

KARADENİZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

UÇAK KANADI ÜZERİNDE KULLANILAN GİRDAP ÜRETEÇLERİNİN
AERODİNAMİK KARAKTERİSTİKLERİ ÜZERİNE ETKİLERİNİN
İNCELENMESİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Mesut ALGAN

EYLÜL 2023
TRABZON



KARADENİZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

UÇAK KANADI ÜZERİNDE KULLANILAN GİRDAP ÜRETEÇLERİNİN
AERODİNAMİK KARAKTERİSTİKLERİ ÜZERİNE ETKİLERİNİN
İNCELENMESİ

Mesut ALGAN

Karadeniz Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsünde

"MAKİNA YÜKSEK MÜHENDİSİ"

Unvanı Verilmesi İçin Kabul Edilen Tezdir.

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 04 / 09 / 2023

Tezin Savunma Tarihi : 26 / 09 / 2023

Tez Danışmanı : Doç. Dr. Mustafa SARIOĞLU

Trabzon 2023

ÖNSÖZ

“Uçak Kanadı Üzerinde Kullanılan Girdap Üreteçlerinin Aerodinamik Karakteristikleri Üzerine Etkilerinin İncelenmesi” isimli bu tez Karadeniz Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Yüksek Lisans Programı’nda hazırlanmıştır.

Aerodinamikte önemli bir çalışma alanı olan akış kontrol yöntemlerinden bir tanesi olan girdap üreteçlerinin incelendiği bu tez çalışmasında, geleneksel girdap üreteçleri yerine S1223 kanat profili ile tasarlanmış yeni tip girdap üreteçleri öne sürülmüş ve aerodinamik karakteristiklere etkisi araştırılmıştır.

Tez çalışmam boyunca hiçbir desteğini esirgemeyen kıymetli bilgileriyle ve tecrübesiyle yolumu aydınlatan danışman hocam Sayın Doç. Dr. Mustafa SARIOĞLU’na teşekkürü bir borç bilirim. Ayrıca, yapıcı eleştirileri ve önerileri ile tezime büyük katkıları bulunan saygıdeğer hocam Sayın Dr. Öğr. Üyesi Mehmet SEYHAN’a ve eğitim öğretim hayatımda katkısı olan tüm hocalarıma teşekkür ederim.

Son olarak, doğduğum günden beri elimi hiç bırakmayan, hayatım boyunca aldığım tüm kararlarda bilgi ve tecrübelerinden faydalandığım ve her kararımda arkamda olan, maddi ve manevi desteklerini hiçbir zaman esirgemeyen ve bugünlere gelmemde en büyük paya sahip olan annem Aynur ALGAN ve babam Metin ALGAN’a, kardeşlerim Özge ALGAN, Zeynep ALGAN ve Elanur ALGAN’a teşekkür eder, minnettarlığımı sunarım.

Bu tez çalışmasının bundan sonraki çalışmalara katkı sağlamasını temenni ederim.

Mesut ALGAN
Trabzon 2023

TEZ ETİK BEYANNAMESİ

Yüksek Lisans Tezi olarak sunduğum “Uçak Kanadı Üzerinde Kullanılan Girdap Üreteçlerinin Aerodinamik Karakteristikleri Üzerine Etkilerinin İncelenmesi” başlıklı bu çalışmayı baştan sona kadar danışmanım Doç. Dr. Mustafa SARIOĞLU’nun sorumluluğunda tamamladığımı, verileri/örnekleri kendim topladığımı, deneyleri/analizleri ilgili laboratuvarlarda yaptığımı, başka kaynaklardan aldığım bilgileri metinde ve kaynakçada eksiksiz olarak gösterdiğimi, çalışma sürecinde bilimsel araştırma ve etik kurallara uygun olarak davrandığımı ve aksinin ortaya çıkması durumunda her türlü yasal sonucu kabul ettiğimi beyan ederim. 26/09/2023

Mesut ALGAN

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa No</u>
ÖNSÖZ.....	III
TEZ ETİK BEYANNAMESİ.....	IV
İÇİNDEKİLER.....	V
ÖZET	VII
SUMMARY	VIII
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	IX
TABLolar DİZİNİ.....	XII
SEMBOLLER VE KISALTMALAR DİZİNİ	XIII
1. GENEL BİLGİLER	1
1.1. Giriş.....	1
1.2. Akış Kontrol Yöntemleri.....	3
1.3. Girdap Üreteçleri.....	4
1.4. Literatür Taraması	6
1.5. Tezin Amacı	13
2. YAPILAN ÇALIŞMALAR.....	15
2.1. Temel Kanat Modeli Üretimi	15
2.2. Geleneksel Girdap Üreteçlerinin Üretimi.....	16
2.3. Aerodinamik Olarak Şekillendirilmiş Girdap Üreteçlerinin Üretimi.....	17
2.4. Girdap Üreteçleri Konfigürasyonları ve Deney Parametreleri.....	20
2.5. Rüzgâr Tüneli	22
2.6. Deneysel Ölçüm Yöntemleri	23
2.6.1. Kuvvet Ölçüm Sistemi	23
2.6.2. Yüzey Yağ Akış Görüntüleme Yöntemi	26
2.6.3. Duman Tel Akış Görüntüleme Yöntemi	28
2.7. Belirsizlik Analizi.....	31
3. BULGULAR VE TARTIŞMA	33
3.1. Kuvvet Ölçümleri Sonuçları.....	33
3.1.1. Geleneksel Tip Girdap Üreteçlerinin Kuvvet Ölçüm Deneyleri Sonuçları	34
3.1.2. Aerodinamik Olarak Şekillendirilmiş Girdap Üreteçlerinin Kuvvet Ölçüm Deneyleri Sonuçları	43

3.1.3. Çalkantılı Taşıma Kuvveti ve Çalkantılı Taşıma Katsayısı Sonuçları	55
3.2. Yüzey Yağ Akışı Görüntüleme Yöntemi Deney Sonuçları	58
3.3. Duman Tel Akış Görüntüleme Yöntemi Deney Sonuçları	66
4. SONUÇLAR.....	69
5. ÖNERİLER.....	71
6. KAYNAKLAR	72
7. EKLER.....	80
ÖZGEÇMİŞ	



ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

UÇAK KANADI ÜZERİNDE KULLANILAN GİRDAP ÜRETEÇLERİNİN AERODİNAMİK KARAKTERİSTİKLERİ ÜZERİNE ETKİLERİNİN İNCELENMESİ

Mesut ALGAN

Karadeniz Teknik Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Makina Mühendisliği Anabilim Dalı
Danışman: Doç. Dr. Mustafa SARIOĞLU
2023, 79 Sayfa, 3 Ek Sayfa

Bu çalışmada uçak kanatlarında kullanılan geleneksel üçgensel tip girdap üreteçleri yerine aerodinamik olarak şekillendirilmiş girdap üreteçlerinin aerodinamik karakteristiklere etkilerini incelemek amaçlanmıştır. Bu sebeple ortaya sürülen yeni tip girdap üreteçlerini S1223 uçak kanadı profili ile aerodinamik olarak şekillendirilip, geleneksel olanlar ile kıyaslanmıştır. Temel kanat modeli için NACA4415 kullanılmıştır ve girdap üreteçleri kanat üzerine yerleştirilerek deneyler gerçekleştirilmiştir. Deneysel olarak, ses altı emmeli tip rüzgâr tüneline yapılan çalışmalarda kuvvet ölçümü ve yüzey yağ akış görüntüleme yöntemi Reynolds sayısı (Re)= 1.4×10^5 'te, duman tel görüntüleme yöntemi ise $Re=0.5 \times 10^5$ 'te gerçekleştirilmiştir. Geleneksel girdap üreteçleri 6 farklı konfigürasyonda test edilmiş ve en başarılı konum M5 olarak belirlenmiştir. M5 modeli, S1223 kanat modeli ile üretilen girdap üreteçlerine uygulanmış ve karşılaştırılmıştır. Sonuçlara göre, uçak kanadı şekilli girdap üreteçleri (SM5) geleneksel olanlara göre (GM5) maksimum taşıma katsayısını (C_{Lmax}), $x/c=0.2$ 'de %5.44 artırmıştır. Ayrıca uçak kanadı şekilli girdap üreteçleri sürüklenme katsayısında (C_D) geleneksel olanlardan daha düşük sürüklenme değerine sahip olmuştur. SM5'in genel aerodinamik karakteristiği gösteren L/D oranı GM5'ten $x/c=0.1$, 0.2 ve 0.3 konumlarında sırasıyla %94.56, %75.3 ve %114.35 oranında daha yüksektir.

Anahtar Kelimeler: Girdap Üreteçleri, Taşıma Katsayısı, Sürüklenme Katsayısı, Aerodinamik girdap üreteçleri.

SUMMARY

Master Thesis

INVESTIGATION OF THE EFFECTS OF VORTEX GENERATORS MOUNTED ON AIRFOIL ON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS

Mesut ALGAN

Karadeniz Technical University
The Graduate School of Natural and Applied Sciences
Mechanical Engineering Graduate Program
Supervisor: Assoc. Prof. Mustafa SARIOĞLU
2023, 79 Pages, 3 Pages Appendix

In this study, it was aimed to examine the effects of aerodynamically shaped vortex generators on aerodynamic characteristics instead of the traditional triangular type of vortex generators used in aircraft airfoils. For this reason, the new type of vortex generators was aerodynamically shaped with the S1223 airfoil profile and compared with traditional ones. NACA4415 was used for the basic airfoil model and experiments were carried out by placing the vortex generators on the airfoil profile. Experimentally, force measurement and surface oil flow imaging methods were performed at Reynolds number (Re)= 1.4×10^5 and the smoke wire visualization method was performed at $Re=0.5 \times 10^5$ in subsonic suction type wind tunnel. Conventional vortex generators were tested in 6 different configurations and the most successful position was determined as M5. The M5 model was applied and compared to the vortex generators produced with the S1223 airfoil model. According to results, airfoil shaped vortex generators (SM5) increased the maximum lift coefficient (C_{Lmax}) by 5.44% at $x/c=0.2$ compared to conventional one (GM5). Additionally, airfoil shaped vortex generators have lower drag values by outperforming conventional ones in drag coefficient (C_D). The L/D ratio of SM5, which shows the general aerodynamic characteristics, is higher than GM5 by 94.56%, 75.3% and 114.35% at $x/c=0.1$, 0.2, and 0.3 respectively.

Key Words: Vortex Generators, Lift Coefficient, Drag Coefficient, Aerodynamic vortex generators

ŞEKİLLER DİZİNİ

	<u>Sayfa No</u>
Şekil 1. Laminer ayrılma kabarcığı yapısı (Lissaman, 1983)	2
Şekil 2. Akış kontrol yöntemlerinin sınıflandırılması (J. Wang & Feng, 2018).....	3
Şekil 3. Uçak kanadı üzerinde girdap üreteçleri (Zyga, 2012)	5
Şekil 4. Kanatçık tipi (Vane) Üçgensel Girdap üreteçleri (a) Birlikte dönen (Co-Rotating) (b) Ters yönde dönen (Counter-Rotating)	6
Şekil 5. Literatürdeki çalışmalarda (a) Temel kanat modelinin, (b) Kullanılan deney yöntemlerinin dağılımı	10
Şekil 6. Girdap Üreteçlerinin (a) Geometrik şekillerinin (b) Konumlandırma tiplerinin dağılımı	11
Şekil 7. NACA4415 (a) Solidworks tasarımı (b) 3 boyutlu yazıcı ile üretimi	16
Şekil 8. NACA4415 uçak kanadı üzerine yerleştirilmiş üçgensel girdap üreteçleri	17
Şekil 9. Girdap üreteçleri 3 boyutlu tasarımı (a) Geleneksel üçgensel tip (b) aerodinamik olarak şekillendirilmiş girdap üreteçleri	18
Şekil 10. Aerodinamik olarak şekillendirilmiş bir çift girdap üretici	18
Şekil 11. Anycubic Photon Mono x 6k SLA 3D yazıcı ve Yıkama & Kırılma makineleri	19
Şekil 12. SLA 3D yazıcıda üretilen uçak kanadı profilli girdap üreteçleri.....	20
Şekil 13. Uçak kanadı üzerine yerleştirilen girdap üreteçleri için konum parametrelerinin gösterilmesi.	21
Şekil 14. Ses altı emmeli tip rüzgâr tüneli (a) 3 boyutlu (b) genel görünümü.....	23
Şekil 15. Kuvvet ölçüm sistemi (a) şematik (b) gerçek görünümü.....	24
Şekil 16. Yüzey yağ akışı görüntüleme sistemi (a)şematik (b)gerçek gösterimi.....	27
Şekil 17. Yüzey yağ akış görüntüleme yönteminde görüntü oluşumu	28
Şekil 18. Duman Tel Akış Görüntüleme Sistemi Şematik Görünümü	29
Şekil 19. Duman tel görüntüleme sistemindeki kanat profili gerçek görünümü	29
Şekil 20. Girdap üreteçleri gergin direnç tel düzlem hizası (a) geleneksel girdap üreteçleri (b) aerodinamik girdap üreteçleri.	30
Şekil 21. Girdap üreteçli kanat modelinde duman tel akış görüntüleme görüntüsü	31
Şekil 22. Literatürdeki NACA4415 ile güncel çalışmanın (a) Taşıma katsayısı (b) Sürüklenme katsayısı kıyaslanması	34
Şekil 23. Hücüm açısına göre $x/c=0.1$ 'de (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği.....	35

Şekil 24.	Hücum açısına göre $x/c=0.2$ 'de (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği.....	36
Şekil 25.	Hücum açısına göre $x/c=0.3$ 'te (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği.....	38
Şekil 26.	Hücum açısına göre $x/c=0.4$ 'te (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği.....	39
Şekil 27.	Hücum açısına göre $x/c=0.5$ 'te (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği.....	41
Şekil 28.	Aerodinamik olarak şekillendirilmiş girdap üreteçlerinin hücum açısına göre $x/c=0.1$ 'deki (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği.....	44
Şekil 29.	Aerodinamik olarak şekillendirilmiş girdap üreteçlerinin hücum açısına göre $x/c=0.2$ 'deki (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği.....	45
Şekil 30.	Aerodinamik olarak şekillendirilmiş girdap üreteçlerinin hücum açısına göre $x/c=0.3$ 'teki (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği.....	47
Şekil 31.	Aerodinamik olarak şekillendirilmiş girdap üreteçlerinin hücum açısına göre $x/c=0.4$ 'teki (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği.....	48
Şekil 32.	Aerodinamik olarak şekillendirilmiş girdap üreteçlerinin hücum açısına göre $x/c=0.5$ 'teki (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği.....	49
Şekil 33.	GM5 ve SM5 girdap üreteçlerinin $\alpha=6^\circ$ 'de, x/c 'ye göre (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği	50
Şekil 34.	GM5 ve SM5 girdap üreteçlerinin $\alpha=12^\circ$ 'de, x/c 'ye göre (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği	51
Şekil 35.	GM5 ve SM5 girdap üreteçlerinin $\alpha=15^\circ$ 'de, x/c 'ye göre (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği	52
Şekil 36.	GM5 ve SM5 girdap üreteçlerinin $\alpha=18^\circ$ 'de, x/c 'ye göre (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği	53
Şekil 37.	(a) $X/c=0.1$ 'de çalkantılı taşıma katsayısının değişimi (b) 17° 'de anlık çalkantı kuvvetlerinin değişimi (c) 18° 'de anlık çalkantı kuvvetlerinin değişimi (d) 22° 'de anlık çalkantı kuvvetlerinin değişimi	56
Şekil 38.	(a) $X/c=0.2$ 'de çalkantılı taşıma katsayısının değişimi (b) 17° 'de anlık çalkantı kuvvetlerinin değişimi (c) 18° 'de anlık çalkantı kuvvetlerinin değişimi.....	57
Şekil 39.	Temel model, GM5 ve SM5 için $\alpha=6^\circ$ ve $x/c=0.1, 0.3, 0.5$ 'de yüzey yağ akışı görüntüleme sonuçları	59
Şekil 40.	Temel model, GM5 ve SM5 için $\alpha=12^\circ$ ve $x/c=0.1, 0.3, 0.5$ 'te yüzey yağ akışı görüntüleme sonuçları	62
Şekil 41.	Temel model, GM5 ve SM5 için $\alpha=15^\circ$ ve $x/c=0.1, 0.3, 0.5$ 'te yüzey yağ akışı görüntüleme sonuçları	64
Şekil 42.	Temel model, GM5 ve SM5 için $\alpha=18^\circ$ ve $x/c=0.1, 0.3$ ve 0.5 'te yüzey yağ akışı görüntüleme sonuçları	65
Şekil 43.	$X/c=0.1$ konumu 3° hücum açısındaki duman tel görüntüleri (a) Temel modeli (b) GM5 modeli (c) SM5 modeli.....	66
Şekil 44.	$X/c=0.1$ konumu 9° hücum açısındaki duman tel görüntüleri (a) Temel modeli (b) GM5 modeli (c)SM5 modeli.....	67

- Şekil 45. $X/c=0.1$ konumu 12° hücum açısındaki duman tel görüntüleri (a) Temel modeli (b) GM5 modeli (c) SM5 modeli..... 68
- Şekil 46. $X/c=0.1$ konumu 15° hücum açısındaki duman tel görüntüleri (a) Temel modeli (b) GM5 modeli (c) SM5 modeli..... 68



TABLolar DİZİNİ

	<u>Sayfa No</u>
Tablo 1. SCOPUS ile belirlenen anahtar kelimelerin literatürde sistematik olarak taranması sonuçları	7
Tablo 2. Girdap üreteçleri ile ilgili literatürde yapılan çalışmalar	9
Tablo 3. Geleneksel ve aerodinamik girdap üreteçleri deney parametreleri.....	21
Tablo 4. Girdap üreteçleri konfigürasyonlarının isimlendirmesi.....	22
Tablo 5. GM5 ve SM5'in performanslarının x/c konumuna göre karşılaştırılması	54
Tablo 6. $L/D_{\max}$ 'ın literatürdeki benzer çalışmalar ile kıyaslanması	54

SEMBOLLER VE KISALTMALAR DİZİNİ

A_p	: Projeksiyon alanı (m^2)
c	: Uçak kanadı veter uzunluğu
C_L	: Taşıma Katsayısı
C_D	: Sürüklenme Katsayısı
C'_L	: Çalkantılı taşıma katsayısı
DC	: Doğru akım
d	: Girdap üreteç çifti hücum kenarları arası mesafe
e	: Girdap üretici kalınlığı
F_D	: Sürüklenme kuvveti (N)
FK	: Firar Kenarı
F_L	: Taşıma kuvveti (N)
GM	: Geleneksel tip girdap üreteçleri
HK	: Hücum Kenarı
h	: Girdap üretici yüksekliği
LAK	: Laminer Ayrılma Kabarcığı
l	: Girdap üretici uzunluğu
L/D	: Taşıma sürüklenme oranı
Re	: Reynolds sayısı
SM	: Uçak kanadı tipli girdap üreteçleri
U_0	: Serbest akış hızı (m/s)
X	: Ölçülen değişken
w	: Kanadın uzunluğu
ρ	: Havanın yoğunluğu (kg/m^3)
α	: Kanadın hücum açısı
β	: Girdap üreteçlerinin serbest akım yönüne göre yaptığı açı
λ	: Girdap üreteç çiftleri arasındaki boşluk
w	: Ölçülen veya hesaplanan büyüklüğün sapması
μ	: Havanın dinamik viskozitesi ($kg/m \times s$)

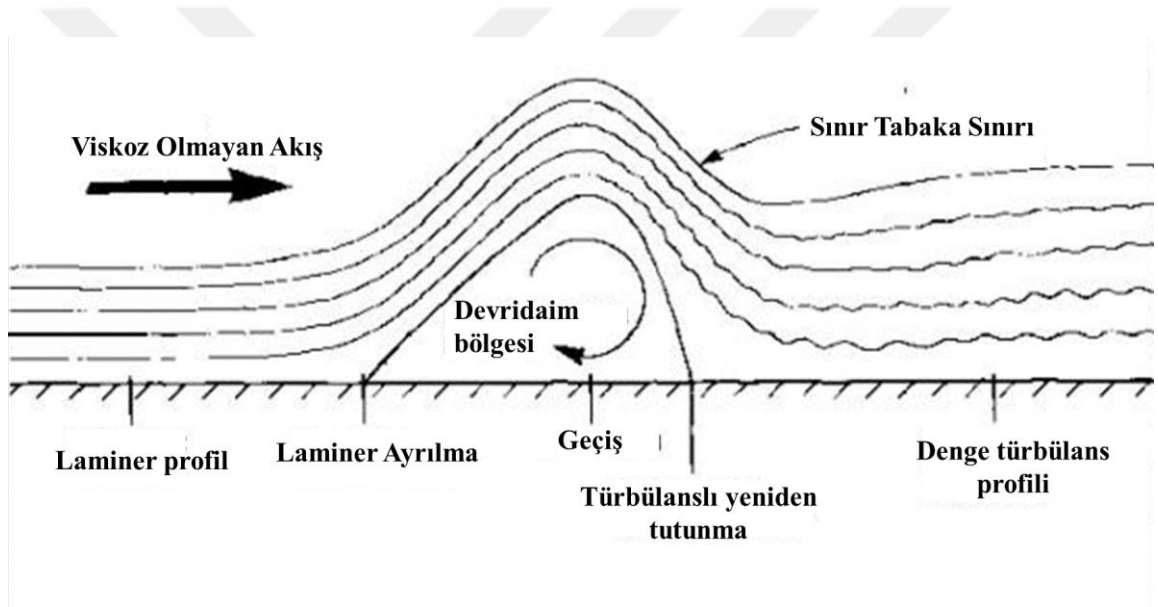
1. GENEL BİLGİLER

Cisimlerin havayla veya havanın cisimlerle etkileşimini inceleyen bilim dalı olan aerodinamik, gözlemlerle başlayan zengin bir tarihe sahiptir. Aerodinamiğin resmi bilimsel çalışması 15. ve 16. yüzyıllarda Leonardo da Vinci'nin önemli katkılarda bulunmasıyla başlamıştır. 18. yüzyılda Sir George Cayley, asansörü tanıtarak ve aerodinamik şekilleri vurgulayarak modern aerodinamiğin temelini atmıştır. 19. ve 20. yüzyılın başlarında Lilienthal, Langley ve Wright kardeşler tarafından ilerlemeler ile bu alanda gelişme kaydedilmiştir. Ayrıca sınır tabakası, akışkanlar mekaniğinin taşıma ve sürüklenme kaybını belirler, bu nedenle sınır tabakası problemlerinin kontrolü temel bir çalışma alanıdır. Luwing Prandtl, akışkanlar mekaniği alanında önemli bir figürdür. Sınır tabakası terimini ilk kez tanımlayarak çeşitli çalışmalar yapmıştır. Prandtl tarafından yapılan ve akışkanlar mekaniğinde devrim niteliğindeki çalışmasını 1904'te sunmuştur ve sınır tabakası teorisi olarak adlandırılan kavramın temelini oluşturmuştur(Eckert, 2022). 20. yüzyılın ortalarında hesaplamalı akışkanlar dinamiğinin ortaya çıkışı ile bu alanda devrim niteliğinde gelişmeler kat edilmiştir. Günümüzde aerodinamik alanı gelişmeye devam ederek havacılık, uzay, otomotiv ve diğer sektörlerde önemli bir rol oynayarak performans ve verimlilik iyileştirmelerine yönelmektedir. Aerodinamik performans ve verimlilik arayışında olan mühendisler ve araştırmacılar yenilikçi çözümlere yönelmişlerdir. Bunlardan biri de kanat profillerinde girdap üreteçlerinin kullanılmasıdır. Girdap üreteçleri, genellikle bir yüzey (kanat profili) üzerine yerleştirilen ve akış yönünde girdap oluşturabilen küçük cihazlardır. Bu tez kapsamında girdap üreteçleri olarak kullanılan geleneksel üçgensel tip yerine yenilikçi, kanat profili olarak tasarlanmış girdap üreteçleri kullanarak aralarındaki fark ortaya koyulacaktır.

1.1. Giriş

Küçük insansız hava araçları son yıllarda derinlemesine incelenen, geliştirilen ve popüler gündemi olan bir konudur. Özellikle askeri alanlarda saldırı, gözetleme ve istihbaratta önemli bir role sahip olan bu araçlar, genellikle 200.000'in altındaki Reynolds (Re) sayılarında çalışırlar (Seshagiri vd. 2009). Bu düşük Reynolds sayısı, zayıf aerodinamik karakteristik anlamına gelebilmektedir. Aerodinamik karakteristikleri belirleyen en önemli

etmenler olan taşıma ve sürüklenme katsayıları ve bunun kontrolü akış kontrol sistemleri ile iyileştirilmeye çalışılmaktadır. Akışkan ve akışkanın üzerinde aktığı cisim arasındaki etkileşimlerin güvenlik, verimlilik veya performans gibi nedenlerle istenen şekilde değiştirilebilmesi adına akış alanının manipüle edilmesine akış kontrolü adı verilir (Güçlü, 2019). Bu gibi sebeplerden dolayı akış ayrımının kontrol edilmesi önemli bir performans artışı sağlayabilmektedir. Artan hücum açısıyla taşıma kuvveti de artmaktadır ve böylece ters basınç gradyanları daha ciddi hale gelir. Böylece laminar ayrılma meydana gelir, bu da taşıma katsayısını sınırlandırır ve sürüklemeyi büyük ölçüde artırır. Ayrıca düşük Reynolds sayılarında; akış ayrımı, laminar ayrılma ve ardından türbülanslı yeniden tutunma ile gerçekleşir (Lissaman, 1983). Şekil 1’de bu olayın gerçekleşmesi görülmektedir.



Şekil 1. Laminer ayrılma kabarcığı yapısı (Lissaman, 1983)

Bu sırada bir laminar ayrılma kabarcığı (LAK) oluşur (Lissaman 1983). Diğer bir deyişle, ölü hava bölgesi olarak tanımlanan LAK, ayırma ve yeniden tutunma hattı arasında oluşmaktadır. Artan hücum açısı ile LAK patlayabilir ve bu patlama ile ani stol ve aerodinamik kuvvetlerde bozulma gibi kanat profilinin aerodinamik kuvvetlerini olumsuz etkileyen durumlar meydana gelir (Lissaman, 1983). Stola bağlı olarak taşımadaki azalma, sürüklenme kuvveti de aynı durumda aniden artma olarak meydana gelmektedir. Bu nedenle, kanat profilleri üzerinde akış kontrolü ve kontrol yöntemlerinin uygulanması önem arz etmektedir. Akış kontrol yöntemleri ile ilgili çeşitli çalışmalar mevcuttur (Akhter & Omar,

2021; Gad-el-Hak, 2000; Zhao vd., 2022). Akış kontrolünün çeşitli tipleri vardır. Alt başlıklarda bunlardan söz edilecektir.

1.2. Akış Kontrol Yöntemleri

Akış kontrolü birçok amaçla yapılabilmektedir. J. Wang & Feng, (2018)'in bahsettiği gibi sürüklemeyi azaltmak, taşımayı artırmak, sesi azaltmak vb. sebeplerle uygulanmaktadır. Akış kontrol yöntemleri birçok alt dala ayrılmasına rağmen Şekil 2'de görüldüğü gibi genel olarak aktif ve pasif yöntemler olarak sınıflandırılmaktadır.



Şekil 2. Akış kontrol yöntemlerinin sınıflandırılması (J. Wang & Feng, 2018)

Dışarıdan bir enerji verilerek uygulanan yöntemler aktif yöntemler olarak adlandırılmaktadır. Enerji kullanılmadan uygulanan yöntemler ise pasif yöntemlerdir (Joshi & Gujarathi, 2016). Aktif yöntemler dielektrik bariyer boşaltma, plazma aktüatör (Güler vd., 2018), üfleme (Yagiz vd., 2012), ve emme (Tarakka vd., 2023) olabilir. Pasif yöntemler genellikle geometrinin değiştirilmesi ile gerçekleştirilmektedir. Gurney flap (Çakıroğlu vd., 2023), yüzey pürüzlülüğü (Hövelmann vd., 2016; Qiao vd., 2023), kanat profiline boşluk (Xie vd., 2022) veya tümsekler eklemek (Chen vd., 2020; Papadopoulos vd., 2021; Sobhani

vd., 2017), hücum kenarının geometrisini değiştirmek (Hansen vd., 2011) ve girdap üreteçlerini kullanmak (Rao & Kariya, 1988) pasif yöntemlerden bazılarıdır.

1.3. Girdap Üreteçleri

Girdap üreteçleri pasif akış yöntemlerinden bir tanesidir (J. Wang & Feng, 2018). Fakat bazı çalışmalarda aktif akış kontrolü olarak da incelenmişlerdir (Kim vd., 2018; Seshagiri vd., 2009). Kısa mesafelerde kalkış ve iniş yapan uçaklarda düşük hızlı uçuşlarda stolu geciktirme ve taşımayı artırma açısından etkili bir akış kontrol yöntemidir. Akış yönünde girdaplar oluşturmak ve böylece momentumu sınır tabakasına aktarmak için uzun süredir kullanılan cihazlardır (Lin, 2002). Hansen vd. (2016)'nin belirttiği gibi, Girdap üreteçleri yüksek momentumlu havayı, dış akıştan sınır tabakasına (yüzeye) aktararak sınır tabakasında daha fazla girdap ve türbülans oluşturmakta ve böylece akışın ters basınç eğilimde ayrılmaya karşı daha dirençli olmasını sağlamaktadır.

Bu akış kontrol yöntemi ilk kez 1947'de Taylor (1947) tarafından kullanılmış ve bir dizi küçük plaka üzerinde oluşturulan girdapların akış yönünde momentumu artırdığını dolayısıyla akış ayrılmasını geciktirdiğini göstermiştir. Günümüzde yoğun bir şekilde çalışılan bir konu olan girdap üreteçleri ağırlıklı olarak uçak ve rüzgâr türbini uygulamalarında kullanılmaktadır (Mueller-Vahl vd., 2012; Zhen vd., 2011). Ayrıca otomotiv endüstrisinde, arabalarda farklı tipte girdap üreteçleri kullanılmaktadır (Bayindirli, 2023; Ismail vd., 2022; Shankar & Devaradjane, 2018; Tarakka vd., 2023; Zakher vd., 2019). Girdap üreteçleri üzerine yoğun çalışmalar günümüzde de devam etmektedir (Arunvinthan vd., 2021; Baldacchino vd., 2018; De Tavernier vd., 2021; Hao vd., 2023; Li, Liu, vd., 2019; Lu vd., 2023; Q. Wang vd., 2022a; Zhu vd., 2021). Ayrıca literatürde girdap üreteçleri ile ilgili derleme çalışmaları yayınlanmıştır (Lin, 2002; Panaras & Lu, 2015; Zhao vd., 2022).

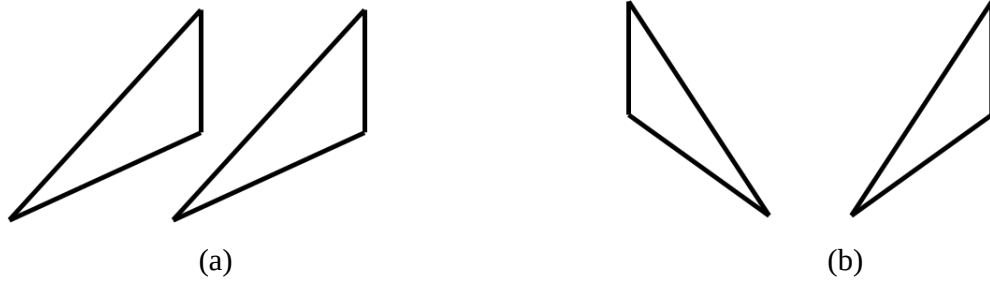
Daha önce de bahsedildiği gibi girdap üreteçlerinin amacı, sınır tabakaya enerji vermek ve ayrılma bölgesinde oluşan girdapları, ayırma noktasının önündeki akışa tekrar sokmaktır. Böylece akış ayrılmasının erken olması önlenmeye çalışılır. Bunun sonucunda aerodinamik karakteristiklerden taşıma ve sürüklenme katsayıları iyileştirilmesi beklenmektedir. Girdap üreteçleri sayesinde taşıma katsayısı artırılarak stola girme açısı ertelenmiş olur. Girdap üreteçleri genelde sürüklenmede kabul edilebilir bir sürüklenme artışı (cezası) oluşturmaktadır (Bragg & Gregorek, 1987).

Şekil 3'te bir savaş uçağı kanadına yerleştirilmiş girdap üreteçleri görülmektedir. Birçok çeşidi ve parametreleri ile değişik kanat profilleri için farklı farklı türlerde kullanılmaktadırlar. Literatürde yapılan çalışmalarda girdap üreteçlerinin konum, şekil, boyut, açı, duruş pozisyonu vb. gibi parametreler ele alınarak optimum değerler elde edilmek amaçlanmaktadır. Böylece birçok tipte ve konumda girdap üretici kullanmak mümkündür.



Şekil 3. Uçak kanadı üzerinde girdap üreteçleri (Zyga, 2012)

Kanatçık tipi (Vane) girdap üreteçlerinin en yaygın kullanılan tipidir ve bununla birlikte girdap üreteçleri genel olarak birlikte dönen (Co-Rotating) veya ters yönde dönen (Counter-Rotating) olarak kategorize edilebilirler (Choi, 2012). Girdap üreteçlerinin çiftler halinde kullanılması halinde, birbirlerine bakacak şekilde konumlandırıldığında birbirine ters dönen girdaplar oluşur. Bu durum ters yönde dönen olarak adlandırılmaktadır. Ayrıca girdap çiftleri paralel olarak konumlandırılırsa aynı yönde girdaplar oluşur ve birlikte dönen olarak isimlendirilirler. Şekil 4'te şematize edilmiştir. Uçaklarda kullanılan birçok girdap üretici türü vardır. Bunlardan bazıları Gothic, dörtgensel (rectangular), parabolik, üçgensel (triangular) ve sivri uçlu (othic) girdap üreteçleridir (Vinodhini vd., 2016). Ayrıca Kama (wedge) ve rampa (ramp) tipi de kullanılan diğer girdap üreteçlerindendir (Gyatt, 1986). Bunların yanında zamanın da ilerlemesiyle yeni tip girdap üretici arayışına dolayısıyla tasarımına girilmiştir. Doğadan esinlenilerek (Arunvinthan vd., 2021; Parra vd., 2023) ve uçak kanatlarından esinlenilerek (Hansen vd., 2016; Heyes & Smith, 2005; Q. Wang vd., 2022) olmak üzere daha bir çok farklı dizayn ve geometri öne sürülmekte ve gelişimi devam etmektedir.



Şekil 4. Kanatçık tipi (Vane) Üçgensel Girdap üreteçleri (a) Birlikte dönen (Co-Rotating) (b) Ters yönde dönen (Counter-Rotating)

1.4. Literatür Taraması

Kapsamlı bir literatür taraması gerçekleştirmek için literatür taramasının sistematik bir şekilde yapılmasını sağlayan “Sistematik İncelemeler ve Meta-Analizler için Tercih Edilen Raporlama Öğeleri (The Preferred Reporting Items for Systematic Reviews and Meta-Analyses, PRISMA)” tekniği kullanılmıştır. Bu PRISMA teknikliği ilk defa David Moher (2009) tarafından 2009 yılında ortaya atılmış olup mühendislikten (Ineza Havugimana vd., 2023), sağlığa (Zorzela vd., 2016), edebiyattan (Demirekin & Yalçın, 2023), hukuka (Allely & Cooper, 2017) neredeyse tüm bilim dallarında sistematik literatür taraması yapmak için kullanılan bir tekniktir. Bu tez çalışması kapsamında sistematik literatür taramasına başlamadan önce “Airfoil”, “Vortex generator”, “triangular”, “rectangular”, “co-rotating”, “counter-rotating”, “aerodynamic shape”, “aerodynamically”, “design”, “passive control”, “parameter”, “conventional vortex generator”, “traditional vortex generator”, “aero shape”, “aero vg”, “vg”, “naca 4415” gibi uygun anahtar kelimeler belirlenmiştir. Bu anahtar kelimeler kullanılarak Tablo 1’de verilen anahtar kelimelere göre SCOPUS yardımıyla yapılan sistematik literatür taramasının sonuçları görülmektedir. Tablo 1’de gösterilen bu literatür taramasında toplam 598 makale bulunmuştur.

Bu tez kapsamına literatürde benzer çalışmalar Hansen vd., (2016) ve Wang vd., (2022)’dir. Scopus taramasında 46 ve 2 numaralı sonuçlarda bu çalışmalara ulaşılabilmektedir.

Tablo 1’deki genel araştırma sonuçları içinden bu tez çalışmasını daha yakından ilgilendiren ve ışık tutun çalışmalar Tablo 2’de gösterilmiştir. Literatürdeki çalışmalar derlenmiş ve başlıklar altında gruplandırılmıştır. Tablo 2’de girdap üreteç türleri,

konumlandırma şekilleri, uçak kanat profili ismi, yöntem ve çalışmayı gerçekleştiren yazarlar şeklinde oluşturulmuş ve kronolojik sıralı şekilde verilmiştir.

