

KARADENİZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

ONERA M6 KANADINDA UÇ KANATÇIK GEOMETRİSİNİN AERODİNAMİK
PERFORMANS ÜZERİNDEKİ ETKİSİNİN İNCELENMESİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Göktuğ YILMAZ

EKİM 2023

TRABZON



KARADENİZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

**ONERA M6 KANADINDA UÇ KANATÇIK GEOMETRİSİNİN AERODİNAMİK
PERFORMANS ÜZERİNDEKİ ETKİSİNİN İNCELENMESİ**

Göktuğ YILMAZ

Karadeniz Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsünde

"MAKİNA YÜKSEK MÜHENDİSİ"

Unvanı Verilmesi İçin Kabul Edilen Tezdir.

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 29.09.2023

Tezin Savunma Tarihi : 30.10.2023

Tez Danışmanı : Prof. Dr. Burhan ÇUHADAROĞLU

Trabzon 2023

ÖNSÖZ

Bu tez kapsamında, ONERA M6 kanadı referans alınarak tek uç kanatçıklı ve iki uç kanatçıklı kanat tasarımları oluşturulmuş olup, farklı uçuş koşulları için kıvrım açılarının aerodinamik katsayılar üzerindeki etkisi Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği analizleri yapılarak incelenmiştir. Bu teze ait çıktıların gelecekteki çalışmalara katkı sağlamasını diliyor, çalışmanın ortaya çıkma sürecinde desteğini hiçbir zaman esirgemeyen ve yüksek lisans eğitimim boyunca bilgi ve tecrübesiyle bana rehberlik eden sayın Prof. Dr. Burhan ÇUHADAROĞLU'na sonsuz teşekkürlerimi sunuyorum.

Ayrıca hayatım boyunca yaptığım çalışmaları yürekten destekleyen, bana çalışkan ve üretken bir insan olma azmi aşılayan ve bugünlere gelmemdeki en büyük paya sahip olan annem Nurcan YILMAZ ve babam Süleyman YILMAZ'a teşekkürü borç bilirim.

Göktuğ YILMAZ

Trabzon 2023

TEZ ETİK BEYANNAMESİ

Yüksek Lisans Tezi olarak sunduğum “ONERA M6 Kanadında Uç Kanatçık Geometrisinin Aerodinamik Performans Üzerindeki Etkisinin İncelenmesi” başlıklı bu çalışmayı baştan sona kadar danışmanım Prof. Dr. Burhan ÇUHADAROĞLU’nun sorumluluğunda tamamladığımı, verileri/örnekleri kendim topladığımı, deneyleri/analizleri ilgili laboratuvarlarda yaptığımı/yaptırdığımı, 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. 30/10/2023

Göktuğ YILMAZ

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa No</u>
ÖNSÖZ	III
TEZ ETİK BEYANNAMESİ.....	IV
İÇİNDEKİLER.....	V
Yüksek Lisans Tezi	VI
Master Thesis.....	VII
ŞEKİLLER DİZİNİ	VIII
TABLolar DİZİNİ.....	XI
SEMBOLLER VE KISALTMALAR DİZİNİ	XII
1. GENEL BİLGİLER	1
1.1. Kanat Aerodinamiği ve İndüklenmiş Sürüklenme	2
1.1.1. Uç Kanatçık Geometrisi	5
1.2. Uç kanatçıkların Günümüzdeki Kullanımları	6
1.3. Hava Araçlarında Başkalaşım Geçirme Kabiliyeti	10
1.4. Şekil Değiştirebilir Uç kanatçıklar Üzerine Yapılmış Çalışmalar	12
2. YAPILAN ÇALIŞMALAR.....	18
2.1. Temel Denklemler	18
2.2. Kanat Geometrisinin Oluşturulması	20
2.3. Uç kanatçık Geometrisinin Oluşturulması	22
2.4. Akış Bölgesi ve Sınır Koşulları.....	24
2.5. Ağ Yapısı.....	24
2.6. Sayısal Çözüm Parametreleri	25
2.7. Sayısal Çözümün Doğrulanması	26
3. BULGULAR VE TARTIŞMA	32
3.1.1. Tek Uç Kanatçıklı Tasarım	32
3.1.2. İki Uç Kanatçıklı Tasarım	40
4. SONUÇLAR.....	53
5. ÖNERİLER.....	55
6. KAYNAKÇA.....	56
ÖZGEÇMİŞ	

Yüksek Lisans Tezi

ÖZET

ONERA M6 KANADINDA UÇ KANATÇIK GEOMETRİSİNİN AERODİNAMİK PERFORMANS ÜZERİNDEKİ ETKİSİNİN İNCELENMESİ

Göktuğ YILMAZ

Karadeniz Teknik Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Makina Mühendisliği Anabilim Dalı
Danışman: Prof. Dr. Burhan ÇUHADAROĞLU
2023, 58 Sayfa

Hava taşıtlarında uç kanatçık (winglet) kullanımının sürükleme kuvvetini azaltarak yakıt verimliliği sağladığı bilinmektedir. Özellikle sivil taşımacılıkta çeşitli örneklerine rastlanan uç kanatçıkların temel görevi kanat ucunda oluşan girdapları hafifleterek indüklenmiş sürükleme kuvvetinin azalmasını sağlamaktır. Bu çalışmada, ONERA M6 kanadı referans alınarak tek uç kanatçıklı ve iki uç kanatçıklı kanat modelleri oluşturulmuştur. Uç kanatçıkların kıvrım açısındaki değişimin, farklı hız ve hücum açısı koşulları için aerodinamik performansa olan etkisi Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizleri yapılarak incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar, kıvrım açısının aerodinamik performans üzerinde kayda değer bir etkiye sahip olduğunu göstermiştir. Tek uç kanatçıklı kanat için değişen kıvrım açısıyla birlikte, uç kanatçiksiz kanada kıyasla %14'e varan aerodinamik verim artışı elde edilmiştir. İki uç kanatçıklı kanada ait mevcut tasarım ise, transonik hızlarda tek uç kanatçıklı kanada kıyasla daha düşük C_L/C_D oranına sahip olmakla birlikte, görece daha düşük hız ($Ma= 0.3$) ve yüksek hücum açısı koşullarında %2.9'a varan verim artışı sağlamıştır. Ayrıca bütün uçuş koşulları için en iyi sonucu sağlayan tek bir kıvrım açısının olmaması, kıvrım açısını uçuş koşullarına uygun şekilde değiştirebilen tasarımların, sabit kıvrım açılı tasarımlara kıyasla daha üstün bir performansa sahip olabileceğini göstermektedir.

Anahtar Kelimeler: Uç kanatçık, Kıvrım açısı, Aerodinamik verimlilik, Hesaplamalı akışkanlar mekaniği

Master Thesis

SUMMARY

INVESTIGATION OF THE EFFECT OF WINGLET GEOMETRY ON AERODYNAMIC PERFORMANCE OF THE ONERA M6 WING

Göktuğ YILMAZ

Karadeniz Technical University
The Graduate School of Natural and Applied Sciences
Mechanical Engineering Graduate Program
Supervisor: Prof. Dr. Burhan ÇUHADAROĞLU
2023, 58 Pages

It is known that the use of winglets in aircraft provides fuel efficiency by reducing drag. The main function of the winglets, various examples of which are found especially in civil aviation, is to mitigate the vortices generated at the wingtips. This leads to a reduction in induced drag. In this study, single winglet and double winglet models were created, taking the ONERA M6 wing as a baseline geometry. The effect of the change in the cant angle of the winglets on the aerodynamic performance for different speed and angle of attack conditions was investigated through Computational Fluid Dynamics (CFD) analysis. The results obtained showed that the cant angle has a significant effect on aerodynamic performance. Along with varying the cant angle for the single winglet wing, an aerodynamic efficiency increase of up to 14% was achieved compared to the wing without winglet. The current design of the wing with two winglet has a lower C_L/C_D ratio compared to the wing with single winglet at transonic speeds, but it provides an efficiency increase of up to 2.9% in relatively lower speed ($Ma = 0.3$) and high angle of attack conditions. In addition, the fact that there is no single cant angle that provides the best results for all flight conditions shows that designs that can change the cant angle according to flight conditions may have superior performance compared to conventional winglet designs with fixed cant angles.

Key Words: Winglet, Cant angle, Aerodynamic efficiency, Computational fluid dynamics

ŞEKİLLER DİZİNİ

	<u>Sayfa No</u>
Şekil 1. Hareket halindeki bir hava aracına etki eden dört temel kuvvet (Glenn Research Center, 2021).....	2
Şekil 2. Sonlu kanat ucunda oluşan girdaplar (Anderson, 2017).....	4
Şekil 3. Uç kanatçık geometrisi	5
Şekil 4. API tarafından Boeing 737NG ailesi için geliştirilmiş yumuşak geçişli uç kanatçık (McLean, 2005).	7
Şekil 5. API tarafından geliştirilen Split-Scimitar ikili uç kanatçık tasarımı (Aviation Partners, 2023).....	8
Şekil 6. Boeing ileri teknoloji (AT) uç kanatçık tasarımı (URL-3, 2023).....	8
Şekil 7. Boeing 747-400 uçağında kullanılan bükülmüş (canted) uç kanatçık (Faye, Laprete, & Winter, 2002).	9
Şekil 8. Boeing 767-400 uçağında kullanılan arkaya eğimli (raked tip) kanat ucu (Faye, Laprete, & Winter, 2002).	9
Şekil 9. Lockheed Martin tarafından önerilen başkalaşım geçirebilen kanat tasarımı (Love, Zink, Stroud, Bye, & Chase, 2004).....	11
Şekil 10. NextGen firması tarafından oluşturulan tasarımın aerodinamik modeli (Andersen, Cowan, & Piatak, 2007).....	11
Şekil 11. Raytheon füze sistemlerine ait şekil değiştirebilir kanat tasarımı (Weisshaar, 2006).....	12
Şekil 12. Farklı kıvrım açıları için C tipi kanat geometrisi (Smith, Lowenberg, Jones, & Friswell, 2012).....	17
Şekil 13. Zagi 12 kesitli kanada ait şekil değiştirebilir uç kanatçık tasarımı (Gatto, Bourdin, & Friswell, 2010).....	17
Şekil 14. ONERA M6 kanat geometrisi (NASA, 2021).....	20
Şekil 15. ONERA M6 kanadının üç boyutlu modeli	21
Şekil 16. $\Gamma = 0^\circ$ iken uç kanatçıklı ONERA M6 kanadının geometrisi.....	22
Şekil 17. $\Gamma = 30^\circ$ iken uç kanatçıklı ONERA-M6 kanadının geometrisi	23
Şekil 18. $\Gamma = 15^\circ$ - 75° değerleri için iki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadının geometrisi	23
Şekil 19. Üç boyutlu akış bölgesi ve sınır koşulları.....	24
Şekil 20. Ağ yapısı.....	25
Şekil 21. ONERA Kanat Profili için basınç katsayısının deneysel verilerle kıyaslanması	27
Şekil 22. Uç kanatçiksız ONERA -M6 kanadı için sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi	28

Şekil 23.	Uç kanatçıksız ONERA -M6 kanadı için sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi	29
Şekil 24.	Uç kanatçıksız ONERA M6 kanadı için taşıma/sürüklenme oranının hücum açısı ile değişimi	29
Şekil 25.	Uç kanatçıksız ($\Gamma=15^\circ$) ONERA M6 kanadı için taşıma katsayısının hücum açısı ile değişimi	30
Şekil 26.	Uç kanatçıklı ($\Gamma=15^\circ$) ONERA M6 kanadı için sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi	31
Şekil 27.	Uç kanatçıklı ($\Gamma=15^\circ$) ONERA M6 kanadı için taşıma/sürüklenme oranının hücum açısı ile değişimi	31
Şekil 28.	Tek uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum ve kıvrım açılarındaki taşıma katsayıları	33
Şekil 29.	Tek uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum ve kıvrım açılarındaki sürüklenme katsayıları	34
Şekil 30.	Tek uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum ve kıvrım açılarındaki taşıma/sürüklenme katsayıları oranı	36
Şekil 31.	Tek uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.3$ değerinde farklı hücum ve kıvrım açılarındaki taşıma katsayıları	37
Şekil 32.	Tek uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.3$ değerinde farklı hücum ve kıvrım açılarındaki sürüklenme katsayıları	38
Şekil 33.	Tek uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.3$ değerinde farklı hücum ve kıvrım açılarındaki taşıma/sürüklenme katsayıları oranı	39
Şekil 34.	İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açılarında ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=15^\circ$) taşıma katsayıları	41
Şekil 35.	İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açılarında ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=15^\circ$) taşıma katsayıları	42
Şekil 36.	İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açılarında ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=15^\circ$) taşıma/sürüklenme katsayıları oranı	43
Şekil 37.	İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açılarında ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=15^\circ$) taşıma/sürüklenme katsayıları oranı	44
Şekil 38.	İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açılarında ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=0^\circ$) sürüklenme katsayıları	45
Şekil 39.	İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açılarında ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=0^\circ$) taşıma/sürüklenme katsayıları oranı	46

Şekil 40.	İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açılarında ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=60^\circ$) taşıma katsayıları	47
Şekil 41.	İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açılarında ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=60^\circ$) sürüklenme katsayıları	48
Şekil 42.	İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açılarında ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=60^\circ$) taşıma/sürüklenme katsayıları oranı	49
Şekil 43.	İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açılarında ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=0^\circ$) taşıma katsayıları	50
Şekil 44.	İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açılarında ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=0^\circ$) sürüklenme katsayıları	51
Şekil 45.	İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açılarında ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=0^\circ$) taşıma/sürüklenme katsayıları oranı	52

TABLÖLAR DİZİNİ

	<u>Sayfa No</u>
Tablo 1. ONERA M6 kanadı geometrik parametreleri (NASA, 2021).....	21
Tablo 2. Ağ bağımsızlığı çalışması	25



SEMBOLLER VE KISALTMALAR DİZİNİ

A	: Kuş bakışı alan (m^2)
α	: Hücüm açısı
a_1, a_2	: k- ω SST türbülans model sabitleri
AR	: Kanat açıklık oranı
b	: Kanat açıklığı (m)
$\beta_1, \beta_2, \beta^*$	: k- ω SST türbülans model sabitleri
C_D	: Sürüklenme katsayısı
C_{Di}	: İndüklenmiş sürüklenme katsayısı
C_f	: Yüzey sürtünme sürüklenme katsayısı
C_L	: Taşıma katsayısı
C_r	: Kanat kökü veter boyu (m)
C_t	: Kanat ucu veter boyu (m)
$CD_{k\omega}$	: Çapraz difüzyon terimi
D	: Sürüklenme kuvveti (N)
e	: Verimlilik faktörü
E_t	: Toplam enerji (J)
F_1	: Birinci harmanlama fonksiyonu
F_2	: İkinci harmanlama fonksiyonu
g	: Yer çekimi ivmesi (m/s^2)
Γ	: Kıvrım açısı
HAD	: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
k	: Türbülans kinetik enerjisi katsayısı
L	: Taşıma kuvveti (N)
Ma	: Mach sayısı
μ	: Dinamik vizkozite (kg/ms)
P	: Basınç (N/m^2)
P_k	: Türbülans kinetik enerji üretimi
Pr	: Prandtl sayısı
q_x, q_y, q_z	: Isı akısı (W/m^2)
Re	: Reynolds sayısı
Re_x	: Uzaklığa bağlı Reynolds sayısı

S	: Gerinim oranı büyüklüğü
τ	: Gerilim tensörü (N/m ²)
u	: x eksenindeki hız bileşeni (m/s)
v	: y eksenindeki hız bileşeni (m/s)
w	: z eksenindeki hız bileşeni (m/s)
ω	: Türbülans kinetik enerjisi özgül dağılma hızı
ρ	: Yoğunluk (kg/m ³)
ρ_{∞}	: Hava yoğunluğu (kg/m ³)
$\sigma_{k_1}, \sigma_{k_2}$	: k- ω SST türbülans model sabitleri
$\sigma_{\omega_1}, \sigma_{\omega_2}$	: k- ω SST türbülans model sabitleri
$\emptyset, \emptyset_1, \emptyset_2$	: Empirik sabitler
ϑ	: Kinematik vizkozite (m ² /s)
ϑ_t	: Kinematik girdap (Eddy) vizkozitesi (m ² /s)
V_{∞}	: Serbest akım hızı (m/s)

1. GENEL BİLGİLER

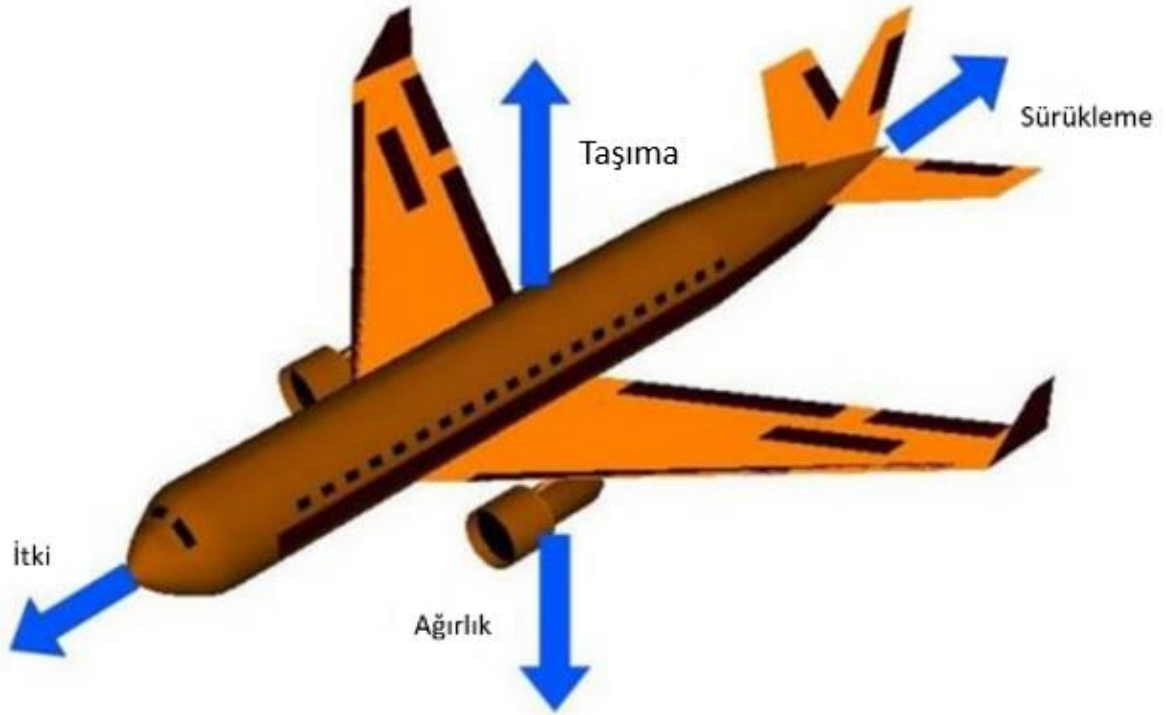
Havacılık sektörü, dünyanın küreselleşme sürecine katkı sağlayan, başta turizm ve ticaret olmak üzere birçok alanda insan hayatını kolaylaştıran önemli bir sektördür. Ancak havacılık faaliyetlerinin artışı, yakıt tüketimindeki artışı tetiklemekte ve bu durum mühendisleri, gerek ekonomik gerekse çevresel açıdan daha sürdürülebilir çözümler üzerinde çalışmaya itmektedir. Günümüzde, özellikle sivil havacılık uygulamalarında örneklerine sıkça rastlanan uç kanatçıklar (winglet), bu uğraşının gözle görülür sonuçlarından biridir. Uç kanatçık kavramı, 1800'lü yılların sonlarına doğru ortaya atılmış olsa da, NASA Langley Araştırma Merkezi'nde mühendis olan Dr. Richard Whitecomb tarafından 1970'lerin başında kapsamlı bir şekilde ele alınmıştır. Whitecomb; yaptığı çalışmalar sonucunda uç kanatçıkların seyir verimini %6 ile %9 arasında artıracığını öngörmüştür. 1970'lerin sonuna gelindiğindeyse NASA Dryden Uçuş Araştırmaları Merkezinde yürütülen bir uçuş test programında, askeri bir Boeing 707 uçağında uç kanatçığın yakıt verimliliğine olan etkisi incelenmiş olup, elde edilen sonuçlar Whitecomb'un öngörülerini doğrulamıştır (NASA Dryden Flight Research Center, 2008). Günümüze kadar olan süreçte ise birçok farklı uç kanatçık tasarımı gerçekleştirilmiş ve hava araçlarında yaygın şekilde kullanılmıştır.

Ancak mevcut uç kanatçık tasarımları, sabit bir geometriye sahiptir. Dolayısıyla da uçuş fazlarında yer alan bütün koşullar için en verimli performansı sunacak şekilde tasarlanmamışlardır. Bu sebeple de uç kanatçık geometrisini, aktif bir biçimde farklı görev gereksinimlerine uygun hale getirebilen hava araçlarının geliştirilmesi, mevcut tasarımların sunmuş olduğu olumlu etkileri daha da öteye taşıma potansiyeline sahiptir. Uç uç kanatçık şeklini değiştirme kabiliyetleri sayesinde bu tür hava araçlarının, aerodinamik performans açısından daha üstün olmaları beklenmektedir.

Bu çalışma kapsamında ise amaçlanan, HAD analizi çalışmalarını doğrulamada sıklıkla kullanılan ONERA M6 kanadına, farklı hücum açısı ve hız koşulları için kanadın performansını artıracak şekilde uç kanatçık tasarımı gerçekleştirmektir. HAD analizleri sonucunda, her bir koşul için aerodinamik açıdan en verimli uç kanatçık geometrisi belirlenmiştir.

1.1. Kanat Aerodinamiği ve İndüklenmiş Sürüklenme

Seyir halindeki bir hava aracına etki eden dört temel kuvvet mevcuttur (Şekil 1). Bu kuvvetler, taşıma, sürüklenme, itki ve ağırlık kuvvetleridir. Taşıma kuvveti büyük oranda kanatlar tarafından oluşturulmaktadır. Kanat profillerinin, airfoil olarak adlandırılan özel geometrik şekli sayesinde akış halindeki hava, kanadın alt yüzeyinde üst yüzeyine kıyasla daha yüksek bir basınç oluşumuna sebebiyet verir. Oluşan bu basınç farkının sonucu olarak taşıma kuvveti oluşur. Hava aracının uçabilmesi için, taşıma kuvvetinin ağırlığı geçmesi gerekmektedir.



Şekil 1. Hareket halindeki bir hava aracına etki eden dört temel kuvvet (Glenn Research Center, 2021)

Sürüklenme kuvveti ise en genel tanımıyla, akışkan bir ortam içerisinde bağlı bir harekete sahip olan herhangi bir cisme, çevreleyen akışkan tarafından etki eden ve cismin bağlı hareketine zıt yönlü olan kuvvettir. Diğer bir deyişle sürüklenme kuvveti, cismin akışkan içerisindeki hareketini zorlaştıran, bu harekete direnç gösteren kuvvettir. Havacılık özelinde düşünüldüğünde ise sürüklenme, hava aracını çevreleyen hava tarafından gösterilen direnç olarak tanımlanabilir.

Taşıma kuvveti ve sürüklenme kuvvetine ait denklemler (1) ve (2)'de verilmiştir.

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

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

Bu denklemlerde L ve D sırasıyla taşıma ve sürüklenme kuvvetlerini, C_L ve C_D ise sırasıyla taşıma ve sürüklenme katsayılarını, ρ_{∞} hava yoğunluğunu, V_{∞} serbest akım hızını ve S kesit alanını ifade etmektedir.

Ses altı hızlar söz konusu olduğunda, sürüklenme kuvvetinin iki temel bileşeni vardır. Bunlardan birincisi, çevreleyen akışkan ile cismin yüzeyi arasında oluşan sürtünme kuvvetinin bir sonucudur ve yüzey sürtünme sürüklenme kuvveti (skin-friction drag) olarak adlandırılır. Akışkanın sahip olduğu viskoziteden ötürü cisim yüzeyinde kayma gerilmeleri oluşur. Oluşan bu kayma gerilmeleri cismin hareketine ters yönde bir kuvvet oluşumuna sebebiyet verir. Düz bir levha üzerindeki akış incelendiğinde, laminar (4) ve türbülanslı (5) akışlar için yüzey sürtünme sürüklemesine ait eşitlikler aşağıda verilmiştir.

$$c_f = \frac{0.664}{\sqrt{Re_x}} \quad (3)$$

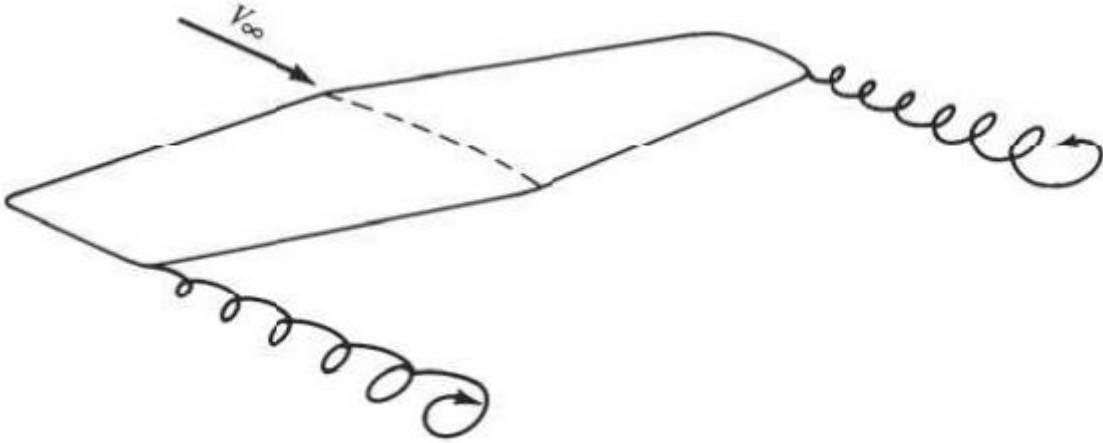
$$c_f = \frac{0.027}{Re_x^{1/5}} \quad (4)$$

Burada C_f yüzey sürtünme sürüklemesi katsayısını ifade ederken, Re_x yerel Reynolds sayısını ifade etmektedir.

Sürüklenme kuvvetinin ikinci bileşeni ise, cismin ön ve arka yüzeyi arasındaki basınç farkıdır. Bu basınç farkının oluşma sebebi ise akış ayrılmasıdır. Akış ayrılması meydana geldiğinde, cismin ön yüzeyindeki basınç, arka yüzeyindeki basınca kıyasla daha büyük hale gelir. Bu durumun bir sonucu olarak da cisme, sahip olduğu bağıl hıza zıt yönde bir kuvvet etki eder. Basınç sürüklemesi ve yüzey sürtünme sürüklemesinin toplamı parazit sürüklenme olarak adlandırılır.

