T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
UÇAK GÖVDE VE MOTOR BAKIM ANABİLİM DALI

DÜŞÜK HIZLI BİR KANAT MODELİNDE BURULMA AÇISININ KANAT PERFORMANSINA ETKİSİNİN DENEYSEL OLARAK ARAŞTIRILMASI

Hazırlayan
Erkan KUZEY

Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Selim TANGÖZ

Yüksek Lisans Tezi

Şubat 2025
KAYSERİ

T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
UÇAK GÖVDE VE MOTOR BAKIM ANABİLİM DALI

DÜŞÜK HIZLI BİR KANAT MODELİNDE BURULMA AÇISININ KANAT PERFORMANSINA ETKİSİNİN DENEYSEL OLARAK ARAŞTIRILMASI

(Yüksek Lisans Tezi)

Hazırlayan
Erkan KUZEY

Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Selim TANGÖZ

Şubat 2025
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.

Erkan KUZEY

“Düşük Hızlı Bir Kanat Modelinde Burulma Açısının Kanat Performansına Etkisinin Deneysel Olarak Araştırılması” adlı Yüksek Lisans Tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi’ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Hazırlayan
Erkan KUZEY

Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Selim TANGÖZ

Uçak Gövde ve Motor Bakım ABD Başkanı

Doç. Dr. Veysel ERTURUN

TEŞEKKÜR

Tez çalışmamı oluşturmamda engin tecrübeleri ile bana yol gösteren ve bir eğitmenden ileri bir ilgi ile destek olan tez danışmanım Dr. Öğr. Üyesi Selim TANGÖZ'e, teşekkür ederim. Bana çalışmalarım süresince her türlü yardımı ve fedakârlığı sağlayan sevgili eşim Hatice DOĞAN KUZEY'e çok teşekkür ederim. Tüm eğitim hayatım boyunca her anlamda desteklerini esirgemeyen değerli aileme, çok kıymetli arkadaşlarıma sonsuz teşekkürler.

Erkan KUZEY

Şubat 2025, KAYSERİ

DÜŞÜK HIZLI BİR KANAT MODELİNDE BURULMA AÇISININ KANAT PERFORMANSINA ETKİSİNİN DENEYSEL OLARAK ARAŞTIRILMASI

Erkan KUZEY

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Yüksek Lisans Tezi, Şubat 2025
Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Selim TANGÖZ

ÖZET

Kanatların yapısal özellikleri emniyetli bir uçuşun sağlanmasında büyük rol alır. Ayrıca, uçaklarda kanatlarından beklenen önemli özelliklerden birisi operasyon giderlerini düşürmesidir. Kanatların performansını iyileştirmek için yapılan çalışmalar artmaktadır. Çalışmaların bir kısmında kanadın profil yapısı (airfoil) değiştirilmeden kök kısmından uç kısmına doğru geliş açı değiştirilerek performans incelemesi yapılmaktadır. Kanat boyunca geliş açısının değiştirilmesinin yani kanadın burulmasının kanat boyunca taşıma istikrarını artırdığı bilinmektedir. Burulma kanadın stall karakteristiğini de olumlu yönde etkilemektedir. Ses hızının altında uçan hava araçlarında düşük Reynolds sayılı kanat profilleri kullanılmaktadır. İnsansız hava araçlarında (İHA) da düşük Reynolds sayılı kanat profilleri tercih edilir. Bu tez çalışmasında, İHA'larda kullanılan düşük Reynolds sayılı bir airfoil yapısı seçilerek burulma açısının kanat basınç dağılımı, akım ayrılması ve kanadın stall karakteristiği üzerine etkilerinin deneysel olarak araştırılması amaçlanmıştır. Çalışma 5 farklı kanat tasarımı üzerinde, -10° ile 35° arasında değişen hücum açılarında yapılan deneylerden oluşmaktadır. Burulma açısının etkileri kanat üst yüzeyindeki basınç dağılımı izlenerek gözlemlenmiştir. Deneysel çalışmalar hızı düşük olan bir rüzgar tünelinde gerçekleştirilmiştir. Sonuç kısmında pozitif ve negatif burulma etkileri ayrı ayrı değerlendirilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Düşük Hızlı Kanat, Burulma Açısı, Kanat Performansı, Basınç Dağılımı,

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF THE EFFECT OF TWIST ANGLE ON WING PERFORMANCE IN A LOW-SPEED WING MODEL

Erkan KUZEY

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences
Master Thesis, February 2025
Supervisor: Asst. Prof. Selim TANGÖZ

ABSTRACT

The structural features of wings play a major role in ensuring a safe flight. In addition, one of the important features expected from the wings of aircraft is to reduce operating costs. Studies to improve the performance of wings are increasing. In some of the studies, performance examination is carried out by changing the angle of incidence from the root to the tip of the wing without changing the profile structure (airfoil). It is known that changing the angle of incidence along the wing, i.e. the twist of the wing, increases the increasing stability along the wing. Twists also positively affect the stall characteristics of the wing. Low Reynolds number wing profiles are used in aircraft flying below the speed of sound. Airfoils with low Reynolds' number are preferred in unmanned aerial vehicles (UAV). In this thesis, it is aimed to experimentally investigate the effects of twist angle on wing pressure distribution, current separation and stall characteristics of the wing by choosing a low Reynolds' number airfoil structure used in UAVs. Study consists of experiments on 5 different wing designs at angles of attack varying between -10° and 35°. The effects of the twist angle were observed by monitoring the pressure distribution on the upper surface of the wing. The experiments were carried out in a low-speed wind tunnel. In the conclusion part, positive and negative twist effects were evaluated separately.

Keywords: Low-Speed Wing, Twist Angle, Wing Performance, Pressure Distribution

İÇİNDEKİLER

DÜŞÜK HIZLI BİR KANAT MODELİNDE BURULMA AÇISININ KANAT PERFORMANSINA ETKİSİNİN DENEYSEL OLARAK ARAŞTIRILMASI

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK ii

YÖNERGEYE UYGUNLUK iii

KABUL VE ONAY iv

TEŞEKKÜR v

ÖZET vi

ABSTRACT vii

İÇİNDEKİLER viii

KISALTMALAR x

SİMGELER xi

TABLOLAR LİSTESİ xii

ŞEKİLLER LİSTESİ xiii

GİRİŞ 1

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. Problem Durumu 2

1.2. Literatür Araştırması 6

1.3. Araştırmanın Önemi 17

2. BÖLÜM

YÖNTEM VE MATERYAL

2.1. Deney Düzeneği 19

2.2. Kanat Modellerinin Üretimi 25

2.3. Deneysel Prosedürler 40

3. BÖLÜM

DENEYSEL SONUÇLAR

3.1. Performans Çıktıları 42
3.2. Kanat Üst Yüzeyi Basınç Değişimi 44
3.3. Sonuç ve Öneriler 49

KAYNAKÇA 50

EKLER 54

EK 1. 54

ÖZGEÇMİŞ 55

KISALTMALAR

AAW: Active Aeroelastic Wing

AFW: Active Flexible Wing (AFW)

AR: Kanat Açıklığı (Aspect Ratio)

HUBF: Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi

İHA: İnsansız Hava Aracı

MAC: Ortalama Aerodinamik Veter (Mean Aerodynamic Chord)

NACA: National Advisory Committee for Aeronautics

PLA: Polilaktik Asit

PZT: Piezoelectric Materials

RANS: Reynolds-Averaged Navier-Strokes

SD: Selig/Donovan

SMA: Shape Memory Alloys

SMP: Shape Memory Polymers

STS: Shear Stress Transport

UAV: Unmanned Air Vehicle

SİMGELER

C_l: Taşıma Katsayısı

C_d: Sürükleme Katsayısı

C_t: Kanat Ucu Veteri

C_r: Kanat Kökü Veteri

C_P: Basınç Katsayısı

ρ: Akışkanın Yoğunluğu

υ_s: Akışkanın Hızı

c: Veter Uzunluğu

μ: Akışkanın Dinamik Viskozitesi

ν: Akışkanın Kinematik Viskozitesi

Re: Reynolds Sayısı

Λ: Ok Açısı (Sweep Angle)

Γ: 'V' Açısı (Dihedral Angle)

λ: Kanat Koniklik Oranı (Taper Ratio)

i_w: Geliş Açısı (Incidence Angle)

α_t: Burulma Açısı (Twist Angle)

b: Kanat Boyunca Uzunluk (Span)

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 1. Rüzgâr tünelinin özellikleri. 21
Tablo 2. SD7037 ve diğer düşük hızlı profillerin özellikleri 25
Tablo 3. Kanat modellerinin özellikleri. 28
Tablo 4. Kanatların üretildiği PLA maddesinin özellikleri. 40
Tablo 5. Deney girdileri. 40
Tablo 6. Ham verinin dönüştürülmesi. 41

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1. Uçan cisimlerin Reynolds sayısına göre sınıflandırması. 3
Şekil 2. Kanat burulması. 4
Şekil 3. Kanat tasarım gereklilikleri. 5
Şekil 4. a) Kanat tasarımının burulması b) Kök ve uç airfoil yapısı. 8
Şekil 5. Karma kanat gövdesi temel yapısı ve kuş bakışı görünüşü. 9
Şekil 6. Merkez gövde, kanat kök ve uç kesiti. 9
Şekil 7. Burulma dağılımı. 10
Şekil 8. Tasarlanan modelin görünüşü. 11
Şekil 9. Kanat boyunca burulma dağılımı 11
Şekil 10. Rüzgar tünelinde tasarlanan hava aracının gösterimi. 12
Şekil 11. Sınır koşulları ve hesaplama alanı. 12
Şekil 12. Kanat dönüşüm yöntemleri. 14
Şekil 13. Kanat burulması. 15
Şekil 14. (a) Sol kesitin aşağı, sağ kesitin yukarı esnetilmesi (b) Sol kesitin aşağı esnetilmesi. 16
Şekil 15. Kullanılan İHA modeli ve özellikleri. 17
Şekil 16. SD 7037 airfoili kullanılan İHA modeli. 18
Şekil 17. Deney düzeneğinin şematik gösterimi. 20
Şekil 18. Rüzgâr tünelinin elemanları. 22
Şekil 19. Rüzgar tüneli türbülans şiddetinin serbest akım hızı ile değişimi. 23
Şekil 20. Rüzgar tüneli serbest akım hızının zamana bağlı anlık ölçümleri. 23
Şekil 21. Yük hücresi ve döndürme ünitesi. 24
Şekil 22. Dinamik basınç sensörü. 25
Şekil 23. Cl - Alpha grafiği. 26
Şekil 24. Cd - Alpha grafiği. 26
Şekil 25. Cl - Cd grafiği. 27
Şekil 26. Cl/Cd - Alpha grafiği. 27
Şekil 27. 0° burulma açılı kanat modeli. 29
Şekil 28. Yük hücresine bağlandığı kesit ve delik ölçüleri. 29
Şekil 29. Yük hücresine bakmayan kesit ve delik ölçüleri. 29

Şekil 30. Kanadın üst yüzeyindeki delikler ve ölçüleri.....30
Şekil 31. Basınç hattının kesit görünümü. 30
Şekil 32. -6° burulma açılı model. 31
Şekil 33. Yük hücresine bakmayan kesit ve delik ölçüleri. 32
Şekil 34. Kanadın üst yüzeyindeki delikler ve ölçüleri.....32
Şekil 35. -6° burulma açılı modelin farklı açılardan görünüşü (a, b, c).....34
Şekil 36. -3° burulma açı modelin farklı açılardan görünüşü (a, b, c).....35
Şekil 37. 0° burulma açı modelin farklı açılardan görünüşü (a, b, c). 36
Şekil 38. 3° burulma açı modelin farklı açılardan görünüşü (a, b, c). 37
Şekil 39. 6° burulma açı modelin farklı açılardan görünüşü (a, b, c). 38
Şekil 40. Kanatları üretildiği 3D yazıcı. 39
Şekil 41. Cl-AoA ve Cd-AoA grafikleri. 42
Şekil 42. Cl-Cd ve Cl/Cd-AoA grafikleri. 43
Şekil 43. -6° burulma bulunan kanadın basınç grafikleri.....44
Şekil 44. -3° burulma bulunan kanadın basınç grafikleri.....45
Şekil 45. 0° burulma bulunan kanadın basınç grafikleri.....46
Şekil 46. 3° burulma bulunan kanadın basınç grafikleri.....47
Şekil 47. 6° burulma bulunan kanadın basınç grafikleri.....48

GİRİŞ

Günümüzde gözetleme, takip etme ve bilimsel inceleme gibi hem askeri hem de bilimsel birçok görev için insansız hava araçları kullanılmaktadır. Görevin türüne göre hava araçları farklı uçuş hızları ile kullanılacak şekilde tasarlanmaktadır. Hava aracının operasyon sürecinde uçacağı en fazla ve en az uçuş yükseklikleri de tasarım için önemlidir. Hava aracına istenen göreve göre faydalı yük miktarı artırmak avantaj sağlar. Diğer hava araçlarında olduğu gibi insansız hava araçlarında da mevcut yakıtla daha uzun süre havada kalmak tasarımda önemli bir etkendir. Kanat airfoil yapısı bu noktada değer kazanmaktadır. Tüm bu ve benzer etkenler göz önüne alındığında airfoil yapının ne derece önemli olduğu görülmektedir. Akışkanlar mekaniği alanının temel konularından biri olan airfoil yapısı hayvanların uçuş davranışlarından bir deniz altının pervanelerinin tasarımına kadar birçok çalışma alanında önemli bir değişken olmuştur. Hava araçlarında da airfoil yapının birden çok kullanım yeri bulunmaktadır. Kanat yapısı bunlardan biridir. Hava aracının uçuş rejimine göre hava aracı kanadında kullanılan airfoil ve yapısı değişmektedir. İnsansız hava araçlarında genellikle düşük hızlı profiller tercih edilmektedir. Fakat bir İHA'nın kanadında düşük hızlı profil kullanmak en iyi performansı elde etmek için yeterli değildir. Fazladan bir veya birden fazla iyileştirme çalışmaları yapmak gerekir. Kanat burulması kanatta yapılan iyileştirme yöntemlerinden biridir. Kanat burulması yöntemi ile ilgili yapılmış birçok çalışma bulunmaktadır. Yapılan araştırmalar burulmanın kanat özelliklerini oldukça iyileştirdiğini göstermektedir. Burulma ile geliş açısının kanatta kökten uca doğru azaltılmasının kanat üst yüzeyinde sınır tabakada akım ayrılmalarını geciktirdiği ve kanada daha yüksek hücum açılarında taşıma kabiliyeti kazandırdığı bilinmektedir.

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. Problem Durumu

Airfoil yapısı ilk olarak 19. Yüzyılda göz yaşı damlası şeklinde tasarlanmış ve bu yapı oldukça dikkat çekmiştir. O yıllarda bazı akışkanlar mekaniği uzmanlarının ideal tek bir profil olamayacağını keşfetmesi çok uzun sürmemiştir. Airfoil yapının, kanadın boyutu ve hızına göre değiştirilmesi gerektiğini keşfetmişlerdir. Bu aşamada airfoil yapısı ile kanadın boyutu ve hızı arasındaki ilişkiyi *ölçü/boyut etkisi* olarak tanımlamışlardır [1].

Hava aracı tasarım çalışmalarının ivmelendiği 19. Yüzyılın sonlarında; ölçü/boyut etkisi tanımı yaygınlaşmıştır. Kuş veya böceklerin kanat boyutları ile airfoil yapılarının arasındaki ilişkiyi oldukça iyi ifade eden bu tanımın büyük uçak kanatlarındakini de tanımlayabileceği araştırma konusu olmuştur. Yapılan çalışmalar neticesinde ölçü/boyut etkisi Reynolds sayısı keşfedilerek sınıflandırılmıştır [1].

Reynolds Sayısı, akışkanların dinamiğini inceleyen Osborne Reynolds tarafından 19.Yy'da tespit edilmiştir. Reynolds birçok laminer akış ve türbülanslı akış deneyleri yapmıştır. Akış hızının ve akışkan içindeki cismin akış boyunca uzunluğunun artmasının türbülanslı akışı artırdığını, viskozite kuvvetlerinin artmasının türbülanslı akışı azalttığını deneyimlemiştir. Bu sonuçlarla beraber Reynolds sayısını aşağıdaki gibi tanımlamıştır [2].

$$\mathrm{Re} = \frac{\rho \upsilon_s c}{\mu} = \frac{\upsilon_s c}{\nu} = \frac{\text{Atalet Kuvvetleri}}{\text{Viskozite Kuvvetleri}}$$

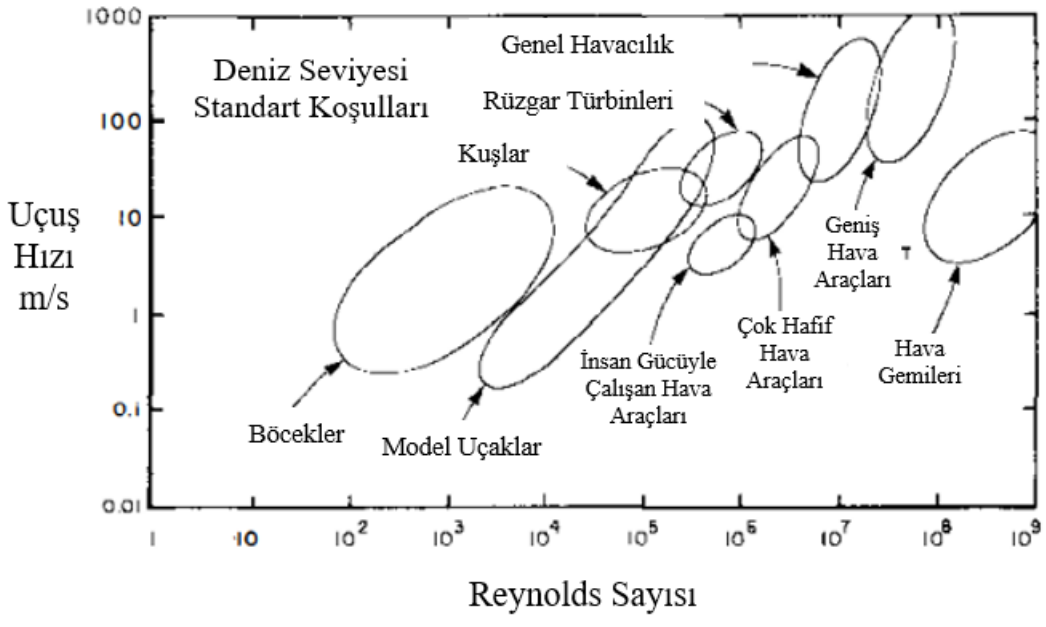
Bu denklemde;

- ρ - Akışkanın yoğunluğu, $\left(= \frac{\mathrm{kg}}{\mathrm{m}^3}\right)$

- υ_s - Akışkanın hızı, $(= \frac{m}{s})$
- c – Veter uzunluğu, $(= m)$
- μ - Akışkanın dinamik viskozitesi, $(= \frac{kg}{m.s})$
- ν - Akışkanın kinematik viskozitesidir. $(= \frac{\mu}{\rho})$, $(= \frac{m^2}{s})$

Reynolds Sayısı aynı zamanda farklı akışkanlardaki akışların benzerliğini bulmaya yarayan bir standart olarak kullanılmaktadır. Bu aynı Reynolds sayısına sahip akışlar aynı akış özelliklerini gösterirler anlamına gelmektedir [2].

Deniz seviyesinden 30 km'den fazla yükseklikte, düşük-hızlı İHA'lar da dahil, İHA'larda çoğunlukla düşük Reynolds sayılı airfoil tercih edilmektedir. Havanın sıkıştırılabilirliği gözardı edilmeksizin $\mathrm{Re} = 10^6$ altındaki uçuş rejimleri düşük Reynolds sayılı uçuş rejimi olarak kabul edilmektedir. Şekil 1'de bu sınıflandırma ile ilgili görsel verilmiştir [1].

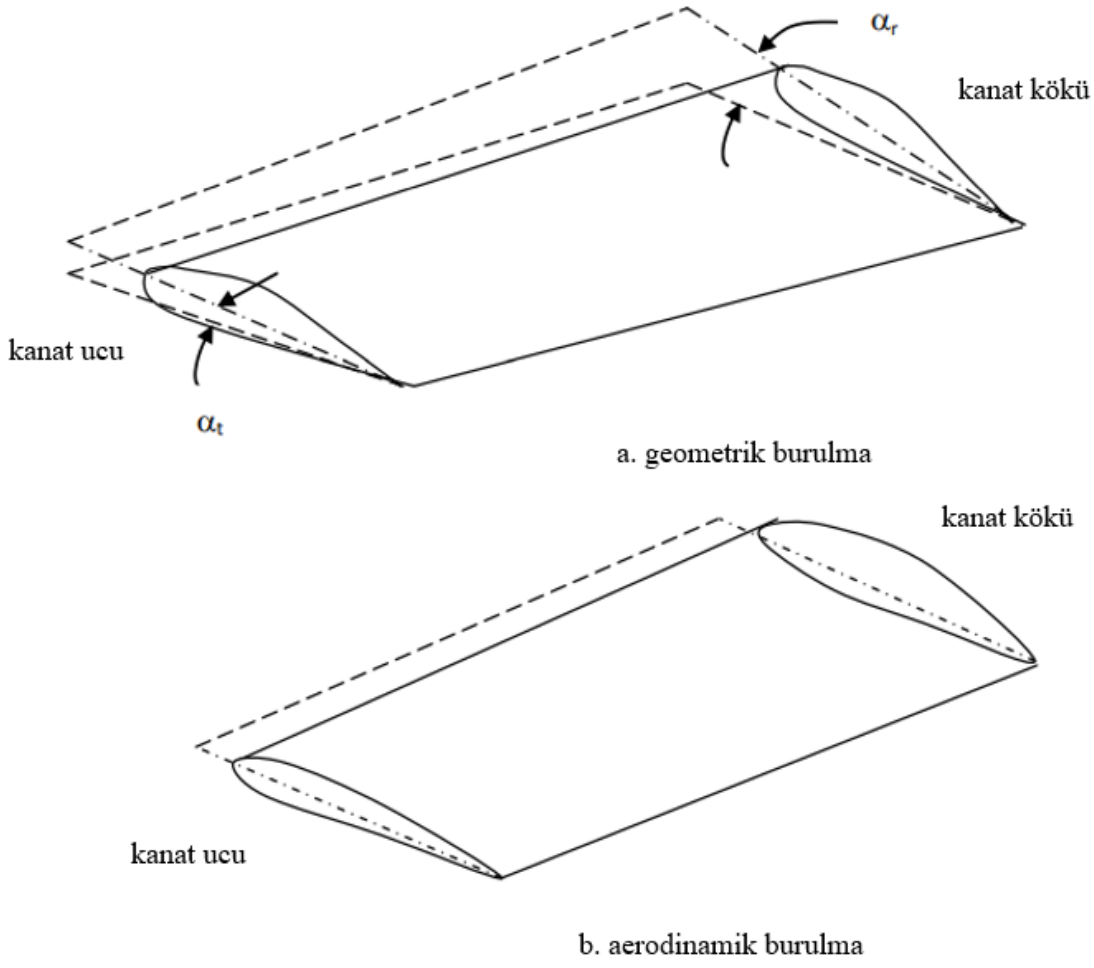


Şekil 1. Uçan cisimlerin Reynolds sayısına göre sınıflandırması [1].

