2.3 Yüklerin Ölçülmesi

Kanadın üzerindeki yükleme koşulları taşıma, itme, çekme vb. yükleme koşullarının doğru olarak değerlendirilmesi kritik öneme sahiptir. Bu ölçümler için çeşitli mekanizmalar ve sensörler kullanılmaktadır [10].

2.3.1 Pitot Tüpleri

Pitot tüpleri, dinamik ve statik basınç arasındaki basınç farkını ölçer. Bu basınç farklarından, belirli alanlardaki yükler ölçümlenebilir. Kanat profili etrafındaki çok yönlü akışı engellemesi nedeniyle pitot tüpleri, tüm kanadın yükleme koşullarının değerlendirilmesinde yararlı değildir [12].

2.3.2 Yük Hücreleri / Gerinim Ölçerler

Yük hücreleri ve gerinim ölçerleri küçük ve incedir ve kanat profilinin yüzeyine yapışabilir. Küçük boyutları ve alçak profili sayesinde bir pitot tüpüne kıyasla akış hızı üzerindeki etkiyi en aza indirir, ancak akış hala etkilenir. Pitot tüpleri gibi, yük hücreleri ve gerinim ölçerleri tüm testi değil, yalnızca belirli alanlardaki yükleme koşullarını değerlendirirler [13-14].

2.3.3 Hız Ölçümlü Parçacık Görüntülemesi)

Basınç denklemlerini kullanarak, yükleme koşullarını belirleme. Bu yöntem basittir ve yükleme koşulları tüm test alanı için belirlenebilir. Dezavantajıysa eğer hız ölçümlü parçacık görüntülemesi ölçümleri hatalıysa, yükleme ölçümleri de hatalı olur [10].

2.4 Hesaplamalı Teknikler

İnsansız hava araçlarının aerodinamiklerini anlamak için doğru değerlendirme yöntemlerine ihtiyaç vardır. İnsansız hava araçlarının küçüklüğü ve karmaşık düşük Reynolds sayılı akışı aerodinamiklerinden dolayı simülasyonu yapmak daha zordur. Akışı anlamak için doğru şekilde tahmin edilmesi gereken aerodinamiklerin bazıları viskoz akış, nsteady akış, türbülansa geçiş ve vorteks yapılarıdır. Bu hesaplama parametrelerindeki küçük değişiklikler genel akış üzerinde önemli bir etkiye sahip olabilir. Akışı değerlendirmek için doğru fakat maliyeti düşük hesaplama teknikleri gereklidir. Bu bölüm, insansız hava araçları aerodinamiklerini doğru bir şekilde simüle

etmek için simülasyon parametrelerini ve hesaplama tekniklerini anlamının ilerlemesini inceleyecektir [15].

2.4.1 Akışkan Akış Çözümleri

Akışkan akış çözümleri, tüm hareketinin aerodinamik özelliklerini simüle eder. Akışkan akış çözümleyicilerine gereken tüm aerodinamik parametreler girilmelidir. Çözümler ortamının aerodinamiklerini, yani laminer akış, girdapsal akış, türbülanslı akışa geçiş, türbülanslı akış, akış ayrımı ve akış yeniden birleştirmeyi sayısal olarak öngörürler. Çözümlerin hesaplama maliyeti, insansız hava araçlarının karmaşıklığına ve çözümlerin aslına bağlı olarak hesaplanır. Hesaplama maliyetinin ve doğrulunun dengesi belirlenmelidir.

Piyasada çok çeşitli özelliklerde çözümler bulunmaktadır. Önemli olan kullanılan programın özelliklerini iyi kavramak ve hangi akışta hangi çözüm denklemlerinin kullanılacağını bilmek gereklidir [10].

2.4.2 Simülasyon Parametreleri

Simülasyon parametrelerinde hesaba katılması gereken çeşitli akış karakteristikleri vardır. Bu parametrelerin çoğu, akışa büyük miktarda karmaşıklık ve hesaplama maliyeti katar. Bu parametrelerin etkisi hesaplama maliyetini ve zamanını verimli kullanmak için belirlenmelidir [10].

2.4.3 Sıkıştırılmaz Akış

Tüm sıvılar yeterince yüksek basınçta sıkıştırılabilir bulunmaktadır. İnsansız hava araçları uygulamaları için, çırpan kanat gibi düşük Reynolds sayılı akışı çok yavaş olan çalışmalarda hava sıkıştırması önemsizdir [16].

2.4.4 Kararsız Akış

Kararsız akış, akışın zaman içinde sabit olmadığı anlamına gelir. Kararsız akış çırpan kanat tasarımlarda daha yaygındır. Bir dalgalanma çevriminin aerodinamiği önceki çevrimin aerodinamik özelliklerini gösterebilir. Genellikle aerodinamikteki küçük bozukluklar genel aerodinamik performansı da belirgin bir değişikliğe neden olabilir [17].

2.4.5 Viskozite

Viskozite, sıvının içindeki bağlanma nedeniyle bir akışkanın deformasyona direnme eğilimidir [9].

2.4.6 Laminer, Geçiş Akışı ve Türbülanslı Akım

İnsansız hava araçları hareketi sırasında laminer, geçişli ve türbülanslı akış oluşur. Bu akışların doğru tahmini insansız hava araçlarının doğruluğu için kritiktir. Geçiş ve türbülans, kanat profili performansını arttırmak için kullanılabilir veya zararlı olabilir. Bu akışın doğru bir şekilde anlaşılması gerekir, taşıma veya sürüklenme arasındaki farkı belirleyici olabilir. Geçiş noktasının yanlış tahmin edilmesi, türbülanslı akışın erken başlaması taşıma kuvvetine büyük etkiler yapabilir. Aracın erken perdöviteye girmesine sebep olabilir [6, 16].

2.4.7 Navier-Stokes Denklemleri

Navier-Stokes denklemleri, adını Claude-Louis Navier ve George Gabriel Stokes'tan almış olup, sıvılar, gazlar gibi akışkanların hareketlerini tanımlamaya yarayan bir dizi denklemlerden oluşmaktadır.

Bu denklemler akışkan içerisindeki birim kütleyle etkileyen momentumun (ivmelenme) değişimlerinin, basınçtaki değişimler ve sürtünmede kayıplara neden olan viskozite kuvvetlerin (sürtünmeye benzer) toplamıyla aynı olduğunun doğruluğunu ortaya çıkarmaktadır. Bu viskoz kuvvetler moleküllerin arasındaki etkileşimlerden oluşmakta ve akışkanın akmaya karşı ne kadar dirençli (viskoz) olduğunu gösterirler. Bu sayede, Navier-Stokes denklemlerinin, bize verilen akışkanın herhangi bir bölümündeki kuvvetler dengesinin dinamik anlatımı olduğu ifade edilebilir.

Bu denklemler kullanılan en kullanışlı denklemlerdendir. Çünkü, gerek ekonomik gerekse akademik birçok durumun fiziğini açıklamaktadır. Okyanus akıntılarının ve hava akımlarının, boru içindeki su akışının, kanat etrafındaki hava akımlarının, galaksideki yıldız hareketlerinin hesaplarında ve modellenmesinde sıkça kullanılırlar.

Navier-Stokes denklemlerinin detay hesaplarına girmeden önce, kullanılan akışkanlar hakkında bazı kabuller yapılması gerekir. İlk olarak akışkanın sürekli olduğu kabul edilmelidir. Bir başka gereken kabul ise konu ile alakalı tüm alanların hız, basınç, sıcaklık, yoğunluk, vs., diferansiyel olduğudur.

Denklemler, kütle korunumunun temel prensiplerinden ve momentum ve enerjiden elde edilir. Bunlar için, bazı durumlarda kontrol hacmi adı verilen ve rastgele seçilmiş olan ve sonu olan bir hacim belirlemek gerekir, bu hacmin üzerinde bu prensipler uygulanabilir.

Bu sonu olan hacim “ Ω ” ile belirtilir ve yüzeyi sınırlandırılır. Kontrol hacmi, akışkan ile hareket edebilir veya sabit kalabilir.

2.4.7.1 Gerçek türev

Hareket halinde olan akışkanın özelliklerinin değişikliklerinin ölçülebilmesi için iki farklı yol vardır. Örnek olarak dünyanın atmosferindeki rüzgar hızının değişimlerini ele alacak olursak. Bu hava değişiklikleri bir meteoroloji istasyonu ölçme cihazı (anemometre) veya bir hava balonu yardımıyla ölçülebilir. Bu cihazlardan biri genel olarak ölçüm yaparken, diğeri belirli alanlarda daha detaylı ölçümler yapmaktadır.

Benzer durum sıcaklık, yoğunluk vb. değişimler de ölçümü etkileyebilmektedir. Bu sebeple bu iki farklı durum için bir ayırım yapmak gerekir. Bir bölgenin sabit bir boşluktaki pozisyona göre olan türevine uzaysal veya Euleryen türevi adı verilir. Hareket eden bir parçacığın izlenmesi türevi ise gerçek, Lagrangyan veya maddi türev ismini almıştır.

Gerçek türevin tanımı şu şekildedir:

$$\frac{D}{Dt}(\star) \equiv \frac{\partial(\star)}{\partial t} + \mathbf{v} \cdot \nabla(\star) \quad (2.1)$$

Bu formülde “ \mathbf{v} ” akışkanın hızıdır. Formülün sağ tarafındaki ilk eleman alışılmış Euleryen türevi iken ikinci elemansa akışkan hareketi ile beraber oluşan değişimleri ifade etmektedir. Bu etkiye adveksiyon ismi verilmiştir.

2.4.7.2 Korunum kanunları

Navier-Stokes denklemleri, şu korunum kanunlarından türetilir:

- Kütle
- Açısal momentum
- Momentum
- Enerji

Bunlara ek olarak, bir durum denklemleri bağıntısı kabulü, akışkanlar için yapılması gerekir.

Korunum kanunu en genel biçimde şu şekilde ifade edilir:

Kontrol hacmi üzerinde tanımlanan hacim özelliği değişikliğinin oranı, hacim sınırları içerisinde hareket eden bir akışkanın dışarıya taşıdığı kayıp ve de artı kontrol hacminin

iç kısmındaki kazançlar ve kayıplara eşit olduğu kabul edilir. Aşağıdaki integral denklemi bunu ifade eder.

$$\frac{d}{dt} \int_{\Omega} L d\Omega = - \int_{\partial\Omega} L \mathbf{v} \cdot \mathbf{n} d\partial\Omega + \int_{\Omega} Q d\Omega \quad (2.2)$$

Bu denklemde “v” akışkan hızı, “Q” ise akışkanın içindeki kayıplar ve kazançlardır.