Sürüklemenin bir çeşidi olan indüklenmiş sürüklenme ise, kanat tarafından taşıma kuvveti üretilirken ortaya çıkan sürüklenme kuvvetidir. Taşıma kuvvetinin üretilmesi

için, kanadın üst yüzeyinde düşük basınç, alt yüzeyinde ise yüksek basınç oluşması gerekmektedir. Ancak oluşan bu basınç farkının bir sonucu olarak kanadın uç kısımlarında, alt yüzeylerdeki yüksek basıncın üst yüzeye doğru hareketi tetiklemesi nedeniyle girdap oluşumu gerçekleşir. Bu girdaplar kanadın arkasına doğru hareketini sürdürür. Şekil 2.'de kanat uçlarında oluşan girdaplar görülmektedir.



Şekil 2. Sonlu kanat ucunda oluşan girdaplar (Anderson, 2017)

Kanat ucunda oluşan bu girdaplar küçük tornadolar olarak düşünülebilirler. Öyle ki; Boeing 747 gibi büyük hava araçlarına çok yakın seyreden hafif uçaklar, bu girdapların etkisiyle kontrollerini kaybedebilmektedirler (Anderson, 2017). İndüklenmiş sürüklenme ise, kanat ucu girdaplarından etkilenen hava akımı sebebiyle meydana gelmektedir. Kanat ucu girdapları, hava akışında aşağı yönlü bir sapmaya sebebiyet verir. Ortaya çıkan bu aşağı yönlü akışın (downwash) serbest hava akımı ile olan etkileşimi sonucu, bölgesel bir akış meydana gelir. Bu bölgesel akış kanat üzerinde, taşıma kuvvetinin yatay yönlü bileşeni olan indüklenmiş sürüklenme kuvvetinin oluşumuna sebebiyet verir. İndüklenmiş sürüklenme katsayısının bağlı olduğu parametreler denklem (5)'de verilmiştir.

$$C_{Di} = \frac{(C_L^2)}{(\pi * AR * e)} \quad (5)$$

Bu denklemde C_{Di} indüklenmiş sürüklenme katsayısı, C_L taşıma katsayısı, AR kanat açıklık oranı (Aspect Ratio) ve e kanada bağlı verimlilik faktörüdür ve alabileceği en büyük

değer 1'dir. Görüldüğü üzere C_{Di} değerindeki artış C_L değerinin karesi ile orantılıdır. Bunun nedeni hem taşıma hem de indüklenmiş sürüklemenin, kanadın alt ve üst yüzeyi arasındaki basınç farkı neticesiyle oluşmasıdır. Bu iki kuvveti oluşturan temel nedenin aynı olması, taşıma üretmek için harcanan enerjinin bir bölümünün sürüklenme kuvvetindeki artışa katkı sağlamasına sebebiyet vermektedir. Kanat açıklık oranı ve verimlilik faktöründeki artış ise, indüklenmiş sürüklemeyi azaltmaktadır. Bu iki değişken kanadın geometrisiyle doğrudan ilgilidir. Verimlilik faktörü, taşıma katsayısının kanat üzerindeki dağılımının eliptik hale gelmesiyle birlikte artış gösterir ve kanadın kuş bakışı görünüşünün (planform) eliptik bir yapıya sahip olması bu durumla doğru orantılıdır. Kanat açıklığına ait denklem ise (6)'de verilmiştir.

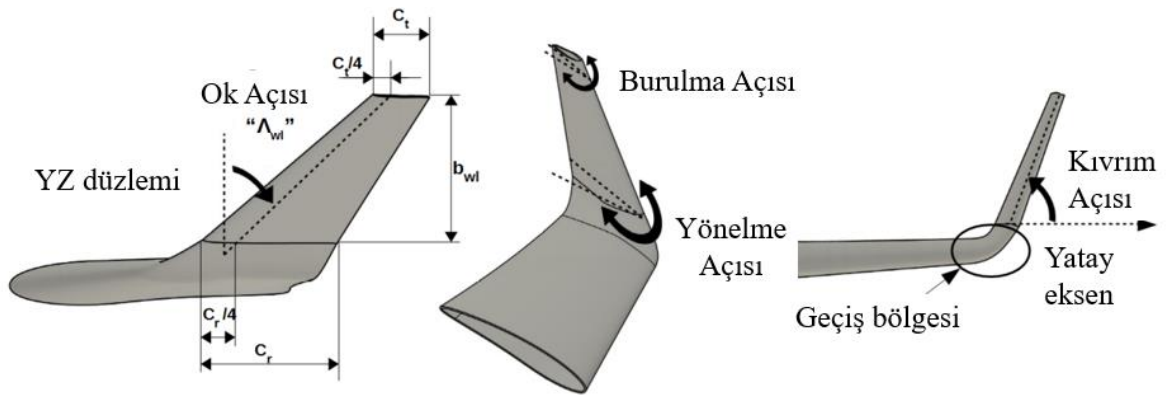
$$AR = \frac{b^2}{A} \quad (6)$$

Burada b kanat açıklığını gösterirken A ise kanadın kuş bakışı (planform) alanını göstermektedir. Buradan hareketle kanat geometrisinin, indüklenmiş sürüklenme üzerinde önemli bir etkisi olduğu sonucuna ulaşılabilir.

Uç kanatçık (winglet) kullanıldığında ise, kanat ucunda oluşan girdapların şiddetinde bir azalma meydana gelir. Bu azalmaya paralel olarak, indüklenmiş sürüklenme kuvveti de azalır ve sürüklenme kuvvetindeki azalma aerodinamik verimlilikte artış sağlar. Böylece yakıt tüketiminde kayda değer bir düşüş görülür.

1.1.1. Uç Kanatçık Geometrisi

Uç kanatçık geometrisini tanımlamada kullanılan parametreler Şekil 3'te verilmiştir.



Şekil 3. Uç kanatçık geometrisi

Şekilde gösterildiği üzere kıvrım (cant) açısı uç kanatçığın yatay eksenle yaptığı açıdır. Teorik olarak $+90^\circ$ ile -90° arasında değişkenlik gösterebilmektedir. Kanat üzerindeki yük dağılımı ve aerodinamik katsayılar üzerinde önemli bir etkiye sahiptir.

Ok açısı (sweep) ise, uç kanatçık kök veterinin (C_r) %25'ine karşılık gelen nokta ile uç kanatçık uç veterinin (C_t) %25'ine karşılık gelen noktayı birleştiren doğrunun, uç kanatçık kök düzlemine dik doğrultuyla yaptığı açıdır. Temel amacı kritik mach sayısını artırarak şok oluşumunu geciktirmektir.

Yönelme (Toe) açısı içe uç kanatçığın, hava aracının boylamsal eksenine göre yönelimini belirleyen açıdır. Uç kanatçığın hücum açısını değiştirerek taşıma kuvvetinin dağılımını etkiler.

Burulma (Twist) açısıysa uç kanatçığın kökü ve ucu arasındaki hücum açısı farkını ifade etmektedir.

1.2. Uç kanatçıkların Günümüzdeki Kullanımları

Kanat uçlarında plaka şeklinde dikey uzantılar kullanmanın aerodinamik verimi artıracak düşüncesi ilk olarak 1897 yılında İngiliz aerodinamikçi F.W. Lanchester'a ait bir patente dile getirilmiştir (Lanchester, 1897). Lanchester'ın bu katkısının ardından uç kanatçıklar üzerinde gerçekleştirilen önemli çalışmalardan biri de 1976 yılında Richard T. Whitecomb tarafından ortaya konmuştur. Whitecomb çalışmasında; tasarlamış olduğu uç kanatçık yapısını rüzgar tüneline test etmiştir. Ardından bu sonuçları, kanat kökündeki eğilme momentine katkısı eşdeğer olan kanat ucu uzantısıyla kıyaslamıştır. $Ma=0.78$ değerinde gerçekleştirdiği deney ile uç kanatçıkların indüklenmiş sürüklenme değerini % 20 oranında azaltırken, taşıma/sürüklenme oranını % 9 oranında artırdığını gözlemiştir. Aerodinamik verimlilikte yakalamış olduğu bu artış, kanat ucu uzantısının sağladığı artışın iki katından daha yüksektir (Whitecomb, 1976).

1990'lı yılların başına gelindiğinde kanat ve uç kanatçık arasında yumuşak bir geçiş sağlayan (blended winglet) uç kanatçıklar önce Gulfstream II uçağında kullanılmış ve bu tasarımın sağladığı performans artışından sonra Boeing iş jetlerinde de kullanılmaya başlanmıştır (Aviation Partners, 2023.). Bu uç kanatçık yapısı, 1993 yılında Louis B. Gratzler tarafından patentlenmiş olup, temel özelliği kanat ve uç kanatçık arasındaki geçişi yumuşatmasıdır. Böylece optimuma yakın bir yük dağılımı elde edilerek sürüklenme kuvvetinin olabilecek en düşük hale gelmesi hedeflenmiştir (Gratzler, L.B., 1994). Boeing

uçaklarına ait uçuş test verileri, yumuşak geçişli uç kanatçıkların yakıt tüketimini ve CO₂ emisyonunu 737 için %4'e kadar ve 757 ile 767 için %5'e kadar azalttığını göstermektedir (William & Schulze, 2009). Şekil 4'te, API tarafından Boeing 737NG ailesi için geliştirilmiş 2438,4 mm açıklığa sahip yumuşak geçişli uç kanatçık görülmektedir (McLean, 2005).



Şekil 4. API tarafından Boeing 737NG ailesi için geliştirilmiş yumuşak geçişli uç kanatçık (McLean, 2005).

Şekil 5'te ise, API tarafından geliştirilen Split-Scimitar ikili uç kanatçık (SSW) tasarımı görülmektedir. Louis B. Gratzner tarafından patenti alınan bu tasarımın mevcut kanatçık tasarımlarına kıyasla temel üstünlüğü, sürükleme kuvvetini azaltırken eğilme momentindeki artışın da önüne geçmesidir (Gratzner, L. B., 2015). API tarafından SSW'nin uzun menzil görevlerinde %2 ve üstü oranda menzil artıı sağladığı belirtilmektedir (Aviation Partners, 2023).



Şekil 5. API tarafından geliştirilen Split-Scimitar ikili uç kanatçık tasarımı (Aviation Partners, 2023)

Boeing tarafından geliştirilmiş ve Boeing 737-MAX uçaklarında kullanılan ileri teknoloji (AT-Advanced Technology) uç kanatçık tasarımı Şekil 6'da görülmektedir. Geometrik özelliklerinin yanı sıra bu uç kanatçık yapısının yüzeyinde kullanılan malzemeler, kaplamalar ve detaylı tasarım sayesinde laminar bir akış sağlandığı (natural



Şekil 6. Boeing ileri teknoloji (AT) uç kanatçık tasarımı (URL-3, 2023)

laminar flow), dolayısıyla da sürüklenme kuvvetinin bu sayede daha da azaldığı belirtilmektedir (Boeing, 2023).

Görev gereksinimlerini karşılayabilmek için kanat açıklığında ciddi bir artışa ihtiyaç duyulmasıyla birlikte, yapısal kısıtlar nedeniyle bu pek mümkün olmadığından, 747-400 tasarımında kanat açıklığındaki artışa ek olarak uç kanatçık da eklenmiştir (Şekil 7). Mevcut tasarım, sürüklenme kuvvetinde % 3-4 arası bir azalma sağlamıştır. (Faye, Laprete, & Winter, 2002).



Şekil 7. Boeing 747-400 uçağında kullanılan bükülmüş (canted) uç kanatçık (Faye, Laprete, & Winter, 2002).

Boeing 767-400 uçağında ise, uç kanatçık yerine arkaya eğimli bir kanat ucu yapısı (raked tip) kullanılarak kanat açıklığı artırılmıştır. Bu durumda ise sürüklenme kuvvetinde %5-6 arası bir düşüş gözlenmiştir (Faye, Laprete, & Winter, 2002). Şekil 8’de arkaya eğimli kanat ucu yapısı görülmektedir.



Şekil 8. Boeing 767-400 uçağında kullanılan arkaya eğimli (raked tip) kanat ucu (Faye, Laprete, & Winter, 2002).

1.3. Hava Araçlarında Başkalaşım Geçirme Kabiliyeti

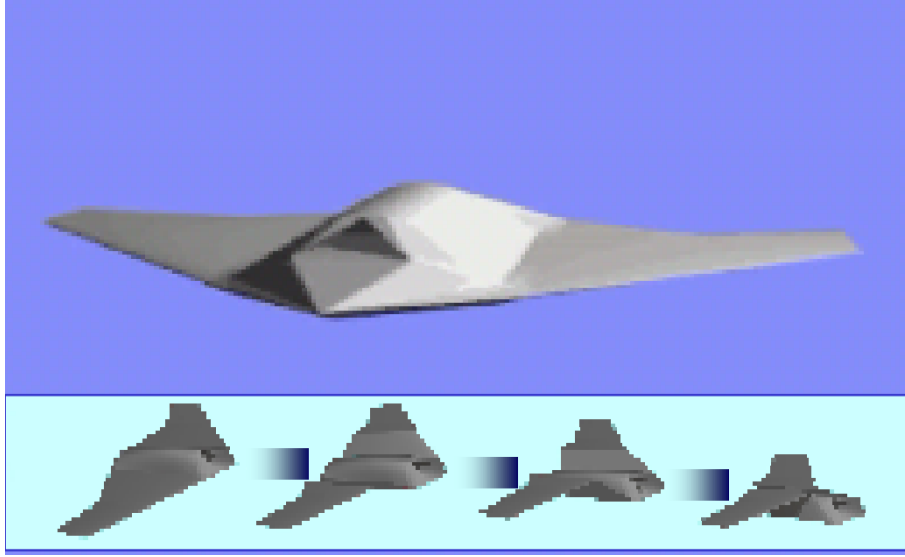
Şekil değiştirebilir hava araçları, dış geometrilerini değişen uçuş koşullarına göre önemli derecede değiştirebilen hava araçlarıdır (Weisshaar, 2006). Hava araçlarının mevcut tasarım süreçlerinde, gerçekleştirilecek olan göreve göre uçuşun kısıtlı bir bölümü için en uygun tasarım çözümü oluşturulmaktadır. Savaş uçaklarında tasarım, yüksek g kuvveti oluşturan manevralara göre gerçekleştirilirken, bir taşıma uçağında seyir fazı dikkate alınmaktadır (Özgen vd., 2010). Ancak şekil değişim kabiliyetine sahip hava araçlarının, uçuşun tüm fazları için, geometrisini en uygun hale getirmesi, böylece yüksek aerodinamik verimlilik ve çoklu görev kabiliyeti gibi üstünlükler sunması beklenmektedir.

Şekil değiştirebilen kanat yapılarının teknolojiye kazandırılması için, 2003 yılında DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency) tarafından MAS (Morphing Aircraft Structures) programı başlatılmıştır. Bu programın amaçları şu şekildedir:

- Şekil değiştirebilir kanat yapılarının geliştirilmesi ve böylece mevcut kanatların erişemeyeceği düzeyde bir aerodinamik performans ve uçuş kontrolü elde etmek.
- Hem donanma hem de hava kuvvetleri için, mevcut hava araçlarının ulaşamayacağı operasyonel verimliliğe sahip hava araçlarının geliştirilmesini sağlamak (Weisshaar, 2006).

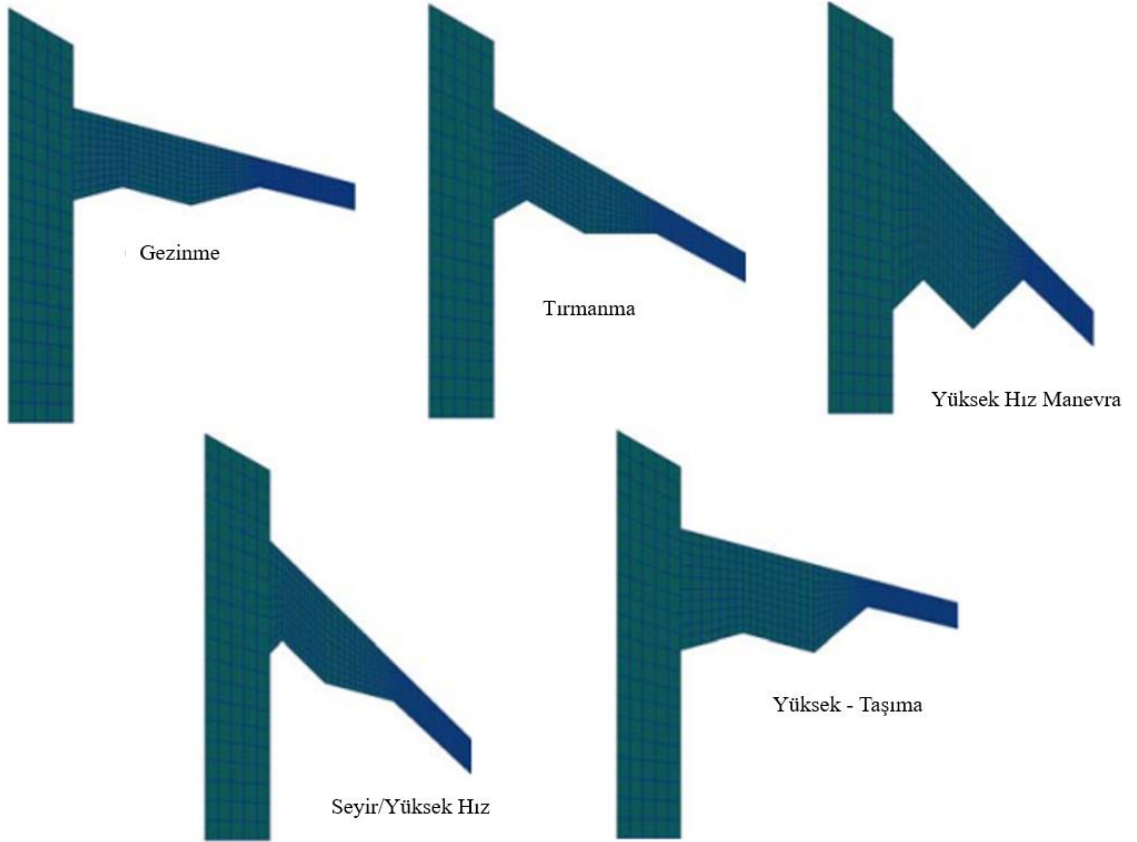
2007 yılında sona eren bu program, şekil değiştirebilir kanat konseptleri geliştirme, ölçeklendirilmiş modeller üzerinden rüzgar tüneli testleri yapma ve son olarak uçuş testi gerçekleştirmek üzere üç aşamadan oluşmuştur. Programda Lockheed Martin, Hypercomp/NextGen ve Raytheon Füze sistemleri olmak üzere üç firma faaliyet göstermiştir. (Weisshaar, 2013).

Program kapsamında, Lockheed Martin tarafından önerilen konsept tasarım Şekil 9'da görülmektedir. Görüldüğü üzere soldan sağa doğru kanat açıklığı ve yüzey alanı azalacak şekilde bir katlanma mevcuttur. Kanat açıklığının en yüksek olduğu katlanmamış durum uçuşun seyir koşulları için en uygun geometriyken, kanadın katlandığı durum yüksek hız koşulları için en uygun geometridir. Böylece başkalaşım geçirme kabiliyeti sayesinde, tek bir hava aracı hem seyir koşulları için hem de yüksek hız gerektiren görevler için optimum verimle çalışma kabiliyeti elde edebilir (Love, Zink, Stroud, Bye, & Chase, 2004).



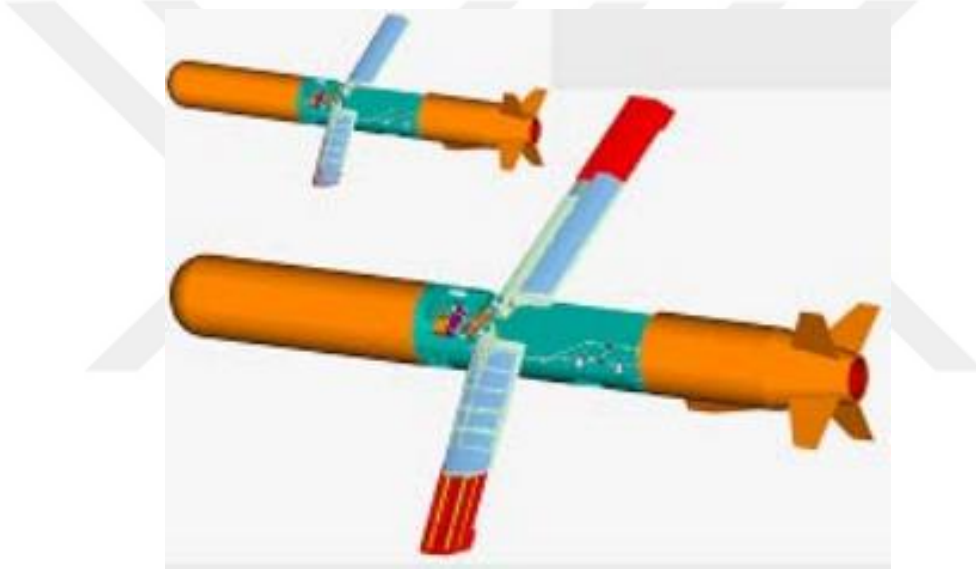
Şekil 9. Lockheed Martin tarafından önerilen başkalaşım geçirebilen kanat tasarımı (Love, Zink, Stroud, Bye, & Chase, 2004)

Şekil 10'da ise NextGen firması tarafından oluşturulan tasarımın aerodinamik modeli görülmektedir. Uçuşun gezinme, tırmanma ve seyir gibi fazları için kanat geometrisi farklı şekiller almaktadır.



Şekil 10. NextGen firması tarafından oluşturulan tasarımın aerodinamik modeli (Andersen, Cowan, & Piatak, 2007)

Raytheon füze sistemleri tarafından öne sürülen konseptte ise, kanat açıklığını ve alanını anlık olarak değiştirebilen yapıların kayda değer bir performans artışı sunduğu belirtilmiştir. Buna göre füze, fırlatılmanın akabinde tipik bir seyir füzesine kıyasla kanat alanı ve kanat açıklığı daha büyük kanat yapısına sahiptir. Deniz seviyesine doğru alçalırken, kanat yapısı geleneksel bir seyir füzesine benzer bir geometriye dönüşür. Ardından düşük irtifadaki hareketini yüksek kanat açıklıklı geometriye geçiş yaparak sürdürür. Hedefe doğru yüksek hızla hareket edeceği esnada ise kanat geometrisini, açıklık ve alan bakımından daha küçük olduğu bir geometriye dönüştürür (Takahashi, Spall, Turner, Otto, & O Hagan, 2004). Şekil 11’da ise Raytheon füze sistemlerine ait konsept tasarım çalışması görülmektedir.



Şekil 11. Raytheon füze sistemlerine ait şekil değiştirebilir kanat tasarımı (Weisshaar, 2006)

1.4. Şekil Değiştirebilir Uç kanatçıklar Üzerine Yapılmış Çalışmalar

Sabit uç kanatçıklar, her ne kadar aerodinamik verimliliği artırıyor olsalar da, uçuşun kısıtlı bir bölgesi için optimum tasarıma sahiptirler. Bu sebeple sabit uç kanatçık yerine, geometrisini aktif bir şekilde farklı uçuş koşullarına göre değiştirebilen uç kanatçık tasarımlarının hayata geçirilmesi sürdürülebilirlik açısından önem arz etmektedir. Ursache ve arkadaşları (Ursache, Melin, Isikveren, & Friswell, 2007) şekil değiştirebilir uç kanatçığın etkilerini (morphlet) dar gövdeli bir hava aracının kanat yapısı üzerinde incelemişlerdir. Seçilen uçuş profili için en yüksek özgül menzil (specific air range) değerini sunan uç

kanatçık geometrisinin elde edilmesi hedeflenmiş olup, genetik algoritma temelli bir optimizasyon yapılmıştır. Uçuş profilinde yer alan üç nokta için (ilk seyir başlangıcı, son seyir başlangıcı, alçalmanın bitişi) elde edilen uç kanatçıklar, özgül menzil değerlerinde % 8.8'e varan bir artış sağlamıştır.

P. Panagiotou vd. ise (Panagiotou, Efthymiadis, Mitridis, & Yakinthos, 2018) orta-irtifa uzun-ömür (male) bir insansız hava aracında kıvrım açısındaki değişimin (-90° , -60° , -30° , 0° , 30° , 60° ve 90°), aerodinamik performans üzerindeki etkisini incelemiştir. Bu çalışmada; HCUAV RX-1 uçağının kanat ve uç kanatçık yapısı referans alınmış olup, uçuşun seyir (cruise), gezinme (loiter), tırmanma (climb) ve yaklaşma (approach) fazları incelenmiştir. Analizler sonucunda seyir esnasında 60° , gezinme esnasında ise 0° kıvrım açısının yakıt tüketimi açısından en verimli geometri oldukları belirtilmiştir. Ancak yüksek tırmanış hızı ve düşük süzülme mesafesi için 30° kıvrım açısı önerilmiştir.

P. Panagiotou vd. tarafından yapılan farklı bir çalışmada ise gövdekanat (Blended Wing-Body) bir insansız hava aracında, yine kıvrım açılarının aerodinamik performans üzerindeki etkileri incelenmiştir. (Panagiotou, Antoniou, & Yakinthos, 2022) Yedi farklı kıvrım açısı için (-90° , -60° , -30° , 0° , 30° , 60° , 90°) farklı uçuş koşullarında HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. Elde edilen değerler tamamlayıcı (surrogate) bir model aracılığıyla, ara değerleri de kapsayacak şekilde genişletilmiştir. Analizler sonucunda değişken kıvrım açısı sayesinde kalkış mesafesi, iniş mesafesi, tırmanış hızı ve menzil değerlerinde iyileşmeler görülmüştür. Seyir fazının ilk bölümü için 17.6° kıvrım açısında menzil % 4.84 oranında bir menzil artışı hesaplanmıştır. Gezinme (Loiter) fazında ise 11.9° kıvrım açısı için, havada kalma süresinde (endurance) % 1.67'lik bir artış söz konusudur. Bunun da yaklaşık olarak 23 dakikaya denk geldiği ifade edilmiştir. Çalışmanın devamında ise yalnızca performans sonuçlarıyla yetinilmeyip, kıvrım açısının kararlılık ve trim üzerindeki etkileri de araştırılmıştır. Yapılan bu analizler performanslardaki iyileşmenin yanıltıcı olabileceğini göstermiştir. Zira performans açısından en iyi sonucu veren değerlerle, kararlılık ve trim açısından en iyi sonucu veren değerler aynı çıkmamıştır.