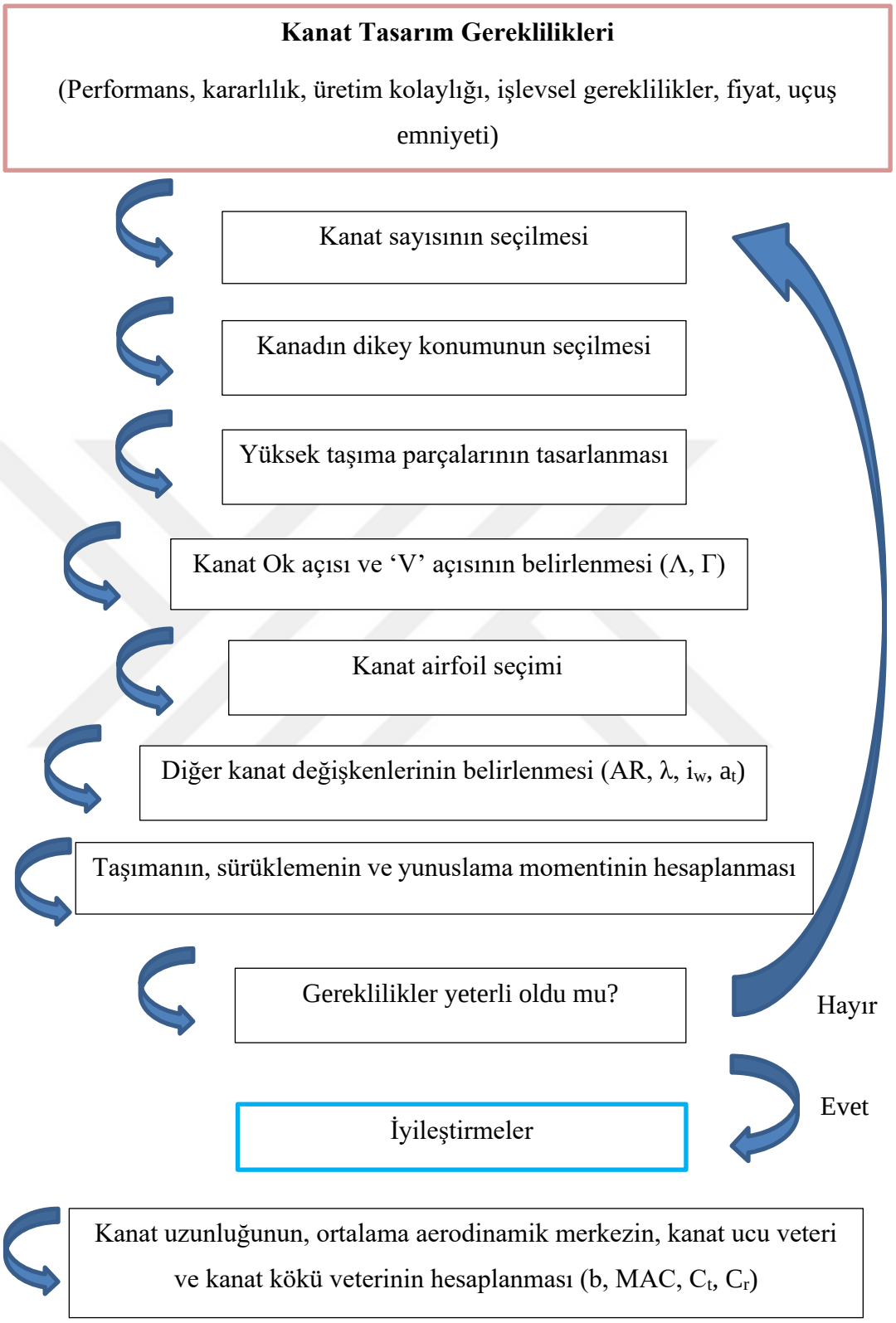
Sağlanan pozitif geri dönüşlere rağmen uygun airfoil yapısı tercihi en iyi performans için yeterli olmamıştır. Kanat yapısı da iyileştirilerek daha iyi performans elde edildiği

keşfedilmiştir. Kanat tasarım gerekliliklerine Sadraey (2012) bir çalışmasında değinmiştir. Kanat tasarım gereklilikleri Şekil 3‘te verilmiştir [3].

Kanadın burulması kanat performansını geliştirici bir etki yaratır. Kanat ucu kesitinin kanat kökü kesitinden daha düşük geliş açısına sahip olması negatif burulma veya *wash-out* olarak adlandırılır. Kanat ucu kesitinin daha yüksek geliş açısına sahip olmasına ise pozitif burulma veya *wash-in* denir. Kanat kökü airfoili ile kanat ucu airfoilinin farklı olmasına *aerodinamik burulma* denir. Aerodinamik burulma olan kanatlarda kanat ucu airfoili kök kısmına göre genellikle daha incedir. Kanat boyunca kalınlık/veter oranının değişmediği, kanat kök airfoili ile kanat uç airfoilinin sıfır taşıma hücum açılarının farklı olduğu burulmaya *geometrik burulma* denir. Şekil 2‘de geometrik ve aerodinamik burulma gösterilmektedir [3].



Şekil 2. Kanat burulması [1].



Şekil 3. Kanat tasarım gereklilikleri [3].

1.2. Literatür Araştırması

İnsansız hava aracı kullanımının yaygınlaşması ile güç tüketiminin azaltılması, görev süresinin uzatılması ve hava aracının taşıyabileceği faydalı yüklerin artırılmak istenmesi bilimsel araştırmaları beraberinde getirmiştir. Kanat performans özelliklerinin araştırılması ve geliştirilmesi bu araştırma alanlarından biridir. Kanat yapısını iyileştirmeye yönelik birçok deneysel ve sayısal araştırmalar yapılmıştır. Bu alanda yapılan burulma açısının kanadın performansına etkisini inceleme araştırmaları oldukça fazladır. Faklı kanat profili ile üretilen ve kanat burulması bulunan çok fazla kanat tasarımı vardır. Bu kanatlarla yapılan matematiksel ve deneysel çalışmaların sayısı fazladır. Prandtl's Lifting Line Theory bir hava aracının kanadının taşıma kapasitesini değerlendirmek için kullanılan ilk sayısal tekniktir [4]. Phillips (2004) bu tekniği kullanarak kanat burulmasının taşıma dağılımı üzerindeki etkisini analiz etmiştir [5].

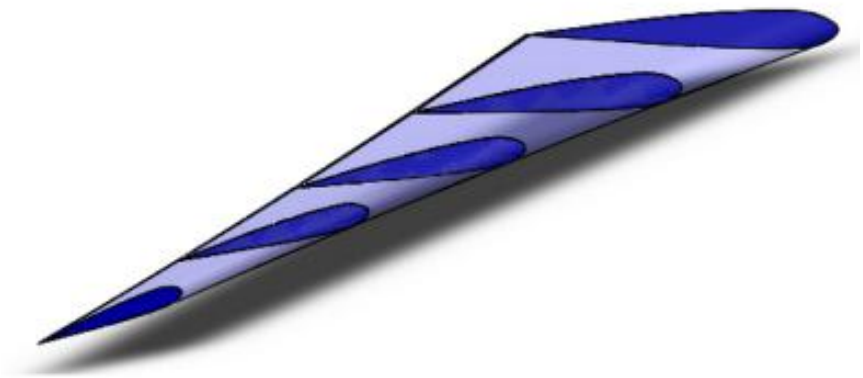
Kanada wash-out uygulamak kanadın dış kesit alanını azaltmakta, böylece sınır tabakadaki ayrılmayı geciktirmekte, sonuçta kanadın aerodinamik etkinliğini geliştirmekte ve hatta yüksek hücum açılarında kontrol yüzeylerinin performansını artırmaktadır [6]. Lyu et al (2014) yaptıkları çalışmaya göre kanada wash-out uygulamak aynı zamanda indüklenmiş sürüklemeyi azaltarak hava aracının uçuş kararlılığını artırmaktadır [7]. Burulma açısının çok çeşitli kanat yapılarına uygulanarak indüklenmiş sürüklemenin ve özgül yakıt tüketimin azaltılabileceği araştırmalarda tespit edilmiştir [8]. Fakat pozitif yönde burulma açısının (wash-in) aynı etkileri göstermediği tespit edilmiştir. Rodrigue et al (2016) çalışmalarında düşük hücum açılarında wash-in uygulamasının taşıma kuvvetini arttırdığını gözlemlemiştir. Ayrıca wash-in uygulanan kanatlarda aileronların etkinliğinin arttığı, manevra kabiliyetinin yükseldiği gözlemlenmiştir. Fakat hücum açısının 8°'den yüksek seçildiği takdirde taşıma katsayısının oldukça düştüğü, hücum açısının 6°'den fazla olduğu durumda da sürükleme katsayısının direkt artırdığı tespit edilmiştir [9].

Truong et al (2013) çalışmalarında böcek gibi kanat çırpan bir kanat sisteminde negatif kanat burulmasının performansa etkisini incelemiştir. Taşıma ve güç tüketimi açısından tasarımın etkinliği hem deneysel hem de hesaplamalı olarak ele alınmıştır. Kanat burulması olan ve olmayan kanat tarafından elde edilen taşıma kuvveti 'Unsteady Blade Element Theory' kullanılarak tahmin edilmiştir. Sonuç olarak kanat burulması olan

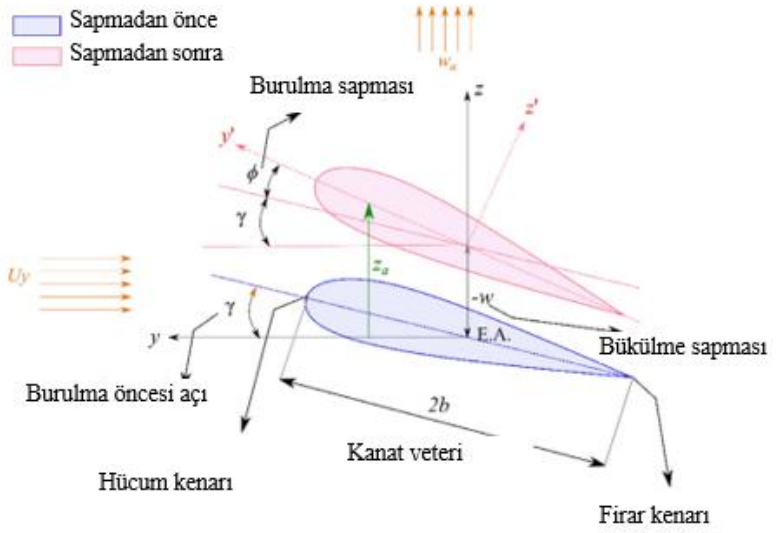
çırpan kanat sisteminin, kanat burulması olmayan çırpan kanat sisteminden %37 oranında enerji tasarrufu sağladığı, %9,5 daha fazla taşıma kuvveti ürettiğini görülmüştür [10].

Zheng et al (2013) kelebekler üzerinde yaptıkları araştırmada kelebeklerin kanat çırparken kanat şekillerinin hem veter hem de kanat uzunluğu boyunca değişmesinin performansı nasıl etkilediğini hesaplamalı ve deneysel olarak incelemiştir. Deneysel analizlerini yaparken serbest uçuştaki bir kelebeğin kanat kinematiğini yüksek hızlı *videogrametri* yöntemiyle kaydetmişlerdir. Daha sonra bu deneysel sonuçları üç boyutlu 'Unsteady Navier Stroke' akış çözücü kullanarak hesaplamalı olarak analiz etmişlerdir. Bu sayısal çalışmaları gerçekleştirmek için bir dizi plaka kullanılmıştır. Bunlar kanat boyunca zamanla kelebeğin kanadını taklit edecek şekilde yerleştirilen, veter boyunca uzunluğu değişmeyen plakalardır. Sonuç olarak kelebeğin kanat performansının yapılan sayısal analizlere göre çok daha yüksek olduğu fakat bu performansa en yakın olanın yine burulmuş kanat olduğu görülmüştür [11].

Fazelzadeh et al (2020) kanat burulmasının sınır tabakadaki hava hızındaki ani değişimleri incelemiştir. Farklı airfoil yapıdaki konik (tapered) and ok açılı (swept) kanat tasarımları üretilmiş veriler hesaplamalı olarak incelenmiştir. Kanatta kanat boyunca doğrusal olarak artacak şekilde wash-in uygulanmıştır. Elde edilen sonuçlar yapılmış olan deneysel çalışmalarla karşılaştırılmıştır. Şekil 4'te kanadın burulması ile ilgili görseller yer almaktadır [12].



(a)

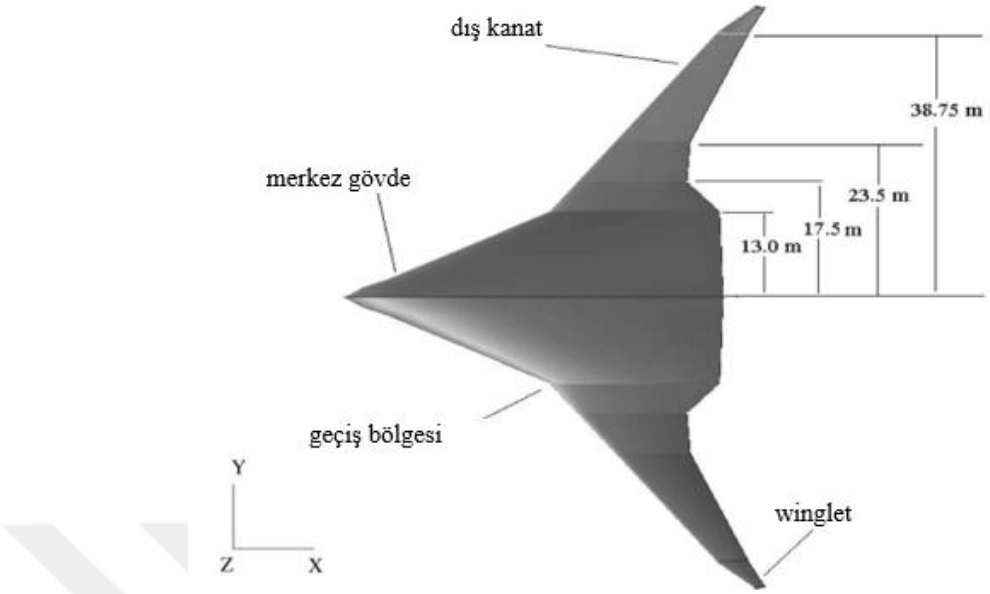


(b)

Şekil 4. a) Kanat tasarımının burulması b) Kök ve uç airfoil yapısı [12].

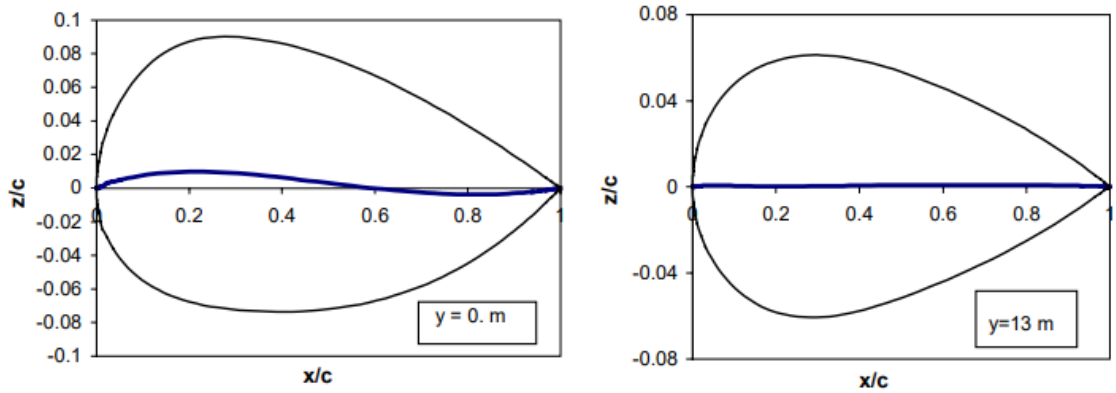
Fazelzadeh et al (2020) sayısal analizlerinde Hamilton Prensibine göre düzenlenmiş ana çözüm eşitlikleri kullanmıştır. Kanattaki aerodinamik yükleri gözlemlemek için kanat sonlu açıklığı, kanat ok açısı ve kanat burulma öncesi açının etkilerini açıklayan Peters' Finite State Aerodynamic Model'i tasarlanan hava aracına uyarlanarak kullanılmıştır. Sonuç olarak kanatta wash-in uygulamanın bükülme momentinin etkisiyle kanat boyunca sarsıntıyı artırdığı tespit edilmiştir [12].

Qin et al (2004) projelerinde bir karma kanat gövdesi tasarlayarak kanat performans özelliklerini çok yönlü olarak incelemiştir. Kanat boyunca taşıma dağılımı hem Low-Fidelity Panel yöntemi hem de High-Fidelity Reynolds-averaged Navier-Strokes (RANS) eşitliklerini kullanılarak çözümlenmiştir. Eelde edilen veriler viskoz akış simülasyonlarında analiz edilmiştir. Tasarlanan karma kanat gövdesi ile delta kanat benzeri bir hava aracı oluşturulmuştur. Tasarlanan hava aracı ve yapısı Şekil 5'te gösterilmiştir. Karma kanat gövdesi kanat boyunca farklı kalınlıkta airfoil yapı, ok açılı kanat ve burulmanın etkileri farklı hücum açılarında birlikte test edilmiştir [13].



Şekil 5. Karma kanat gövdesi temel yapısı ve kuş bakışı görünüşü [13].

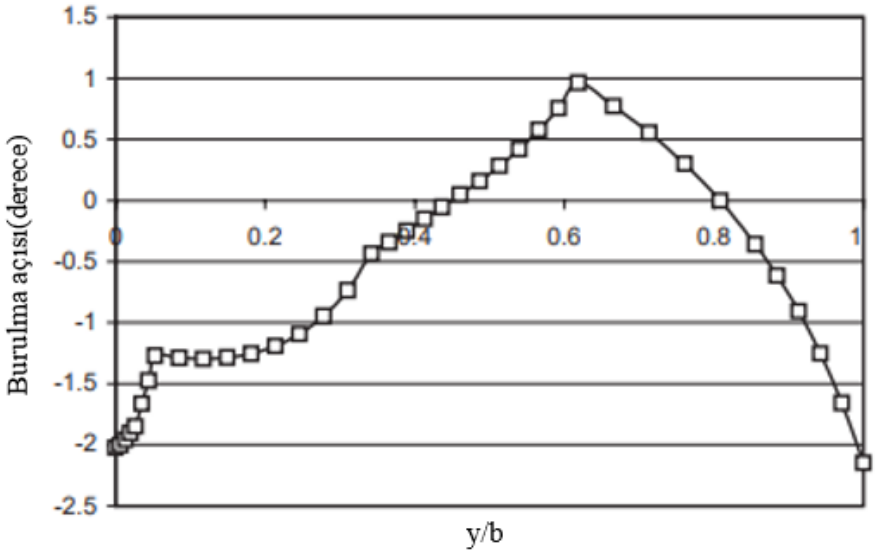
Bu çalışmada NACA 0012 airfoil yapısı kullanılmıştır. Model kökten uca konikleştirilmiş, önden arkaya yatırılmış, kanat kalınlığı kanat boyunca değişen ve yine kanat boyunca burulmuş yapıdadır. Modelde doğrusal olmayan, kanat boyunca değişen burulma açıları kullanılmıştır. Kanadın merkez bölümünün kök ve uç kesitleri Şekil 6'da verilmiştir. Kanadın burulma dağılımı Şekil 7'de görülmektedir [13].



Şekil 6. Merkez gövde, kanat kök ve uç kesiti [13].

Kanat boyunca taşıma ve sürükleme değerleri, farklı hücum açılarında kanat boyunca taşıma katsayısındaki değişimler not edilmiştir. Karma kanat yapısının genel olarak performansı oldukça artırdığı tespit edilmiştir. Fakat kanat burulmasının taşıma istikrarını

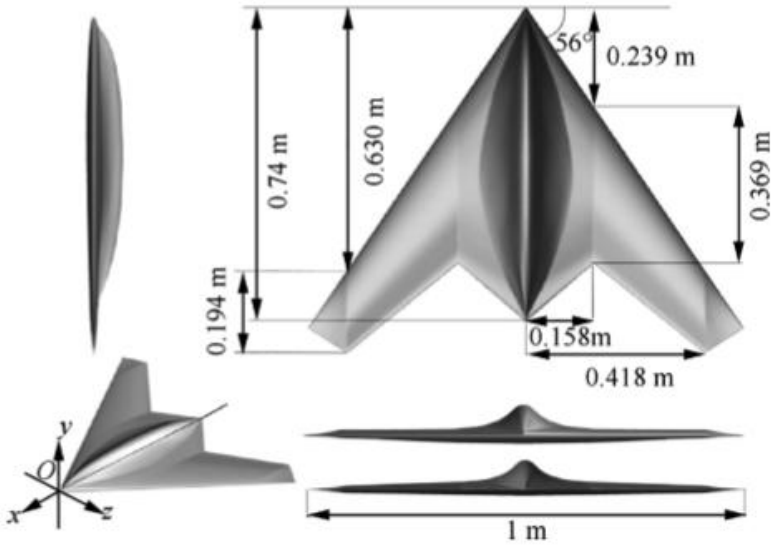
artırırken yüksek hücum açılarında kanat boyunca kanadın orta bölümüne yakın konumlarda ani taşıma düşüşü görülmüştür. Bu etki kanat boyunca bir yere kadar burulma açısının artırılması daha sonra burulma açısının düşürülmesi sonucu oluşmuştur [13].