Kontrol hacmi boşluk içerisinde sabitlenmiş bir şekilde ise yukarıdaki integral denklemi kullanılarak aşağıdaki denklem şeklinde bir ifade yazılır.

$$\frac{d}{dt} \int_{\Omega} L d\Omega = - \int_{\Omega} \nabla \cdot (L \mathbf{v}) d\Omega + \int_{\Omega} Q d\Omega \quad (2.3)$$

Buna ek olarak, kontrol hacminin içerisinde, son denklemde elde edilen sağ taraftaki birinci terimin ifade edilebilmesi için diverjans teoreminin kullanılması uygun görülmüştür. Bu sayede:

$$\frac{d}{dt} \int_{\Omega} L d\Omega = - \int_{\Omega} (\nabla \cdot (L \mathbf{v}) - Q) d\Omega \quad (2.4)$$

Yukarıdaki denklem boşlukta sabit bırakılmış bir kontrol hacmindeki “Ω” için geçerlidir. “Ω” zaman içerisinde sabittir. Bu sayede “ $\frac{d}{dt}$ ” ve “ $\int_{\Omega} d\Omega$ ” ifadeleri birbirlerinin yerine kullanılabilir. Bu sayede ifade tüm bölgeler için geçerli olmuştur ve integral çıkartılabilmektedir.

Gerçek türev, “Q” =0 olduğunda (kayıp ve kazanç yokken) elde edilir.

$$\frac{\partial}{\partial t} L + \nabla \cdot (L \mathbf{v}) = \frac{D}{Dt} L + L (\nabla \cdot \mathbf{v}) = 0 \quad (2.5)$$

2.4.7.3 Süreklilik denklemi

Kütlenin korunumu şu şekilde yazılabilir:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0 \quad (2.6)$$

$$= \frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho \nabla \cdot \mathbf{v} + \mathbf{v} \cdot \nabla \rho$$

$$= \frac{D\rho}{Dt} + \rho \nabla \cdot \mathbf{v} = 0$$

Burada “p” kütlenin yoğunluğu yani birim hacim başına düşen kütleyi, “v” ise akışkan hızını gösterir.

Sıkıştırılmaz akışkan için ise “p” akış hattı boyunca değişmez, denklem ise şu hale gelir:

$$\nabla \cdot \mathbf{v} = 0$$

2.4.7.4 Momentumun korunumu

Momentumun korunması, yoğunluğun yerine momentumun vektörel bileşenleri ve akışkanın üzerine etkileyen kuvvetlerle, süreklilik denkleminde benzer bir yaklaşım yapılarak gösterilir. Süreklilik denklemindeki “p” yerine, belirli bir yöndeki birim hacim başına olan net momentum yazılır. Burada “ ρv_i ”, “ v_i ” hızın “ i^{th} ” bileşenidir.

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho v_i) + \nabla \cdot (\rho v_i \mathbf{v}) = \rho f_i. \quad (2.7)$$

“ ρf_i ” akışkanın üzerine etkileyen kuvvetin “ i^{th} ” bileşenidir. Genel kuvvetler basınç gradyanlerini ve yerçekimi kuvvetini kapsar. Bu aşağıdaki şekilde de ifade edilebilir:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \mathbf{v}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \otimes \mathbf{v}) = \rho \mathbf{f} \quad (2.8)$$

Ayrıca, “ $\mathbf{v} \otimes \mathbf{v}$ ” bir tensordür, “ \otimes ” tensor çarpımını ifade etmektedir.

Süreklilik denklemini daha da basit hale getirilebilir. Aşağıdaki şekildedir.

$$\rho \frac{Dv_i}{Dt} = \rho f_i \quad (2.9)$$

Genel kullanımdaysa aşağıdaki gibi de ifade edilebilir.

$$\rho \frac{D\mathbf{v}}{Dt} = \rho \mathbf{f} \quad (2.10)$$

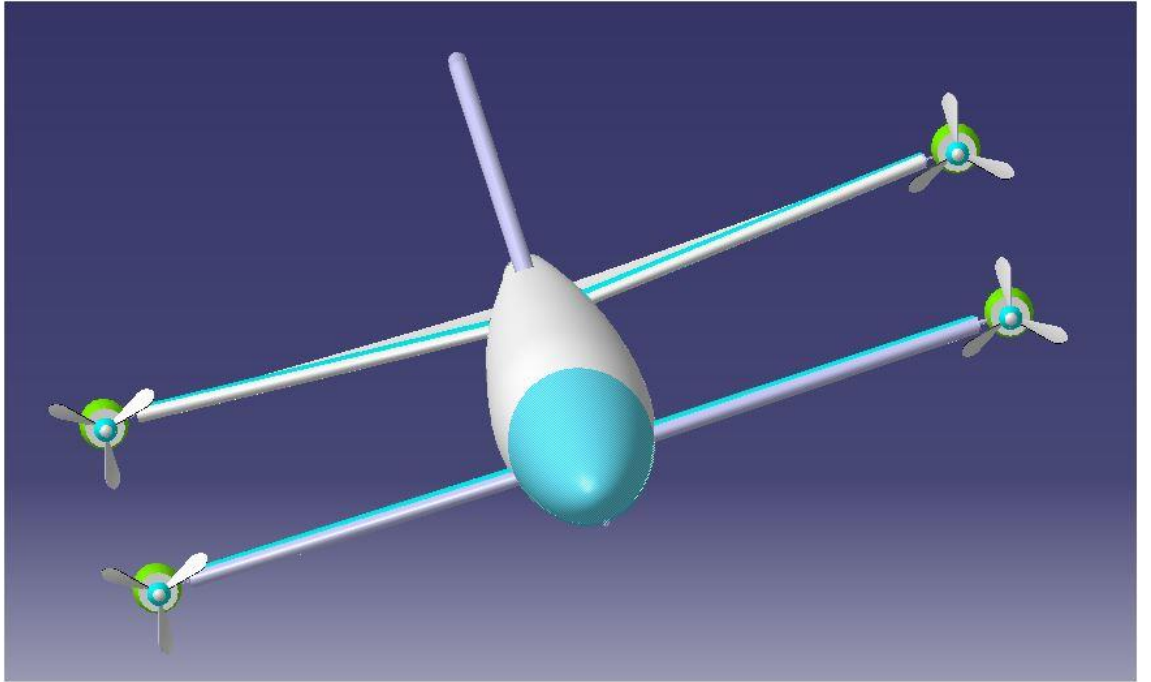
Bu denklemler sayesinde “ $\mathbf{F} = m\mathbf{a}$ ” ifadesi doğrulanmış olmaktadır [18-27].

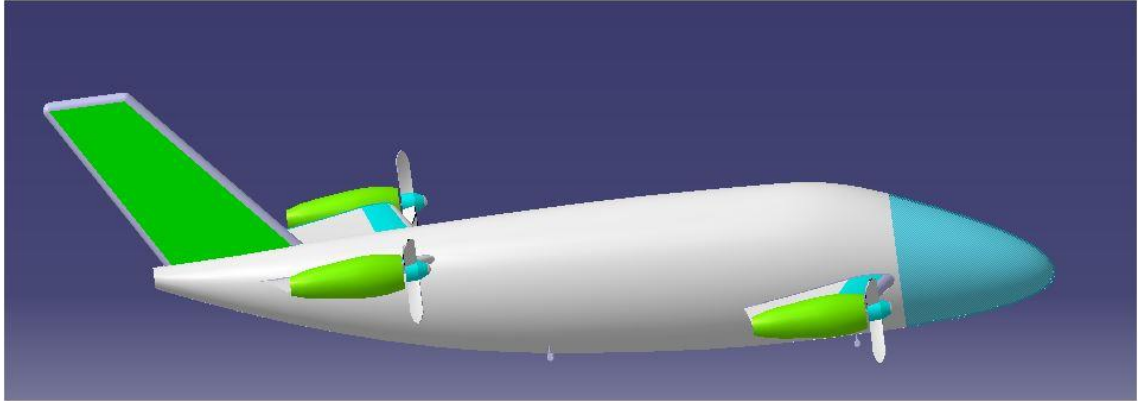
3. BÖLÜM

TEST ÖZELLİKLERİ VE PARAMETRELERİ

3.1 Tasarlanan VTOL Hava Aracı

Dikey bir şekilde iniş ve kalkış yapabilen hava araçlarına VTOL hava araçları denir. Bu çalışmada 1 kg ye kadar faydalı yük taşınması planlanan 4 motorlu bir VTOL hava aracının kanat yapısı aerodinamik olarak incelenmiştir. Aşağıda incelenen hava aracının teknik özellikleri belirtilmektedir.