Smith vd. ise (Smith, Lowenberg, Jones, & Friswell, 2012) değişken burulma ve kıvrım açıları için, C tipi bir kanat geometrisi üzerinde rüzgar tüneli deneyleri gerçekleştirmiş ve HAD analizleri yapmışlardır. Burulma açısı için $\pm 3^\circ$ aralığında çalışılmış olup, kıvrım açısı ise 0° - 90° arasında değişmektedir. Şekil 12'de C tipi kanat yapısı verilmiştir. Sonuçlar göstermiştir ki, artan kıvrım açısıyla birlikte yük dağılımı kanat köküne doğru kaymaktadır. Bu durum taşıma katsayısında düşüşe ve sürüklemeye artışa neden olsa

da eğilme gerilmesini azaltmaktadır. HAD analizleri sonucunda 90° kıvrım açılı kanat konfigürasyonu aerodinamik açıdan verimsiz sonuçlar üretmiştir. Ancak oluşan eğilme momenti, artan kıvrım açısıyla azalmaktadır. Burulma açısındaki artış ise aerodinamik verimliliği olumlu etkilerken, eğilme momentinin de artmasına neden olmaktadır. Çalışmanın devamında, özgül menzil hesabı da yapılmış olup, kalkış fazı için düzlemsel kanat yapısının özgül menzil açısından en verimli seçenek olduğu belirtilmiştir. Seyir koşullarını temsil eden HAD analizleri ise yüksek kıvrım ve düşük burulma açılarının daha etkili sonuçlar verdiğini göstermiştir.

J. E. Cooper vd. tarafından yapılan çalışmada ise, bölgesel bir jet uçağı için kiral (chiral) tip iç yapıya sahip, şekil değiştirebilir bir kanat ucu tasarımı gerçekleştirilmiştir (Cooper vd., 2015). Kiral iç yapı; kıvrım açısı, kamburluk ve burulma açısı parametrelerinin uçuş zarfı boyunca değişmesine imkan vermektedir. Yapılan analizler sonucunda, kıvrım açısı arttıkça, kanatçığın geçiş (blended) bölgesinde normal şok oluşumu gözlenmiştir. Negatif burulma açısı ise şoku hafifletici bir etkiye sahiptir. Kamburluk faktörünün ise (camber factor) oluşan toplam sürüklenme üzerindeki etkisi oldukça azdır. Ayrıca 0° kıvrım açısı sürüklenme katsayısında azalış sağlarken, eğilme momentinin de artmasına sebep olduğu belirtilmiştir. Yüksek kıvrım açılarında da durum tam tersidir. Artan kıvrım açısı sürüklenme katsayısını artırırken, kanat üzerindeki yük dağılımını da iyileştirmekte, kanat kökündeki eğilme momentinin azalmasına neden olmaktadır. HAD analizleri sonucunda, şekil değiştirebilir uç kanatçık yapısı sayesinde, tipik bir görevde % 2 oranında bir yakıt tasarrufu gerçekleştirmenin mümkün olduğu görülmüştür. Ayrıca uçağı etki eden rüzgar yüklerini azaltma kabiliyeti de bu şekil değiştirebilir yapıya eklendiğinde, rüzgar yükünün % 5 oranında azaldığı ve bunun da görev esnasında % 3'lük bir yakıt tasarrufu sağlayacağı belirtilmiştir. Ancak mevcuttaki eyleyicilerden kaynaklı kısıtlar değerlendirildiğinde bu iyileşmelerde düşüş yaşandığı ifade edilmiştir.

Kıvrım açısının parametre olarak kullanıldığı bir başka çalışma ise, Paul Meyran vd. tarafından gerçekleştirilmiştir (Meyran, Pain, Botez, & Laliberté, 2021). CRJ700 uçağı referans alınarak gerçekleştirilen çalışmada; şekil değiştirebilir uç kanatçık yapısı, hem aerodinamik açıdan hem de yapısal açıdan ele alınmış olup, kıvrım açısını -90° ile $+90^\circ$ arasında değiştirebilen bir mekanizma tasarlanmıştır. Ancak aerodinamik analizler $\pm 73^\circ$, $\pm 35^\circ$ ve 0° için gerçekleştirilmiştir. Koşullar uçuşun seyir fazına göre belirlenmiş olup, 0° ve 4° hücum açılarında çalışılmıştır. Yapılan çalışmalar sonucunda, 0° lik hücum açısı için en verimli kıvrım açısının 0° olduğu tespit edilmiştir. CRJ700 uçağında bulunan sabit uç

kanatçıĝın kıvrım açısı ise $+73^\circ$ derece olarak belirtilmiştir. Bu durumda 0° kıvrım açısının, 0° hücum açısında ana konfigürasyona kıyasla, C_L/C_D oranında yaklaşık % 4'lük bir iyileşme sağladığı tespit edilmiştir. Ancak 4° 'lik hücum açısı için, ana konfigürasyonun en verimli sonucu verdiğı belirtilmiştir. Ayrıca negatif kıvrım açılarının, pozitif kıvrım açlarına kıyasla daha fazla taşıma kuvveti ürettiğı gözlenmiştir.

Kaygan ise, kıvrım açısına ek olarak burulma açısının da aerodinamik performans üzerindeki etkisini incelemiştir (Kaygan, 2020). Çalışma kapsamında Airbus A330-300 hava aracının kanat modeli üzerinde çalışılmıştır. Kıvrım açısı -90° ile $+90^\circ$ aralığında değerler almaktayken, burulma açısı ise -10° ile $+10^\circ$ arasında değerler almaktadır. Analiz sonuçları göstermiştir ki; taşıma katsayısı artan burulma açısıyla birlikte artış göstermekte ve en yüksek taşıma katsayısı 10° burulma açısında elde edilmektedir. Burulma açısı azaldıkça da taşıma katsayısı azalmakta, -10° 'de en küçük değerine ulaşmaktadır. Artan kıvrım açısı ise, taşıma katsayısını azaltıcı bir etki göstermektedir. Dolayısıyla hava aracının yüksek taşıma kuvvetine ihtiyaç duyduğu uçuş fazlarında (iniş ve kalkış gibi), $+10^\circ$ burulma ve 0° kıvrım açısı tavsiye edilmektedir. Bunun yanı sıra pozitif burulma açısı ise, sürüklenme katsayısını artırıcı bir etkiye sahiptir. Analiz sonuçları incelendiğinde; en düşük sürüklenme katsayılarının negatif kıvrım ve burulma açılarında ortaya çıktığı gözlenmiştir. En küçük sürüklenme değeri 4° hücum açısı için -45° kıvrım açısında elde edilmişken, bu değer hücum açısı arttıkça -75° kıvrım açısına kadar ulaşmıştır. Çalışmanın devamında aerodinamik verimlilik değerlendirmesi yapılmış olup, uçuşun farklı fazları için en uygun burulma ve kıvrım açıları tespit edilmiştir. Böylece şekil değiştirebilir uç kanatçık konseptinin, sabit uç kanatçık yapısına kıyasla azımsanamayacak iyileştirmeler sağladığı gösterilmiştir.

Guerrero vd. ise kıvrım açısı ve ok açısının aerodinamik performansa etkisini ONERA-M6 kanadı üzerinde incelemişlerdir (Guerrero, Sanguineti, & Wittkowski, 2020). Çalışma kapsamında orijinal kanada ait kanat açıklığının % 20'si uzunluğunda bir uç kanatçık tasarımı gerçekleştirilmiştir. 0° , 15° , 45° ve 80° kıvrım açıları ve 30° , 45° , 60° ok açıları için HAD analizleri yapılmıştır. Sınır koşulu olarak $Ma=0.3$ ve $Ma=0.8395$ olmak üzere iki farklı hız koşulu belirlenmiş olup, $Ma=0.8395$ için 0° - 10° hücum açısı aralığında, $Ma=0.3$ içinse 0° - 20° hücum açısı aralığında çalışılmıştır. 60° ok açısı aerodinamik açıdan en verimli değer olarak belirlenmiş olup, hava aracı yerdeyken $\Gamma=80^\circ$, kalkış ve tırmanış için $\Gamma=45^\circ$, seyir esnasında $\Gamma=15^\circ$, alçalma koşullarında $\Gamma=45^\circ$ veya 80° değerleri önerilmiştir.

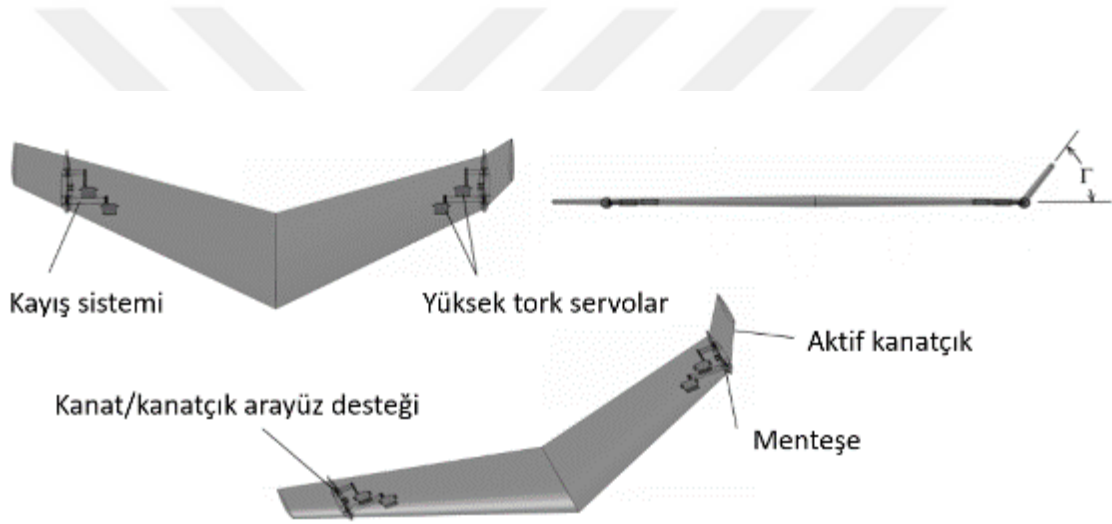
Eguea vd. ise (Eguea, da Silva, & Catalano, 2020) şekil değişimini uç kanatçık airfoil kesidinin kamburluğu üzerinde gerçekleştirmişlerdir. En uygun uç kanatçık geometrisinin tespitinde genetik algoritmadan yararlanılan bu çalışmada, şekil değişimi kanat profilinin hücum ve firar kenarlarının hareketi sayesinde sağlanmaktadır. Çalışmada sabit uç kanatçıklı kanat ile kamburluğu değişken kanat yakıt tüketimi açısından kıyaslanmıştır. Orta ölçekteki bir iş jeti için tipik bir uçuş profili ele alınmış olup, değişken kamburluk sayesinde % 6 oranında bir yakıt kazancı elde edilmiştir.

Gatto vd. ise (Gatto, Bourdin, & Friswell, 2010) kıvrım açısının basınç katsayısı üzerindeki dağılımını deneysel olarak incelemişlerdir. Zagi 12 kanat kesidi üzerinde gerçekleştirilen rüzgar tüneli testleri sonucunda, $\Gamma=25^\circ$ gibi düşük kıvrım açılarında kanat köküne yakın bölgelerdeki basınç katsayısı dağılımında kayda değer bir değişim olmamakla birlikte, kanat ucuna yaklaştıkça, kanat-uç kanatçık arayüzüne yakın bölgelerde fark edilir değişimler meydana gelmektedir. Kıvrım açısı $\Gamma= \pm 50^\circ$ ve $\pm 75^\circ$ değerlerine ulaştığındaysa, bu bölgedeki basınç katsayılarında daha belirgin bir değişim meydana gelmekle birlikte, bu değişimin etki alanının kanat-uç kanatçık arayüzünden kanat köküne doğru genişlediği ifade edilmektedir. Şekil 13'te çalışmada kullanılan kanat tasarımı verilmiştir.

Queirolo tarafından ise şekil değiştirilebilir uç kanatçık yapısının aerodinamik performans ve yapısal yükler üzerindeki etkisi incelenmiştir (Queirolo, 2018). Yük dağılımının iyileştirilmesi ve aerodinamik verimliliğin artırılması sağlamaya en çok katkı veren uç kanatçık parametrelerinin kıvrım açısı, açıklık ve ok açısı olduğu belirtilmiştir. Ardından kıvrım açısı–açıklık oranı değişkenlik gösteren ve ok açısı–açıklık oranı değişkenlik gösteren iki farklı tasarım incelenmiştir. Her iki durumda da aerodinamik verimlilikte referans alınan kanada (Airbus A360neo) kıyasla iyileşme gözlenmiştir. Ayrıca artan kıvrım açısının moment kolunu azaltarak kanat kökündeki eğilme momentini azalttığı belirtilmiştir. Mekanizma ağırlıkları hesaba katıldığında, kıvrım açısının değiştiği konfigürasyon yakıt tüketimi açısından yeterli iyileşmeyi sağlayamamıştır. Ok açısının değiştiği konfigürasyon ise yakıt tüketimini azaltarak %9 oranında menzil artışı sağlamıştır.



Şekil 12. Farklı kıvrım açıları için C tipi kanat geometrisi (Smith, Lowenberg, Jones, & Friswell, 2012)



Şekil 13. Zagi 12 kesitli kanada ait şekil değiştirebilir uç kanatçık tasarımı (Gatto, Bourdin, & Friswell, 2010)

2. YAPILAN ÇALIŞMALAR

Çalışma kapsamında, HAD analizlerinin doğrulanması aşamasında sıklıkla tercih edilen ONERA M6 kanadı kullanılmıştır. ONERA M6 kanadı, 1972 yılında Bernard Monnerie ve arkadaşları tarafından, transonik hızlardaki üç boyutlu akış çalışmalarına deneysel veri sağlama amacıyla, bir havacılık laboratuvarı olan Onera’da geliştirilmiştir (ONERA, 2013). Bu tez çalışmasında ise öncelikle ONERA M6 kanadına ait rüzgar tüneli verileriyle uyumlu bir HAD analizi gerçekleştirilerek, uygulanan yöntemin doğrulanması yapılmıştır. Ardından tek uç kanatçıklı ve çift uç kanatçıklı olmak üzere iki ayrı kanat tasarımı gerçekleştirilmiş olup, kanatçığın kıvrım açısının aerodinamik verimlilik üzerindeki etkisi incelenmiştir.

2.1. Temel Denklemler

HAD analizleri kapsamında süreklilik denklemi, momentumun korunumu denklemi, enerji denklemleri ve $k\omega$ -SST türbülans modeli kullanılmıştır. Sıkıştırılabilir bir akış için kütle korunumu denkleminin kapalı ve açık formları denklem (7) ve (8) ile gösterilmiştir. Akışkan hareketini tanımlayan Navier Stokes denklemlerinin üç boyutlu koordinatlardaki bileşenleri sırasıyla denklem (9) ile gösterilmiştir. Enerji denklemi denklem (10) ile, Türbülans modeli olarak tercih edilen $k\omega$ – SST modeline ait denklemler ise (11) ve (12) ile verilmiştir.

$$\vec{\nabla} \cdot \rho \vec{V} + \frac{\partial \rho}{\partial t} = 0 \quad (7)$$

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} + \frac{\partial \rho}{\partial t} = 0 \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial z} &= -\frac{\partial P}{\partial x} + \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} \right) \\ \frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial z} &= -\frac{\partial P}{\partial y} + \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} \right) \\ \frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w^2)}{\partial z} &= -\frac{\partial P}{\partial z} + \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} \right) \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned}
& \frac{\partial(E_T)}{\partial t} + \frac{\partial(uE_T)}{\partial x} + \frac{\partial(vE_T)}{\partial y} + \frac{\partial(wE_T)}{\partial z} = \\
& -\frac{\partial(uP)}{\partial x} - \frac{\partial(vP)}{\partial y} - \frac{\partial(wP)}{\partial z} - \frac{1}{\text{Re Pr}} \left[\frac{\partial(q_x)}{\partial x} + \frac{\partial(q_y)}{\partial y} + \frac{\partial(q_z)}{\partial z} \right] \\
& + \frac{1}{\text{Re}} \left[\frac{\partial(u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz})}{\partial x} + \frac{\partial(u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz})}{\partial y} \right. \\
& \quad \left. + \frac{\partial(u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz})}{\partial z} \right]
\end{aligned} \tag{10}$$

$$\begin{aligned}
& \frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = P_k + \beta * k\omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\vartheta + \sigma_k \vartheta_T) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \\
& \frac{\partial \omega}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \alpha S^2 - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\vartheta + \sigma_\omega \vartheta_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \sigma_{\omega^2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}
\end{aligned} \tag{11}$$

$$\vartheta_T = \alpha_1 k / \max(\alpha_1 \omega, SF_2)$$

$$F_2 = \tanh \left[\left[\max \frac{2\sqrt{k}}{\beta * \omega y} \frac{500\vartheta}{y^2 \omega} y^{2\omega} \right]^2 \right]$$

$$P_k = \min \left(\frac{\tau_{ij} \partial U_i}{\partial x_j}, 10\beta * k\omega \right)$$

$$F1 = \tanh \left[\left(\min \left\{ \max \left[\frac{\sqrt{k}}{\beta * \omega y} \frac{500v}{y^2 \omega} \right], \frac{4\sigma_{\omega^2} k}{CD_{kw} y^2} \right\} \right)^4 \right] \tag{12}$$

$$CD_{kw} = \max \left(2\rho \sigma_{\omega^2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-10} \right)$$

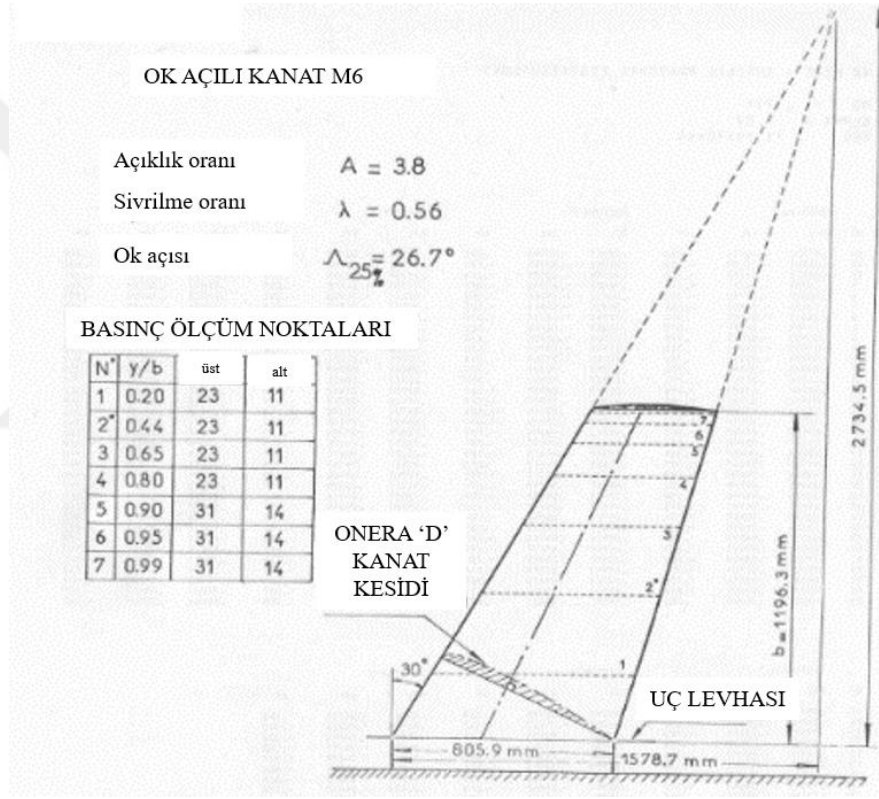
$$\phi = \phi_1 F_1 + \phi_2 (1 - F_1)$$

$$a_1 = \frac{5}{9} \quad a_2 = 0.44 \quad \beta_1 = \frac{3}{40} \quad \beta_2 = 0.0828 \quad \beta^* = \frac{9}{100} \quad \sigma_{k1} = 0.85$$

$$\sigma_{k2} = 1 \quad \sigma_{\omega 1} = 0.5 \quad \sigma_{\omega 2} = 0.856$$

2.2. Kanat Geometrisinin Oluşturulması

Çalışma kapsamında oluşturulan model için, ONERA M6 kanat kesidinin 3.925 oranında küçültülmüş koordinatları kullanılmıştır (URL-1, 2023). Geometri Catia V5 ortamında oluşturulmuş olup, ağ oluşturma sürecinde firar kenarında ortaya çıkan düşük kaliteli elemanların miktarını azaltmak için, *Design Modeler* yazılımında firar kenarına 0.5 mm değerinde eğrilik verilmiştir. Şekil 14'te orijinal ONERA M6 kanadının geometrik özellikleri yer almaktadır.



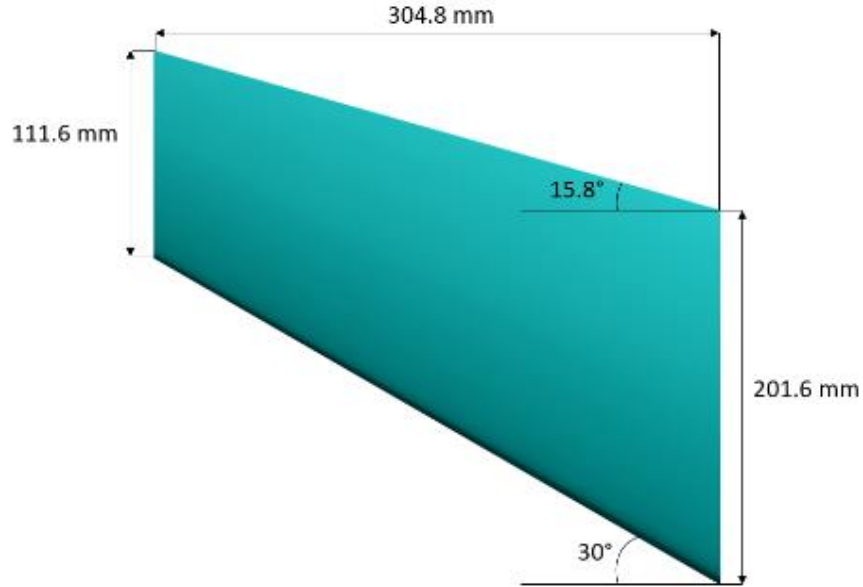
Şekil 14. ONERA M6 kanat geometrisi (NASA, 2021)

Tablo 1’de ise ONERA M6 kanadına ait geometrik veriler yer almaktadır.

Tablo 1. ONERA M6 kanadı geometrik parametreleri (NASA, 2021)

Kanat Açıklığı, b	1196.3 mm
Ortalama Aerodinamik Veter, c	646.07 mm
Kanat Açıklık Oranı	3.8
Sivrilme Oranı	0.562
Hücum Kenarı Ok Açısı	30.0°
Firar Kenarı Ok Açısı	15.8°

Catia ortamında oluşturulan küçültülmüş modelin kanat açıklığı ise 304.8 mm ve ortalama aerodinamik veter boyu, *Design Modeler* programında verilen eğrilik de dikkate alındığında 161,2417 mm’dir. Şekil 15’te ONERA M6 kanadının analiz çalışmalarında kullanılan, firar kenarı yumuşatılmış modeline ait ölçüler verilmiştir.

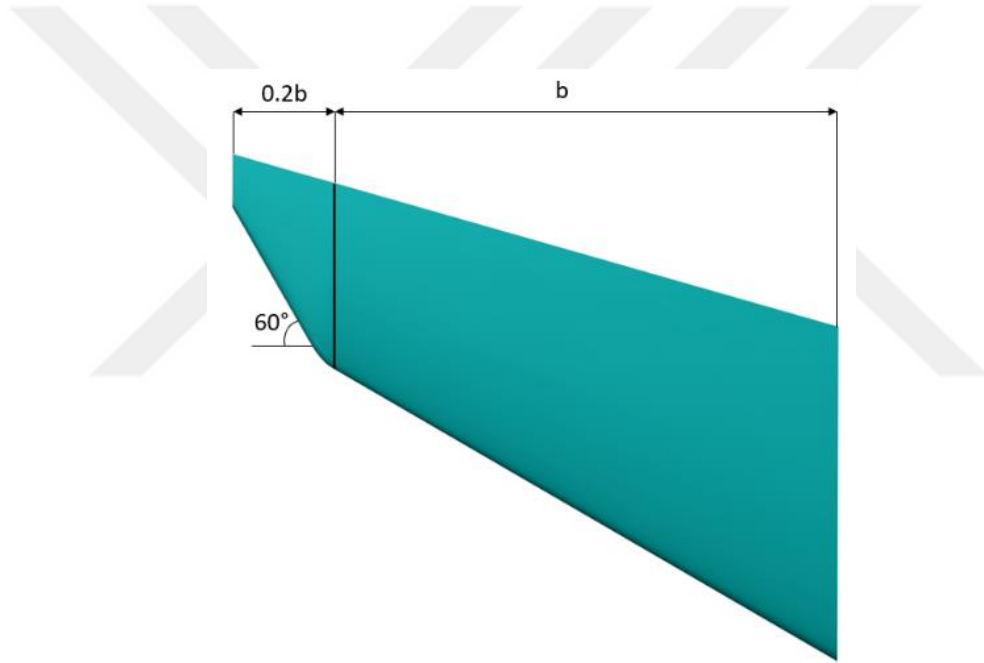


Şekil 15. ONERA M6 kanadının üç boyutlu modeli

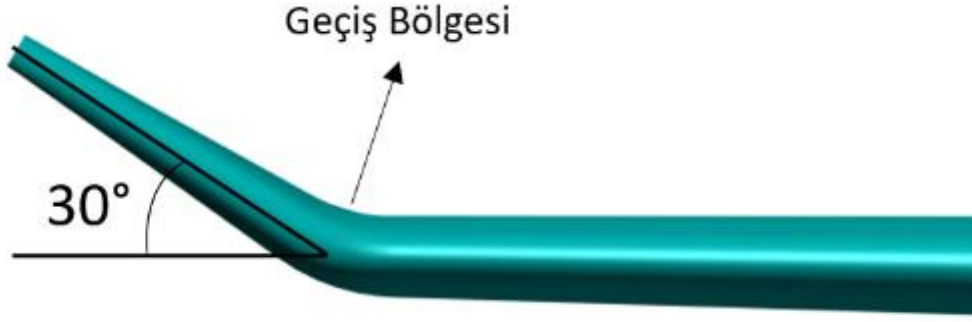
2.3. Uç kanatçık Geometrisinin Oluşturulması

Uç kanatçık geometrisinin uzunluğu kanat açıklığının %20'si olarak belirlenmiştir. Kanatçığın ok açısı ise, $\Gamma=0^\circ$ iken 60° olacak şekilde oluşturulmuştur. Kıvrım açısı değişirken uç kanatçık hareketi firar kenarına paralel olduğundan, kıvrım açısıyla birlikte ok açısı da değişkenlik göstermektedir. Modelleme işlemi *Catia V5* ortamında gerçekleştirilmiş olmakla birlikte, kanat ve uç kanatçık arasındaki yumuşak geçişin sağlanmasında “*Blend*” komutundan yararlanılmıştır. Bu komut aracılığıyla kanat ve uç kanatçık yüzeylerine teğet bir ara yüzey oluşturulmuştur.