Tablo 1. SCOPUS ile belirlenen anahtar kelimelerin literatürde sistematik olarak taranması sonuçları

Veri Tabanı	Araştırma Detayları	Çalışma Sayıları
SCOPUS	(TITLE-ABS-KEY ("airfoil") AND TITLE-ABS-KEY (vortex AND generator))	598
	(TITLE-ABS-KEY ("airfoil") AND TITLE-ABS-KEY (vortex AND generator) AND TITLE-ABS-KEY ("design"))	160
	(TITLE-ABS-KEY ("airfoil") AND TITLE-ABS-KEY (vortex AND generator) AND TITLE-ABS-KEY ("passive AND control"))	99
	(TITLE-ABS-KEY ("airfoil") AND TITLE-ABS-KEY (vortex AND generator) AND TITLE-ABS-KEY ("parameter"))	97
	(TITLE-ABS-KEY ("airfoil") AND TITLE-ABS-KEY (vortex AND generator) AND TITLE-ABS-KEY ("shape"))	84
	(TITLE-ABS-KEY ("Airfoil") AND TITLE-ABS-KEY (vortex AND generator) AND TITLE-ABS-KEY ("aerodynamic AND shape"))	46
	(TITLE-ABS-KEY ("airfoil") AND TITLE-ABS-KEY (vortex AND generator) AND TITLE-ABS-KEY ("rectangular"))	45
	(TITLE-ABS-KEY ("airfoil") AND TITLE-ABS-KEY (vortex AND generator) AND TITLE-ABS-KEY ("counter AND rotating"))	32
	(TITLE-ABS-KEY ("Airfoil") AND TITLE-ABS-KEY (vortex AND generator) AND TITLE-ABS-KEY ("conventional AND vortex AND generator"))	30
	(TITLE-ABS-KEY ("airfoil") AND TITLE-ABS-KEY (vortex AND generator) AND TITLE-ABS-KEY ("triangular"))	29
	(TITLE-ABS-KEY ("Airfoil") AND TITLE-ABS-KEY (vortex AND generator) AND TITLE-ABS-KEY ("aero AND shape"))	21
	(TITLE-ABS-KEY ("airfoil") AND TITLE-ABS-KEY (vortex AND generator) AND TITLE-ABS-KEY ("aero AND vg"))	17
	(TITLE-ABS-KEY ("airfoil") AND TITLE-ABS-KEY (vortex AND generator) AND TITLE-ABS-KEY ("shape") AND TITLE-ABS-KEY ("vg"))	15
	(TITLE-ABS-KEY ("airfoil") AND TITLE-ABS-KEY (vortex AND generator) AND TITLE-ABS-KEY ("co AND rotating"))	13
	(TITLE-ABS-KEY ("Airfoil") AND TITLE-ABS-KEY (vortex AND generator) AND TITLE-ABS-KEY ("traditional AND vortex AND generator"))	11
	(TITLE-ABS-KEY ("airfoil") AND TITLE-ABS-KEY (vortex AND generator) AND TITLE-ABS-KEY ("naca AND 4415"))	9
	(TITLE-ABS-KEY ("Airfoil") AND TITLE-ABS-KEY (vortex AND generator) AND TITLE-ABS-KEY ("aerodynamically"))	2

Girdap üreteçleri hakkında oluşturulan Tablo 2’de 38 çalışmaya yer verilmiştir. Literatürdeki bu çalışmalardan 8 tanesi NACA4415 kanat profilini (Fouatih vd., 2016, 2019; Hao vd., 2023; Hares vd., 2019; Reuss vd., 1995; Tian vd., 2016; Zhen vd., 2011; Zulkefli vd., 2019), 5 tanesi DU91-W2-250 kanat modelini (M. Chen vd., 2021; M. O. L. Hansen vd., 2016; Timmer & Van Rooij, 2003; Yang vd., 2010; Zhao vd., 2016), 4 tanesi DU-97-

W-300 (Bakhtiari Nia vd., 2023; Baldacchino vd., 2018; Gao vd., 2015; Wang vd., 2022), 3 tanesi NACA 0015 kanat modelini (Arunvinthan vd., 2021; Kim vd., 2018; Tebbiche & Boutoudj, 2014), 3 tane NREEL S809 (H. Wang vd., 2017; Zhu vd., 2021, 2023), 2 tanesi NASA/LANGLEY LS(1)-0417 (GA(W)-1 (Kuwik vd., 2018; Seshagiri vd., 2009), 1'er tane de NREL S814 (Tian vd., 2016), RAF19 (Forster & White, 2014), WA251A (Li-Shu vd., 2013), Eppler 387 (Delnero vd., 2012), NACA 0012 (Heyes & Smith, 2005), NACA 4412 (Storms & Jang, 1994), RONCZ 1046 (Bragg & Gregorek, 1987), NREL 822 (Parra vd., 2023), DU08-W-210 (Hansen & Rogowski, 2022), NREL 818 (Wu vd., 2022), Bell A821201 (H. Chen, 2021), DU-93-W-210 (Li, Yang, vd., 2019), Düz plaka (Méndez & Gutiérrez, 2018) ve NACA633-418 (Bak vd., 2018) kanat profili bulunmaktadır. 17 çalışma deneysel olarak rüzgâr tüneline yürütülmüştür. Geriye kalan 17 çalışma sayısal olarak, 4 çalışma ise hem deneysel hem de sayısal olarak gerçekleştirilmiştir. Kanat yüzeyi boyunca dizilim tipi olarak bakıldığında; 31 çalışmada girdap üreteçlerin “ters dönen tip” olarak konumlandırıldığı dikkat çekmektedir. Aynı yönde dönen tip bulunmadığı fakat “ters dönen tip” ve “aynı dönen tip”’in beraber incelendiği 3 çalışma mevcuttur. 4 çalışma ise “kanat boyunca düz” şekilde yerleştirilmiştir. Girdap üreteçleri tasarımlarına bakıldığında 13 tane çalışmada sadece üçgensel tip, 5 çalışmada ise sadece dikdörtgensel tip girdap üreteçleri kullanıldığı görülmektedir. Ayrıca, 6 çalışmanın hem üçgensel hem de dikdörtgensel şekli beraber kullandığı görülmektedir. Tablo 2’de geriye kalan diğer 10 çalışmada küçük değişiklikler ve bio esintili başta olmak üzere geleneksel türlere ilave şekil değişimleri mevcuttur. 4 çalışmada ise uçak kanadı modelleri kullanılarak şekillendirilmiş girdap üreteçleri kullanılmıştır. Görüleceği gibi en çok incelenen kanat profili Naca4415’tir. Ayrıca üçgensel tip ve ters yönde dönen girdap üreteçleri açık ara en çok kullanılan girdap üretici ve yerleştirme konumudur. Bu çalışmalardan dikkat çeken şekil değişimlerine yönelik çalışmalar şu şekildedir: Heyes & Smith, (2005) girdap üreteçlerini farklı şekillerde tasarlayıp (üçgensel, dikdörtgensel, yarım daire, uçak kanat profili) uç girdap (tip vortex)’ı incelemiştir. Parra vd., (2023) bio esintili (Alaca Şahin) girdap üreteçlerini kullanmıştır. Köpek balığı yüzey yapısından esinlenerek tasarladığı girdap üreteçlerinin kuvvet ölçümlerini Arunvinthan vd. (2021) gerçekleştirmiştir. Méndez & Gutiérrez, (2018) yaptığı sayısal çalışmada girdap üreteçlerini düz plaka üzerine konumlandırarak; dikdörtgenselin yanı sıra Clark-Y ve Roncz kanat profillerinin de kullanıldığı bir çalışma gerçekleştirmişlerdir. Uçak kanadı profilini üçgensel tip geleneksel girdap üreteçlerine uygulayarak kuvvet ölçümü yapan Hansen vd. (2016)’in çalışması oldukça başarılıdır. Bunu

Wang vd. (2022) sayısal bir çalışma yaparak takip etmiştir. Kanat profili olarak bu iki çalışmada Clark-Y ‘yi kullanmıştır. Tablo 2’de koyu olarak yazıldığı gibi Wang vd. (2022) ve Hansen vd. (2016) çalışmaları tez konusuna benzer olan 2 çalışmadır.

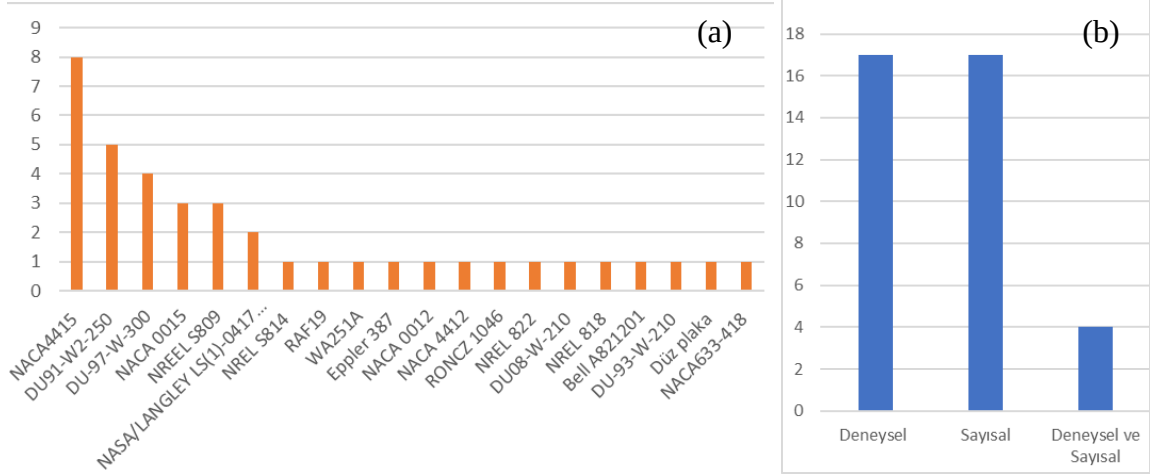
Tablo 2. Girdap üreteçleri ile ilgili literatürde yapılan çalışmalar

Girdap Üreteç Tipi	Konumlandırma Tipi	Uçak Kanat Profili	Yöntem	Yazarlar
Rampa tipi (üçgen ve yamuk)	Kanat boyunca düz	NACA 4415	Deneysel	(Hao vd., 2023)
Dikdörtgensel	Ters dönen tip	DU-97-W-300	Sayısal	(Bakhtiari Nia vd., 2023)
Bio-esintili	Kanat boyunca düz	NREL S822	Sayısal	(Parra vd., 2023)
Dikdörtgensel	Ters dönen tip	NREL S809	Sayısal	(Zhu vd., 2023)
Üçgensel ve Uçak kanadı profili	Ters dönen tip	DU97-W-300	Sayısal	(Q. Wang vd., 2022)
Üçgensel ve Delta tipli kanat	Ters dönen	DU08-W-210	Sayısal analiz	(M. O. L. Hansen & Rogowski, 2022)
Dikdörtgensel	Ters dönen tip	NREL S818	Sayısal	(Wu vd., 2022)
Dikdörtgensel	Ters dönen tip	NREL S809	Sayısal	(Zhu vd., 2021)
Üçgensel tip	Ters dönen tip	DU91-W2-250	Sayısal	(M. Chen vd., 2021)
Dikdörtgensel ve Biyomimetik	Kanat boyunca düz	NACA 0015	Deneysel	(Arunvinthan vd., 2021)
Üçgensel tip	Ters dönen tip	Bell A821201	Sayısal	(H. Chen, 2021)
Gotik şekilli	Ters dönen tip	NACA 4415	Sayısal	(Hares vd., 2019)
Üçgensel tip	Ters dönen tip	DU-93-W210	Deneysel ve Sayısal	(Li, Yang, vd., 2019)
Üçgensel tip	Ters dönen tip	NACA 4415	Deneysel ve Sayısal	(Fouatih vd., 2019)
Üçgensel ve Biyomimetik	Ters dönen tip	NACA 4415	Deneysel	(Zulkefli vd., 2019)
Üçgensel tip	Ters dönen tip	NACA 0015	Deneysel	(Kim vd., 2018)
Dörtgensel, ClarkY, RonCZ	Ters dönen tip	Düz Plaka	Sayısal	(M’endez & Guti’errez, 2018)
Üçgensel tip	Ters dönen tip	NACA633-418	Deneysel	(Bak vd., 2018)
Üçgensel, dörtgensel, yuvarlak ve yamuk	Ters dönen	NASA/LANGLEY LS(1)-0417 (GA(W)-1)	Sayısal	(Kuwik vd., 2018)
Üçgensel ve Kırpılmış Üçgensel	Ters ve aynı yönde dönen tip	DU-97-W-300	Deneysel	(Baldacchino vd., 2018)
Dikdörtgensel	Ters dönen tip	NREL S809	Sayısal	(H. Wang vd., 2017)
Üçgensel ve Uçak kanadı profili	Ters dönen tip	DU-91-W2-250	Deneysel	(Hansen vd., 2016)
Üçgensel tip	Ters dönen	DU91-W2-250	Sayısal	(Zhao vd., 2016)
Üçgensel tip	Ters dönen tip	NACA4415 ve NREL S814	Sayısal	(Tian vd., 2016)
Üçgensel ve dikdörtgensel	Ters dönen tip	NACA 4415	Deneysel	(Fouatih vd., 2016)
Üçgensel tip	Ters dönen	DU97-W-300	Deneysel	(Gao vd., 2015)
Ramp Tip	Kanat boyunca	RAF-19	Sayısal	(Forster & White, 2014)

Tablo 2'nin devamı

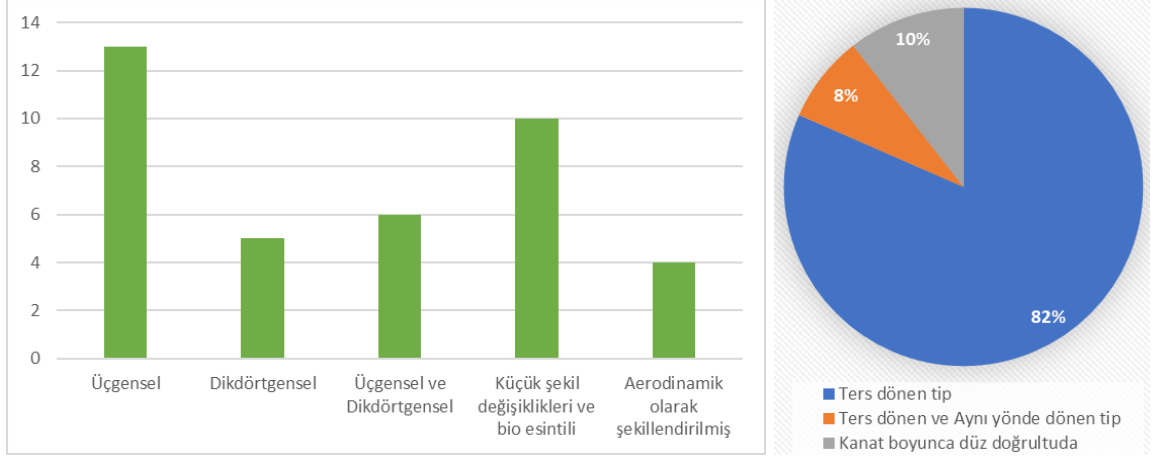
Çift Üçgensel (dizayn)	Ters dönen tip	NACA 0015	Deneysel ve Sayısal	(Tebbiche & Boutoudj, 2014)
Gurney flap ve üçgensel	Ters dönen tip	WA251A	Deneysel	(Li-Shu vd., 2013)
Üçgensel tip	Ters dönen tip	Eppler 387	Deneysel	(Delnero vd., 2012)
Üçgensel, dörtgensel ve eğri kenarlı	Ters dönen tip	NACA4415	Deneysel ve Sayısal	(Zhen vd., 2011)
Üçgensel tip	Ters dönen tip	DU 91-W2-250	Sayısal	(Yang vd., 2010)
Üçgensel ve dikdörtgensel	Ters ve aynı yönde dönen	NASA/LANGLEY LS(1)-0417 (GA(W)-1)	Deneysel	(Seshagiri vd., 2009)
Üçgensel, dikdörtgensel, yarım daire, kanat profili	Ters ve aynı yönde dönen	NACA 0012	Deneysel	(Heyes and Smith 2005)
Üçgensel tip	Ters dönen tip	DU 91-W2-250	Deneysel	(Timmer & Van Rooij, 2003)
Üçgensel tip	Ters dönen tip	NACA4415	Deneysel	(Reuss vd., 1995)
Gurney flap ve Wheeler tip	Ters dönen tip	NACA 4412	Deneysel	(Storms & Jang, 1994)
Üçgensel ve dörtgensel	Ters dönen tip	Voyager Canard (RONCZ 1046)	Deneysel	(Bragg & Gregorek, 1987)

Şekil 5 ve Şekil 6'da Tablo 2'nin grafiklerle özetlenmiş hali görülmektedir. Şekil 5 (a)'da kullanılan kanat profillerinin dağılımını ifade ederken, Şekil 5 (b) ise çalışmalarda kullanılan yöntemleri adet olarak göstermektedir.



Şekil 5. Literatürdeki çalışmalarda (a) Temel kanat modelinin, (b) Kullanılan deney yöntemlerinin dağılımı

Şekil 6 (a)'da literatürdeki çalışmalarda kullanılan girdap üreteçlerinin geometrik şekil dağılımı gösterilirken, Şekil 6 (b)'de ise pasta grafiği ile girdap üreteçlerinin konumlandırma tipleri yüzdesel dilimler olacak şekilde ifade edilmiştir.



Şekil 6. Girdap Üreteçlerinin (a) Geometrik şekillerinin (b) Konumlandırma tiplerinin dağılımı

Seshagiri vd., (2009) dikdörtgen ve üçgen olarak seçilen aktif ve pasif girdap üreteçlerini incelemek için 8×10^5 ve 1.6×10^5 Reynolds sayılarında deneysel bir çalışma yürütmüştür. Kanat profili modeli olarak NASA/LANGLEY LS(1)-0417 (GA(W)-1) kullanmışlardır. Kuvvet ölçümü sonuçları, statik girdap üreteçlerinin C_L 'yi %25'e kadar artırdığını, aynı durumda aktif girdap üreteçlerinin statik girdap üreteçlerine göre herhangi bir etki gösteremediğini belirtmişlerdir. Yüzey yağ akışı görselleştirmesi ile girdap üreteçlerinin LAK'ı ortadan kaldırmadığı ancak parçalara ayrılarak etkisini azalttığını bildirmişlerdir. Heyes & Smith, (2005) geleneksel olanların dışında uçak kanat profili şeklindeki girdap üreteçleri kullanmışlardır. Girdap üreteçlerinin uç girdap üzerindeki etkisi parçacık görüntülü hız ölçümü tekniği kullanılarak araştırmışlardır. 6 farklı girdap üreticinin kullanıldığı bu çalışmada, geleneksel girdap üreteçlerinin yanı sıra yuvarlak ve NACA0012 kanat tipi girdap üreteçleri de görülmektedir. Sonuçlar üçgen girdap üreteçlerinin daha başarılı olduğunu göstermiştir. Üçgen, dikdörtgen ve eğri kenar şekli girdap üreteçlerinin olduğu ve olmadığı durumlarda NACA 4415 kanat profilinin performansı üzerine bir deneysel ve sayısal çalışma Reynolds sayısı 2.13×10^5 'te Zhen vd. (2011) tarafından gerçekleştirilmiştir. Elde edilen sonuçlara göre üçgen girdap üreteçlerinin en az etkili girdap üretici tipi olduğunu göstermiş ve girdap üreteçleri artırılarak akış ayrılmasını geciktirmede rol oynadığı görülmüştür.

Kim vd., (2018) girdap üreteçlerinin (β) açısall konumunun değişiminin etkisini araştırmışlardır. Bu nedenle, NACA 0015 kanat profili üzerinde değişken geliş açılı girdap oluşturucuyu öne sürmüşlerdir. β açısını değiştirerek, C_{Lmax} 'ın, β optimizasyon açısı ile etkili bir şekilde artırılabilir ve geciktirilebileceğini gösterilmişlerdir. Baldacchino vd., (2018)

$Re = 2 \times 10^6$ 'da DU 97-W-300 kanat profiline sahip çeşitli konfigürasyonların kullanıldığı girdap üreteçleri üzerinde bir çalışma gerçekleştirmişlerdir. Girdap üreteçlerinin konumunun, sıralama konfigürasyonunun ve girdap üreteçlerinin yüksekliğinin belirlenmesinin önemini vurgulanmışlardır. Fouatih vd. (2016) tarafından NACA 4415 kanat profili kullanılarak deneysel bir optimizasyon çalışması gerçekleştirilmiştir. Kuvvet ve basınç ölçümleri, üçgen ve dikdörtgen olmak üzere iki tip girdap üretici kullanılarak yapılmıştır. β açısı azaldıkça C_{Lmax} artmıştır, sonuç olarak β için optimum değerin 11° ve 12° olduğunu belirtmişlerdir. Girdap üretici yüksekliği azaldıkça stol açısının azaldığını ve $h=5$ mm için 17° 'de ve $h=3$ mm için 15° 'de stol meydana geldiğini aktarmışlardır. Girdap üreteçlerinin stolu erteleyebildiğini ve C_{Lmax} değerini %21'ye kadar artırdığını aktarmışlardır. Diğer deneysel ve sayısal çalışma da Fouatih vd. (2019) tarafından yapılan önceki çalışmalarını (Fouatih vd., 2016) destekleme niteliğindedir. NACA4415 kanat profili üzerinde girdap üreteçlerinin donatılmasına ilişkin çalışmada Reynolds sayısı $Re = 2 \times 10^5$ olarak seçilmiştir. β açısını 13° olarak belirlemişlerdir. Elde ettikleri sonuçlar, girdap üreteçlerinin arasındaki açıklık mesafesinin (λ) azaltılmasının, yüksek hücum açılarında kanat profili performansını iyileştirdiğini, ancak düşük hücum açılarında tam tersi etkinin meydana geldiğini göstermişlerdir. Ayrıca λ mesafesinin azaltılmasıyla taşıma katsayısının %28'e kadar artırıldığı ve stol açısının 12° 'den 16° 'ye ertelendiği gözlemlenmiştir. Bu nedenle optimum parametreler x/c ve λ 'yı sırasıyla 0.04 ve 0.03 m olarak önermişlerdir. Sonuç olarak son yıllara kadar yapılan çalışmalara baktığımızda geleneksel girdap üreteçlerinin yaygın olarak kullanılması yerine yeni geometrik şekiller üzerindeki çalışmaların oldukça kısıtlı olduğu görülmektedir.

Son zamanlarda yapılan ilginç çalışma ise Arunvinthan vd., (2021)'nin çalışmasıdır. Köpekbalığı Ölçeği Tabanlı girdap üreteçleri (SSVG) olarak adlandırılan, biyo-esinli girdap üretici tasarımına dayanmaktadır. SSVG, C_{Lmax} 'ı artırıp ve sürüklenme katsayısını (C_D) azaltmıştır. Geleneksel girdap üreteçleri yerine farklı şekilli girdap üreteçlerini karşılaştıran farklı bir çalışma Hansen vd., (2016) tarafından gerçekleştirilmiştir. Önerilen tasarım, aerodinamik olarak şekillendirilmiş bir girdap üreticidir. Geleneksel girdap üreteçlerinin aksine, girdap üreteçleri CLARK-Y kanat profilini kullanarak tasarlamışlardır. Rüzgâr tüneli deneyleri kordun %0.5'inde, $Re=6 \times 10^6$, $\beta = 9^\circ, 12^\circ, 18^\circ$ 'de deneyler gerçekleştirilmiştir. Sonuçlar, en yüksek taşıma katsayısına ve durma açısına ($\alpha=13^\circ$) $\beta=12^\circ$ 'de ulaşıldığını göstermiştir. Yüksek hücum açılarında taşıma katsayısının arttığı ve daha fazla noktaya konumlandırma yapılmasıyla verimliliğin %25'e kadar artırılabilceğini belirtmişlerdir.

Wang vd. (2022) Clark-Y uçak kanadı profili şeklindeki girdap üreteçlerini DU97-W-300 kanat profili üzerine yerleştirmiş ve FLUENT programında analiz yapmışlardır. Sonuçlar ile yeni tasarlanan uçak kanatlı girdap üreteçlerinin $C_{Lmax} = 2.175$ değeri ile en iyi model olduğunu göstermiştir. Ayrıca uçak kanatlı girdap üreteçlerinin en yüksek L/D oranına sahip olduğunu belirtmişlerdir. Optimum sonuçlar, ilk tasarıma kıyasla kanadın maksimum taşıma katsayısının %9.3 oranında; L/D oranını ise %7.5 oranında artırıldığını ortaya koymuştur.

Literatürü incelediğimizde girdap üreteçlerinin tasarımının farklı yapılabileceği ve bunun etkili olabileceği görülmektedir. Literatürdeki uçak kanadı şekilli yeni girdap üreteçlerinin geleneksel girdap üreteçlere göre daha verimli çalışması ilgi çekicidir. Yeni girdap oluşturucularla çalışmanın akış kontrol yöntemleriyle ilgili literatüre yeni bilgiler katabileceği açıktır. Literatürde farklı kanat profili şekilli girdap üreteci yapılarıyla ilgili çalışma eksikliği bulunmaktadır. Bu nedenle kanat profili S1223 model olan yeni tip girdap üreteçleri bu tez çalışmasında önerilerek deneysel bir çalışma gerçekleştirilmiştir. Çalışmada geleneksel girdap üreteçlerinin yerine kullanılabilecek S1223 uçak kanat profilli (aero şekilli) girdap üreteçleri incelenmiştir.

Literatürde görüldüğü gibi DU97-W-300 (Q. Wang vd., 2022) ve DU-91-W2-250 (Hansen vd., 2016) temel kanat profillerinde, uçak kanat profilli şekilli Clark-Y model girdap üreteçleri kullanılmaktadır. Tez kapsamında, literatürden farklı olarak geleneksel girdap üreteçlere farklı bir kanat profili modelinin uygulanması önerilmiştir. Bu çalışma, NACA 4415 temel kanat profili üzerine S1223 kanat profili ile şekillendirilen uçak kanadı şekilli girdap üreteçlerinin, kuvvet ölçümü, duman tel ve yüzey yağ akışının görselleştirme tekniği kullanılarak araştırılmasını amaçlamaktadır.

1.5. Tezin Amacı

Bu tez kapsamında geleneksel girdap üreteçlerinden farklı olarak uçak kanadı şekilli girdap üreteçleri kullanılarak uçak kanadının aerodinamik karakteristiklerinin belirlenmesi üzerine deneysel bir çalışma yapılması planlanmıştır. Bu uçak kanadı şekilli girdap üreteçleri kullanarak uçak kanadının sürüklenme katsayısının düşürülmesi, taşıma katsayısının artırılması ve stol açısının geciktirilmesi amaçlanmıştır. Girdap üreteçlerinde şekil değişiminin etkisinin nasıl olacağından yola çıkarak, literatürde kullanılmamış S1223 kanat modelini geleneksel üçgensel tip girdap üreteçleriyle kıyaslamalı olarak parametrik bir

Çalışma gerçekleştirilmiştir. Bunun yanı sıra farklı konfigürasyonlar denenerek girdap üreteç çiftlerinin açısı (β) ve uzaklık (λ) değişimine bağlı olarak aerodinamik karakteristiklerinin nasıl değiştiğinin ortaya konulması hedeflenmiştir.

Bu amaç doğrultusunda kuvvet ölçümü, yüzey yağ akış görüntüleme ve duman tel akış görüntüleme deneyleri gerçekleştirilmiştir.



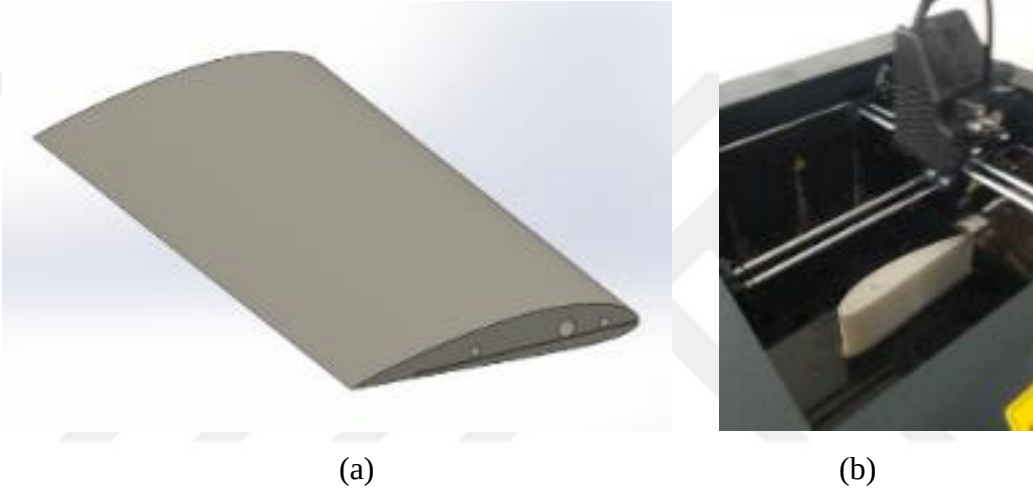
2. YAPILAN ÇALIŞMALAR

Bu tez çalışması kapsamında geleneksel olarak kullanılan üçgensel tip girdap üreteçlerinin yerine aerodinamik olarak şekillendirilmiş girdap üreteçleri öne sürülmüştür. Deneysel çalışmalar Karadeniz Teknik Üniversitesi, Makine Mühendisliği Bölümü, Termodinamik Laboratuvarında gerçekleştirilmiştir. Deneysel çalışma kapsamında kuvvet ölçümleri, yüzey yağ akış görüntüleme ve duman tel akış görüntülemesi ile akış alanı görüntüleme yöntemleri gerçekleştirilmiştir.

2.1. Temel Kanat Modeli Üretimi

Geleneksel tip üçgensel girdap üreteçleri ile aerodinamik olarak şekillendirilmiş olan yeni tip girdap üreteçlerinin yerleştirilmesi için kullanılacak olan kanat profili NACA 4415 modelidir. Bu model literatürde hem rüzgâr türbinleri kanatlarında hem de uçak kanatlarında kanat profili olarak ele alınarak çeşitli çalışmalar gerçekleştirilmiştir (Fouatih vd., 2016, 2019; Reuss vd., 1995; Sudhakar vd., 2020; Tian vd., 2016; Zhen vd., 2011). NACA 4415 kanat profili girdap üreteçlerinin incelenmesinde kullanılan bir profilidir. Zhen vd. (2011) yaptıkları çalışmada Aludra insansız hava aracının kanat profili de olan NACA4415'i kullanarak girdap üreteçlerinin aerodinamik performansına etkilerini araştırmışlardır. Ayrıca Fouatih vd. (2016; 2019) tarafından girdap üreteçleri NACA4415 kanat profili üzerine yerleştirilerek çalışmalar yapılmıştır. Kanat profili Solidworks programında 3 boyutlu olarak tasarlanarak üretime hazır hale getirilmiştir. 3 boyutlu tasarım Şekil 7'(a) da gösterilmiştir. Kanadın kort uzunluğu 148.5 mm ve kanat açıklığı ise 297 mm'dir. Bu da kanat açıklık oranının (aspect ratio) 2 olduğunu ifade etmektedir. Kuvvet ölçümlerinde yük hücresindeki moment kısıtlaması nedeniyle kanat açıklık uzunluğu daha fazla artırılmamıştır. Kanadın boyutlarına karşılık gelen blokaj oranı 0° , 15° ve 30° hücum açılarında hesaplanmıştır. 0° için %2.03, 15° için %3.5 ve 30° için %6.78'dir. Barlow vd. (1999)'nin belirttiği üzere rüzgâr tünellerinde gerçekleştirilen deneyler için bu oranın %10'un altında olması önerilmektedir. Şekil 7 (b)'de görüldüğü gibi 3 boyutlu CCH teknoloji yazıcı ile PLA (Polylactic Acid) filament kullanılarak uçak kanat modelinin üretimi yapılmıştır. Şekil 7 (a)'da görüleceği üzere uçak kanadı modelinde yük hücresine montajı için delik bırakılmıştır. Ayrıca NACA4415 kanat modeli asimetric olduğu için rüzgâr tüneline 0° 'ye

ayarlanması kolay değildir. Bunun daha kolay yapılması için veter uzunluğu boyunca görüleceği üzere çizgi halinde boşluk bırakılmıştır. Bu çizgi 0° 'ye konumlandırılırken referans olarak kullanılmıştır. Lazer yerleştirilen rüzgâr tüneline çizgi ile lazer örtüştürülerek 0° başlangıç hücum açısı değeri (α) ayarlanmıştır. Üretimin ardından yüzey pürüzlü olduğundan zımparalama işlemi uygulanmıştır. İlk olarak 180 ile başlayarak 600 ve 1000'lik zımpara ile yüzey pürüzsüz hale getirilmiştir. Son olarak kanat modeli, yüzey yağ akış görüntüleme deneylerinde görüntü alınmasını kolaylaştırmak için spreyl boya ile siyah renge boyanmıştır. Bu kanat modeli temiz kanat (baseline) olarak adlandırılmıştır.



Şekil 7. NACA4415 (a) Solidworks tasarımı (b) 3 boyutlu yazıcı ile üretimi

2.2. Geleneksel Girdap Üreteçlerinin Üretimi

Geleneksel olarak kullanılan girdap üreteç tipi üçgenseldir. Aerodinamik olarak şekillendirme ve kıyaslama yapmak için bu üçgensel tip daha uygundur. Literatürde aerodinamik olarak şekillendirilmiş girdap üreteçleri üçgensel tip geleneksel girdap üreteçleri ile kıyaslanmıştır (Hansen vd., 2016; Wang vd., 2022). Üçgensel tip girdap üreteçleri Fouatih vd. (2016, 2019)'nin çalışmalarındaki gibi uzunluğu (l)=15mm, yüksekliği (h)= 5mm, kalınlık (e)= 0.25mm olarak tasarlanmıştır. Girdap üreteçleri çok küçük boyutlarda olduğu için üretim hassas bir şekilde gerçekleştirilebilesi için CNC lazer ile kesim yapılmıştır. İlk olarak 0.25 mm kalınlığında çelik alaşımı düz bir plaka CNC lazer ile kesilerek girdap üreteçleri elde edilmiştir. Üretimden kaynaklı oluşan çapaklar zımpara

ile giderilmiştir. Şekil 8’de görüldüğü gibi girdap üreteçlerini kanat yüzeyine yerleştirmeyi kolaylaştırmak için alt kısmı bükülmüştür.

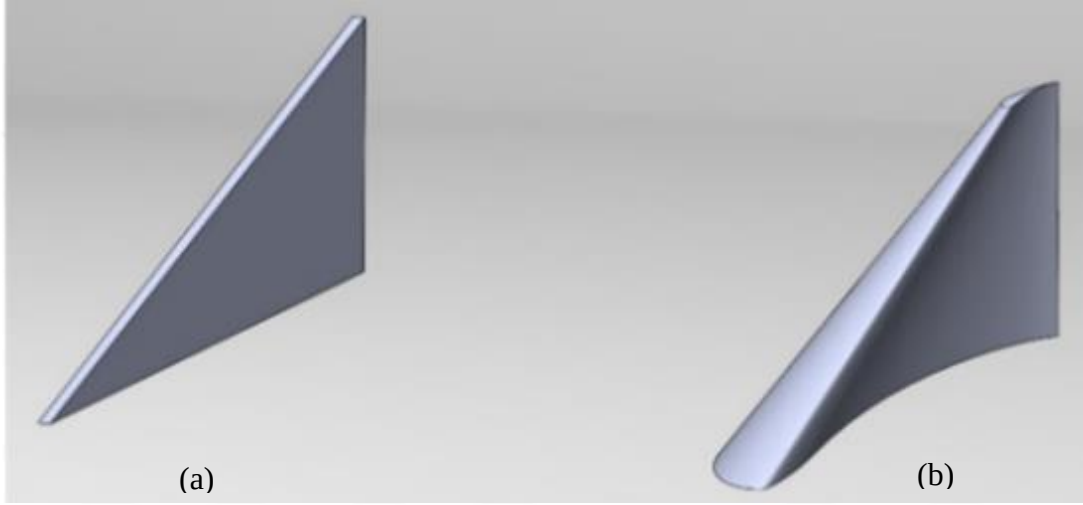


Şekil 8. NACA4415 uçak kanadı üzerine yerleştirilmiş üçgensel girdap üreteçleri

2.3. Aerodinamik Olarak Şekillendirilmiş Girdap Üreteçlerinin Üretimi

Uçak kanadı olarak şekillendirilen girdap üreteçleri için kanat profili Hansen vd. (2016), Wang vd. (2022)’nin çalışmasında CLARK-Y kanat profilini belirlemişlerdir. Hansen vd. (2016) Clark -Y’nin düşük Reynolds sayılarında başarılı bir model olduğunu ve bu sebeple kullandıklarını belirtmiştir. Bu sebeple düşük Reynolds sayılı kanat profillerinden olan S1223 kanat profili bu tez kapsamında aerodinamik olarak şekillendirilecek girdap üreteçlerine uygulanmıştır (Selig & Guglielmo, 1997; Shyy vd., 1999). S1223 kanat profili üçgensel tip olacak şekilde geleneksel girdap üreteçlerine uygulanmıştır. Taban ve yükseklik uzunlukları geleneksel ile aynı olacak şekilde ayarlanmıştır. Üst kısım kort uzunluğu üçgensel şeklini bozmaması için Hansen vd., (2016)’nin belirttiği şekilde küçük bir sayıya düşürülmüştür. Şekil 9’da geleneksel ve aerodinamik olarak şekillendirilmiş uçak kanatlı girdap üreteçlerinin Solidworks’te tasarlanan 3 boyutlu çizimleri gösterilmiştir. Geleneksel üçgensel tip girdap üreteçlerinin yanında asimetrik kanat profili olan S1223 kanat profili modeli ile girdap üreteçleri

tasarlanmıştır. Ters yönde dönen (Counter rotating) olarak konumlandırılacağı için 2 durum söz konusudur. S1223 kanat profilinin emme yüzeyleri birbirini görecek şekilde veya dışarı bakacak şekilde konumlandırılabilir. Wang vd. (2022) her iki türü de deneyerek; basınç yüzeyleri dışı bakan (yani emme yüzeyleri birbirine bakma durumu) konumlandırmanın daha verimli olduğunu belirtmişlerdir. Bu nedenle mevcut çalışmada, uçak kanadı profilli girdap üreteçlerinin basınç tarafları Şekil 10'da üst bakış olarak görüleceği gibi dışı doğru bakacak şekilde konumlandırılmıştır.



Şekil 9. Girdap üreteçleri 3 boyutlu tasarımı (a) Geleneksel üçgensel tip (b) aerodinamik olarak şekillendirilmiş girdap üreteçleri



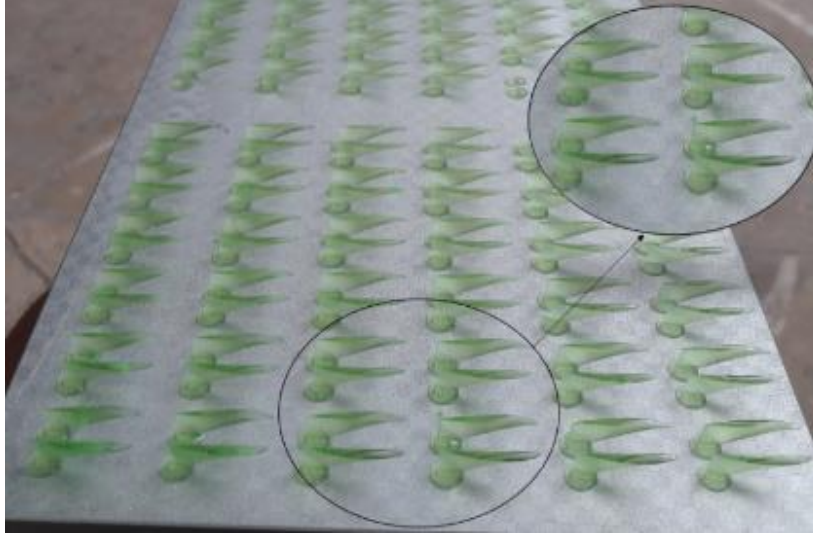
Şekil 10. Aerodinamik olarak şekillendirilmiş bir çift girdap üretici

Kanat profilli girdap üreteçleri çok hassas üretim gerektirmektedir. Oldukça küçük yapıları ve yüzeylerinin pürüzsüz olması önem arz etmektedir. Reçine yazıcılar hassas üretim yapabildikleri için aerodinamik olarak şekillendirilmiş girdap üreteçleri SLA (Stereolithography) 3 boyutlu reçine yazıcı ile üretilmiştir. Anycubic Photon Mono x 6k SLA 3D yazıcı (34 mikron XY çözünürlüğü) ile hassas şekilde üretilen uçak kanadı profilli girdap üreteçleri Anycubic Wash & Cure Plus makinesi ile yıkama ve ardından kürleme ile üretilen girdap üreteçlerinin sertleşmesi sağlanmıştır. Üretimde kullanılan makineler Şekil 11’de gösterilmiştir.



Şekil 11. Anycubic Photon Mono x 6k SLA 3D yazıcı ve Yıkama & Kürleme makineleri

Şekil 12’de ise üretim aşamasının hemen ardından yıkamaya hazır durumda olan girdap üreteçleri görülmektedir. Üretimin kolay olması için taban kısımları daire olarak tasarlanmış, üretimin ardından dairesel bölgeler girdap üreteçlerinden kesilip çıkarılmıştır.