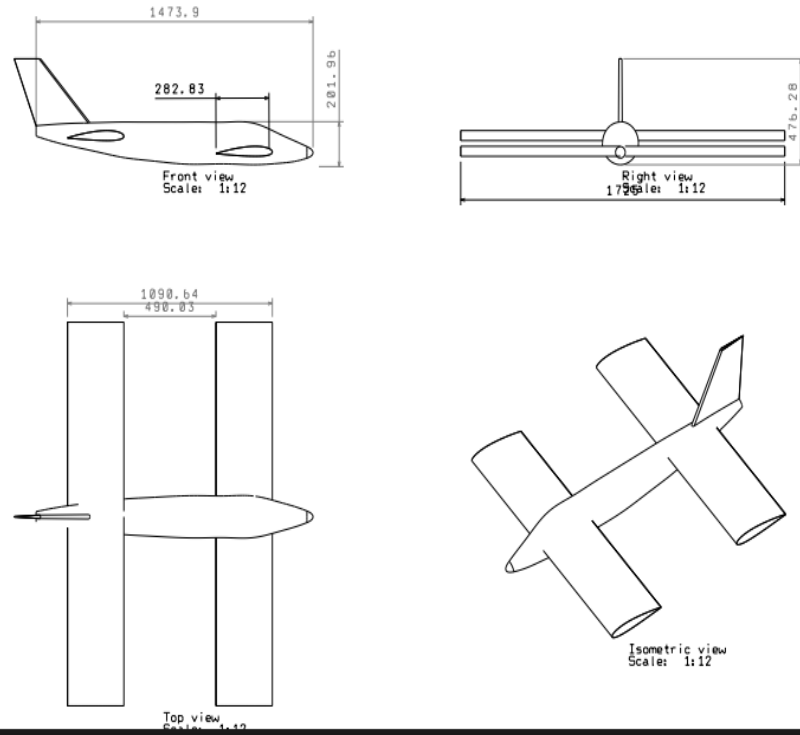


Şekil 3. 1. VTOL insansız hava aracının üstten ve yandan görünümü

Tablo 3. 1. VTOL İnsansız Hava Aracının Özellikleri

Uzunluk	1,45 m	Taşıması İstenen	
		Faydalı Yük	1 kg
Azami ağırlık	4-5 kg	Hız	16,6 m/s
Kanat açıklığı	1,30 m	Motor Sayısı	4 * Elektrikli Motor
Kanat alanı	0,8 m ²	Kanat Profili	SD7034
Kanat yüklemesi	8,53 kg/m ²	Açıklık oranı	8

Proje kapsamında düşünülen hava aracının bir benzeri V-HAWK X4 ismiyle Kanada'da ticari olarak üretilip, satılmaktadır. Bu projede yapılacak çalışmada V-HAWK' a göre daha büyük, daha uzun süre havada kalma potansiyeline sahip ve gerektiğinde faydalı yük taşıma özelliğine sahip bir hava aracı üretilmesi planlanmıştır.



Şekil 3. 2. VTOL İHA katı tasarımı

3.2 Sayısal Yöntem

Hava aracının uçuş performansı, aerodinamik burun ve kuyruk konisi optimizasyonu uygulayarak Ansys Fluent programında incelenmiştir. Hava aracı, 0.8m kanat açıklığına ve 0.25m veter boyunda kanata sahiptir. Bütün simülasyon çalışmaları 16.6 m/s hızında, 1.036 kg/m^3 yoğunluğunda ve $1.5111 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ kinematik viskozite değerlerinde yapılmıştır. Hava aracının hücum açısı değişimi ise 0 dereceden 20 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.

3.3 Sınır Koşulları

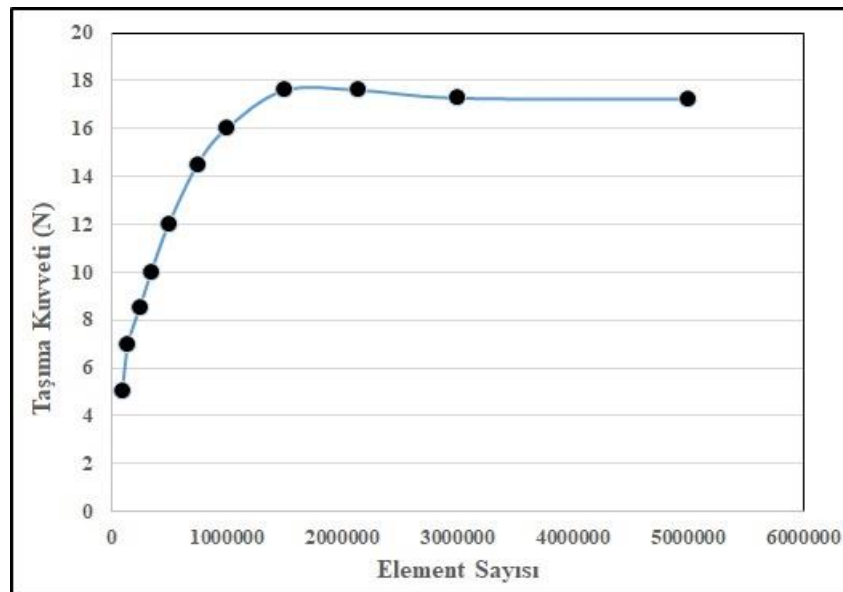
Kanat açıklığının 15 katı uzunluğunda kanadın hücum kenarının üst ve alt bölgesine ve basınç çıkış bölgesinden arkaya doğru kanat açıklığın 20 katı kadar alan akış alanı olarak tanımlanmıştır. Hız değeri 16.6 m/s olarak tanımlanmıştır. Katı yüzeylerde kaymaz sınır koşulu uygulanmıştır. Tabloda mesh özellikleri verilmiştir.

Tablo 3. 2. Mesh Özellikleri

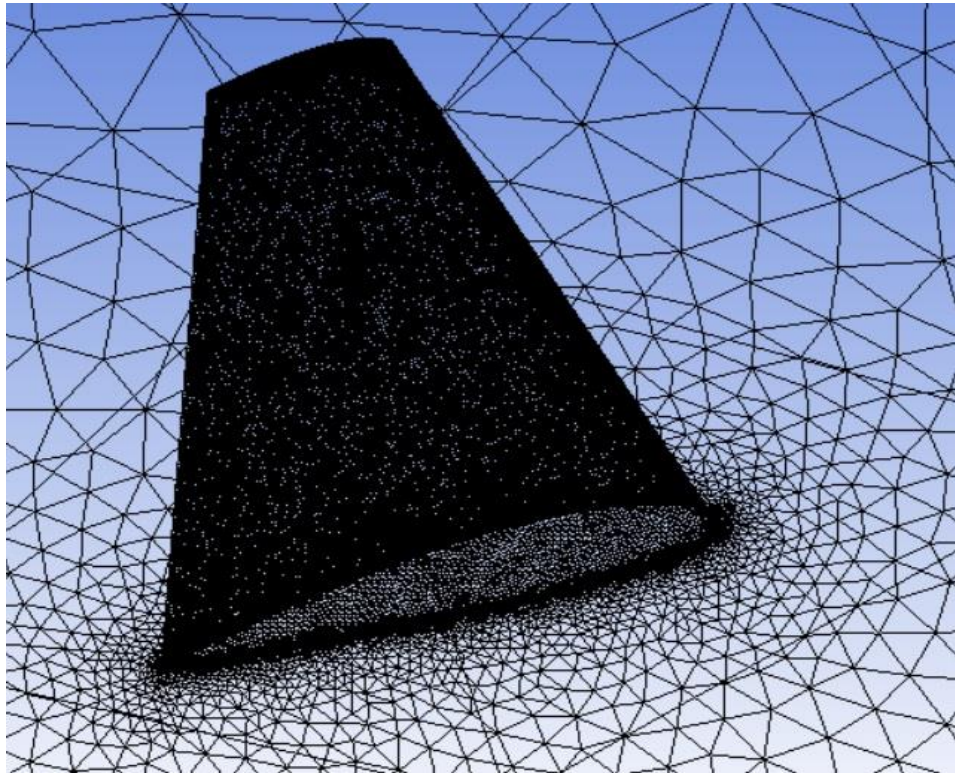
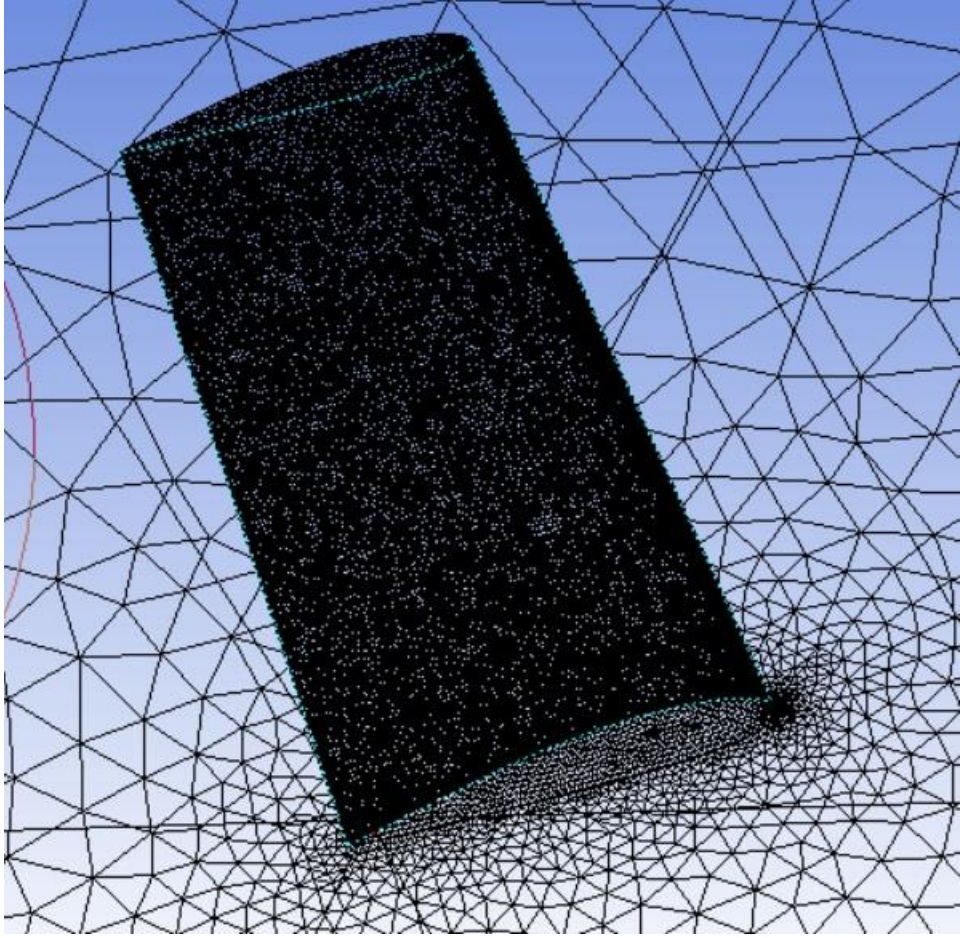
Mesh Özellikleri	
Minimum Element Boyutu	0.001 m
Element Sayısı	2400000
Maksimum Boyut	9.73 m
Maksimum Yüzey Boyutu	4.86 m
Gelişme Oranı	1.20
Bağlantı Açısı	18°
Mesh Methodu	Patch Conforming / Sweeping

3.4 Grip Bağımsızlık Çalışması

Ansys Mesh programında Patch Conforming / Sweeping method kullanılarak kanat şekillerinin mesh yapıları örnek bir resim şekil 3.4 te verilmiştir. Mesh etkisini yok etmek için optimum mesh element sayısı tanımlanmıştır. Element sayısındaki artış daha iyi sonuç vermekle birlikte çözüm sürecini de artırmaktadır. Bu sebepten dolayı mesh çalışması 100k, 150k, 250k, 350k, 5000k, 750k, 1000k, 1500k, 2150k, 3000k ve 5000k element sayılarında yapılmıştır. Şekil 3.3 te 0 derece hücum açısında taşıma katsayısı ile element sayısının değişimi grafiği verilmiştir. 2400k element sayısından sonra taşıma katsayısı değerinin fazlaca değişmediği görülmüştür. Bundan dolayı 2400k element sayısı bu çalışma için yeterli olacağı düşünülmüştür. Bütün çalışmalar yaklaşık 10000-20000 tekrarlama arasında tamamlanmıştır.