Şekil 16'da $\Gamma=0^\circ$ durumu için uç kanatçık geometrisine ait detaylar görülmektedir. $\Gamma=30^\circ$ için uç kanatçık geometrisine ait model ise Şekil 17'de görülmektedir



Şekil 16. $\Gamma=0^\circ$ iken uç kanatçıklı ONERA M6 kanadının geometrisi



Şekil 17. $\Gamma = 30^\circ$ iken uç kanatçıklı ONERA-M6 kanadının geometrisi

İki uç kanatçıklı geometri ise uzunluk olarak ana kanatçığın yaklaşık %60'ı civarındadır. Kesit olarak yine ONERA M6 kanat kesidi kullanılmış olup, modellemede kullanılan her bir kesit ana uç kanatçık yapısına göre %40 oranında küçültülmüştür. Şekil 18'de ana kanatçığın kıvrım açısı 15° , ikinci kanatçığın kıvrım açısı 75° olması durumu için uç kanatçık geometrilerine ait model verilmiştir.

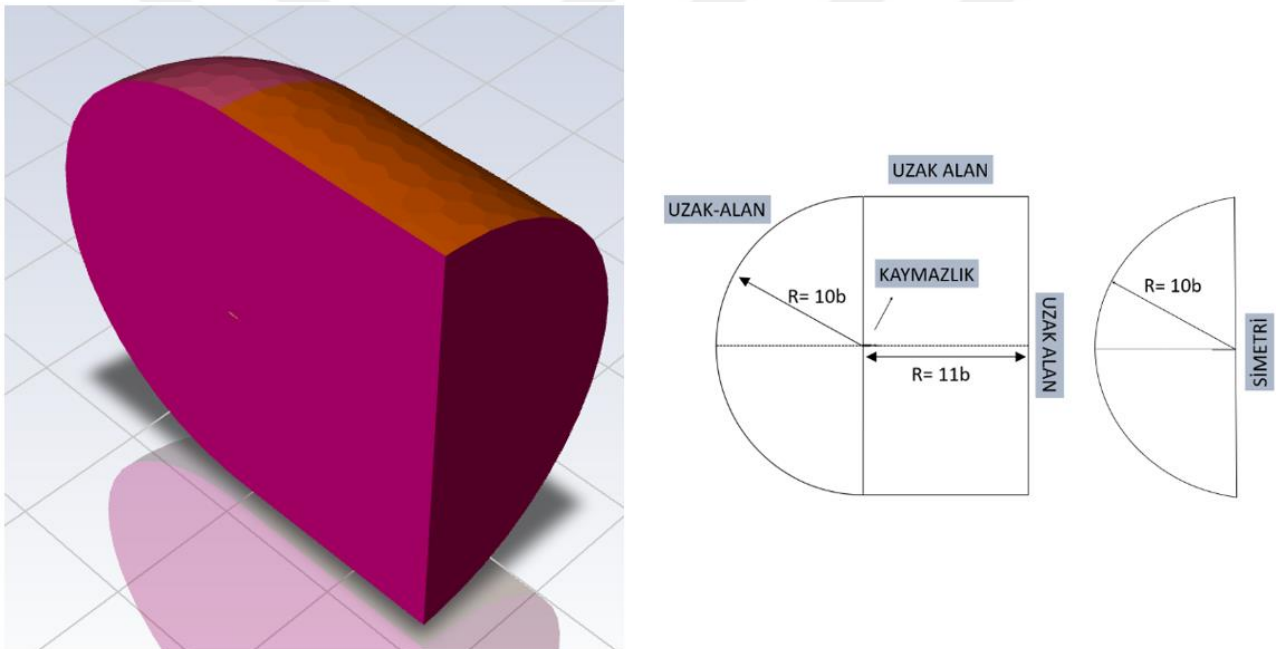


Şekil 18. $\Gamma = 15^\circ/-75^\circ$ değerleri için iki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadının geometrisi

2.4. Akış Bölgesi ve Sınır Koşulları

Akış hacmine ait ölçülendirme (URL-1, 2023) ile uyumlu olarak Şekil 19’da yer almaktadır. Kanat açıklığı b olmak üzere ölçümlendirme kanat açıklığı cinsinden ifade edilmiştir.

İncelenen problem bir dış akış problemi olduğundan geometriyi çevreleyen serbest hava akımını ifade etmek için “*basınç uzak alan (pressure far-field)*” koşulu tercih edilmiştir. Ayrıca akışkan ve katı arayüzünde, akışkanın bu arayüze göre hızının sıfır olması durumunu tanımlamak için “*kaymazlık (no-slip)*” koşulu kullanılmıştır. Modellenen akış hacmi, gerçek geometrinin yarım bir modeli olduğundan, “simetri(symmetry)” koşulu uygulanmıştır.



Şekil 19. Üç boyutlu akış bölgesi ve sınır koşulları

2.5. Ağ Yapısı

Ağ yapısı *Fluent Mesh* arayüzünde oluşturulmuş olup, çok yüzlü (polyhedral) ağ elemanlar tercih edilmiştir. Çok yüzlü hücreler, eşdeğer dört yüzlü (tetrahedral) hücrelere kıyasla daha az eleman sayısına sahip olduğundan, çözümün daha hızlı bir şekilde yakınsamasını sağlamaktadırlar (ANSYS, Inc, 2020). Sınır tabakanın oluşturulması için gerekli parametrelerin hesaplanmasında bir web adresinden (URL-2, 2023) yararlanılmıştır. Oluşturulan ağ üzerinde ilk katman kalınlığı 0.00198 mm olup y^+ değeri yüzeyin genelinde

4'ü geçmemektedir. Sınır tabaka kalınlığı ise 2.34 mm değerindedir. Ayrıca geometriye yakın bölgelerde daha sık bir ağ oluşturmak için bir etki hacmi (*body of influence*) oluşturulmuştur. Eleman boyutları ise yapılan ağ bağımsızlığı çalışmaları sonucunda belirlenmiştir. Şekil 20'de oluşturulan ağ yapısına ait görüntü verilmiştir.

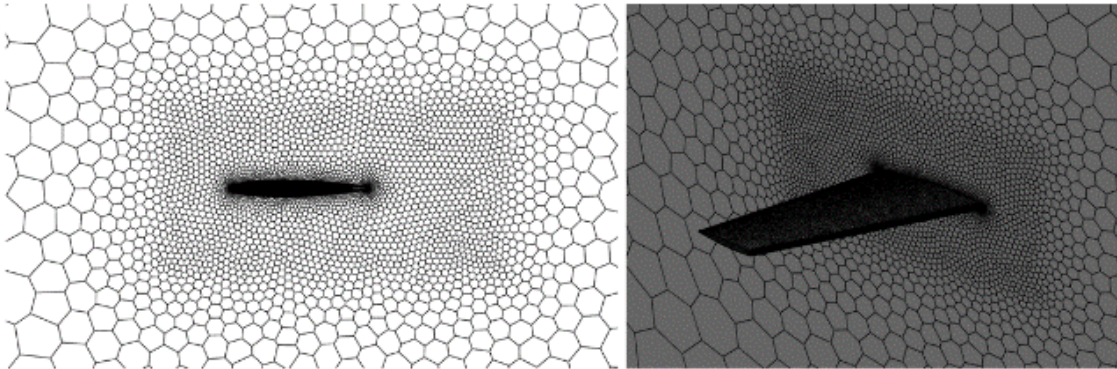
Tablo 2'de çalışmada yapılmış olan ağ bağımsızlığı sonuçları yer almaktadır. Göz önüne alınan değerlerdeki değişim oranı %1'in altına indiğinden, 5. duruma ait ağ yapısının kullanılması uygun görülmüştür.

Tablo 2. Ağ bağımsızlığı çalışması

Durum	C_L	%Fark (C_L)	C_D	%Fark (C_D)	Hücre Sayısı
1	0.25471	-	0.016212	-	812514
2	0.25878	1.597895646	0.016662	2.775721688	823981
3	0.2661	2.828657547	0.017485	4.939383027	945863
4	0.26909	3.984079141	0.01773	6.409794743	1131232
5	0.26936	0.100338177	0.017852	0.688099267	1285758
6	0.27048	0.415800416	0.017941	0.498543581	1570592
7	0.2713	0.303164744	0.01802	0.4403322	2223833

2.6. Sayısal Çözüm Parametreleri

Sayısal çözümlemede yaygın olarak kullanılmakta olan *Fluent* yazılımı kullanılmıştır. Mevcut problem bir dış akış problemi olduğundan ve akış ayrılması içerdiğinden *k- ω SST* türbülans modeli tercih edilmiştir. Basınç tabanlı bir çözücü kullanılmış olup, çözüm şeması olarak coupled tercih edilmiştir. Uzaysal ayrıklaştırma (Spatial Discretization) bölümünde hücre merkezlerindeki gradyanların hesabında “En Küçük Kareler Hücre Bazlı (Least Squares Cell Based)” seçeneği kullanılmış olup bütün terimler için ikinci derece ayrıklaştırma şeması tercih edilmiştir.

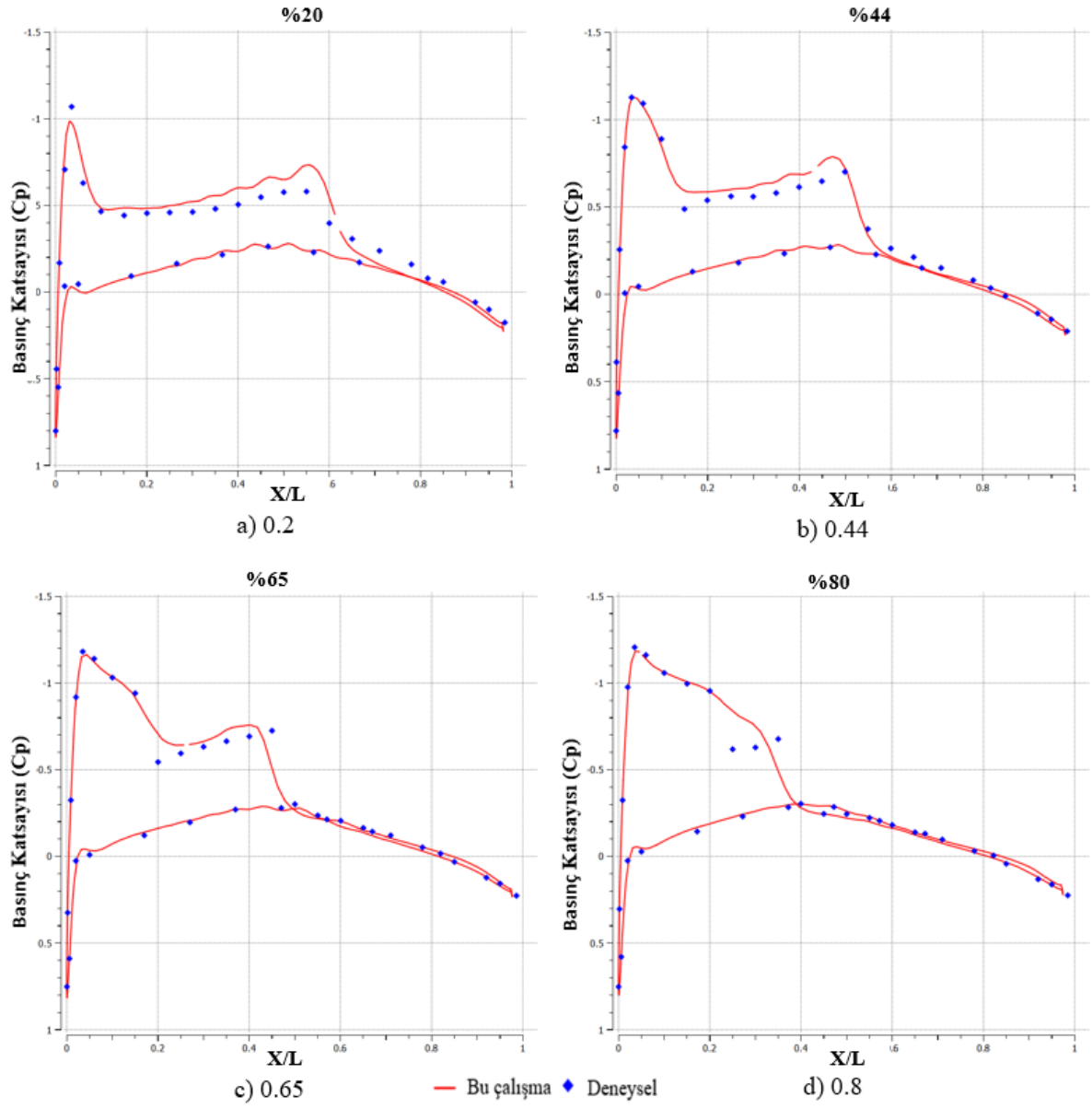


Şekil 20. Ağ yapısı

Çözüm sürecinde yakınsama kararı; taşıma ve sürüklenme katsayısının değerlerine bakılarak verilmiştir. Çözümün tek bir değere yakınsamadığı durumlarda ise sürüklenme ve taşıma katsayılarının grafiği incelenmiş olup, genel karakteristiği yansıtan değerlerin ortalaması alınmıştır.

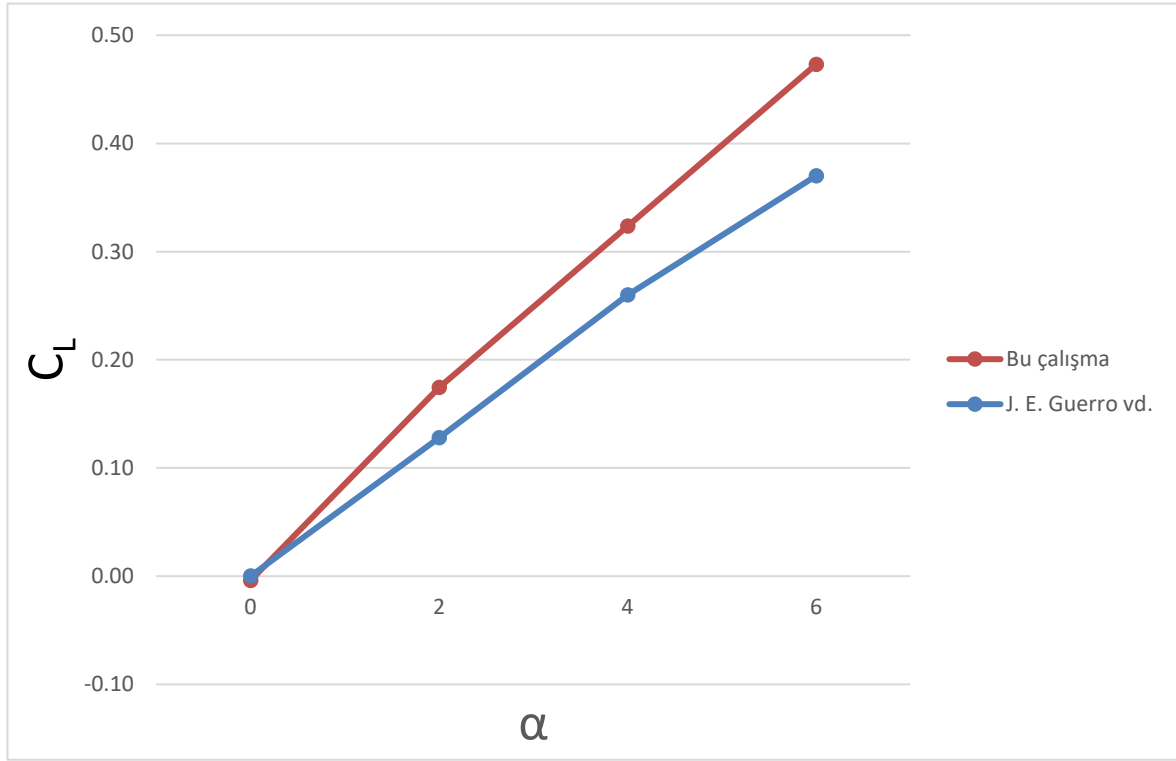
2.7. Sayısal Çözümün Doğrulanması

ONERA M6 kanadı üzerinde gerçekleştirilen rüzgar tüneli sonuçlarını içeren excel dosyaları NASA'nın web sayfasından (NASA, 2021) indirilmiş olup, Fluent yazılımında sayısal sonuçlarla birlikte Şekil 13'de grafiğe dökülmüştür. Deneysel verilerle kıyaslanan sayısal sonuçlar; $Ma=0.8395$, $Re=11.72 \times 10^6$ değerleri ve $\alpha=3.06^\circ$ için elde edilmiştir. Yapılan sayısal çalışmada serbest akım koşulları (URL-1, 2023) ve (Slater, 2002) ile uyumlu olacak şekilde 315.98 kPa statik basınç ve 255.55 K sıcaklık olarak tanımlanmıştır. Havanın dinamik vizkozitesi ise sabit kabul edilmiş olup, 1.6270×10^{-5} kg/ms olarak alınmıştır (URL-1, 2023). Böylece deneysel koşullara eşdeğer bir Reynolds sayısı elde edilmiştir. Şekil 21'de, ONERA M6 kanadının kökünden itibaren kanat açıklığının %20, %44, %65 ve %80'ine karşılık gelen kesitlerdeki basınç katsayısının (C_p) deneysel ve sayısal değerleri görülmektedir. Görüldüğü gibi elde edilmiş olan sayısal analiz sonuçları, deneysel sonuçlarla oldukça uyumludur.

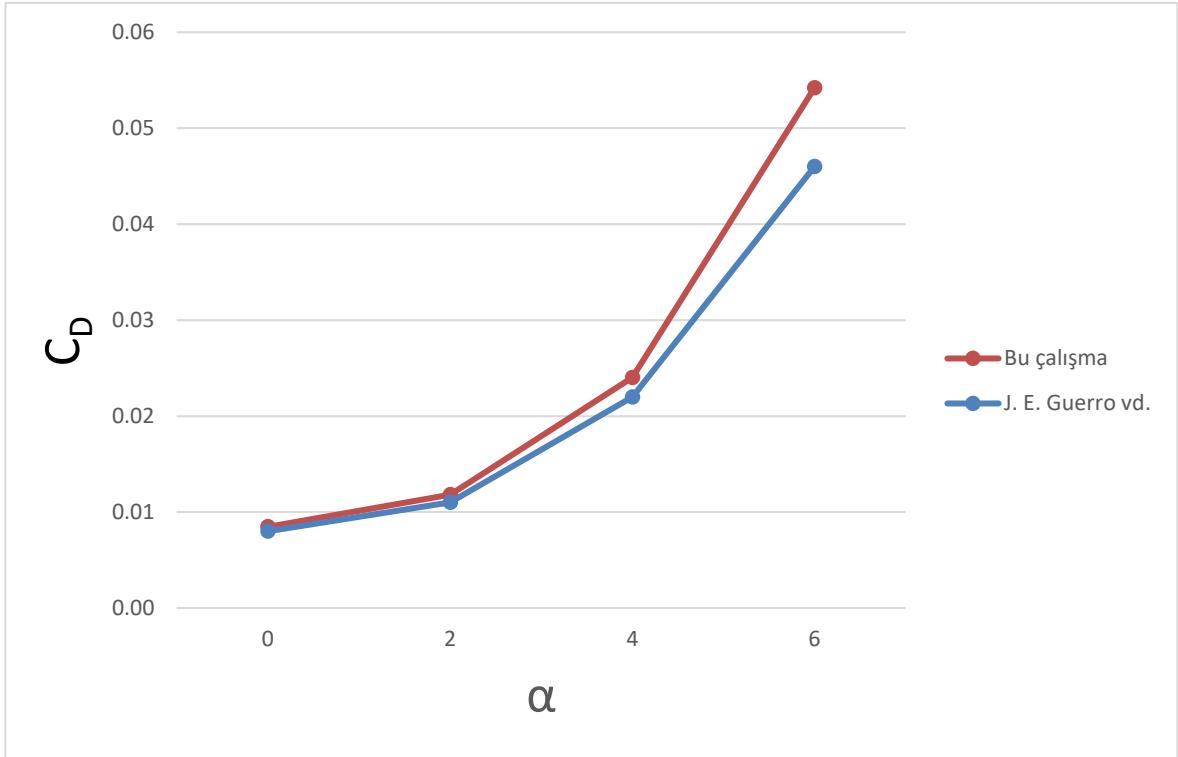


Şekil 21. ONERA Kanat Profili için basınç katsayısının deneysel verilerle kıyaslanması

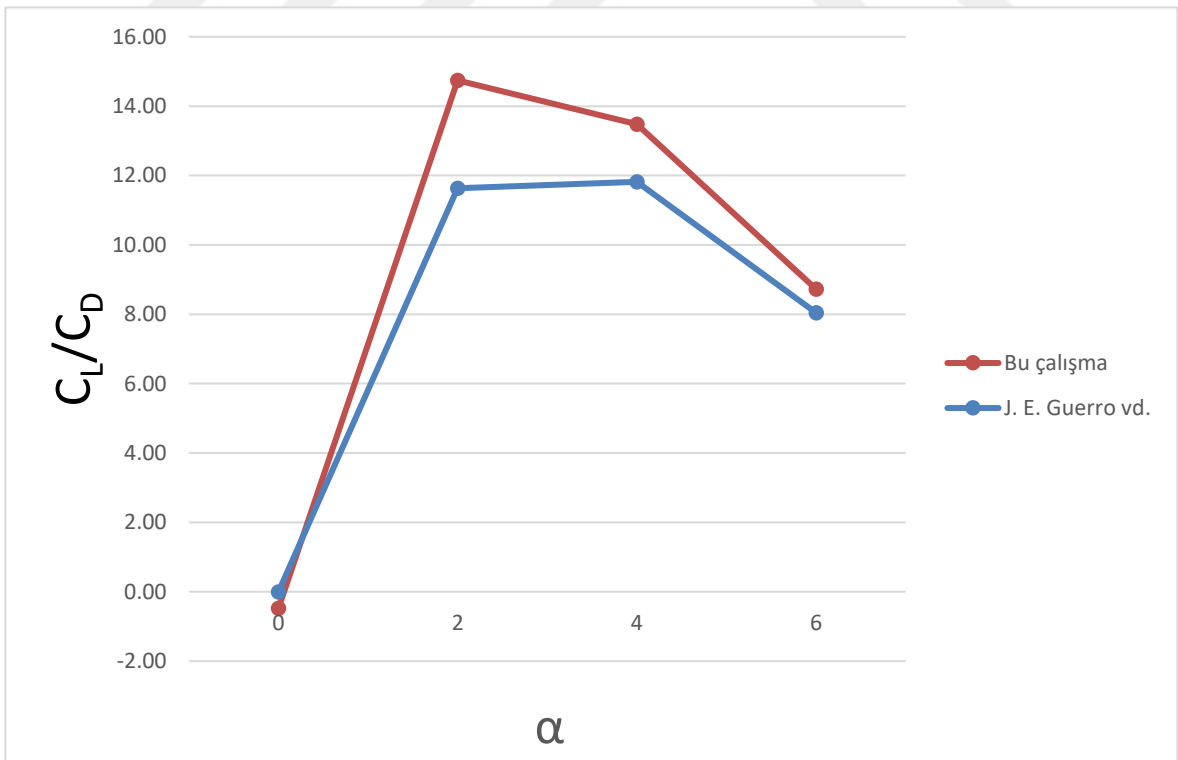
Uç kanatçksız durum için ve kıvrım açısının 15° olduğu durum için, C_L , C_D ve C_L/C_D değerleri, J.E. Guerre vd. (2020) tarafından ONERA M6 kanadı üzerinde yapılan benzer bir çalışmayla karşılaştırılmıştır. Şekil 22, 23 ve 24'te uç kanatçksız durum için elde edilen C_L , C_D ve C_L/C_D bulguları görölmektedir.