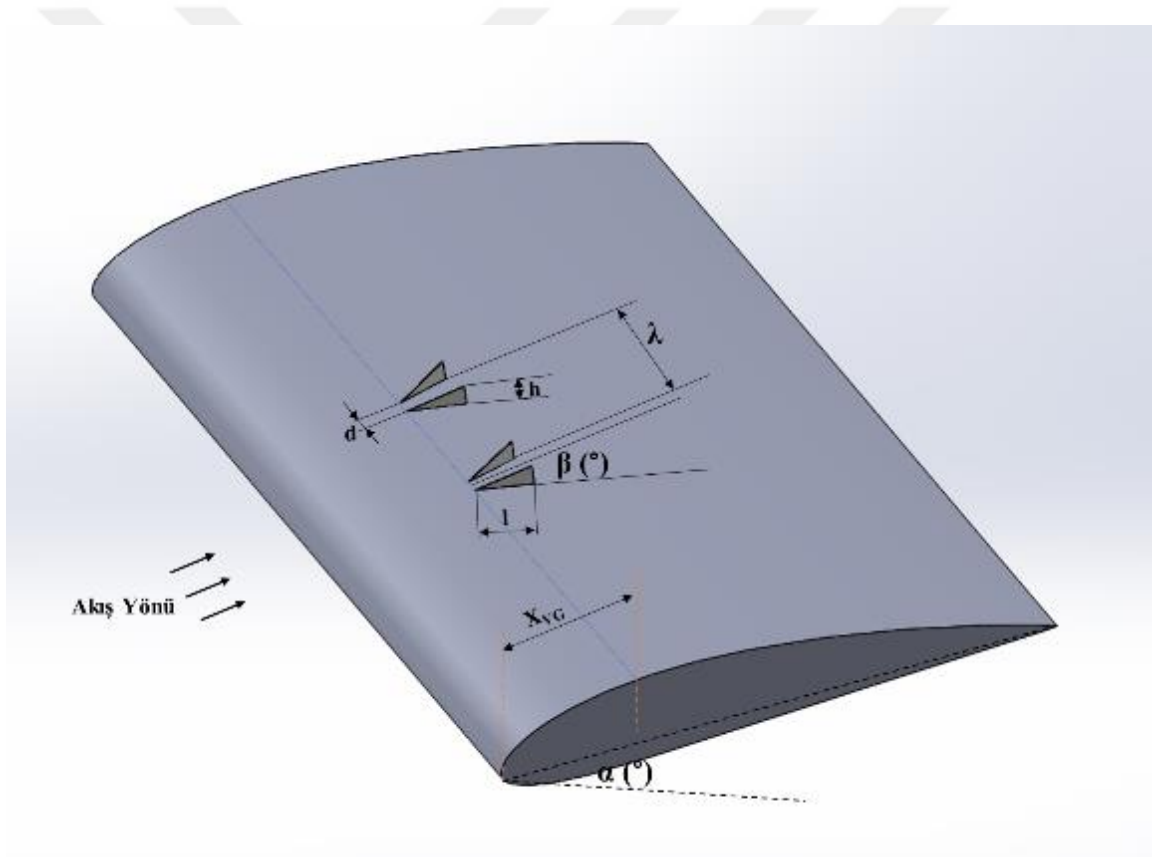
Şekil 12. SLA 3D yazıcıda üretilen uçak kanadı profilili girdap üreteçleri

2.4. Girdap Üreteçleri Konfigürasyonları ve Deney Parametreleri

Bu tez kapsamında gerçekleştirilen deneylerde parametreler ve konfigürasyonlar Fouatih vd. (2016; 2019)'nin çalışmalarından alınmıştır. Girdap üreteçleri çiftler halinde yerleştirilmiştir. En çok kullanılan “ters dönen olarak” yerleştirilen girdap üreteçleri birbirine zıt dönen girdaplar meydana getirir (Wang & Feng, 2018). NACA4415 kanat profili üzerinde yan yana çiftler halinde dizilecek girdap üreteçlerinin konumlandırma için bazı parametreler vardır. Kort üzerinde konumu x/c ile ifade edilir. Fouatih vd., (2016, 2019) çalışmalarında $x/c = 0.3, 0.4$ ve 0.5 için gerçekleştirmiştir. Bu tez çalışmasında $x/c = 0.1$ ve 0.2 de eklenerek daha kapsamlı bir araştırma yapılması amaçlanmıştır. Ardışık iki girdap üreteç çifti arasındaki mesafe λ ile gösterilir ve $\lambda = 25, 30, 35$ mm olarak belirlenmiştir. Girdap üreteçleri parametrelerinin uçak kanadı üzerinde gösterimi Şekil 13'te gösterilmiştir. Girdap üreteçlerinin serbest akış yönüne göre yaptığı açı β olarak ifade edilmiştir. $\beta = 13^\circ$ ve 20° olarak 2 durumda incelenmiştir. İki girdap üretici arasındaki hücum kenarları mesafesi d ile gösterilmiştir ve 5 mm olarak bütün deneylerde sabittir. Aerodinamik olarak şekillendirilmiş girdap üreteçleri boyutlandırılırken h, l ve d sabit kalmıştır. Sadece $\lambda = 35$ mm ve $\beta = 13^\circ$ için deneyler gerçekleştirilmiştir. Ayrıca Tablo 3'te geleneksel ve aerodinamik olarak şekillenmiş girdap üreteçlerin deney parametreleri bir arada görülmektedir.

Tablo 3. Geleneksel ve aerodinamik girdap üreteçleri deney parametreleri

Geleneksel Tip Girdap Üreteçleri		Aerodinamik Şekillendirilmiş Girdap Üreteçleri
h (mm)	5	5
l (mm)	15	15
e (mm)	0.25	-
d (mm)	5	5
λ (mm)	25, 30, 35	35
β (°)	13, 20	13
x/c (%c)	0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5	0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5



Şekil 13. Uçak kanadı üzerine yerleştirilen girdap üreteçleri için konum parametrelerinin gösterilmesi.

Toplamda 6 farklı girdap üretici konfigürasyonu geleneksel girdap üreteçleri için oluşturulmuştur. Daha kolay ifade edilmesi için bu konfigürasyonlara kısaltma olacak şekilde isimler verilmiştir. M1, M2, M3, M4, M5 ve M6 sırasıyla $\beta=13^\circ/\lambda=30\text{mm}$, $\beta=20^\circ/\lambda=30\text{mm}$, $\beta=13^\circ/\lambda=25\text{mm}$, $\beta=20^\circ/\lambda=25\text{mm}$, $\beta=13^\circ/\lambda=35\text{mm}$ ve $\beta=20^\circ/\lambda=35\text{mm}$ yi temsil

etmektedir. Geleneksel girdap üreteçlerini temsilen G harfi kullanılarak GM1, GM2, GM3, GM4, GM5 ve GM6 olarak isimlendirme yapılmıştır. Aerodinamik olarak şekillendirilmiş S1223 uçak kanat modelli girdap üreteçleri için kısaltma olarak S harfi kullanılmıştır. Aerodinamik olarak şekillenmiş girdap üreteçlerine yalnız M5 konfigürasyonu uygulanmıştır. Konfigürasyon isimleri ve ifade ettikleri parametreler Tablo 4'te gösterilmiştir.

Tablo 4. Girdap üreteçleri konfigürasyonlarının isimlendirmesi

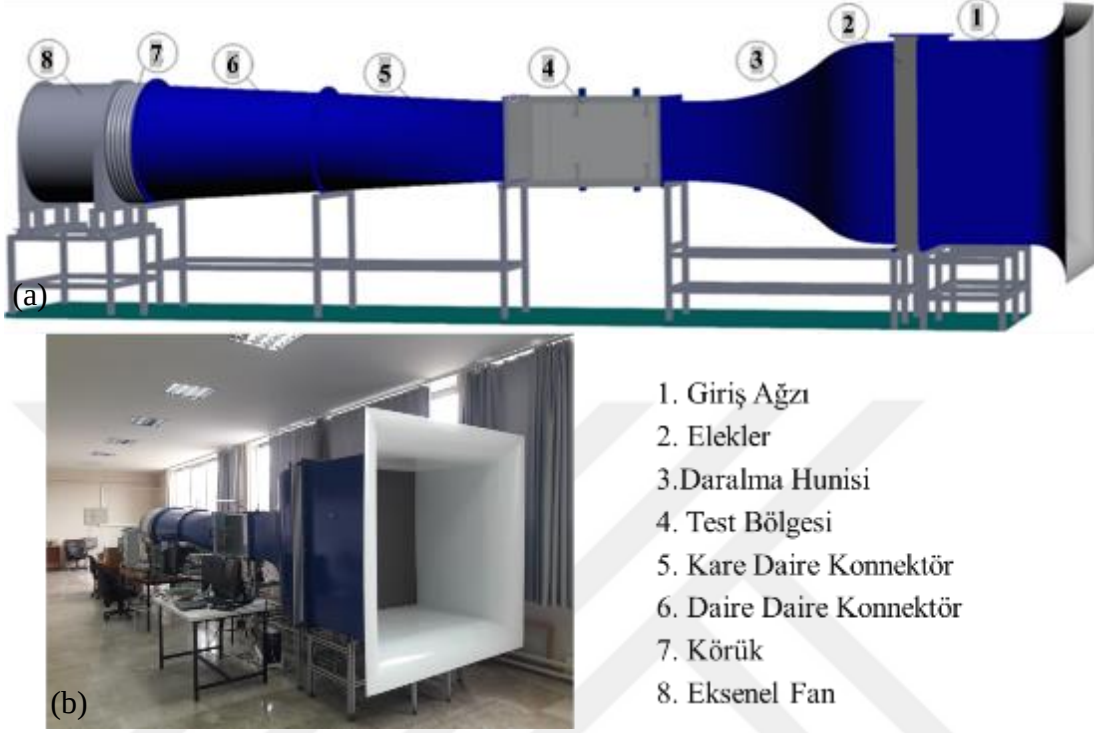
	GM1	GM2	GM3	GM4	GM5	SM5	GM6
β (°)	13	20	13	20	13	13	20
λ (mm)	30	30	25	25	35	35	35

Bütün deneylerde Reynolds sayısı 1.4×10^5 olarak kullanılmıştır. Fouatih vd. (2016, 2019) $Re = 2 \times 10^5$ 'te deneyleri gerçekleştirmişlerdir. Bu tez kapsamında yük hücresi moment kısıtlaması nedeniyle bu Reynolds sayısına ulaşamamıştır. Bu yüzden çıkılabilecek en yüksek Reynolds değeri olan 1.4×10^5 'te deneyler gerçekleştirilmiştir.

2.5. Rüzgâr Tüneli

Bu tez çalışmasında deneyler Karadeniz Teknik Üniversitesi, Makine Mühendisliği bölümü, Termodinamik Laboratuvarında bulunan ses altı emmeli tip açık çevrime sahip rüzgâr tüneline gerçekleştirilmiştir. Rüzgâr tüneli 11 kW'lık elektrik motoru tarafından tahrik edilmektedir. Motorun eksenel fanının çapı 90 cm'dir. Akış düzenlemesi için elekler bulunmaktadır. Deney test bölgesi kare şekilli 57×57 cm ve 120 cm uzunluğundadır. Deney sisteminde maksimum 50 m/s hıza çıkılabilmektedir ve rüzgâr tüneli türbülans şiddeti %1'in altındadır. Şekil 14'te görüldüğü üzere rüzgâr tüneli genel olarak 8 parçadan oluşmaktadır. Sırasıyla giriş ağzı, elekler, daralma hunisi, test bölgesi, kare-daire konnektör, daire-daire konnektör, körük, eksenel fan. Giriş ağzından motor vasıtasıyla alınan havanın türbülans şiddeti elekler ile azaltılır. Ardından daralma hunisinde geçen akış düzgün (uniform) bir yapıya sahip olmaktadır. Bu bölgeden sonra test bölgesi gelmektedir. Test bölgesine kanat modelleri bağlanarak kuvvet ölçümleri ve akış görüntüleme gibi deneyler bu alanda gerçekleştirilir. Kare kesitli test bölgesini dairesel fana bağlamak için ilk olarak kareden daireye konnektör, ardından daireden daireye konnektörler kullanılmıştır. Eksenel fanın

hemen önünde körük bulunmaktadır. Bunun görevi ise motorda meydana gelen titreşimleri sönümlemek ve bu sayede test bölgesinin bu titreşimlerden etkilenmemesini sağlamaktır.



Şekil 14. Ses altı emmeli tip rüzgâr tüneli (a) 3 boyutlu (b) genel görünümü

2.6. Deneyisel Ölçüm Yöntemleri

Yüksek lisans tezinde geleneksel üçgensel tip girdap üreteçleri yerine aerodinamik olarak tasarlanan girdap üreteçlerinin aerodinamik karakteristiklere etkilerini incelemek üzere deneysel çalışmalar yürütülmüştür. Yapılan deneysel ölçüm sistemleri şu şekilde alt başlıklara ayrılmıştır:

- Kuvvet Ölçüm Sistemi
- Yüzey Yağ Akış Görüntüleme Yöntemi
- Duman Tel Akış Görüntüleme Yöntemi

2.6.1. Kuvvet Ölçüm Sistemi

Kuvvet ölçümleri $Re=1.4 \times 10^5$ sayısında ve $0^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$ hücum açılarında ses altı emmeli tip rüzgâr tüneline gerçekleştirilmiştir. Kuvvet ölçüm sisteminin şematik ve gerçek

Şekil 15'te görüleceği üzere uçak kanadı alt ve üst kenarlarında uç plakalar mevcuttur. Bu plakaların görevi kanadı uç etkilerinden korumak ve uçak kanadına üniform akışın etki etmesini sağlamaktır. Uç plakalar kanat modeline direk bağlanmamıştır. Üst ve alt kısmında Barlow vd. (1999)'nin belirttiği yöntem kullanılarak 1 mm boşluk bırakılmıştır. Ortam hava sıcaklığı havanın yoğunluğunu öğrenmek için ölçülür. Deneye hazır olan kanat modeli için $Re=1.4 \times 10^5$ 'e karşılık gelen hız Pitot Tüpü ile ölçülmektedir. Kort uzunluğunun $\frac{1}{4}$ 'ünde bulunan bağlantı boşluğuna metal çubuk bağlanmaktadır. Rüzgâr tünelinin elektrik motoru çalıştırılarak pitot tüpü kapalı test bölgesine dışarıdan daldırılır. Serbest akış yönüne paralel tutulan pitot tüpünden hız değeri ölçülür. Serbest akış hızını daha önceden Reynolds sayısına göre hesaplanan hız değerine ayarlamak için Frekans İnventör kullanılmaktadır. 50 Hz şebeke frekansına kadar çıkabilen ve 0.1 Hz aralıklarla değişim yapılabilen bu cihaz ile motorun dönüş hızı yani dolaylı olarak serbest akış hızı ayarlanmaktadır. Kanat veter uzunluğuna bağlı olarak hesaplanan Reynolds (Re) denklemi Denklem (1)'de gösterilmiştir.

$$Re = \frac{\rho U_0 c}{\mu} \quad (1)$$

Burada;

ρ : Akışkanın(havanın) yoğunluğu(kg/m³)

U_0 : Havanın akış hızı (m/s)

c : Kanadın kort uzunluğu (m)

μ : Havanın dinamik vizkozitesi (kg/m×s)

148.5 mm kort uzunluğuna sahip NACA4415 kanat profilinde bütün deney boyunca $Re=1.4 \times 10^5$ 'te kuvvet ölçümleri yapılmıştır. Yük hücresi ile kuvvet ölçümleri Taşıma Katsayısının ölçümü ve Sürüklenme Katsayısının ölçümüne dayanmaktadır. Denklem (2), (3)'de gösterilmiştir.

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho U_0^2 A_P} \quad (2)$$

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho U_0^2 A_P} \quad (3)$$

Burada:

C_L : Taşıma katsayısı

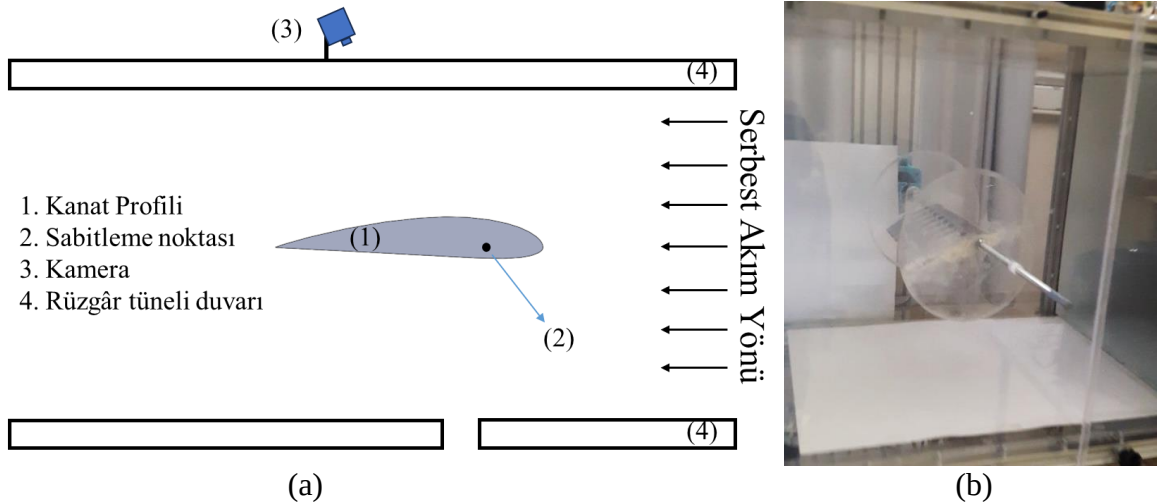
- C_D : Sürüklenme katsayısı
 F_L : Taşıma kuvveti (N)
 F_D : Sürüklenme kuvveti (N)
 U_0 : Havanın serbest akış hızı (m/s)
 ρ : Havanın yoğunluğu (kg/m^3)
 A_P : Uçak kanadının üst bakış yüzey alanı (m^2)

Temiz kanat modeli olarak adlandırılan girdap üretici bulunmayan kanat modeli ile kuvvet ölçümlerine başlanmıştır. Ardından geleneksel girdap üreteçleri ve aerodinamik olarak şekillendirilmiş girdap üreteçleri kanat üzerine yerleştirilerek deneyler gerçekleştirilmiştir. Girdap üreteçlerini doğru açı ile yerleştirmek için 3D yazıcı ile üretilmiş açı kalıpları kullanılmıştır. Bu sayede hatayı minimuma indirerek girdap üreteçleri çiftler halinde kanat üzerine yapıştırılmıştır. Kuvvet ölçümleri $x/c = 0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5$ olmak üzere; $\beta = 13^\circ$ ve 20° açılarında yerleştirerek deneyler tamamlanmıştır. Bu deneylerin yapılmasındaki amaç konum değişikliklerinin etkisini incelemek ve optimum parametreyi belirleyerek aerodinamik girdap üreteçlerine bunu uygulamaktır. Geleneksel kuvvet ölçümlerine GM1, GM2, GM3, GM4, GM5 ve GM6 modelleri ile başlanmıştır. En başarılı model GM5 olarak belirlendikten sonra aerodinamik olarak şekillendirilmiş girdap üreteçlerine bu konfigürasyon uygulanmıştır. Uçak kanatlı girdap üreteçleri olan bu model konfigürasyonuna SM5 ismi verilmiştir. M5 konfigürasyonunun geleneksel ve uçak kanadı şekilli girdap üreteçlerine etkisi kuvvet ölçümleri sonuçlarına dayanarak kıyaslamalar yapılmıştır. Kuvvet ölçümleri sonucunda taşıma-alfa ($C_L-\alpha$), sürüklenme-alfa ($C_D-\alpha$), taşıma/sürüklenme (L/D) grafikleri oluşturulmuştur ve birbirleri ile kıyaslamalı olarak karşılaştırılmıştır.

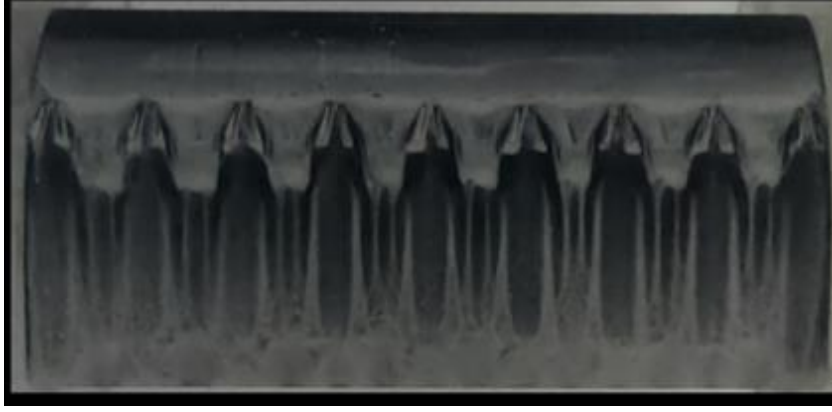
2.6.2. Yüzey Yağ Akış Görüntüleme Yöntemi

İkinci deney yöntemi yüzey yağ akışını görüntüleme yöntemidir. Kuvvet ölçümleri sonunda, yüzeyde oluşan akış yapısının daha iyi anlaşılması ve deneylerin kuvvet ölçümleri ile pekiştirilmesi amacıyla yüzey yağ akışı görselleştirme deneyleri $Re=1.4 \times 10^5$ 'te yapılmıştır. Yüzey yağ akışı görselleştirme yöntemi, hazırlanan sıvı karışımın uçak kanadı yüzeyine uygulanması ve yüzeyde hava akışının oluşturduğu şekillerin yorumlanmasına dayanmaktadır. Hazırlanan karışım girdap üreteçlerinin olduğu bölümlere hassas davranılacak şekilde tüm kanat yüzeyine fırça ile ince bir tabaka oluşturularak yayılır.

Karışım, deneyin her tekrarında fırça ile yeniden uygulanır. Bu sırada rüzgâr tüneline dış kısmına sabitlenen GoPro Hero Black 7 kamera ile fotoğraf ve hızlandırılmış (time lapse) video kaydı yapılmıştır. Görüntünün oluşması için biraz zaman geçmesi gerektiğinden her bir deney yaklaşık olarak 10 dakika sürmüştür ve deney sonu fotoğraf çekilmiştir. Uçak kanadı siyah renkli olduğu için arka plan zıt renk beyaz karton ile örtülmüştür. Bu sayede kamera da oluşan görüntü daha net anlaşılacaktır. Bu deney yönteminde karışımın kıvamının ayarlanması önem arz etmektedir. Çünkü karışımın kıvamı çok hassastır ve görüntü oluşması için kıvamın iyi tutturulması gerekmektedir. Karşım Seyhan vd. (2022) çalışmasında belirttiği ölçülerde 1:7:5 oranında Titanyum dioksit tozu, SAE 20 serisi motor yağı ve oleik asit karıştırılarak elde edilmiştir. Süt kıvamında olan karışımın daha akışkan hale gelmesi için sıcak bir suda 5 dk bekletilmiştir. Kuvvet ölçümlerinin aksine, model rüzgâr tüneline Şekil 16'da gösterildiği gibi yatay olarak bağlanmıştır. Kanadın sağ ve solunda akış düzenleyici olarak plakalar kullanılmıştır. Step motora bağlanmış olan kanat modeli bilgisayar yardımıyla istenilen hücum açısına ayarlanabilir. Kanat modeli girdap üreteçleri monte edilmeden tünele bağlanmış ardından sırayla geleneksel ve uçak kanadı şekilli girdap üreteçleri tünele yerleştirilerek yağ akış görselleştirilmesi yapılmıştır. Temiz model, geleneksel girdap üreteçleri ve uçak kanadı şekilli girdap üreteçleri kendi aralarında kıyaslanmıştır. Deney çalışmaları boyunca kort uzunluğunun 3 konumu boyunca çizgi halinde girdap üreteçleri yerleştirilmiştir.



Şekil 16. Yüzey yağ akışı görüntüleme sistemi (a)şematik (b)gerçek gösterimi

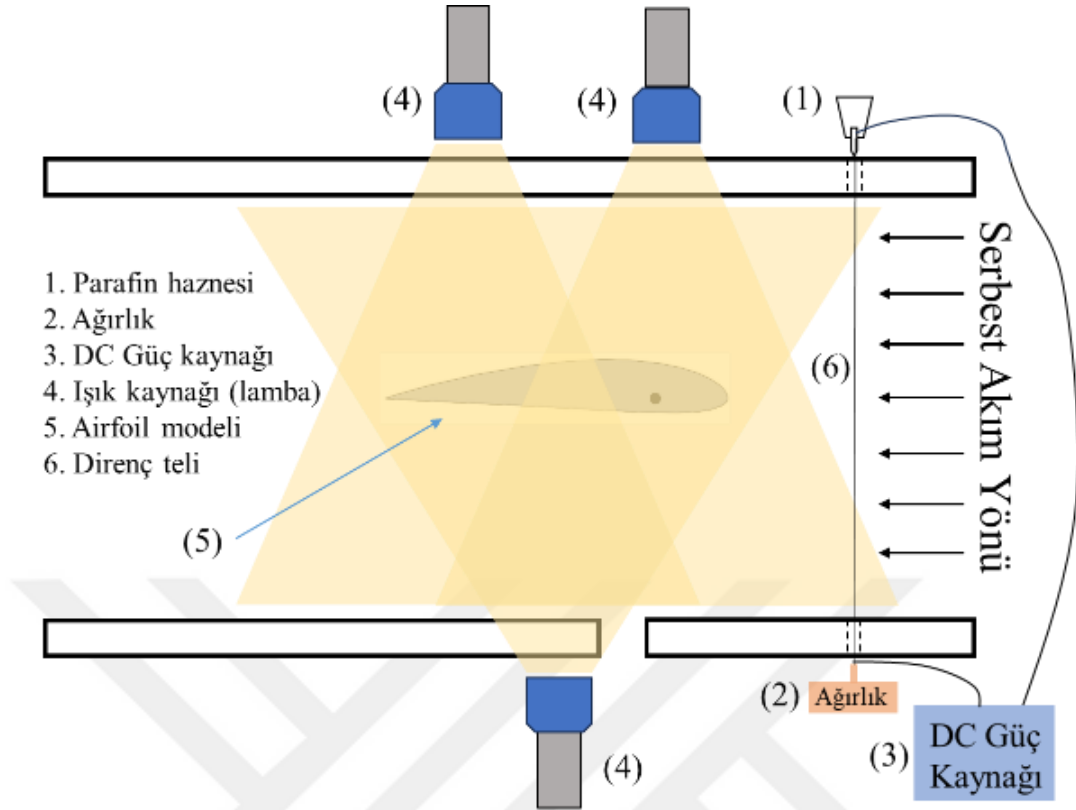


Şekil 17. Yüzey yağ akış görüntüleme yönteminde görüntü oluşumu

Üç konumda incelenmesinin sebebi, tüm x/c pozisyonlarında benzer görüntülerin oluşmasıdır. Bu sebeple kuvvet ölçümleri yapılan 5 konumdan 3'ü (kanat kortunun ön kısmı, orta kısmı ve arka kısmı) olacak şekilde $x/c=0.1$, 0.3 ve 0.5 konumlarında deneyler yapılmıştır. Hücum açılarında kuvvet ölçümlerindeki gibi 0° 'den 30° 'ye kadar bütün hücum açılarında yapılmamıştır. Görüntülerde farklılıkları elde edebilmek için belirli hücum açıları aralıklarla deneyler gerçekleştirilmiştir. Hücum açısı 3° 'er derece aralıklarla artırılarak yüzey yağ akışı görüntüleme deneyleri gerçekleştirilmiştir. Şekil 17'de yüzey yağ akış görüntüleme yönteminde girdap üreteçlerinin oluşturduğu akış alanları oluşumu görülmektedir.

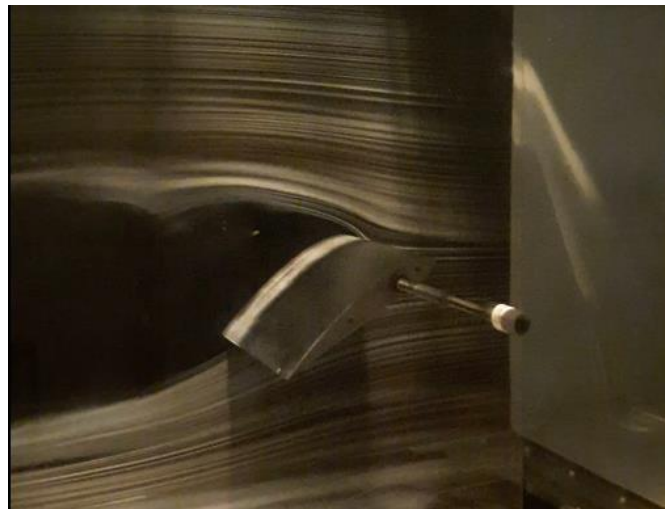
2.6.3. Duman Tel Akış Görüntüleme Yöntemi

Bu yöntemle girdap üreteçleri donatılmış NACA4415 uçak kanadı etrafındaki hava akış yapısını duman ile görüntülemek amaçlanmıştır. Görüntünün yakalanması yüksek hızlarda oldukça zor olduğu için bu deney yönteminde Reynolds sayısı $Re=0.5 \times 10^5$ 'e düşürülmüştür. Deney sistemindeki gergin tele DC akım verilerek ısınması sağlanır. Isınmış kızgın teldeki parafin buharlaşır ve oluşan duman ile akış alanı görüntüsü elde edilmiş olunur. Deney düzeneği Şekil 18'da şematik olarak gösterilmiştir. Aynı zamanda Şekil 19'de sisteme ait gerçek görüntü görülmektedir. Deney düzeneği: parafin haznesi, ağırlık, DC Güç kaynağı, ışık kaynağı (lambda), uçak kanadı ve direnç telinden oluşmaktadır. Direnç teli rüzgâr tüneline dik bir şekilde alt kısımdaki ağırlığın da yardımıyla gergin bir şekilde bağlanmaktadır. Telin düz ve gergin olmasına özen gösterilir. Bu sayede gergin telden buharlaşan dumanla uniform bir duman akışı elde edilerek daha kaliteli akış görüntüleri elde edilecektir.



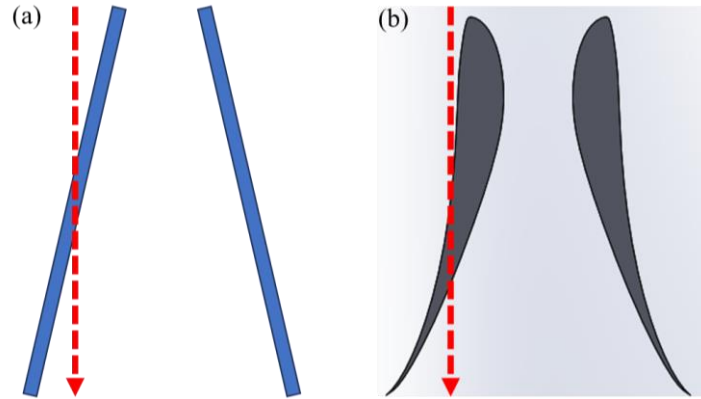
Şekil 18. Duman Tel Akış Görüntüleme Sistemi Şematik Görünümü

Parafin haznesine sıvı parafin doldurulur ve devamlı olarak tele damlaması sağlanır. DC güç kaynağı gergin telin iki ucuna üstten ve alttan bağlanır ve akım verilmesiyle telin ısınması sağlanır. Uçak kanadı bu bölümde yine rüzgâr tüneline yatay olarak bağlanmaktadır. Şekil 19’da tünele yatay olarak bağlanan kanat profil modeli görülmektedir.



Şekil 19. Duman tel görüntüleme sistemindeki kanat profili gerçek görünümü

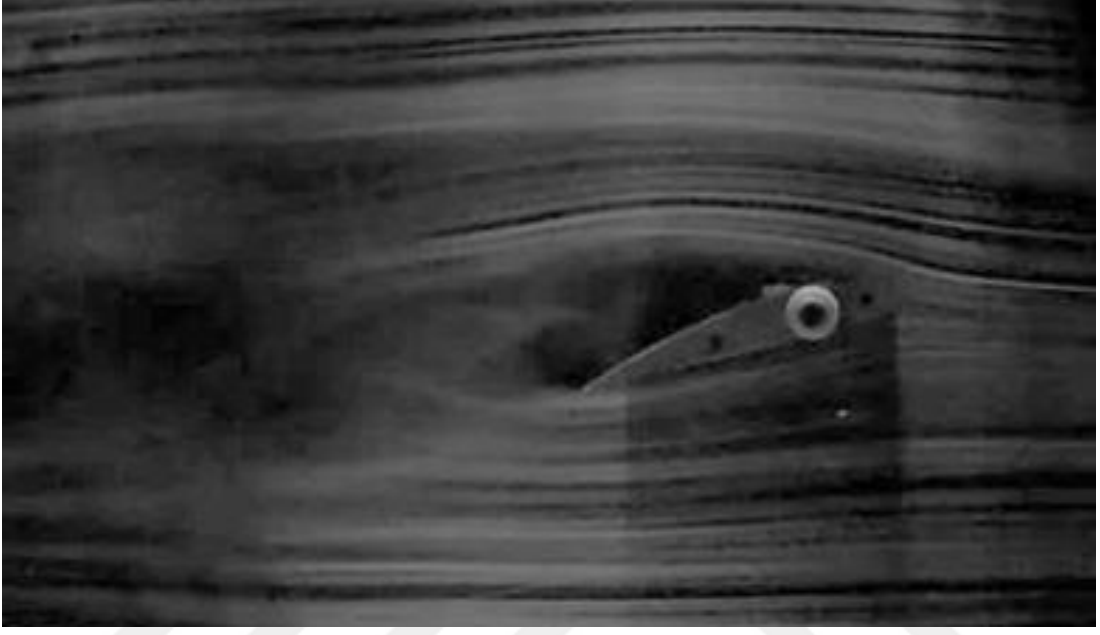
Modelin çevresindeki akış yapısını daha iyi görüntüleyebilmek için rüzgâr tünelinin üst kısmına 2 adet, alt kısmına ise 1 adet ışık kaynağı bağlanmakta ve oda ortamındaki ışıklar kapatılarak dış ortam iyice karartılmaktadır. Böylece tünelin alt ve üst kısmındaki ışıklar deney test bölgesini aydınlatır ve duman akışının görüntüsü Gopro hero 7 kamera ile kaydedilir. Deneyde kullanılan kanat modelinde uç plakalar kanadın iki tarafına bağlanarak rüzgâr tüneline yatay olarak yerleştirilmiştir. Uç plakalar kanadın kenarlarındaki akış yapısının bozulmaması için kullanılmaktadır. Deneylere ilk olarak temel (baseline) model ile başlanır. $0^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$ arasında 3° 'lik artış aralıklarıyla açı değiştirilerek her defasında görüntü alınmaktadır. Her açı değişimi bilgisayar ile kontrol edilen step motor vasıtasıyla gerçekleştirilmiştir. Bu açı değişimleri sırasında parafin haznesinin tele sıvı parafini damlatması sağlanmıştır. Gergin tel tünelde sabit konumda bulunduğu için duman görüntüsü tek bir düzlemde oluşmaktadır. Temiz kanat modelinin bütün kesitleri aynı olduğu için modeli tele göre ayarlamaya gerek kalmamaktadır. Temel kanadın ardından sırayla geleneksel girdap üreteçleri ve aerodinamik şekilli girdap üreteçleri kanata dizilerek deneylere devam edilmiştir. Girdap üreteçleri çiftler halinde (counter rotating) kullanıldıkları için temiz kanat modeli gibi tek kesite sahip değildir. Girdap üreteçleri üç boyutlu akış yapısı oluşturdıkları için ve tüneldeki tel sabit olduğundan deneyler tek düzlemde ve girdap üreteçlerinin bir tanesinin üzerine gelecek şekilde yapılmıştır. Girdap üreteçleri için kullanılan düzlem (tele göre hizalanan) Şekil 20'de gösterilmiştir.



Şekil 20. Girdap üreteçleri gergin direnç tel düzlem hizası (a) geleneksel girdap üreteçleri (b) aerodinamik girdap üreteçleri.

Düzlem değişikliğini sağlamak tel ile mümkün olmadığından telin model üzerine izdüşümü, model hareket ettirilerek sağlanmıştır. Bunun için kanat modeli tünelde sağa ve

sola kaydırılarak sabit olan tele göre ayarlanmıştır. Böylece akış yapısının, tek girdap üretici üzerindeki davranışının incelenmesi amaçlanmıştır. Bu deney sisteminde görüntü tam karşıdan kamera ile kaydedilmiştir. Oluşan akış yapısı 2 boyutludur ve Şekil 21’de deney sırasında alınan bir örnek görüntü gösterilmektedir.



Şekil 21. Girdap üretmeli kanat modelinde duman tel akış görüntüleme görüntüsü

2.7. Belirsizlik Analizi

Tez çalışması kapsamında rüzgar tüneline yapılan kuvvet ölçümleri için belirsizlik analizi Coleman & Steele, (1989) tarafından ortaya sürülen metot yardımıyla gerçekleştirilmiştir. Bununla beraber Taylor Serisi açılımından faydalanılarak, yayılım denklemi kullanılarak belirsizliğin genel fonksiyonu (r) ve belirsizlik için kullanılacak olan temel denklemler Denklem (4) ve Denklem (5)’te gösterilmiştir. X ölçülen değişkenlerdir.

$$r = r(X_1^a, X_2^b, X_3^c, \dots, X_\infty^z) \quad (4)$$

$$u_r = \frac{w_r}{r} = \left[a^2(u_{x_1})^2 + b^2(u_{x_2})^2 + c^2(u_{x_3})^2 + \dots \right]^{1/2} \quad (5)$$

Denklem (5) de ki “r” değişkeni, taşıma katsayısı (C_L) ve sürüklenme katsayısı (C_D) olarak aşağıdaki denklemlerde değişken olacaktır. X’ ise ölçülen değişkeni ifade etmektedir. Denklem (5) ile taşıma katsayısı hesaplamasından doğan belirsizliğin formüle edildiği denklem, Denklem (6)’de gösterilmiştir.

$$u_{C_L} = \frac{w_{C_L}}{C_L} = \left[(1)^2 \left(\frac{w_{F_L}}{F_L} \right)^2 + (-1)^2 \left(\frac{w_{\rho}}{\rho} \right)^2 + (-2)^2 \left(\frac{w_{U_0}}{U_0} \right)^2 + (-1)^2 \left(\frac{w_{A_P}}{A_P} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (6)$$

Denklem (5) ile sürüklenme katsayısı hesaplamasından doğan belirsizliğin formüle edildiği denklem, Denklem (7)’de gösterilmiştir.

$$u_{C_D} = \frac{w_{C_D}}{C_D} = \left[(1)^2 \left(\frac{w_{F_D}}{F_D} \right)^2 + (-1)^2 \left(\frac{w_{\rho}}{\rho} \right)^2 + (-2)^2 \left(\frac{w_{U_0}}{U_0} \right)^2 + (-1)^2 \left(\frac{w_{A_P}}{A_P} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (7)$$

Denklemlerde;

- u_{C_L} : Toplam taşıma katsayısı belirsizliği
- u_{C_D} : Toplam sürüklenme katsayısı belirsizliği
- w : Hesaplanan veya ölçülen büyüklüğün sapması

Kuvvet ölçümleri ile hesaplanan taşıma ve sürüklenme katsayılarının maksimum belirsizliği Denklem (6) ve Denklem (7) ile hesaplanmıştır. Sonuç olarak taşıma katsayısının belirsizliği %3.15, sürüklenme katsayısının belirsizliği ise %3.59 olarak hesaplanmıştır. Belirsizlik hesapların ayrıntıları Bölüm EKLER kısmında sunulmuştur.