Şekil 7. Burulma dağılımı [13].

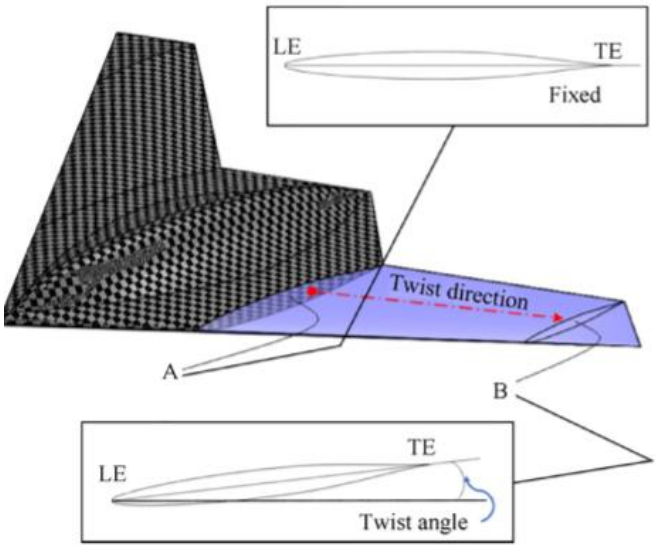
Sonuç olarak pozitif burulma açısının kanadın hücum açısına göre en uygun çalışma aralığını sayısal olarak daralttığı, negatif burulma durumunda genişlediği görülmüştür. Negatif burulma açısının kanadın daha geç stall'a girmesini sağladığı dolayısıyla stall özelliklerini iyileştirdiği tespit edilmiştir [13].

Kelayeh et al (2021) çalışmalarında burulma açısının kanat performansına etkilerini hesaplamalı ve deneysel olarak incelemiştir. Sayısal analizleri k-ω Shear Stress Transport (STS) türbülans modelinin ikili eşitliğine dayalı sıkıştırılamaz RANS eşitlikleri kullanılarak yapılmıştır. Akış hızı 30 m/s ve Reynolds sayısı 69000 olarak tanımlanmıştır. Analizler için lambda şeklinde kuyruksuz ve 56° ok açısı olan, burulma açısı kanat boyunca doğrusal olarak azalacak (wash-out) şekilde bir hava aracı tasarlanmıştır. Deneysel analizler düşük hızlı rüzgar tünelinde tamamlanmıştır. Tasarlanan hava aracında NACA 66009 simetrik airfoili kullanılmıştır. Şekil 8'de tasarlanan hava aracı modelinin farklı açılardan görünüşü verilmiştir [14].



Şekil 8. Tasarlanan modelin görünüşü [14].

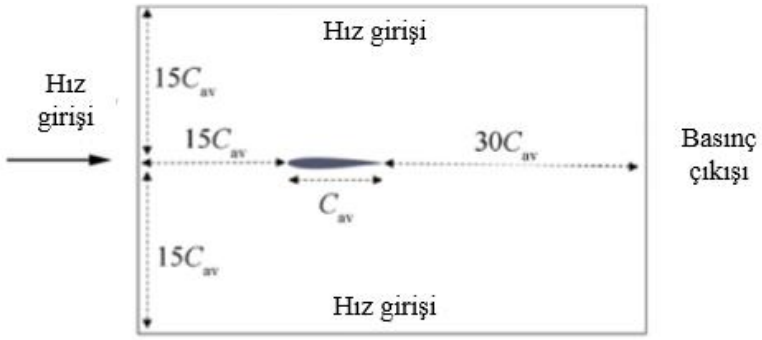
Kelayeh et al (2021) yaptıkları çalışmada burulmanın aerodinamik performansa etkisini incelemek için 0°, 3° ve 6° burulma açılı 3 farklı model kullanmış ve bu modelleri -5°, 0°, 5°, 10°, 15° ve 20° hücum açılarında test etmiştir. Burulma açısının kanat uzunluğu boyunca dağılımı Şekil 9'da gösterilmiştir. Tasarlanan hava aracının rüzgar tünelindeki görüntüsü Şekil 10'da gösterilmiştir. Hesaplamalı analiz için oluşturulan hesaplama alanı ve sınır koşulları Şekil 11'de gösterilmiştir [14].



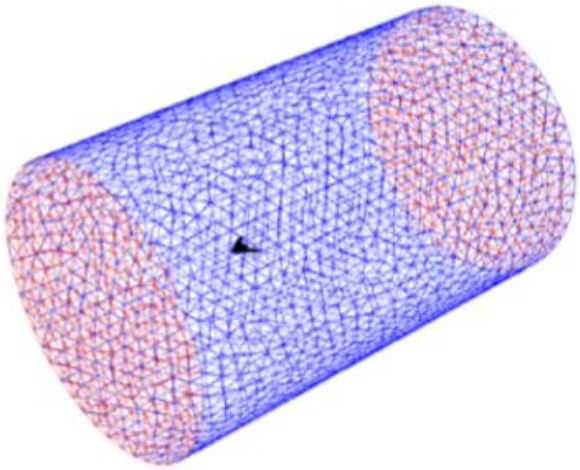
Şekil 9. Kanat boyunca burulma dağılımı [14].



Şekil 10. Rüzgar tünelinde tasarlanan hava aracının gösterimi [14].



a) Sınır koşulları ve hesaplama alanı



b) Silindirik hesaplama alanı

Şekil 11. Sınır koşulları ve hesaplama alanı [14].

Hesaplamalı analizden elde edilen veriler deneysel analizden elde edilen verilerle doğrulanmıştır. Yapılan analizlerde sonuç olarak burulma açısının büyümesinin taşıma katsayısını bütün hücum açılarında düşürdüğü görülmüştür. Fakat büyük hücum açılarında taşıma katsayısındaki düşüşün yok denecek kadar az olması ve aynı zamanda sürükleme katsayısındaki kayda değer düşüş taşıma/sürükleme oranını yükselterek aerodinamik performansı artırdığı tespit edilmiştir. Yüksek hücum açılarında belli bir değerden sonra taşıma/sürükleme oranında yüksek ölçüde ani olarak azaldığı görülmüş ve bu hücum açısı değeri bir eşik değer olarak kabul edilmiştir. Burulma açısı olmayan bir kanadın hücum açısı eşik değerine göre burulmuş bir kanadın eşik değeri daha yüksektir. Burulma açısı olan bir kanadın stall özelliklerinin daha tatmin edici olduğu görülmüştür [14].

Hava aracı kanadından farklı aerodinamik özellikler elde etmek için geleneksel kanat tasarımlarında flaplar gibi hareketli yüzeyler kullanılır. Bu hareketli yüzeyler kanadın veteri ve uzunluğu boyunca belirli bölgelerde kanat geometrisini değitirerek kanat şeklinin değiştirilmesine olanak sağlar. Fakat kanat yüzeyindeki süreksizlik oluşturan bu yapılar toplam sürüklemeyi artırarak kanadın aerodinamik performansını düşürmektedir. Bu sebeple aerodinamik performansı geliştirmek için kanat özelliklerinin geliştirilmesi öngörülmüş ve yapılan araştırmalar ile burulma açısı, ok açısı ve ‘V’ açısı olan bir çok sabit kanat tasarlanmıştır [15].

Gelişen teknoloji ile birlikte kanat özelliklerinin uçuş sırasında değiştirilebileceği hususu araştırmacıların merakını cezbetmiştir. Bu konuda yapılan araştırmalar ile hava akımının enerjisini kullanarak burulan aktif aeroelastik kanat (Active Aeroelastic Wing-AAW) fikir ve tasarımları üretilmiştir [16-18]. Aktif esnek kanat (Active Flexible Wing-AFW) ismi ile de öne sürülen iyileştirme fikir ve tasarımlarında kanat burulmasını sağlamak için değişken sertlikte sparlar ile hareketli ve dönen sparlar önerilmiştir [19-21].

Günümüzde hava aracı performansı iyileştirme araştırmaları uçuş sırasında hava aracı geometrisinin değiştirilebileceği safhasına evrilmiştir. Hava araçlarında beklenen görevleri en uygun şekilde yerine getirmek için uçuş sırasında yapılan geometrik değişiklikler *şekil dönüştürme*/*shape morphing* olarak adlandırılır. Geleneksel hava aracı kanadı tasarımlarının aksine, hava aracı kanadında shape morphing uygulamaları üretici ve kullanıcılara uçuş şartlarına uyum sağlamak için kanatta en uygun geometriyi elde

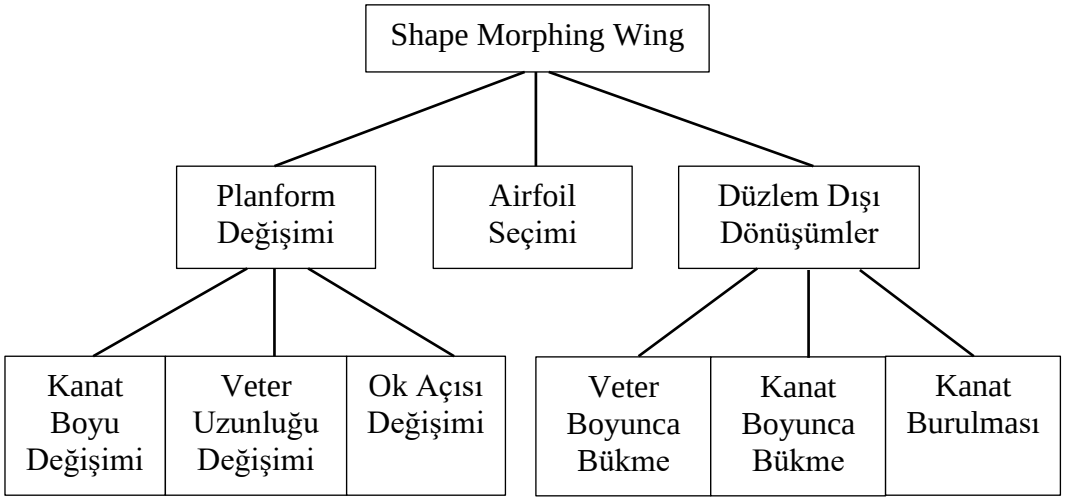
etme potansiyeli sunar [22,23]. Kanada uygulanan şekil dönüştürme ile geleneksel kanattaki kaçınılmaz süreksizliklerin sebep olduğu parazit sürükleme azaltılmaktadır [24]. Reich et al (2007) shape morphing gerekliliklerini tanımlamıştır. Bunlar:

a) Kanat boyunca çalıştırma mekanizması için yüksek güç,
b) Yapısal mekanik parçalar,
c) Kontrol ve denetleme sistemidir [25].

Araştırmacılar arasında kabul edilmiş kesin bir shape morphing tanımı bulunmamaktadır. Shape morphing adı altında kanatta yapılan geometrik değişiklere flaps ve slots gibi yüksek taşıma tertibatları dahil edilmemektedir [26].

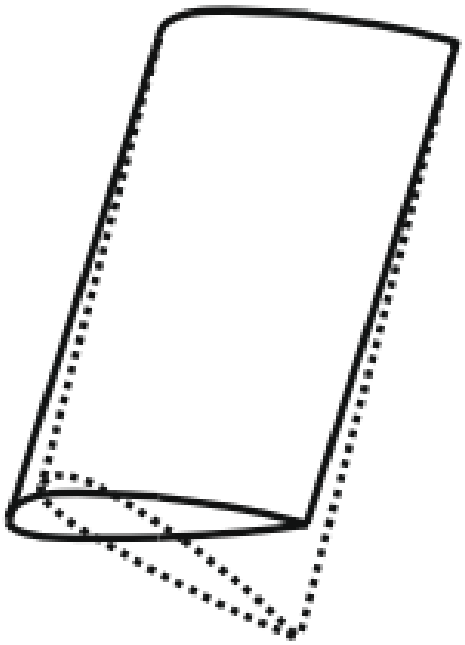
Shape morphing işlemi için hava aracında akıllı malzemeler olarak adlandırılan malzemeler kullanılmaktadır. Bu akıllı malzemeler şekil hafızalı alaşımlar (SMA), piezoelektrik akçüatörler (PZT) ve şekil hafızalı polimerler (SMP) olarak belirtilmiştir [26].

Sofla et al (2010) akıllı malzemelerin kanat yapısında kullanımının performansa etkilerini birçok yönden incelemiştir. Uçuş esnasında kanadın şekil dönüşümünün yapılabileceğini ve bunun performans artırıcı geliştirilebilir bir teknoloji olduğunu çalışmalarında göstermiştir. Kanat burulması kanadın şekil dönüşüm yöntemlerinden biri olarak belirtilmiştir. Şekil 12'de kanat şekil dönüşümü (Shape Morphing Wing) yöntemleri gösterilmektedir [26].



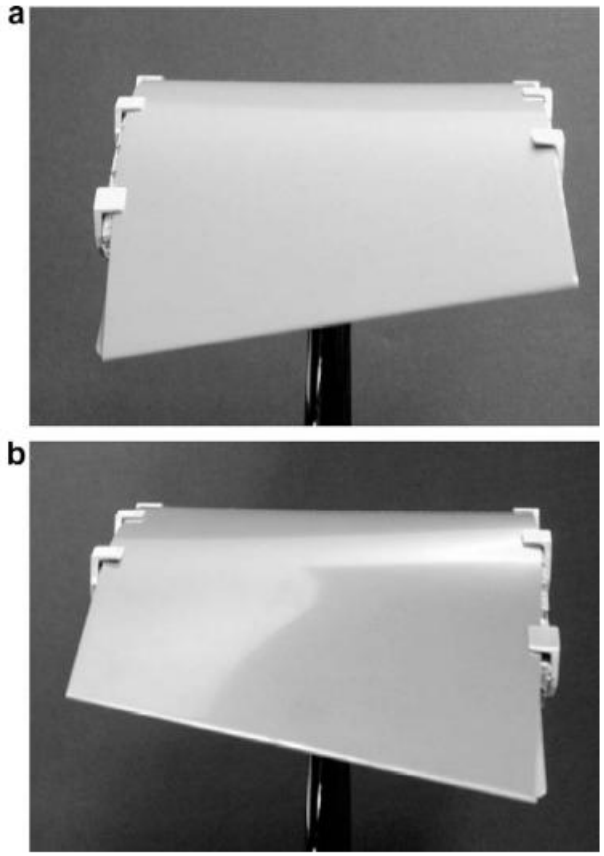
Şekil 12. Kanat dönüşüm yöntemleri [26].

Yapılan deneylerde kanadı burmak için kanadın yüzey altına veya kanadın iç yapısına akçüatörler eklenmiştir. Şekil hafızalı alaşımlarda kanat burulması ısı ile SMA akçüatörleri ısıtılarak, piezoelektrik malzemelerde PZT akçüatörlerine enerji verilerek gerçekleştirilmiştir. Şekil 13'te ve Şekil 14'te kanat burulmasının görselleri verilmiştir [26].



Burulma: Airfoil yapısı
aynı kalır

Şekil 13. Kanat burulması [26].



Şekil 14. (a) Sol kesitin aşağı, sağ kesitin yukarı esnetilmesi (b) Sol kesitin aşağı esnetilmesi [26].

Shape morphing konusunda çok fazla araştırma yapılmasına rağmen hava araçlarında uygulaması neredeyse yoktur. Süpersonic askeri hava araçlarında kullanımı haricinde sadece uçuş testlerinde kullanılmak üzere prototipleri üretilmiştir. Düşük hızlı hava araçlarında kullanımı kavramsal tasarım ve test aşamasında kalmıştır. Sofla et al (2010) çalışmaları sonunda shape morhing wing ile kanat performans iyileştirilmesinin tek dezavantajının kullanılacak sistem parçalarının fazladan ağırlığı olacağı sonucuna ulaşmıştır [26].

Bir başka araştırmada Jo et al (2023) kullanımda olan RQ-7a Shadow İHA modeli üzerinde shape morphing ile uçuş menzili iyileştirmesi çalışmaları yapmıştır. Shape morhing ile kalınlığı kanat boyunca değişebilen bir kanat tasarlanmıştır. Yapılan aerodinamik burulma İHA modelinde kullanılarak uygulamalı testler yapılmış elde edilen sonuçlar geleneksel kanat modeli ile karşılaştırılmıştır. Kanat boyunca NACA 4410,

NACA 6410, and NACA 8410 airfoil yapıları kullanılmıştır. Pratik deneylerde kullanılan İHA Şekil 15'de gösterilmiştir [27].

Elde edilen sonuçlarda temel kanat profili kalınlığını kanat boyunca %2 oranında dönüştürmenin (NACA 2410'dan NACA 4410'a) uçağın performansını iyileştirmediği; geleneksel kanadın daha iyi performans gösterdiği tespit edilmiştir. Bununla birlikte, temel kanat profili kalınlığının %4 ve %6 oranında dönüşümünün; yani NACA 6410 ve NACA 8410 airfoillerinin kullanılmasının, geleneksel olanlara kıyasla uçuş menzilini oldukça artırdığı görülmüştür. NACA 6410 airfoili ile kanat dönüşümü uçuş menzilini %17, NACA 8410 airfoili ile kanat dönüşümü ise uçuş menzilini %60 oranında artırmıştır. Shape morphing wing kullanılan kanatta temelde sürükleme katsayısının oldukça düştüğü, bu sayede özgül yakıt sarfiyatının azaldığı görülmüştür. Uçuş menzilinde meydana gelen değişimin temel sebebinin bu olduğu belirtilmiştir [27].



İHA Modeli	RQ-7 Shadow
Kanat veteri	0.54 m
Kanat açıklığı	3.89 m
Seyir hızı	24.7 m/s
Uçuş yüksekliği	2000 m
Yoğunluk	1.007 kg/m m^3
Dinamik viskozite	1.726×10^{-5} Ns/m
Reynolds sayısı	778,179
Temel kanat profili	NACA 2410

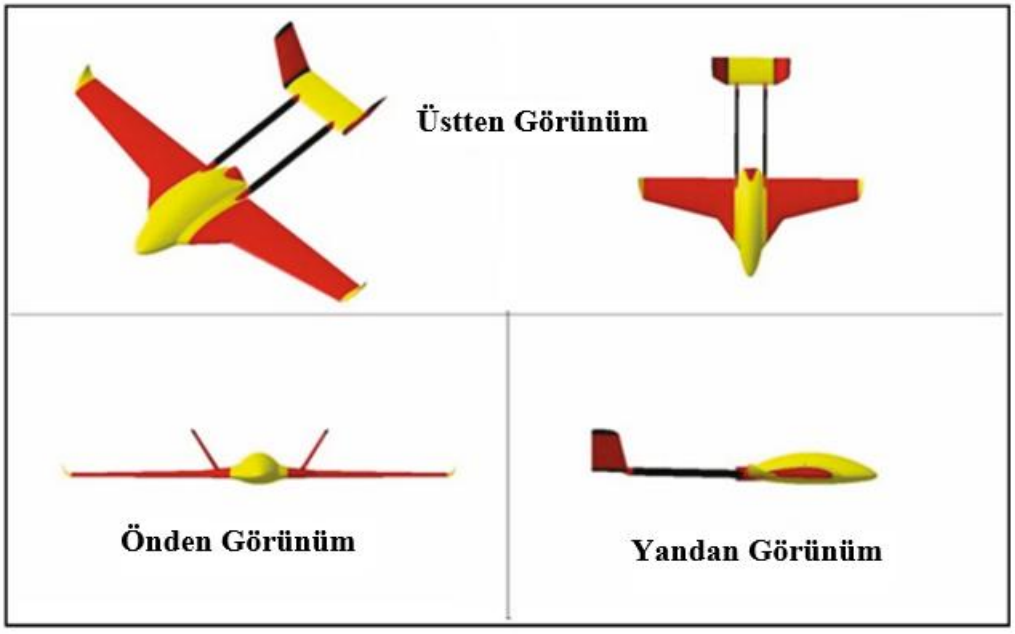
Şekil 15. Kullanılan İHA modeli ve özellikleri [27].

1.3. Araştırmanın Önemi

Hava aracı kanat yapıları hava aracından beklenen göreve göre tasarlanmaktadır. Hava aracı tasarım gerekliliklerine göre kanat burulması işlemi önemli bir tasarım kriteridir. Bu nedenle bu alanda yapılan araştırmaların önemi büyüktür. İHA'ların kullanımı gün geçtikçe artmaktadır. Sadece sivil ve askeri alanda değil gündelik işlerimizde de ve hatta hobi olarak kullanımı oldukça yaygındır. Fakat İHA'larda kullanımı fark yaratacak çok fazla düşük Reynolds sayılı profil olmasına rağmen, yeterli sayıda araştırma yapılmadığı görülmüştür. Bu alanda halen birçok araştırma yapılabilir durumdadır. Burdan yola çıkarak; bu tez çalışmasında kanat burulması performans araştırılması yapılmamış düşük

Reynolds sayılı bir airfoil kullanılmıştır. Elde edilen kanat tasarımı ile yapılan deneyler sonucunda seçilen airfoilin performans açısından yaratacağı farklar göz önüne serilmiştir.

SD7037 kanat profili düşük hızlı bir kanat profilidir. İnsansız Hava Aracı ve rüzgar türbini uygulamalarında sıklıkla tercih edilir [28]. SD7037 kanat profili kullanılarak üretilen modellerle hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği yöntemi kullanılarak simülasyon deneyleri yapılmıştır [29]. Yapılan sayısal incelemelerin deneysel çalışmalarla karşılaştırılarak doğrulandığı çalışmalar da mevcuttur [30]. SD7037 kanat profili rüzgar türbini araştırma ve geliştirme çalışmalarında da kullanılmaktadır ve düşük Reynolds sayısında iyi bir performans gösterdiği görülmüştür [31,32,33]. SD7037 kanat profili ayrıca Mars'ta kullanılmak üzere tasarlanan bir hava aracı denelerinde üstün performans göstermiştir [34]. SD 7037 airfoili kullanılarak tasarlanan karma kanat yapılı İHA modeli Şekil 16'da gösterilmiştir [33].



