

HAD Kullanarak Kanatçık Dizaynı ve Optimizasyonu

Enes Günaltılı

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Aralık 2018

Winglet Design and Optimization by Using CFD

Enes Günaltılı

MASTER OF SCIENCE THESIS

Department of Mechanical Engineering

December 2018

HAD Kullanarak Kanatçık Dizaynı ve Optimizasyonu

Enes Günaltılı

Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Lisansüstü Yönetmeliği Uyarınca
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı
Enerji - Termodinamik Bilim Dalında
YÜKSEK LİSANS TEZİ
Olarak Hazırlanmıştır

Danışman: Prof. Dr. Zekeriya ALTAÇ

Aralık 2018

ONAY

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı Yüksek Lisans öğrencisi Enes Günaltılı'nın YÜKSEK LİSANS tezi olarak hazırladığı "HAD Kullanarak Kanatçık Dizaynı ve Optimizasyonu" başlıklı bu çalışma, jürimizce lisansüstü yönetmeliğin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek oy birliği ile kabul edilmiştir.

Danışman : Prof. Dr. Zekeriya Altaç

İkinci Danışman : --

Yüksek Lisans Tez Savunma Jürisi:

Üye : Prof. Dr. Zekeriya Altaç

Üye : Prof. Dr. Necati Mahir

Üye : Prof. Dr. Hikmet Karakoç

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun tarih ve
..... sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof. Dr. Hürriyet ERŞAHAN
Enstitü Müdürü

ETİK BEYAN

Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kılavuzuna göre, Prof. Dr. Zekeriya Altaç danışmanlığında hazırlamış olduğum “HAD Kullanarak Kanatçık Dizaynı ve Optimizasyonu” başlıklı YÜKSEK LİSANS tezimin özgün bir çalışma olduğunu; tez çalışmamın tüm aşamalarında bilimsel etik ilke ve kurallara uygun davrandığımı; tezimde verdiğim bilgileri, verileri akademik ve bilimsel etik ilke ve kurallara uygun olarak elde ettiğimi; tez çalışmamda yararlandığım eserlerin tümüne atıf yaptığımı ve kaynak gösterdiğimi ve bilgi, belge ve sonuçları bilimsel etik ilke ve kurallara göre sunduğumu beyan ederim.
21/12/2018

Enes Günaltılı

İmza

ÖZET

Bu çalışmada günümüzde teknoloji gelişimi açısından önemli bir konu haline gelerek arama kurtarma, ilk yardım, savaş sektörü, araştırma sektörü, doğal kaynak gözlem sektörü, yangın tespit sektörü, taşımacılık sektörü ve güvenlik sektörü başta olmak üzere birçok alanda yaygın olarak kullanılmaya başlayan insansız hava araçlarının verimlilik açısından en önemli kısmı olan kanat ve kanatçık kısmının dizaynı yapılmıştır.

Çalışma kapsamında, NASA tarafından üretilen Onera M6 uçağının kanat sistemi, halihazırda deney analiz sonuçlarının da olması nedeniyle tercih edilerek, kurulan analiz ve mesh sisteminin doğruluğunun ve güvenilirliğinin belirlenmesi için kullanılmıştır. Yöntem olarak hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) vasıtasıyla bilgisayar destekli analiz, tasarım ve simülasyon tekniklerinden yararlanılmıştır. Onera M6 uçağının yapılan deneyiyle aynı analiz ve simülasyon ortamı kurularak deney sonuçlarıyla karşılaştırma yapılmıştır. Sonrasında ise Onera M6 kanadı üretim ve uçuş güvenliğine uygunlaştırılmak amacıyla modifiye edilmiştir. Modifiye edilen bu kanat sisteminin tekrar analizi yapılarak sonuçlar elde edildikten sonra bu kanat sistemi için kanatçık tasarımı yapılarak sisteme eklendikten sonra ayrı ayrı bütün kanat-kanatçık sisteminin analizi yapılmıştır.