3. BULGULAR VE TARTIŞMA

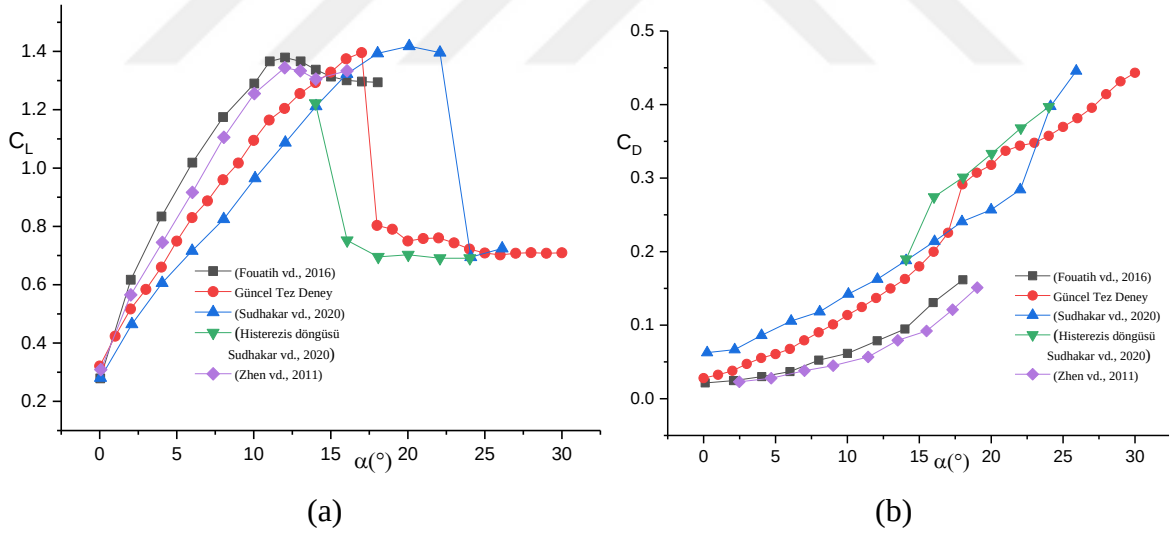
Bu bölümde, NACA4415 kanat modelinin üzerine yerleştirilen geleneksel üçgensel tip girdap üreteçlerinin, aerodinamik olarak şekillendirilmiş olan girdap üreteçleri ile karşılaştırılması amaçlanmıştır. Aerodinamik karakteristiklerin karşılaştırıldığı bu bölümde; kuvvet ölçümü, yüzey yağ akış görüntülemesi ve duman tel yöntemleri deney sonuçları verilmiştir. Geleneksel ve aerodinamik girdap üreteçlerinin aerodinamik karakteristikleri deney yöntemleri ile karşılaştırmalı olarak yorumlanarak sonuçların değerlendirmeleri yapılmıştır.

3.1. Kuvvet Ölçümleri Sonuçları

NACA 4415 temel kanat profiline, üçgensel (triangular) girdap üreteçleri ve uçak kanadı şekilli girdap üreteçleri yerleştirilerek incelenmiştir. Kuvvet ölçümleri ve yüzey akış görüntüleme deneyleri 1.4×10^5 Reynolds sayısında 0° ile 30° derece hücum açılarında gerçekleştirilmiştir.

NACA4415 temiz uçak kanadı profili (baseline) literatürle karşılaştırıldığında stol ve sonrası için farklılıklar mevcuttur. Bazı çalışmalarda ani bir taşıma katsayısı düşmesi olmadan kademeli bir azalma meydana gelirken, bazı çalışmalarda ani bir stol kaybı ile deneyler gerçekleştirilmektedir (Fouatih vd., 2016; Sudhakar vd., 2020). Şekil 22’de Fouatih vd., (2016)’nın ve diğer benzer çalışmaların C_L ve C_D eğrileri ve mevcut güncel tez çalışması da görülmektedir. Taşıma katsayısında (C_L) ani bir düşüş ile stol meydana gelebilmektedir. Bu tez çalışmasında stol ani bir taşıma kuvveti kaybı ile meydana gelmekte ve keskin bir düşüş yapmaktadır. Şekil 22’de görüldüğü gibi Sudhakar vd. (2020)’nin çalışmasında bu tez çalışmasında olduğu gibi ani stol düşüşü mevcuttur. Ayrıca Sudhakar vd. (2020) deneylerde histerezis döngüsü olduğunu belirtmiştir. Bu durum Şekil 22’de görülmektedir. Bu taşıma ve sürüklenme katsayısındaki uyumsuzluk farklı çalışma şartlarında ve farklı Reynolds sayılarında farklı davranış gösterebilmektedir. Örneğin, girdap üreteçlerinin boyutlandırması için referans alınan Omar (Fouatih vd., 2016) çalışmasında aynı kanat modelini (NACA4415) kullanmasına rağmen aspect ratio (AR) oranı 3’tür. Ayrıca $Re=2 \times 10^5$ de rüzgâr tüneli deneylerini gerçekleştirmişlerdir. Zhen vd. (2011) ise daha yüksek Reynolds sayısında ($Re=2.13 \times 10^5$) çalışmışlardır. Bu tez kapsamında, deney

düzeneğinde yük hücresindeki moment kısıtlaması nedeniyle yüksek Reynolds sayılarına çıkıldığında veri kaydı yapılamamaktadır. Bu sebeple aspect ratio azaltılmıştır (AR=2). Ayrıca rüzgâr tüneline çıkılabilecek en yüksek Reynolds sayısı bu kanat modelinde 1.4×10^5 olarak belirlenmiştir. Bu sebeplerden dolayı deney şartları tamamen aynı olmadığı için aerodinamik karakteristikler değişiklik gösterebilmektedir. Sudhakar vd. (2020)'nin değerleri tez çalışmasından biraz daha yüksektir. Böylece stol Sudhakar vd. (2020)'de 22° (histerezis döngüsünde 14°) iken bu tez çalışmasında 17° 'dir. Bu farklılıklar ve tutarsızlıklar birçok şeye bağlıdır. Sudhakar vd. (2020)'nin çalışmasında kanat profili en boy oranı (AR) 2.18 ve deneyler $Re=1.5 \times 10^5$ 'te yapılmıştır. Bu tez çalışmasında $AR=2$ ve $Re=1.4 \times 10^5$ 'tir. Sonuç olarak stol meydana geldiğinde böyle ani bir düşüş olabilmektedir. Koşul ve veriler diğer çalışmalara göre Sudhakar vd. (2020) ile daha benzerdir. C_D 'deki düşüş C_L deki iniş ile bağdaştırılabilir. Drag katsayısı değişimi de benzer şekilde Şekil 22'de görüldüğü gibi farklılıklar mevcuttur fakat en yakın çalışma ve şartlar yine Sudhakar vd. (2020)'nin çalışmasıdır. Literatürde kanat profilinin farklı karakteristikler gösterdiği örnekler mevcuttur (Cai vd., 2018).

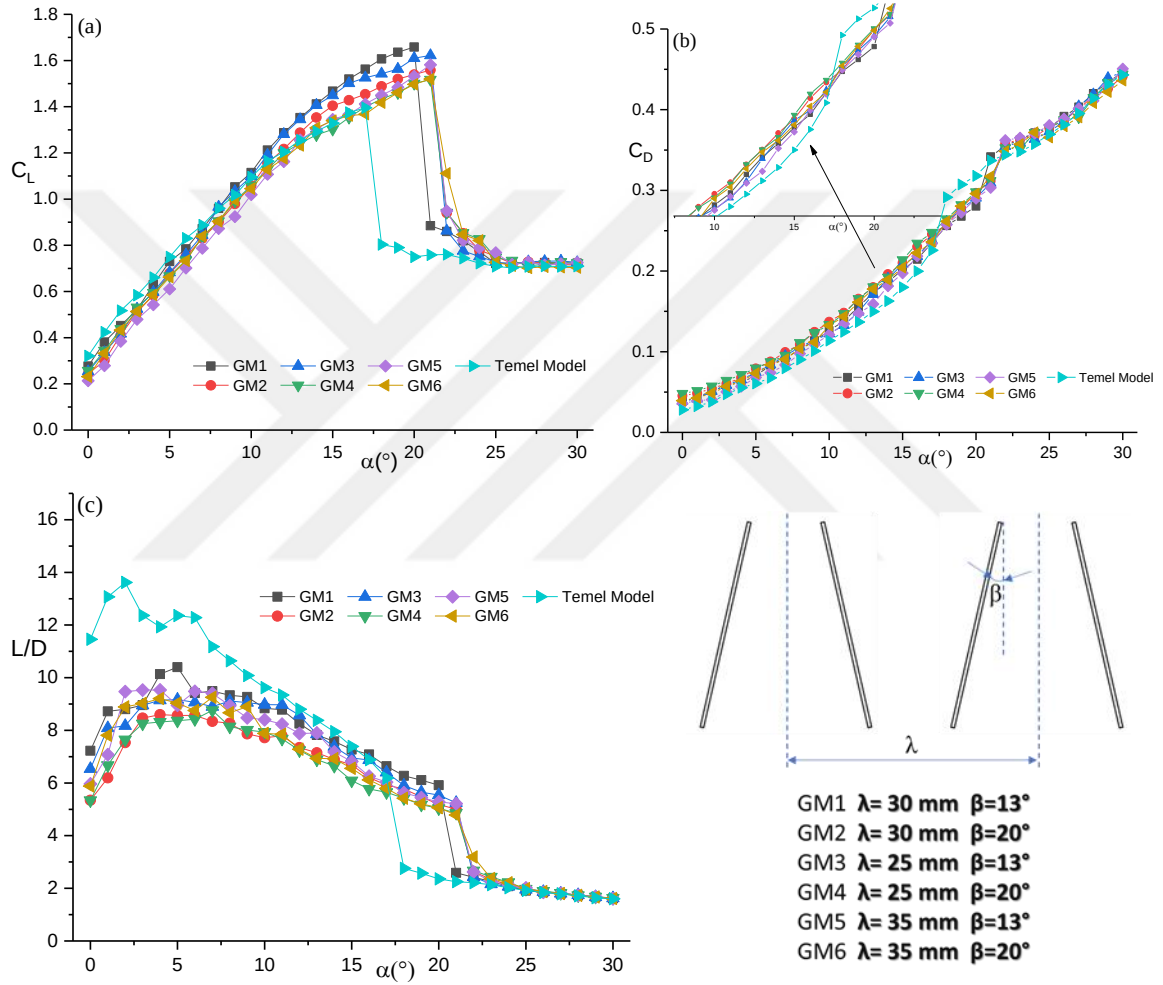


Şekil 22. Literatürdeki NACA4415 ile güncel çalışmanın (a) Taşıma katsayısı (b) Sürüklenme katsayısı kıyaslanması

3.1.1. Geleneksel Tip Girdap Üreteçlerinin Kuvvet Ölçüm Deneyleri Sonuçları

$Re=1.4 \times 10^5$ 'te kanat veter uzunluğunun %10 konumunda ($x/c= 0.1$) yerleştirilen geleneksel girdap üreteçlerin kuvvet ölçümlerine dayalı oluşan C_L grafiği Şekil 23 (a)'da

gösterilmektedir. Stol öncesi bütün geleneksel girdap üreteçleri konfigürasyonları (GM1,2,3,4,5,6,..) 0-10° civarına kadar temel modelin taşıma katsayısı (C_L) değişim eğrisinin altında kalmıştır. 10°’den sonra GM1, GM2 ve GM3 girdap üreteçlerinin C_L değişimi artarak devam etmiştir. Temel modelin stol açısı 17°’dir. Bu açıdaki C_{Lmax} ise 1.39’dur. Bütün 6 konfigürasyon ile kıyaslandığında bütün konfigürasyonların stol açısını geciktirdiği ve buna bağlı olarak maksimum C_L ’yi artırdığı söylenebilir.

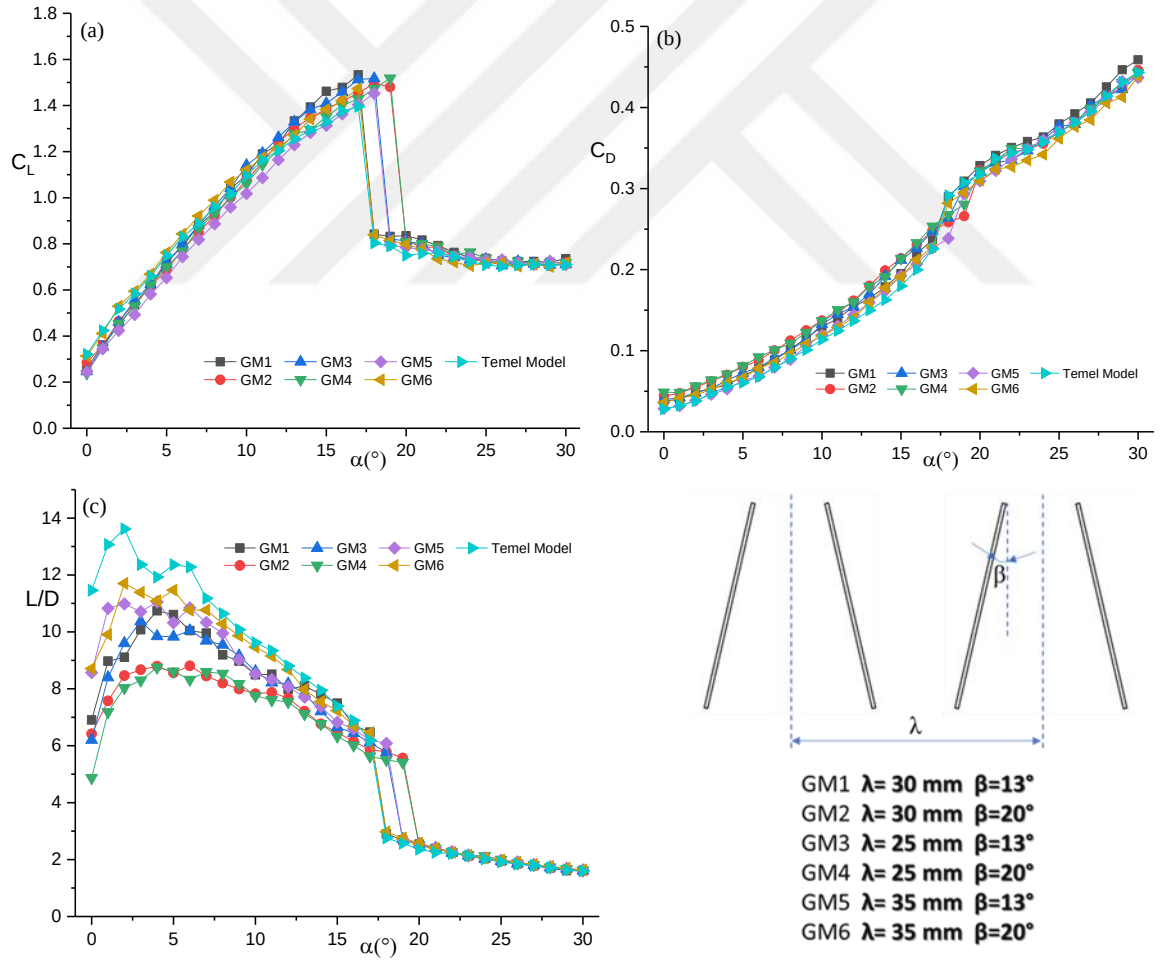


Şekil 23. Hücum açısına göre $x/c=0.1$ ’de (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği

GM1 stolu 3° geciktirerek 20° de oluşturmuştur. C_{Lmax} değeri 1.65’tir. Buda C_{Lmax} ’da temel modele göre %18.83 lük bir artışa tekabül etmektedir. GM2, GM3, GM4 ve GM5 stolu 21°’ye kadar ertelemiştir ve bunlar arasında C_{Lmax} ’ı en yüksek olan GM3 modelidir ($C_{Lmax}=1.62$). GM3 modeli stolu GM1 den 1° daha fazla geciktirmiştir. Fakat GM1’ in C_{Lmax} değeri daha yüksektir. C_D ’nin α ’ya göre değişimi Şekil 23 (b)’de görülmektedir. Temel modele göre geleneksel girdap üreteçleri sürüklenme katsayısını artırmışlardır. Geleneksel

girdap üreteçlerinin kabul edilebilir düzeyde sürüklemeyi artırmaktadırlar(Bragg & Gregorek, 1987)(Rao & Kariya, 1988) Benzer bir çalışma da (Fouatih vd., 2016) da NACA4415 için girdap üreteçlerinin sürüklenme katsayısını artırdığı gözlemlenmiştir. L/D için ise tüm açıları kapsayan bir artış olmamıştır. L/D için girdap üreteçlerinin, temel model eğrisinin aşağısında kaldığı Şekil 23 (c)'de görülmektedir. Fakat girdap üreteçlerinin stolu ertelediği açılarda (17° - 21°) L/D 'de artış görülmektedir. Genel olarak $x/c=0.1$ konumunda stol ertelenmiştir fakat sürüklenme de artmıştır.

Girdap üreteçlerinin $x/c=0.2$ konumunda taşıma katsayısı ve hücum açısına göre değişimi Şekil 24 (a)'da gösterilmiştir GM1 ve GM6'nın stolu geciktirmede hiçbir etkisi olmamıştır, bu nedenle temel model ile aynı açıda stola girmişlerdir. Ancak GM3 ve GM5 stolu 1° ertelerken GM2 ve GM4 temel modele göre stolu 2° geciktirmiştir.

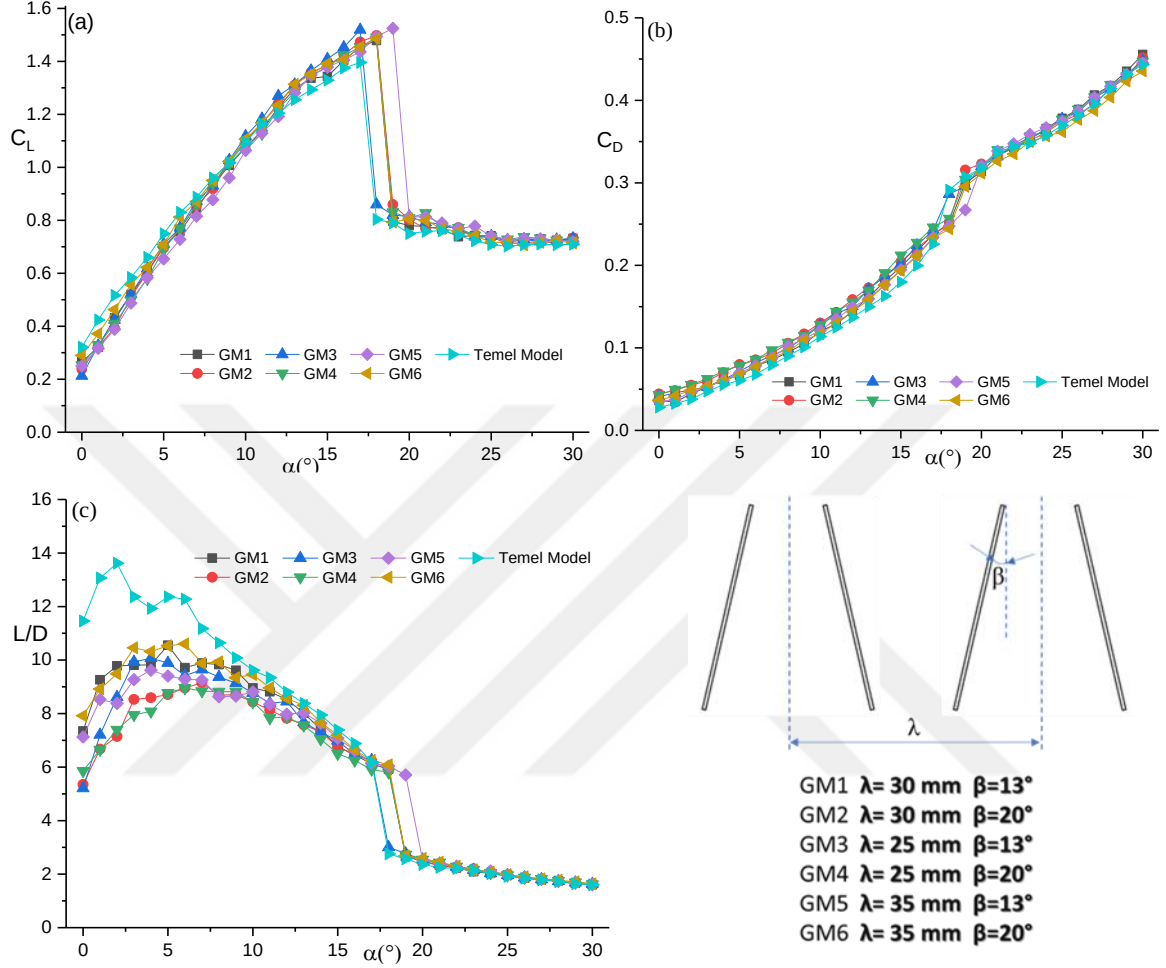


Şekil 24. Hücum açısına göre $x/c=0.2$ 'de (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği

GM3 ve GM5 modellerinin CL_{max} değerleri sırasıyla 1.51 ve 1.45'tir. Bunun anlamı sırasıyla %8.7 ve %4.04'lük bir artışı temsil etmektedir. Ayrıca, GM2 ve GM4'ün maksimum taşıma katsayı değerleri sırasıyla 1.48 ve 1.51'dir. %6.09 ve %8.77 oranında artış sağlayan bu modeller olumlu katkı sağlamışlardır. GM2 stolu GM6'dan 2° daha fazla geciktirmiştir. Ancak Şekil 24 (b) 'de görülen sürüklenme değişimine bakıldığında GM6'nın sürüklenme katsayısı GM2'den daha düşüktür. Sürüklemenin düşük olması iyi bir durumdur. Girdap üreteçlerinin serbest akım yönüne göre duruş açıları(β) kıyaslandığında GM2 ve GM6'nın β 'ları aynıdır. GM2 $\lambda=30$ mm ve GM6 $\lambda=35$ mm olduğuna göre, girdap üreteçleri arası mesafe(λ) karşılaştırılabilir. Kıyaslama olarak $\lambda=35$ mm için sürüklenme performansı daha iyidir. Bunun yansıması Şekil 24 (c)'de GM6'nın L/D eğrisinin GM2'nin üzerinde kalmasıyla görülmektedir. Şekil 24 (a)'da görülebileceği gibi, GM6 modeli stoldan sonra temel model ile hemen hemen aynı değerleri takip ederek eğri oluşturmaktadır. GM2 ve GM6 karşılaştırıldığında, Şekil 24 (b)'de görüldüğü gibi GM2'nin sürüklenme eğrisi GM6'dan daha yüksek seyretmektedir. Bu, λ 'ların aralarındaki fark ile açıklanabilir çünkü β açısı her iki model için de aynıdır. Bu sonuç $\lambda=35$ mm'nin daha performanslı ve etkili olduğunu vurgulamaktadır. Girdap üreteçlerinin L/D genel performans eğrisi, Şekil 24 (c)'deki görüldüğü gibi temel modelin altında kalmaktadır. GM6 modelinin 2° 'deki maksimum L/D oranı 11.7'dir ($x/c=0.1$ konumunda 9.25 idi). Yani, $x/c=0.2$ konumu temel eğriye üstün olmasa bile, Şekil 23 (c) ve Şekil 24 (c) karşılaştırıldığında L/D olarak $x/c=0.1$ konumundan daha performanslı olan konum olarak öne çıkmaktadır.

Girdap üreteçleri $x/c=0.3$ konumuna konumlandırıldığında elde edilen kuvvet ölçüm verileri Şekil 25'te gösterilmektedir. $C_D - \alpha$ değişimi grafiğinde $x/c=0.3$ 'te görüldüğü gibi Şekil 25 (a) C_L 'yi 2° geciktiren GM5 modeli ve 19° 'de en iyi taşıma katsayısı değerini ($C_L=1.5248$) vermiştir. Temel modele göre C_L artışı %9.25'tir. GM5 modelinin konumlandırma ölçüleri; $\beta=13$, $\lambda=3.5$ dir. Ayrıca, GM3'in stol açısı 17° de kalarak temel modeli geçememiştir. GM1, GM2 ve GM6 modelleri ise stol açısını 1° geciktirmişlerdir. (stol= 18°). Stola girdiği anda ani taşıma kaybı, Şekil 25 (b)'de görüldüğü gibi ani sürüklenme artışına neden olmuştur. Aynı şekilde diğer pozisyonlarda olduğu gibi Girdap üreteçleri sürüklenme katsayısını $x/c=0.3$ 'te artırmışlardır. Şekil 25(c)'de görüleceği üzere, L/D değerlerine bakıldığında GM2 ve GM4 modellerinin eğrileri diğer bütün modellerin altında seyretmektedir. Bu iki modelin β 'sı 20° 'dir. Fouatih vd. (2016) belirttiği gibi, dar açılı olarak yerleştirilen girdap üreteçleri geniş açılı yerleştirilenlerden daha iyi performans

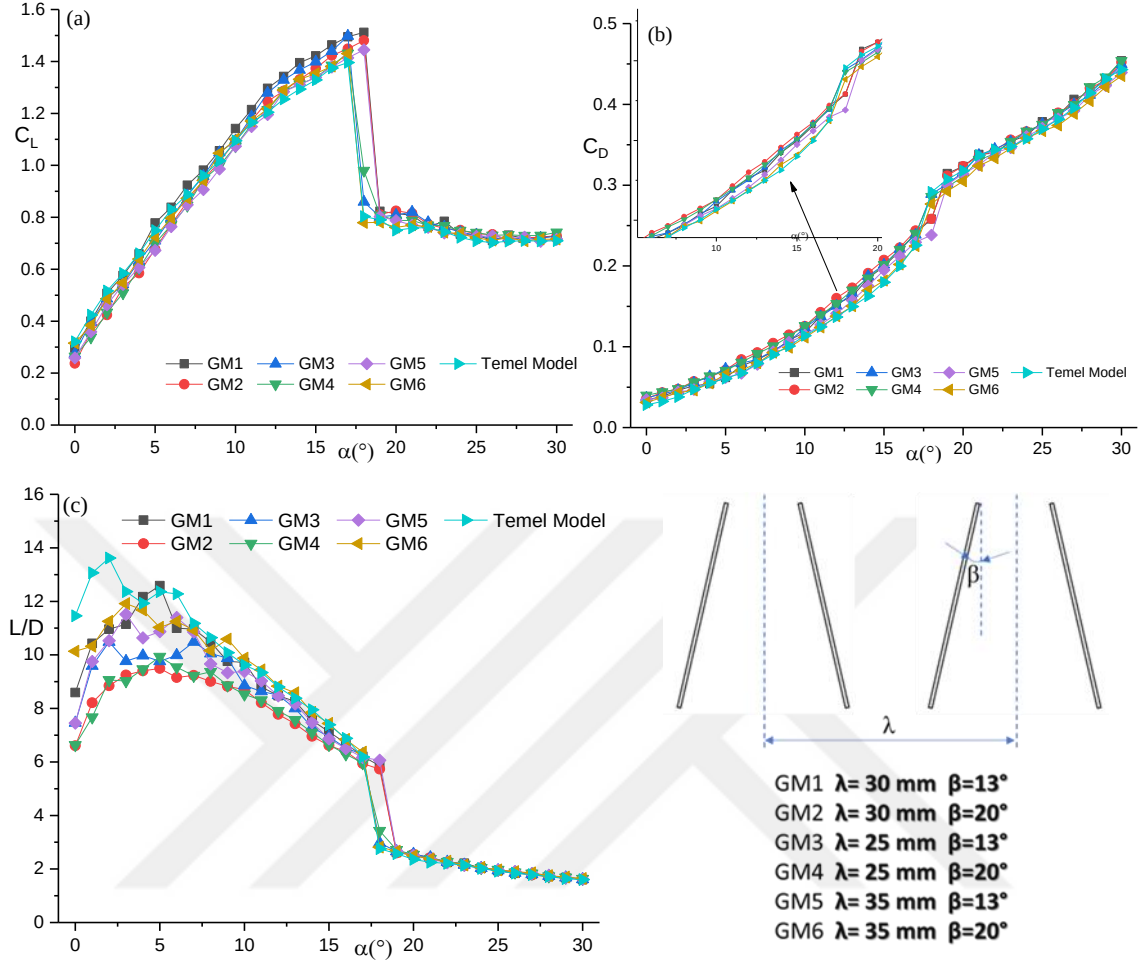
verebilmektedir. Bununla uyumlu bir şekilde elde edilen L/D değişiminde de görüleceği üzere $\beta=20^\circ$ daha geniş açılı olan modeller düşük performansta kalmıştır.



Şekil 25. Hücum açısına göre $x/c=0.3$ 'te (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği

Bunun aksine, GM6 modelinde 20° 'lik β 'ya sahip olmasına rağmen L/D performansının Şekil 25(c) de görüldüğü gibi diğer modellere göre daha iyi olduğu anlaşılmaktadır. GM2, GM4 ve GM6'nın β değeri 20° 'dir. Lambda (λ) sırasıyla 30, 25 ve 35 mm'dir. M6 modelinin daha iyi olması λ 'nın 35 mm olmasından kaynaklanabileceği düşünülmektedir. Bu şekilde yorumlandığında optimum λ için 35 mm değerinin incelenmesine devam edilmelidir. Aynı zamanda en yüksek taşıma gücünü veren model GM5 olup, λ değeri 35mm'dir.

Kanat profilinin $x/c=0.4$ konumu için de benzer durumlar mevcuttur. GM1, GM2 ve GM5 konfigürasyonları, stolu 1° geciktirerek, Şekil 26 (a)'da görüldüğü gibi $\alpha=18^\circ$ 'de meydana gelmiştir.



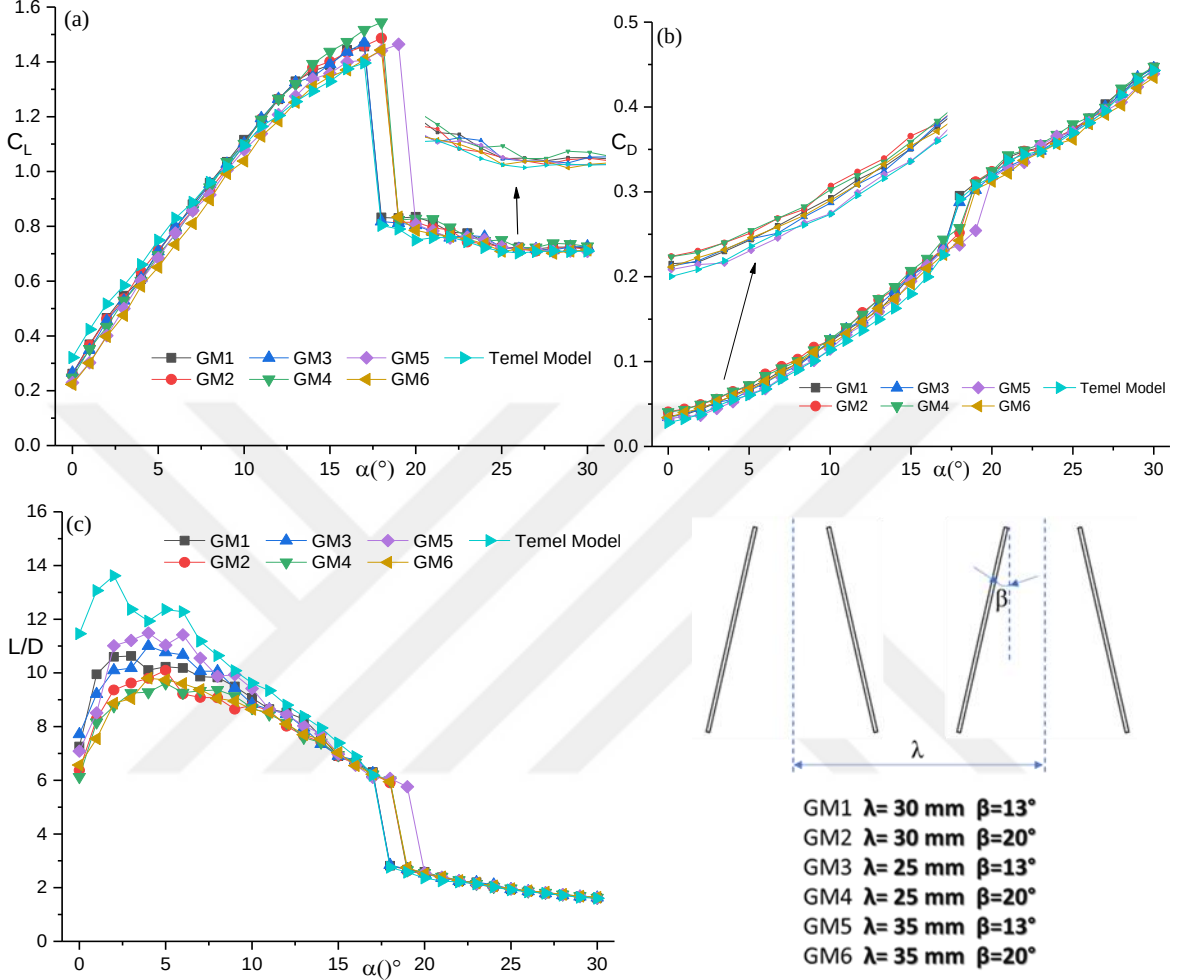
Şekil 26. Hücum açısına göre $x/c=0.4$ 'te (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği

GM1, GM2 ve GM5 için C_{Lmax} değerleri sırasıyla 1.51, 1.48 ve 1.44'tür ve karşılık gelen yüzdelik değişim (temel modele göre) sırasıyla %8.32, %6.09 ve %3.5'tir. GM4 modeli, diğer modellerden farklı olarak, stoldan sonraki açıda (18°de) basamak yapmıştır. Yani diğerlerine göre daha hafif bir stola girmektedir. Ayrıca 0°-10°deki ön stol eğrisi incelendiğinde GM1 dışındaki diğer modeller temel model taşıma eğrisinin altında kalmıştır. 10°den sonra, tüm modeller temel taşıma eğrisinin üzerinde yükselmeye devam etmiştir. Stol sonrası için temel modelle benzer bir eğri oluşmuştur fakat özellikle stol öncesinde Şekil 26 (b)'de büyütülerek gösterildiği gibi GM2'deki sürükleme değerleri diğer modellere göre oldukça yüksektir. Ayrıca GM1 en yüksek C_{Lmax} değerine sahip olmasına rağmen C_D - α grafiğinde sürüklemeyi en çok azaltan GM5 ve GM6'dır (Şekil 26 (b)). GM6, stol sonrası durum için temel ve diğer modellerle karşılaştırıldığında en iyi performansa sahiptir. Bunu L/D performans grafiğinde de Şekil 26(c)'de görmek mümkündür. Ayrıca

GM2 modeli C_L eğrisinde iyi performans vermesine rağmen C_D eğrisinde daha kötü sonuçlar vermiştir. Şekil 26 (c)'de görüldüğü gibi L/D eğrisinin en altta oluşmasına neden olmuştur. GM2 ve GM4 modelleri genel performansta L/D 'si en düşük eğrilerdir ve bunlardan ikisinin açısı $\beta=20^\circ$ 'dir. Ayrıca, 19° ile 30° arasında temel model ile tüm girdap üreteçler konfigürasyonları neredeyse aynı L/D eğrisi üzerinde seyretmiştir. Girdap üreteçleri bu hücum açılarında herhangi bir etki gösterememiştir. Öte yandan, stol sonrası açıda ($\alpha=18^\circ$) en yüksek L/D değeri GM5'tir ($L/D = 6.06$), bu da temel modele göre %119.9 artış anlamına gelir ($L/D = 2.75$). Bu farkın nedeni, temel model için $\alpha=18^\circ$ 'de akış zaten yüzeyden ayrılmış ve stol olayı gerçekleşmiştir ve taşıma katsayısında ani bir düşüş vardır. Ancak aynı hücum açısındaki GM5 modelinde hala girdap üreteçli kanat modeli lift üretmeye devam etmektedir. Yani henüz stol olayının gerçekleşmemiş olmasıdır.

Son yerleştirme konumu olan $x/c=0.5$ 'te, tüm modeller Şekil 27 (a)'da görüldüğü gibi $0^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ$ arasında temel modelin taşıma eğrisinin altında seyretmiştir. Ancak 10° 'den sonra girdap üreteçleri temel eğrinin üzerine çıkmaya başlamışlardır. Bu girdap üreteçlerinin etkisini sonradan gösterdiği sonucunu vermektedir. Büyütülmüş eğriler Şekil 27(a)'da daha ayrıntılı olarak gösterilmiştir. Temel model ile kıyaslandığında en yüksek C_{Lmax} değerine sahip konfigürasyon 18° 'deki $C_{Lmax} = 1.544$ değeri ile GM4 modelidir. GM5 modeli diğer bütün modellerden daha fazla stolu ertelemesine rağmen (19°) $C_{Lmax} = 1.4641$ değerinde GM4 modelinden düşük performansta kalmıştır. GM1 ve GM3'ün stola herhangi bir katkı sağlamadığı görülmektedir. Temel model stol açısında ($\alpha=17^\circ$) tüm konfigürasyonların ve temel modelin maksimum taşıma katsayıları karşılaştırıldığında, GM1 ve GM3'ün sırasıyla %4.3 ve %5.31'lük katkı sağladığı görülmektedir. Stolu 1° geciktiren GM2, GM5 ve GM6 modellerinin C_{Lmax} değerleri sırasıyla 1.48, 1.4641 ve 1.4435'tir. Bu katkıların C_{Lmax} değerlerindeki yüzdelik yansımaları yine sırasıyla %6.47, %5.9 ve %3.42 olduğu ortaya çıkmaktadır. Görüldüğü gibi C_{Lmax} 'daki en düşük artış %3.42 ile GM6 modeli olmuştur. Geleneksel girdap üreteçleri C_D 'yi diğer pozisyonlarda olduğu gibi $x/c=0.5$ 'te de artırmıştır. Tüm konfigürasyonların stol öncesi sürüklenme katsayısı eğrisinde birbirine benzerliği görülmektedir. Fakat GM2 konfigürasyonunun diğer modellere kıyasla daha belirgin bir sürüklenme artışı sergilediği Şekil 27 (b)'de büyütülmüş şekilde daha belirgin gösterilmiştir. Stol sonrası açılarda M6 daha iyi bir davranış sergilemiştir. Sürüklemeyi biraz azaltmıştır ve stol sonrası için en düşük C_D 'ye sahip model olarak adlandırılabilir. Şekil 27(c)'ye bakıldığında, $x/c=0.5$ için $L/D - \alpha$ grafiği görülmektedir. 6 konfigürasyonun da tamamı temel model eğrisinin altındadır. Geleneksel girdap üreteçlerinin performansları düşük

kalmıştır. Ancak tüm modeller kendi aralarında karşılaştırıldığında L/D 'si en yüksek GM5 modelinin olduğu görülmektedir.