Şekil 16. SD 7037 airfoili kullanılan İHA modeli [33].

Yapılan çalışmalar SD 7037 kanat profilinin İHA'lar için iyi performans sunan bir profil olduğunu göstermektedir. Kanadın burulmasıyla da kanat performans alt ve üst limitleri tespit edilecektir. Çalışmada elde edilen sonuçlar daha sonraki SD 7037 düşük Reynolds sayılı kanat profili ile yapılan araştırmalara ışık tutacaktır. Bu araştırmada yapılan deneyler, hazırlanışı, kullanılan yöntem ve ekipman ve deneylerin yapılışı ile, gelecekte yapılacak olan kanat burulması performans analizlerine rehber olacaktır.

2. BÖLÜM

YÖNTEM VE MATERYAL

Bu bölüm deney düzeneğinin tanıtımı, model kanatın ve profil modellerinin üretimi, akımın görselleştirilmesi ve deney prosedürlerinin izahından oluşmaktadır.

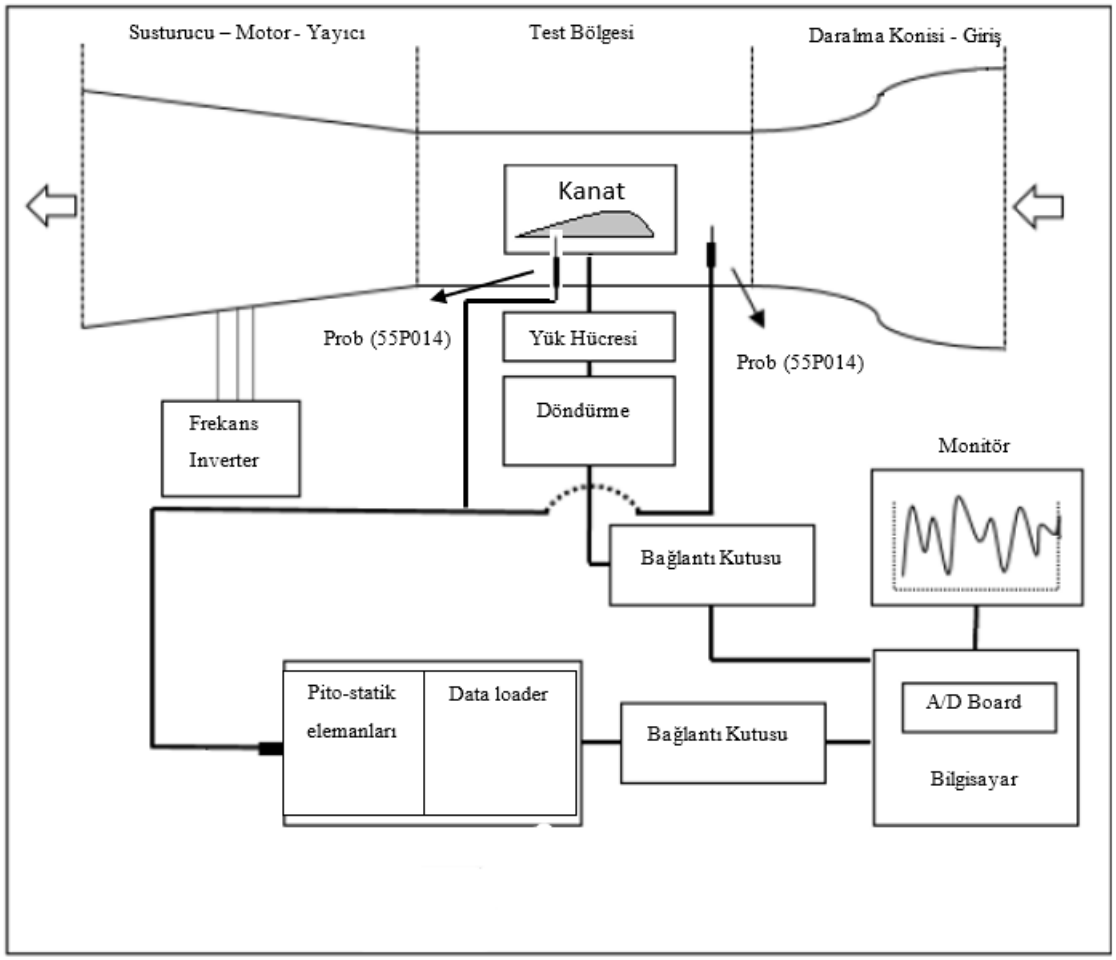
2.1. Deney Düzeneği

Tez çalışmasında aynı airfoil yapısı kullanılarak tasarlanan burulma açıları farklı (-6 derece, -3 derece, 0 derece, 3 derece ve 6 derece) 5 kanat modelinde taşıma katsayısı, sürükleme katsayısı, Cl/Cd oranı, stall açısı gibi aerodinamik karakteristikler incelenmiştir. Deneysel çalışmalar Erciyes Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi (HUBF) Rüzgâr Tüneli laboratuvarında bulunan deney düzeneğinde gerçekleştirilmiştir. Deney düzeneği aşağıdaki elemanlardan oluşmaktadır.

- Laminer akışın sağlandığı rüzgâr tüneli
- Hız ölçümü için pito-statik elemanlar
- Basınç sensörü
- Data loader
- Aerodinamik kuvvetlerin ölçülmesini sağlayan yük hücresi
- Yük hücresinin hareketini sağlayan döndürme ünitesi
- Verilerin iletişimi ve kaydını sağlayan veri toplama kartına sahip bilgisayar

Kullanılan deney düzeneğinin şematik gösterimi Şekil 17'de verilmiştir. Rüzgâr tüneline bağlı olan sensörler ve elektronik cihazlar ile taşıma ve sürükleme katsayıları gibi kanadın aerodinamik performansını etkileyen parametreler belirlenmiştir. Rüzgâr tüneli giriş kanalı, akış düzenleyici elek flanşları, daralma konisi, test bölgesi, kare-daire geçiş kanalı, yayıcı, motor ve susturucu isimli 8 farklı parçadan oluşmaktadır. Bu parçalar test

bölgesinde düzenli ve düşük türbülanslı akış yapısının sağlanması için farklı görevleri ve özellikleri barındırmaktadır.



Şekil 17. Deney düzeneğinin şematik gösterimi [35].

İlk üç parça olan; giriş kanalı, akış düzenleyici elek kademesi ve daralma konisi test bölgesi giriş hızının istenilen yapıda oluşturulmasında büyük öneme sahiptir. Fanın dairesel kesitli olması nedeniyle test bölgesinden sonra kare-daire geçiş kanalı ve fan motorunun çapına ulaşmak için yayıcı kanalı bulunmaktadır. Test bölgesinde istenilen akış hızını elde etmek için gerekli olan debiyi sağlayacak büyüklükteki fanın çapına ulaşılması yayıcı tarafından sağlanmaktadır. Rüzgar tüneli emmeli tip olduğu için hava giriş ağzından tünel içerisine çekilmektedir. Havanın engelsiz bir şekilde emilebilmesi için giriş ağız genişliği yarıçapı 15 cm olan eğrisel yüzeyle daralarak 1710 mm'den 1410 mm'ye inmektedir. 15 cm'lik bu girişten sonra hava, 50 cm uzunluğundaki şartlanma kanalı içerisinde kendini toparlayarak kararlı hale gelmektedir.

Akış düzenleyici elekler test bölgesi girişindeki akış yapısının oluşturulması için gerekli olan parçalardan biridir. Akışın tünel kesitinin her tarafına eşit dağılması ve giriş kanalında bulunan açısal hız vektörlerinin ortadan kaldırılmasında büyük bir etkiye sahiptirler. Rüzgar tünelinde iki adet elek bulunmakta olup istenildiğinde üçüncüsü takılabilmektedir.

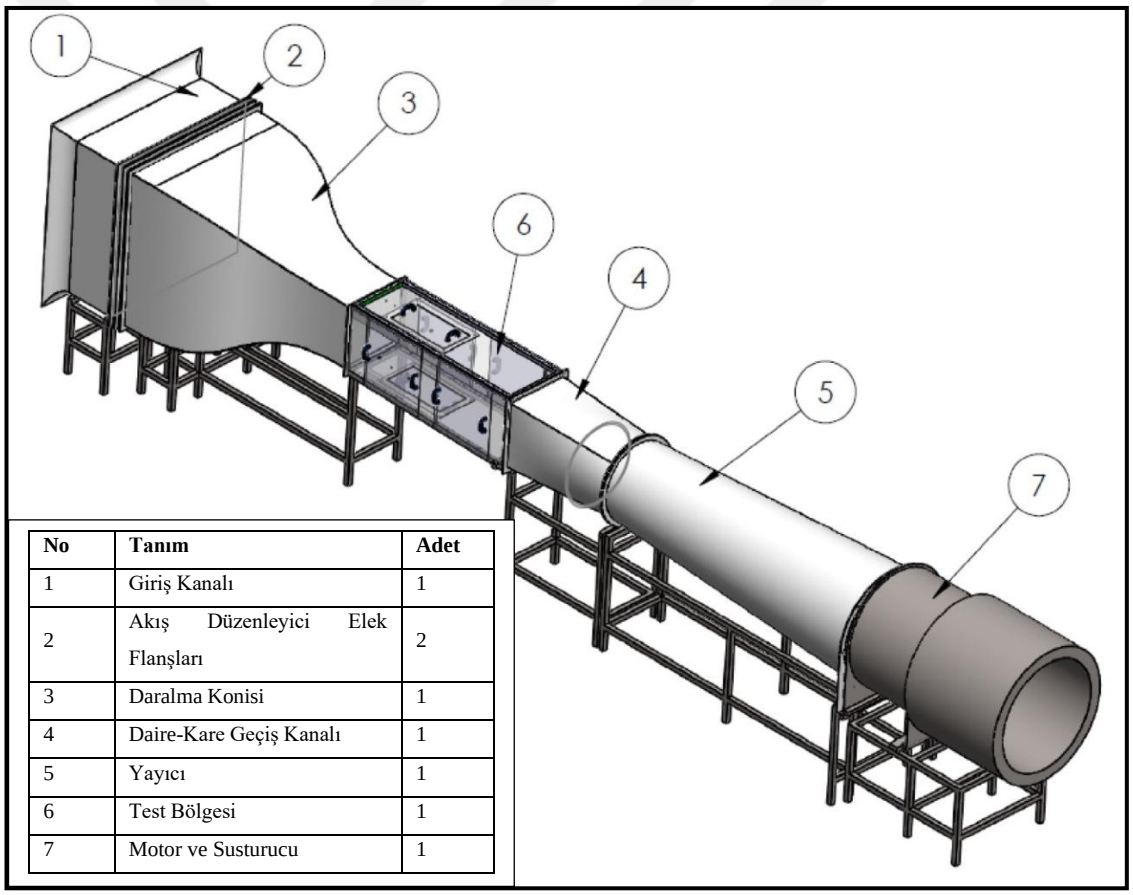
Daralma konisi ise hızın artırılması için kullanılmaktadır ve dört kenarı da aynı eğriliğe sahiptir. Üretimi esnasında kenarının düz levha olarak açılmış hali kaynak ile birleştirilmiştir. Rüzgâr tüneli kanalları 3 mm'lik metal levhalardan imal edilirken yüzey flanşları 10 mm'lik metal profillerden imal edilmiştir. Test bölgesi ise 35 mm'lik sigma profil çerçeve üzerine tabanları 10 mm ve yan duvarları ile kapakları 15 mm kalınlığa sahip şeffaf pleksiglas malzemeler kullanılarak modüler yapıda imal edilmiştir. Tünel ayaklarında 45 mm'lik ağır sigma profil kullanılmış ve profillerin birleştirilmesinde hem alın hem de köşe bağlantılar kullanılarak yüksek rijitlik sağlanmıştır. Rüzgar tünelinin katı model çizimi ve sahip olduğu parçaları Şekil 18'de görülmektedir. Ayrıca, rüzgâr tünelinin bazı özellikleri Tablo 1'de verilmiştir.

Tablo 1. Rüzgâr tünelinin özellikleri.

Özellik	Değer	Açıklama
Çalışma hız aralığı	3 m/s - 33 m/s	Fan devir sayısı aralığı 150 rpm-1200 rpm
Türbülans Şiddeti	< %1	Çalışma hız aralığında
Test Bölgesi Giriş Kesiti	0,57 m x 0,57 m	-
Test Bölgesi Çıkış Kesiti	0,59 m x 0,59 m	-
Test Bölgesi Genişleme Açısı	0,3°	-
Test Bölgesi Uzunluğu	1,8 m	-
Akış Düzenleyici Elek Sayısı	2	İstenildiğinde 3. elek takılabilir
Elek Özelliği	20 Mesh	Filtre teli, tel kalınlığı 0,37 mm, tel aralığı 0,9 mm
Fan Çapı	1m	-
Fan Motor Gücü	15 kW	-
Genişlik / Yükseklik	1,71 / 2,3 m	-
Toplam Uzunluk	10,6 m	-

Yapılan deneylerden elde edilen verilerin doğruluğunu etkileyen en önemli parametre tünelin türbülans şiddeti olup tünelin türbülans şiddeti ölçümleri, test bölgesi girişinden 20 cm mesafede tünel kesitinin merkez ekseni üzerine yerleştirilen bir 55P11 model prob

ile yapılmıştır. Anemometre çıkış sinyalleri PCI-6220 model analog/dijital dönüştürücüsü bulunan veri toplama kartı aracılığıyla bilgisayara aktarılmıştır. Ölçümlerde Anemometrenin low-pass filtre değeri 1000 Hz olarak ayarlanmış ve örnekleme oranı 2000 Hz olarak ölçümler alınmıştır. Her bir ölçüm için 80000 adet hız ölçümü alındığından her bir ölçüm 40s sürmüştür. 3 m/s ile 33 m/s arasındaki her bir hız için ölçümler 3'er defa tekrarlanmıştır. Şekil 19'da bu hızlarda elde edilen türbülans şiddeti dağılımları görülmektedir. 20 ve 25 m/s'lik hızlarda türbülans şiddeti %1 sınır değerine yakın çıkmakla birlikte bütün değerlerde %1'in altında elde edilmiştir. Şekil 20'de serbest akım hızının anlık ölçümlerinin zaman geçmişi grafiği görülmektedir. Burada anlık hız geçmişinin tipik türbülans karakteristiği görülmektedir [35].

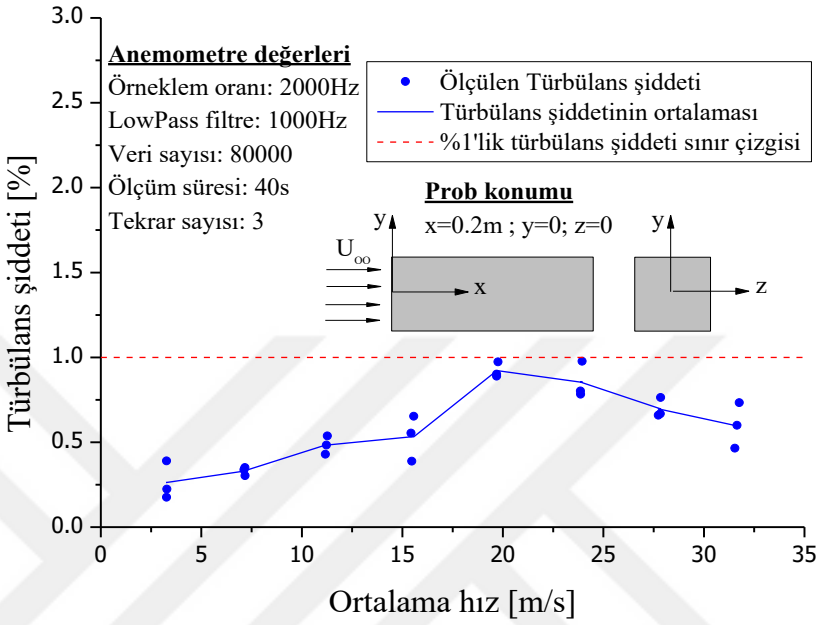


No	Tanım	Adet
1	Giriş Kanalı	1
2	Akış Düzenleyici Elek Flanşları	2
3	Daralma Konisi	1
4	Daire-Kare Geçiş Kanalı	1
5	Yayıcı	1
6	Test Bölgesi	1
7	Motor ve Susturucu	1

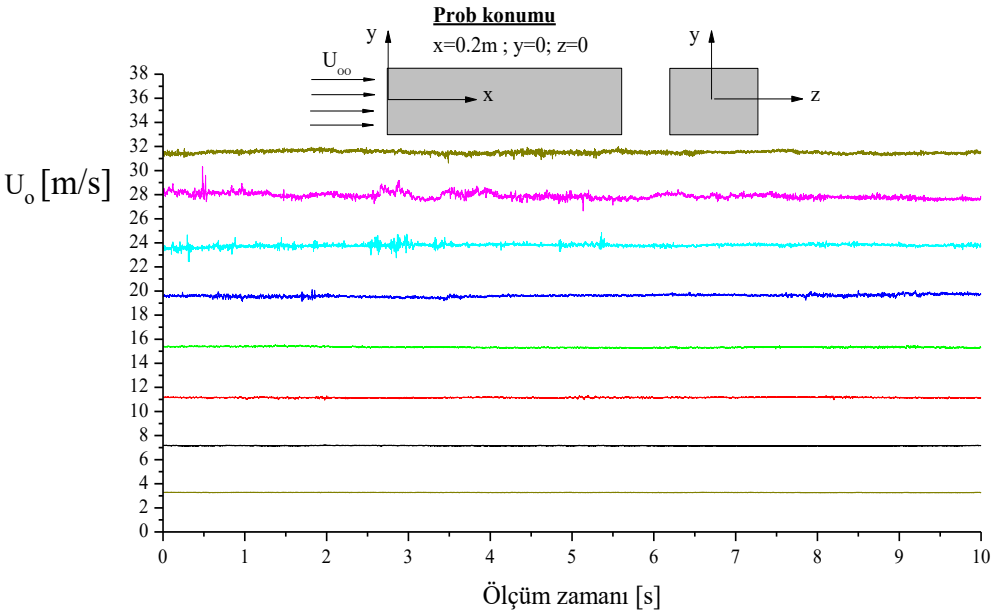
Şekil 18. Rüzgâr tünelinin elemanları [36].

Rüzgar tünelinde yapılan deneylerde kanat üzerinde oluşan aerodinamik kuvvetlerin ölçümleri için Ati f/t gamma SI 32-2.5 kuvvet/tork sensörü kullanılmıştır ve hava bandının arkasında görülen dönme birimi olarak Drehachse ZD30 travers birimi kullanılmıştır. Yük hücresi -Z ekseninde 100N, -X ve -Y ekseninde ise 32N maksimum

ölçüm üst sınırına sahiptir. Ayrıca üç yöndeki maksimum moment ölçüm değerleri ise 2,5 Nm'dir. Ölçüm çözünürlükleri bileşenlere göre değişmekle beraber veri toplama sistemi 16 bittir. Yük hücresi ve aparatları Şekil 21'de ayrıntılı olarak gösterilmiştir.

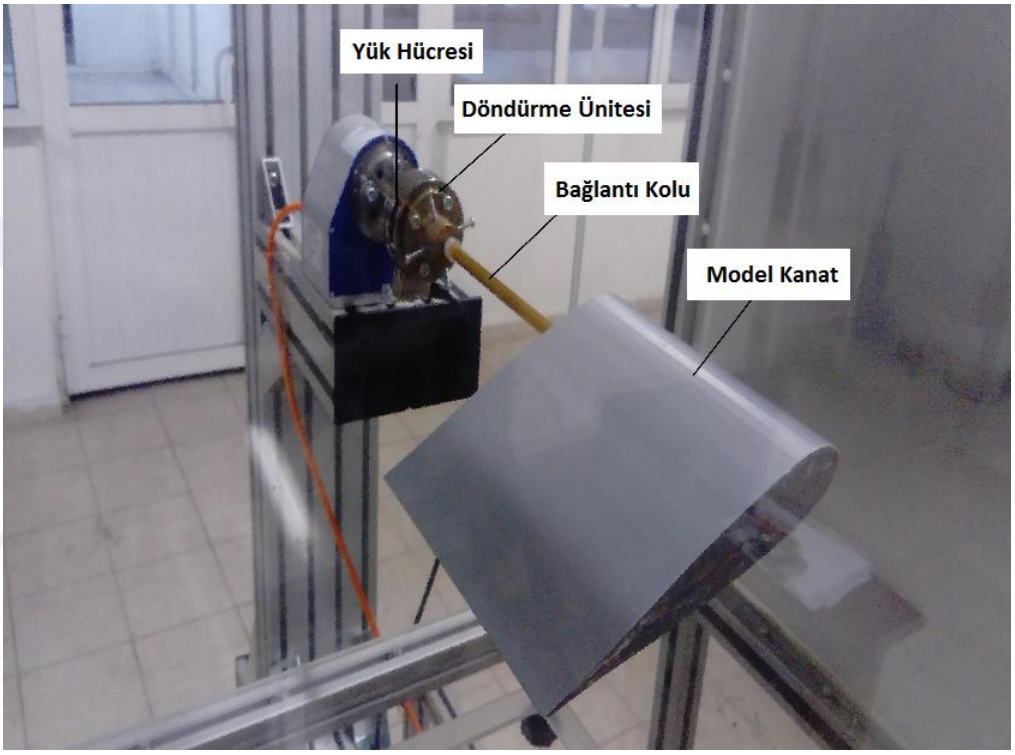


Şekil 19. Rüzgar tüneli türbülans şiddetinin serbest akım hızı ile değişimi [35].



Şekil 20. Rüzgar tüneli serbest akım hızının zamana bağlı anlık ölçümleri [35].