Şekil 3. 3. Element sayısının Taşıma Kuvvetine Etkisi



Şekil 3. 4. Kanat Mesh Görüntüleri

4.BÖLÜM

SAYISAL ÇALIŞMALAR

4.1. Giriş

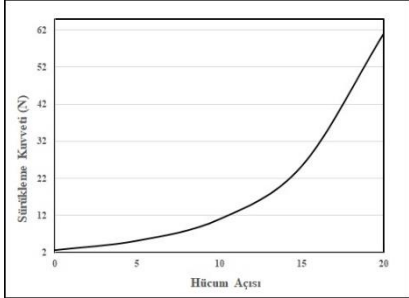
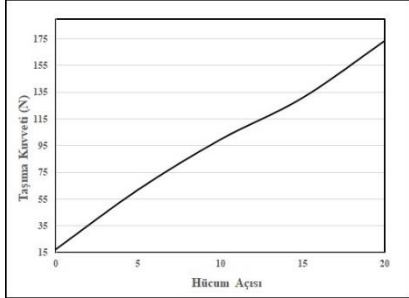
Bu tez çalışmasında İnsansız bir hava aracının performansının artırılması için sayısal olarak bazı çalışmalar yapılmıştır. Bu çalışmalarda insansız hava aracının kanat alanı değişmeksizin bağlı açı ve şekillerde bağlanarak performans incelemesi yapılmıştır. İncelenen parametreler ok açısı, diedral açısı, sivrilme oranı ve burulma açılarıdır.

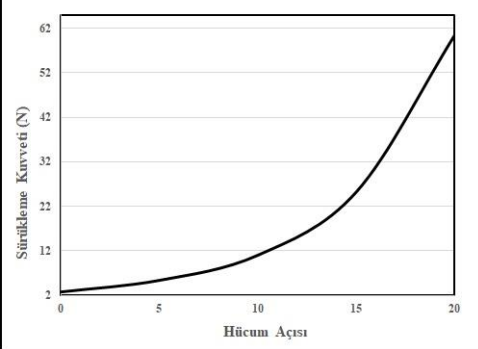
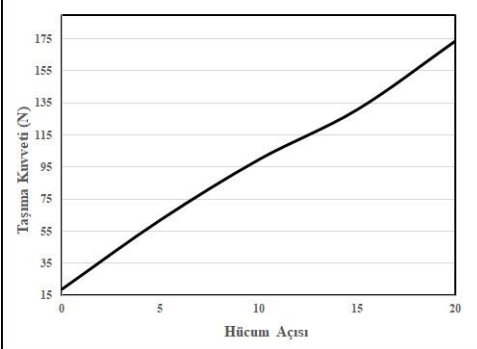
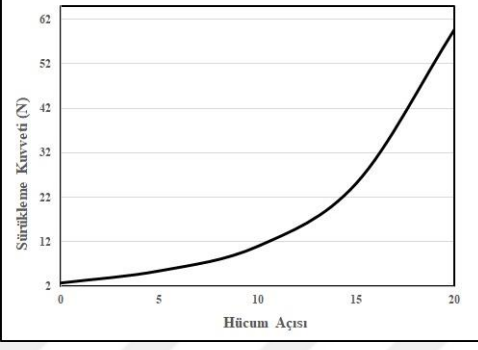
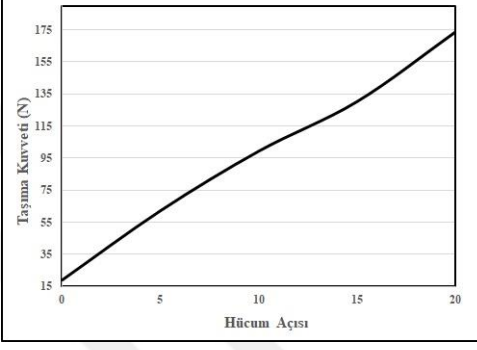
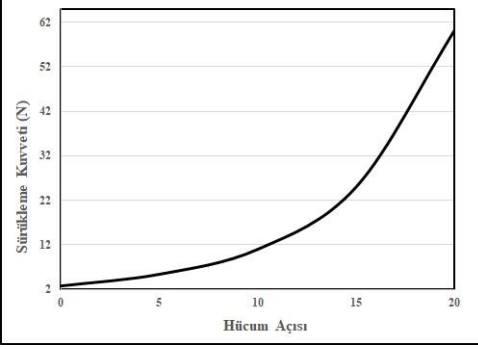
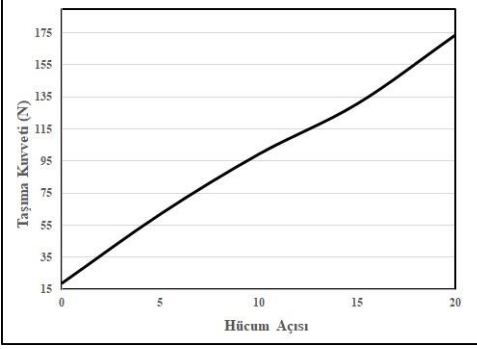
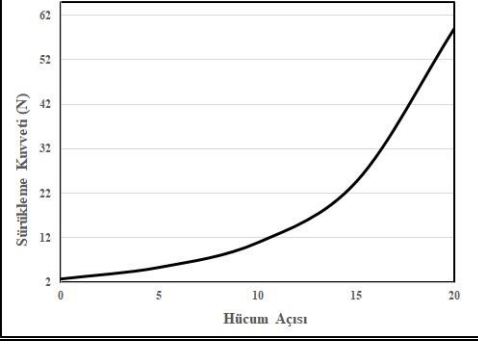
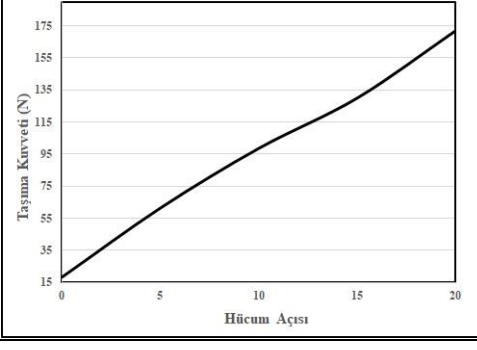
4.2. Ok açısı

Bu çalışmada kanatta ok açısı incelenmiştir. Kanat ok açısı şok dalgalarını ve bununla beraber gelen ses hızı yakınındaki akışkan sıkıştırılabilirliğin neden olduğu aerodinamik sürüklenme artışını geciktirerek performansı artırır. Bu nedenle, bu hızlarda uçmak için tasarlanan jet uçaklarında ok açılı kanatlar sıklıkla kullanılır. Ok açılı kanatlar bazen yapısal kolaylık veya görünürlük gibi diğer nedenlerden dolayı kullanılabilir.

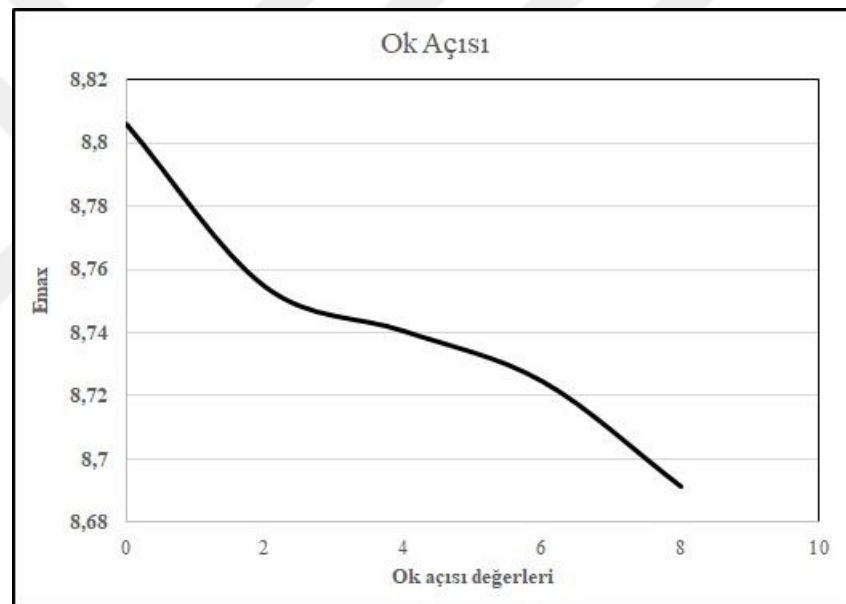
Tablo 4.1 de insansız hava aracının ok açılı kanat yerleştirilmesinde alınan sayısal sonuçların taşıma ve sürüklenme kuvvetleri değerlerinin grafikleri verilmiştir. Ok açısı 0-2-4-6-8 derecelerde değişim uygulanmıştır, hava aracı hücum açısı ise 0-5-10-15-20 derece arasında değişimi incelenmiştir ve optimum sonuca ulaşılmaya çalışılmıştır.