Şekil 27. Hücum açısına göre $x/c=0.5$ 'te (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği

GM5'in maksimum C_L ye sahip olan model olmamasına rağmen, L/D 'sinin en iyi olmasının nedeni, Şekil 27 (b)'de görüldüğü gibi stoldan önce özellikle 0° - 10° arasında, temel model ile hemen hemen sürüklemeye sahip olması olabilir. Bu yakınlştırılmış görüntü ile Şekil 27(b)'de gösterilmiştir. Diğer bir ifade ile, GM5'in belirtilen bu açılarda sürüklemesi diğer modellere göre daha düşüktür. GM5'i GM3 izlemiştir. Sonuç olarak, en yüksek maksimum L/D değerine sahip olan GM5 ve GM3 modelleri için β açısı 13° 'dir. Girdap üreticileri arası mesafe GM3'te 25 mm ve GM5'te 35 mm'dir. Genel olarak, konfigürasyonlar birbirine yakın ya da benzer davranışlar sergilemişlerdir. GM4 modeli, $x/c=0.5$ 'te en yüksek C_{Lmax} 'a sahiptir. Bununla birlikte, C_{Lmax} 'ı daha düşük olmasına rağmen, GM5 modelinin stol açısı GM4'ten 1° daha yüksektir. Benzer bir durum $x/c=0.3$ 'te

meydana gelmiştir. GM5 hem en yüksek C_{Lmax} değerini vermiştir hem de stolu diğer 5 modele göre 1° daha fazla geciktirmiştir.

Kanat üzerindeki tüm x/c pozisyonlara bakıldığında en yüksek C_{Lmax} değerine sahip model GM1 $x/c=0.1$ olarak belirlenir. Bu modelin β değeri 13 ve λ değeri 30 mm'dir. Maksimum C_{Lmax} 20° 'de 1.65 olarak elde edilmiştir. Temel modelin 17° 'deki maksimum C_{Lmax} 'ı 1.39'dur. Bu da geleneksel girdap üreteçleri ile 17° 'de taşıma katsayısında %18.69'luk bir artış elde edildiği anlamına gelmektedir.

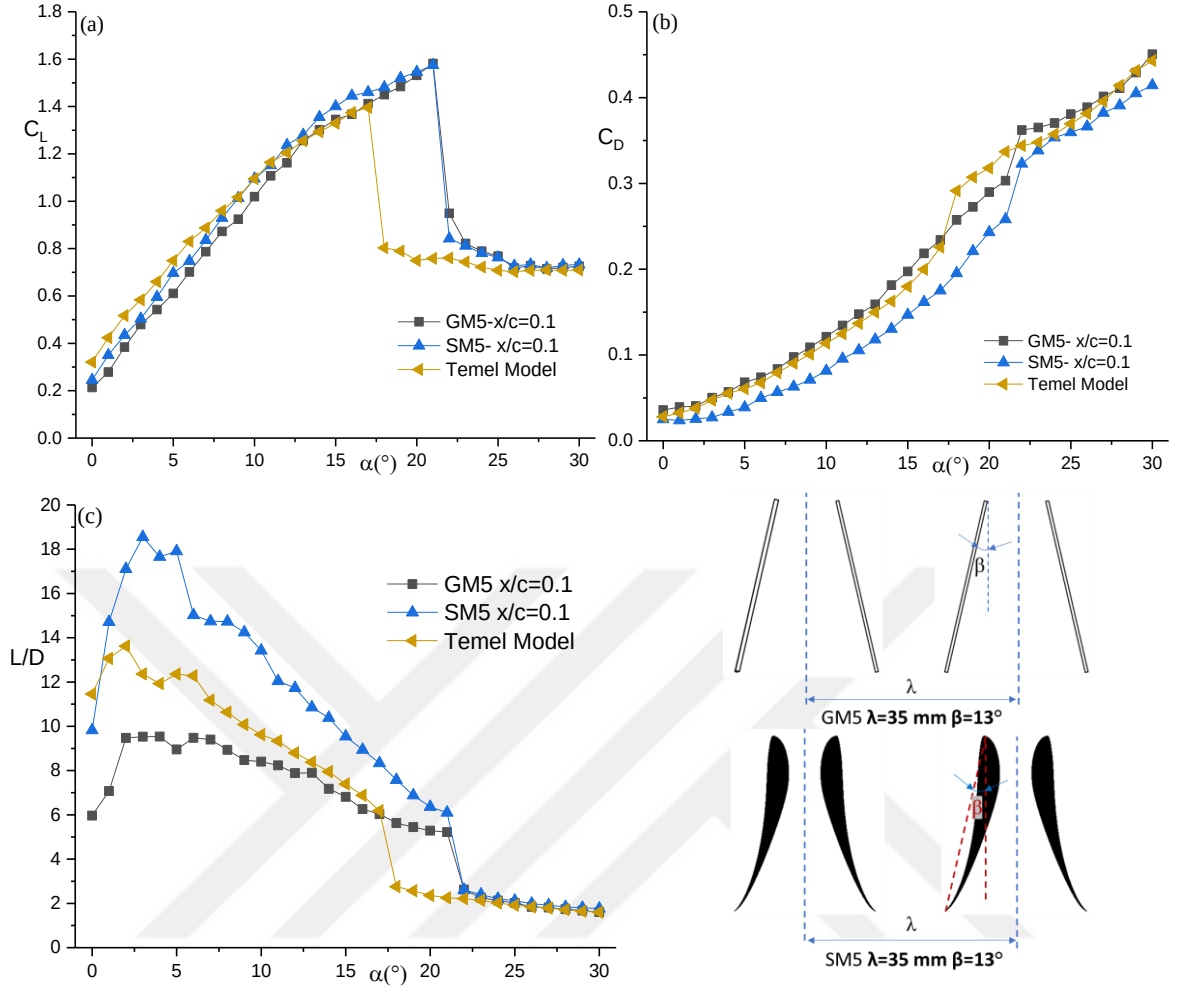
Ayrıca GM5 modeli, 6 konfigürasyon arasından öne çıkan model olmuştur. GM5 modeli $x/c=0.3$ ve $x/c=0.5$ 'te Şekil 25 (a) ve Şekil 27 (b)'de görüldüğü gibi, stol açısını diğer modellere göre 1° daha fazla geciktirmiştir. Aynı modeli kullanan Fouatih vd. (2016) deneylerinde $x/c=0.3$, 0.4 ve 0.5'i kullanmıştır. Güncel çalışmada da $x/c=0.3$ ve $x/c=0.5$ konumlarında GM5 modeli öne çıkmıştır. GM1 modeli ise, $x/c=0.4$ için en yüksek C_{Lmax} 'ı vermiştir. GM5 modeli, Şekil 23 (b), Şekil 24 (b) ve Şekil 25 (b)'de gösterildiği gibi, özellikle stol öncesi bölgesinde, düşük sürüklemeye sahip bir model olarak kayda değer performans sergilemiştir. Ayrıca, GM6'daki ön stol performansı Şekil 26 (b) ve Şekil 27 (b)'de görüldüğü gibi $x/c=0.4$ ve $x/c=0.5$ konumlarında başarılı olmuştur.

Sürüklenme katsayısının artması, genellikle geleneksel girdap üreteçlerinin dezavantajı olarak kabul edilir ve bu beklenen bir durumdur (Rao & Kariya, 1988). Ayrıca GM5 modeli diğer modellere göre daha iyi bir sürüklenme performansı sergilemiştir. Elde edilen bulgulara göre $\beta=13$, 20° 'ye göre daha iyi performans göstermiştir. Fouatih vd., (2016) çalışmasında, dar bir β 'ya sahip olmanın daha verimli olması bu sonucu doğrulamaktadır. Özetle GM1 ve GM5 modelleri öne çıkan modeller olarak belirlenmiştir. Aynı β 'yi (13°) sahip bu iki modelde λ 'lar arasında 30 mm ve 35 mm fark vardır. GM1 ve GM5 modellerinin karşılaştırılması sonucunda GM5'in hem sürüklenme hem de stol gecikmesi açısından performansı bir adım öne çıkmış ve GM5 modelinin en uygun seçim olduğu tespit edilmiştir. Belirtilen GM5 modeli, SM5 olarak isimlendirilen aerodinamik tasarımlı uçak kanat profilli S1223 model uçak kanadına sahip girdap üreteçleri için aynı şekilde uygulanacak konfigürasyon olarak seçilmiştir. GM5 modelinin yerleşim parametreleri uçak kanatlı girdap üreteçleri için aynen uygulanarak kuvvet ölçümleri sonucunda, geleneksel ve uçak kanatlı olarak şekillenmiş girdap üreteçleri kendi aralarında kıyaslanacaktır.

3.1.2. Aerodinamik Olarak Şekillendirilmiş Girdap Üreteçlerinin Kuvvet Ölçüm Deneyleri Sonuçları

İlk aşamada geleneksel girdap üreteçlerinin kuvvet ölçümleri yapılmıştır. Bu kuvvet ölçümleri konumlandırmayı ve parametreleri belirlemeye yöneliktir. Geleneksel girdap üreteçleri için yapılan kuvvet ölçümleri sonucunda belirlenen GM5 modelinin yerleşim parametreleri bu kısımda yeni uçak kanadı şekilli girdap üreteçleri tipine uygulanmıştır. Yani, uçak kanadı şekilli girdap üreteçleri (S1223) $\beta=13$ ve $\lambda=35$ 'e göre konumlandırılırken GM5'teki parametreler kullanılmıştır. Böylece aynı şartlarda geleneksel ve uçak kanadı şekilli girdap üreteçlerini kıyaslama fırsatı oluşmaktadır (GM5 ve SM5). Böylece, uçak kanadı şekilli girdap üreteçlerinin, geleneksel girdap üreteçlerine göre olumlu ve olumsuz yanları ortaya çıkmıştır. Bu bölümde GM5 geleneksel girdap üreteçleri ile SM5 uçak kanadı şekilli girdap üreteçlerinin kuvvet ölçüm sonuçları aynı şartlarda gerçekleştirilmiştir. Dolayısıyla yeni tip aerodinamik olarak şekillendirilmiş uçak kanadı şekilli girdap üreteçlerinin farkı ortaya konulmuştur.

Geleneksel girdap üreteçlerinde olduğu gibi uçak kanadı şekilli girdap üreteçlerinin kuvvet ölçümlerine de $x/c=0.1$ konumunda başlanmıştır. Şekil 28 (a), $x/c=0.1$ konumu için kuvvet ölçümlerinden elde edilen α 'ya karşı taşıma katsayısındaki değişimi göstermektedir. SM5 stolu GM5'ten farklı olmasa da, stol öncesi taşıma değerleri GM5'in üzerindedir. SM5 modelinin stol öncesi taşıma eğrisi eğimi, temel model durumuna göre daha yüksektir. Ayrıca Şekil 28 (a)'dan da görülebileceği gibi, stol öncesi taşıma değerleri geleneksel değerlerden daha yüksektir. SM5 modeli, GM5 modelinde olduğu gibi stol 21° 'dir ve stolu temel modele göre 4° geciktirmiştir. Yani, SM5 modelinin C_{Lmax} 'ı 1.57 ve temel modelin C_{Lmax} 'ı 1.39'dur. Buda C_{Lmax} 'ta %12.83'lük bir değişikliğe karşılık gelmektedir. Ek olarak, 21° 'deki temel modelin C_L değeri 0.758'dir ve SM5'in aynı α 'daki C_L değeri 1.574'tür. Bu değişim de yüzdesel olarak %107.7'lik bir artışa karşılık gelmektedir. Stol sonrasında taşıma katsayısı GM5 ($C_L = 0.95$) ve SM5 ($C_L = 0.84$) modelleri için temel modelin aynı α değerine ($C_L=0.76$) kıyasla 22° 'de sırasıyla %24.74 ve %10.72 artmıştır. Başka bir deyişle, Girdap üreteçlerinin etkisi stoldan sonra 26° 'ye kadar devam etmektedir. GM5 modelinin aksine SM5, sürüklenme de özelliklerinde dikkate değer farklılıklar sergilemektedir. SM5'in uygulanmasıyla, Şekil 28 (b)'de görüldüğü gibi, sürüklenme katsayısında önemli bir azalma meydana gelmektedir. Bu sürüklenme azalması, klasik girdap üreteçlerinde olmayan ve ilk aşamadaki deneylerimizde gözlemlenmeyen bir durumdur.

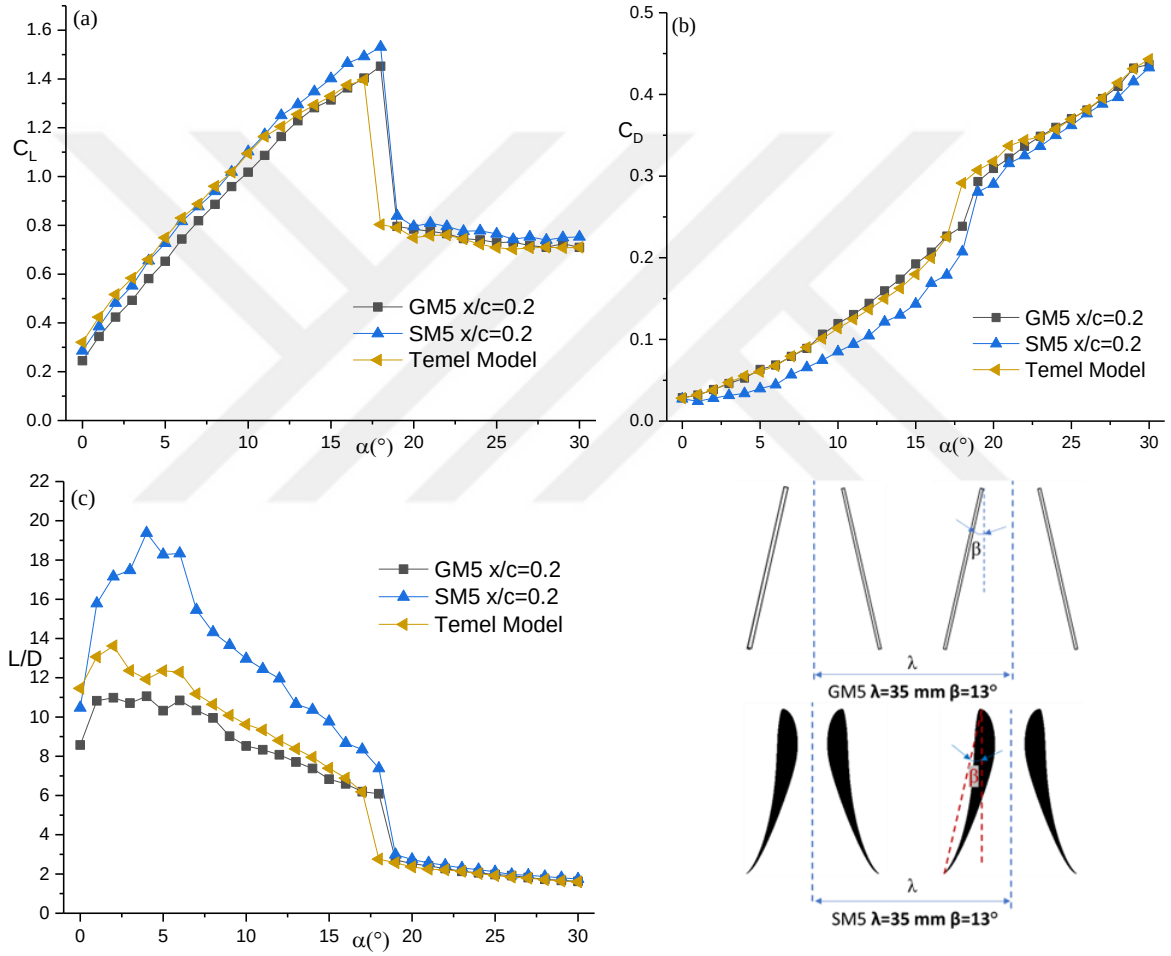


Şekil 28. Aerodinamik olarak şekillendirilmiş girdap üreticilerinin hücum açısına göre $x/c=0.1$ 'deki (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği

Temel model, GM5 ve SM5'in 21° 'deki sürüklenme değerleri sırasıyla 0.336, 0.303 ve 0.258'dir. Yani, temel modele göre GM5 ve SM5'in sürüklenme katsayısı azalması sırasıyla %9.82 ve %23.21'dir. Sürüklenme katsayısı azalması olumludur ve uçak kanadı şekilli model daha fazla sürüklemeyi azaltmıştır. SM5 uçak kanadı şekilli modeli, GM5 geleneksel tip modelinden %14.87 daha düşük sürüklemeye (21° 'de) sahiptir. SM5 modeli, temel modele ve GM5'e kıyasla sürüklemeyi bütün hücum açılarında (α) azaltarak çok başarılı bir performans göstermiştir. Özellikle bu sürüklemedeki değişim ve taşımadaki bir miktar artış Şekil 28 (c)'de görüldüğü gibi L/D grafiğine yansımıştır. SM5 için maksimum L/D değeri 18.5 iken GM5 için 9.534'tür. Bu değişim max L/D için, SM5 modelinin geleneksele (GM5) göre %94'lük bir artışa sahip olduğunu göstermektedir. Temel model için maksimum L/D değeri 13.619'dur. Dolayısıyla SM5'in değeri temel modelden %35.8 daha yüksektir. Şekil

28 (c)'de görüldüğü gibi, SM5 L/D eğrisi geleneksel (GM5) ve temel model eğrilerinden daha keskin bir şekilde yükselerek sivri bir kubbe oluşturmaktadır.

Şekil 29 (a), $x/c=0.2$ konumu için geleneksel ve uçak kanadı şekilli girdap üreteçlerinin C_L - α değişimini göstermektedir. SM5'in C_L eğrisi özellikle stol öncesi açılarda GM5'ten daha yüksektir ancak stola girme açıları her ikisi (geleneksel ve uçak kanadı şekilli girdap üreteçleri) için de aynıdır ve temel modele göre 1° stolu geciktirmişlerdir. İlk 10° 'de temel model ve SM5 eğrileri neredeyse aynıdır.



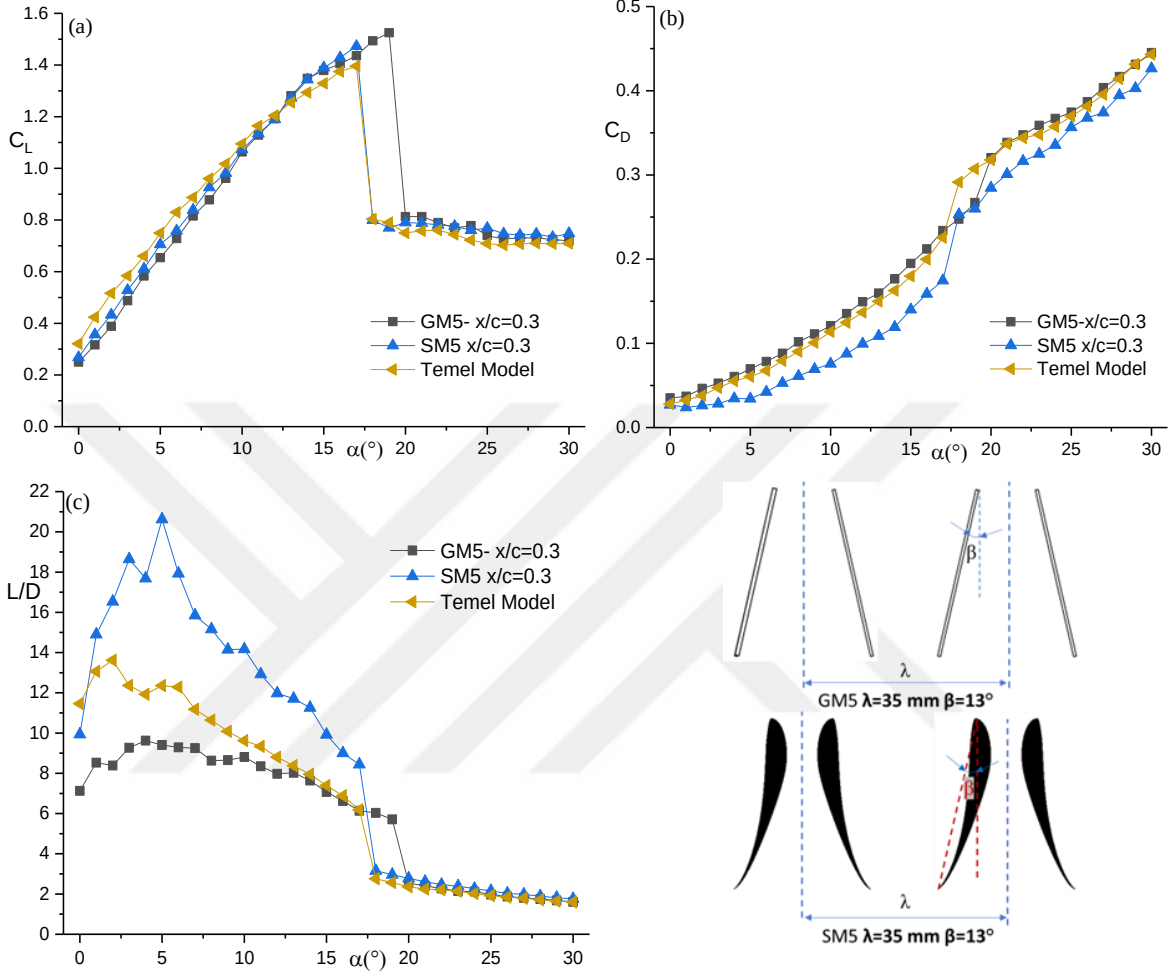
Şekil 29. Aerodinamik olarak şekillendirilmiş girdap üreteçlerinin hücum açısına göre $x/c=0.2$ 'deki (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği

Ancak 10° 'den sonra SM5'in taşıma artışı, stola kadar temel eğrinin üzerinde devam etmiştir. Uçak kanadı şekilli girdap üreteçlerinin taşıma katsayısı değerleri geleneksel olanlardan daha yüksek olmasına rağmen, uçak kanadı şekilli girdap üreteçleri stolu geleneksel olanlardan daha fazla geciktirmemiştir Şekil 29 (a). 18° 'de stola giren GM5 ve SM5 modellerinin $C_{L,max}$ değerleri sırasıyla 1.452 ve 1.531'dir. Sonuç olarak, uçak kanadı şekilli

girdap üreteçlerinin C_{Lmax} 'ı geleneksel olanlardan %5.43 daha fazla artırır. Öte yandan, SM5 modeli C_{Lmax} 'ı 1.39'dan 1.53'e çıkarmıştır. Temel modele göre %10'luk bir artışa karşılık gelmektedir. Şekil 29 (b) de, $x/c=0.2$ konumunda bir $C_D-\alpha$ değişimi göstermektedir. Uçak kanadı şekilli tasarımın uygulanması, tüm hücum açılarında geleneksel girdap üreteçlere kıyasla sürüklemeye dikkate değer bir azalma ile sonuçlanmıştır. 18° 'den sonra, ani bir taşıma katsayısı kaybı ile stol meydana gelmiştir ve bu da aynı açıda sürüklemeye ani bir artışa neden olmuştur. Hücum açısı 18° 'de SM5 ve GM5'in C_D 'si sırasıyla 0.207 ve 0.238'dir. Buna göre SM5, sürüklemeyi %13.11 oranında azaltmıştır. SM5'in stoldan önceki açılarda sürüklemeye daha fazla katkısının olduğu söylenebilmektedir. Uçak kanadı şekilli girdap üreteçlerinin etkisi stol öncesi bölgede (pre-stall) daha düşük olmasına rağmen, stol sonrası (post-stall) bölgede sürüklemeyi azaltmıştır. L/D SM5'in etkisi Şekil 29 (c)'de sivri bir kubbe yaptığı görülmektedir. L/D de oluşan eğrilerde en yüksekte olan eğri daha iyi bir genel performansın olduğunu göstermektedir. Geleneksel ve Uçak kanadı şekilli biçimli girdap üreteçlerinin maksimum L/D değerleri sırasıyla 11.053 ve 19.376'dır. Uçak kanadı şekilli girdap üreteçleri performans eğrisi L/D'de geleneksel modele göre %75.3'lük bir iyileştirmeye sebep olduğu anlaşılmaktadır.

Konum $x/c=0.3$ için, GM5 modeli stolu 2° ertelemesine rağmen SM5 stolu geciktirmemiştir. Böylece temel model ve SM5, Şekil 30 (a)'da görüldüğü gibi 17° 'de stol açıları aynı kalmıştır. Düşük taşıma performansına rağmen uçak kanadı şekilli SM5 modeli, Şekil 30 (b)'de görüldüğü gibi tüm hücum açılarında sürüklemeyi azaltmıştır. Geleneksel GM5 modeli stolu 2° geciktirmiştir, ancak sürüklenme performansı temel modele göre iyi değildir. 17° de SM5 sürüklemeyi GM5'e göre %25.36 azaltmıştır. Geleneksel ve uçak kanadı şekilli tip girdap üreteçlerinin maksimum L/D değerleri kıyaslandığında, Şekil 30 (c)'de görüldüğü gibi GM5 için $L/D_{max}= 9.621$ ve SM5 için 20.623'tür. Bu sonuç ile uçak kanadı şekilli girdap üreteç modelinin bu konumda L/D_{max} 'ta %114.35'lik bir artışa sebep olduğu anlamına gelmektedir. SM5, güçlü sürüklenme performansı (düşük drag değerleri) sayesinde L/D eğrisinde en üstte yer almıştır. Stolu erteleme de etkili bir model olduğunu L/D grafiğinde ortaya koymuştur. Temel model ve SM5'in L/D_{max} değerleri karşılaştırıldığında, SM5'in L/D_{max} değeri %51.42 daha yüksektir. Her durumda, SM5, sürüklenme performansı açısından takdire şayan bir performans sergileyerek L/D'yi önemli ölçüde artırmıştır. SM5 uçak kanadı şekilli modeli stolu GM5 geleneksel modeli kadar geciktiremeye de açı başına C_L ve C_D değerleri olarak stol öncesi ve sonrasında daha başarılı

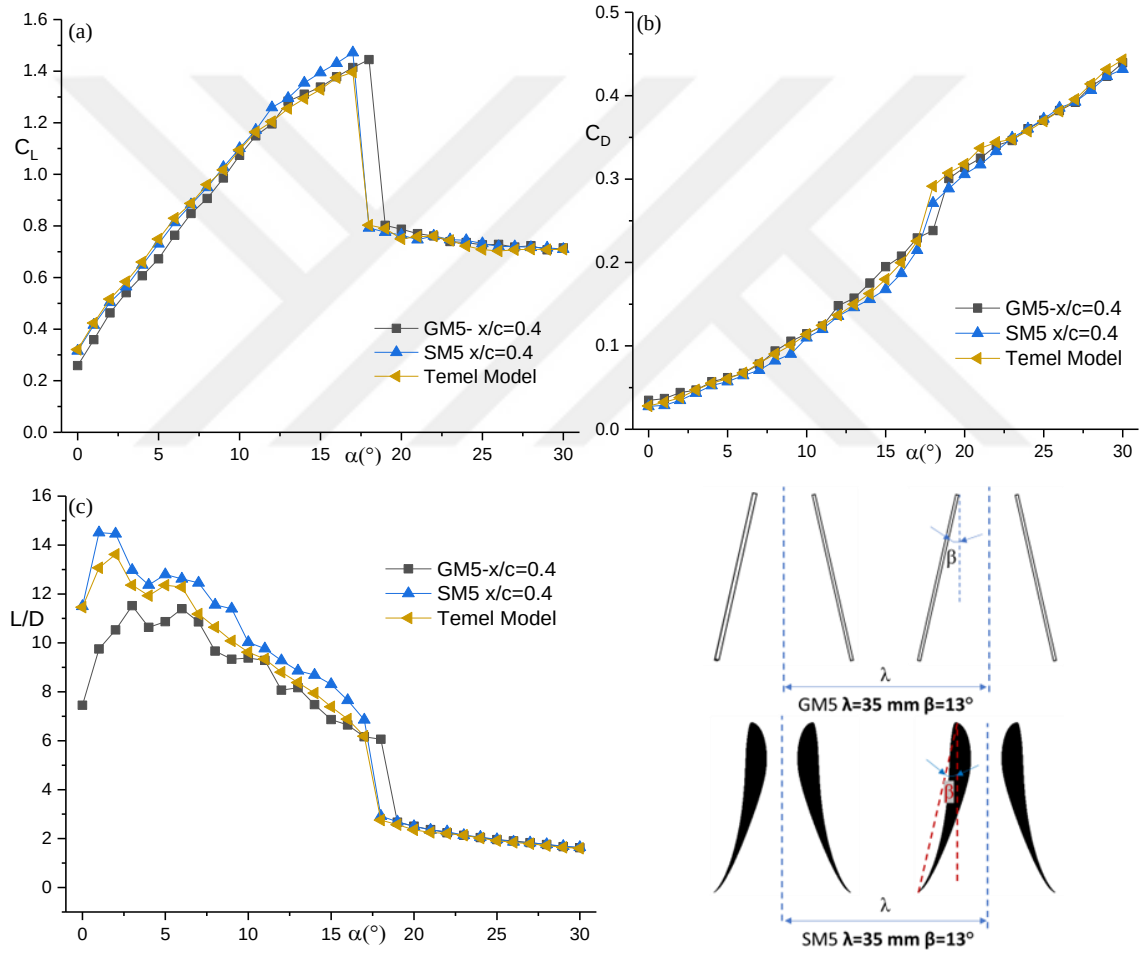
($x/c=0.1, 0.2, 0.3$ için). Bu davranış L/D değerlerine de Şekil 28 (c), Şekil 29 (c), Şekil 30 (c)'de net olarak yansımıştır.



Şekil 30. Aerodinamik olarak şekillendirilmiş girdap üreteçlerinin hücum açısına göre $x/c=0.3$ 'teki (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği

Konum kordun $x/c=0.4$ üne geldiğinde (Şekil 31 (a) görüldüğü gibi SM5 modeli, GM5 modelinden farklı olarak stolu erteleyememiştir. Geleneksel GM5 modeli stolu 1° geciktirirken, SM5 modeli 17° 'de temel model ile aynı kalmıştır. Ancak Şekil 31 (a)'da gösterildiği gibi SM5'in C_L eğrisi 0° - 17° arasında GM5'ten daha yüksektir. Temel model, GM5 ve SM5 karşılaştırıldığında, 10° - 17° açılarda uçak kanadı şekilli modeli stola doğru giderken daha yüksek taşıma katsayısı üretmiştir. SM5'in stol öncesi bölge için taşıma katsayısı eğrisinde bir fark ortaya koyduğu kabul edilmektedir. 17° hücum açısında C_{Lmax} , GM5 için 1.445 ve SM5 için 1.471'dir. Ayrıca SM5 uçak kanadı şekilli model geleneksel GM5'ten daha düşük stola açısına (1° düşük) sahip olmasına rağmen C_{Lmax} kıyaslamasında,

uçak kanadı şekilli modeli ($C_{Lmax} = 1.4716$) GM5 ($C_{Lmax} = 1.4447$) modelinden %1.91 daha yüksek C_{Lmax} değerine sahiptir. Yani uçak kanadı şekilli girdap üreteçleri geleneksellere göre daha yüksek taşıma katsayısına sahiptir. Fakat stol erteleme olarak geleneksel olanlar daha iyi performans sergilememiştir. Şekil 31 (b)'de görüldüğü gibi, aerodinamik model SM5 hem stol öncesi hem de stol sonrası durumlarda, (özellikle 13° ile 22° aralığında) sürüklemeye diğer konumlara göre bir artış sergilediği görülmektedir. Yani genel düşük sürüklenme performansını diğer üç ($x/c=0.1, 0.2$ ve 0.3) konuma göre kaybolmaya başladığı açıkça ortaya çıkmıştır.

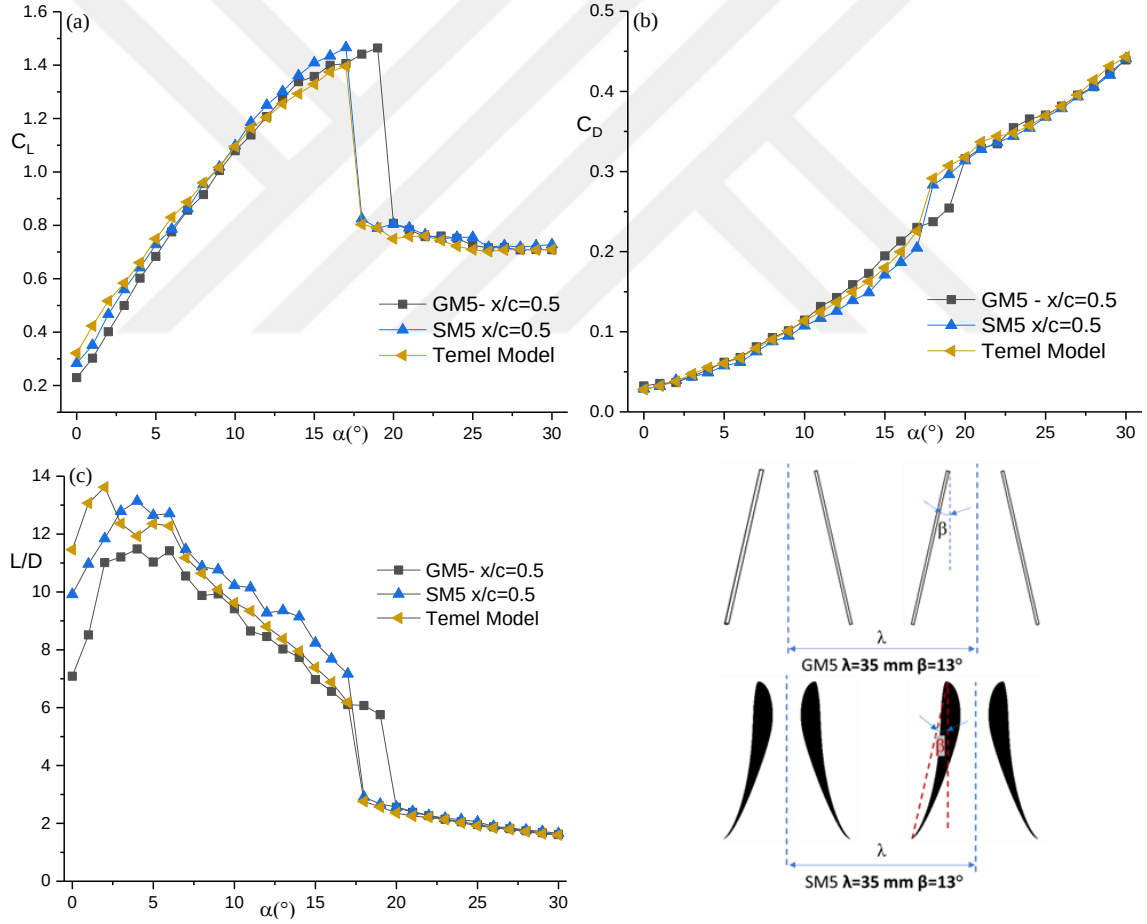


Şekil 31. Aerodinamik olarak şekillendirilmiş girdap üreteçlerinin hücum açısına göre $x/c=0.4$ 'teki (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği

Sonuçlar, SM5 modelinin sürüklenme performansının ilk üç x/c konumunda başarılı olduğunu, ancak daha sonra 0.4 konumundan başlayarak bir düşüş yaşadığını göstermektedir. Bununla birlikte, L/D 'de SM5, Şekil 31 (c)'de görüldüğü gibi hakimiyetini korumaya devam etmiştir. Hala gelenekselin ve temel modelin üzerinde bir eğri

oluşmaktadır. SM5, GM5'ten çok da başarılı olmasa da genel performansta (L/D de) yine en üstte eğri oluşturarak etkisini sürdürdüğünü göstermiştir. GM5, stol ertelemesi performansı 18° hücum açısına kadar devam ettiği için daha iyi olduğu görülmektedir. SM5'in maksimum L/D değeri 14.51 iken GM5'in maksimum L/D değeri 13.619'dur. Artış miktarı %6.5 ile SM5 bu konumda genel L/D performansı için de avantajlı durumdadır.

SM5 ve GM5 modeli, $x/c=0.5$ 'te neredeyse aynı taşıma eğrisini oluşturmuştur. Temel model ile karşılaştırıldığında, bu iki girdap üretici tipinin taşıma eğrisi eğimi Şekil 32 (a)'da görüldüğü gibi daha yüksektir. Ancak SM5 modeli, stol açısını 2° erteleyen geleneksel GM5'in aksine stol açısını temel modele göre erteleyememiştir. SM5, sürüklemeye $x/c=0.4$ 'te başlayan benzer sürükleme düşüş trendini devam ettirmiştir.

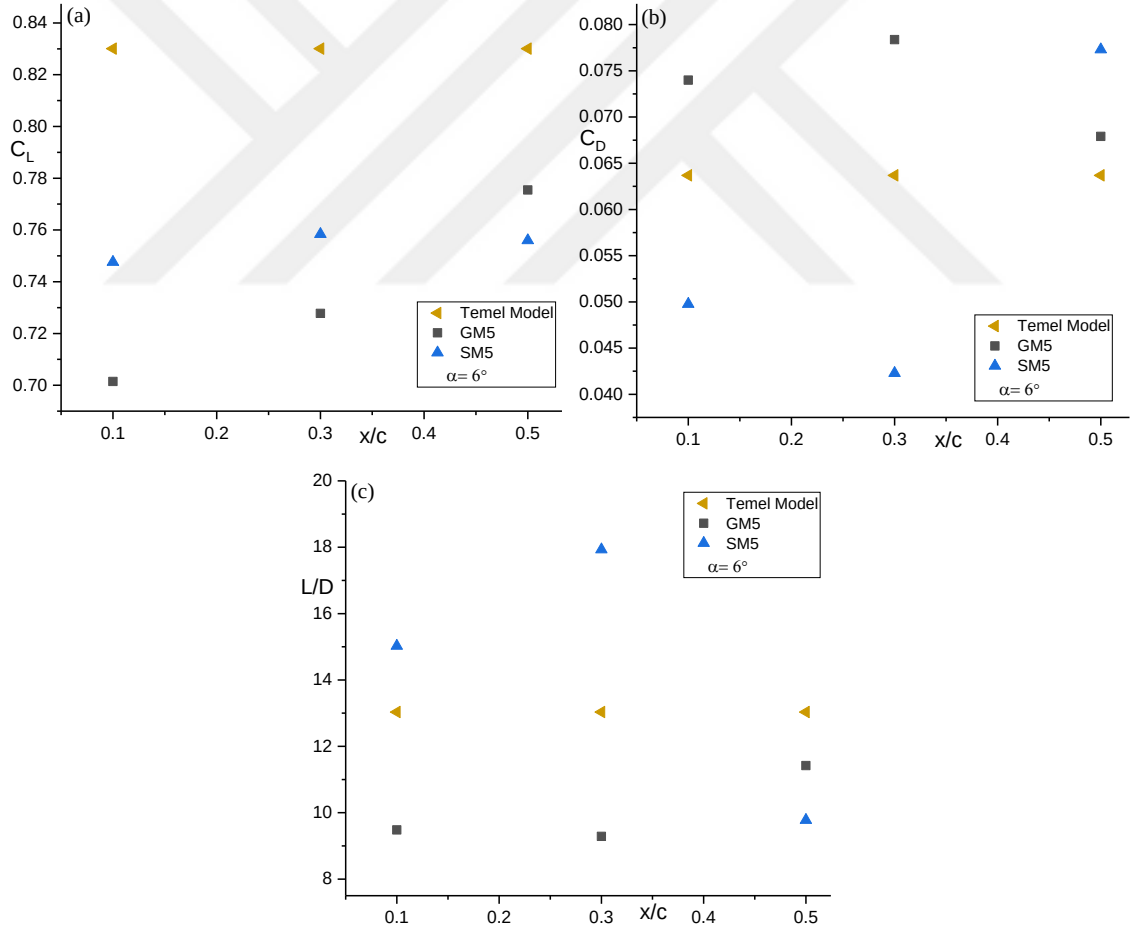


Şekil 32. Aerodinamik olarak şekillendirilmiş girdap üreticilerinin hücum açısına göre $x/c=0.5$ 'teki (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği

Yani önceki konumlara göre etkisini kaybetmiştir. Ancak Şekil 32 (b)'de gösterildiği gibi, 9° ile 21° arasında en düşük sürüklemeye sahip model yine de uçak kanadı şekilli SM5'tir.