Aerodinamik kuvvetlerin ölçümünde kullanılan Yük hücresi, gerilimi ölçen (strain gauge) tellerin birbirine Wheatstone köprüsü şeklinde bağlanmış halidir. Bu tellerde uzunluk değişince (uzama veya sıkıştırılma) direnç değişimi ölçülerek yük hücresi üzerindeki yükü belirlenir [37]. Rüzgâr tünelinde yapılan deneylerin kuvvetleri ve momentleri hızlı ve güvenilir bir şekilde bu sistem ile ölçülmüştür. Ayrıca, Yük hücresi ve kalibratörden gelen veriler NIDAQ –6323 A/D board ile alınarak kaydedilmektedir.



Şekil 21. Yük hücresi ve döndürme ünitesi [31].

Kanat üzerindeki belirlenen noktalarda basınç değişimlerini incelemek için ±2.5 inç H_2O ±622.72 Pa basınç aralığında ölçüm yapabilen bir dinamik basınç ölçüm cihazı (Honeywell markası, 163PC01D75 serisi) kullanıldı [39]. Ölçüm cihazı Şekil 22'de görülmektedir.



Şekil 22. Dinamik basınç sensörü [39].

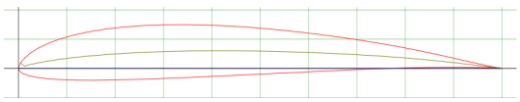
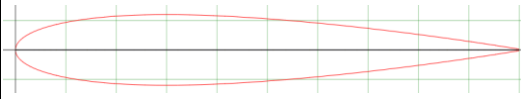
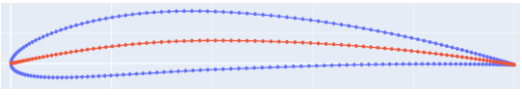
2.2. Kanat Modellerinin Üretimi

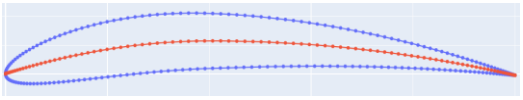
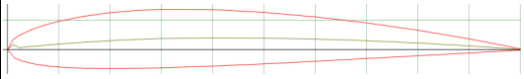
Tasarlanan kanat modellerinde düşük Reynolds sayılı SD7037 airfoili kullanılmıştır. Tez çalışmasında bu airfoilin tercih edilmesinin sebebi;

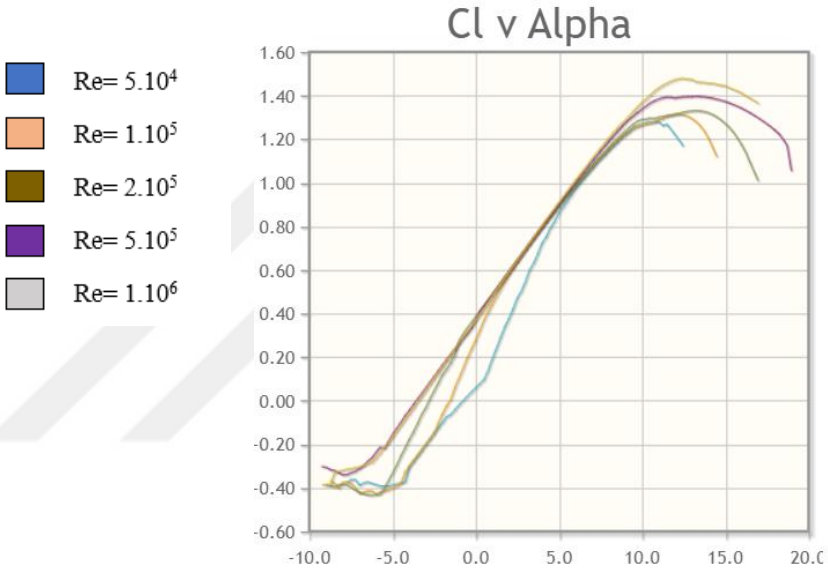
1. Düşük Reynolds sayılı bir airfoil olması,
2. İHA'larda yaygın olarak kullanılması,
3. SD 7037 airfoili ile kanat burulması konusunda daha önce bir çalışma yapılmamış olmasıdır.

SD7037 airfoilinin özellikleri Tablo 2'de verilmiştir. Ayrıca Cl-Alpha grafiği Şekil 23'te, Cd-Alpha grafiği Şekil 24'te, Cl-Cd grafiği Şekil 25'te ve Cl/Cd-Alpha grafiği Şekil 26'da verilmiştir [40].

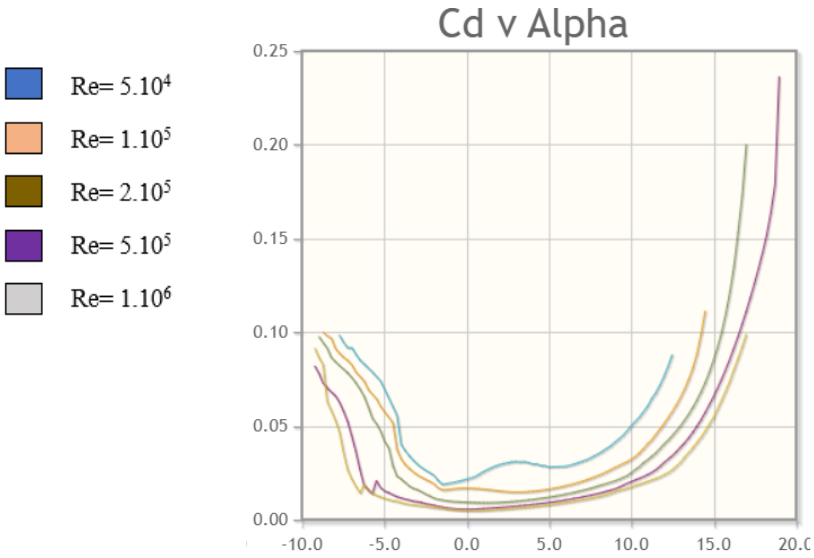
Tablo 2. SD7037 ve diğer düşük hızlı profillerin özellikleri [40,41].

Profil	Profil Görüntüsü	Maksimum Kalınlık (veterin %'si)	Konumu (veterin %'si)	Maksimum Kamburluk (veterin %'si)	Konumu (veterin %'si)
SD7037		%9,2	%26,1	%2,5	%44,7
NACA0012		%11,9	%30,14	%0	%20,61
NACA4410		%10	%29,9	%3,8	%40,65

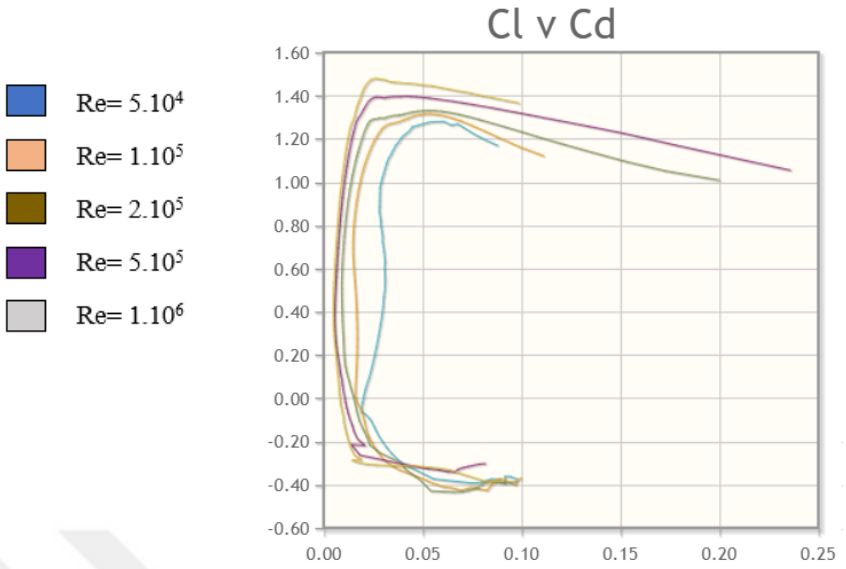
NACA66009		**%9**	**%45,8**	**%0**	**%43,76**
NACA6410		**%10**	**%28,31**	**%5,8**	**%40,67**
NACA2410		**%10**	**%29,9**	**%2**	**%40**



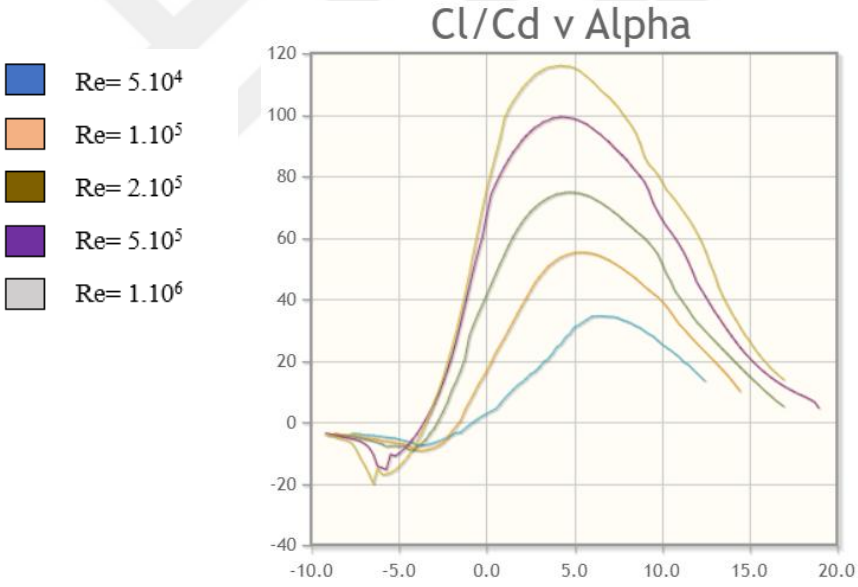
Şekil 23. Cl-Alpha grafiği [40].



Şekil 24. Cd-Alpha grafiği [40].



Şekil 25. Cl-Cd grafiği [40].



Şekil 26. Cl/Cd-Alpha grafiği [40].

-6°, -3°, 0°, 3° ve 6° burulma açılarına sahip toplamda 5 kanat modeli SolidWorks programında çizilmiş ve UltiMaker 3D yazıcısında üretilmiştir. Rüzgar tünelinin test bölümünün 57 cm genişliğe sahip olması, kullanılan 3D yazıcının boyutlarının izin verdiği ölçüde modellerin tek parça olarak üretilebilmesi ve ayrıca akımın kenar yüzeylerinden etkilenmemesi için modeller 20 cm uzunluğa ve 20 cm genişliğe sahip olacak şekilde üretilmiştir. Tasarlanan kanatlara modellerin yük hücresine bağlanması için vetere dik olarak aerodinamik merkezlerinden geçen 10,5 mm çapında 15 mm

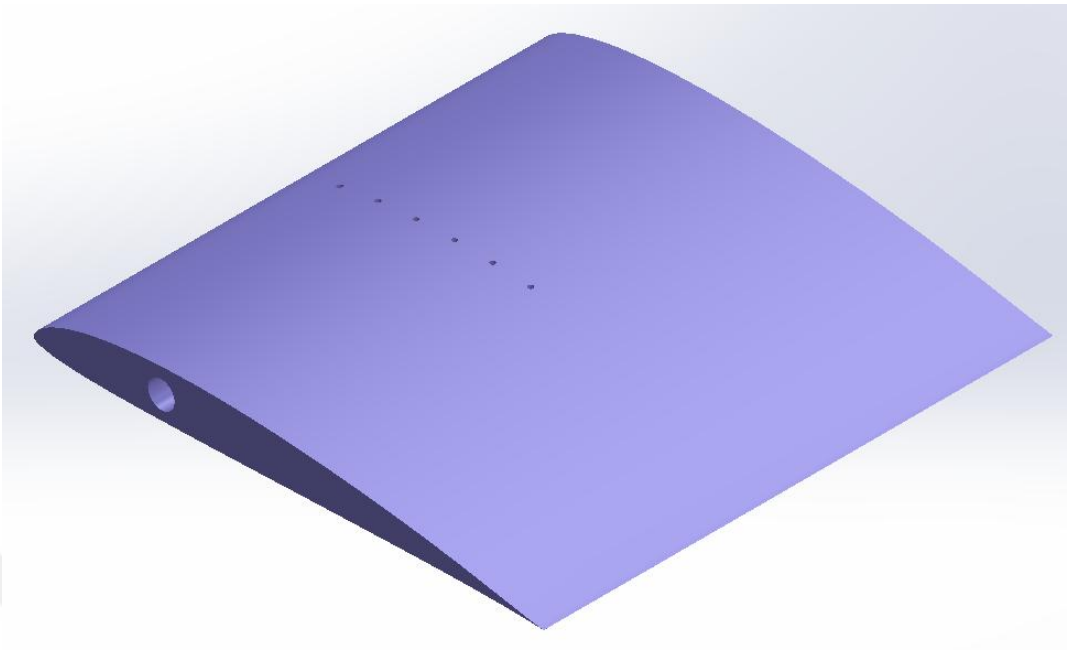
derinliğinde bir delik çizim sırasında açılmıştır. Modellerin aerodinamik merkezleri hücum kenarından veterin %25'i alınarak hesaplanmıştır. Kanatların üst yüzeylerinin basınç dağılımının incelenmesi için kanatların üst yüzeylerine ve kanatların yük hücresine bakmayan kesitlerine basınç ölçme delikleri açılmıştır. Açılan deliklerin çapları 2 mm'dir. Belirlenen bu delik ölçüsünde, deliklerden kaynaklanan akım bozulması ihmal edilebilir seviyededir. Bu deliklere iğnesi 2 mm çapında baş kısmının yüksekliği 5 mm olan enjektör iğneleri sabitlenmiştir. Kanat modellerinin özellikleri Tablo 3'te verilmiştir.

Tablo 3. Kanat modellerinin özellikleri.

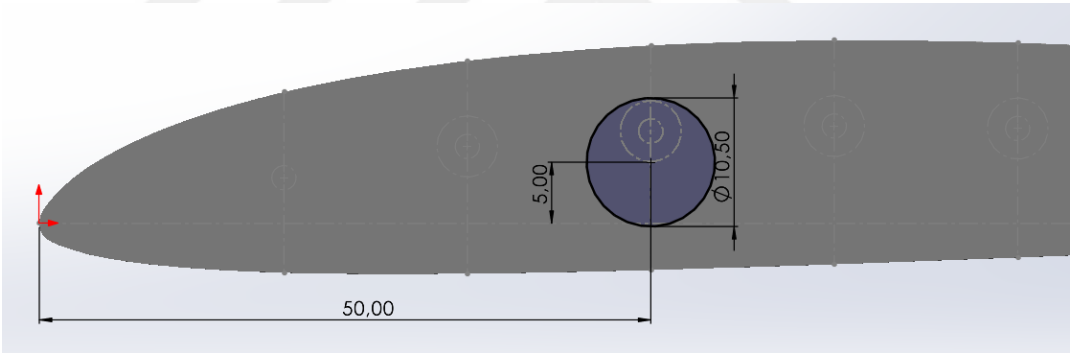
Özellikler	**Boyutlar**
Kanat Uzunluğu (mm)	200
Kanat Kökü Veter Uzunluğu (mm)	200
Kanat Ucu Veter Uzunluğu (mm)	200
Ortalama Kanat Kordu	200
Çeyrek Veter Açısı (Ok Açısı)	0
Açıklık Oranı	1

0° burulma açısına sahip kanat modelinde yük hücresine bağlantı noktasından boylamasına olarak 100 mm uzaklıkta ve kanadın hücum kenarından 20 mm uzaklıktan başlayacak şekilde veter boyunca firar kenarına doğru 15 mm aralıklarla 6 basınç deliği açılmıştır. Deliklerin vetere göre konumları x/c=0.1, x/c=0.175, x/c=0.25, x/c=0.325, x/c=0.4 ve x/c=0.475 'tir. Kanadın yük hücresine bakmayan kesitine bu 6 deliği karşılayacak şekilde kanadın üst yüzeyinin 7 mm altından hizalanmış 15 mm aralıklarla 6 delik açılmıştır. Çizim sırasında, oluşturulan delikler kesilerek birleştirilmiş basınç hatları oluşturulmuştur.

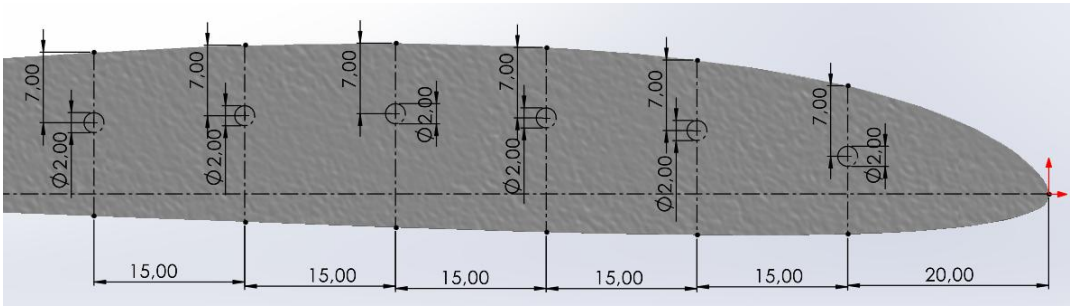
0° derece burulma açılı kanat modeli düz bir kanat olduğu için basınç dağılımının kanat boyunca tek bir hattan incelenmesi uygun görülmüştür. 0° burulma açılı kanat modelinin izometrik görünüşü Şekil 27'de, yük hücresine bağlandığı kesit ve delik ölçüleri Şekil 28'de, yük hücresine bakmayan kesit ve delik ölçüleri Şekil 29'da, kanadın üst yüzeyindeki delikler ve ölçüleri Şekil 30'da basınç hattının kesit görünümü Şekil 31'de gösterilmiştir.



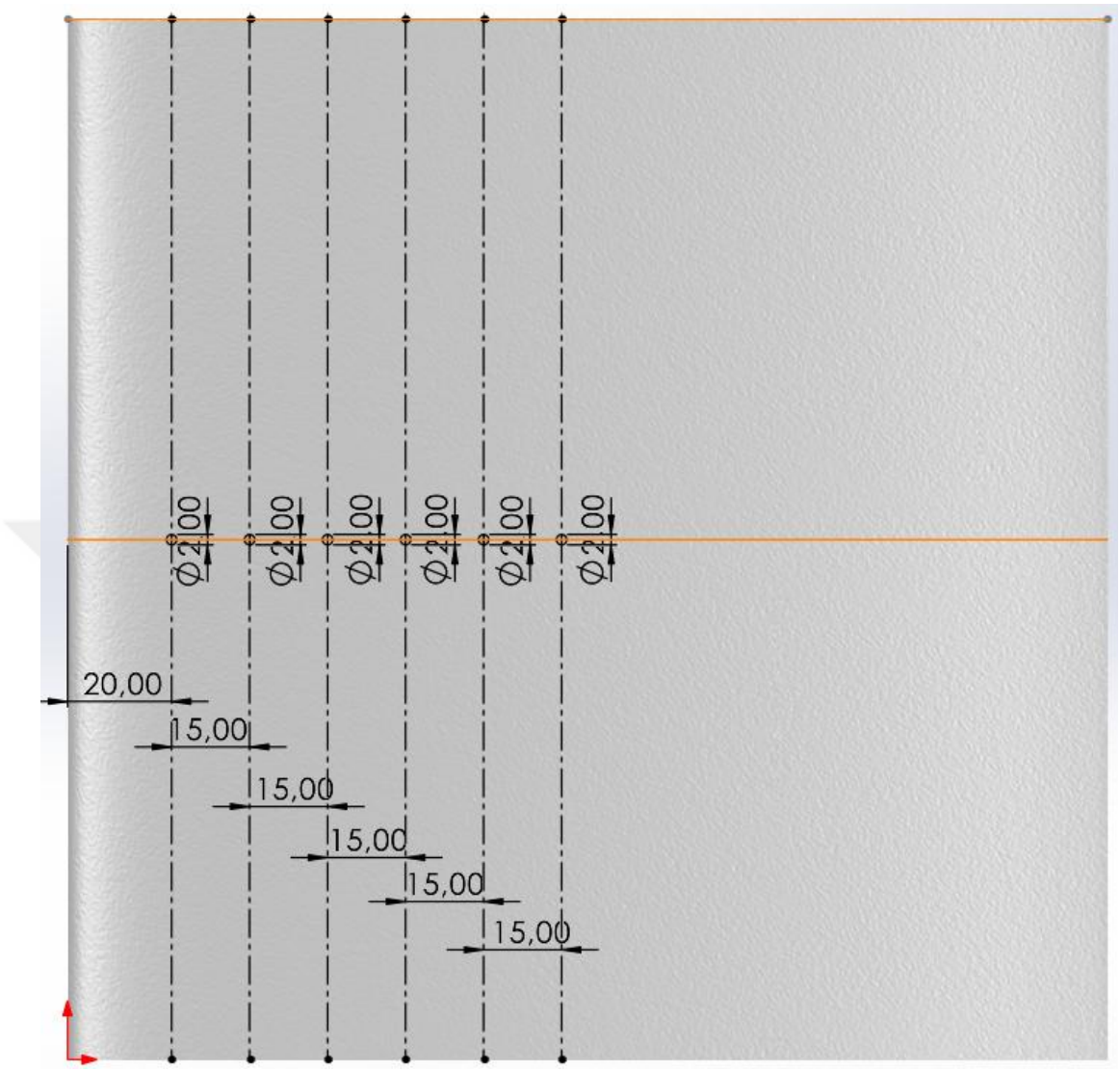
Şekil 27. 0° burulma açılı kanat modeli.