Tablo 4. 1. Ok Açısı Aerodinamik Parametreleri

Ok Açısı	Sürüklenme Kuvveti	Taşıma Kuvveti																								
	 <table border="1"><caption>Data for Drag Force vs. Angle of Attack</caption><thead><tr><th>Hücum Açısı (°)</th><th>Sürüklenme Kuvveti (N)</th></tr></thead><tbody><tr><td>0</td><td>2</td></tr><tr><td>5</td><td>5</td></tr><tr><td>10</td><td>10</td></tr><tr><td>15</td><td>20</td></tr><tr><td>20</td><td>62</td></tr></tbody></table>	Hücum Açısı (°)	Sürüklenme Kuvveti (N)	0	2	5	5	10	10	15	20	20	62	 <table border="1"><caption>Data for Lift Force vs. Angle of Attack</caption><thead><tr><th>Hücum Açısı (°)</th><th>Taşıma Kuvveti (N)</th></tr></thead><tbody><tr><td>0</td><td>15</td></tr><tr><td>5</td><td>45</td></tr><tr><td>10</td><td>85</td></tr><tr><td>15</td><td>125</td></tr><tr><td>20</td><td>175</td></tr></tbody></table>	Hücum Açısı (°)	Taşıma Kuvveti (N)	0	15	5	45	10	85	15	125	20	175
Hücum Açısı (°)	Sürüklenme Kuvveti (N)																									
0	2																									
5	5																									
10	10																									
15	20																									
20	62																									
Hücum Açısı (°)	Taşıma Kuvveti (N)																									
0	15																									
5	45																									
10	85																									
15	125																									
20	175																									

Ok Açısı	Sürüklenme Kuvveti	Taşıma Kuvveti
2	 <p>Graph showing Drag Force (Sürüklenme Kuvveti) in Newtons (N) versus Angle of Attack (Hücum Açısı) for a 2-degree angle. The y-axis ranges from 0 to 62, and the x-axis ranges from 0 to 20. The curve shows a non-linear increase in drag force as the angle of attack increases.</p>	 <p>Graph showing Lift Force (Taşıma Kuvveti) in Newtons (N) versus Angle of Attack (Hücum Açısı) for a 2-degree angle. The y-axis ranges from 0 to 175, and the x-axis ranges from 0 to 20. The curve shows a non-linear increase in lift force as the angle of attack increases.</p>
4	 <p>Graph showing Drag Force (Sürüklenme Kuvveti) in Newtons (N) versus Angle of Attack (Hücum Açısı) for a 4-degree angle. The y-axis ranges from 0 to 62, and the x-axis ranges from 0 to 20. The curve shows a non-linear increase in drag force as the angle of attack increases.</p>	 <p>Graph showing Lift Force (Taşıma Kuvveti) in Newtons (N) versus Angle of Attack (Hücum Açısı) for a 4-degree angle. The y-axis ranges from 0 to 175, and the x-axis ranges from 0 to 20. The curve shows a non-linear increase in lift force as the angle of attack increases.</p>
6	 <p>Graph showing Drag Force (Sürüklenme Kuvveti) in Newtons (N) versus Angle of Attack (Hücum Açısı) for a 6-degree angle. The y-axis ranges from 0 to 62, and the x-axis ranges from 0 to 20. The curve shows a non-linear increase in drag force as the angle of attack increases.</p>	 <p>Graph showing Lift Force (Taşıma Kuvveti) in Newtons (N) versus Angle of Attack (Hücum Açısı) for a 6-degree angle. The y-axis ranges from 0 to 175, and the x-axis ranges from 0 to 20. The curve shows a non-linear increase in lift force as the angle of attack increases.</p>
8	 <p>Graph showing Drag Force (Sürüklenme Kuvveti) in Newtons (N) versus Angle of Attack (Hücum Açısı) for an 8-degree angle. The y-axis ranges from 0 to 62, and the x-axis ranges from 0 to 20. The curve shows a non-linear increase in drag force as the angle of attack increases.</p>	 <p>Graph showing Lift Force (Taşıma Kuvveti) in Newtons (N) versus Angle of Attack (Hücum Açısı) for an 8-degree angle. The y-axis ranges from 0 to 175, and the x-axis ranges from 0 to 20. The curve shows a non-linear increase in lift force as the angle of attack increases.</p>

Şekil 4.1 de ok açısı değişimi sonucunda el edilen aerodinamik performans değerlerinin karşılaştırılmasının grafiği verilmiştir. Grafik incelendiğinde 0-8 arasında değişen ok açısı tasarımında ok açısı değerinin artması sonucunda aerodinamik performansın azaldığı görülmektedir. Ok açısı uygulanmayan kanat da performansın değerinin 8.8 el edilmişken, 8 derece ok açısı uygulandığında ise bu değer 8.67 olarak el edildiği görülmektedir. Bu sonuçlardan el edeceğimiz sonuç ok açısının artırılması aerodinamik performansı olumsuz yönde etkilemektedir. Ancak ok açısı genel de büyük hava araçlarında yaygın olarak kullanılmaktadır. Ok açısı kullanımının amacı 1.3.7 ok açısı konu başlığında detaylı olarak açıklanmıştır.

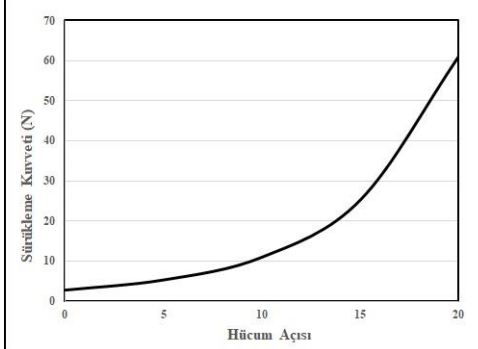
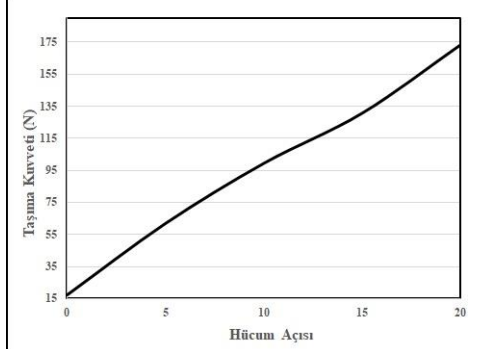
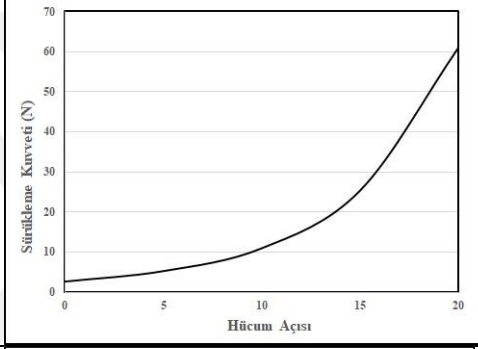

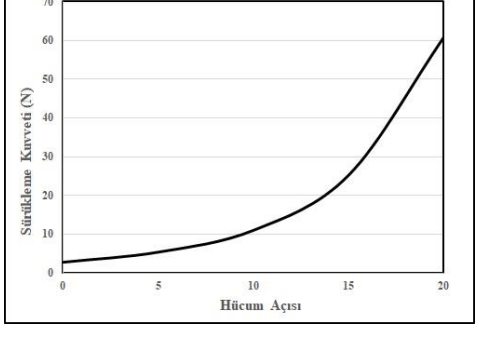
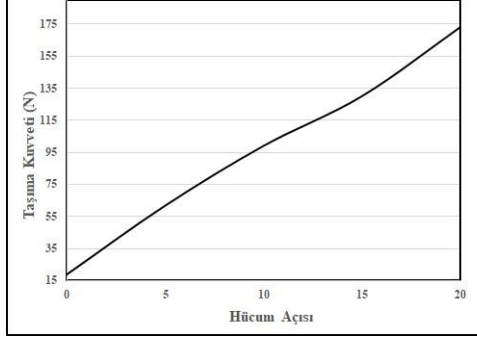
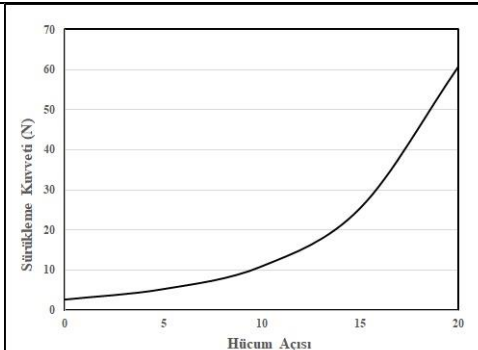
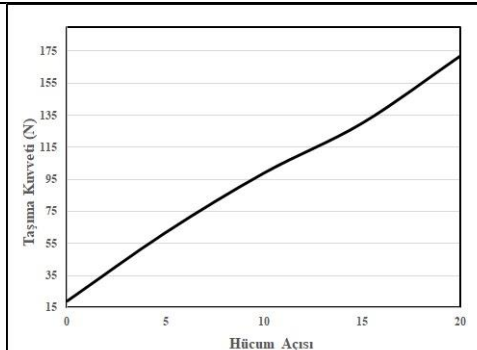


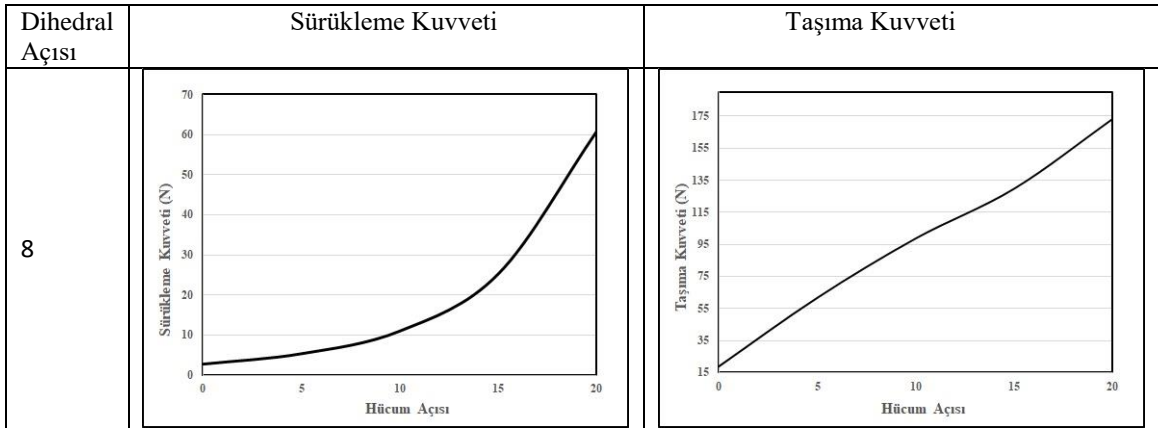
Şekil 4. 1. Ok Açısı Emax karşılaştırılması