Şekil 22. Uç kanatçksız ONERA -M6 kanadı için sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi

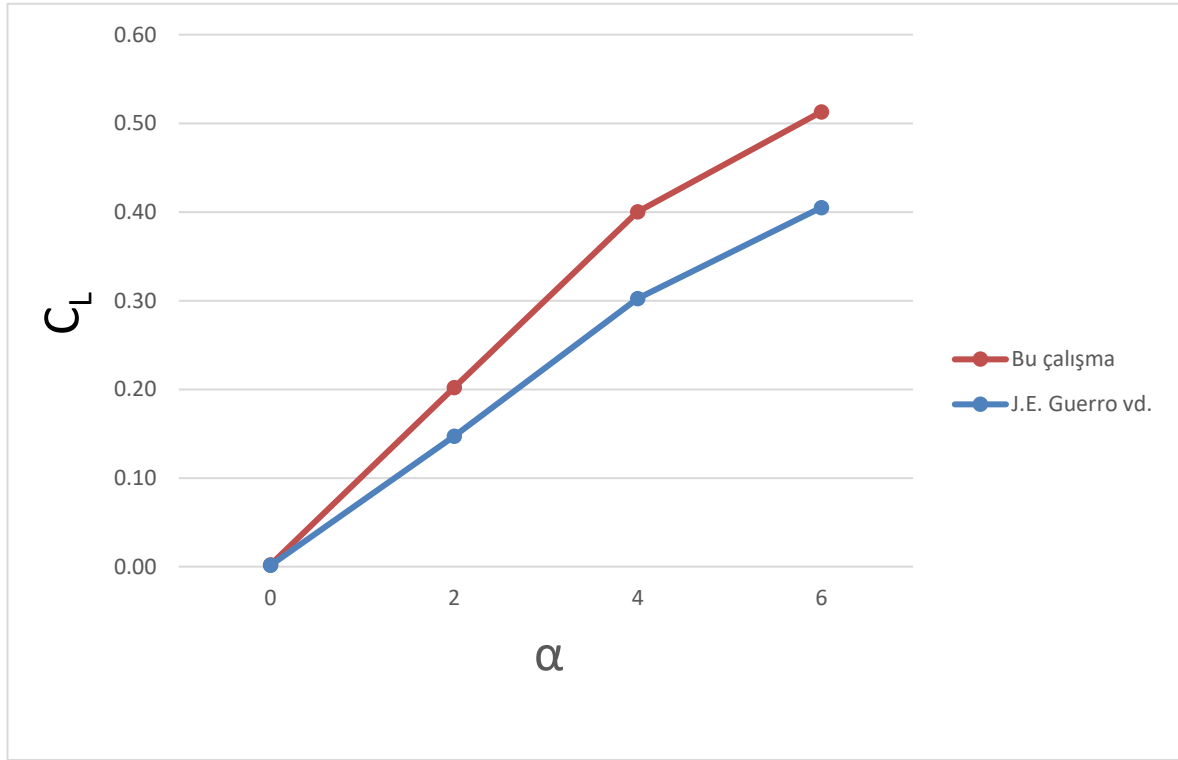


Şekil 23. Uç kanatçiksız ONERA -M6 kanadı için sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi

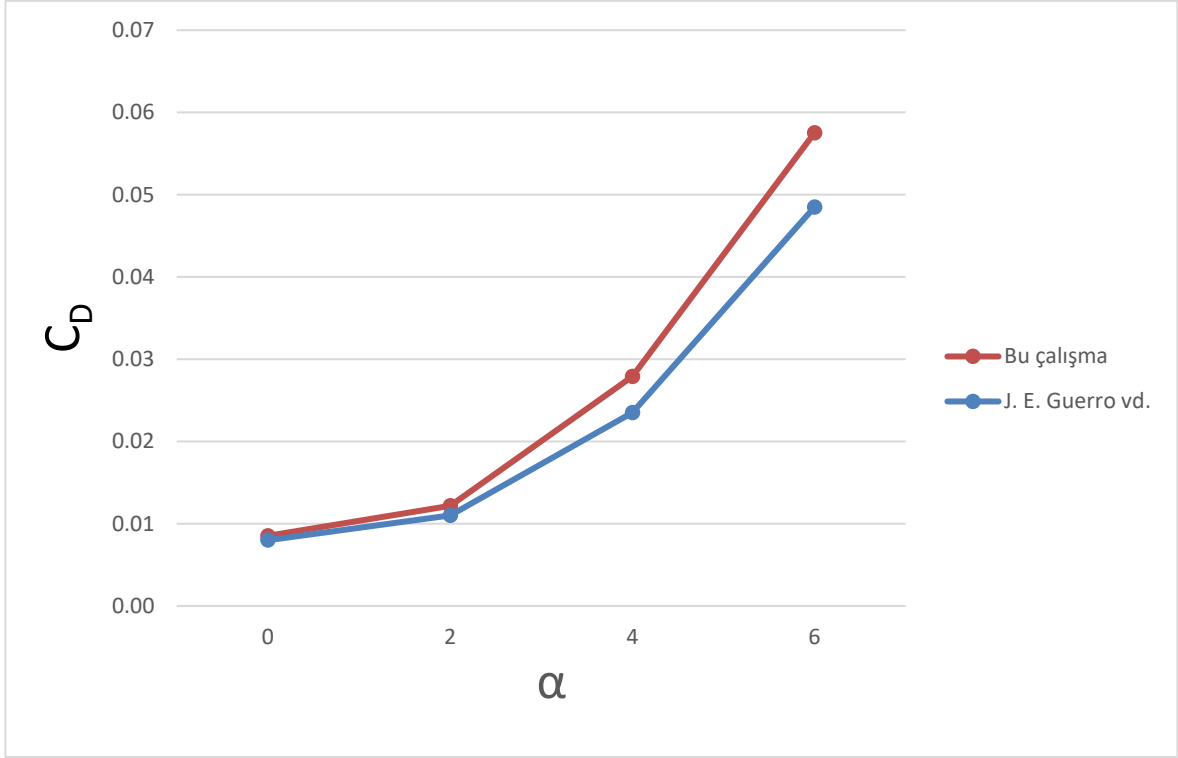


Şekil 24. Uç kanatçiksız ONERA M6 kanadı için taşıma/sürüklenme oranının hücum açısı ile değişimi

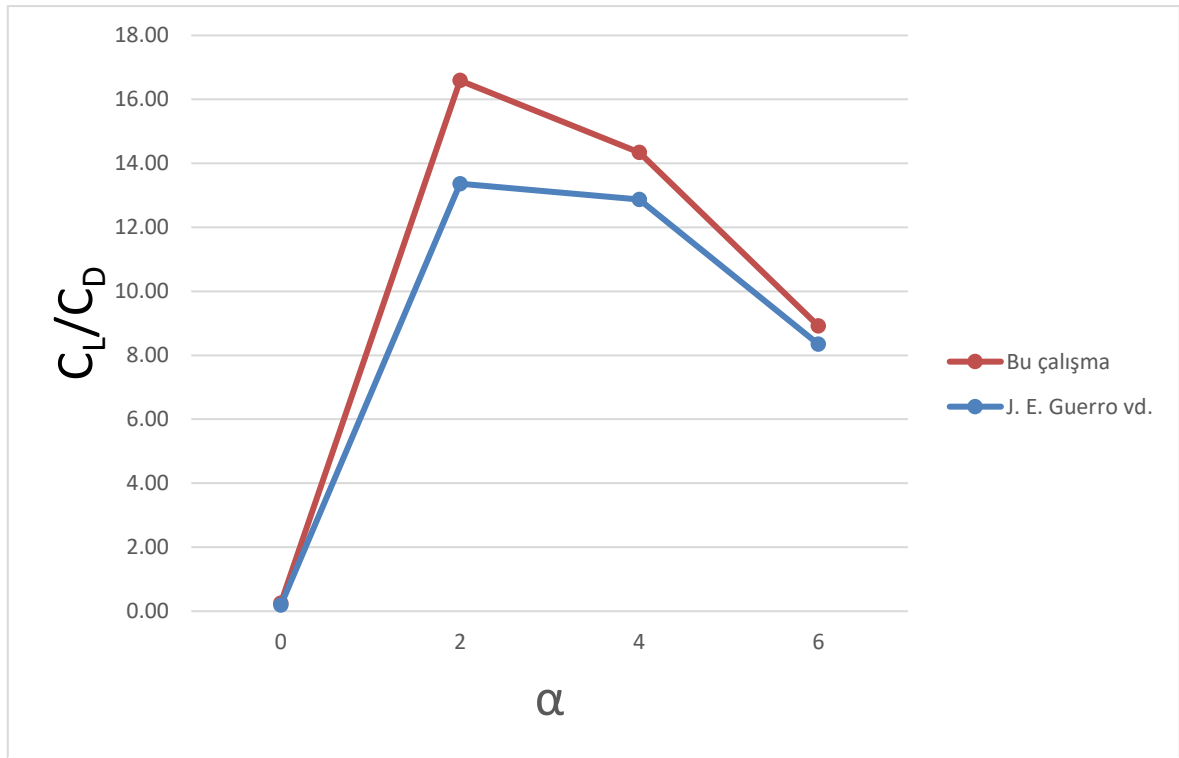
Uç kanatçksız kanat için elde edilmiş olan C_L , C_D ve C_L/C_D değışimlerinin J. E. Guerro vd. tarafından yapılmış olan çalışma bulgularına göre biraz daha yüksek olduğu görölmektedir. Şekil 25, 26 ve 27’de ise $\Gamma=15^\circ$ için elde edilen C_L , C_D ve C_L/C_D değışimleri görölmektedir.



Şekil 25. Uç kanatçksız ($\Gamma=15^\circ$) ONERA M6 kanadı için taşıma katsayısının hücum açısı ile değışimi



Şekil 26. Uç kanatçıklı ($\Gamma=15^\circ$) ONERA M6 kanadı için sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi



Şekil 27. Uç kanatçıklı ($\Gamma=15^\circ$) ONERA M6 kanadı için taşıma/sürüklenme oranının hücum açısı ile değişimi

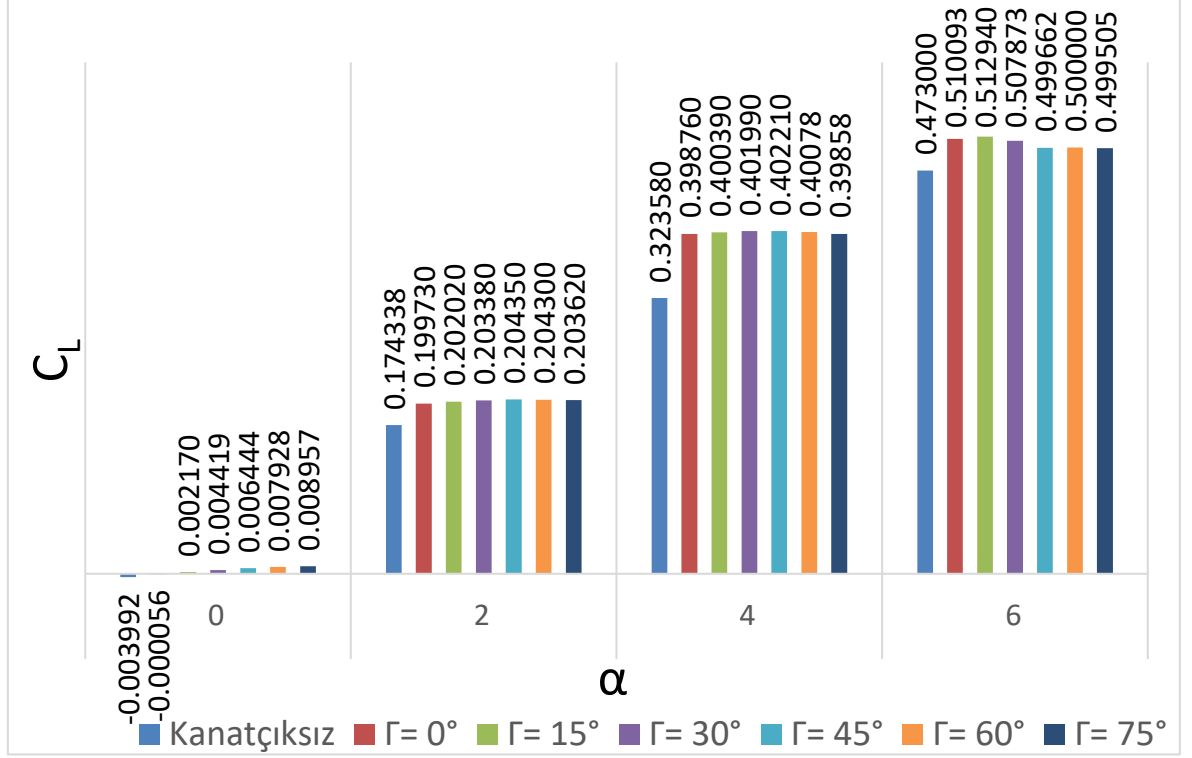
3. BULGULAR VE TARTIŞMA

Tez kapsamında yapılmış olan çalışmada; ONERA M6 kanadına ait uç kanatçıklı ve uç kanatçıksız modeller için aerodinamik parametreler üzerinde hız, hücum açısı ve kıvrım açısının etkisi incelenmiştir. HAD analizlerinde akışın $Ma=0.8395$ değerinde bir hıza sahip olduğu kabul edilmiştir. Bu hıza sahip hava aracının 0° , 2° , 4° ve 6° derece hücum açılarında uç kanatçıklı ve uç kanatçıksız kanat modelleri için C_D , C_L ve C_L/C_D değerlerindeki değişimleri elde edilmiştir. Hava aracının seyir fazında sahip olabilecek olduğu sürat ve hücum açıları birinci koşul olarak alınmıştır. İkinci koşulda ise hava aracının $Ma=0.3$ değerinde bir hıza sahip olduğu kabul edilmiştir. Bu hız için 10° , 12° ve 14° hücum açılarındaki etkiler incelenmiştir. İkinci koşul; hava aracının iniş, kalkış ve tırmanış fazlarında sahip olabilecek olduğu hız ve hücum açılarını temsil etmektedir. Elde edilen sonuçlardan her bir koşul için aerodinamik verimlilik (C_L/C_D) açısından en iyi performansı veren kıvrım açıları belirlenmiş olup, bu kıvrım açıları sabit tutularak model üzerine ikinci bir uç kanatçık daha eklenmiştir. İkinci uç kanatçık için de üç farklı kıvrım açısı (-45° , -60° ve -75°) belirlenmiş ve elde edilen sonuçlar tek uç kanatçıklı modeller ile karşılaştırılmıştır.

3.1.1. Tek Uç Kanatçıklı Tasarım

Tek uç kanatçıklı tasarım üzerinde kıvrım açısının etkisini incelemek üzere birinci durum olarak $Ma=0.8395$ değerinde, $\alpha=0^\circ$, 2° , 4° ve 6° hücum açılarındaki analizler yapılmıştır. Şekil 28’de, uç kanatçıksız durum ve kıvrım açısının $\Gamma=0^\circ$ ile 75° arasındaki değerleri için taşıma katsayısındaki değişimler görülmektedir.

Şekil 28’den de görüldüğü gibi; uç kanatçıklı durumların hepsinde uç kanatçıksız duruma kıyasla daha yüksek bir C_L değeri elde edildiği görülmektedir. En yüksek C_L , en büyük hücum açısı değeri olan $\alpha=6^\circ$ için ve $\Gamma=15^\circ$ elde edilmiş olup, uç kanatçıksız kanada kıyasla C_L değerinde yaklaşık %7.8’lik bir artış söz konusudur. Ayrıca $\alpha=6^\circ$ için C_L değeri $\Gamma=15^\circ$ ’den sonra düşüş göstermekle birlikte, $\Gamma=45^\circ$, 60° ve 75° için taşıma katsayıları arasındaki fark oldukça düşüktür.



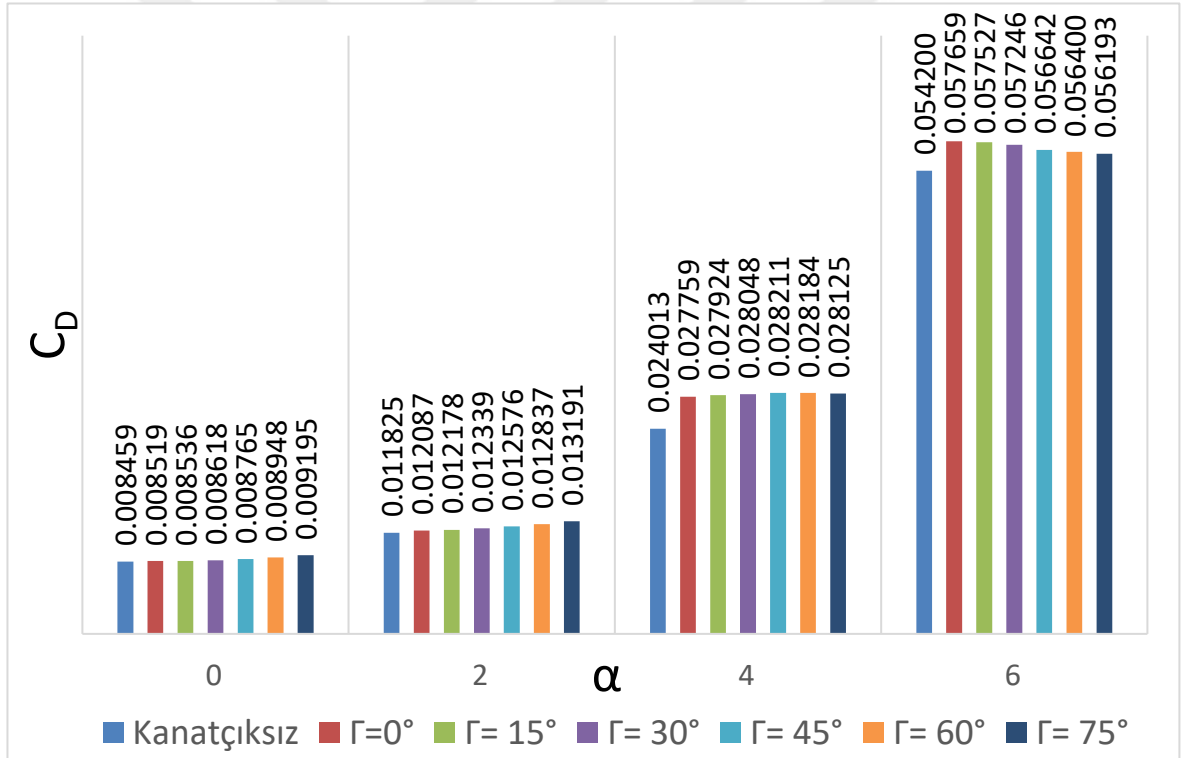
Şekil 28. Tek uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum ve kıvrım açılarındaki taşıma katsayıları

$\alpha=4^\circ$ hücum açısında ise en yüksek C_L değerinin $\Gamma=45^\circ$ değerinde elde edildiği görülmektedir. Uç kanatçıksız kanada kıyasla 45° ’lik kıvrım açısı taşıma katsayısında %24.3’lük bir artış sağlamıştır. $\Gamma=45^\circ$ ’ye kadar artan kıvrım açısıyla birlikte taşıma katsayısında da artış meydana gelirken, $\Gamma=45^\circ$ ’den sonra artışa kıyasla daha hızlı bir düşüş görülmekle birlikte, en düşük taşıma katsayısı değeri $\Gamma=75^\circ$ ’de ortaya çıkmaktadır. Ancak en kötü durum olan $\Gamma=75^\circ$ ’de dahi, uç kanatçıksız kanada kıyasla C_L değerinde %23.2’lik bir artış söz konusudur.

$\alpha=2^\circ$ ’de de yine en yüksek taşıma katsayısı 45° kıvrım açısında elde edilmiştir. Bu durumda uç kanatçıksız kanada kıyasla %17.2 değerinde bir artış söz konusudur. $\alpha=4^\circ$ ’ye benzer şekilde, bu hücum açısında da $\Gamma=45^\circ$ ’ye kadar düzenli bir artış görülürken,

$\Gamma=45^\circ$ 'den sonra düşüş gösteren bir davranış olduğu görülmektedir. Ancak bu koşulda en düşük taşıma katsayısı değeri 0° kıvrım açısında elde edilmiştir. Fakat yine de uç kanatçiksız modele kıyasla yaklaşık %14.6'lık bir artış mevcuttur.

ONERA M6 kanat profili, simetrik bir profil olduğundan, 0° hücum açısında taşıma kuvveti üretmesi beklenmemektedir. Bu nedenle orijinal geometride ve 0° kıvrım açısında elde edilen taşıma katsayısı değerleri oldukça düşüktür. Ancak kıvrım açısının 0° 'den büyük değerleri için, taşıma katsayısı üzerinde etkili olduğu görülmüştür. Sonuç olarak görülmektedir ki; düşük hücum açılarında kıvrım açısındaki artış, taşıma katsayısı üzerinde olumlu bir etkiye sahipken, hücum açısı arttıkça 0° ve 15° gibi kıvrım açısı değerleri daha yüksek taşıma katsayısı üretmektedir. Şekil 29'da ise sürüklenme katsayısının farklı kıvrım açıları için hücum açısıyla birlikte değişimi görülmektedir.



Şekil 29. Tek uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum ve kıvrım açılarındaki sürüklenme katsayıları

C_D değerlerindeki değişimlerden de görüldüğü gibi; bütün hücum açıları için en düşük C_D uç kanatçiksız geometriye aittir. Bu sonuç uç kanatçiksız yapının uç kanatçıklı yapılara göre daha düşük bir yüzey alanına sahip olmasından kaynaklanmaktadır. En düşük sürüklenme katsayısı hücum açısının 0° olduğu durumda ortaya çıkmaktadır. Kıvrım

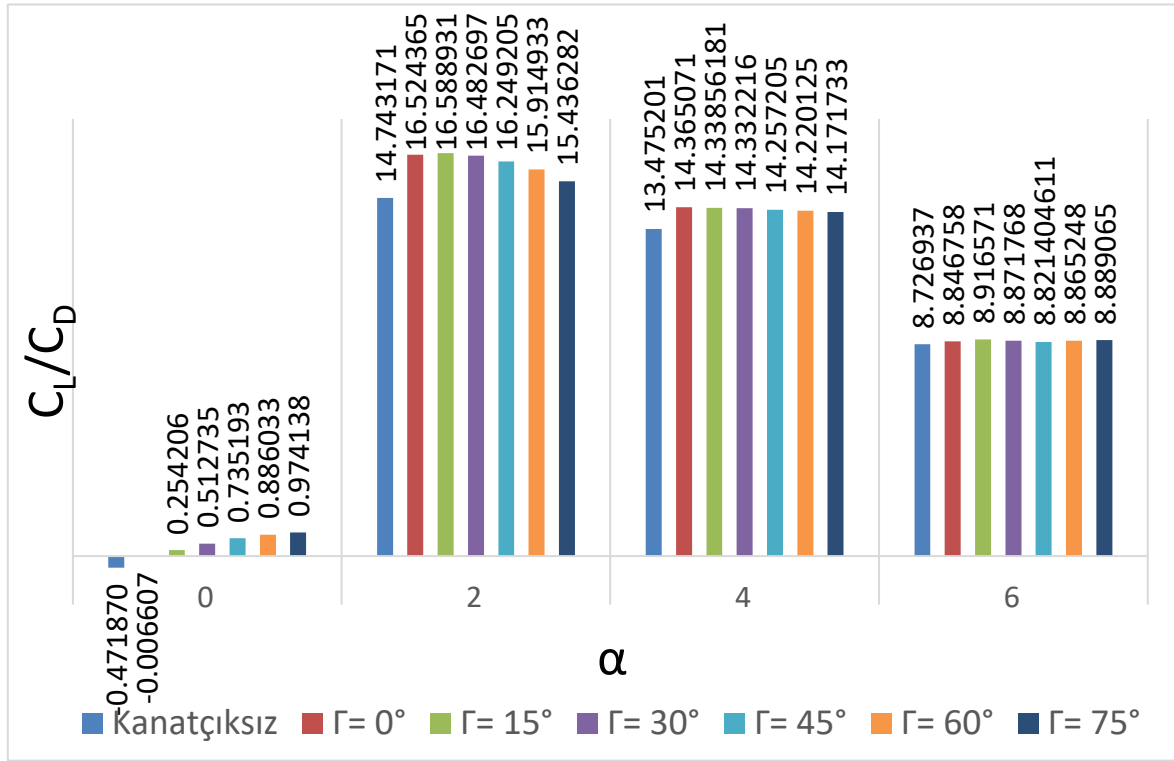
açısındaki artışla birlikte sürüklenme katsayısı da artmaktadır. 75° kıvrım açısı için, orijinal kanat modeline kıyasla sürüklenme katsayısının en düşük değerinde % 7.6'lık bir artış ortaya çıkmıştır.

$\alpha=2^\circ$ olduğunda da benzer bir durum gerçekleşmektedir. Artan kıvrım açısıyla birlikte sürüklenme katsayısında da artış meydana gelmektedir. Bu hücum açısında da $\alpha=0^\circ$ durumunda olduğu durumdaki gibi en yüksek C_D , $\Gamma=75^\circ$ için ortaya çıkmakta ve uç kanatçıksız modele kıyasla %11,6'lık bir artış olduğu görülmektedir.

Ancak $\alpha=4^\circ$ durumunda C_D değeri $\Gamma=45^\circ$ 'ye kadar artış göstermekte ve 45° 'den sonra azalma eğilimi göstermektedir. Ancak bu azalış hızı artış hızından daha düşüktür. Dolayısıyla en yüksek C_D $\Gamma=45^\circ$ 'de elde edilmekte olup, uç kanatçıksız modele kıyasla %17.5 değerinde bir artış ortaya çıkmaktadır.

Hücum açısının 0° , 2° ve 4° değerleri için uç kanatçıklı konfigürasyonlar içerisinde en düşük C_D , $\Gamma=0^\circ$ olduğu durumda gerçekleşmiştir. Genel olarak da artan kıvrım açısı sürüklenme katsayısını artırıcı etki göstermiştir. Bunun nedeni, artan kıvrım açısının akış ayrılmalarını artırarak, parazit sürüklemeye artış meydana getirmesi olabilir. Fakat $\alpha=6^\circ$ 'de durum tam tersi bir hal almaktadır. İlk üç durum için en düşük C_D değerinin olduğu $\Gamma=0^\circ$ kıvrım açılı durum, $\alpha=6^\circ$ 'de en yüksek sürüklenme katsayısının üretildiği durum olmaktadır. Ayrıca sürüklenme katsayısı artan kıvrım açısıyla birlikte azalan bir davranış sergilemektedir. Bu durumda uç kanatçıksız modele kıyasla, $\Gamma=0^\circ$ kıvrım açısı için C_D değerinde %6'lık bir artış meydana gelmiştir.

Şekil 30'da ise taşıma katsayısının sürüklenme katsayısına olan oranının değişimi görülmektedir. C_L/C_D değerinin α ve Γ 'ya bağlı değişimi göz önüne alındığında,



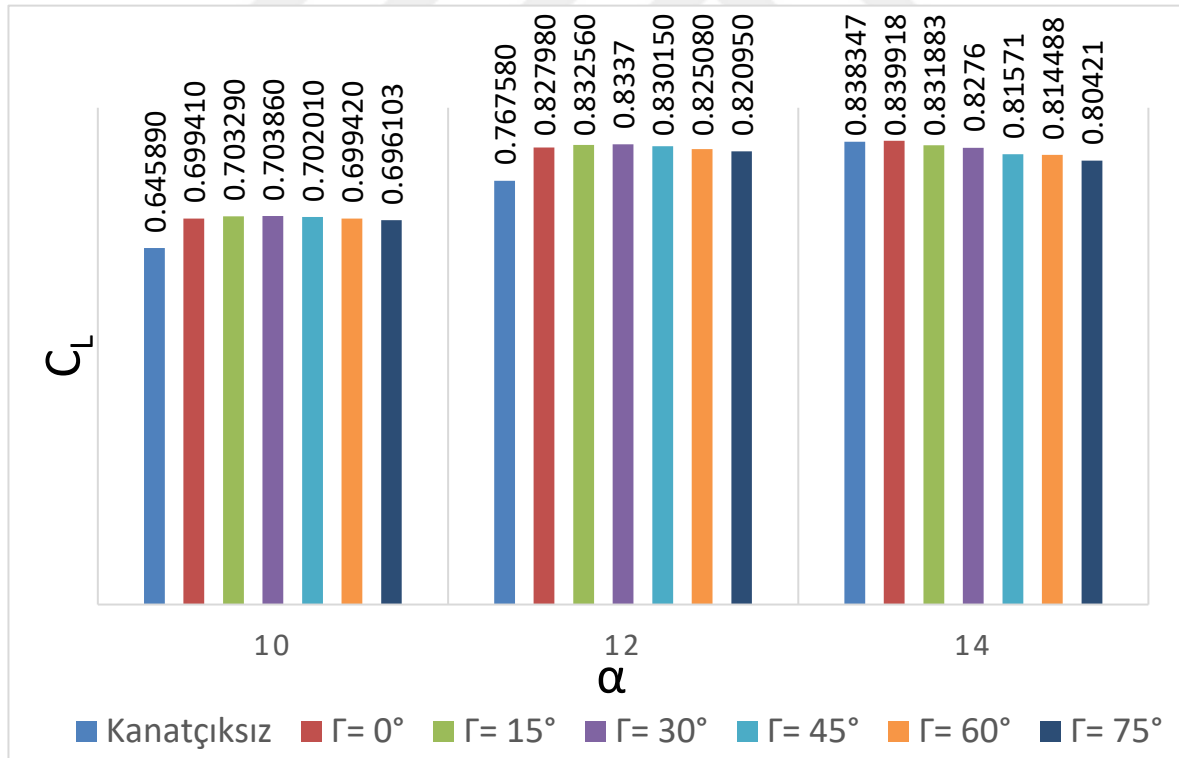
Şekil 30. Tek uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum ve kıvrım açılarındaki taşıma/sürüklenme katsayıları oranı

aerodinamik açıdan en verimli durumun $\alpha=2^\circ$ ve $\Gamma=15^\circ$ değerlerinde ortaya çıktığı görülmektedir. Uç kanatçksız modele kıyasla $\Gamma=15^\circ$ için C_L/C_D oranında %12,5'lik bir artış meydana gelmiştir. Ardından artan Γ ile birlikte C_L/C_D 'de bir azalma meydana gelmiştir. 4° hücum açısında da benzer bir karakteristik gözlenmekle birlikte, bu durumda $\Gamma=0^\circ$ iken aerodinamik açıdan en verimli sonuç ortaya çıkmıştır. Burada da uç kanatçksız modele kıyasla %6,6 değerinde bir verimlilik artışı söz konusudur. 6° hücum açısında ise düzenli bir değişim gözlenmemekle birlikte, en verimli sonuç $\Gamma=15^\circ$ için elde edilmiştir. 0° hücum açısı bulgusuna bakıldığında simetrik kanat profili nedeniyle oldukça küçük değerler elde edilmiş olsa da en verimli sonuç $\Gamma=75^\circ$ için elde edilmiştir.