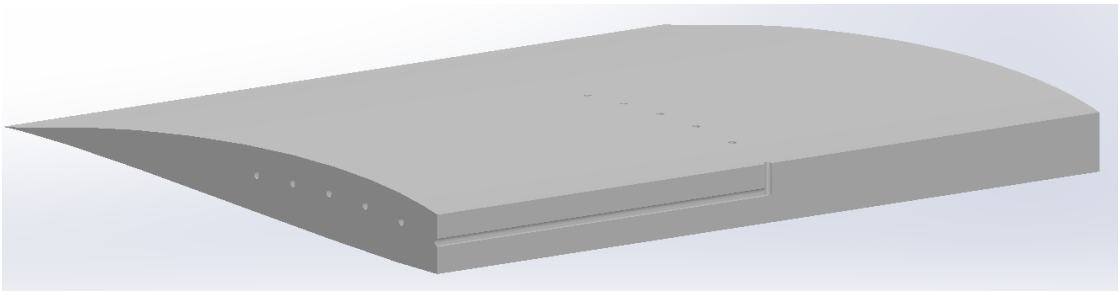
Şekil 28. Yük hücresine bağlandığı kesit ve delik ölçüleri.



Şekil 29. Yük hücresine bakmayan kesit ve delik ölçüleri.



Şekil 30. Kanadın üst yüzeyindeki delikler ve ölçüleri.



Şekil 31. Basınç hattının kesit görünümü.

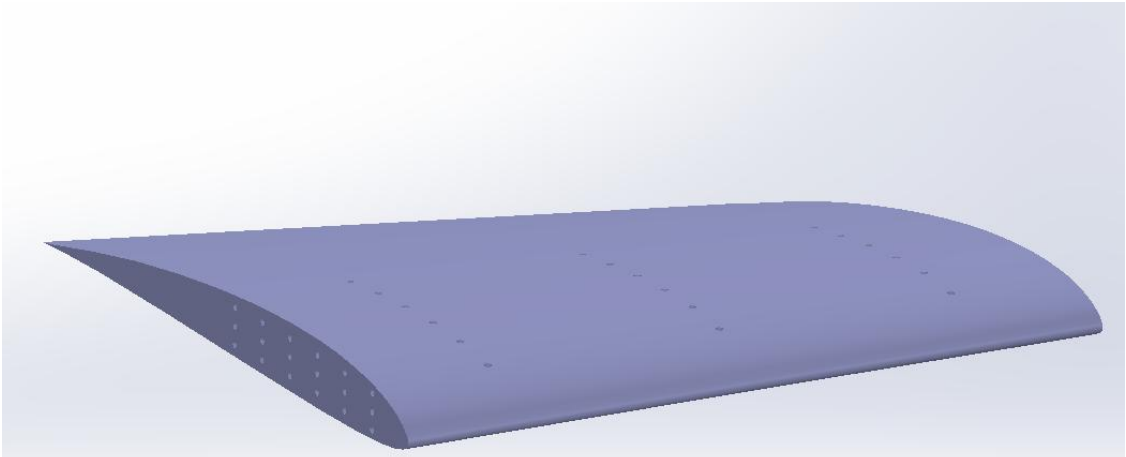
-6°, -3°, 3° ve 6° burulma açılı kanat modellerinde yük hücresine bağlantı noktasından boylamasına olarak 33,33 mm (z/b=0.166), 100 mm (z/b=0.5) ve 166,67 mm (z/b=0.83) uzaklıklarda ve kanadın hücum kenarından 20 mm uzaklıktan başlayacak şekilde veter

boyunca firar kenarına doğru 15 mm aralıklarla 18 basınç ölçüm deliği açılmıştır. Her sırada deliklerin vetere göre konumları x/c=0.1, x/c=0.175, x/c=0.25, x/c=0.325, x/c=0.4 ve x/c=0.475'tir. Kanatların yük hücresine bakmayan kesitlerine bu 18 deliği karşılayacak şekilde kanadın veterine dik çizilen çizgilerin orta noktalarına ve bu orta noktanın 5 mm altına ve 5 mm üstüne gelecek şekilde hizalanmış 18 delik açılmıştır. Çizim sırasında oluşturulan delikler kesilerek birleştirilmiş basınç hatları oluşturulmuştur.

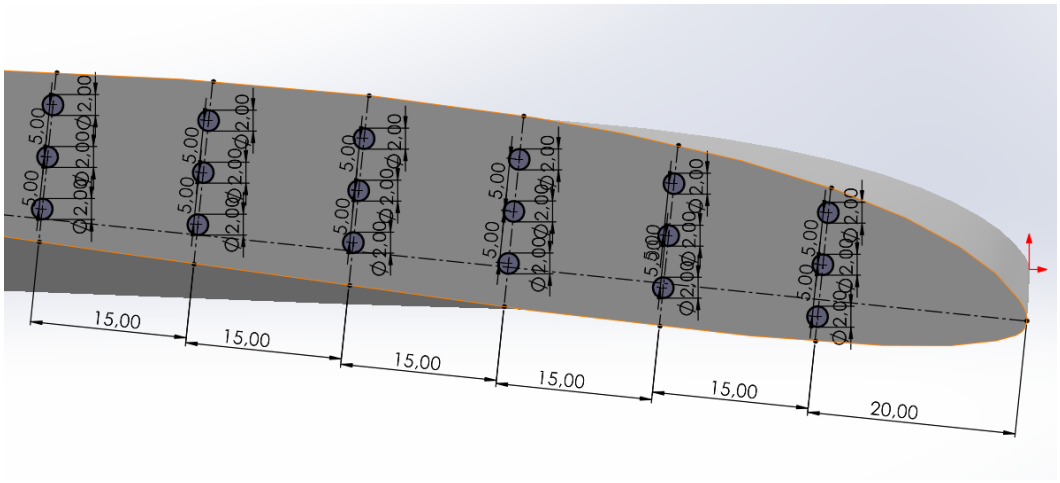
-6°, -3°, 3° ve 6° burulma açılı kanat modellerinde basınç ölçüm deliklerinin kanat kenarlarına 33,33 mm uzaklıkta oluşturulması ile;

1. Burulma açısı değişikliğinin etkinliğini daha iyi incelemek,
2. Çevre şartları yani kanat ucu girdaplarından daha az etkilenmek amaçlanmıştır.

Bütün kanat modellerinde veter boyunca tüm hatlarda aerodinamik merkeze denk gelen bir delik bulunmaktadır. Burada taşıma merkezindeki değişimin etkin bir biçimde gözlemlenmesi amaçlanmıştır. Şekil 32'de -6° burulma açılı modelin önden görünümü, Şekil 33'te yük hücresine bakmayan kesit ve delik ölçüleri, Şekil 34'te kanadın üst yüzeyindeki delikler ve ölçüleri gösterilmiştir.



Şekil 32. -6° burulma açılı model.

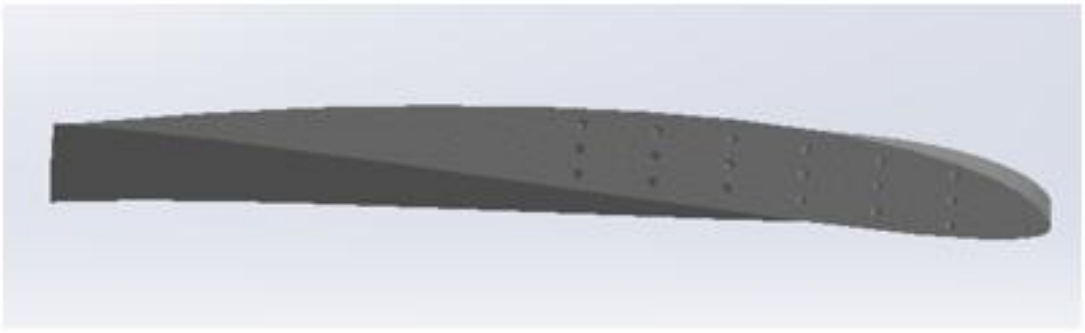


Şekil 33. Yük hücresine bakmayan kesit ve delik ölçüleri.



Şekil 34. Kanadın üst yüzeyindeki delikler ve ölçüleri.

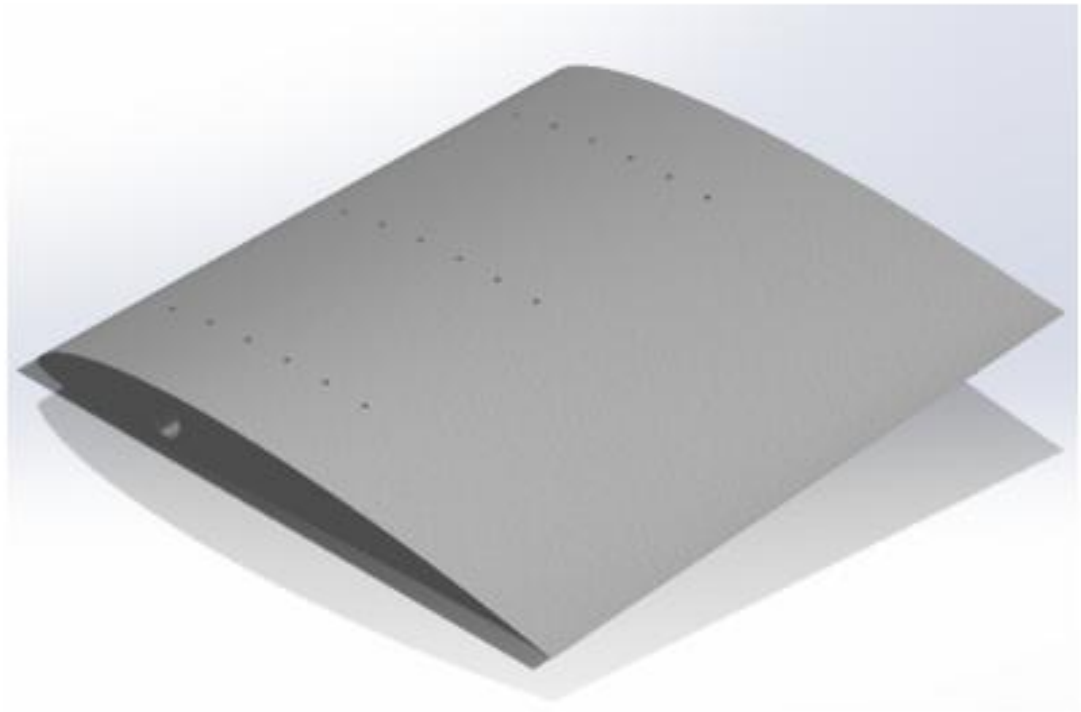
Kanadı oluşturan profillere ait teknik bilgiler kaynaklar bölümünde belirtilen internet adresinden temin edilerek SolidWorks 2022 programına aktarılıp 2D profillerin ve 3D kanat modellerinin şekilleri oluşturulmuştur. Daha sonra kanat modellerine ait şekiller 3D yazıcıya aktarılarak modellerin üretimi gerçekleştirilmiştir. Kanatların yük hücresine takılması için kanatların aerodinamik merkezinden (kanat kök veterin %25'i) içeri doğru çapı 10,5 mm ve uzunluğu 15 mm olan bir oyuk bırakılmıştır. Bu oyuklara alüminyum çubuklar takılarak güçlü yapıştırıcı maddelerle sabitlenmiştir. Üretilen modellerin farklı açılardan görünüşleri sırasıyla -6°, -3°, 0°, 3° ve 6° olacak şekilde Şekil 35, Şekil 36, Şekil 37, Şekil 38 ve Şekil 39’da verilmiştir.



a) Modelin yük hücresine bakmayan taraftan görünüşü.



b) Modelin hücum kenarının olduğu taraftan görünüşü.



c) Modelin izometrik görünüşü.

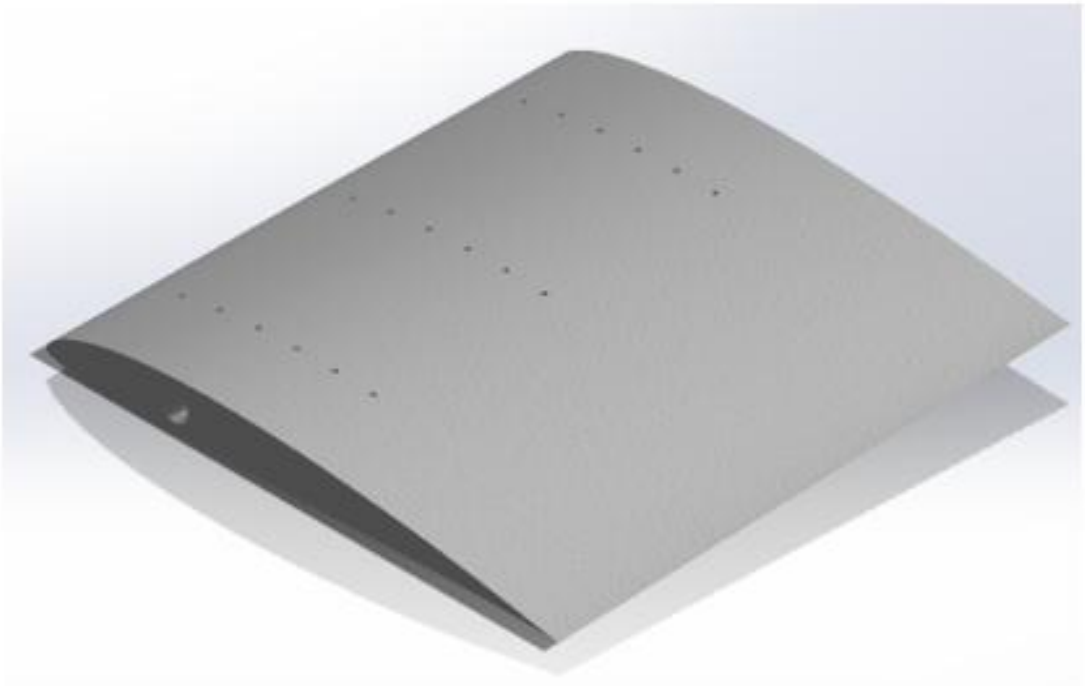
Şekil 35. -6° burulma açılı modelin farklı açılardan görünüşü (a, b, c).



a) Modelin yük hücresine bakmayan taraftan görünüşü.

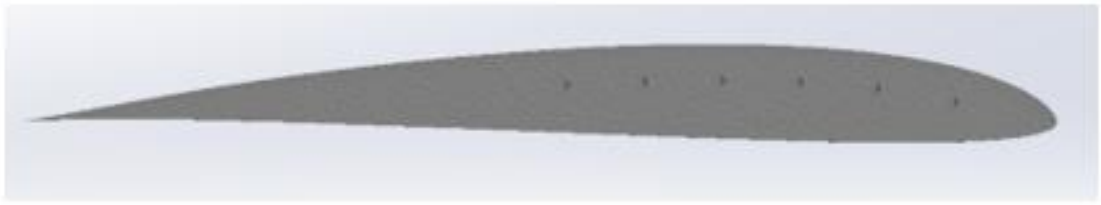


b) Modelin hücum kenarının olduğu taraftan görünüşü.



c) Modelin izometrik görünüşü.

Şekil 36. -3° burulma açı modelin farklı açılardan görünüşü (a, b, c).



a) Modelin yük hücresine bakmayan taraftan görünüşü.

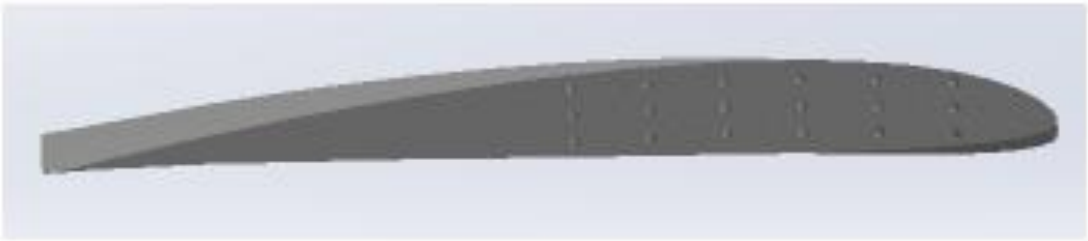


b) Modelin hücum kenarının olduğu taraftan görünüşü.



c) Modelin izometrik görünüşü.

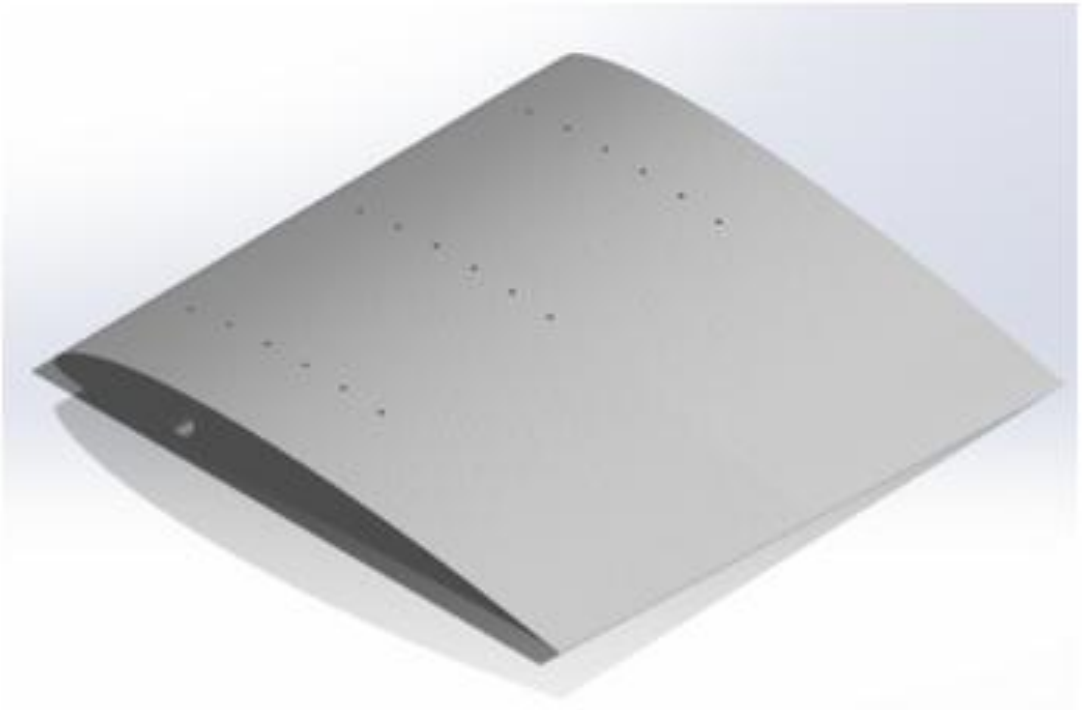
Şekil 37. 0° burulma açı modelin farklı açılardan görünüşü (a, b, c).



a) Modelin yük hücresine bakmayan taraftan görünüşü.

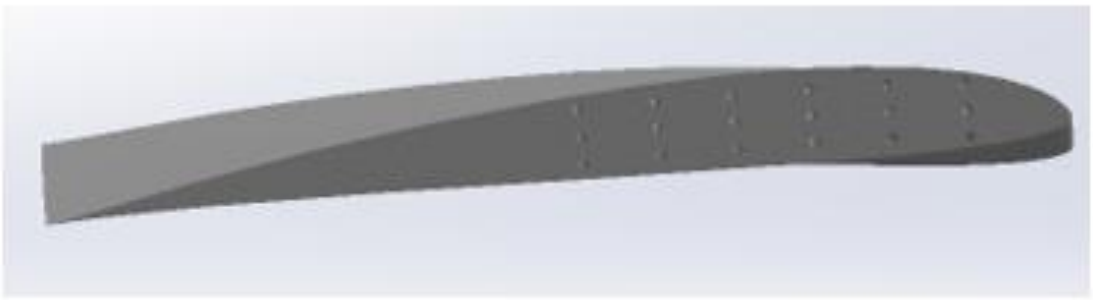


b) Modelin hücum kenarının olduğu taraftan görünüşü.



c) Modelin izometrik görünüşü.

Şekil 38. 3° burulma açı modelin farklı açılardan görünüşü (a, b, c).



a) Modelin yük hücresine bakmayan taraftan görünüşü.



b) Modelin hücum kenarının olduğu taraftan görünüşü.



c) Modelin izometrik görünüşü.

Şekil 39. 6° burulma açı modelin farklı açılardan görünüşü (a, b, c).

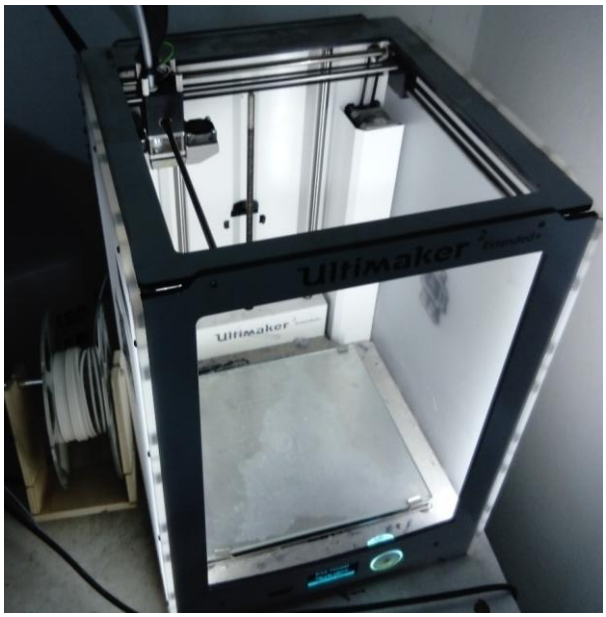
Tasarlanan kanat üzerindeki basınç ölçüm deliklerinin konumları dolayısıyla, 0° burulma açılı kanat tasarımı hariç, burulma açıları farklılık göstermektedir. Dolayısıyla;

- -6° burulma açılı kanatta -1°, -3° ve -5° burulma açılarında,
- -3° burulma açılı kanatta -0,5°, -1,5° ve -2,5° burulma açılarında,
- 3° burulma açılı kanatta 0,5°, 1,5° ve 2,5° burulma açılarında,
- 6° burulma açılı kanatta 1°, 3° ve 5° burulma açılarında,

burulmanın basınç dağılımına etkileri incelenmiştir. Basınç ölçüm noktalarındaki bu geliş açısı değerleri hücum açısına cebirsel eklenerek o noktadaki efektif hücum açısı bulunabilir. (Örneğin; -6° burulma açılı kanatta hücum açısı 15° iken basınç ölçüm noktalarındaki efektif hücum açısı 14°, 12° ve 10°'dir.)