SM5'in L/D eğrisi genel olarak en üstte kalsa da (Şekil 32 (c)), maksimum L/D değeri GM5'in daha yüksek olarak elde edilmiştir. Görünüşe göre uçak kanadı şekilli girdap üreteçleri, $x/c=0.4$ ve $x/c=0.5$ için çok verimli olamamıştır. SM5, stolu GM5 geleneksel modeli kadar geciktirmese de açı başına C_L ve C_D değerleri $x/c=0.1$, 0.2 ve 0.3 konumlarında daha iyidir ve L/D 'de iyi performans göstermiştir. Fouatih vd. (2016; 2019)'nin çalışmalarında NACA4415 0.3 , 0.4 ve 0.5 konumlarında incelenmiştir bu çalışmada 0.1 ve 0.2 konumları da eklenerek bu konumlarında etkisi de test edilmiştir ve 0.1 ve 0.2 'ninde incelemeye değer olduğu sonucuna ulaşılmıştır.

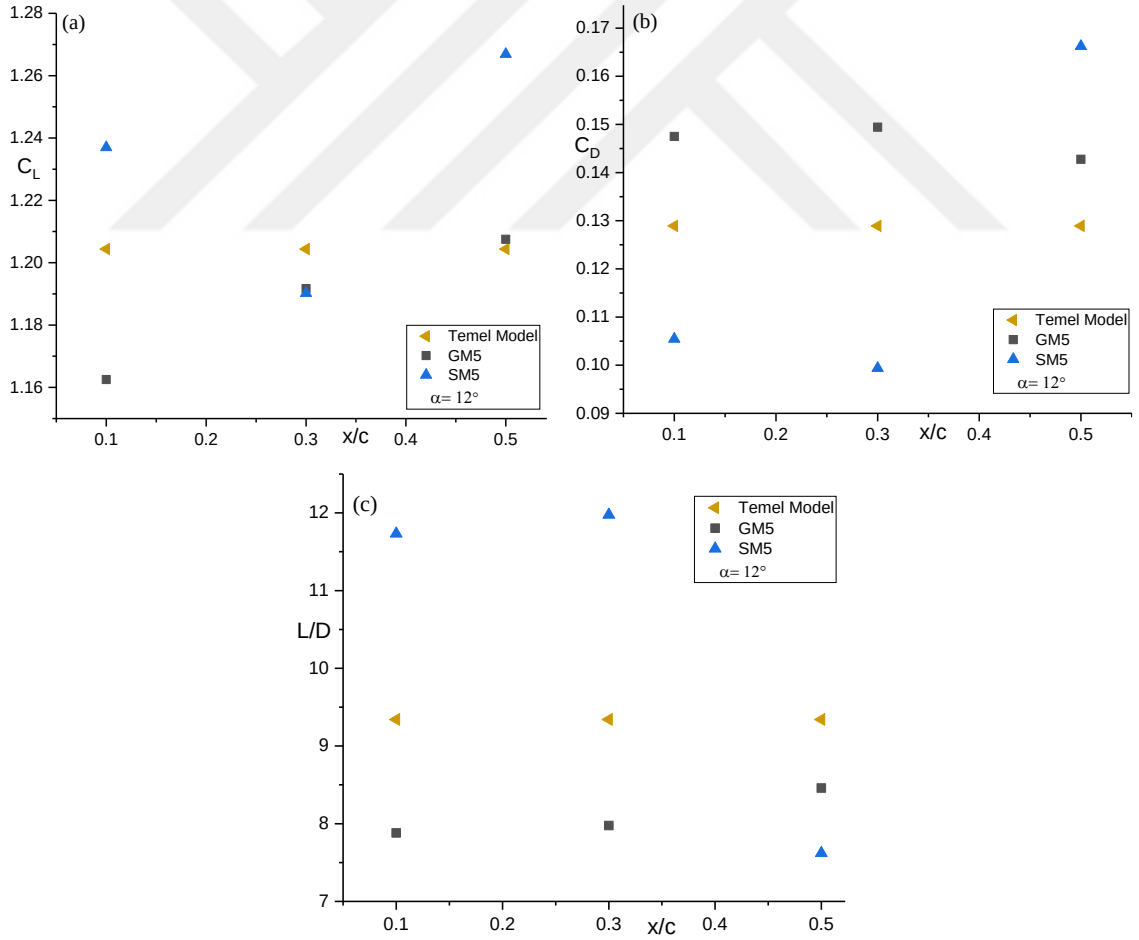
Ayrıca C_L , C_D ve L/D 'nin x/c konumuna göre değişimi aşağıda verilmiştir. Grafikler, yüzey yağ akış görüntüleme deneylerinin parametreleri olan; $x/c=0.1$, 0.3 ve 0.5 konumları ve $\alpha=6^\circ$, 12° , 15° , 18° hücum açıları için oluşturulmuştur.



Şekil 33. GM5 ve SM5 girdap üreteçlerinin $\alpha=6^\circ$ 'de, x/c 'ye göre (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği

Şekil 33'te 6° hücum açısına karşı C_L , C_D ve L/D değişimi x/c 'nin üç ayrı noktası için gösterilmektedir. Şekil 33 (a)'ya bakıldığında, GM5 için $x/c=0.1$ 'den $x/c=0.3$ 'e doğru C_L katsayısı artmaktadır. Aynı durum için SM5, $x/c=0.1$ ve 0.2 daha yüksek değerlere sahip olmakla beraber $x/c=0.3$ 'te GM5 in altında kalmıştır. Sürüklemeye ise Şekil 33 (b)'de görüldüğü gibi SM5 için $x/c=0.1$ ve 0.3 düşük sürüklemeye sahipken, 0.5 'te neredeyse GM5 ile aynı seviyeye gelmiştir. L/D değişimi Şekil 33(c)'de gösterilmektedir. Düşük L/D değerlerine sahip GM5 modeli üç konum için benzer seviyede kalmasına rağmen, SM5 $x/c=0.1$ ve $x/c=0.3$ 'te artan bir trend göstermiştir ve $x/c=0.5$ 'te aniden azalarak GM5'ten daha düşük seviyeye gerilemiştir. Hücum açısı 6° için SM5'in $x/c=0.1$ ve $x/c=0.3$ konumu en iyi aerodinamik L/D karakteristiğidir.

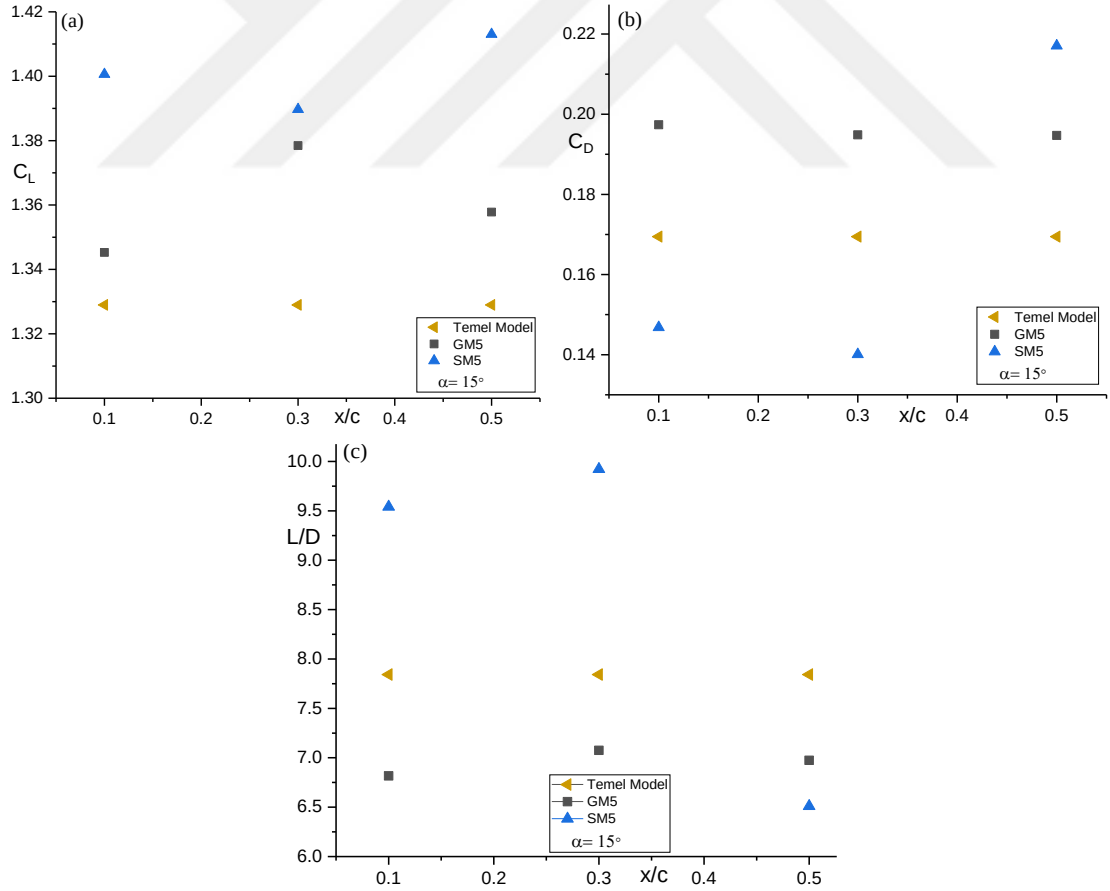
Şekil 34 (a)'da $\alpha=12^\circ$ için C_L 'nin x/c 'ye göre değişimini göstermektedir. GM5 geleneksel modeli $x/c=0.1$ 'den başlayarak $x/c=0.3$ ve $x/c=0.5$ için artarak devam etmiştir.



Şekil 34. GM5 ve SM5 girdap üreteçlerinin $\alpha=12^\circ$ 'de, x/c 'ye göre (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği

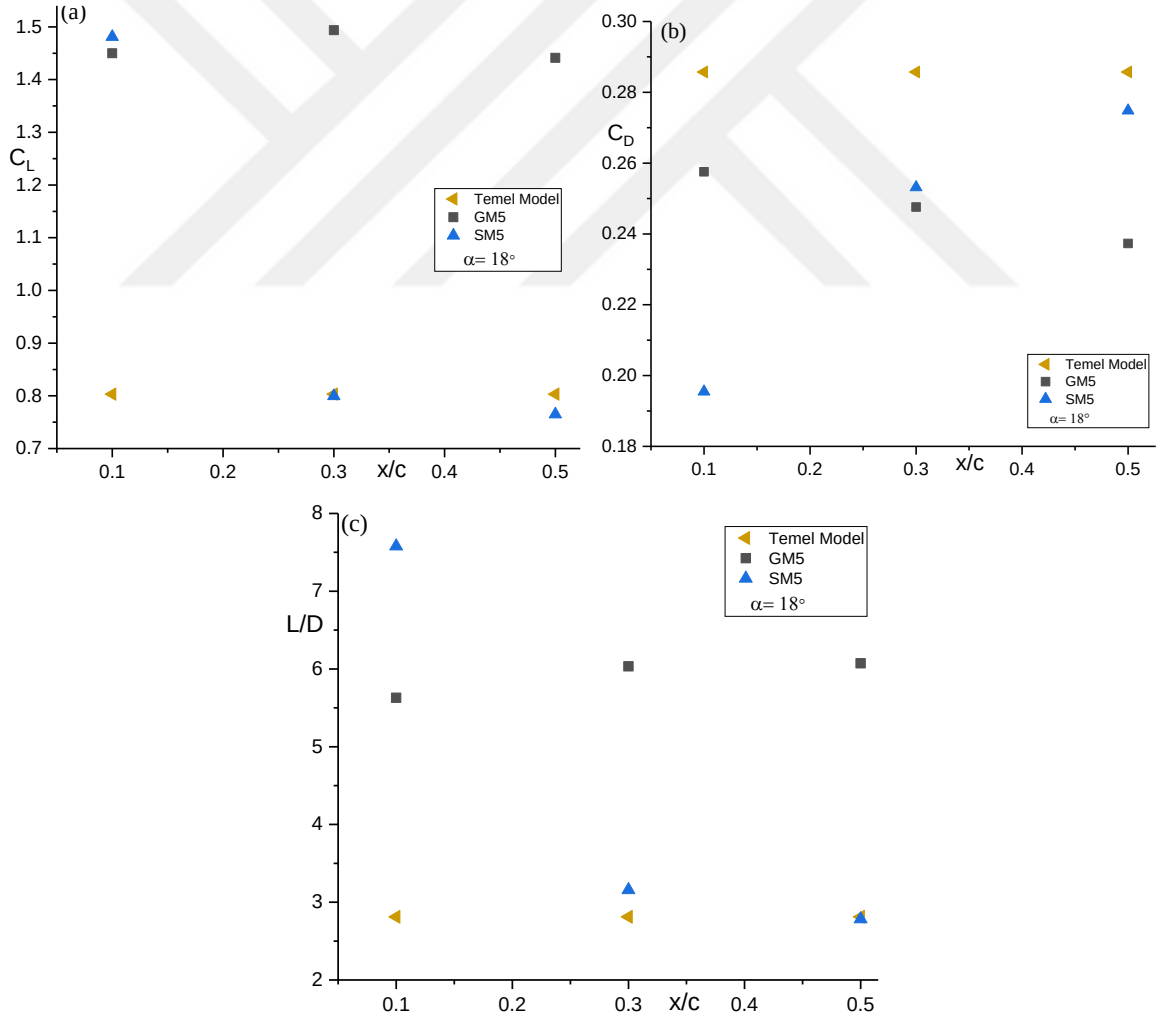
SM5 ise $x/c=0.1$ ve $x/c=0.3$ 'te GM5'in üzerinde yer almıştır. $X/c=0.3$ 'te SM5 ve GM5 neredeyse aynı değerdedir. Şekil 34 (b)'de sürüklenme performansı üç x/c konumu için gösterilmektedir. GM5 geleneksel modeli yaklaşık benzer bir trend seyrederken, SM5'in $x/c=0.1$ ve 0.3 'te sürüklenme değeri oldukça düşüktür ve $x/c=0.5$ 'te GM5'in üstüne çıkmaktadır. Böylece, sürüklemelerde $x/c=0.1$ ve $x/c=0.3$ 'ün daha iyi konumlar olduğu sonucunu ortaya çıkarmaktadır. Şekil 34 (c)'de ise 12° 'de L/D değeri değişimini üç konum için gösterilmektedir. Düşük L/D performansına sahip GM5 modeli $x/c=0.1$ ve $x/c=0.3$ 'te birbirine benzer değerlere sahiptir. $X/c=0.3$ 'te L/D biraz daha artmıştır. SM5 modeli ise $x/c=0.1$ ve $x/c=0.3$ 'te oldukça yüksek L/D 'ye sahipken $x/c=0.5$ 'te aniden bir düşüş yaşayarak GM5'in de altında kalmıştır. Yine burada SM5'in $x/c=0.1$ ve $x=0.3$ performansı 0.5 'ten daha iyidir.

Şekil 35 (a)'da 15° için C_L 'nin konuma göre değişimi gösterilmektedir. GM5 modeli $x/c=0.1$ 'den $x/c=0.3$ 'e artmış ve sonra $x/c=0.5$ 'te azalmıştır.



Şekil 35. GM5 ve SM5 girdap üreticilerinin $\alpha=15^\circ$ 'de, x/c 'ye göre (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği

SM5 daha yüksek C_L değerlerine sahip olmasının yanında x/c 0.1'den sonra $x/c=0.3$ 'te bir miktar azalmış ve daha sonra $x/c=0.5$ 'te tekrar artmıştır. Şekil 35 (b)'de sürüklenme değişimi üç konum içinde gösterilmektedir. Üç konumda da benzer davranış sergileyen GM5 modelinin yanında SM5 modeli, $x/c=0.1$ ve $x/c=0.3$ 'te düşük sürüklenme ile başarılı bir performansa sahiptir. Fakat $x/c=0.5$ 'te bunu koruyamamıştır. Şekil 35 (c)'de görüldüğü gibi GM5 modeli birbirine yakın L/D değerlerine sahiptir. SM5 modelinin L/D 'si $x/c=0.1$ ve $x/c=0.3$ 'te oldukça yüksektir fakat $x/c=0.5$ konumunda etkisini kaybederek GM5'in altında kalmıştır. Şekil 36 (a) 18° için x/c 'ye göre C_L değişimini ifade etmektedir. $x/c=0.1$ konumu SM5 için başarılı iken $x/c=0.3$ ve $x/c=0.5$ 'te ani taşıma kaybı ile C_L değerinin düşmesine sebep olmuştur. Benzer seviyede kalan GM5 18° 'de $x/c=0.3$ ve $x/c=0.5$ için daha başarılı olup C_L 'si daha yüksektir.



Şekil 36. GM5 ve SM5 girdap üreticilerinin $\alpha=18^\circ$ 'de, x/c 'ye göre (a) C_L (b) C_D (c) L/D değişim grafiği

Sürüklenme katsayısı – x/c değişimi $\alpha=18^\circ$ için Şekil 36 (b)’de gösterilmektedir. SM5 modelinin C_L ’si $x/c=0.1$ ’de yüksek iken $x/c=0.3$ ve 0.5 konumunda azalmıştır. SM5 18° ’de stola girdiği için azalan C_L , GM5 18° ’de stola girmediği için üç x/c konumu içinde birbirine yakın seviyede kalmıştır. Şekil 36 (b)’ye göre, SM5 $x/c=0.1$ ’den 0.5 ’e doğru sürüklemeye artışa neden olurken, GM5 sürüklemeye x/c konumu arttıkça SM5’e ters olarak azalmaya neden olmuştur. SM5 $x/c=0.1$ ’de GM5’ten daha düşük sürüklenme katsayısına sahipken, $x/c=0.3$ ve $x/c=0.5$ konumlarında GM5 daha başarılıdır. Şekil 36 (c)’de L/D değişimi 18° için x/c konumuna göre değişimi gösterilmektedir. SM5 modeli $x/c=0.1$ de en iyi L/D değerine sahip modeldir. Fakat $x/c=0.3$ ve $x/c=0.5$ konumlarında L/D azalma eğiliminde olup kademeli düşüş yapmıştır. GM5 ise $x/c=0.1$ ’den ve $x/c=0.5$ ’e doğru artma eğiliminde olup, $x/c=0.3$ ve $x/c=0.5$ ’te SM5 modelinden daha yüksek L/D değerlerine sahiptir.

Tablo 5’te GM5 ve SM5 modellerinin C_{Lmax} ve L/D_{max} karşılaştırılması bütün x/c deney konumları için verilmiştir. Yüzdesel artışlar veya azalmalar “+” ve “-” işareti ile belirtilmiştir. Görüldüğü gibi SM5 uçak kanatlı model C_{Lmax} ’ı en fazla %5.43 artırmıştır. SM5’in L/D_{max} ’ı en fazla artırdığı konum $x/c=0.3$ ile oran olarak %114.34 olmuştur.

Tablo 5. GM5 ve SM5’in performanslarının x/c konumuna göre karşılaştırılması

x/c	GM5- C_{Lmax}	SM5- C_{Lmax}	C_{Lmax} (%)	GM5- L/D_{max}	SM5- L/D_{max}	L/D_{max} (%)
0.1	1.5813	1.5748	%-0.41	9.534	18.55	%+94.46
0.2	1.4521	1.5310	%+5.43	11.053	19.376	%+75.3
0.3	1.5248	1.4729	%-3.40	9.6214	20.623	%+114.34
0.4	1.4447	1.4716	%+1.86	11.520	14.510	%+25.95
0.5	1.4641	1.4658	%+0.12	11.486	13.141	%+14.4

Tablo 6’da bu tez çalışmasının konusu olan uçak kanadı profilli girdap üreteçleri ile literatürdeki benzer iki çalışma olan Hansen vd., (2016) ve Wang vd., (2022)’nin çalışmalarının C_{Lmax} ve L/D_{max} değerlerindeki yüzdesel artış kıyaslanmıştır.

Tablo 6. L/D_{max} ’ın literatürdeki benzer çalışmalar ile kıyaslanması

Kanat Modeli	Girdap Üreteci Kanat Profili	C_{Lmax} (%)	L/D_{max} (%)	Yazar
DU-91-W2-250	CLARK Y	%+7.9	%-8.17	(Hansen vd., 2016)
DU97-W-300	CLARK Y	%+13.13	%+14.5	(Wang vd., 2022)
NACA4415	S1223	%+5.43	%+114.34	Bu tez çalışması

Tablo 6'daki artı ve eksi olarak verilen yüzdesel veriler, uçak kanadı şekilli girdap üreteçlerinin geleneksel tip girdap üreteçlerine göre ne kadar artışa veya azalmaya sebep olduğunu yüzdesel olarak ifade etmektedir. Tez çalışması kuvvet ölçümlerine göre elde edilen en yüksek verilerin yer aldığı sonuçlar, S1223 uçak kanadı şekilli girdap üreteçlerinin geleneksel girdap üreteçlerine göre ve C_{Lmax} 'ı en fazla %5.43, L/D_{max} 'ı ise %114.4'e kadar artırdığını göstermektedir.

3.1.3. Çalkantılı Taşıma Kuvveti ve Çalkantılı Taşıma Katsayısı Sonuçları

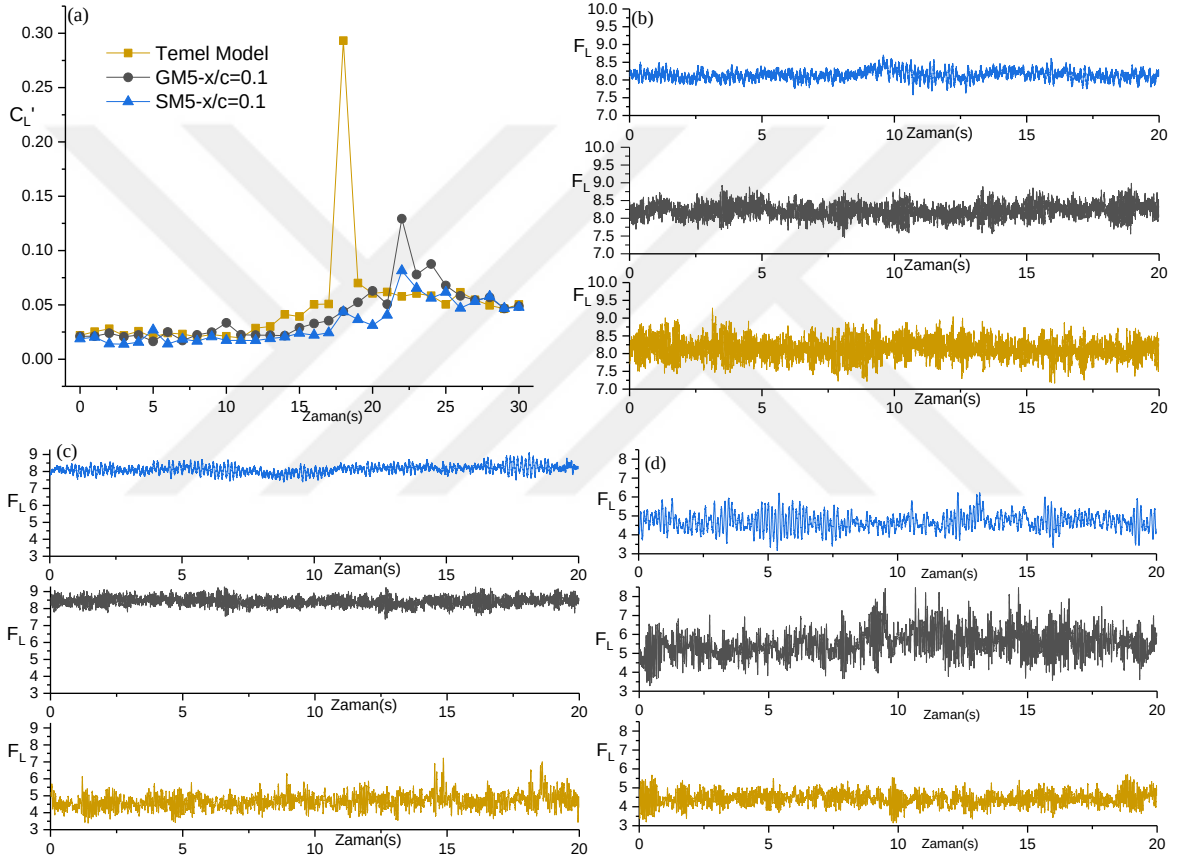
Çalkantılı taşıma katsayısı (C'_L), anlık taşıma kuvveti dağılımının yanı sıra ortalama taşıma katsayısından sapmasının bir ölçümüdür. Denklem (8)'deki C'_L 'nin elde edilmesi Seyhan vd., (2021) çalışmasında gösterilmektedir.

$$C'_L = \frac{2F'_L}{\rho A u^2} \quad (8)$$

Daha önce belirtildiği gibi, 20 saniyelik kuvvet ölçümleri sırasında her açı için 20000 veri toplanmıştır. Kuvvet ölçümleri çalışmasında, $x/c=0.1$, ve 0.2 konumlarındaki anlık taşıma kuvveti değişimine bakılmıştır. Çünkü bu konumlarda girdap üreteçleri daha etkili olmaktadır. Yeni önerilen uçak kanadı şekilli tip SM5 ile geleneksel olarak tasarlanmış GM5 modelleri bu bölümde tekrar karşılaştırılmıştır.

Çalkantılı taşıma katsayısı değerleri 0'a yaklaştıkça anlık taşıma kuvvetindeki değişimin daha küçük olduğu anlamına gelmektedir. Yani daha stabil dengeli bir durum söz konusudur. Buna karşılık, çalkantılı taşıma katsayısı değerleri 0'dan uzaklaşırsa, kararsız ve değişken değerlerin olduğu bir ölçüm alındığı anlamına gelmektedir. Akış ayrılması ve bunun getirdiği güçlü girdap kopması ve kararsız çalkantılı akış yapısı ile bu kuvvet ölçümündeki anlık değişim artmaktadır. 20 saniye boyunca her bir açı için alınan kuvvet değerleri Şekil 37 (b), (c), (d)'de gösterilmektedir. 20 saniye boyunca alınan kuvvet verilerinin değişimini gösteren bu grafikler Şekil 37 (a)'da C'_L hesaplanmasıyla oluşturulan grafik ile karşılaştırılır. Her bir açı için anlık kuvvet değişimi grafikleri oluşturulmamıştır. Onun yerine, stol öncesi, stol ve stol sonrası gibi kritik açıların anlık değişim grafikleri oluşturularak C'_L ile kıyaslama yapılmıştır. Ayrıca bu sonuçlar SM5 ve GM5'in taşıma katsayısındaki etkisini ortaya çıkarmaktadır.

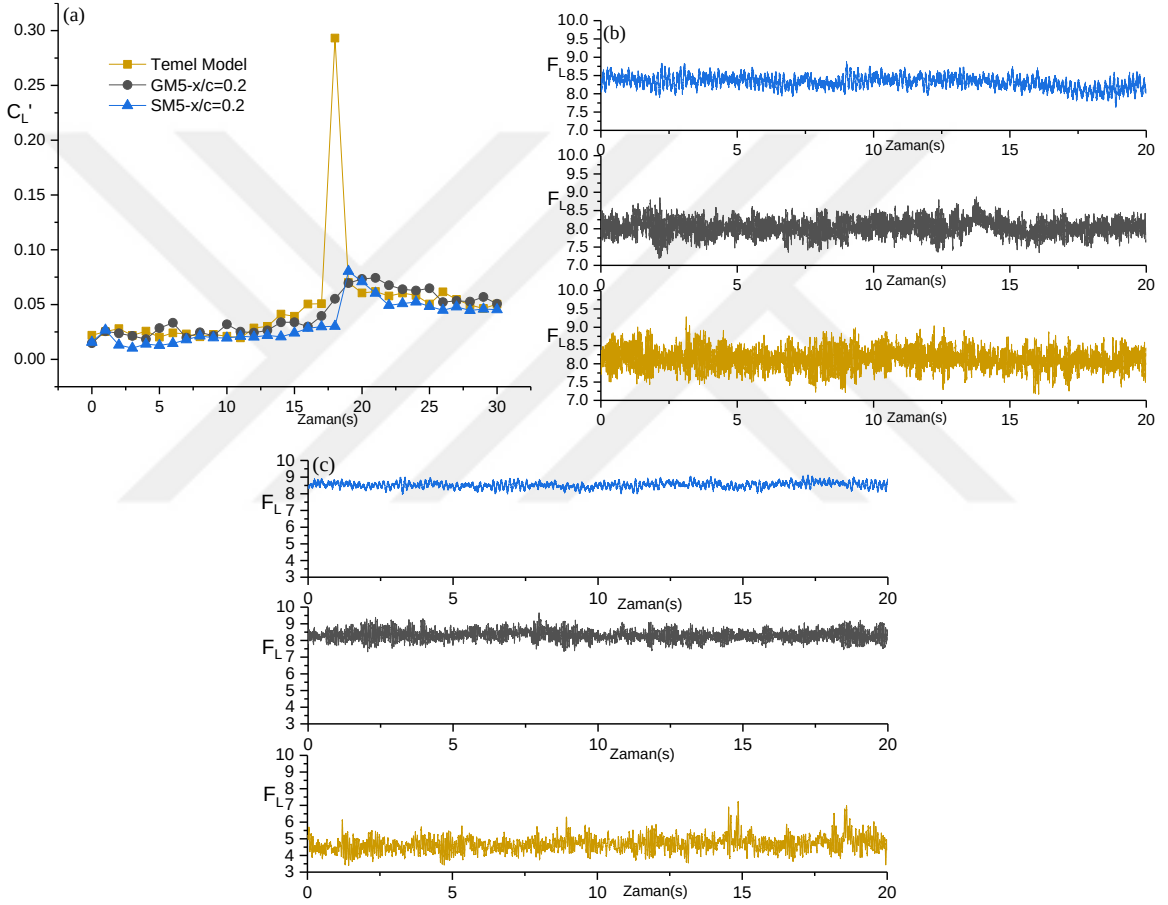
Şekil 37 (b), (c) ve (d) çalkantı kuvveti değişimi grafiklerinde her bir şekil kendi arasında eşit ölçekli F_L -zaman(s) olarak verilmiştir. Böylece çalkantı kuvveti değişimi genliğinin kıyaslaması mevcut olmaktadır. Şekil 37 (a)'da $x/c = 0.1$ için çalkantılı taşıma katsayısı hesaplanarak oluşturulan C_L' - α değişimi görülmektedir. Bütün açılara bakıldığında, uçak kanadı şekilli SM5 modeli nispeten en iyi performansa sahip olan modeldir. Çünkü yukarıda belirtildiği üzere değişim eğrisi ne kadar sıfıra yaklaşırsa alınan veriler o kadar sabite yakın anlamına gelmektedir.



Şekil 37. (a) $X/c=0.1$ 'de çalkantılı taşıma katsayısının değişimi (b) 17° 'de anlık çalkantı kuvvetlerinin değişimi (c) 18° 'de anlık çalkantı kuvvetlerinin değişimi (d) 22° 'de anlık çalkantı kuvvetlerinin değişimi

Şekil 37 (a)'da görülebileceği gibi, temel model 18° 'de zirve yapmıştır. Stola giren (17°) ve ardından hemen bir anı taşıma kaybı ile sonuçlanan temel modelde stola sonraki açıda 18° 'de C_L' zirve yapması stola girdikten sonra akışın kopmasıyla kararsızlığın ve çalkantının artması ve sonucunda eğrinin pik yapması ile sonuçlanmıştır. Bu 18° 'deki anlık taşıma kuvveti değişimi göz önüne alındığında (Şekil 37 (c)), anlık dalgalanmalar büyüktür. Ancak, SM5

modelinin hem GM5'ten hem de temel model çizgisinden daha az genliğe sahip olduğu (sıfıra daha yakın eğri oluşturduğu) not edilebilir. 17°'de stol açısında, benzer şekilde, temel modelin C_L' değeri en yüksek ve SM5 en düşük seviyededir. Bu, 17°'deki anlık taşıma kuvveti değişimine genliğin azalması olarak yansımaktadır (Şekil 37 (b)). Temel model 22°'de çoktan stola girdiğinden Şekil 37 (a)'da görüldüğü gibi C_L' değeri düşüktür. Bu, Şekil 37 (d)'deki anlık taşıma kuvveti değişimindeki genlik boyuna da yansımıştır. Sonuçlar, SM5'in çalkantıyı GM5 modelinden daha iyi manipüle ettiğini göstermektedir.



Şekil 38. (a) $X/c=0.2$ 'de çalkantılı taşıma katsayısının değişimi (b) 17°'de anlık çalkantı kuvvetlerinin değişimi (c) 18°'de anlık çalkantı kuvvetlerinin değişimi

Şekil 38 (b) ve (c)'de çalkantı kuvveti değişimin zamana göre değişimi gösterilmektedir. Karşılaştırmanın mevcut olabilmesi için her bir Şekil kendi arasında eşit ölçekli olarak verilmektedir. Böylece çalkantı kuvvetleri değişimi aynı ölçekte olup, farklı modellerdeki F_L genlik değişimi gözlemlenebilmektedir. Konum $x/c=0.2$ için, çalkantılı taşıma katsayısı temel model ve geleneksel (GM5) modeli ile karşılaştırıldığında, 20° dışında, aerodinamik model olan SM5'in genel olarak 0'a en yakın model olduğu yani çalkantıyı en iyi manipüle

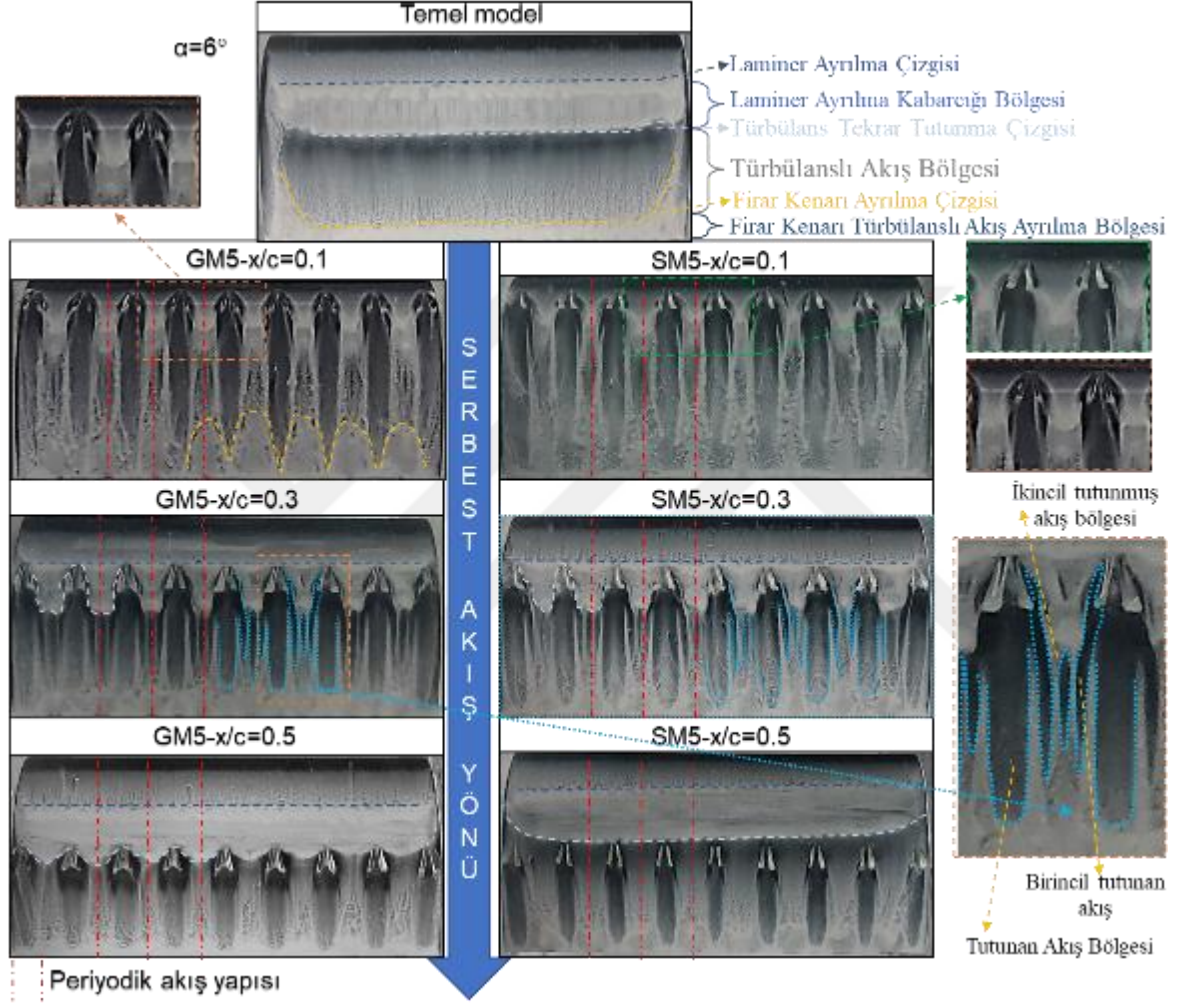
eden model olduğu Şekil 38 (a)'da görülmektedir. Temel modelin 18° 'de ani artış yaptığı anda, SM5 modeli GM5 modelini de geride bırakarak 0'a en yakın konumdadır. SM5'in bu konumu, Şekil 38 (b)'de görüldüğü gibi 18° 'deki anlık taşıma kuvveti değişiminde de görülmektedir. Diğer bir deyişle genliğin en küçük olduğu ve türbülans kuvvetlerinin azaltıldığı model uçak kanadı şekilli model olan SM5 dir. 18° GM5 ve temel modelin genliği Şekil 38 (c)'de görüldüğü gibi uçak kanadı şekilli SM5'ten çok daha yüksektir. Stol öncesi için 17° 'de SM5 modeli, Şekil 38 (a)'da görüldüğü gibi geleneksel girdap üretici olan GM5'i geride bırakarak $C'_L = 0$ 'a en yakın model olmuştur. Anlık taşıma kuvveti değişimlerinden de görülebileceği gibi Şekil 38 (b) ve (c), SM5 en düşük genlikli modeldir.