Uç kanatçık eklentisi, kanat açıklığını artırması nedeniyle taşıma kuvvetinde artış sağlamaktadır. Bütün koşullarda uç kanatçıklı kanatların, uç kanatçksız kanada kıyasla daha yüksek C_L üretmiş olması bu durumun bir göstergesidir. C_D değeri ise indüklenmiş sürüklenme ve parazit sürüklemenin bir bileşkesi olarak ortaya çıkmaktadır. Uç kanatçıklar, akış ayrılımlarına sebep olmaları ve sürtünme için ilave yüzey alanı oluşturmaları nedeniyle

sürüklenme kuvvetinde artışa neden olabilirler. Ancak kanat uçlarında oluşan girdapları azalttıklarından ötürü indüklenmiş sürüklemeyi de azaltmaları beklenmektedir. Sonuçlar göstermiştir ki; hücum açısıyla beraber aerodinamik özelliklerde de değişiklikler yaşanmakta olup, C_D ve C_L değerleri incelendiğinde en iyi sonucu veren tek bir Γ değeri mevcut değildir. C_L/C_D oranı değerleri göstermektedir ki; $\Gamma=0^\circ$ ve $\Gamma=15^\circ$ değerleri ile en verimli sonuçlar elde edilmektedir. Hücum açısı $\alpha=0^\circ$ için elde edilen değerler ihmal edilebilir olduğundan, iki uç kanatçıklı tasarıma $\Gamma=75^\circ$ değeri dahil edilmemiştir.

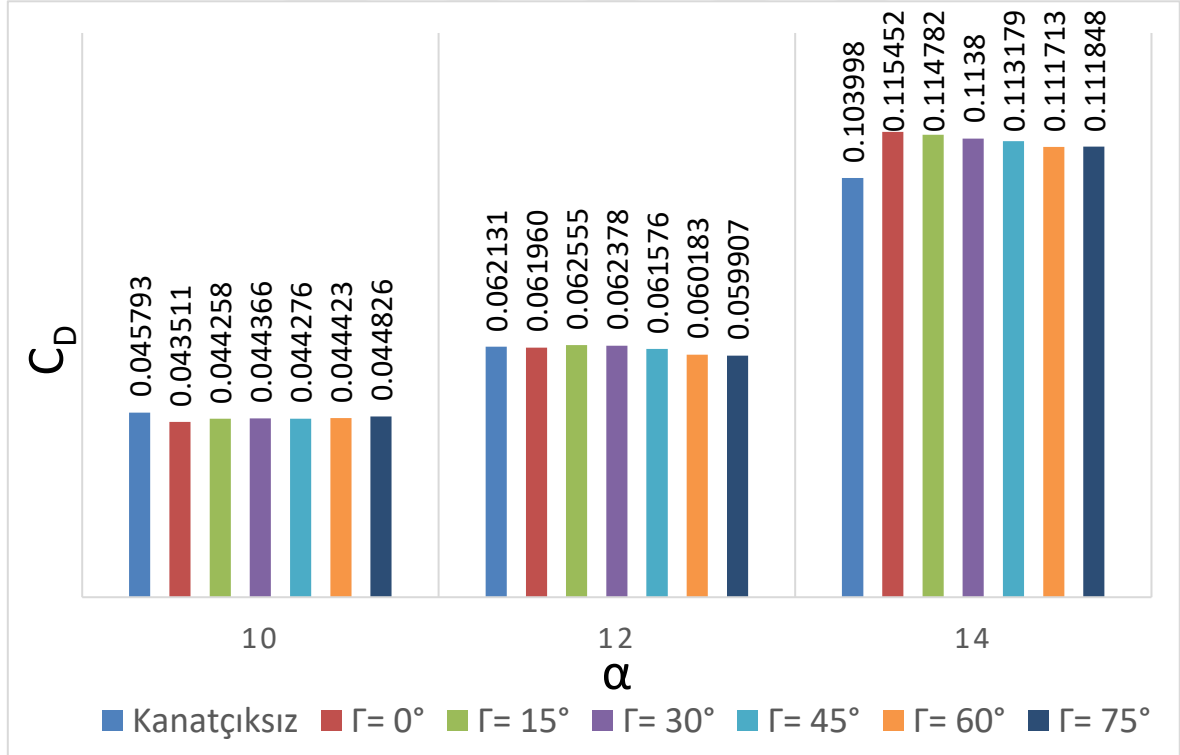
Tek uç kanatçıklı tasarım için incelenen ikinci koşul ise $Ma=0.3$ için $\alpha=10^\circ, 12^\circ$ ve 14° değerleridir. Bu koşul için taşıma katsayısının değişimi Şekil 31’de verilmiştir. Bütün durumlar içerisinde, en yüksek taşıma katsayısı $\alpha=14^\circ$ ve $\Gamma=0^\circ$ için elde edilmiştir. Ancak kanaçksız kanatla aradaki fark % 0.187 değerinde olmuştur. 14° hücum açısı için kıvrım açısındaki artış taşıma katsayısında düzenli bir azalmaya neden olmuştur. Ayrıca $\Gamma=0^\circ$ ’de, $\alpha=12^\circ$ hücum açısına kıyasla önemli bir artış görülmemiştir. $\Gamma=15^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ ve 75° kıvrım açılarındaki ise, $\alpha=12^\circ$ ’ye kıyasla daha düşük taşıma katsayısı elde edilmiştir. Bu sonuç, uç kanatçıklı kanatlar için kritik hücum açısının yaklaşık olarak $\alpha=14^\circ$ olduğunu



Şekil 31. Tek uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.3$ değerinde farklı hücum ve kıvrım açılarındaki taşıma katsayıları

göstermektedir. Uç kanatçiksız kanat içinse taşıma katsayısı artış göstermeye devam ettiğinden bu açı $\alpha = 14^\circ$ 'den büyüktür. Uç kanatçiksız kanat üzerinde $\alpha = 16^\circ$ için yapılan analiz sonucu elde edilen taşıma katsayısı $C_L = 0.72708$ olarak hesaplanmıştır. Bu da, uç kanatçiksız durum için kritik hücum açısının $\alpha = 14^\circ$ ile $\alpha = 16^\circ$ arasında olduğunu göstermektedir.

10° ve 12° hücum açıları için, $\Gamma = 30^\circ$ olduğu değer en yüksek taşıma katsayısını vermektedir. Her iki durumda da $\Gamma = 30^\circ$ 'ye kadar taşıma katsayısında düzenli bir artış olmakla birlikte, daha yüksek Γ değerlerinde kanadın taşıma kuvveti üretme kabiliyetinde düşüş gözlemlenmektedir. Hücum açısı $\alpha = 10^\circ$ için C_L değerindeki iyileşme yaklaşık % 9 olmakla birlikte, $\alpha = 12^\circ$ için bu değer % 8.6 olmaktadır. Ayrıca α arttıkça, C_L değerinin düşüş hızında da bir artış meydana gelmektedir. Nihayetinde $\Gamma = 14^\circ$ 'ye ulaşıldığında, artık daha küçük kıvrım açılarına sahip kanatlar daha yüksek taşıma kuvveti üretmeye başlamaktadırlar. Uç kanatçıklı konfigürasyonlar arasında bütün koşullar için en düşük C_L , $\Gamma = 75^\circ$ 'de gerçekleşmektedir.

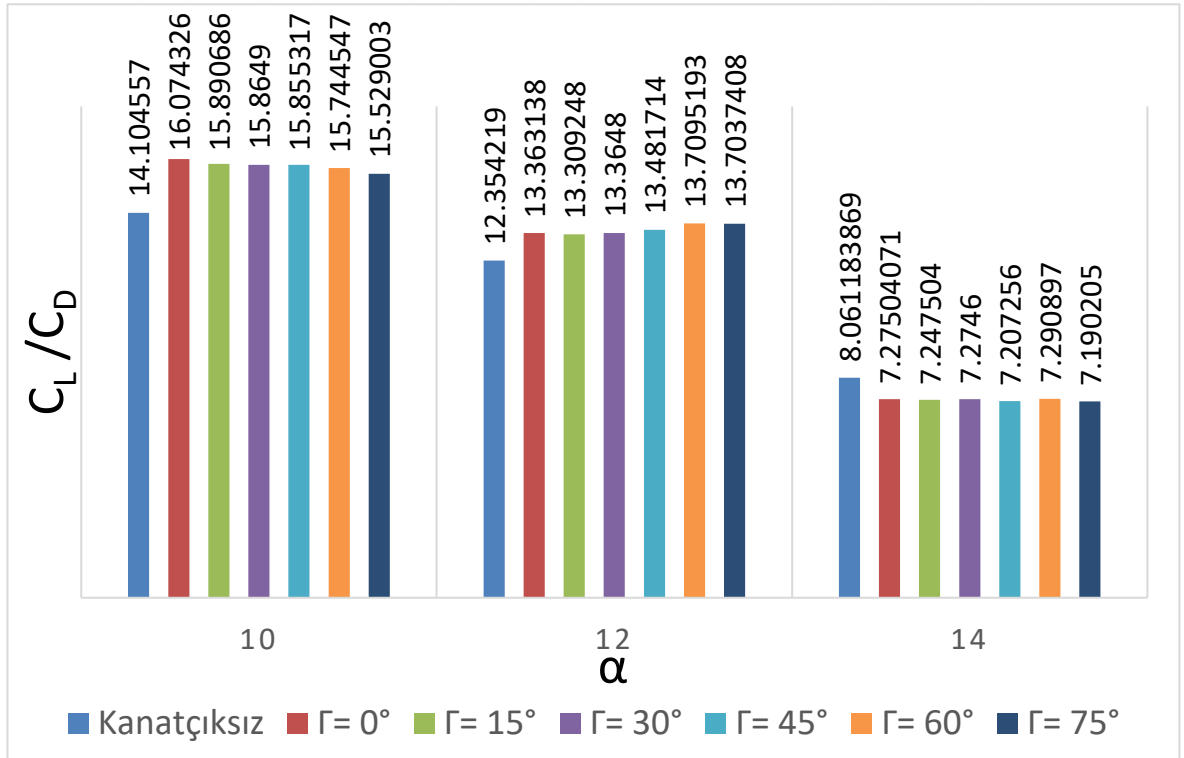


Şekil 32. Tek uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.3$ değerinde farklı hücum ve kıvrım açılarındaki sürükleme katsayıları

$Ma=0.3$ koşulu altında sürüklenme katsayısındaki değişimler Şekil 32’de görülmektedir. 10° hücum açısı için sonuçlara bakıldığında, sürüklenme katsayısının artan kıvrım açısıyla birlikte artış gösterdiği görülmektedir. Ancak en yüksek C_D , $Ma=0.8395$ olduğu durumdan farklı olarak uç kanatçıksız kanatta ortaya çıkmaktadır. Sürüklemenin en küçük olduğu değerse, $\Gamma=0^\circ$ olduğu durumdur. Bu durum ile uç kanatçıksız durum arasındaki fark kıyaslandığında $\Gamma=0^\circ$ için C_D değerinde % 2.1’lik bir azalma olduğu görülmektedir. Uç kanatçıksız durumda yüksek C_D elde edilmesinin nedeni olarak, oluşan indüklenmiş sürüklemenin parazit sürüklemeye baskın gelmiş olması gösterilebilir. Uç kanatçık eklenmesi her ne kadar parazit sürüklemeyi artırsa da, indüklenmiş sürüklemeye ortaya çıkan azalma bu etkiyi bastırmıştır.

12° hücum açısı göz önüne alındığında ise bu sefer en düşük C_D değeri $\Gamma=75^\circ$ olduğu durumda ortaya çıkmaktadır. Sürüklenme katsayısı $\Gamma=15^\circ$ değerine kadar artış göstermekte, sonra yavaşça düşüşe geçmektedir. Sürüklemedeki azalma, $\Gamma=75^\circ$ için % 3.6 düzeyinde olmaktadır.

14° hücum açısı için en yüksek C_D değeri $\Gamma=0^\circ$ için elde edilmektedir. Bu değerden sonra Γ değeri arttıkça, C_D değerinde azalma görülmektedir. Uç kanatçıksız duruma kıyasla, $\Gamma=0^\circ$ kıvrım açısında C_D ; %11 oranında artış göstermiştir. Bu ani artışın sebebi, kritik hücum



Şekil 33. Tek uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.3$ değerinde farklı hücum ve kıvrım açılarındaki taşıma/sürüklenme katsayıları oranı

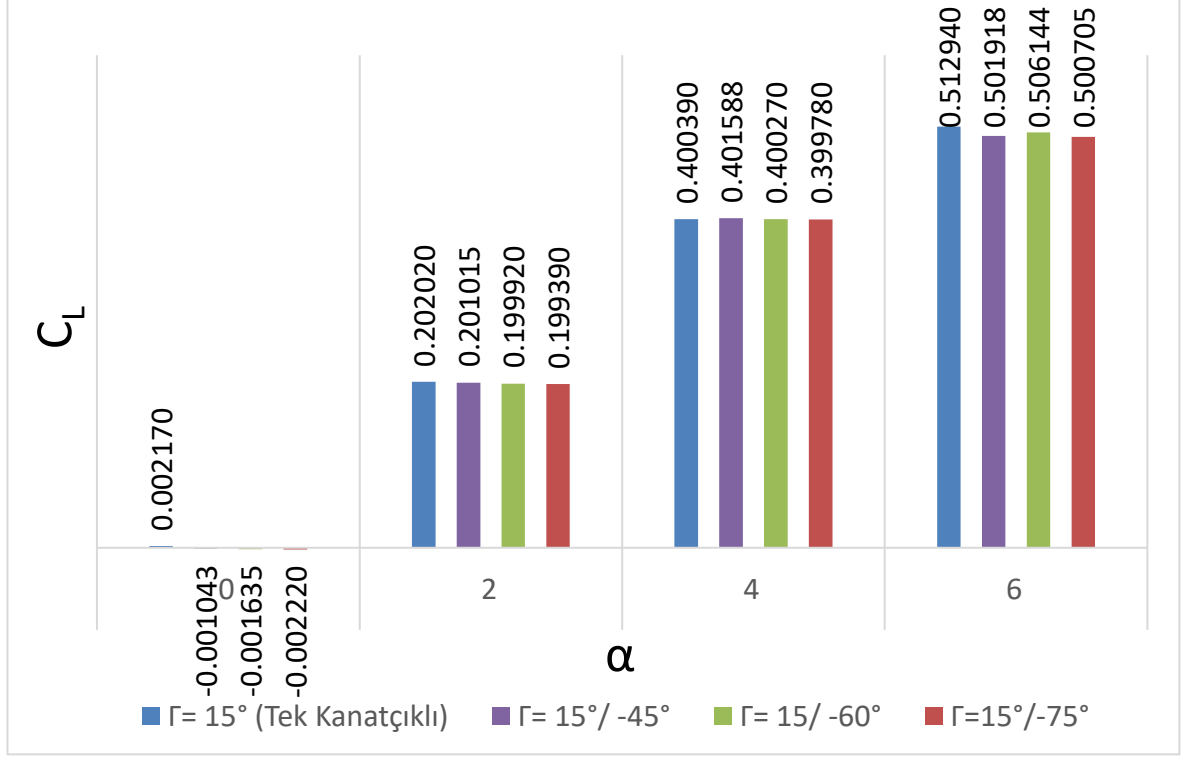
açısına gelinmesiyle birlikte akış ayrılmalarından kaynaklı olarak basınç sürüklemesinin artış göstermesidir.

Şekil 33'te yer alan C_L/C_D oranı değerleri göstermektedir ki; en verimli durum $\alpha=10^\circ$ için elde edilmiştir. Kıvrım açısının 0° olduğu durumda, uç kanatçıksız duruma kıyasla yaklaşık %14'lük bir verim artışı söz konusudur. Ardından aerodinamik verimlilik, artan kıvrım açısıyla birlikte azalış göstermiştir. Ancak en verimsiz durum olan $\Gamma=75^\circ$ 'de bile uç kanatçıksız kanada göre % 10'luk bir iyileşme elde edilmiştir. 12° hücum açısında, kıvrım açısındaki artış genel olarak olumlu bir etkiye sahip olmakla birlikte, en verimli durum $\Gamma=60^\circ$ için meydana gelmiştir. Uç kanatçıksız duruma göre yaklaşık %9.9 oranında bir verim artışı söz konusu olmaktadır. 14° hücum açısında ise, genel eğilimin aksine uç kanatçıksız modelde ciddi bir verim artışı görülmektedir. Uç kanatçıklı modellerin verimliliğindeki bu düşüşün nedeni, kritik hücum açısına ulaşılmış olmasıdır. Ayrıca genel olarak düzenli bir artış ve azalış karakteristiği bu hücum açısında gözlenmemekle birlikte, yine kanatçığa sahip modeller arasında en verimli sonuç $\Gamma=60^\circ$ için elde edilmiştir. Bu durumda, $Ma=0.3$ ve $\alpha=10^\circ$, 12° ve 14° koşulları için en verimli kıvrım açılarının 0° ve 60° olduğu söylenebilir.

3.1.2. İki Uç Kanatçıklı Tasarım

Çalışma kapsamında, kanat ucundaki uç kanatçığa ek olarak aşağıya kıvrımlı ikinci bir kanatçığın eklenmesi ile uçuş performansını nasıl etkileyeceği de incelenmiştir. İkinci kanatçığın kıvrım açılarındaki değişimin C_L , C_D ve C_L/C_D parametreleri üzerindeki etkisini incelemek üzere ikinci kanatçığa ait kıvrım açıları $\Gamma=-45^\circ$, -60° ve -75° olarak göz önüne alınmıştır. $Ma= 0.8395$ koşulu altında birinci kanatçığın kıvrım açısının $\Gamma=15^\circ$ olması durumunda, iki uç kanatçıklı model ile tek uç kanatçıklı modele ait C_L değerleri Şekil 34'te, kıyaslanmıştır.

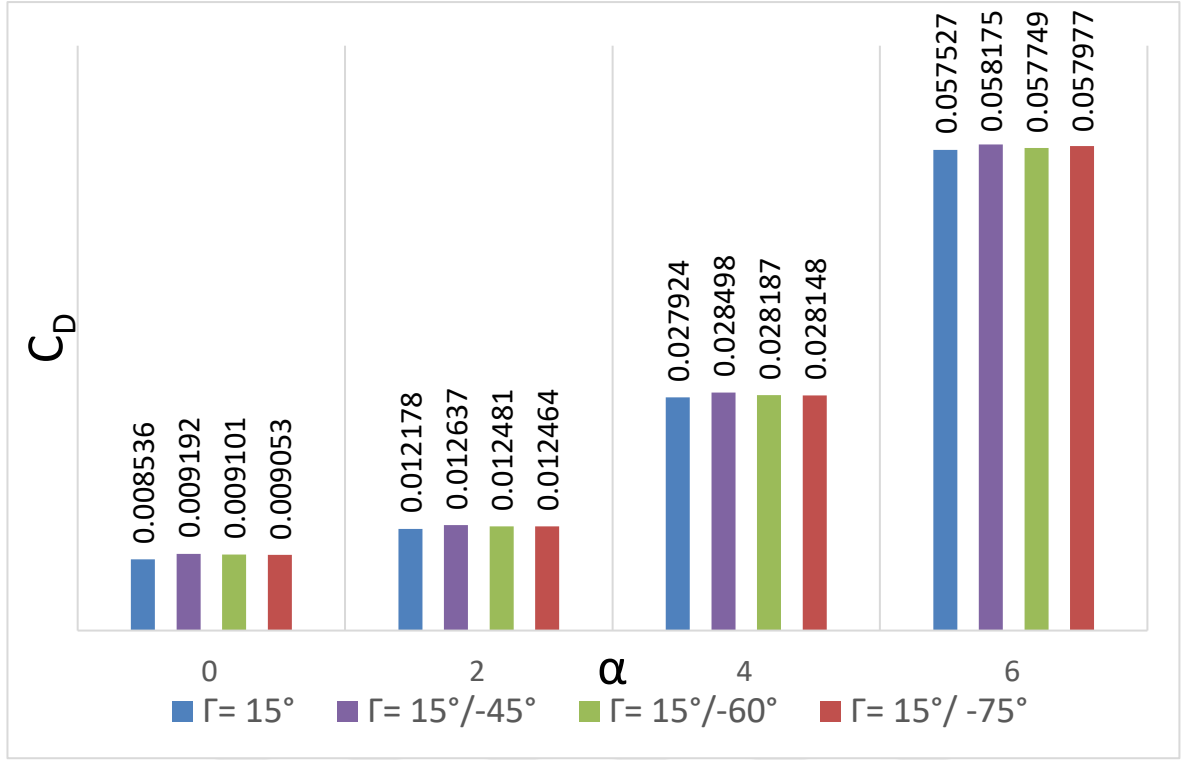
Şekil 34 incelendiğinde, genel olarak taşıma katsayıları arasında belirgin bir farklılık olmadığı görülmektedir. İki uç kanatçıklı yapı, taşıma performansını iyileştirmemekle birlikte, genel olarak olumsuz bir etkiye sebep olmuştur. Özellikle taşıma katsayısının en yüksek olduğu 6° incelendiğinde, tek uç kanatçıklı modele ait C_L değeri, $\Gamma = 15^\circ$ - 60° olan modele kıyasla %1.3 daha yüksektir.



Şekil 34. İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açıları ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=15^\circ$) taşıma katsayıları

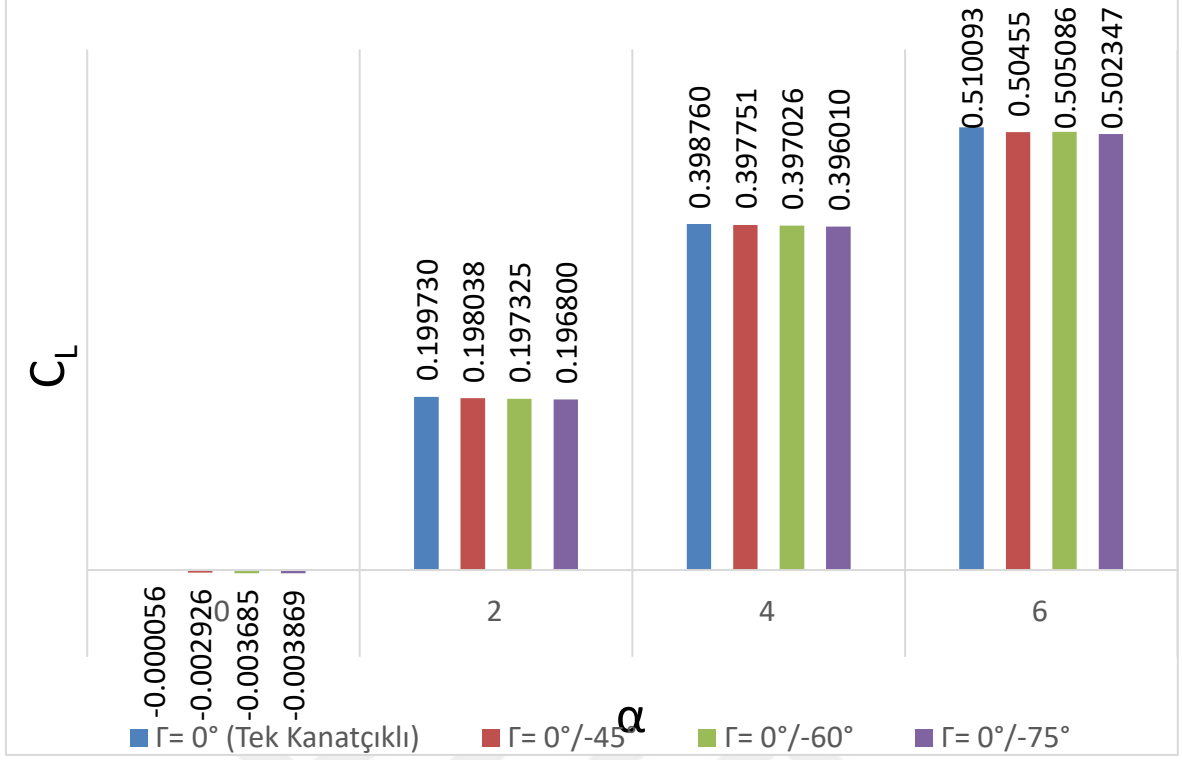
Şekil 35'te ise sürükleme katsayısındaki değişim verilmiştir. Sonuçlar incelendiğinde, iki uç kanatçıklı yapının bütün durumlarda tek uç kanatçıklı yapıya kıyasla daha yüksek C_D 'ye sahip olduğu görülmektedir. Buradan ikinci kanatçığın parazit sürüklemeyi artırdığı sonucuna ulaşılabilir. $\alpha=6^\circ$ için, en düşük C_D 'ye sahip olan $\Gamma=15^\circ / -60^\circ$, tek uç kanatçıklı modele kıyasla % 0.3 daha yüksek sürükleme üretmiştir. Hücum açısının 4° olduğu durumda en düşük C_D , $\Gamma=15^\circ / -75^\circ$ 'de meydana gelmiş olmakla birlikte bu değer, tek uç kanatçıklı yapıya kıyaslandığında % 0.8 daha yüksektir. Hücum açısının 2° olduğu durumda ise, yine en düşük C_D değerine $\Gamma=15^\circ / -75^\circ$ kıvrım açılı model sahip olmakla birlikte, tek uç kanatçıklı geometriye kıyasla % 2.3 oranında daha yüksek sürükleme oluşmaktadır. 0° hücum açısında

ise $\Gamma=15^\circ/-75^\circ$ kıvrım açılı konfigürasyonla tek uç kanatçıklı konfigürasyon arasında %5.7'lik bir fark meydana gelmektedir.