3D yazıcıda üretilen kanat modellerinin yüzeylerindeki pürüzler ve çapaklar çok ince zımparalar (sırası ile 1000, 1200, 2500 kum tanecikli) kullanılarak temizlenmiş ve yüzey pürüzsüz hale getirilmiştir.

Rüzgar tünelinde kanatların deneysel olarak test edilebilmesi için kanat modelleri Erciyes Üniversitesi HUBF Laboratuvarı bünyesinde bulunan UltiMaker 3D yazıcı kullanılarak Polilaktik Asit Termoplastik Polyester (PLA) maddesinden üretilmiştir. 3D yazıcı Şekil 40'ta gösterilmiştir. Kanat modellerinin üretiminde kullanılan PLA maddesinin özellikleri Tablo 4' te yer almaktadır.



Şekil 40. Kanatları üretildiği 3D yazıcı.

Tablo 4. Kanatların üretildiği PLA maddesinin özellikleri.

Materyal cinsi	PLA (Polilaktik Asit)
Efektif çap	2.85 mm +/- 0.10
İşlem sıcaklığı	200 - 220 C°
Ağırlık	750 gr.
Makara çapı	15,5 cm
Makara deliği çapı	3,5 cm

2.3. Deneysel Prosedürler

Tez çalışmalarındaki deneyler Erciyes Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi (EÜ-HUBF) bünyesindeki Aerodinamik Laboratuvarı'nda düşük türbülanslı ve düşük hızlı rüzgâr tünelinde gerçekleştirilmiştir. Kanat modellerine ait taşıma ve sürükleme gibi aerodinamik performansını belirleyen kuvvetler ölçülmüş ve akım davranışları izlenmiştir.

Deneylerin ilk basamağı olarak bordon tüpü bağlanmış bir anemometre ile deneylerde kullanılacak olan $2x10^5$ Reynolds sayısına karşılık gelen hava hızı belirlenmiştir. Deney girdileri; hava sıcaklığı, kinematik viskozite, veter uzunluğu ve hava hızı Tablo 5'teki gibidir.

Tablo 5. Deney girdileri.

Hava sıcaklığı	15 C°
Kinematik viskozite	$1.48x10^{-5}$ m^2/s
Hava hızı	14.8 m/s
Veter uzunluğu	0,2 m
Reynolds sayısı	$2x10^5$

Her kanat rüzgar tünelindeki yük hücresine ayrı ayrı takılarak taşıma ve sürükleme verileri elde edilmiştir. Belirlenen hava hızında hücum açısı -10 derece ile 35 derece arasında 5 derece aralıklarla değiştirilerek her kanat için farklı deneyler gerçekleştirildi. Deneysel veriler saniyede 10 değer olmak üzere 3 dakika boyunca kaydedilerek zamana bağlı ortalamaları alınmıştır. Yapılan testlerin doğruluğunu arttırmak için deneyler üçer

kez tekrarlandı ve bu üç deneyden elde edilen sonuçların ortalamaları alınmıştır. Ayrıca, her denemede alınan veriler kaydedilmeden önce 30 sn beklenerek hava akışının ve dolayısı ile verilerin stabil olması sağlanmıştır.

Basınç ölçüm deneylerinde kanat üzerindeki basınç ölçüm noktaları ile dinamik basınç sensörünün P1 girişi uygun bir hortumla fiziksel olarak bağlanmıştır. Dinamik basınç sensörünün P2 girişi kapatılarak basınç ölçümleri yapılmıştır. Yine dinamik basınç sensörü ile rüzgar tünelinin serbest akışta statik basınç değeri ölçüldü ve 3.5 olarak bulunmuştur. Bu değer ile kanat üzerindeki basınç ölçüm noktalarındaki basınç değerinin farkı alınmıştır. Laboratuvarımızda bulunan basınç sensörü önceden su ile kalibre edildiği için elde edilen değerler belirli bir katsayı ile çarpılmıştır. Hava basıncı ölçümü yapabilmek için ölçülen fark değerleri önceden hesaplanan sabit 249.09 sayısı ile genişletilerek basınç verisine çevrilmiştir. Son olarak basınç verisi hava yoğunluğu (ρ) ve hız girdilerine bölünerek (V) basınç katsayısı (C_P) değeri elde edilmiştir. 0 derece burulma olan kanadın 1. basınç ölçüm noktasından alınan (x/c=0.1) ham verinin basınç katsayısına dönüşüm örneği Tablo 6'da verilmiştir. Laboratuvar ortamı sıcaklığı ortalama 15 C°'dir ve buna bağlı olarak hesaplanan ortalama yoğunluk değeri 1.2 kg/m^3 alınmıştır.

Tablo 6. Ham verinin dönüştürülmesi.

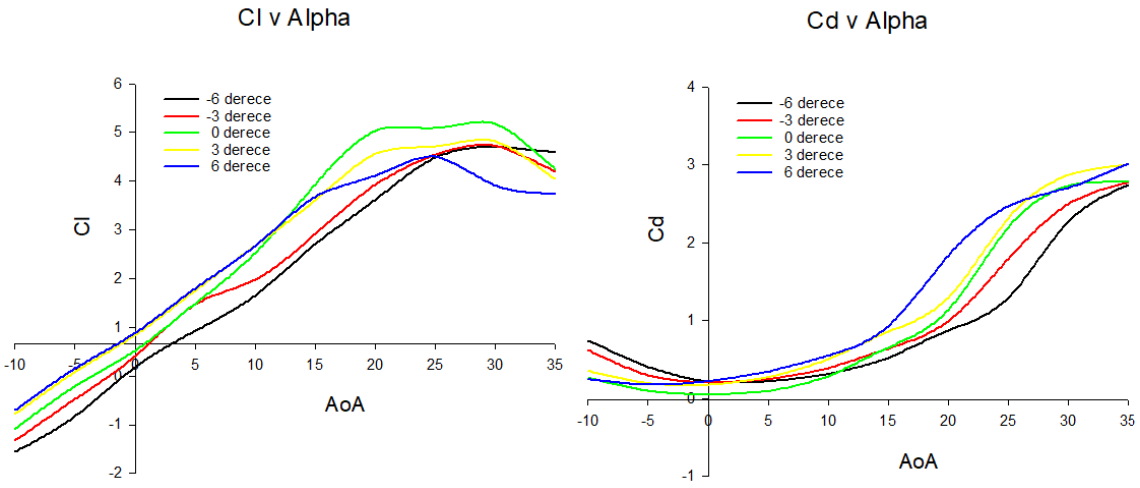
AoA	**Fark verisi (Volt)**	⟶	**Basınç verisi (Pa)**	⟶	**Basınç katsayısı**
-10	-0,07		-17,4363		-0,13267
-5	-0,1		-24,909		-0,18953
0	-0,14		-34,8726		-0,26534
5	-0,2		-49,818		-0,37906
10	-0,25	*249.09	-62,2725	/(0.5*1.2*14.8^2)	-0,47383
15	-0,27		-67,2543		-0,51174
20	-0,31		-77,2179		-0,58755
25	-0,45		-112,091		-0,85289
30	-0,51		-17,4363		-0,96661
35	-0,33		-24,909		-0,62545

3. BÖLÜM

DENEYSEL SONUÇLAR

3.1. Performans Çıktıları

Kanatta burulma uygulamalarında beklenen sonuç, kanat boyunca iyi bir taşıma dağılımı ve indüklenmiş sürüklemenin azalmasıdır. Bu sonuç pozitif burulma açılarından ziyade negatif burulma açılarında elde edilir. Negatif burulma olan bir kanatta burulma olmayan kanada göre daha az taşıma gözlemlenir. Benzer olarak indüklenmiş sürükleme de daha az olur. Çalışmada performans deneylerinden elde edilen sonuçlar buna paraleldir. Deneyde kullanılan kanatlara ait Cl-AoA ve Cd-AoA grafikleri Şekil 41'deki gibidir.



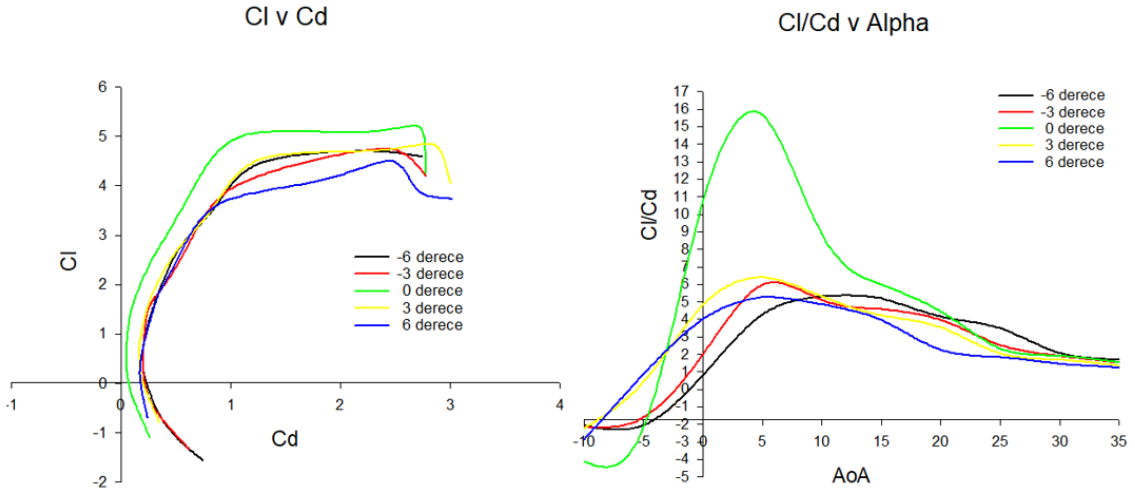
Şekil 41. Cl-AoA ve Cd-AoA grafikleri.

Burulma uygulandığında, burulma olmayan kanada göre, maksimum taşıma değerinin düştüğü görülmüştür. Kanatta kökten uca daha elverişli taşıma dağılımı elde etmek amaçlandığından bu sonuç bekleneni karşılamıştır. Kanatların minimum taşıma değerlerine bakıldığında -6° burulma olan kanatta en düşük olduğu görülmektedir. Diğer kanatlar sıralı olarak daha fazla taşıma ürettiği sonucu elde edilmiştir.

Burulma ile kökten uca taşıma dağılımının değiştiği taşıma grafiğinden okunmaktadır. Maksimum ve minimum taşıma değerleri değişse de normal bir uçuşun uçuş zarfı düşünüldüğünde yakıt sarfiyatını düşüreceği öngörülebilir.

Maksimum toplam sürüklemenin 6° burulma olan kanatta olduğu görülmüştür. Toplam sürükleme maksimum değerinin sıralı şekilde azaldığı görülmektedir. Yüksek hücum açılarında pozitif burulma uygulamalarının sonuçları sürüklemeyi artırmaktadır. Sonuçlar beklenen etkiye paralel olmuştur. Düşük açı değerlerinde ise tam tersine negatif burulmaya sahip kanatların performansının fark yarattığı görülmektedir.

Sonuçlara göre kanatlardaki taşımanın ve sürüklemenin sınır tabaka ayrılması ile oluşan türbülanstan fazla etkilenmediği söylenebilir. Bu deneylerin düşük hızda yapılması, düşük Reynolds sayılarının kullanılmasının sonucudur. Burada kanat açıklık oranının yüksek olması, oluşan türbülansın kanadın firar kenarının da arkasında etkileşmesi nedeniyle özellikle pozitif burulma açılı kanatlarda sürüklemede yüksek artış görülmedi denilebilir. Taşımanın ve sürüklemenin birbirine göre değişimi bunu desteklemektedir. Kanatlara ait Cl v Cd ve Cl/Cd v Alpha grafikleri Şekil 42'de verilmiştir.



Şekil 42. Cl-Cd ve Cl/Cd-AoA grafikleri.

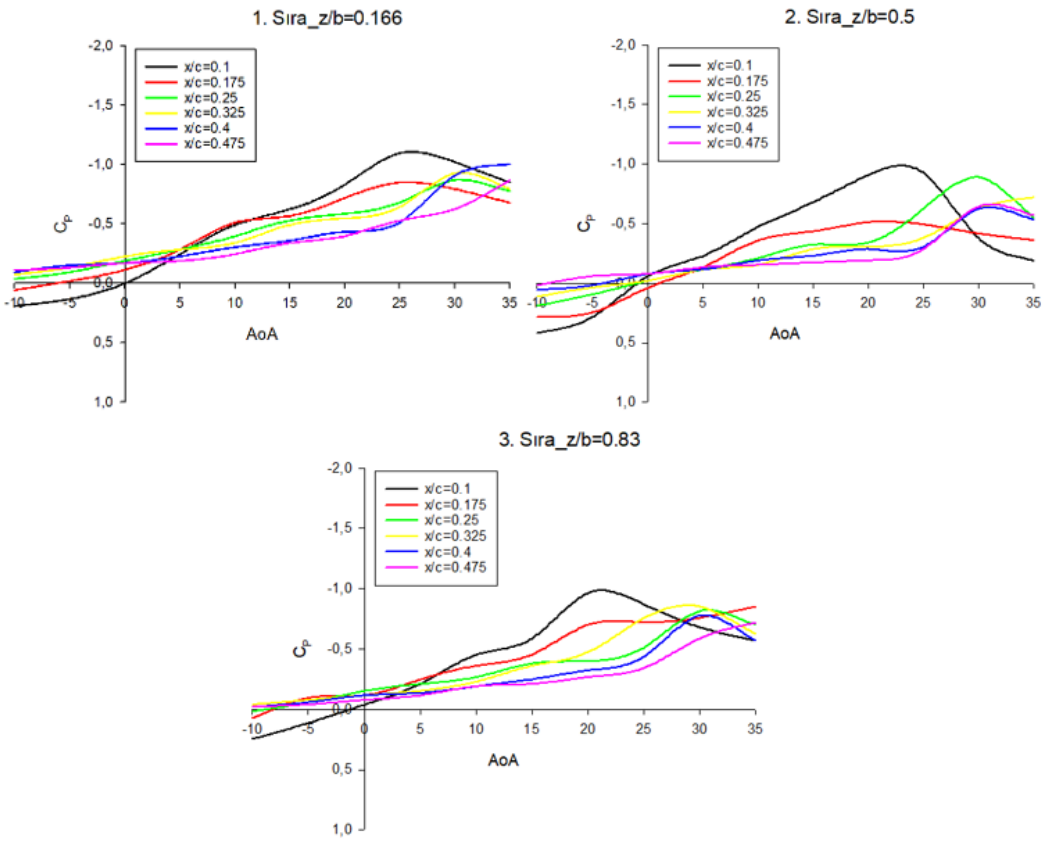
Cl/Cd grafiğinden burulma olmayan kanadın en iyi performansı gösterdiği söylenebilir. Fakat Cl/Cd v Alpha grafiğine bakıldığında hücum açısı arttıkça kanat performansının hızlı bir şekilde düştüğü görülmektedir. Bu hızlı değişim iniş, kalkış, dönüş ve uçuş zarfının tümü göze alındığında hava aracının kontrollerini zorlaştıracağını söylemek

yanlış olmaz. Ek olarak uçuş zarfında bir stall durumunda burulma olmayan kanatta tutunma kaybının daha fazla olacağı grafiklerde görülmektedir.

3.2. Kanat Üst Yüzeyi Basınç Değişimi

Belirli noktalarda basınç delikleri oluşturarak kanat üst yüzeyinde basınç değişiklikleri incelenmiştir. Performans çıktıları ile benzerlik ve farklılıkları incelemek için laboratuvar ve rüzgar tünelinde aynı deney girdileri kullanılmıştır. Kanat üs yüzeylerindeki basınç değişimleri de düşük Reynolds sayılı bir akışta incelenmiştir.

Basınç sensörü ile elde edilen gerilim değerleri dönüştürme işlemlerinden sonra basınç katsayısı değerleri elde edilmiştir. 0° burulma olan kanat hariç her bir kanat için 3 ayrı grafik oluşturulmuştur. 0° burulma olan kanatta tek sıra basınç ölçüm delikleri olduğu hatırlanmalıdır. Elde edilen grafikler sıra ile yorumlanmıştır. Kanatların basınç değişim grafikleri Şekil 43, Şekil 44, Şekil 45, Şekil 46 ve Şekil 47'de verilmiştir.

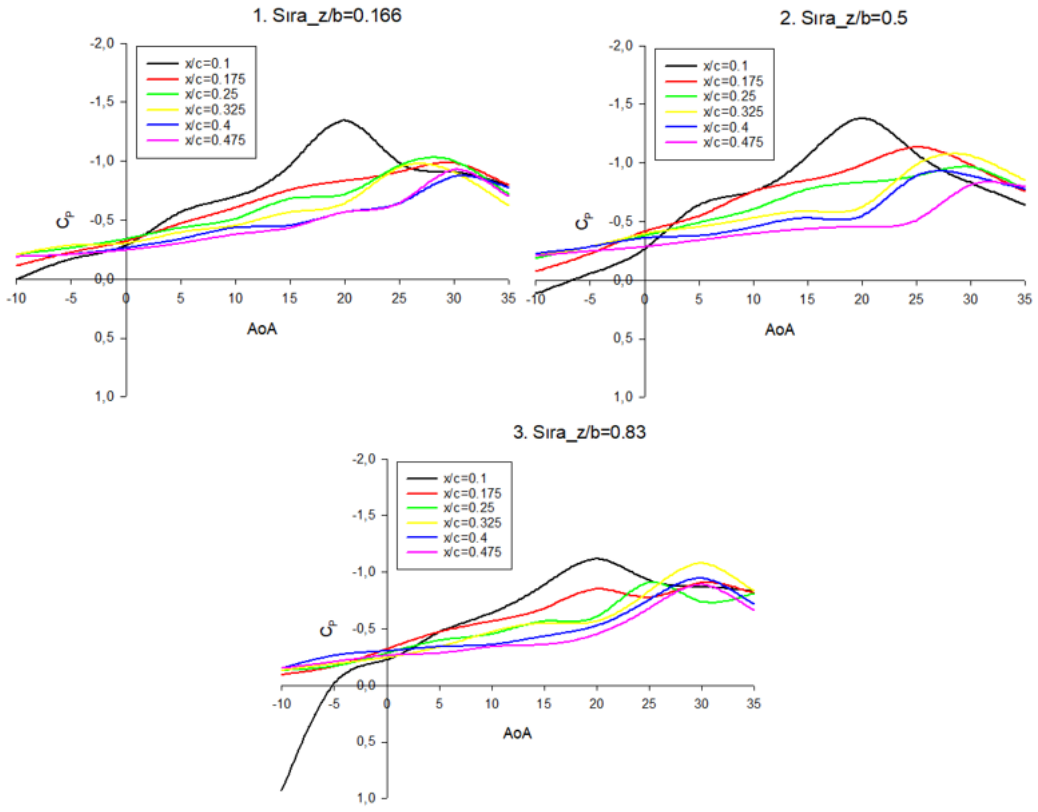


Şekil 43. -6° burulma bulunan kanadın basınç grafikleri.

-6° burulma bulunan kanatta negatif hücum açılarında oluşan basınç farkının kanadın hücum kenarında düşük olduğu, firar kenarına doğru ilerledikçe arttığı görülmüştür. Bu tüm basınç ölçüm sıralarında aynı şekilde olmuştur. Negatif hücum açılarında kanatta kökten uca ilerledikçe basınç farkının yani vakumun düştüğü görülmüştür. Negatif burulma negatif hücum açılarında düşük performans gösterir. 1. Sıra basınç ölçüm hattında vakumun yüksek olması bunu desteklemiştir. 2. Sıra x/c=0.1 ve x/c=0.175 noktalarında görülen yüksek basıncın kaynağının akım ayrılması sonucu oluşan türbülans olduğu söylenebilir.

Pozitif hücum açılarında ise negatif burulmadan dolayı kanat ucunda daha yüksek basınç farkı olması beklenir. Fakat sonuçlar beklenenden farklı olmuştur. Bunun sebebinin türbülans olduğu söylenebilir. Hatta 2. Sıra x/c=0.1 ve x/c=0.175 noktalarında basınç farkı diğer sıralardaki aynı noktalara göre düşüktür.

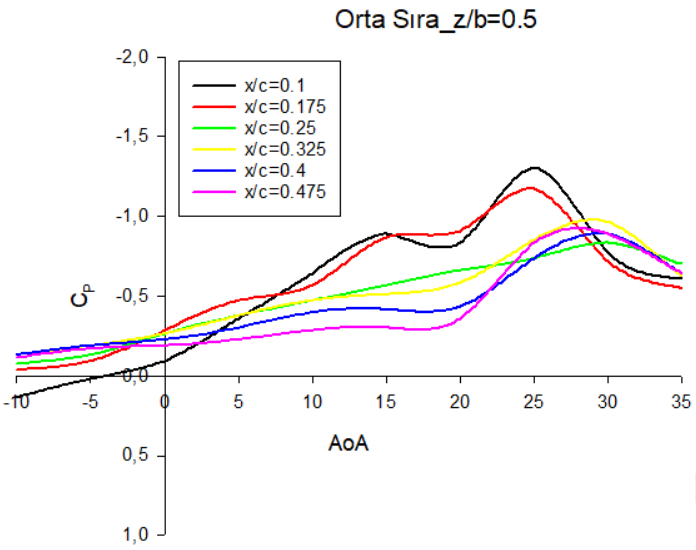
Ayrıca basınç ölçüm hatlarında x/c=0.1 ve x/c=0.175 noktalarında kırılma noktaları birbiriyle benzer diğer noktalardan farklı değerde olduğu görülmüştür. Bu da akış ayrılmalarının etkilerini göstermektedir.



Şekil 44. -3° burulma bulunan kanadın basınç grafikleri.

-3° burulma bulunan kanatta negatif hücum açılarında basınç farkı -6° burulma olan kanada göre daha yüksek olmuştur. Fakat 3. Sıra x/c=0.1 noktasında ani bir değişiklik görülmüştür. Bunun sebebinin kanat kökünde meydana gelen akış ayrılmasının etkilerinin bu noktada basıncı artırması olduğu tahmin edilmektedir.