3.2. Yüzey Yağ Akışı Görüntüleme Yöntemi Deney Sonuçları

Kuvvet ölçümleri sonuçlarının ardından yüzey yağ akışı görüntüleme yöntemini sonuçları irdelenmiştir. Benzer görüntüler olması sebebi ile aralıklı olarak 6° , 12° , 15° ve 18° için yüzey yağ akış görüntüleri sunulmuştur. Kuvvet ölçümleri sonuçlarını pekiştirmek ve doğrulamak için yüzey yağ akışı yöntemi sonuçları karşılaştırılmalı olarak incelenmiştir. Literatürde NACA4415 kanat profilini, girdap üreteçleri ile kullanan çalışmalar bulunmadığından, benzer çalışmalar ile oluşan görüntüler yorumlanmıştır. Oluşan görüntü kanadın üzerinden akan akışın yüzeye yapıştığı bölgelerde yağ karışımını hareket ettirmiş ve alan boyasız (kısmen) siyah renkli kalmıştır. Kanat üzerinde akıp geçen havanın yüzeye daha az yapıştırdığı ya da yapıştırmadığı bölgeler siyahtan beyaza doğru tonlar almıştır. Beyaz bölgeler havanın o bölgede yüzeye tutunmadığı alanlar olarak söylenebilir. Yüzey yağ akışı deney sonuçlarına ilk karşılaştırmalı olarak yan yana koyularak hem geleneksel hem de aerodinamik olarak şekillendirilmiş girdap üreteçlerini aynı anda görüp yorumlama fırsatını vermiştir. Bu nedenle bu bölüm alt başlıklara ayrılmamıştır. Temel modele de yer verilen bu bölümde geleneksel ve aerodinamik girdap üreteçleri bir arada yorumlanarak sonuçlar aktarılmıştır.

Şekil 39'da 6° hücum açısında temel modele kıyasla $x/c = 0.1$, 0.3 ve 0.5 konumları için SM5 ve GM5'in yüzey yağ akışı görselleştirme sonuçlarını göstermektedir. Daha önceki bölümlerde bahsedildiği gibi laminar ayrılma kabarcığı (LAK), laminar akış ayrımı ile türbülanslı yeniden bağlanma noktaları arasındaki bölge olarak tanımlanmaktadır. Bu LAK yapısı temel model, GM5- $x/c=0.5$ ve SM5- $x/c=0.5$ modellerinde net bir şekilde elde edilmiştir. Temel model kanat modelinde, kanat profilinin orta noktasına yakın bir yerde

(LAK) oluşumu ve kanat profilinin arka kenarına yakın bir yerde firar kenarı (FK) türbülanslı akış ayrımı gözlemlenmektedir. GM5- $x/c=0.1$ ve SM5- $x/c=0.1$ durumundaki uçak kanadı şekilli ve geleneksel girdap üreteçleri, temel kanat profili modelinde meydana gelen LAK yapısını bozarak üç boyutlu bir akış yapısı oluşturmuştur.



Şekil 39. Temel model, GM5 ve SM5 için $\alpha=6^\circ$ ve $x/c=0.1, 0.3, 0.5$ 'de yüzey yağ akışı görüntüleme sonuçları

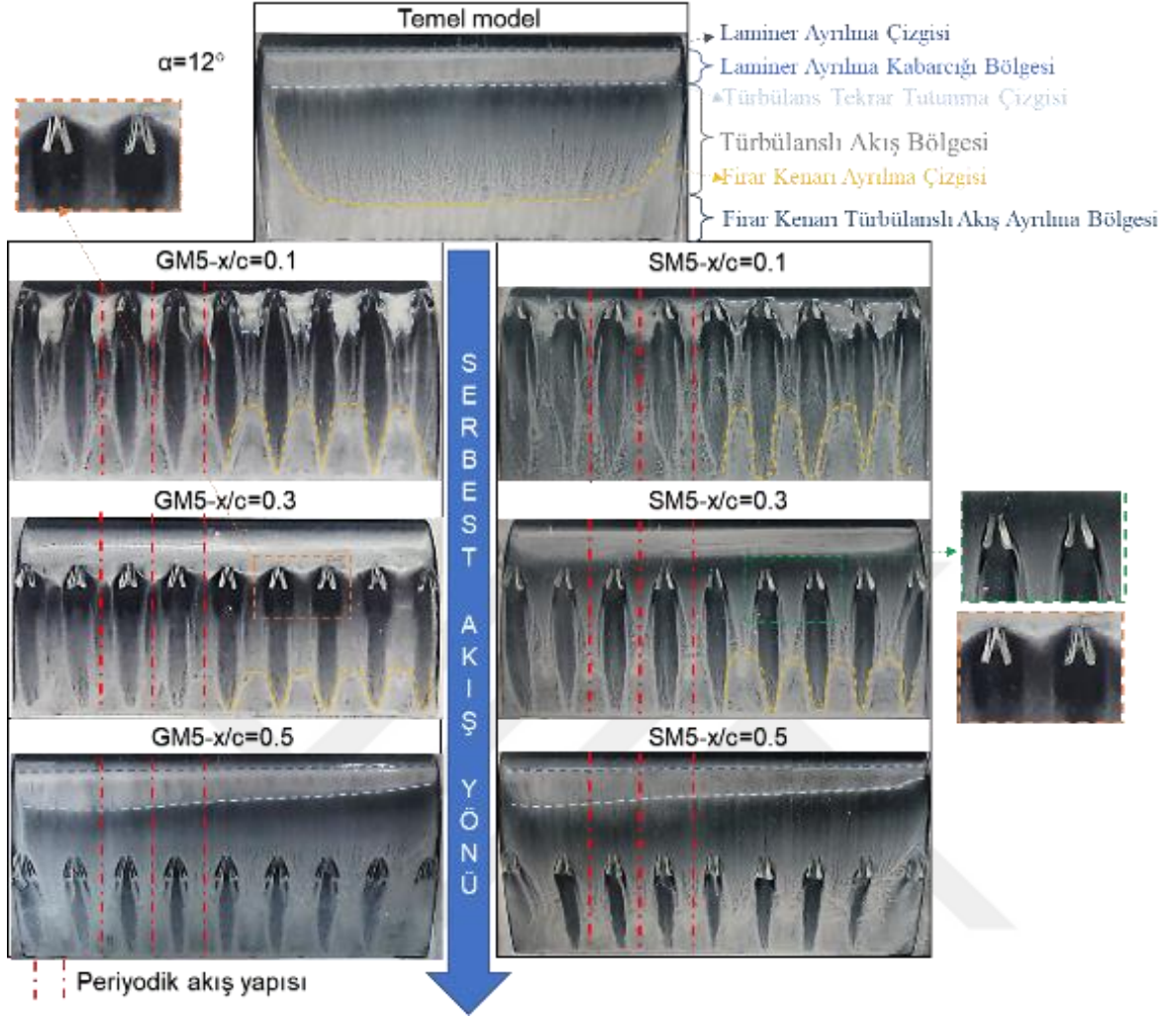
Girdap üreteçleri LAK'ı ortadan kaldırmasa da parçalara ayırmıştır. LAK'ın parçalara ayrılması olumsuz etkisinin azalması anlamına gelmektedir. Seshagiri vd. (2009)'de çalışmasında girdap üreteçlerinin taşıma katsayısını artırdığını ve aynı zaman yüzey yağ akışı sonucunda girdap üreteçlerinin LAK'ı parçalara ayırdığını belirtmiştir. Şekil 39'da görüldüğü gibi ortaya çıkan üç boyutlu akış yapısı, her girdap üretici için benzer olarak tekrarlandığı görülmektedir. Bu periyodik olarak tekrar eden benzer akış yapıları kırmızı

kesikli çizgi ile gösterilmiştir ve periyodik akış yapısı olarak adlandırılmaktadır (Cai vd., 2018). Şekil 39'da yan kısımlarda yeşil ve turuncu kesikli dikdörtgen kesitli alanlar yapıların daha yakından görülmesi için büyütülmüş olarak verilmiştir. Sol üst büyütülmüş kısımda görüldüğü gibi, uçak kanadı şekilli girdap üretecinde akış yüzeyi takip ederken, geleneksel girdap üreteçlerinde daha dağılmış bir akış yapısı oluşmuştur. Bu durum, uçak kanadı şekilli girdap üreteçlerinin geleneksel girdap üreteçlerine göre sürüklenme katsayısını düşürmesinin nedeni olarak yorumlanabilir. Girdap üreteçlerinin etrafındaki akış yapısı, Şekil 39'da görüldüğü gibi mavi kesikli çizgi ile büyütülmüş görüntüde daha yakından incelenmiştir. Burada 3 tip tutunmuş akış yapısı vardır. Örneğin, Verma & Chidambaranathan, (2015) çalışmasında, girdap üreteçleri çifti için ayrı iki akışın erken birleşmesini önleyen iyi tutunmuş akış bölgesi birincil tutunmuş akış olarak adlandırılmıştır. Buradan yola çıkarak bu tez çalışmasında birincil, ikincil ve tutunmuş akış bölgesi olarak 3 tip tutunmuş akış alanı gözlenmiş ve adlandırılmıştır. Birincil tutunmuş akış, her bir girdap oluşturuucu nedeniyle oluşmaktadır. İkincil tutunmuş akış, iki ters yönde dönen (counter rotating) girdap çifti arasında ve kanat profilinin orta yüzeyine yakın bir yerde oluşmaktadır. Tutunmuş akış bölgesi ise, ters yönde dönen girdap oluşturuucuların arkasında oluşmaktadır.

Geleneksel (GM5) ve uçak kanadı şekilli (SM5) modellerinin $\alpha=6^\circ$ 'deki yüzey yağ akış görüntülerindeki yapılar birbirleriyle karşılaştırılmıştır. Geleneksel ve aerodinamik olarak şekillendirilmiş yeni tip girdap üreteçlerinin oluşturduğu yüzey şekilleri birbirleri ile benzemektedir. Dikkatli bakıldığında (bazı ayrıntılarda) farklılıklar olduğu gözlemlenmektedir. SM5'in yüzeye daha fazla akış yapıştığı ve bu nedenle akışın firar kenarına oldukça yakın bir bölgeden ayrıldığı görülmüştür. Bu durum, FK akış ayırma çizgisinin hem GM5 hem de SM5 modellerinde temel modeldeki gibi olmadığı görülmektedir. GM5 için turuncu kesikli çizgilerle gösterildiği gibi türbülanslı akış ayrılması bölgesi bombeli parçalara bölünmüştür ancak SM5'te bu tip kısımlar yoktur. Hatta SM5'in 'tutunmuş akış' alanı firar kenarına daha yakın ve GM5'ten daha büyüktür. Bu, SM5'in o bölgede GM5'e göre daha fazla tutunan yüzey akışına sahip olduğunu, yani tutunmuş akış alanının genişlediğini göstermektedir. Diğer bir deyişle, GM5 modelinin oluşturduğu tutunmuş akış alanları SM5 modeline daha küçük ve dar kalmıştır. Böylece GM5 modelinde akışın ayrılması kanat profilinin orta kısmında meydana gelmiştir. Bu sonuçlar kuvvet ölçümleri ile karşılaştırıldığında Şekil 28 (a) ve Şekil 28 (b)'de görüldüğü gibi SM5'in 6° 'deki C_L değeri GM5'ten daha yüksektir. ($x/c=0.1$, SM5 $C_L=0.7475$ ve GM5 $C_L=0.7014$). Ayrıca 6° 'de SM5'in sürüklenme katsayısı daha düşüktür. ($x/c=0.1$, SM5 $C_D = 0.0497$ GM5

$C_D = 0.0739$). Sonuç olarak C_L ve C_D verileri, 6° yüzey yağ akışı görselleştirme görüntüleri ile tutarlıdır. SM5'in yüzeye daha fazla akışı tutundurmuş olması, GM5'e göre 6° 'de daha yüksek C_L ve daha düşük C_D 'ye sahip olmasıyla bağlantılanabilir. Girdap üreteçlerinin $x/c=0.3$ konumunda, uçak kanadı şekilli ve geleneksel girdap üreteçleri yaklaşık olarak laminar ayırma çizgisine kadar olan akış yapıları temel kanat profili modeli ile benzerdir, bu noktadan sonra LAK oluşumu girdap üreteçlerinin etkisiyle bozulur ve üç- boyutlu periyodik akış yapısı elde edilmiş olunur. Kordun $x/c=0.5$ konumunda, temel modeldeki gibi uçak kanadı şekilli ve geleneksel girdap üreteçlerde laminar ayrılma çizgisi oluşmaktadır. Yeniden tutunma çizgisi GM5- $x/c=0.5$ 'te tam oluşmamışken SM5- $x/c=0.5$ 'te çizgi halinde bir hat olarak oluşmuştur. Türbülanslı akış bölgesi girdap üreteçleri sayesinde parçalara ayrılmıştır. Tutunan akış parça parça iz bölgeleri oluşturmaktadır. Yüzey yağ akışı görselleştirme sonuçlarından da görülebileceği gibi, girdap üreteçlerinin konumu $x/c=0.1$ 'den 0.5 'e hareket ettikçe girdap üreteçlerinin etkileri azalmaktadır.

Şekil 40, 12° 'de girdap üreteçlerin ve temel modelin yüzey yağ akışı görselleştirme testi sonuçlarını göstermektedir. Kanat profilinin her iki yanında uç plakaları (end plate) vardır. Sonuç olarak, firar kenarı ayırma çizgisi (kesikli turuncu çizgiler) duvar etkisiyle (uç plakalardan dolayı) sağdan ve soldan bastırılmış ve çizgi, Şekil 40 temel modelde görüldüğü gibi düz bir çizgi olarak oluşmamıştır. Beklendiği gibi, taban çizgisi için LAK bölgesinin hücum açısı 6° 'den 12° 'ye çıkarıldığında, LAK daralmış ve konumu hücum kenarına doğru kaymıştır. Beklendiği gibi, temel model için LAK bölgesinin hücum açısı 6° 'den 12° 'ye yükseltildiğinde, LAK daralıp ve hücum kenarına (HK) doğru hareket etmiştir. Ayrıca firar kenarı (FK) türbülanslı akış ayrılma bölgesi 6° 'ye göre 12° 'de daha geniş oluşmuştur. GM5 ve SM5, $x/c=0.1$ 'de LAK bölgesine yerleştirildikleri düşünüldüğünde, LAK'ı bölümlere ayırmıştır. Ayrıca, firar kenarı ayırma çizgisi benzer şekilde segmentlere (boğumlu şekillere) ayırmıştır ve Şekil 40'ta kesikli turuncu renkli çizgilerle gösterilmiştir. Burada SM5'in dalga biçimleri GM5'ten daha dardır. Yani, GM5'in akış ayırma bölgesinde oluşturduğu dalga oluşumları daha geniştir. Bu durum SM5'in kanat profilinin en arka noktası olan firar kenarı bölgesinde etkisini sürdürebileceği şeklinde yorumlanabilir. SM5 modelinin $x/c=0.1$ konumunda $\alpha=12^\circ$ 'deki tutunmuş akış bölgesi, Şekil 40'ta görülebileceği gibi GM5'ten biraz daha büyüktür. SM5'in daha iyi performans vermesi, oluşan daha büyük tutunmuş akış alanı (tutunmuş akış bölgesinde) ile ilişkilendirilebilir.



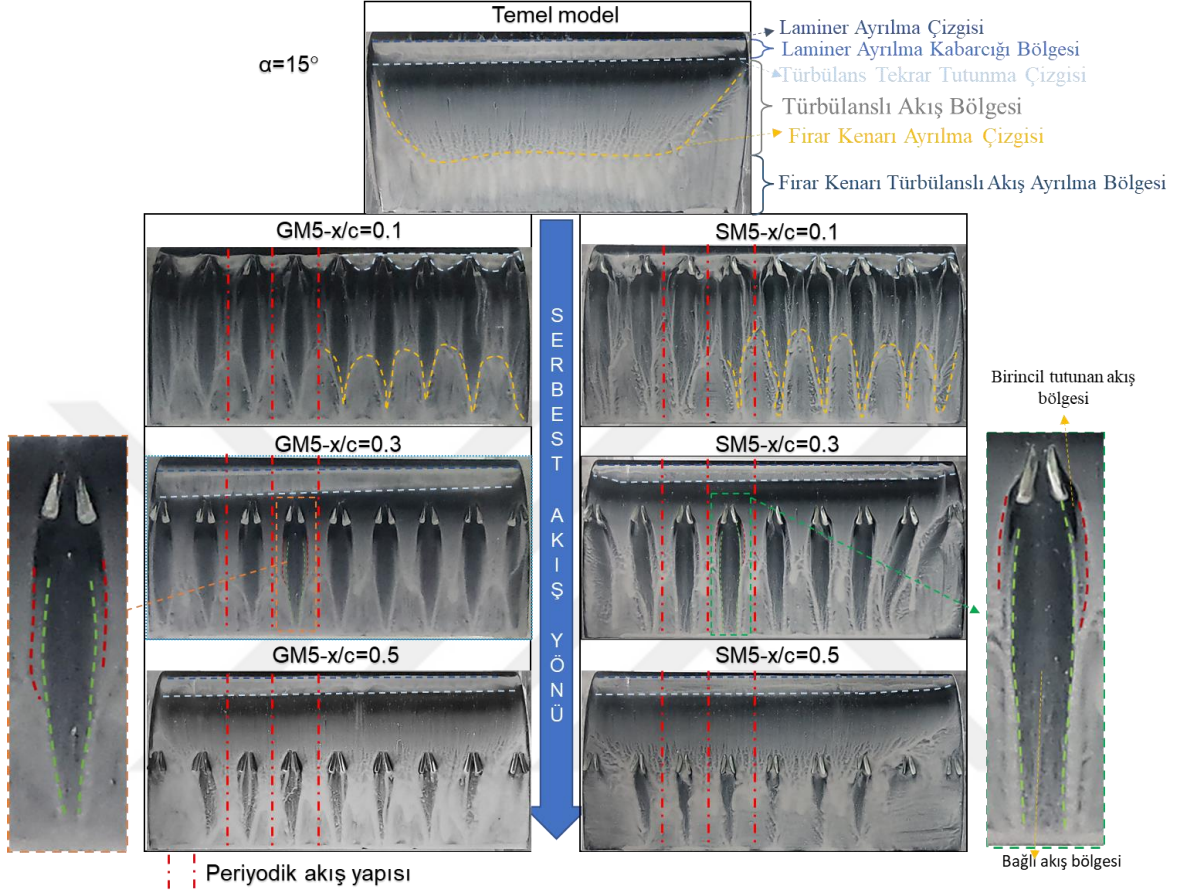
Şekil 40. Temel model, GM5 ve SM5 için $\alpha=12^\circ$ ve $x/c=0.1, 0.3, 0.5$ 'te yüzey yağ akışı görüntüleme sonuçları

Konum $x/c=0.1$ için Şekil 28 (a) ve Şekil 28 (b) incelendiğinde, GM5 12° açıda C_L 1.1625'e ulaşırken, aynı açıda SM5 için C_L değeri 1.2370'tir. Aerodinamik şekilli model (SM5) daha yüksek taşıma katsayısı sergilemektedir. Ayrıca, 12° 'de GM5 ve SM5 için sürüklenme katsayıları sırasıyla 0.1475 ve 0.1054'tür. SM5, GM5'ten hem daha az sürüklenme hem de daha fazla taşıma üretmiştir. Görünüşe göre kuvvet ölçümleri, yüzeydeki yağ akışı görüntüleri ile uyushmaktadır. $x/c=0.3$ pozisyonu için, 12° 'de temel modele göre daha geride oluşan LAK nedeniyle yeniden bağlanma çizgisi dalgalı olarak oluşmuştur. SM5'te bu yeniden bağlanma hattı düzdür çünkü laminar tutunma hattı girdap üreteçlerinin önünde oluşmuştur, bu nedenle Şekil 40'ta büyütülmüş görüntülerde görülebileceği gibi hat etkilenmemiştir. Ayrıca büyütülmüş görsellerde de görüldüğü gibi SM5'te girdap üreteçlerinin etrafına yayılan bir akış yapısı mevcuttur. SM5 için akış, uçak kanadı şekilli

girdap üreteçlerinin basınç yüzeyini takip ederek devam ettiği için akış dağılmadan girdap üreteçleri üzerinden yoluna devam etmiştir. $X/c=0.5$ için firar kenarı ayırım çizgisi tam olarak gözlenememiştir. $x/c=0.5$ pozisyonu firar kenarı ayırım çizgisine yakın olduğu için LAK yapısına etkisi olmamıştır. Bununla birlikte, firar kenarı türbülanslı akış ayırma bölgesinde, aynı zamanda akışı yüzeye yapıştırarak yüzeyde parçalı tutunmuş akış bölgeleri oluşturmuştur.

Şekil 41, $\alpha=15^\circ$ için yağ yüzeyi akış görüntülemesi sonuçlarının fotoğraflarını göstermektedir. Hücum açısı arttıkça LAK'ın incelme ve hücum kenarı tarafına yaklaşma eğilimi de meydana gelmiştir. Temel model farklı hücum açılarında incelendiğinde, açı arttıkça (6° , 12° ve 15°) LAK konumu öne doğru yaklaşır ve daralır. Nitekim LAK'nin patlaması hücum açısının artmasıyla gerçekleşmektedir (Lissaman, 1983). Örneğin, hücum açısı 12° 'den 15° 'ye çıkarılmıştır ve temel modelin görüntüleri Şekil 40 ve Şekil 41'de görülmektedir. Yağ akışı görselleştirme görüntülerinde Baldacchino vd., (2018)'nin bahsettiği gibi hücum açısı artırıldığında LAK konumu öne doğru yaklaşmıştır. $x/c=0.1$ 'de görülebileceği gibi, iki girdap üretici tipi, akış yüzeyini, esas olarak türbülanslı akış bölgesinden firara kenarı akış ayırma bölgesine olmak üzere çanak(oval) şekilli bölmelere ayırmıştır. $x/c=0.1$ 'de SM5'in LAK genişliğinin GM5'ten daha ince olduğu fark edilmiştir. Sarı kesikli çizgilerle gösterildiği gibi, uçak kanadı şekilli girdap üreteçlerin firar kenarı akış ayırma bölgesine biraz daha girdiği görülmektedir (kesikli çizgiler GM5'te daha keskin ve SM5'te daha köşelidir). Sarı kesikli firar kenarı ayırma çizgisi sınırı, SM5'te daha yüksek ve daha dardır. GM5 ise tersine, daha oval ve daha kısa firar kenarı çizgisine sahiptir. Bu nedenle, $x/c=0.3$ 'te yakınlştırılan görüntüde GM5 ve SM5 girdap üretici çiftleri, yeşil ve turuncu yakınlştırılmış kesikli çizgilerle gösterildiği gibi Şekil 41'de ayrıntılı ele alınmıştır. SM5 tarafından yüzeye tutunan akış alanı, FK'ya doğru GM5'ten daha büyüktür. Şekil 30 (a)'da 15° için $x/c=0.3$ 'teki kuvvet ölçümleriyle karşılaştırıldığında SM5, GM5'ten daha yüksek bir taşıma katsayısına sahiptir. ($SM5 C_L = 1.3897$, $GM5 C_L = 1.3784$). Ek olarak, Şekil 30 (b)'de görüldüğü gibi, sürüklenme katsayısı değişimi içinde SM5, 15° 'de GM5'e göre daha düşük bir sürüklenme katsayısı içermektedir. (15° 'de C_D , SM5 için 0,1400'dür ve GM5 için 0,1948'dir). Kuvvet ölçümleri, $x/c=0.3$ ve 15° 'deki yüzey yağ akış alanı formlarıyla uyumludur ve sonuçları destekler niteliktedir. Girdap üreteçlerinin $x/c=0.5$ konumunda konumlanmasının firar kenarı ayırım çizgisi ile yaklaşık olarak örtüştüğü görülmektedir. Ancak girdap üreteçleri firar kenarı akış ayırma bölgesinde akışı yüzeye yapıştırarak parçalı

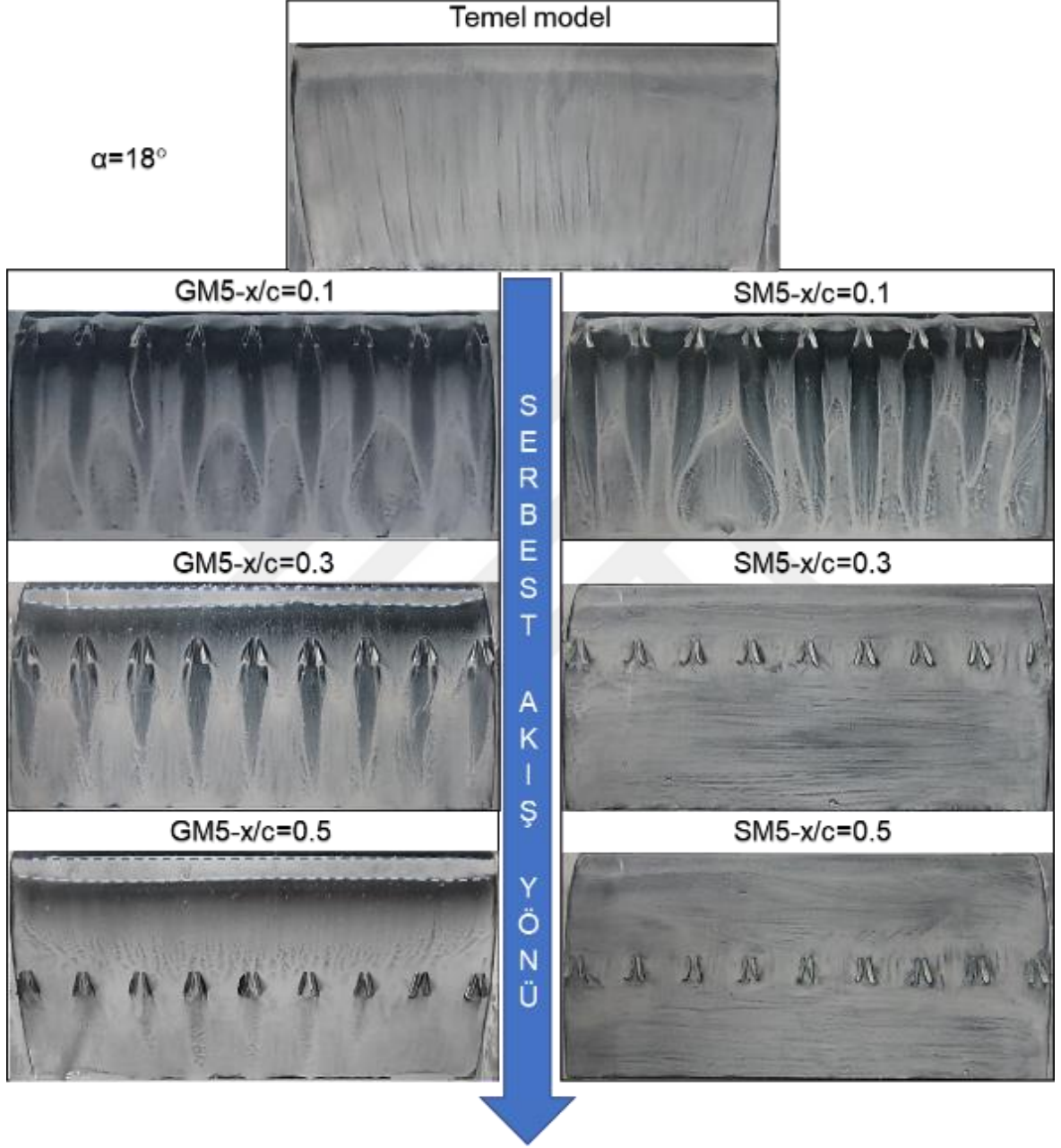
bir görüntü oluşturmuştur. Diğer lokasyonlara bakıldığında $x/c=0.5$ için bu etkinin daha az olduğu açıkça görülmektedir.



Şekil 41. Temel model, GM5 ve SM5 için $\alpha=15^\circ$ ve $x/c=0.1, 0.3, 0.5$ 'te yüzey yağ akışı görüntüleme sonuçları

Temel model, SM5- $x/c=0.3$ ve SM5- $x/c=0.5$ modelleri $\alpha=18^\circ$ 'de durduğundan, görüntü Şekil 42'de görüldüğü gibi yüzey yağı hareket etmemiş ve görüntü oluşmamıştır. Ancak, GM5 ve SM5 modelleri henüz $x/c=0.1$ 'de stola girmediğinden yüzey yağ akışı görüntülerinde girdap üreticilerinin etkisi açıkça görülmektedir. İnce LAK, $x/c=0.1$ 'de GM5 ve SM5 için ön kenara çok yakın olan girdap üreticilerinin önünde belirmiştir. Ve sonra yağ parçacıkları, her bir girdap üretici çiftinin arkasında kanat profilinin üzerine bağlanarak iz bölgeleri oluşturmaktadır. Bu durum tutunmuş akış olarak adlandırılan bir bölgeye yol açmaktadır. Konum $x/c=0.3$ 'te, SM5 stola girdiği için görüntü oluşmamıştır. GM5 bu konumda taşıma katsayısı üretmeye devam ettiğinden dolayı, yüzeyde akış yapıları

görülmeye devam etmektedir. Örneğin Şekil 30 (a) ve Şekil 30 (b)'de $x/c=0.3$ konumunda GM5'in 18° 'deki C_L 'si 1.4937 iken aynı derecede SM5'in C_L 'si 0.7996'dır.



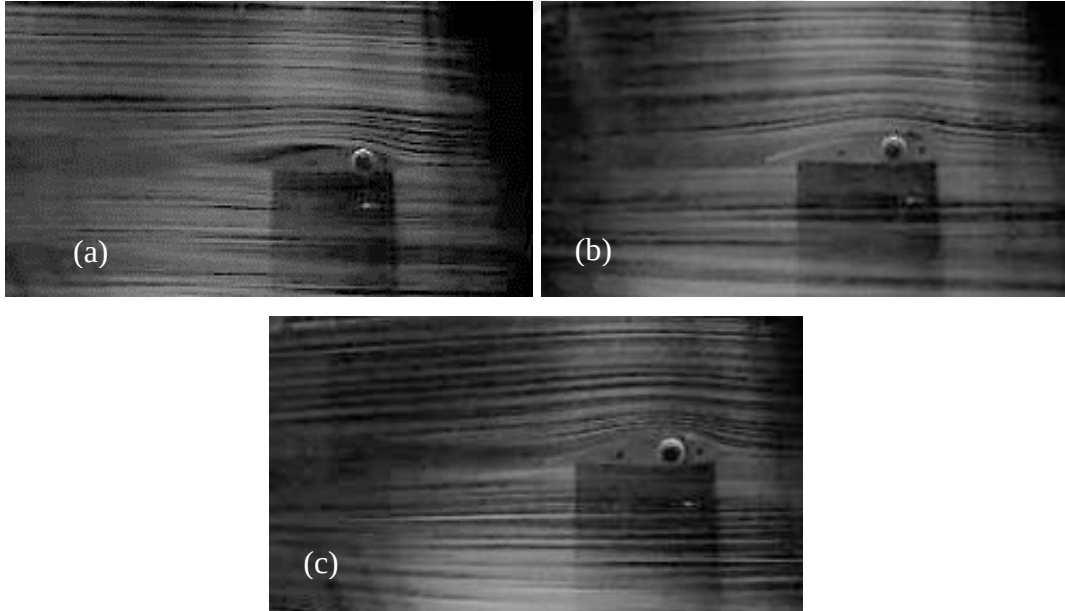
Şekil 42. Temel model, GM5 ve SM5 için $\alpha=18^\circ$ ve $x/c=0.1, 0.3$ ve 0.5 'te yüzey yağ akışı görüntüleme sonuçları

SM5 stola girerken taşımadaki ani bir düşüş olur ve bu nedenle Şekil 42'de görüldüğü gibi 18° 'de stol açısında görüntü oluşmamaktadır. Sürükleme ölçümleriyle karşılaştırıldığında GM5'in sürükleme katsayısı 0.2475 iken, halihazırda stola girmiş olan

uçak kanadı şekilli model SM5 0.2531'dir. $X/c=0.3$ konumundaki bu taşıma ve sürüklenme kuvvet ölçümleri, elde edilen yüzey yağ akışı görüntüleri ile uyumludur. Girdap üreteçleri $x/c = 0.5$ 'te iken, SM5 stol nedeniyle herhangi bir görüntü oluşturmamıştır. Ancak, GM5 çok az tutunmuş akış alanları oluşturmuştur. Konum nedeniyle bunun etkisi yok denecek kadar azdır. $X/c=0.5$ konumunda girdap üreteçlerinin katkısının olmadığı, çünkü yağın neredeyse girdap üreteçlerinin arkasına geçmediği sonucu elde edilmiştir. Sonuç olarak, girdap üreteçlerinin etkisi $x/c = 0.1$, $x/c = 0.3$ ve $x/c = 0.5$ 'e doğru giderek azalmıştır.

3.3. Duman Tel Akış Görüntüleme Yöntemi Deney Sonuçları

Duman tel akış görüntüleme yöntemiyle kanat etrafındaki akış alanındaki yapı incelenmektedir. Bir girdap üretecinin tam üzerine denk gelen tel konumu için görüntüler elde edilmiştir. Duman tel görüntüleme sistemi sonucu 2 boyutlu veriler elde edilmektedir. Girdap üreteçlerinin oluşturduğu akış yapıları ise 3 boyutludur. Yüzey yağ görüntüleme sisteminde girdap üreteçlerinin oluşturduğu akış yapıları ayrıntılı bir şekilde aktarılmıştır. Bu nedenle bu kısımda ayrıntıya girilmemiştir.

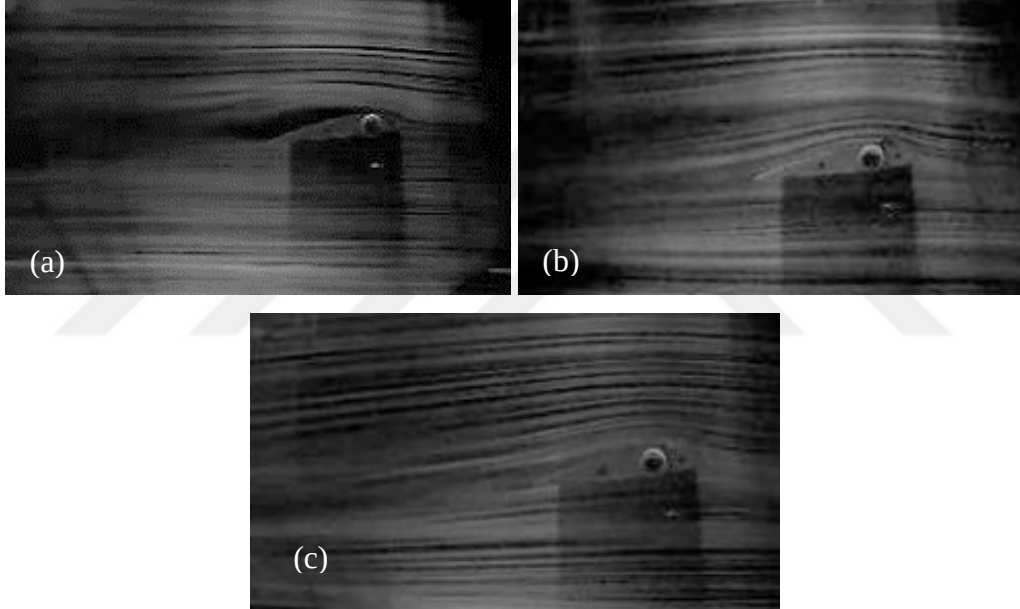


Şekil 43. $X/c=0.1$ konumu 3° hücum açısındaki duman tel görüntüleri (a) Temel modeli (b) GM5 modeli (c) SM5 modeli

Yağ görüntüleri $x/c=0.1$ konumu için 3° , 9° , 12° , ve 15° için görüntüler eklenmiştir. Akış ayrılması net bir şekilde görülen Şekil 43'te $x/c=0.1$ de 3° hücum açısında temiz model

için akış ayrılması ile oluşan siyah renkteki iz bölgesi dikkat çekmektedir. Girdap üreteçleri ile bu alanı daraltmak ana hedeftir. Bu alanın daralması ile akış ayrımı kontrol edilir. Şekil 43 (b) ve Şekil 43 (c) de görüldüğü gibi temiz modele göre geleneksel ve kanat profili şekilli girdap üreteçleri akış alanındaki iz bölgesini manipüle ederek daraltmıştır.

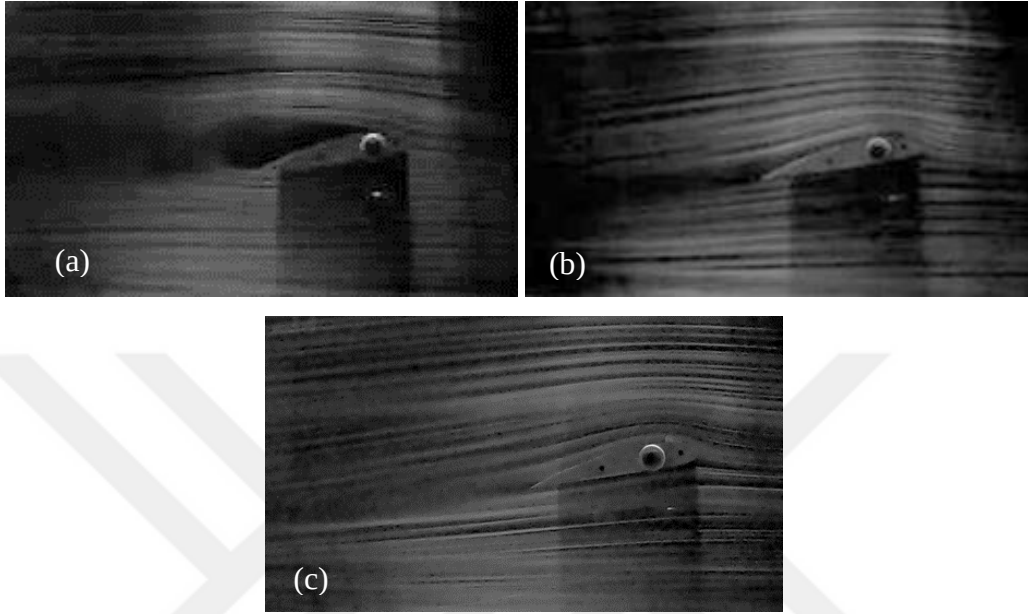
Şekil 44'te ise $x/c=0.1$ ve 9° hücum açısında duman tel görüntüleme deney sonuçları görülmektedir. Hücum açısının artmasıyla temiz kanat modelindeki iz bölgesi büyümüştür. Fakat girdap üreteçlerinin eklenmesi Şekil 44 (b) ve (c) de görüldüğü iz alanı daraltılmış yani küçültülmüştür. Girdap üreteçleri yine olumlu etkisi burada görülmektedir. SM5 ve GM5 modellerinin arasında gözle görülür bir fark elde etmek çok zordur, çünkü birbirlerine yakın görüntüler oluşmuştur.