4.3. Dihedral Açısı

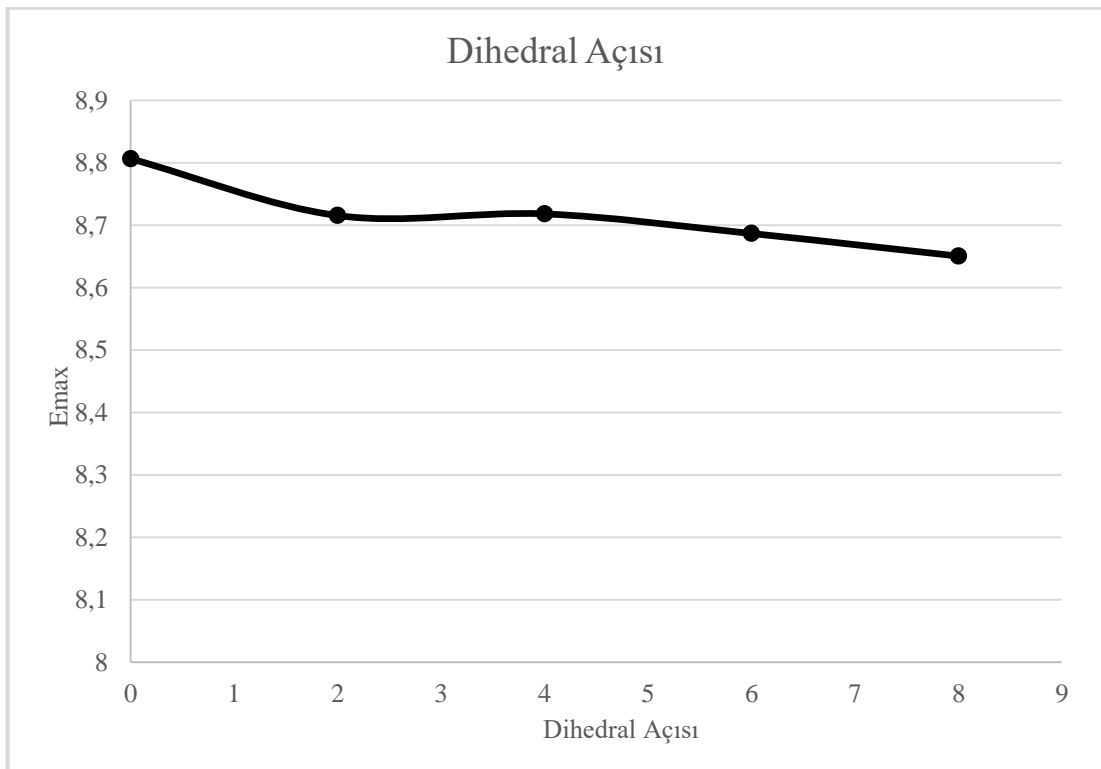
Dihedral açı veya anhedral açı, dihedral efekt üzerinde kuvvetli bir etkiye sahiptir ve bu sebepten de aynı isim verilmiştir. Dihedral efekti, yana kayma derecesi veya radyan başına üretilen uzunlamasına eksenindeki dönme momentinin miktarıdır. Dihedral efekt, uçağın dönme eksenini etrafındaki istikrarında kritik bir faktördür. Aynı zamanda, bir uçağın Dutch Roll manevrası ve uzunlamasına eksenini etrafındaki manevra kabiliyeti ile de ilgilidir.

Tablo 4. 2. Dihedral Açısı Aerodinamik Parametreleri

Dihedral Açısı	Sürüklenme Kuvveti	Taşıma Kuvveti
0		
2		
4		
6		



Tablo 4.2 de insansız hava aracı kanadına uygulanan dihedral açısı sonucu elde edilen aerodinamik parametrelerin grafikleri dihedral açısı değişimine göre verilmiştir. Grafikler incelendiğinde dihedral açısının artırılması taşıma kuvvetini önemli derecede etkilemediğini hatta sabit kaldığı görülmektedir. Ancak açı arttıkça sürüklenme kuvvetinin yaklaşık 4 derece ye kadar azaldığı daha sonra tekrar arttığı görülmektedir.



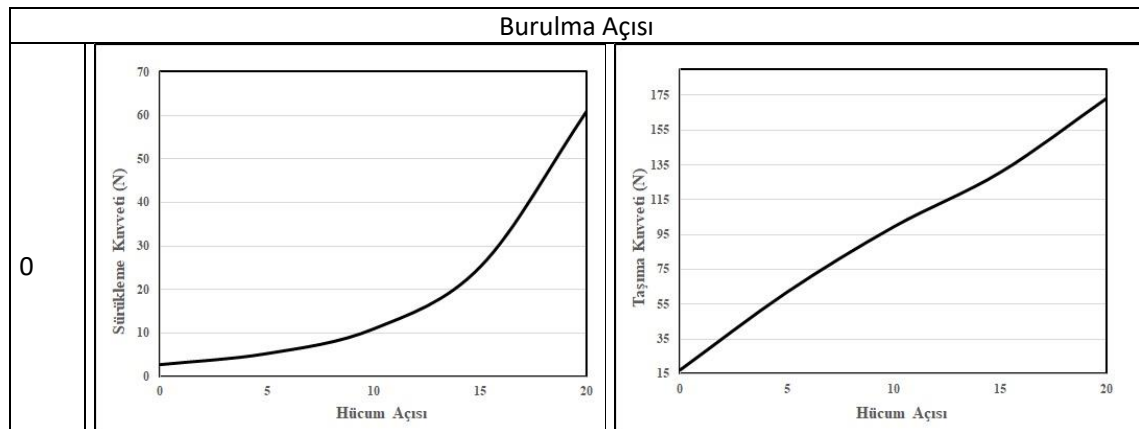
Şekil 4. 2. Dihedral Açısı Emax karşılaştırılması

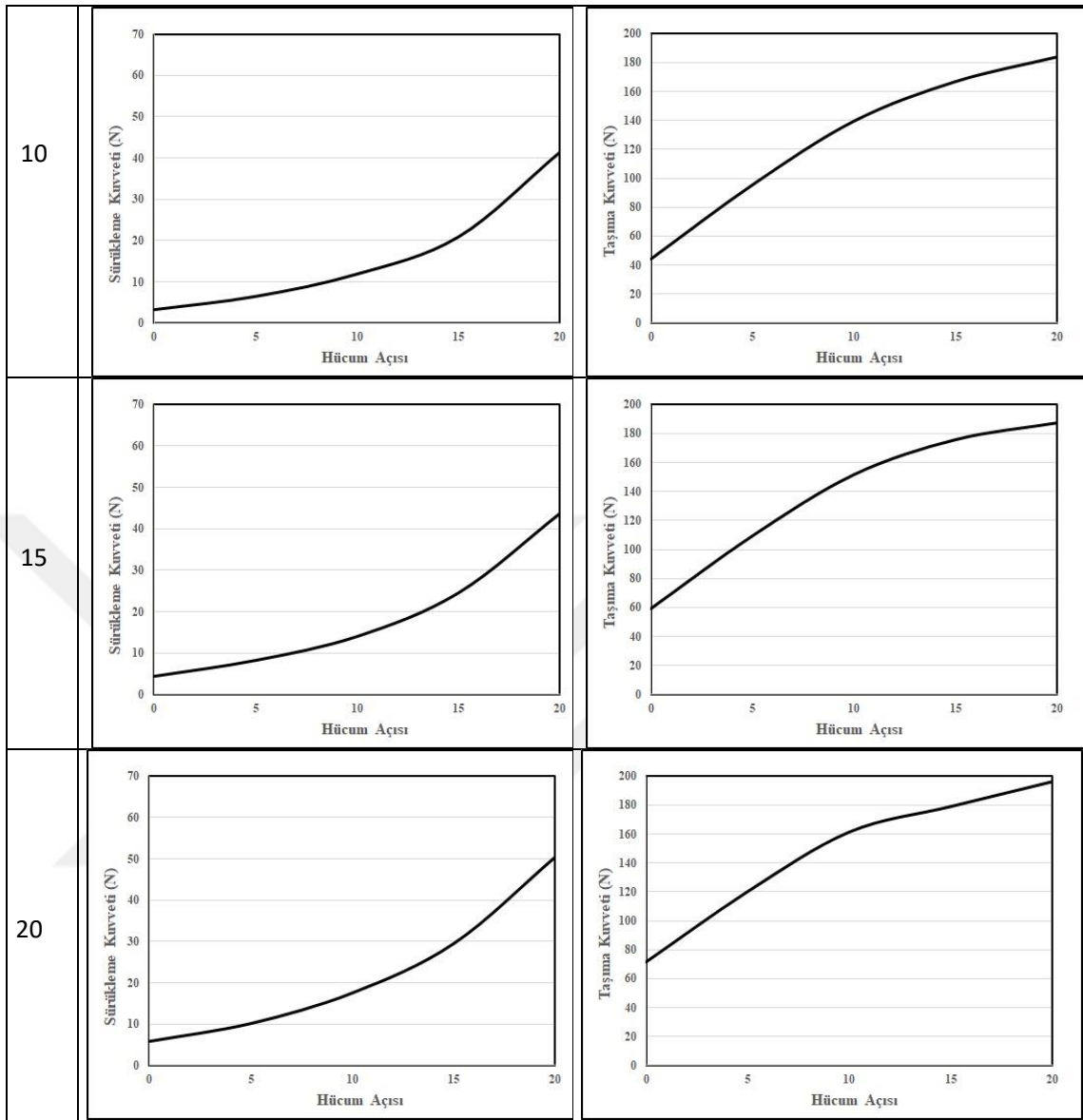
Şekil 4.2. de dihedral açısı değişiminin yaptığımız farklı açılarda ki değişimlerinin karşılaştırılmasının aerodinamik performansları verilmiştir. Grafik incelendiğinde yaklaşık 4 derecelik dihedral açısına kadar artırılması aerodinamik performansı olumlu yönde etkilediği görülmektedir. Bölüm 1.3.9 da dihedral açısının hava aracı için kullanım değerlerinden bahsedildiği gibi, kullanım alanının kısıtlanmaması için büyük açı değerinde tercih edilmemelidir. Grafik incelendiğinde 0 derece dihedral açısında iyi aerodinamik performans gözlenmiştir.