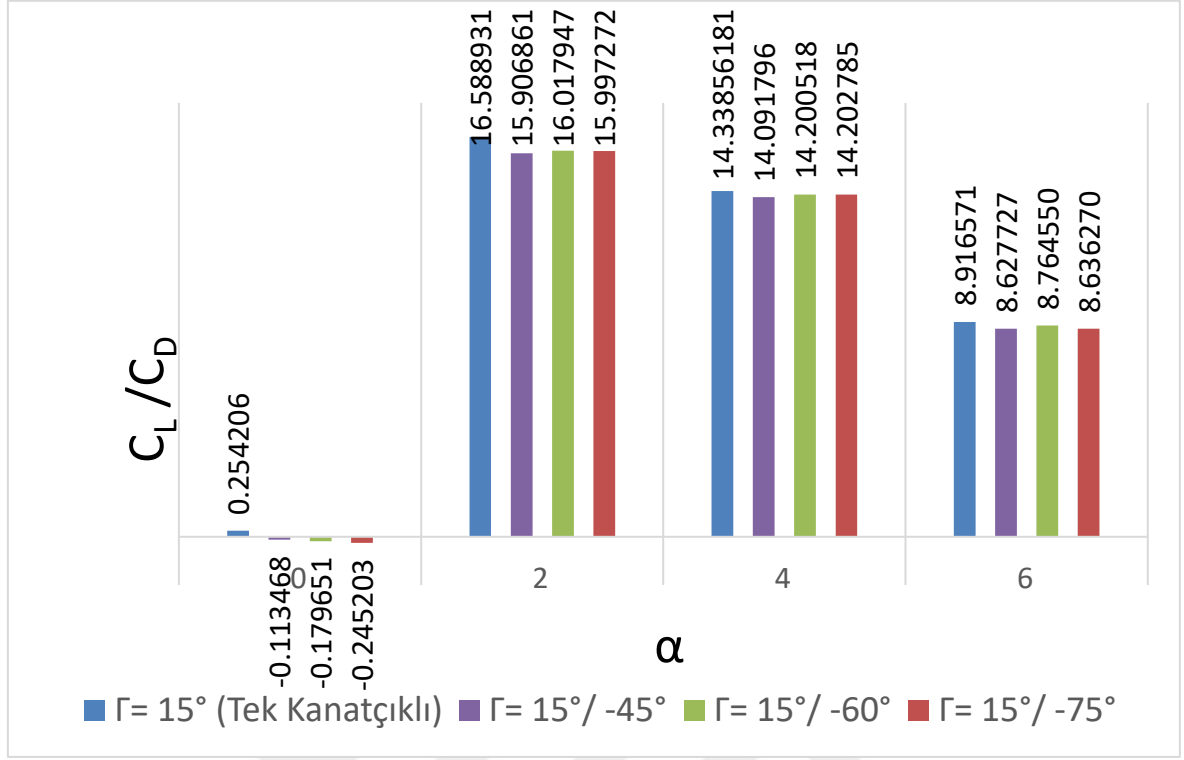
Şekil 35. İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açılarında ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=15^\circ$) taşıma katsayıları

Şekil 36'da yer alan katsayılar oranları incelendiğinde görülmektedir ki, tek uç kanatçıklı yapı bütün hücum açılarında en verimli sonucu göstermiştir. Tek uç kanatçıklı yapı, çift uç kanatçıklı yapıya ait en verimli durumlardan, $\alpha=2^\circ$ için %3,4, $\alpha=4^\circ$ için %0.9 ve $\alpha=6^\circ$ için %1.7 daha yüksek C_L/C_D oranına sahip olmuştur.



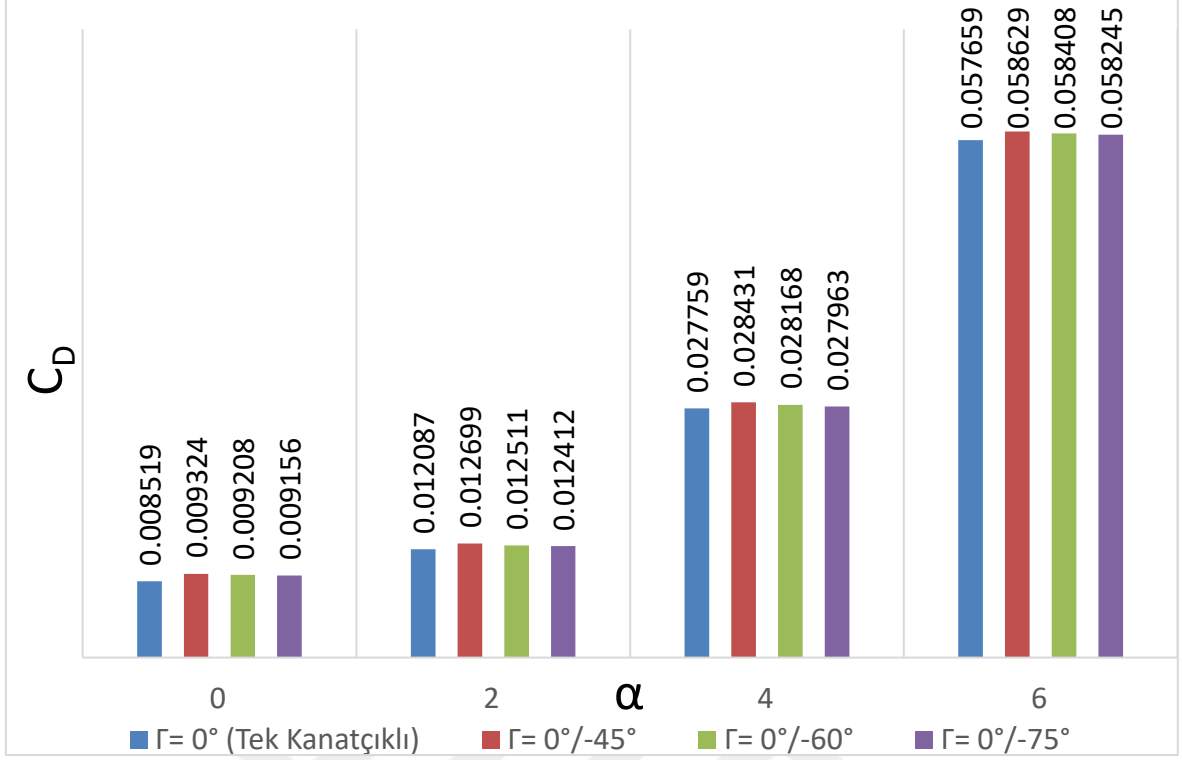
Şekil 36. İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açılarında ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=15^\circ$) taşıma/sürüklenme katsayıları oranı

Şekil 37’de ise tek uç kanatçıklı durum olan $\Gamma=0^\circ$ konfigürasyonuna ikincil kanatçığın eklenmesi durumuna ait C_L değerleri görülmektedir. Değişimlerden görüldüğü gibi; bütün hücum açısı değerleri için tek uç kanatçıklı kanat, iki uç kanatçıklı kanatlardan daha yüksek C_L değerine sahiptir. Genel olarak kıvrım açısı $\Gamma=-45^\circ$ ’den -75° ’ye doğru arttıkça taşıma katsayısında düşüş gözlenmektedir. Tek uç kanatçıklı kanat ile iki uç kanatçıklı kanadın en yüksek C_L ürettiği kıvrım açıları kıyaslandığında ise, $\alpha=2^\circ$ için aradaki fark yaklaşık olarak % 0.85, $\alpha=4^\circ$ için aradaki fark yaklaşık olarak % 0.25 ve $\alpha=6^\circ$ için aradaki fark yaklaşık olarak % 0.98 olmaktadır. Hücum açısının $\alpha=0^\circ$ olduğu koşulda ise C_L değerleri negatif bir davranış göstermektedir. Tek uç kanatçıklı yapıda artan kıvrım açısı kanadın taşıma özelliğini olumlu etkilerken, iki uç kanatçıklı yapıda artan kıvrım açısı taşıma yeteneğinde düşüşe neden olmaktadır.



Şekil 37. İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı için $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açıları ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=15^\circ$) taşıma/sürüklenme katsayıları oranı

Şekil 38’de ise C_D katsayısındaki değişimler görülmektedir. Görüldüğü üzere bütün koşullar için en düşük C_D değeri tek uç kanatçıklı geometride elde edilmiştir. Ayrıca bütün hücum açılarındaki ikinci kanatçığın $\Gamma=-45^\circ$ olduğu durum en yüksek C_D değerinin elde edildiği durum olmuştur. İkinci kanatçığın $\Gamma=-45^\circ$ olduğu durum için, tek uç kanatçıklı kanada göre C_D değerinde $\alpha=2^\circ$ için % 5.06, $\alpha=4^\circ$ için % 2.42 ve $\alpha=6^\circ$ için % 1.68’lik bir artış olduğu görülmüştür. İki uç kanatçıklı yapının en düşük C_D değerine sahip olduğu durum ise $\Gamma=0^\circ/-75^\circ$ olduğu durumdur. Ancak bu durumda bile tek uç kanatçıklı yapıya kıyasla sürüklenme katsayısında $\alpha=2^\circ$, 4° ve 6° için sırasıyla % 2.68, % 0.73 ve % 1.01’lik bir artış söz konusudur.



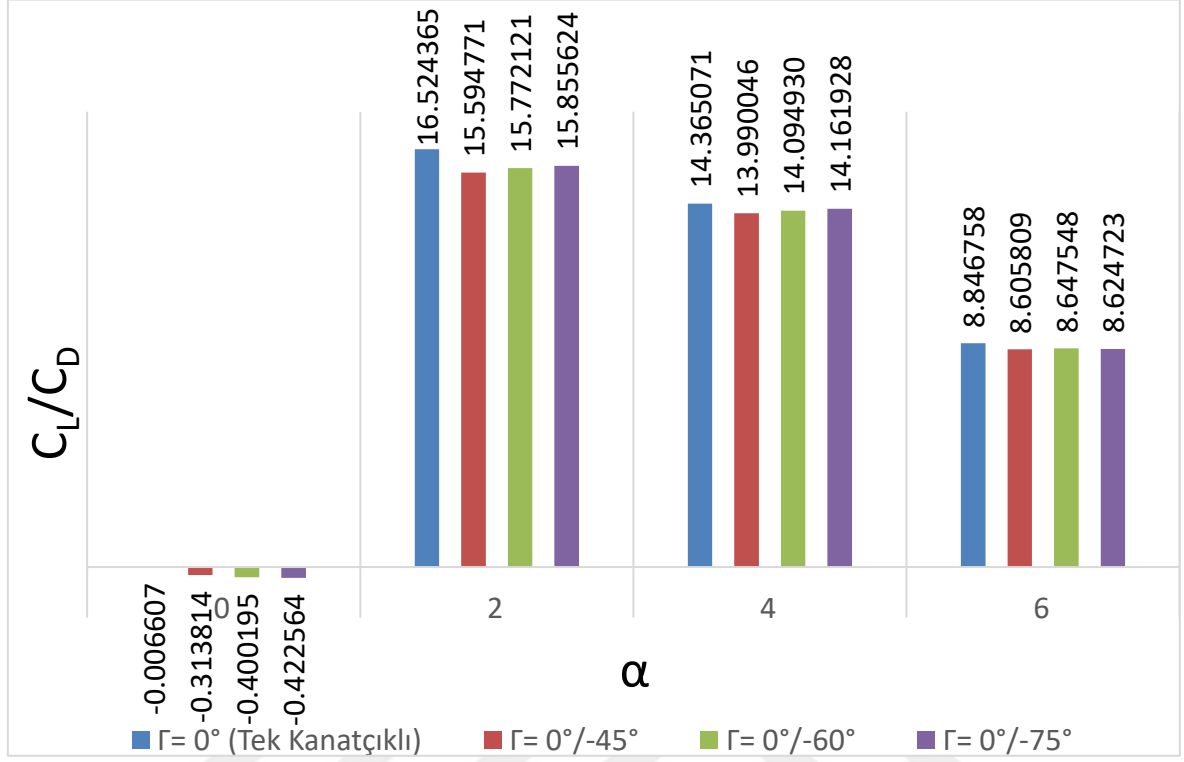
Şekil 38. İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açılarında ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=0^\circ$) sürüklenme katsayıları

Şekil 39'da ise hücum açısındaki değişime göre C_L/C_D oranında ortaya çıkan değişim görülmektedir. Görüldüğü üzere bütün hücum açılarında en yüksek C_L/C_D oranı tek uç kanatçıklı kanat için elde edilmiştir. En verimsiz durum ise $\alpha=2^\circ$, 4° ve 6° için $\Gamma=0^\circ/-45^\circ$ koşulunda gerçekleşmiştir. Bu koşulda ilgili hücum açıları için tek uç kanatçıklı duruma kıyasla C_L/C_D değerlerinde sırasıyla % 5.63, % 2.61 ve % 2.72'lik bir azalma mevcuttur. İki

uç kanatçıklı kanadın en iyi performansı gösterdiği koşullar dikkate alındığında bile, yine aynı hücum açıları için tek uç kanatçıklı duruma kıyasla C_L/C_D değerlerinde sırasıyla % 4.05, % 1.41 ve % 2.25 oranında azalma mevcuttur. Aerodinamik parametrelerdeki değişim değerlendirildiğinde, iki uç kanatçıklı yapının transonik hızlarda tek uç kanatçıklı yapıya kıyasla daha verimsiz olduğu görülmüştür.

$Ma=0.3$ akış koşulu altında ve $\alpha=10^\circ$, 12° , 14° hücum açılarında; $\Gamma=60^\circ$ ve 0° tek kanatçık kıvrım açılarında en iyi aerodinamik performansın elde edildiği Bölüm 3.1.1'de gösterilmişti. Bu kıvrım açıları için ikinci bir uç kanatçık daha ana kanada eklenerek, C_L , C_D ve C_L/C_D değerlerine olan etkisi incelenmiştir. İkinci kanatçığa ait kıvrım açıları önceki

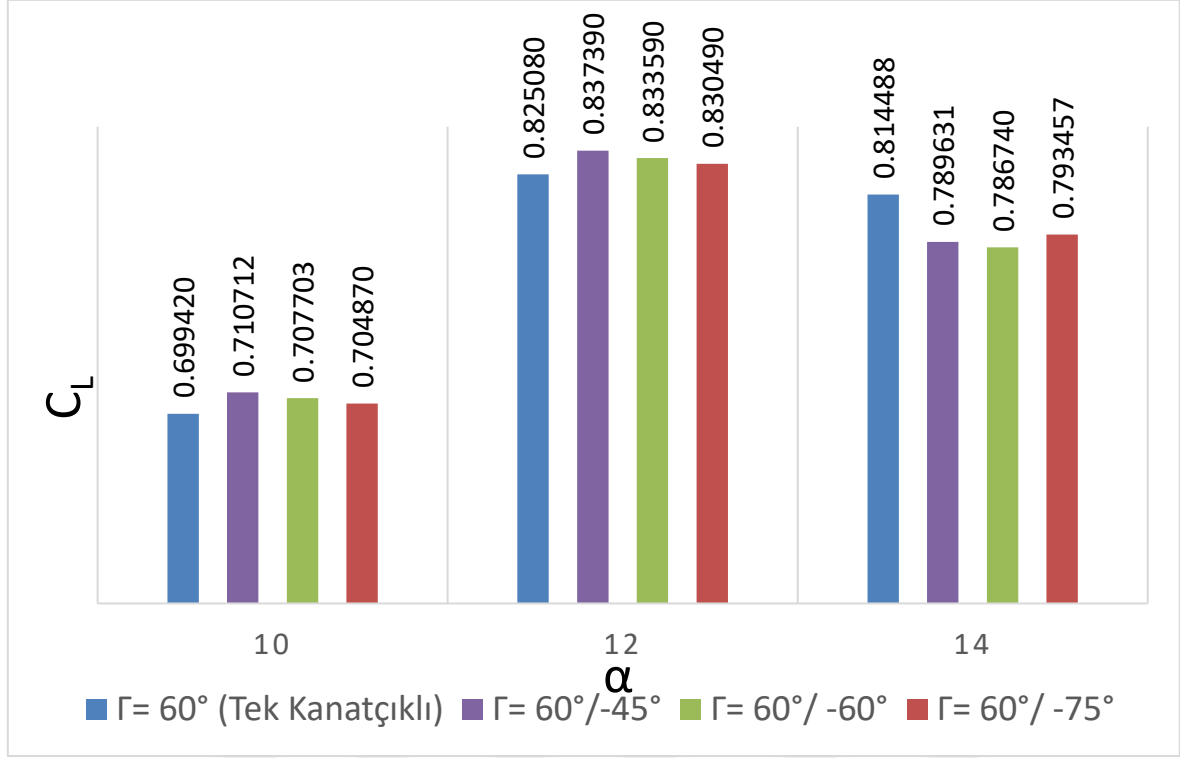
koşul ile aynı olacak şekilde $\Gamma=-45^\circ$, -60° ve -75° olarak göz önüne alınmış ve hesaplamalar yapılmıştır.



Şekil 39. İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açıları ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=0^\circ$) taşıma/sürüklenme katsayıları oranı

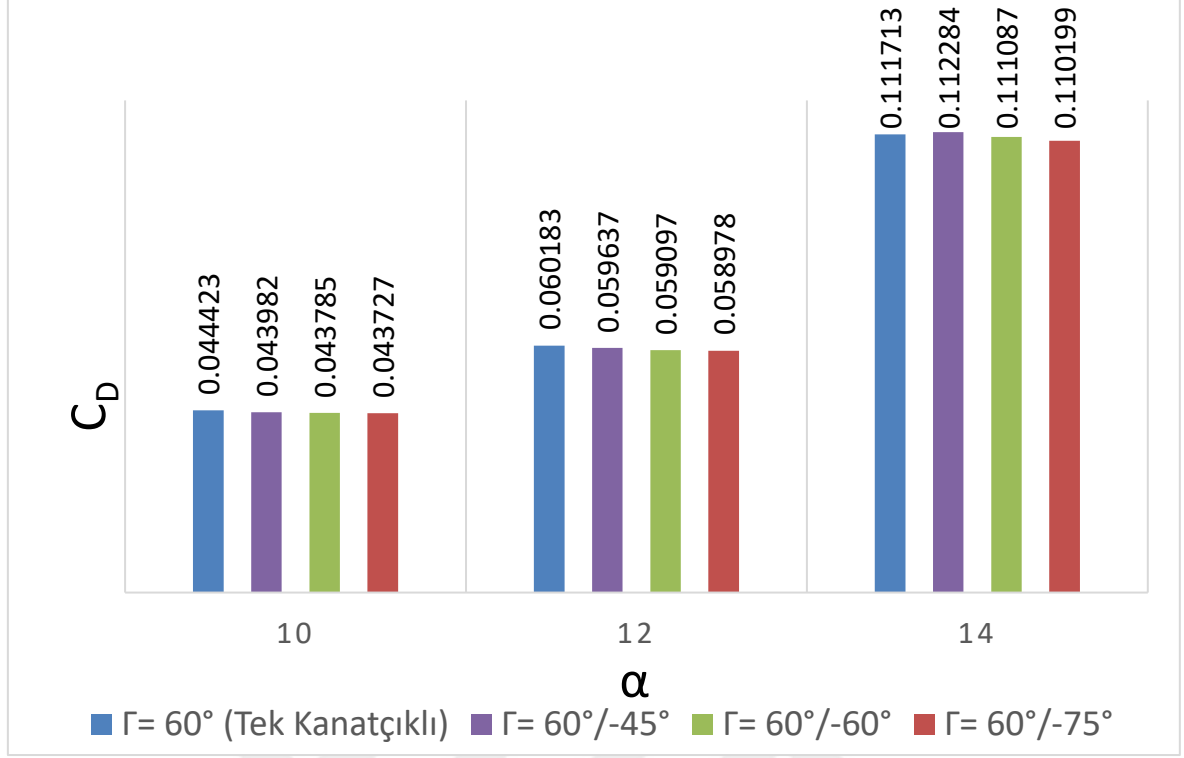
Şekil 40'da birinci uç kanatçık $\Gamma=60^\circ$ iken, iki uç kanatçıklı model ile tek uç kanatçıklı modele ait C_L değerleri kıyaslanmıştır. Görüldüğü üzere $\alpha=10^\circ$ ve 12° için, iki uç kanatçıklı tasarım taşıma katsayısını olumlu yönde etkilemiştir. En yüksek taşıma katsayısının elde edildiği $\alpha=12^\circ$ için, $\Gamma=60^\circ/-45^\circ$ kanatçık kıvrım açılarına sahip modelde, tek uç kanatçıklı modele kıyasla % 1.5 oranında bir iyileşme ortaya çıkmaktadır. Ancak artan kıvrım açısıyla birlikte taşıma katsayısında da düşme olduğu görülmektedir. İki uç kanatçıklı konfigürasyonlar tek uç kanatçıklı duruma kıyasla daha yüksek taşıma katsayısı üretmişlerdir. Hücum açısı 10° olduğunda yine $\Gamma=60^\circ/-45^\circ$ konfigürasyonu en yüksek taşıma katsayısını üreten model olmuştur. Tek uç kanatçıklı modele kıyasla % 1 oranında bir artış meydana gelmiştir. Ayrıca $\alpha=12^\circ$ durumuna benzer şekilde, artan kıvrım açısı taşıma katsayısında azalmaya sebep olmuştur. Hücum açısı 14° olduğunda ise, bu sefer tek uç kanatçıklı modelin daha yüksek bir taşıma katsayısı ürettiği görülmektedir. İki uç kanatçıklı modellerin taşıma katsayılarındaki bu kayda değer düşüşün nedeni, kritik hücum

açısına gelinmiş olmasıdır. Sonuçlar, iki uç kanatçıklı modellerin kritik hücum açılarının, $\alpha=12^\circ$ ile $\alpha=14^\circ$ arasında yer aldığını göstermektedir.



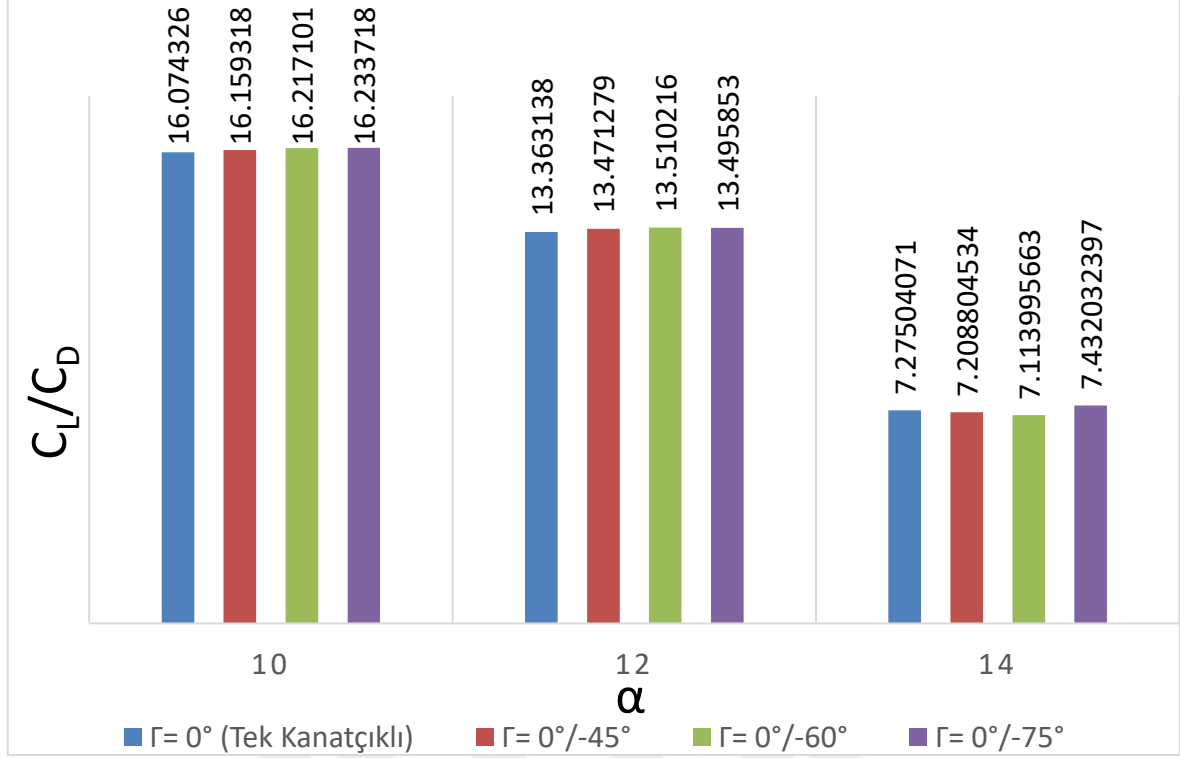
Şekil 40. İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açılarında ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=60^\circ$) taşıma katsayıları

Şekil 41’de ise iki kanatçıklı konfigürasyonlara ait sürüklenme katsayısındaki değişimler yer almaktadır. Sürüklenme katsayısı, $\alpha=10^\circ$ olduğunda en düşük değerini almaktadır. İki uç kanatçıklı model, $\alpha=10^\circ$ ve $\alpha=12^\circ$ hücum açılarında bütün kıvrım açılarındaki daha düşük C_D değerine sahiptir. En düşük sürüklenme katsayısı -75° kıvrım açısında elde edilmiş olup, tek uç kanatçıklı duruma kıyasla yaklaşık % 1.6’lık bir azalma meydana gelmiştir. $\alpha=12^\circ$ için de C_D değerindeki değişimler aynı davranışı korumaktadır. En düşük sürüklenme katsayısı -75° kıvrım açısında elde edilmiş olup, tek uç kanatçıklı duruma kıyasla % 2’lik bir azalma meydana gelmiştir. $\alpha=14^\circ$ ’ye bakıldığında da yine en düşük sürüklenme katsayısı -75° kıvrım açısında ait ortaya çıkmakta ve uç kanatçıksız duruma göre % 1.35’lik bir azalma meydana gelmektedir.