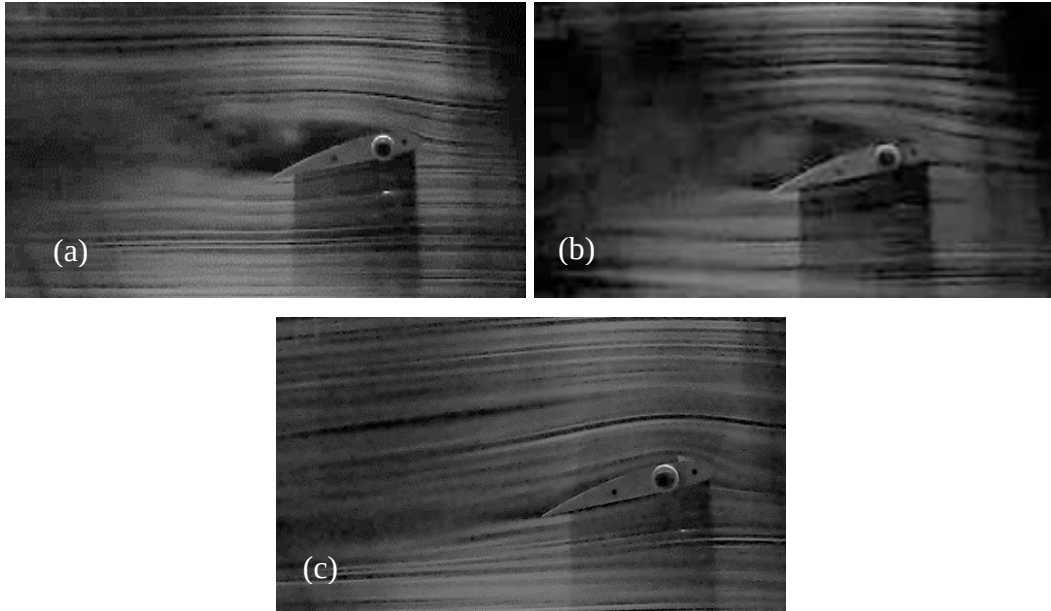
Şekil 44. $X/c=0.1$ konumu 9° hücum açısındaki duman tel görüntüleri (a) Temel modeli (b) GM5 modeli (c) SM5 modeli

Şekil 45'te hücum açısı 12° için duman tel görüntüleri görülmektedir. Açının artması ile iz alanı büyümüştür. Şekil 45 (a)'da temel model için büyük iz alanı görülmektedir. Fakat Şekil 45 (b) ve Şekil 45 (c)'de görüleceği üzere girdap üreteçleri iz alanlarını küçültmüştür. Hatta uçak kanadı şekilli SM5 Şekil 45 (c)'de görüldüğü gibi neredeyse tamamen iz alanını ortadan kaldırmıştır. Akış, kanadın yüzeyini takip ederek devam etmiştir. GM5 geleneksel modeli ise temel modelden iyidir. Temel modelde iz alanı büyüklüğüne karşı SM5 girdap üreteçlerinin iz alanını en iyi şekilde daralttığı 12° de net görülmektedir. Şekil 46'da ise $x/c=0.1$ konumu 15° için duman tel görüntü sonuçları görülmektedir. 15° için temel model

Şekil 46 (a)'da iz bölgesi büyümüştür. GM5 modelinde temel modele göre iz bölgesi daralmış ve Şekil 46 (b)'de görüldüğü gibi gözle görülür bir fark olmuştur. Uçak kanadı modeli şekilli SM5 modeli akışı en iyi manipüle ederek iz alanını daraltmıştır.



Şekil 45. $X/c=0.1$ konumu 12° hücum açısındaki duman tel görüntüleri (a) Temel modeli (b) GM5 modeli (c) SM5 modeli



Şekil 46. $X/c=0.1$ konumu 15° hücum açısındaki duman tel görüntüleri (a) Temel modeli (b) GM5 modeli (c) SM5 modeli

4. SONUÇLAR

Bu tez çalışmasında geleneksel tip girdap üreteçlerinin yerine aerodinamik olarak şekillendirilmiş S1223 uçak kanat profilli girdap üreteçlerinin NACA 4415 uçak kanadının aerodinamik karakteristikleri üzerine etkileri deneysel olarak araştırılmıştır. Kuvvet ölçümleri ve yüzey yağ akışı görselleştirme yöntemleri kullanılarak $Re=1.4 \times 10^5$ 'te deneysel çalışmalar yapılmıştır. 6 tip geleneksel girdap üretici konfigürasyonunun (GM1, GM2, GM3, GM4, GM5, GM6) kuvvet ölçüm sonuçları karşılaştırılmış ve en iyi performans gösteren GM5 modeli belirlenmiştir. M5 modelinin parametreleri doğrudan uçak kanadı şekilli girdap üreteçlerine uygulanarak deneyler gerçekleştirilmiştir. Yapılan deneysel çalışmalara göre uçak kanadı şekilli M5 girdap üretici için λ 'nın optimum değeri 35 mm ve β 'nin optimum değeri 13° olarak belirlenmiştir.

Sonuç olarak, GM5 geleneksel girdap üreteçlerinin C_{Lmax} 'ı temel modelin %18.83'e kadar ($x/c=0.1$ 'de GM1) artırabildiği, uçak kanadı şekilli-şekilli girdap üreteçlerinin ise bunu %12.83'e kadar (SM5 $x/c=0.1$) artırdığı sonucuna varılmıştır. Genel olarak, uçak kanadı şekilli girdap üreteçleri, stol gecikmesinde geleneksel girdap üreteçlerinden daha iyi performans gösterememiştir ancak özellikle $x/c=0.1$ ve $x/c=0.2$ 'de geleneksel modellerle aynı stol açısına sahiptirler. Ayrıca bu $x/c=0.1$ ve $x/c=0.2$ konumlarında, SM5'in stol öncesi taşıma değerleri GM5'ten daha yüksektir. 18° 'de ve $x/c=0.2$ konumunda, SM5 modeli $C_{Lmax}=1.5310$ ile GM5 ($C_{Lmax}=1.4521$) modelinin %5.43 üzerine çıkmıştır. Kanat konumunun $x/c=0.3$ ve ötesinde, uçak kanadı şekilli girdap üreteçlerinin stol performansı geleneksel olanların altında olmuştur. Bu, uçak kanadı şekilli girdap üreteçlerinin hücum kenarı yakınında daha fazla etkiye sahip olduğunu ve firar kenarına yaklaştıkça etkisinin azaldığını göstermektedir.

Uçak kanadı şekilli girdap üreteçlerinin sürüklenme performansı oldukça dikkat çekicidir. $x/c=0.1$ konumunda 21° 'de SM5 uçak kanadı modeli GM5 geleneksel modelden %14.87 oranında sürüklenmeyi düşürmüştür. Ayrıca aynı konumun 18° açısında bu oran %24.11'dir. $x/c=0.2$ konumunda ise aerodinamik uçak kanatlı girdap üreteçleri 18° 'de %13.11 ve 15° 'de %25.47 oranında sürüklemeyi azaltmıştır. Uçak kanadı şekilli girdap üreteçleri $x/c=0.3$ konumunda, 17° ve 14° 'de sırasıyla %25.36 ve %32.46 oranında sürüklemeyi azaltmışlardır. Geleneksel girdap üreteçler temel modele karşı sürüklenme sorununa neden olurken, uçak kanadı şekilli girdap üreteçleri hem temel modele hem de

geleneksel girdap üreteçlerine göre daha düşük sürüklenme katsayısına sahiptir. Sonuç olarak genel performans L/D grafiklerine de bu sonuçlar yansımaktadır.

SM5'in $x/c=0.1$ 'deki maksimum L/D değeri 18.55'tir. Bu da geleneksel girdap üreteçlerine (GM5) göre %94.56'lık bir iyileşme anlamına gelmektedir. $x/c=0.2$ 'de, SM5'in maksimum L/D 'si 19.376'dır. Bu ise GM5'ten %75.3 daha yüksek L/D anlamına gelmektedir. $x/c=0.3$ konumunda SM5, GM5'ten %114.35 daha yüksek L/D_{max} değerine sahiptir. Genel olarak L/D performansı SM5 modelinin oldukça yüksektir.

Girdap üreteçlerinin LAK üzerindeki etkisi özellikle firar kenarına yakın konumunda etkilidir ve LAK'ı parçalamıştır. Tutunmuş akış yapılarının firar kenarına doğru azalması, girdap üreteçlerinin etkisinin ön kenara yakın kısımda daha etkili olduğunu göstermektedir. $x/c=0.1$ ve 0.2 'nin en etkili konumlar olduğu söylenebilir. Geleneksel girdap üreteçlere çok benzeyen SM5 uçak kanadı girdap üreteçleri yüzey yağ akışı görüntülerinde belirtildiği gibi, SM5'e tutunmuş akış bölgeleri biraz daha geniştir. Yüzeye daha fazla akış yapıştıran SM5 stol öncesinde daha iyi C_L performansına sahiptir. Ayrıca $x/c=0.1$, 0.2 ve 0.3 konumlarında bütün açılarda daha başarılı C_D performansına sahiptir. Akış yapısı, SM5'in yüzeyini takip etmesine rağmen, GM5 için dağınık olarak oluşmuştur. Bu, SM5'in sürüklemeyi azaltması olarak yorumlanabilir. Sonuç olarak, uçak kanadı şekilli girdap üreteçlerinin sürüklenme ve stol öncesi taşıma katsayısında geleneksel olanlara göre daha iyi aerodinamik performans gösterir, ancak uçak kanadı şekilli girdap üreteçlerinin $C_{L,max}$ performansı, geleneksel girdap üreteçlere göre daha düşük kalmıştır.

Duman tel görüntüleme tekniği kullanılarak elde edilen görüntülerde temel model, GM5 ve SM5 modelleri için SM5 uçak kanadı şekilli model iz bölgesini daralttığı görülmüştür.

5. ÖNERİLER

Girdap üreteçlerinde yeni tip tasarlanan girdap üreteçleri geleneksellerin üzerinde performans sergileyebilmektedir. Bunun için yeni tip farklı geometrilerin çalışılması bu alana katkı sağlayacağı düşünülmektedir. Uçak kanadı profilli çalışmalar oldukça kısıtlıdır. Birçok uçak kanadı profili olduğu düşünüldüğünde değişik uçak kanadı modellerinin değişik konfigürasyonlarda ve farklı temel kanat modellerinde incelenmesi önerilmektedir. Konfigürasyonlar ve parametreler düşünüldüğünde yüzlerce durum söz konusu olacaktır. Uçak kanadı olarak tasarlanacak farklı girdap üreteçleri farklı konfigürasyonlarda taşıma ve sürükleme katsayılarını geleneksellerin üzerinde artırabileceği düşünülmektedir.

6. KAYNAKLAR

- Akhter, M. Z., & Omar, F. K. (2021). Review of flow-control devices for wind-turbine performance enhancement. *Energies*, 14(5), 1–35. <https://doi.org/10.3390/en14051268>
- Allely, C. S., & Cooper, P. (2017). Jurors' and judges' evaluation of defendants with autism and the impact on sentencing: A systematic Preferred Reporting Items for Systematic Reviews and Meta-analyses (PRISMA) review of autism spectrum disorder in the courtroom. *Journal of law and medicine*, 25(1).
- Arunvinthan, S., Raatan, V. S., Nadaraja Pillai, S., Pasha, A. A., Rahman, M. M., & Juhany, K. A. (2021). Aerodynamic characteristics of shark scale-based vortex generators upon symmetrical airfoil. *Energies*, 14(7). <https://doi.org/10.3390/en14071808>
- Bak, C., Skrzypiński, W., Fischer, A., Gaunaa, M., Bronnum, N. F., & Kruse, E. K. (2018). Wind tunnel tests of an airfoil with 18% relative thickness equipped with vortex generators. *Journal of Physics: Conference Series*, 1037(2). <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1037/2/022044>
- Bakhtiari Nia, B., Ja'fari, M., Rezaei Ranjbar, A., & Jaworski, A. J. (2023). Passive control of boundary layer flow separation on a wind turbine airfoil using vortex generators and slot. *Ocean Engineering*, 283. <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2023.115170>
- Baldacchino, D., Ferreira, C., Tavernier, D. De, Timmer, W. A., & van Bussel, G. J. W. (2018). Experimental parameter study for passive vortex generators on a 30% thick airfoil. *Wind Energy*, 21(9), 745–765. <https://doi.org/10.1002/we.2191>
- Barlow, J. B., Rae, W. H., & Pope, A. (1999). *Low-speed wind tunnel testing*. John Wiley & sons.
- Bayindirli, C. (2023). Numerical and Experimental Enhancement of the Aerodynamic Performance of a Road Vehicle using Passive Flow Control. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 16(7), 1414–1426.
- Bragg, M. B., & Gregorek, G. M. (1987). Experimental study of airfoil performance with vortex generators. *Journal of Aircraft*, 24(5), 305–309. <https://doi.org/10.2514/3.45445>
- Cai, C., Zuo, Z., Morimoto, M., Maeda, T., Kamada, Y., & Liu, S. (2018). Two-step stall characteristic of an airfoil with a single leading-edge protuberance. *AIAA Journal*, 56(1), 64–77. <https://doi.org/10.2514/1.J055921>
- Çakıroğlu, R., Tanürün, H. E., Acır, A., Üçgül, F., & Olkun, S. (2023). Optimization of NACA 4412 augmented with a gurney flap by using grey relational analysis. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 45(3), 1–18. <https://doi.org/10.1007/s40430-023-04089-x>
- Chen, H. (2021). Numerical investigation of the effects of vortex generators on the Bell

- A821201 airfoil. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 43(11). <https://doi.org/10.1007/s40430-021-03239-3>
- Chen, M., Zhao, Z., Liu, H., Wang, T., & Meng, L. (2021). *Research on the Parametric Modelling Approach of Vortex Generator on Wind Turbine Airfoil*. 9(August), 1–13. <https://doi.org/10.3389/fenrg.2021.726721>
- Chen, W., Qiao, W., & Wei, Z. (2020). Aerodynamic performance and wake development of airfoils with wavy leading edges. *Aerospace Science and Technology*, 106, 106216. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106216>
- Choi, T. N. J. K. (2012). *Dielectric-barrier-discharge vortex generators : characterisation and optimisation for flow separation control*. 329–345. <https://doi.org/10.1007/s00348-011-1213-0>
- Coleman, H. W., & Steele, W. G. (1989). *Uncertainty Analysis For Engineers Uncertainty Analysis For Engineers* (Fourth Ed). John Wiley & Sons.
- De Tavernier, D., Ferreira, C., Viré, A., LeBlanc, B., & Bernardy, S. (2021). Controlling dynamic stall using vortex generators on a wind turbine airfoil. *Renewable Energy*, 172, 1194–1211. <https://doi.org/10.1016/j.renene.2021.03.019>
- Delnero, J. S., Leo, J. M. Di, Camocardi, M. E., Martinez, M. A., & Lerner, J. L. C. (2012). Experimental study of vortex generators effects on low Reynolds number airfoils in turbulent flow. *International Journal of Aerodynamics*, 2(1), 50. <https://doi.org/10.1504/ijad.2012.046539>
- Demirekin, M., & Yalçın, H. (2023). Dil Öğrenme Stratejileriyle İlgili Yapılan Araştırmaların Sistemik Analizi. *Turkish Studies*, 18, 2.
- Eckert, M. (2022). *The Boundary Layer Concept BT - Turbulence—an Odyssey: Origins and Evolution of a Research Field at the Interface of Science and Engineering* (M. Eckert (Ed.); ss. 73–88). Springer International Publishing. https://doi.org/10.1007/978-3-030-91459-2_5
- Forster, K. J., & White, T. R. (2014). Numerical investigation into vortex generators on heavily cambered wings. *AIAA Journal*, 52(5), 1059–1071. <https://doi.org/10.2514/1.J052529>
- Fouatih, O. M., Imine, B., & Medale, M. (2019). Numerical/experimental investigations on reducing drag penalty of passive vortex generators on a NACA 4415 airfoil. İçinde *Wind Energy* (C. 22, Sayı 7, ss. 1003–1017). John Wiley and Sons Ltd. <https://doi.org/10.1002/we.2330>
- Fouatih, O. M., Medale, M., Imine, O., & Imine, B. (2016). Design optimization of the aerodynamic passive flow control on NACA 4415 airfoil using vortex generators. *European Journal of Mechanics, B/Fluids*, 56, 82–96. <https://doi.org/10.1016/j.euromechflu.2015.11.006>

- Gad-el-Hak, M. (2000). Flow control: passive, active, and reactive flow management. İçinde *Journal of Environmental Economics and Management* (First Edit, C. 37, Sayı 2). Cambridge University Press. <https://doi.org/10.1006/jeem.1998.1064>
- Gao, L., Zhang, H., Liu, Y., & Han, S. (2015). Effects of vortex generators on a blunt trailing-edge airfoil for wind turbines. *Renewable Energy*, 76, 303–311. <https://doi.org/10.1016/j.renene.2014.11.043>
- Güçlü, M. C. (2019). *Uçak Kanadı Üzerindeki Akışın Aerodinamik Performans Analizi ve Kontrolü*. TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.
- Güler, A. A., Seyhan, M., & Akansu, Y. E. (2018). Effect of signal modulation of dbd plasma actuator on flow control around NACA 0015. *Isi Bilimi Ve Teknigi Dergisi/ Journal of Thermal Science and Technology*, 38(1), 95–105.
- Gyatt, G. W. (1986). *Development and testing of vortex generators for small horizontal axis wind turbines*. AeroVironment, Inc., Monrovia, CA (USA).
- Hansen, K. L., Kelso, R. M., & Dally, B. B. (2011). Performance variations of leading-edge tubercles for distinct airfoil profiles. *AIAA Journal*, 49(1), 185–194. <https://doi.org/10.2514/1.J050631>
- Hansen, M. O. L., & Rogowski, K. (2022). Investigation of a delta wing Vortex Generator. *Journal of Physics: Conference Series*, 2265(3). <https://doi.org/10.1088/1742-6596/2265/3/032037>
- Hansen, M. O. L., Velte, C. M., Øye, S., Hansen, R., Sørensen, N. N., Madsen, J., & Mikkelsen, R. (2016b). Aerodynamically shaped vortex generators. *Wind Energy*, 19(3), 563–567. <https://doi.org/10.1002/we.1842>
- Hao, L., Hu, B., Gao, Y., & Wei, B. (2023). Effect of vortex generator spanwise height distribution pattern on aerodynamic characteristics of a straight wing. *Advances in Aerodynamics*, 5(1), 1–15. <https://doi.org/10.1186/s42774-023-00137-1>
- Hares, H., Mebarki, G., Brioua, M., & Naoun, M. (2019). Aerodynamic performances improvement of NACA 4415 profile by passive flow control using vortex generators. *Journal of the Serbian Society for Computational Mechanics*, 13(1), 17–38. <https://doi.org/10.24874/jsscm.2019.13.01.02>
- Heyes, A. L., & Smith, D. A. R. (2005). Modification of a wing tip vortex by vortex generators. *Aerospace Science and Technology*, 9(6), 469–475. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2005.04.003>
- Hövelmann, A., Knoth, F., & Breitsamter, C. (2016). AVT-183 diamond wing flow field characteristics Part 1: Varying leading-edge roughness and the effects on flow separation onset. *Aerospace Science and Technology*, 57, 18–30. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.01.002>
- Ineza Havugimana, L. F., Liu, B., Liu, F., Zhang, J., Li, B., & Wan, P. (2023). Review of

- Artificial Intelligent Algorithms for Engine Performance, Control, and Diagnosis. *Energies*, 16(3). <https://doi.org/10.3390/en16031206>
- Ismail, M. P., Ishak, I. A., Samiran, N. A., Mohammad, A. F., Salleh, Z. M., & Darlis, N. (2022). CFD analysis on the effect of vortex generator on sedan car using ansys software. *International Journal of Integrated Engineering*, 14(1), 73–83.
- Joshi, S. N., & Gujarathi, Y. S. (2016). A Review on Active and Passive Flow Control Techniques. *International Journal on Recent Technologies in Mechanical and Electrical Engineering*, 3(4), 1–6. <https://www.ijrmee.org/index.php/ijrmee/article/view/50>
- Kim, H. H., Kim, H. Y., Han, J. S., & Han, J. H. (2018). A Development and Assessment of Variable-Incidence Angle Vortex Generator at Low Reynolds Number of $\sim 5 \times 10^4$. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 19(4), 836–842. <https://doi.org/10.1007/s42405-018-0099-y>
- Kuwik, B. S., Tabacjar, C. M., & Lee, S.-J. (2018). CFD investigation of vortex generator additions to the general atomics MQ-9 reaper. *AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2018*. <https://doi.org/10.2514/6.2018-1009>
- Li-Shu, H., Chao, G., Wen-Ping, S., & Ke, S. (2013). Airfoil flow control using vortex generators and a Gurney flap. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, 227(12), 2701–2706. <https://doi.org/10.1177/0954406213478533>
- Li, X. kai, Liu, W., Zhang, T. jun, Wang, P. ming, & Wang, X. dong. (2019). Analysis of the effect of vortex generator spacing on boundary layer flow separation control. *Applied Sciences (Switzerland)*, 9(24). <https://doi.org/10.3390/app9245495>
- Li, X., Yang, K., & Wang, X. (2019). Experimental and numerical analysis of the effect of vortex generator height on vortex characteristics and airfoil aerodynamic performance. *Energies*, 12(5). <https://doi.org/10.3390/en12050959>
- Lin, J. C. (2002). Review of research on low-profile vortex generators to control boundary-layer separation. İçinde *Progress in Aerospace Sciences* (C. 38, Sayılar 4–5). [https://doi.org/10.1016/S0376-0421\(02\)00010-6](https://doi.org/10.1016/S0376-0421(02)00010-6)
- Lissaman, P. B. S. (1983). LOW-REYNOLDS-NUMBER AIRFOILS. İçinde *Ann. Rev. Fluid Mech* (C. 15). www.annualreviews.org
- Lu, F. K., James, S. E., & Zhang, L. (2023). Flow separation control and performance evaluation of an asymmetric diffuser using vortex generators. *Aerospace Science and Technology*, 136, 108237. <https://doi.org/10.1016/J.AST.2023.108237>
- Méndez, B., & Gutiérrez, R. (2018). Non-conventional vortex generators calculated with CFD. *Journal of Physics: Conference Series*, 1037(2). <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1037/2/022029>

- Moher, D., Liberati, A., Tetzlaff, J., Altman, D. G., & Group, T. P. (2009). Preferred Reporting Items for Systematic Reviews and Meta-Analyses: The PRISMA Statement. *PLOS Medicine*, 6(7), e1000097. <https://doi.org/10.1371/JOURNAL.PMED.1000097>
- Mueller-Vahl, H., Pechlivanoglou, G., Nayeri, C. N., & Paschereit, C. O. (2012). *Vortex Generators For Wind Turbine Blades: A Combined Wind Tunnel And Wind Turbine Parametric Study* Gt2012-69197. <http://www.asme.org/about-asme/terms-of-use>
- Panaras, A. G., & Lu, F. K. (2015). Micro-vortex generators for shock wave/boundary layer interactions. *Progress in Aerospace Sciences*, 74, 16–47. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.12.006>
- Papadopoulos, C., Katsiadramis, V., & Yakinthos, K. (2021). Influence of tubercles' spanwise distribution on swept wings for unmanned aerial vehicles. İçinde *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* (C. 235, Sayı 1). <https://doi.org/10.1177/0954410020919583>
- Parra, H. G., Ceron, H. D., Gomez, W., & Gaona, E. E. (2023). Experimental Analysis of Bio-Inspired Vortex Generators on a Blade with S822 Airfoil. *Energies*, 16(12). <https://doi.org/10.3390/en16124538>
- Qiao, L., Shen, J., Li, Y., Huang, J., Zhang, J., Xu, J., & Bai, J. (2023). Improved hybrid model for transitional separated flows over a rough compressor blade. *Aerospace Science and Technology*, 140. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108434>
- Rao, D., & Kariya, T. (1988). Boundary-layer submerged vortex generators for separation control - An exploratory study. İçinde *1st National Fluid Dynamics Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/doi:10.2514/6.1988-3546>
- Reuss, R. L., Hoffmann, M. J., & Gregorek, G. M. (1995). Effects of Surface Roughness and Vortex Generators on the NACA 4415 Airfoil. *Nrel/Tp-442-6472*, 4(December).
- Selig, M. S., & Guglielmo, J. J. (1997). High-lift low Reynolds number airfoil design. *Journal of Aircraft*, 34(1), 72–79. <https://doi.org/10.2514/2.2137>
- Seshagiri, A., Cooper, E., & Traub, L. W. (2009). Effects of vortex generators on an airfoil at low reynolds numbers. *Journal of Aircraft*, 46(1), 116–122. <https://doi.org/10.2514/1.36241>
- Seyhan, M., Akbıyık, H., Sarioğlu, M., & Keçecioglu, S. C. (2022). The effect of leading-edge tubercle on a tapered swept-back SD7032 airfoil at a low Reynolds number. *Ocean Engineering*, 266(September). <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2022.112794>
- Seyhan, M., Sarioğlu, M., & Akansu, Y. E. (2021). Influence of Leading-Edge Tubercle with Amplitude Modulation on NACA 0015 Airfoil. *AIAA Journal*, 59(10), 3965–3978. <https://doi.org/10.2514/1.J060180>
- Shankar, G., & Devaradjane, G. (2018). Experimental and computational analysis on

- aerodynamic behavior of a car model with vortex generators at different yaw angles. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 11(1), 285–295.
- Shyy, W., Kleveland, F., Nilsson, M., Sloan, J., Carroll, B., & Fuentes, C. (1999). Rigid and flexible low Reynolds number airfoils. *Journal of Aircraft*, 36(3), 523–529. <https://doi.org/10.2514/2.2487>
- Sobhani, E., Ghaffari, M., & Maghrebi, M. J. (2017). Numerical investigation of dimple effects on darrieus vertical axis wind turbine. *Energy*, 133, 231–241. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2017.05.105>
- Storms, B. L., & Jang, C. S. (1994). Lift enhancement of an airfoil using a Gurney flap and vortex generators. *Journal of Aircraft*, 31(3), 542–547. <https://doi.org/10.2514/3.46528>
- Sudhakar, S., Venkatakrishnan, L., & Ramesh, O. N. (2020). The influence of leading-edge tubercles on airfoil performance at low reynolds numbers. *AIAA Scitech 2020 Forum*, 1 PartF(January), 1–25. <https://doi.org/10.2514/6.2020-2219>
- Tarakka, R., Jalaluddin, J., Salam, N., Muhsyafir, M., & Mukrim, M. I. (2023). Effects of the additions of fin and suction on aerodynamic drags of vehicle model. *AIP Conference Proceedings*, 2630(1).
- Taylor, H. D. . (1947). The elimination of diffuser separation by vortex generators. *United Aircraft Corporation, Report No. R-4012-3*.
- Tebbiche, H., & Boutoudj, M. S. (2014). Optimized vortex generators in the flow separation control around a NACA 0015 profile. *Proceedings of the International Conference on Structural Dynamic , EUROODYN, 2014-Janua*, 3219–3226.
- Tian, Q., Corson, D., & Baker, J. (2016). Application of vortex generators to wind turbine blades. *34th Wind Energy Symposium, January*, 1–14. <https://doi.org/10.2514/6.2016-0518>
- Timmer, W. A., & Van Rooij, R. P. J. O. M. (2003). Summary of the Delft University wind turbine dedicated airfoils. *Journal of Solar Energy Engineering, Transactions of the ASME*, 125(4), 488–496. <https://doi.org/10.1115/1.1626129>
- Verma, S. B., & Chidambaranathan, M. (2015). Transition control of Mach to regular reflection induced interaction using an array of micro ramp vane-type vortex generators. *Physics of Fluids*, 27(10). <https://doi.org/10.1063/1.4932405>
- Vinodhini, P. J., Samuvel, T. J., & Raj, G. S. (2016). Numerical Analysis of Drag Reduction Method Using Vortex Generator on Symmetric Aerofoil. *International Journal of Engineering Trends and Technology*, 35(1), 33–36. <https://doi.org/10.14445/22315381/ijett-v35p207>
- Wang, H., Zhang, B., Qiu, Q., & Xu, X. (2017). Flow control on the NREL S809 wind turbine airfoil using vortex generators. *Energy*, 118, 1210–1221. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2016.11.003>

- Wang, J., & Feng, L. (Ed.). (2018). Introduction. İçinde *Flow Control Techniques and Applications* (ss. 1–22). Cambridge University Press. <https://doi.org/DOI:10.1017/9781316676448.002>
- Wang, Q., Yang, S., Wang, H., & Wang, J. (2022). Aerodynamic shape integrated design of wind turbine airfoils and vortex generators. *International Journal of Green Energy*, 19(7), 747–756. <https://doi.org/10.1080/15435075.2021.1961261>
- Wu, Z., Chen, T., Wang, H., Shi, H., & Li, M. (2022). Investigate aerodynamic performance of wind turbine blades with vortex generators at the transition area. *Wind Engineering*, 46(2), 615–629. <https://doi.org/10.1177/0309524X211038542>
- Xie, Y., Rao, Y., Cheng, Y., & Tian, W. (2022). Investigation into the laminar separation control of airfoils at low Reynolds numbers by dimple vortex generators. *Aerospace Science and Technology*, 129, 107841. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107841>
- Yagiz, B., Kandil, O., & Pehlivanoglu, Y. V. (2012). Drag minimization using active and passive flow control techniques. *Aerospace Science and Technology*, 17(1), 21–31. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2011.03.003>
- Yang, K., Zhang, L., & Xu, J. (2010). Simulation of aerodynamic performance affected by vortex generators on blunt trailing-edge airfoils. *Science China Technological Sciences*, 53(1), 1–7. <https://doi.org/10.1007/s11431-009-0425-5>
- Zakher, B. N., El-Hadary, M., & Aziz, A. N. (2019). The effect of vortex generators on aerodynamics for sedan cars. *CFD Letters*, 11(6), 1–17.
- Zhao, Z., Jiang, R., Feng, J., Liu, H., Wang, T., Shen, W., Chen, M., Wang, D., & Liu, Y. (2022). Researches on vortex generators applied to wind turbines: A review. *Ocean Engineering*, 253(November 2021), 111266. <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2022.111266>
- Zhao, Z., Zeng, G., Wang, T., Xu, B., & Zheng, Y. (2016). Numerical research on effect of transition on aerodynamic performance of wind turbine blade with vortex generators. *Journal of Renewable and Sustainable Energy*, 8(6). <https://doi.org/10.1063/1.4972888>
- Zhen, T. K., Zubair, M., & Ahmad, K. A. (2011). Experimental and numerical investigation of the effects of passive vortex generators on Aludra UAV performance. *Chinese Journal of Aeronautics*, 24(5), 577–583. [https://doi.org/10.1016/S1000-9361\(11\)60067-8](https://doi.org/10.1016/S1000-9361(11)60067-8)
- Zhu, C., Chen, J., Qiu, Y., & Wang, T. (2021). Numerical investigation into rotational augmentation with passive vortex generators on the NREL Phase VI blade. *Energy*, 223, 120089. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.120089>
- Zhu, C., Feng, Y., Shen, X., Dang, Z., Chen, J., Qiu, Y., Feng, Y., & Wang, T. (2023). Effects of the height and chordwise installation of the vane-type vortex generators on the unsteady aerodynamics of a wind turbine airfoil undergoing dynamic stall. *Energy*,

266. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2022.126418>

- Zorzela, L., Loke, Y. K., Ioannidis, J. P., Golder, S., Santaguida, P., Altman, D. G., Moher, D., Vohra, S., Boon, H., Clark, J., Shamseer, L., & Mulrow, C. (2016). PRISMA harms checklist: Improving harms reporting in systematic reviews. *The BMJ*, 352. <https://doi.org/10.1136/bmj.i157>
- Zulkefli, N. F., Ahamat, M. A., Mohd Safri, N. F., Mohd Nur, N., & Mohd Rafie, A. S. (2019). Lift Enhancement of NACA 4415 Airfoil using Biomimetic Shark Skin Vortex Generator. *International Journal of Recent Technology and Engineering*, 8(4). <https://doi.org/10.35940/ijrte.D9222.118419>
- Zyga, L. (2012). *Scientists discover second purpose for vortex generators*. <https://phys.org/news/2012-09-scientists-purpose-vortex.html>



7. EKLER

Bu bölümde ikinci bölümde verilen belirsizlik analizinin ayrıntılarına ilişkin hesaplamalar verilecektir. Hesaplamalarda kullanılan her bir değişken için hata onaranları ve bunların sonucunda sürüklenme ve taşıma katsayılarında oluşan hata oranına ait belirsizlik analizi işlem basamakları aşağıda verilmiştir.

Yoğunluk için belirsizlik hesabı

Basınç değeri ölçüm cihazımızın hata payı 0.9 kPa'dır. 101.324 kPa atmosfer basıncı ölçümü sırasında oluşan belirsizlik $\left(u_{P_{atm}} = \frac{w_{P_{atm}}}{P_{atm}} \cong \frac{900}{101324} = 0.00888\right)$ %0.888 olarak elde edilmiştir.

25° için sıcaklık ölçüm cihazındaki meydana gelen 0.2°C hata ile oluşan belirsizlik $\left(u_T = \frac{w_T}{T} \cong \frac{0.2}{25} = 0.008\right)$ %0.8 olarak bulunur.

Yoğunluğun denklemi $\rho = \frac{P_{atm}}{RT}$ olduğuna göre, yoğunluk için belirsizlik

$$u_\rho = \left[(1)^2 \left(\frac{w_{P_{atm}}}{P_{atm}} \right)^2 + (-1)^2 \left(\frac{w_T}{T} \right)^2 \right]^{1/2} = [(0.00888)^2 + (0.008)^2]^{1/2} = 0.0119$$

denkleminden %1.19 olarak elde edilmektedir.

Uçak kanadının üst bakış alanı belirsizlik hesabı

148.5 mm kort uzunluğuna sahip kanat için ölçüm sonucu 0.2 mm hata nedeniyle meydana gelen belirsizlik $\left(u_c = \frac{w_c}{c} \cong 0.0013\right)$ %0.13'tür.

297 mm kanat açıklığına sahip kanat için ölçüm sonucu 0.2 mm hata nedeniyle meydana gelen belirsizlik $\left(u_w = \frac{w_w}{w} \cong 0.0067\right)$ %0.67'dir.

$A_P = c \times w$ olarak tanımladığına göre; üst bakış alanı için hesaplanan belirsizlik

$$u_{A_P} = \frac{w_{A_P}}{A_P} = \left[\left(\frac{w_c}{c} \right)^2 + \left(\frac{w_w}{w} \right)^2 \right]^{1/2} = [(0.0013)^2 + (0.0067)^2]^{1/2} = 0.00682 \quad \text{yani}$$

%0.682 olarak elde edilir.

Taşıma ve Sürüklenme kuvveti belirsizlikleri

$$\left(u_{X_1} = \frac{w_{X_1}}{X_1} \cong 0.02 = \%2\right) \text{ x yönündeki belirsizlik}$$

$$\left(u_{X_2} = \frac{w_{X_2}}{X_2} \cong 0.01 = \%1\right) \text{ y yönündeki belirsizlik}$$

Hücum açısındaki 1°'lik hatalı ölçüm için kuvvet ölçümünün de meydana gelen belirsizlik %1.2'dir. $\left(u_{X_3} = \frac{w_{X_3}}{X_3} \cong 0.0083\right) \%0.83$

Veri toplama kartının çözünürlüğü dolayısıyla meydana gelen belirsizlik %0.34'tür. $(u_{X_4} = \%0.34)$

Hız ölçümünde 10 m/s hız için meydana gelen hata 0.12 m/s'dir. Oluşan belirsizlik $\left(u_{U_0} = \frac{w_{U_0}}{U_0} \cong 0.012\right) \%1.2$ 'dir.

Yukarıda da hesaplandığı üzere kanat üst bakış alanı belirsizliği $(u_{A_p}) \%0.682$ 'dir. $(u_{X_5} = \%0.682)$

Kuvvet ölçümünde taşıma ve sürüklenme kuvveti için değerler yerine koyulduğunda;

$$u_{F_L} = \frac{w_{F_L}}{F_L} = \left[\left(\frac{w_{X_2}}{X_2} \right)^2 + \left(\frac{w_{X_3}}{X_3} \right)^2 + \left(\frac{w_{X_4}}{X_4} \right)^2 + \left(\frac{w_{X_5}}{X_5} \right)^2 \right]^{1/2}$$

$$u_{F_L} = [(0.01)^2 + (0.0083)^2 + (0.0034)^2 + (0.00682)^2]^{1/2} \cong 0.015 \cong \%1.5$$

$$u_{F_D} = \frac{w_{F_D}}{F_D} = \left[\left(\frac{w_{X_1}}{X_1} \right)^2 + \left(\frac{w_{X_3}}{X_3} \right)^2 + \left(\frac{w_{X_4}}{X_4} \right)^2 + \left(\frac{w_{X_5}}{X_5} \right)^2 \right]^{1/2}$$

$$u_{F_D} = [(0.02)^2 + (0.0083)^2 + (0.0034)^2 + (0.00682)^2]^{1/2} \cong 0.0229 \cong \%2.29$$

olarak yüzdesel hesaplanmaktadır.

Taşıma katsayısı belirsizlik hesabı

Bölüm 2'de bulunan Denklem (6)'da taşıma katsayısını hesaplanması için meydana gelen belirsizlik aşağıda belirtilen işlemlere göre %3.15 olarak elde edilmiştir.

$$u_{C_L} = \frac{w_{C_L}}{C_L} = \left[(u_{F_L})^2 + (u_\rho)^2 + 4(u_{U_0})^2 + (u_{A_P})^2 \right]^{1/2}$$

$$u_{C_L} = [(0.015)^2 + (0.0119)^2 + 4(0.012)^2 + (0.00682)^2]^{1/2} = 0.0315$$

Sürükleme katsayısındaki belirsizlik hesabı

Bölüm 2’de bulunan Denklem (7)’de sürükleme katsayısını hesaplanmasında için meydana gelen belirsizlik aşağıda belirtilen işlemlere göre %3.59 olarak elde edilmiştir.

$$u_{C_D} = \left[(u_{F_D})^2 + (u_\rho)^2 + 4(u_{U_0})^2 + (u_{A_P})^2 \right]^{1/2}$$

$$u_{C_D} = [(0.0229)^2 + (0.0119)^2 + 4(0.012)^2 + (0.00682)^2]^{1/2} = 0.0359$$

ÖZGEÇMİŞ

Mesut ALGAN, İlk ve orta okul eğitimini Akçaabat Mersin Şehit Engin SARAÇ ilköğretim okulunda sonra Lise eğitimini Vakfıkebir Anadolu Lisesinde tamamladı. 2015 yılında girdiği Atatürk Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümünü 2019 yılında başarı ile tamamladı. Aynı yıl Karadeniz Teknik Üniversitesi Fen bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği Anabilim dalında yüksek lisans eğitimine başladı. Mesut İngilizce bilmektedir.

Yüksek lisans tezi kapsamında gerçekleştirilen bildiri ve makaleler:

Bildiri.

Algan, M., Seyhan, M., & Sarioğlu, M., (2022). The Effect of Backward Counter-Rotating Triangular Type Vortex Generators on NACA 4415 Airfoil . 2nd International Conference on Engineering and Applied Natural Sciences (pp.1-5). Konya, Turkey

Makale (*Hakem incelemesinde*);

Mesut ALGAN, Mehmet SEYHAN and Mustafa SARIOĞLU (2023). “*Effect of Aero-Shaped Vortex Generators on NACA4415 Airfoil*” **Ocean Engineering Journal.**