Sonuç olarak, NASA tarafından paylaşılan kanat sistemi deney sonuçları ile özel olarak ayarlanan bilgisayar destekli mesh ve analiz sistemi sonuçları kanadın 4 farklı kesitinde incelendiğinde sonuçların birbirine oldukça yakın çıktığı görülerek mesh ve analiz sisteminin doğruluğu belirlenmiştir. Sonrasında aynı mesh sistemiyle modifiye edilmiş Onera M6 kanadı ve üzerine tasarlanan farklı cant ve ok açılarındaki kanatçık sistemlerinin analizleri sonucunda verimlilik hesabı yapılmıştır. Analiz sonucunda yaklaşık %16.96'lık verimle 30° cant açısı 45° ok açısı ve 0.2'lik koniklik oranına sahip sistem en verimli yapı olarak bulunmuştur. Elde edilen %16,96'lık verim havacılık açısından önemli olduğundan kanatçık sisteminin verimliliği gösterilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Kanatçık, NASA, Havacılık, Onera M6, HAD, Cant Açısı, Ok Açısı, Verimlilik

SUMMARY

In this study, main subject is a design of a wing and winglet part of unmanned aerial vehicles, which is the most important part in terms of efficiency. This subject have become an important issue in terms of technology development and which have been widely used in many areas such as search and rescue, first aid, war sector, research sector, natural resource observation sector, fire detection sector, the transportation sector, and security sector.

Within the scope of this study, the wing system of the Onera M6 aircraft manufactured by NASA was used to verify the analysis and the mesh system in terms of accuracy and reliability. Computer-aided analysis, design, and simulation techniques were used as a method with the help of computational fluid dynamics (CFD). The same analysis and simulation environment was established with the experiment of Onera M6 aircraft and compared with the experimental results. After that, Onera M6 wing was modified to accommodate production and flight safety. After the analysis of this modified wing system, the results were obtained for all wing-winglet system by using separate analysis.

As a result, the results of the computer-aided mesh and analysis system compared with the NASA experimental results were analyzed in 4 different sections of the wing and the results were consistent with the experiments. It verifies the mesh and analysis system accuracy and reliability. After that, the same mesh system with the modified Onera M6 wing with winglet designs, which have different cant and sweep angles analyzed for efficiency. As a result of the analysis, the system having the 30 ° cant angle with 45 ° sweep angle and 0.2 taper ratio was found to be the most efficient structure with approximately 16.96% efficiency. The efficiency of the winglet system was found to be 16.96%, which is important for the aviation sector.

Keywords: Winglet, NASA, Aviation, Onera M6, HAD, Cant Angle, Sweep angle, Efficiency

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans eğitimim süresince yüksek bilgi ve deneyimleriyle bana danışmanlık ederek çalışmamda yardımcı olan tez danışmanım ve değerli hocam, Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü Başkanı Sayın Prof. Dr. Zekeriya ALTAÇ'a teşekkür ederim ve saygılarımı sunarım.

Sağladıkları yüksek çözüm gücüne sahip iş istasyonları ve imkanlardan dolayı Necmettin Erbakan Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Dekanlığına desteklerinden dolayı teşekkür ederim.

Çalışmam boyunca maddi manevi destek olan annem Meral GÜNALTILI, babam Prof. Dr. İbrahim GÜNALTILI ve kardeşim Emir GÜNALTILI'ya sonsuz teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	vi
SUMMARY	vii
İÇİNDEKİLER	ix
ŞEKİLLER DİZİNİ	xi
ÇİZELGELER DİZİNİ	xiii
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	xiv
1. GİRİŞ VE AMAÇ	1
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	3
3. TEORİK BİLGİ	7
3.1. Airfoil Dizaynı	7
3.1.1. Airfoil Seçim Parametreleri	7
3.1.2. Airfoil Seçenekleri	9
3.2. Kanat Dizaynı	9
3.2.1. En Boy Oranı	10
3.2.1.1. <u>En boy oranının kaldırma kuvvetine etkisi</u>	10
3.2.1.2. <u>En boy oranının stall açısı üzerine etkisi</u>	12
3.2.1.3. <u>En boy oranının kanat ağırlığı üzerine etkisi</u>	12
3.2.1.4. <u>En boy oranının indüklenmiş sürüklenme kuvveti üzerine etkisi</u>	13
3.2.2. Koniklik Oranı	13
3.2.3. Dihedral Açısı	14
3.2.4. Büküm Açısı	15
3.2.5. Kanat Akım Geliş Açısı	17
3.2.6. Kanat Yerleşim Konfigürasyonu	17
3.2.6.1. <u>Düşük Kanat</u>	18
3.2.6.2. <u>Yüksek Kanat</u>	19
3.2.6.3. <u>Orta Kanat</u>	20
3.3. Kanatçık Dizaynı	21
3.3.1. Kanatçık Sistemi Çalışma Prensibi Ve Metodolojisi	21
3.3.2. Cant Açısı	25
3.3.3. Ok Açısı	26
3.3.4. Koniklik Oranı	28