4.4. Burulma Açısı

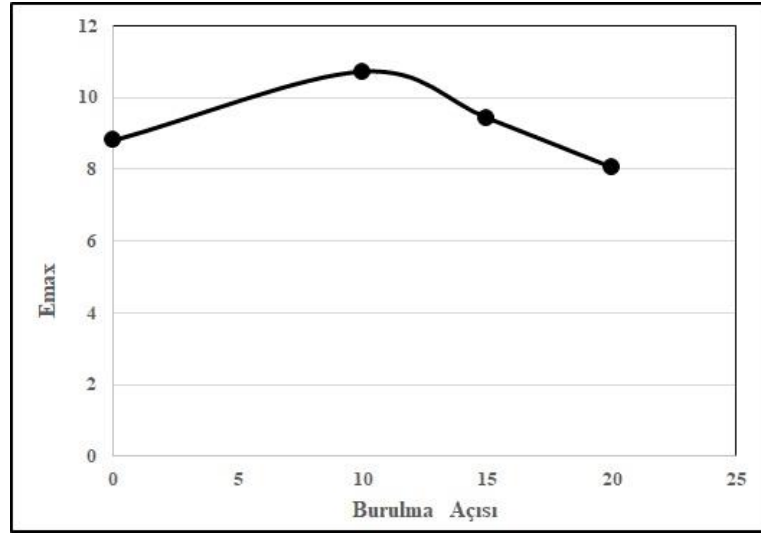
Kanat büküm dağıtımı, belki de seçilecek en az tartışmalı tasarım parametresidir. Büküm, seyir sürtünmesinin aşırı olmaması için seçilmelidir. Büküm, seyir sürtünmesinin aşırı olmaması için seçilmelidir. Ekstra yukarı yönlü kanat bükümü perdövites karakteristiğine yardımcı olur ve uç kısımlardaki yüksek ağırlıklardan oluşan yüksek taşıma kuvvetlerinde ki yük dağılımlarında ki indüklenmiş sürüklemeyi geliştirir. Büküm, kanat üzerindeki moment dağılımını değiştirerek yapısal ağırlığı da değiştirir. Geriye yaslanmış kanatlarda büküm, aynı zamanda, düzeltilmiş sürüklenme üzerinde küçük bir etki bırakan pozitif bir atım momenti üretir. Böylece kanat bükümü seçimi, seyir sürüklenmesi, ikinci bölüm tırmanışında sürüklenme ve kanat yapısal ağırlığı arasındaki eğilim incelenerek gerçekleştirilir. Seçilen yukarı yönlü büküm daha sonra perdövites karakteristiğini düzeltmek için biraz daha yükseltilir.

Tablo 4. 3. Burulma Açısı Aerodinamik Parametreleri





Tablo 4.3 de farklı burulma açılarında yapılan sayısal analizlerin aerodinamik parametre grafikleri verilmiştir. Grafikler incelendiğinde 10 derece burulma açısında taşıma kuvvetinin yaklaşık %15 arttığı görülmüştür. Daha sonra 20 derece burulma açısına kadar tekrar aerodinamik etkinliğin azaldığı ve sürükleme kuvvetinin arttığı gözlemlenmiştir. Bu durumdan çok fazla burulan kanatlarda akış ayrılmalarının arttığı ve tutunma kayıplarının yaşandığı anlaşılmaktadır.



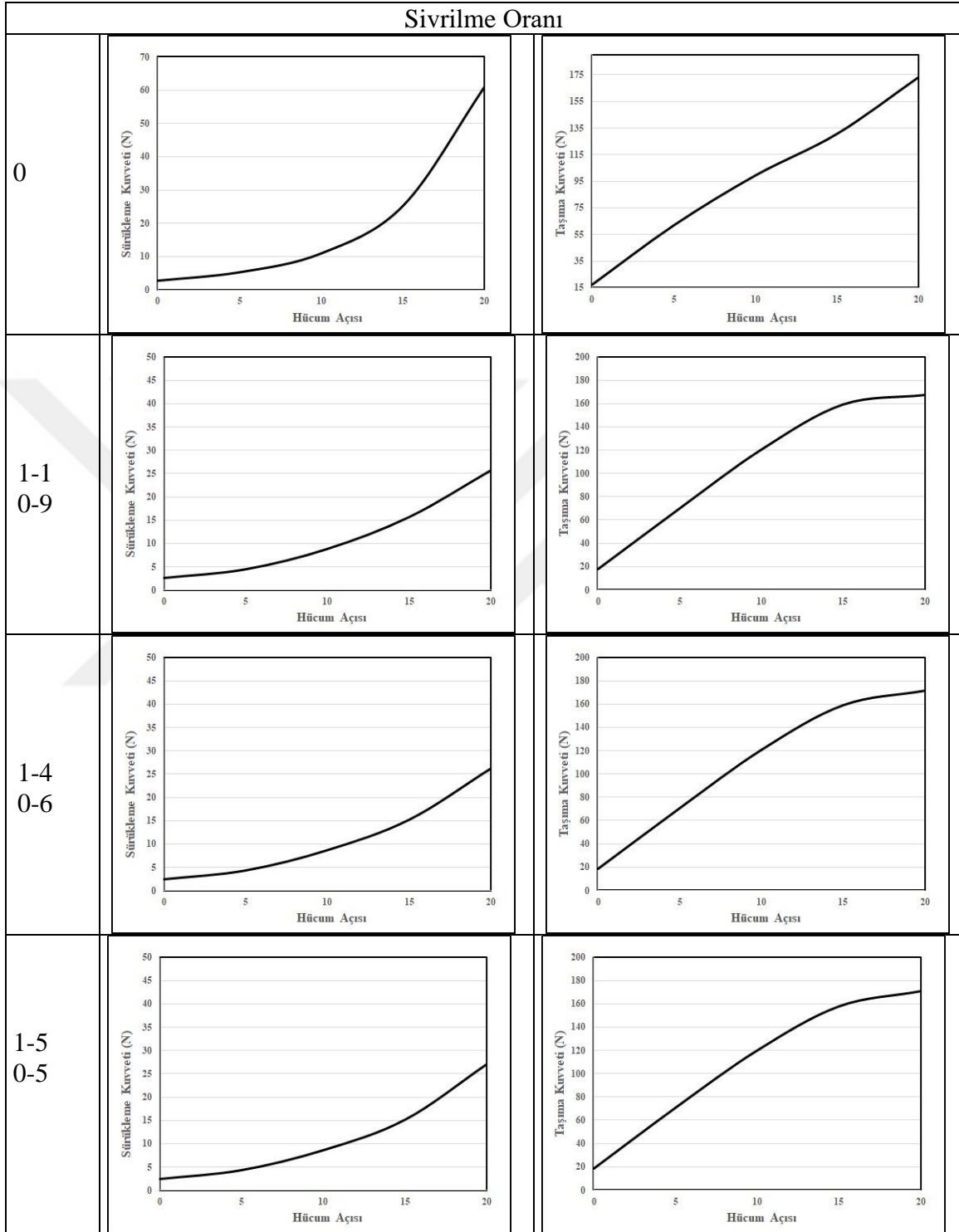
Şekil 4. 3. Burulma Açısı Emax karşılaştırılması

Burulma açısı çalışmamız için 0-5-10-15-20 derece aralıklarda seçilmiştir ve şekil 4.3 de aerodinamik etkinliklerinin karşılaştırılması verilmiştir. Burulma açısının hava araçlarında aerodinamik etkinlik için oldukça önemlidir. Belirli bir oranda burulmuş kanatlar akış ayrılmasını geciktirmekle birlikte taşıma kuvvetini artırmaktadır. Şekil 4.3 de görüldüğü gibi 10 dereceye kadar burulmuş kanat için aerodinamik etkinlik önemli derece de artmıştır. Bu dereceden sonra daha fazla kanadın burulması hücum ve firar kenarı farklılıkları oluşturarak akış ayrılmalarını başlattığı için aerodinamik etkinlik azalmaktadır.

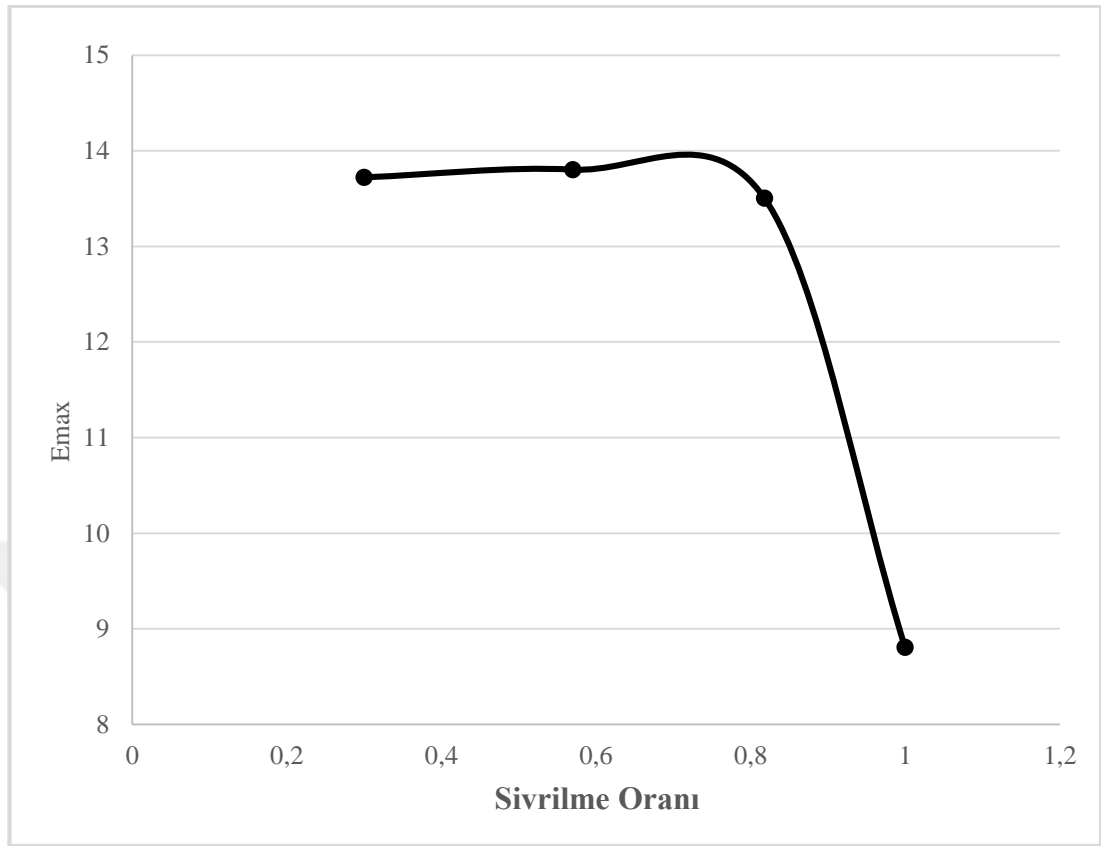
4.5. Sivrilme Oranı

Hava araçlarında kullanılan çoğu kanat dikdörtgen değildir. Bu nedenle kanatların genişliği boyunca farklı veter uzunluklarına sahiptirler. Farklı amaç ve kullanıma uygun olması için çeşitli kanat şekilleri arasında karşılaştırılabilecek karakteristik bir şekil yaratmak gerekebilmektedir. Sivrilme oranı sadece kanat kökünden veya birkaç farklı yerinde farklı oranlarla da olabilir. Bu çalışmada sadece kanat kökünden başlayan ve sabit giden sivrilme oranları çalışılmıştır.