Şekil 41. İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açıları ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=60^\circ$) sürüklenme katsayıları

C_L/C_D oranlarına ait değişimler ise Şekil 42’de yer almaktadır. Aerodinamik açıdan en verimli konfigürasyon $\alpha=10^\circ$ için elde edilmiştir. Kıvrım açısının $60^\circ/-60^\circ$ olduğu durumda en yüksek değeri gören C_L/C_D değeri, tek uç kanatçıklı modele kıyasla yaklaşık %2,7’lik bir artış göstermiştir. Ayrıca iki uç kanatçıklı tasarımların hepsi, tek uç kanatçıklı tasarıma kıyasla daha verimli sonuç üretmişlerdir. Bir sonraki durum olan $\alpha=12^\circ$ hücum açısında ise $\alpha=10^\circ$ ile benzer bir durum olduğu görülmektedir. İki uç kanatçıklı modeller, tek uç kanatçıklı modellerden daha yüksek C_L/C_D oranına sahip olmuşlardır. En verimli konfigürasyon olan $\Gamma=60^\circ/-60^\circ$ ’de ise, yaklaşık %2,9’luk bir iyileşme görülmüştür. Son olarak $\alpha=14^\circ$ incelendiğinde, önceki durumların aksine çift uç kanatçıklı modeller en verimsiz sonuçları üretmişlerdir. Tek uç kanatçıklı durum, en verimsiz olan $\Gamma=60^\circ/-75^\circ$ kıvrım açılı modele kıyasla %1,25 oranında daha yüksek bir aerodinamik verimliliğe sahiptir. Bu sonucun nedeni, kritik hücum açısına ulaşılmış olunmasıdır.

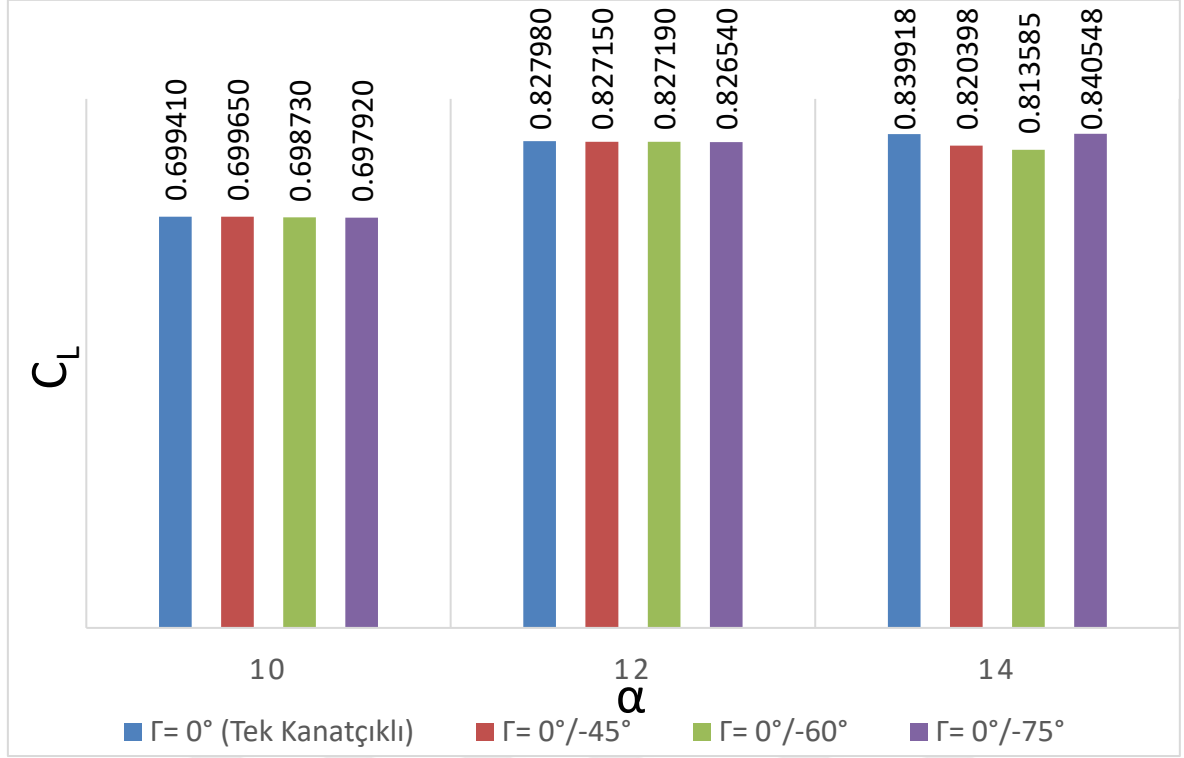


Şekil 42. İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açıları ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=60^\circ$) taşıma/sürüklenme katsayıları oranı

Tek uç kanatçıklı durum olan $\Gamma=0^\circ$ konfigürasyonuna ikincil kanatçığın eklenmesi durumu için olan C_L değerinin değişimi Şekil 43'te görülmektedir. Değişimlerden de görüldüğü gibi; $\alpha=10^\circ$ ve 12° için tek uç kanatçıklı durum daha yüksek C_L değerine sahiptir. Ancak değerler arasındaki fark yalnızca bir durum için %1'i aşmaktadır. Bu durum, kıvrım açısının $\Gamma=0^\circ/-45^\circ$ olduğu durum için $\alpha=14^\circ$ 'de gerçekleşmekte ve tek uç kanatçıklı kanada göre çift uç kanatçıklı kanat % 2.32 daha az C_L değerine sahip olmaktadır. Çift uç kanatçıklı durumun tek uç kanatçıklı durumdan daha fazla taşıma ürettiği tek koşul $\alpha=14^\circ$ için $\Gamma=0^\circ/-75^\circ$ olmakla birlikte, iyileşme yalnızca %0.075 değerinde olmaktadır.

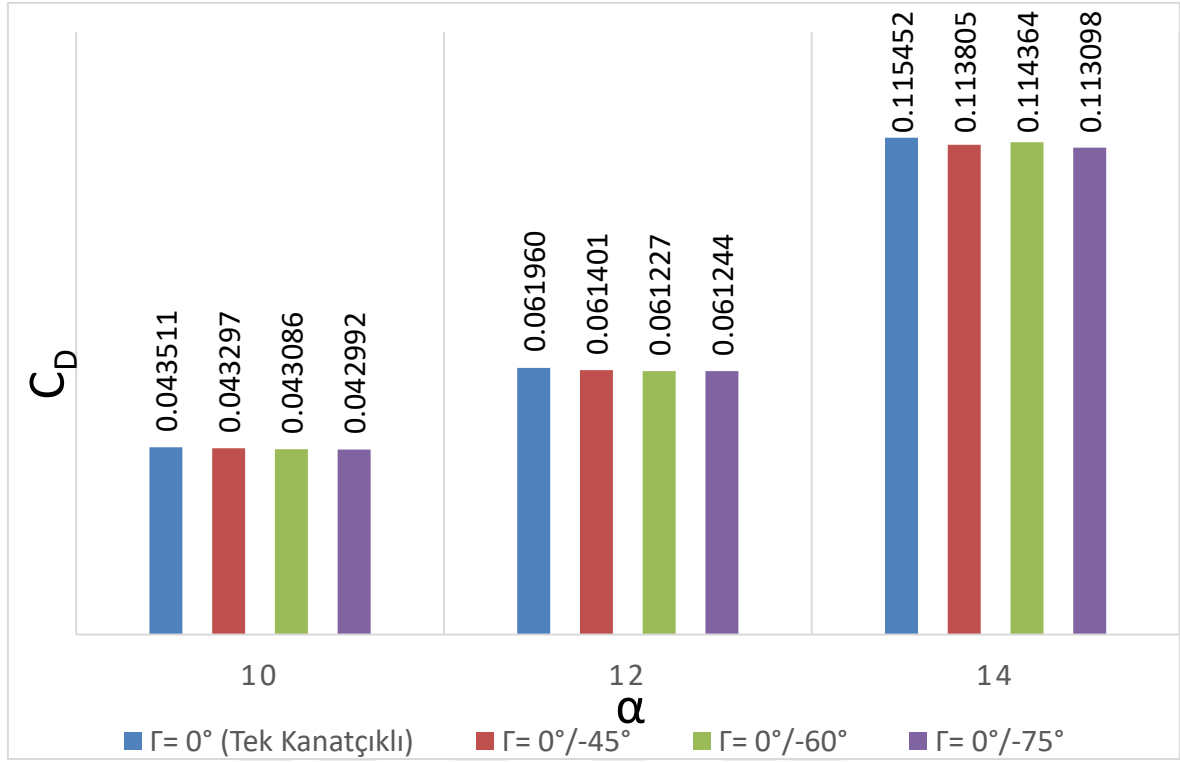
Şekil 44'te görülen C_D katsayısına ait değişimler incelendiğinde de; bütün koşullar için en yüksek C_D değerinin tek uç kanatçıklı durumda gerçekleştiği görülmektedir. En düşük sürüklenme katsayısı bütün hücum açısı değerleri için $\Gamma=0^\circ/-75^\circ$ kıvrım açısında ortaya çıkmaktadır. İkinci kanatçığın kıvrım açısındaki artışın C_D değerini düşürmekte olduğu görülmektedir. Bütün hücum açıları için tek uç kanatçıklı kanat ile $\Gamma=0^\circ/-75^\circ$ değerine sahip iki kanatçıklı konfigürasyon kıyaslandığında, iki uç kanatçıklı duruma ait C_D

değerlerinin $\alpha=10^\circ$ için % 1.19, $\alpha=12^\circ$ için % 1.16 ve $\alpha=14^\circ$ için % 2.04 oranında daha düşük olduğu görülmektedir



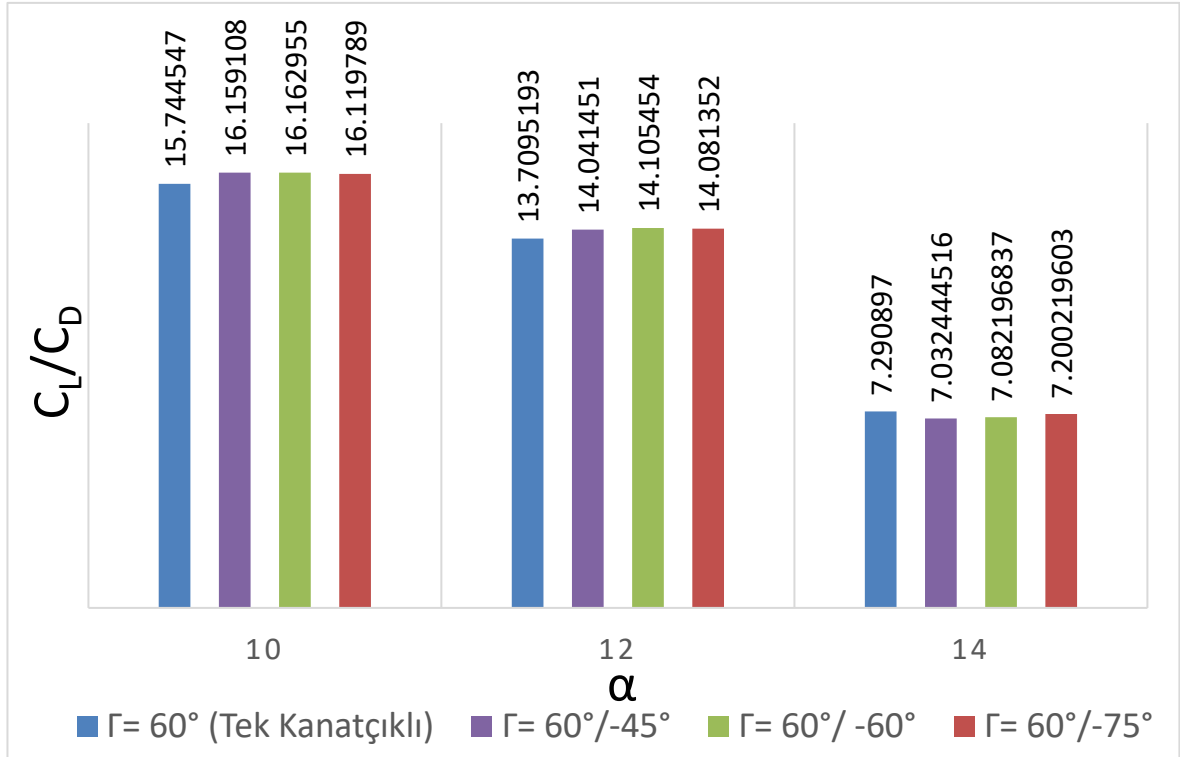
Şekil 43. İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açılarında ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=0^\circ$) taşıma katsayıları

Şekil 45'te görülen C_L/C_D oranındaki değişimler göstermektedir ki; çift uç kanatçıklı durumların tamamı $\alpha=14^\circ$ hariç, tek uç kanatçıklı duruma kıyasla daha verimli sonuç üretmişlerdir. Son durum olan $\alpha=14^\circ$ için ise tek uç kanatçıklı kanat yalnızca $\Gamma=0^\circ/-75^\circ$ durumuna ait modelden daha verimsiz sonuçlar üretmiştir. Tek uç kanatçıklı durum ile çift uç kanatçıklı durum arasındaki farkın en yüksek olduğu koşullar için, aradaki farkın büyüklüğü $\alpha=10^\circ$ için % 0.99, $\alpha=12^\circ$ için % 1.1 ve $\alpha=14^\circ$ için % 2.15'tir.



Şekil 44. İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açılarında ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=0^\circ$) sürüklenme katsayıları





Şekil 45. İki uç kanatçıklı ONERA M6 kanadı $Ma=0.8395$ değerinde farklı hücum açıları ve kıvrım açılarındaki (birinci uç kanatçık $\Gamma=0^\circ$) taşıma/sürüklenme katsayıları oranı

4. SONUÇLAR

Tez çalışması kapsamında; ONERA M6 kanadı esas alınarak farklı hız, hücum açısı ve kıvrım açılarında aerodinamik parametrelerdeki değişim incelenmiştir. Hem tek uç kanatçıklı hem de iki uç kanatçıklı tasarımlar oluşturulmuş ve bu tasarımlara ait bulgular birbirleriyle kıyaslanarak, her bir koşul için aerodinamik açıdan en verimli kanat konfigürasyonu belirlenmiştir.

Öncelikli olarak tek uç kanatçıklı kanat ile uç kanatçıksız kanat arasında kıyaslama yapılmıştır. Birinci koşul olan $Ma=0.8395$ ve $\alpha=0^\circ, 2^\circ, 4^\circ$ ve 6° hücum açıları için yapılmış olan HAD analizlerinde bütün hücum açısı değerleri için tek uç kanatçıklı kanadın uç kanatçıksız kanada kıyasla aerodinamik açıdan daha verimli olduğu sonucuna ulaşılmıştır. Bunun nedeni olarak, eklenen kanatçığın kanat açıklığını artırarak taşıma yüzeyini artırması ve kanat uçlarında oluşan girdap etkilerinin azalmasıyla birlikte indüklenmiş sürüklemeyi azaltması gösterilebilir. Ayrıca; uç kanatçıksız kanat, dört hücum açısında da uç kanatçıklı kanada kıyasla daha düşük C_D değerine sahip olmuştur. Buradan uç kanatçıksız yapının, ilave sürüklemeye kuvveti üretecek bir uzantıya sahip olmaması nedeniyle etki eden parazit sürüklemeyi azalttığı sonucuna ulaşılır. Bu koşula ait C_L/C_D değerleri incelendiğinde en yüksek değerler $\alpha=0^\circ$ iken $\Gamma=75^\circ$, $\alpha=2^\circ$ iken $\Gamma=16.58^\circ$, $\alpha=4^\circ$ iken $\Gamma=0^\circ$ ve $\alpha=6^\circ$ iken $\Gamma=15^\circ$ için elde edilmiştir.

Tek uç kanatçıklı kanat için ikinci koşul olan $Ma=0.3$ ve $\alpha=10^\circ, 12^\circ$ ve 14° hücum açıları için yapılmış olan HAD analizlerine ait sonuçlar ise; $\alpha=10^\circ$ ve 12° değerleri için en verimli sonuçların tek uç kanatçıklı yapı için elde edildiğini, $\alpha=14^\circ$ için uç kanatçıklı durumda, uç kanatçıksız duruma kıyasla önemli bir verim azalışı olduğunu göstermektedir. Bu sonucun nedeni, uç kanatçıklı kanatlar için kritik hücum açısının, uç kanatçıksız kanada kıyasla daha düşük olmasıdır. Tek uç kanatçıklı durum için en iyi performans $\Gamma=0^\circ$ ve 60° için elde edilmiştir.

İki uç kanatçıklı kanatlar için $Ma=0.8395$ ve $\alpha=0^\circ, 2^\circ, 4^\circ$ ve 6° hücum açıları için yapılmış olan HAD analizleri sonucunda ise; koşulların tamamında tek uç kanatçıklı kanatların daha yüksek C_L ve C_L/C_D değerine ve daha düşük C_D değerine sahip olduğu görülmüştür. Bu sonuç; iki uç kanatçıklı yapının transonik hızlarda daha fazla parazit sürüklemeye maruz kalmasından kaynaklanmaktadır.

İki uç kanatçıklı kanat için ikinci koşul olan $Ma=0.3$ değerindeki ve $\alpha=10^\circ, 12^\circ$ ve 14° hücum açılarındaki HAD analizleri ise; iki uç kanatçıklı kanatların $\alpha=10^\circ$ ve 12°

değerlerinde daha yüksek performans sağladığını, ancak $\alpha=14^\circ$ için tek uç kanatçıklı kanadın daha iyi bir performans sergilediği görülmüştür. Bu durum, iki uç kanatçıklı kanadın kritik hücum açısının tek uç kanatçıklı kanadın kritik hücum açısından daha düşük olduğunu göstermektedir.



5. ÖNERİLER

Çalışma kapsamında elde edilmiş olan bulgular ve sonuçlardan yola çıkıldığında yapılacak olan yeni çalışmalarda aşağıdaki önerilerin göz önüne alınması yararlı olabilir:

- İncelenen uç kanatçık parametreleri yalnızca kıvrım açısıyla sınırlı kalmayıp, ok açısı ve burulma açısının da aerodinamik parametreler üzerindeki etkisi incelenebilir.
- Elde edilen sonuçlar yalnızca C_L , C_D ve C_L/C_D değerleri açısından değil, yakıt tüketimi ve kararlılık gibi farklı parametrelerin de eklenmesiyle daha kapsamlı bir şekilde değerlendirilebilir.
- İncelemede göz önüne alınmış olan Ma sayısı ve hücum açısı gibi temel koşullar; bir hava aracının uçuşu sırasında maruz kaldığı bütün Ma ve α değerlerini kapsayacak şekilde genişletilebilir.

6. KAYNAKÇA

- Andersen, G., Cowan, D., & Piatak, D. (2007). Aeroelastic modeling, analysis and testing of a morphing wing structure. *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, (s. 1734).
- Anderson, J. (2017). *Fundamentals of Aerodynamics*. New York: McGraw-Hill.
- ANSYS, Inc. (2020, Haziran). ANSYS Fluent User's Guide, Release 2020 R2.
- Aviation Partners. *Boeing BBJ*. Eylül 10, 2023 tarihinde <https://www.aviationpartners.com/aircraft/boeing-winglets/> adresinden alındı
- Aviation Partners. *Our history in advanced winglet technology*. Eylül 10, 2023 tarihinde <https://www.aviationpartners.com/company/advanced-winglet-technology/> adresinden alındı
- Boeing. *737 MAX AT WINGLET*. Eylül 10, 2023 tarihinde <https://www.boeing.com/commercial/737max/737-max-winglets/> adresinden alındı
- Cooper, J., Chekkal, I., Cheung, R., Wales, C., Allen, N., Lawson, S., . . . Carossa, G. (2015). Design of a morphing wingtip. *Journal of Aircraft*, (s. 1394-1403).
- Eguea, J., da Silva, G., & Catalano, F. (2020). Fuel efficiency improvement on a business jet using a camber morphing winglet concept. *Aerospace Science and Technology*, 96, 105542.
- Faye, R., Laprete, R., & Winter, M. (2002, Ocak). Blended winglets. *Aero*(17).
- Gatto, A., Bourdin, P., & Friswell, M. (2010). Experimental investigation into articulated winglet effects on flying. *JOURNAL OF AIRCRAFT*, 47(5).
- Glenn Research Center. (2021, Temmuz). *Four Forces on an Airplane*. Eylül 15, 2023 tarihinde <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/four-forces-on-an-airplane/> adresinden alındı
- Gratzer, L. B. (1994, Eylül 20). *Blended winglet*. Eylül 10, 2023 tarihinde <https://patents.google.com/patent/US5348253A/en> adresinden alındı
- Gratzer, L. B. (2015, Şubat 3). *Split blended winglet*. Eylül 10, 2023 tarihinde <https://patents.google.com/patent/US8944386> adresinden alındı.
- Guerrero, J., Sanguineti, M., & Wittkowski, K. (2020). Variable cant angle winglets for improvement of aircraft. *Meccanica*(55), 1917-1947.
- Kaygan, E. (2020). Aerodynamic Analysis of Morphing Winglets for Improved Commercial Aircraft Performance. *Journal of Aviation*, 4(1), 31-44.
- Lanchester, R. W. (1897). 09 07, 2023 tarihinde <https://catalogue.lanchesterinteractive.org/records/LAN/6/34> adresinden alındı

- Love, M., Zink, P., Stroud, R., Bye, D., & Chase, C. (2004). Impact of actuation concepts on morphing aircraft structures. *45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, (s. 1724).
- McLean, D. (2005). Wingtip Devices: What They Do and How They Do It. *Performance and Flight Operations Engineering Conference*.
- Meyran, P., Pain, H., Botez, R. M., & Laliberté, J. (2021). Morphing Winglet Design for Aerodynamic Performance Optimization of the CRJ-700 Aircraft. Part 1 – Structural Design. *INCAS BULLETIN*, 13(4), 113 – 128.
- NASA. (2021, Şubat 10). *ONERA M6 Wing*. Eylül 20, 2023 tarihinde <https://www.grc.nasa.gov/www/wind/valid/m6wing/m6wing.html> adresinden alındı
- NASA Dryden Flight Research Center. (2008, March 3). *Winglets*. Eylül 07, 2023 tarihinde <https://www.nasa.gov/centers/dryden/about/Organizations/Technology/Facts/TF-2004-15-DFRC.html> adresinden alındı
- ONERA. (2013, May 25). *ONERA-M6 Wing, Star of CFD*. Eylül 10, 2023 tarihinde <https://www.onera.fr/en/news/onera-m6-wing-star-of-cfd> adresinden alındı
- Özgen, S., Yaman, Y., Şahin, M., Seber, G., Ünlüsoy, L., Sakarya, E., . . . Yılmaz, A. (2010, Haziran). Morphing Air Vehicle Concepts. *Proceedings of the International Workshop on Unmanned Vehicles-UVW*, (s. 46-51).
- Panagiotou, P., Antoniou, S., & Yakinthos, K. (2022). Cant angle morphing winglets investigation for the enhancement of the aerodynamic, stability and performance characteristics of a tactical Blended-Wing-Body UAV. *Aerospace Science and Technology*, 123, 107467.
- Panagiotou, P., Efthymiadis, M., Mitridis, D., & Yakinthos, K. (2018). A CFD-aided investigation of the morphing winglet concept for the performance optimization of fixed-wing MALE UAVs. *Applied Aerodynamics Conference*, (s. 4220). Atlanta.
- Queirolo, M. (2018). Impact of morphing winglets on aircraft performance. *Delft University of Technology, Yüksek Lisans Tezi*, Delft.
- Slater, J. (2002, Ağustos 30). *ONERA M6 Wing: Study #1*. Eylül 2023 tarihinde <https://www.grc.nasa.gov/www/wind/valid/m6wing/m6wing01/m6wing01.html> adresinden alındı
- Smith, D., Lowenberg, M., Jones, D., & Friswell, M. (2012). Computational and experimental analysis of the active morphing wing concept. *28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, (s. 1404-1412).
- Takahashi, T., Spall, R., Turner, D., Otto, J., & O Hagan, P. (2004). A Multi-disciplinary Assessment of Morphing Aircraft Technology Applied to Tactical Cruise Missile Configurations. *45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, (s. 1725).

- URL-1. *3D Transonic Flow Over a Wing*. Şubat 2023 tarihinde <https://courses.ansys.com/index.php/courses/transonic-flow-over-a-wing-3d/> adresinden alındı
- URL-2. *Calculators and Tools*. Eylül 2023 tarihinde <https://www.fluidmechanics101.com/pages/tools.html> adresinden alındı
- URL-3. *Winglets*. Eylül 2, 2023 tarihinde <http://www.b737.org.uk/winglets.htm> adresinden alındı
- Ursache, N., Melin, T., Isikveren, A., & Friswell, M. (2007). Morphing winglets for aircraft multi-phase improvements. *7th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference (ATIO)*. Belfast.
- Weisshaar, T. (2006). Morphing aircraft technology – new shapes for aircraft design. *Multifunctional Structures/Integration of Sensors and Antennas*, O1-1 - O1-20.
- Weisshaar, T. (2013, Nisan). Morphing Aircraft Systems: Historical Perspectives. *Journal of Aircraft*, 50(2).
- Whitecomb, R. T. (1976). *A design approach and selected wind tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets*(No. L-10908).
- William, F., & Schulze, E. (2009). *Blended Winglets Improve Performance*. 09 07, 2023 tarihinde Boeing: https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_03_09/article_03_1.html adresinden alındı

ÖZGEÇMİŞ

Göktuğ YILMAZ, İlköğrenimini Ayfer Karakullukçu İlköğretim Okulu'nda tamamladıktan sonra lise eğitimini Trabzon Gazi Anadolu Lisesi'nde tamamladı. Akabinde Karadeniz Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümünde lisans eğitimine başlayan Göktuğ, çift anadal program kapsamında Elektrik-Elektronik mühendisliği bölümünde de eğitim görmeye başladı. 2019 yılında Makine Mühendisliği'nden, 2020 yılında ise Elektrik-Elektronik Mühendisliği'nden mezun oldu. Aynı yıl Karadeniz Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği tezli yüksek lisans programına kaydoldu. İş hayatına Aralık 2020'de ASAŞ Alüminyum'da başlayan Göktuğ, Türk Havacılık ve Uzay Sanayii'nde makine mühendisi olarak görevini sürdürmektedir. İyi derecede İngilizce bilmektedir.