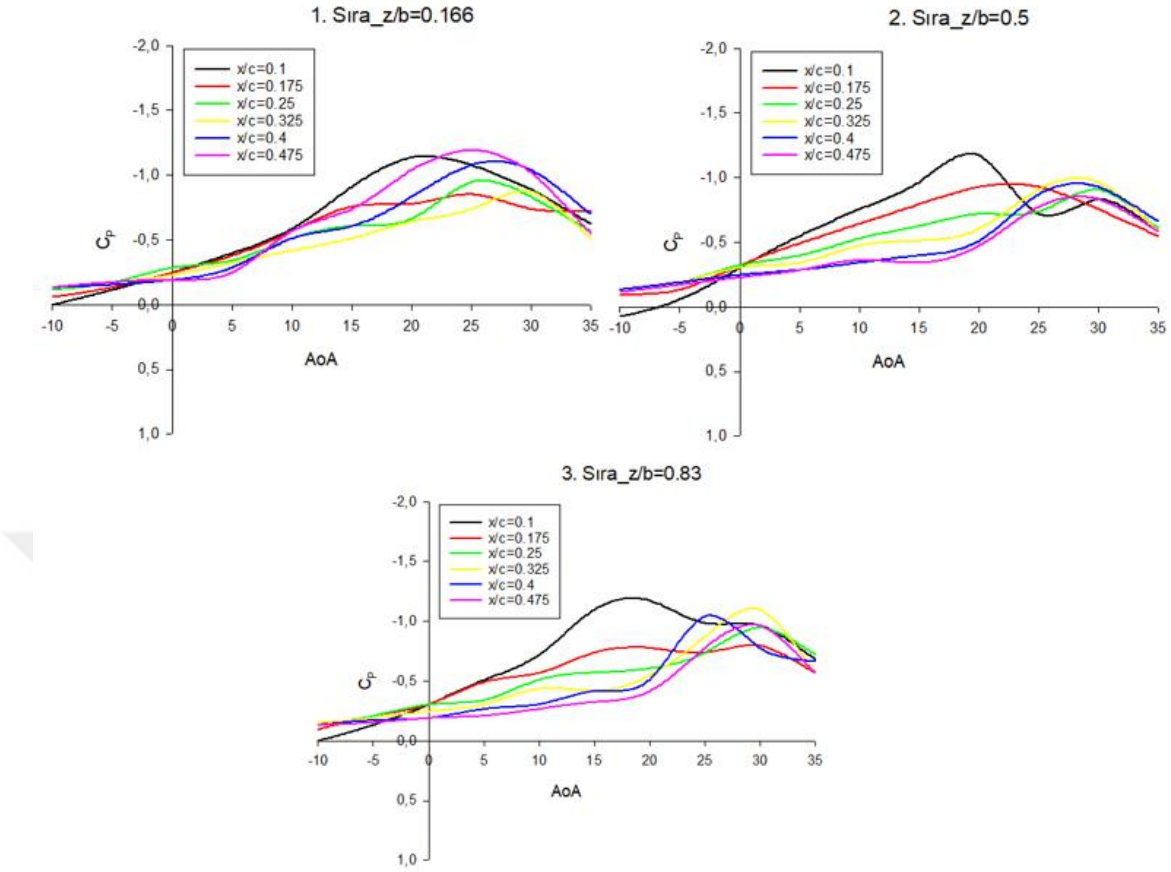
Pozitif hücum açılarında da vakum daha fazla olmuştur. Fakat kırılma noktaları -6 derece burulma olan kanada göre daha erken yani daha düşük hücum açılarında gerçekleşmiştir.



Şekil 45. 0° burulma bulunan kanadın basınç grafikleri.

Burulma olmayan bu kanatta negatif burulma açılarında taşıma üretildiği, yalnızca x/c=1 noktasında dalgalanmalar olduğu incelenmiştir. Hava vektörlerinin daha dik açıyla bu noktaya temas etmesi bu bölgede basıncı artırmıştır. Hücum açısının artışı ile x/c=0.1 ve xc=0.175 noktalarında vakum artış oranının diğer noktalardakine göre yüksek olduğu tespit edilmiştir. Bu iki noktada sınır tabakanın oldukça inceldiği sonucuna varılmıştır. İncelen sınır tabaka ile akışın normale yaklaşması hücum açıları arasında oluşan vakum farkının sebebini açıklamaktadır.

15-25 derece hücum açılarında birtakım dalgalanmaların olduğu görülmektedir. Bu hücum açılarında x/c=0.1 ve xc=0.175 noktaları iki tepe noktası oluşturmuştur. Kanat kökünde ve ucunda oluşan türbülansın bu dalgalanmaya sebep olduğu tahmin edilmektedir. Ayrıca x/c=0.4 ve x/c=0.475 noktalarında 20 derece hücum açısından sonra görülen yüksek eğimli artış akış ayrılması ve bunun ani basınç düşüşüyle sonuçlanması ile olduğu kanaatine varılmıştır.

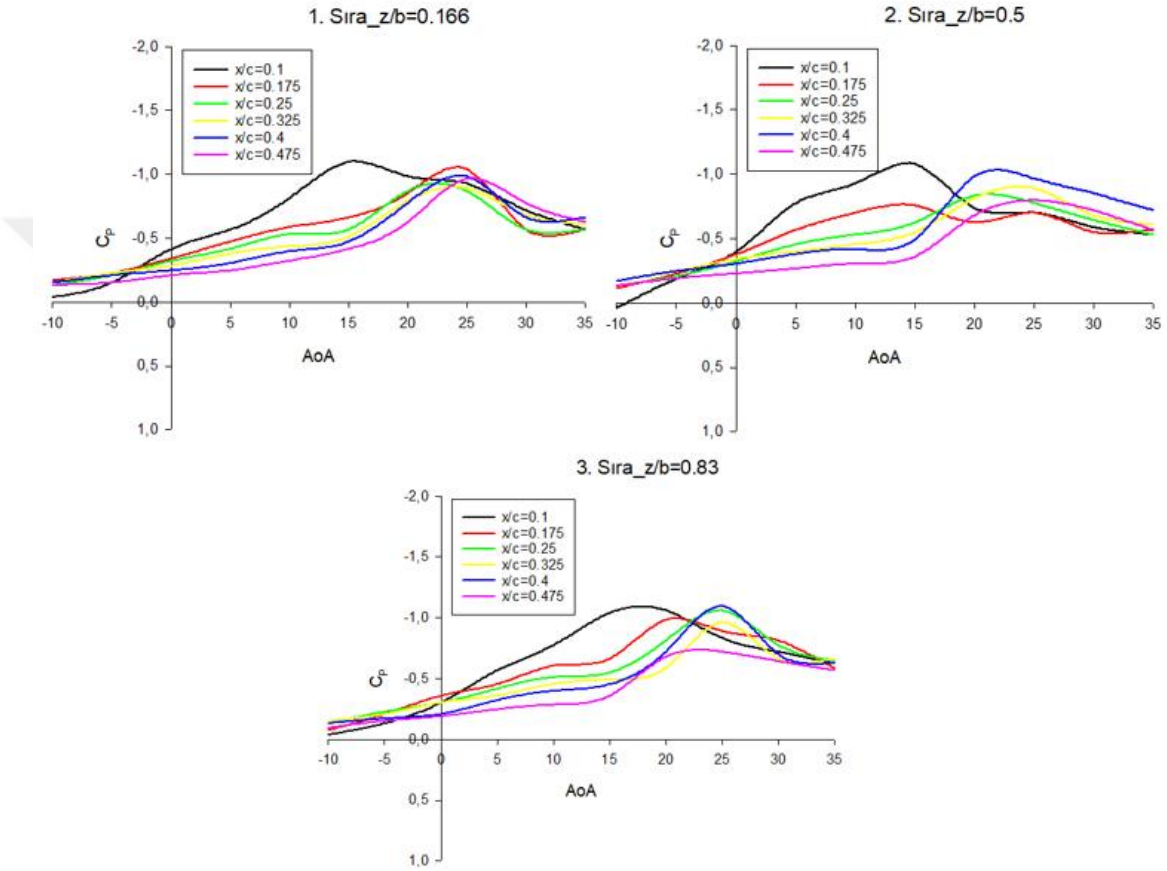


Şekil 46. 3° burulma bulunan kanadın basınç grafikleri.

Pozitif burulma bulunan kanatlarda negatif hücum açılarında teorik olarak taşıma elde etmek mümkündür. Grafikler incelendiğinde elde edilen sonuçların bu bilgiyi desteklediği görülmektedir. 3° burulma bulunan kanat -10 derece hücum açısında negatif basınç farkı üretmiştir. 2. Sıra basınç ölçüm hattında x/c=0.1 noktasında -10 derece hücum açısında pozitif basınç farkı göstermesi kanat kökü ve kanat ucu bölgelerinde oluşan türbülansın etkileri ile açıklanabilir. Benzer sonuçlar diğer kanatlardan da elde edilmiştir.

Bu kanatta hücum açısının artmasıyla birlikte tüm sırlarda x/c=0.1 noktasında hızlı basınç artışı, önceki kanatlarda olduğu gibi, sınır tabakadaki incelme sonucu olmuştur. 1. Sıra basınç ölçüm hattında x/c=0.175 noktasına bakıldığında hücum açısının artması ile basınç farkı artışı belirgin bir şekilde az olmuştur. Bunun sebebinin kanat kökünde oluşan köşelerden gelen türbülanslı akışın bu bölgede pozitif basınç oluşturması olduğu tahmin edilmektedir.

Pozitif hücum açılarında kırılma noktası daha düşük hücum açılarında gerçekleşmiştir. Bu kanatta pozitif burulma olduğu için kırılmadan sonra negatif basınç farkında daha hızlı bir düşüş beklenebilir. Fakat oluşan türbülansın etkilerinin kanadın firar kenarının arkasında kaldığı tahmin edilmektedir. Bu nedenle yüksek hücum açılarında basınç ölçüm noktalarında kayda değer vakum görülmektedir.



Şekil 47. 6° burulma bulunan kanadın basınç grafikleri.

Negatif hücum açılarında x/c=0.1 noktasında -3° burulma olan kanadınkine benzer bir basınç farkı değeri 6° burulma bulunan kanatta da gözlemlenmiştir. Bu kanatta -10 derece hücum açılarında taşıma elde edilebilir.

Hücum açısı arttırıldıkça x/c=1 ve x/c=0.175 noktalarında basınç farkında gözlemlenen eğim, diğer kanatlardaki gibi, fazladır. Basınç farkı eğrileri diğer kanatlara göre daha düşük hücum açılarında tepe noktası yapmıştır. Vakum eğrileri boyun verdikten sonra basınç farkında çok daha hızlı bir azalış görülmesi gerekirken, basınç farkının korunması kanadın oluşan türbülansın etkilerinde kalmadığını göstermektedir.

3.3. Sonuç ve Öneriler

Genel olarak düşük Reynolds sayılı kanatlarda türbülans etkileri kanat üzerinde basınç farkını çok az etkilemektedir. Buradan kanatta burulma uygulamaları yüksek Reynolds sayılı kanatlarda daha fazla performansa etki edebilir sonucuna varmak mümkündür. Deneylerimizde kullanılan düşük Reynolds sayılı kanatlar göz önüne alındığında burulma etkileri yine de fazladır. Sonuç olarak negatif burulma açıları ile taşımada ani düşüş ve artış minimuma indirilebilir olduğu görülmüştür. Negatif burulma ile daha kararlı bir uçuşun mümkün olduğu sonucuna varılmıştır. Negatif burulma ile daha yüksek hücum açılarında taşıma elde edildiği grafiklerden okunmaktadır. Yüksek hücum açılarında taşıma elde etmek stall'un ötelenmesi anlamına gelmektedir. Stall'un geciktirilmesi uçuşta büyük avantaj sağlamaktadır. Pozitif burulmanın avantajları incelendiğinde düşük hücum açılarında taşıma sağlanabildiği görülmektedir. Bu da hava aracı tasarımlarında kontrol yüzeylerinde avantaja dönüştürülebilir.

Ayrıca SD7037 profili kullanılan kanatlarla belirli hücum açılarında veya belirli uçuş hızlarında dezavantajları göz ardı edilerek özel avantajlar elde edilebilir. Örneğin; 0° burulma açılı kanatta 5 derece hücum açılarında taşıma katsayısı oldukça yüksektir ve bu avantaja dönüştürülebilir. Fakat sürükleme katsayısı da fazla olacağı için yakıt sarfiyatı fazla olacaktır. -6° burulma açısı olan kanat modeli yakıt sarfiyatı açısından avantajlıdır. Maksimum taşıma katsayısı düşmüş olsa da hücum açısına göre düzgün taşıma dağılımı ve düşük sürükleme katsayısı ile enerji tasarrufu sağlar.

Yapılan çalışmada düşük Reynolds sayılı SD7037 kanat profili kanatta burulma yönünden incelenmiştir. Bu kanat profilinin düşük hızlı uçuşlara elverişli olduğu görülmüştür. Burulmanın SD7037 profiline pozitif etkisi yapılan çalışma ile gösterilmiştir.

SD7037 gibi düşük Reynolds sayılı profillerde burulmanın etkileri incelebilir. Bu konuda araştırmaya açık bir alan mevcuttur. Kanat üretilerek laboratuvar ortamında yapılan deneylerle literatüre katkıda bulunulabilir. Üretilen kanat profillerinde farklı şekil ve yapılar da kullanarak kanat performansı farklı yönlerden incelenebilir. İnsansız hava aracı AR-GE'lerinin oldukça fazla olduğu bu dönemde yapılacak olan benzer çalışmalar oldukça faydalı olacaktır.

KAYNAKÇA

1. Lissaman, P. B. S. (1983). Low-Reynolds-number airfoils. *Annual review of fluid mechanics*, *15*(1), 223-239.
2. Carmichael, B. H. (1981). *Low Reynolds number airfoil survey, volume 1* (No. NASA-CR-165803-VOL-1).
3. Sadraey, M. (2012). Wing design. *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*, *808*.
4. Prandtl, L. (1925). *Applications of modern hydrodynamics to aeronautics*. US Government Printing Office.
5. Phillips, W. F. (2004). Lifting-line analysis for twisted wings and washout-optimized wings. *Journal of aircraft*, *41*(1), 128-136.
6. Roskam, J. (1985). *Airplane Design: Preliminary sizing of airplanes*. DARcorporation.
7. Lyu, Z., & Martins, J. R. (2014). Aerodynamic design optimization studies of a blended-wing-body aircraft. *Journal of Aircraft*, *51*(5), 1604-1617.
8. Phillips, W., Fugal, S., & Spall, R. (2005). Minimizing induced drag with geometric and aerodynamic twist, CFD validation. In *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* (p. 1034)
9. Rodrigue, H., Cho, S., Han, M. W., Bhandari, B., Shim, J. E., & Ahn, S. H. (2016). Effect of twist morphing wing segment on aerodynamic performance of UAV. *Journal of Mechanical Science and Technology*, *30*(1), 229-236.
10. Truong, T. Q., Phan, V. H., Park, H. C., & Ko, J. H. (2013). Effect of wing twisting on aerodynamic performance of flapping wing system. *AIAA journal*, *51*(7), 1612-1620.
11. Zheng, L., Hedrick, T. L., & Mittal, R. (2013). Time-varying wing-twist improves aerodynamic efficiency of forward flight in butterflies. *PloS one*, *8*(1), e53060.
12. Fazelzadeh, S. A., Rezaei, M., & Mazidi, A. (2020). Aeroelastic analysis of swept pre-twisted wings. *Journal of Fluids and Structures*, *95*, 103001.
13. Qin, N., Vavalle, A., Le Moigne, A., Laban, M., Hackett, K., & Weinerfelt, P. (2004). Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*, *40*(6), 321-343.

14. Kelayeh, R. K., & Djavareshkian, M. H. (2021). Aerodynamic investigation of twist angle variation based on wing smarting for a flying wing. *Chinese Journal of Aeronautics*, *34*(2), 201-216.
15. Shevell, R. S. (1989). *Fundamentals of flight*. Pearson Education India.
16. E. W. Pendleton, D. Bessette, P. B. Field, G. D. Miller and K. E. Griffin, Active aeroelastic wing flight research program: Technical program and model analytical development, Journal of Aircraft, 37 (4) (2000) 554-561.
17. J. R. Florance, J. Heeg and C. V. Spain, Variable stiffness spar wind-tunnel model development and testing, Proc. 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, Palm Springs, California (2004) 1-11.
18. R. Clarke, M. Allen, R. Dibley, J. Gera and J. Hodgkinson, Flight test of the F/A-18 active aeroelastic wing airplane, Proc. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, San Francisco, California (2005) 1-31
19. P. C. Chen, D. Sarhaddi, R. Jha, D. D. Liu, K. Griffin and R. Yurkovich, Variable stiffness spar approach for aircraft maneu- ver enhancement using ASTROS, Journal of Aircraft, 37 (5) (2000) 865-871.
20. M. Amprikidis and J. Cooper, Development of smart spars for active aeroelastic structures, Proc. 44th AIAA/ASME/ASCE/ AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Confer- ence, Norfolk, Virginia (2003) 1-11
21. R. Ajaj, M. Friswell, W. Dettmer, G. Allegri and A. Isikveren, Performance and control optimisations using the adaptive tor- sion wing, The Aeronautical Journal, 116 (1184) (2012) 1061- 1077
22. Joo, J. J., Sanders, B., & Washington, G. (2006). Energy based efficiency of adaptive structure systems. *Smart materials and structures*, *15*(1), 171.
23. Wagg, D., Bond, I., Weaver, P., & Friswell, M. (Eds.). (2008). *Adaptive structures: engineering applications*. John Wiley & Sons.
24. Kuder, I. K., Arrieta, A. F., Raither, W. E., & Ermanni, P. (2013). Variable stiffness material and structural concepts for morphing applications. *Progress in Aerospace Sciences*, *63*, 33-55.
25. Reich, G., & Sanders, B. (2007). Introduction to morphing aircraft research. *Journal of aircraft*, *44*(4), 1059-1059.

26. Sofla, A. Y. N., Meguid, S. A., Tan, K. T., & Yeo, W. K. (2010). Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges. *Materials & Design*, *31*(3), 1284-1292.
27. Jo, B. W., & Majid, T. (2023). Enhanced Range and Endurance Evaluation of a Camber Morphing Wing Aircraft. *Biomimetics*, *8*(1), 34.
28. Dahendi, D. D., Yudhono, R., & Erissonia, A. A. (2023). ANALISIS CFD PADA SAYAP MINI GLIDER DENGAN PENAMPANG LOW REYNOLD NUMBER AIRFOIL DAN FOLDED FLAT PLATE AIRFOIL. Teknika STTKD: Jurnal Teknik, Elektronik, Engine, 9(2), 387-399.
29. Zilstra, A., & Johnson, D. A. (2023). Large eddy simulation of transitional separated flow over a low Reynolds number cambered airfoil. Journal of Fluids Engineering, 145(3), 031303.
30. Natarajan, K. (2022). Insight aerodynamic analysis on small-scale wind turbines airfoils for low Reynolds number applications. Environmental Progress & Sustainable Energy, 41(4), e13807.
31. Sangbori, M., Nejat, A., & Gharali, D. K. Aeroacoustics Simulation of a Dynamic Wind Turbine Blade Section Under Yaw Loads for Estimation of Noise Pollution. Available at SSRN 4529476.
32. Zilstra, A., & Johnson, D. A. (2024). Validated Dynamic Stall Simulation of Pitching Low Reynolds Number Airfoils. AIAA Journal, 62(10), 3700-3712.
33. Ramanan, G., Krishnan, P. R., & Ranjan, H. M. (2021). An aerodynamic performance study and analysis of SD7037 fixed wing UAV airfoil. *Materials Today: Proceedings*, *47*, 2547-2552.
34. Karpovich, E., & Kombaev, T. (2024). Enhancing the airfoil performance for a fixed-wing Martian aircraft. Aerospace Systems, 1-10.
35. Yılmaz, İ., Çam, Ö., Taştan, M., Karcı, A. 2016. "Farklı rüzgar türbin kanat profillerinin aerodinamik performansının deneysel incelenmesi", Politeknik Dergisi, 19 (4), 577-584.
36. Aşkan H. “Farklı profillerden meydana gelen bir kanat modelinde açıklık oranının aerodinamik performansa ve akış ayrılmalarına etkisinin incelenmesi” Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimeri Enstitüsü, Yüksek lisans tezi, 2018.
37. Yılmaz, İ. Keiyinci, S. Çam, Ö. ve Karcı, A. “Çırpan Kanadın Aerodinamik Parametrelerinin Deneysel Olarak Incelenmesi,” Gazi Üniversitesi Mühendislik-Mimarlık Fakültesi Derg., 32, no. 4, pp. 1035–1050, 2017.

38. Aşkan H., Tangöz S. “The impact of aspect ratio on aerodynamic performance and flow separation behavior of a model wing composed from different profiles.” Journal of Energy Systems, 2(4); 224-237, 2018.
39. Çam, Ö. (2019). Sentetik yakıtların yanma kararsızlığının deneysel incelenmesi.
40. Airfoiltools. 2023. “Airfoil database”. http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sd7037-il, Son erişim tarihi: 05 Ocak 2023.
41. BigFoil. 2025. “Airfoil database”. https://www.bigfoil.com/, Son erişim tarihi: 05 Şubat 2025.

EKLER

EK 1.

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı: Erkan KUZEY
Uyruğu: Türkiye (T.C)
Doğum Tarihi ve Yeri:
Medeni Durum:
e-mail:
Yazışma Adresi:

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Yüksek Lisans	Erciyes Üniversitesi, Uçak Gövde ve Motor Bakım	2025
Lisans	Anadolu Üniversitesi, Uçak Gövde Motor Bakım	2017
Lise	Akçaabat Anadolu Lisesi, Trabzon	2010

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2022-2025	Kapadokya Üniversitesi	Araştırma Görevlisi
2019-2021	Data Koleji	Teknik Öğretmen
2018-2019	Balıkesir Kara Astsubay MYO	Yedek Subay-Öğretim Görevlisi

YABANCI DİL

İngilizce

YAYINLAR

Kuzey, E., & Tangöz, S. (2023). Investigation of The Effects of Twist Angle On Wing Performance and Stall Characteristics In Low-Speed Wings.

"12th International Istanbul Scientific Research Congress On Life, Engineering, And Applied Sciences, İstanbul, Türkiye, 21 - 23 Ocak 2023, ss.194-207"