Tablo 4. 4. Sivrilme Oranı Aerodinamik Parametreleri



Tablo 4.4. de farklı sivrilme oranlarında kanadımızın aerodinamik etkinlik değerlerine ait grafikler verilmiştir. Burada kanat alanında değişiklik olmaksızın, kanat kökünün veteri artırılarak kanat ucu veteri düşürülerek sivrilme oranı verilmiştir. Örnek olarak kanat kökü veterin 1.5 katı, kanat ucu ise veterin 0.5 katı olarak seçilmiştir.



Şekil 4. 4. Sivrilme Oranı Emax karşılaştırılması

Şekil 4.4 de sivrilme oranına ait aerodinamik etkinlik karşılaştırmaları verilmiştir. Kanat kökünün artırılarak ve kanat ucu veterinin azaltılarak elde edilen açı değerlerinde incelendiğinde sivrilme oranı uygulandığında belirli değere kadar aerodinamik etkinliğin arttığı görülmüştür. Kanadımız için bu değer 1.1 kanat kökü 0.9 kanat ucu veter değerleridir. Sürükleme kuvveti değerleri incelendiğinde bu sivrilme oranı başlangıç değerine göre yaklaşık %30 azalma görülmüştür. Daha sonra bu oranda sivrilme oranının azaltılmasının aerodinamik etkinliğe önemli katkısı olmadığı görülmüştür.

5. BÖLÜM

Sonuçlar ve Öneriler

5.1. Sonuç

Bu tez çalışmasında insansız bir hava aracının performansının artırılması için sayısal olarak bazı çalışmalar yapılmıştır. Bu çalışmalarda insansız hava aracının kanat alanı değişmeksizin farklı açı ve şekillerde bağlanarak performans incelemesi yapılmıştır. İncelenen parametreler ok açısı, dihedral açısı, sivrilme oranı ve burulma açılarıdır.

Ok açısı 0-2-4-6-8 derecelerde değişim uygulanmıştır, hava aracı hücum açısı ise 0-5-10-15-20 derece arasında değişimi incelenmiştir ve ilk tasarımın yanı sıra sıfır derece ok açısının en iyi aerodinamik performansı elde ettiği görülmüştür. Dihedral açısı aynı şekilde 0-2-4-8 pozitif dihedral değerlerinde uygulanmıştır ve dihedral açısının artması aerodinamik performansı iyileştirmemiştir. 0 derece dihedral açısı 8.806 E_{max} değeri ile en iyi sonucu vermiştir. Burulma açısı kanat ucunda 10-15-20 derece açılarda uygulanmış ve ilk duruma göre 10 derece burulma açısı 10.71 E_{max} değeri ile ilk duruma göre %20 artış göstermiştir. Son olarak kanat kökünden kanat ucuna sivrilme uygulanmış ve kanat kökü veterininin 1.5 katı ile kanat ucu veterininin 0.5 katı birleştirilerek sivrilme oranı 0.3 olan kanat en iyi aerodinamik performansı sağlayarak yaklaşık % 27 performans artışı sağlamıştır.

Bu çalışmada, VTOL insansız hava aracının sadece kullandığı kanadı incelenmiştir. Bu nedenle aerodinamik performansın %27 lere varan oranda artış göstermiştir. Kanat bağlantı açılarının etkin kullanımının aerodinamik performansa ne kadar etkili olduğu gösterilmiştir.

-Bu çalışma üretilen hava aracı ile birlikte bağlantı açıları incelenebilir

-Bağlantı açıları daha sık aralıklarla uygulanabilir.

KAYNAKLAR

- [1] <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/forces.html> (Erişim Tarihi, Eylül 2017)
- [2] <http://www.tayyareci.com/akademi/ucaknas.asp> (Erişim Tarihi, Eylül 2017)
- [3] M, H. Sadraey., Aircraft Design: A Systems Engineering Approach Chapter 5 Wing Design. . WILEY 2012
- [4]<http://web.itu.edu.tr/yukselen/Uck351/05-%20Kanat%20profillerinin%20aerodinami%F0i.pdf> (Erişim Tarihi, Eylül 2017)
- [5] Pederzani, J., & Haj-Hairiri, H. (2006). Numerical Analysis of Heaving Flexible Airfoils in a Viscous Flow. **AIAA Journal**. 44, 2773-2779.
- [6] Ol, M. V. (2010). Some Observations on Periodic and Transient Motions on MAV-Relevant Unsteady Aerodynamics. 67
- [7] Granlund, K., Ol, M., & Bernal, L. (2011). Experiments on Pitching Plates: Force and Flowfield Measurements at Low Reynolds Numbers. **48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum on Aerospace Exposition**. Orlando, FL.
- [8] Granlund, K., Ol, M., & Bernal , L. (2011). Flowfield Evolution vs Lift Coefficient History for Rapidly-Pitching Low Aspect Ratio Plates. **6th AIAA Theoretical Fluid Mechanics Conference**. Honolulu, HI.
- [9] Ol, M., & Gharib, M. (2001). The Passage Towards Stall of Nonslender Delta Wings at Low Reynolds. 31st AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit.
- [10] M, Joshua Joseph., (2014)Literature Review Of The Aerodynamics Of Flapping Flight In Micro Air Vehicle Applications. A Paper Submitted to the Graduate Faculty of the North Dakota State University of Agriculture and Applied Sciences November.
- [11] Yu, M. L., Hu, H., & Wang, Z. J. (2012). Experimental and Numerical Investigations on th Asymmetric Wake Vortex Structures and an Oscillating Airfoil. 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition.

- [12] Freymuth, P. (1990). Thrust Generation by an Airfoil in Hover Modes. *Experiments in Fluids*, 9, 17-24.
- [13] Aono, H., Chimakurthi, S. K., Wu, P., Sallstrom, E., Stanford, B. K., Cesnik, C. E., Shyy, W. (2010). A Computational and Experimental Study of Flexible Flapping Wing Aerodynamics. 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition.
- [14] DeLuca, A., Reeder, M., Freeman, J., & Ol, M. (2005). Flexible- and RigidWing Micro Air Vehicle: Lift and Drag Comparison. ***Journa of Aircraft***, 43(2), 572-575.
- [15] Snyder, R. D., Beran, P., & Kolonay, R. (2012). Physics-Based Design of Micro Air Vehicles. Wright-Patterson Air Force Base, OH: Air Force Research Lab.
- [16] Anderson, J. D. (2007). *Fundamentals of Aerodynamics*, 4th Edition. New York, NY: McGraw-Hill.
- [17] Jones, K., Dohring, C., & Platzer, M. (1996). Wake Structures Behind Plunging Airfoils: A Comparison of Numerical and Experimental Results. 34th Annual Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV: AIAA.
- [18] Acheson, D. J. (1990), *Elementary Fluid Dynamics*, Oxford Applied Mathematics and Computing Science Series, Oxford University Press, ISBN 0-19-859679-0
- [19] Batchelor, G. K. (1967), *An Introduction to Fluid Dynamics*, Cambridge University Press, ISBN 0-521-66396-2
- [20] Landau, L. D.; Lifshitz, E. M. (1987), *Fluid mechanics, Course of Theoretical Physics*, 6 (2nd revised ed.), Pergamon Press, ISBN 0-08-033932-8, OCLC 15017127
- [21] Rhyming, Inge L. (1991), *Dynamique des fluides*, Presses polytechniques et universitaires romandes
- [22] Polyanin, A. D., Kutepov, A. M., Vyazmin, A. V., Kazenin, D. A., (2002). *Hydrodynamics, Mass and Heat Transfer in Chemical Engineering*, Taylor & Francis, London, ISBN 0-415-27237-8

- [23] Currie, I. G. (1974), *Fundamental Mechanics of Fluids*, McGraw-Hill, ISBN 0-07-015000-1
- [24] V. Girault and P.A. Raviart., *Finite Element Methods for Navier–Stokes Equations: Theory and Algorithms*. Springer Series in Computational Mathematics. Springer-Verlag, 1986.
- [25] White, Frank M. (2006), *Viscous Fluid Flow*, McGraw-Hill, ISBN 0-07-124493-X
- [26] Smits, Alexander J. (2014), **A Physical Introduction to Fluid Mechanics**, **Wiley**, ISBN 0-47-1253499
- [27] T. Roger., (1984): "Navier–Stokes Equations: Theory and Numerical Analysis", ACM Chelsea Publishing, ISBN 978-0-8218-2737-6

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı, Soyadı: Emre YAZAR

Uyruğu: Türkiye (TC)

Doğum Tarihi ve Yeri: 07 TEMMUZ 1989, ANKARA

Medeni Durumu: Evli

Tel: +90 554 729 48 79

E-mail: emre.yazar5150@gmail.com

Yazışma Adresi: Çağlayan mah. Yalı cad. Örnekevler sit. B blok Daire:19 Muratpaşa
Antalya

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Y.Lisans	ERÜ S.H.Y.O Uçak Gövde-Motor	2018-Devam ediyor
Lisans	ERÜ S.H.Y.O Uçak Gövde-Motor	2011
Lise	Çankırı Süleyman Demirel Fen Lisesi	2005

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2011- 2013	Mytechnic MRO	Uçak Bakım Teknisyeni
2013- 2015	ATS Team Antalya	Uçak Bakım Teknisyeni
2015-	Tailwind Havayolları	Uçak Bakım Teknisyeni

YABANCI DİL

İngilizce