İÇİNDEKİLER (devam)

	<u>Sayfa</u>
4. MATEMATİKSEL MODELLEME	29
4.1. Akış Denklemleri.....	29
4.1.1. Genel Akış Denklemleri	29
4.1.2. C_{lmax} Değeri Hesabı	31
4.1.3. Ideal Kaldırma Katsayısı	32
4.1.4. Reynold Sayısı Hesabı.....	32
4.1.5. Kord Uzunluğu hesabı	32
4.2. Akış Modellerinin İncelenmesi.....	33
4.2.1. Standart k - ϵ Modeli.....	33
4.2.2. Renormalized Group Turbulance Modeli (RNG k - ϵ Modeli).....	34
4.2.3. SST k-w Türbülans Modeli	34
4.2.4. Reynolds Stress Türbülans Modeli	36
4.2.5. Spalart Allmaras Türbülans Modeli.....	38
5. MATERYAL VE YÖNTEM	40
5.1. ONERA M6 Kanadı.....	41
5.2. ONERA M6 Kanadı HAD Analizi	42
5.2.1. Geometri	44
5.2.2. Mesh sistemi	46
5.2.3. Kurulum.....	50
5.2.4. Enerji ve Akış Çözücüleri.....	51
5.2.5. Akış Çözücüsü Modeli.....	52
6. BULGULAR VE TARTIŞMA	54
7. SONUÇ VE ÖNERİLER	70
KAYNAKLAR DİZİNİ	71

ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
3.1. Airfoil yapısı.....	7
3.2. Kanat ucunda hava kaçıışı görseli	10
3.3. En boy oranının Cl değeri üzerine 2 boyutlu ve 3 boyutlu sistemde etkisi	11
3.4. En boy oranının hücum açısı ve Cl ile ilişkisi	11
3.5. Yüksek en boy oranı ile düşük en boy oranı karşılaştırması	12
3.6. Koniklik oranının indüklenmiş sürüklenme kuvvetine etkisi.....	14
3.7. Koniklik oranının hız azalma bölgesi oluşumuna etkisi.....	14
3.8. (a) Dihedral yapı, (b) Anhedral yapı	15
3.9. (a) Geometrik büküm; (b) Aerodinamik büküm	16
3.10. Büküm açısının kaldırma kuvvetine etkisi	16
3.11. Kanat akım geliş açısı.....	17
3.12. Düşük kanat örneği.....	18
3.13. Yüksek kanat örneği	20
3.14. Orta kanat örneği	20
3.15. Düz bir yüzeyde sınır tabaka teoremi	22
3.16. Kanatçık dizayn parametreleri.....	24
3.17. Çeşitli geometrilerde kanatçık tasarımları	25
3.18. Cant açısı parametresi.....	26
3.19. Ok açısı parametresi	27
3.20. Değişken ok açısı örneği.....	27
5.1. ONERA M6 kanadının detaylı çizimi ve ölçeklendirilmiş hali	42
5.2. ONERA M6 kanadının gerçek halinin görüntüsü	42
5.3. HAD analizi için kullanılan çözüm gücü	44
5.4. Akış hacminin yüzeylerinin ayarlanması	45
5.5. Akış hacmi geometrisi.....	46
5.6. Mesh ayarlama sistemi	47
5.7. Viskoz tabaka hesabına göre mesh ayarlama işlemi	48
5.8. ONERA M6 kanadı için mesh yapısı yakın görünümü.....	49

ŞEKİLLER DİZİNİ (devam)

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
5.9. ONERA M6 kanadı için mesh yapısı genel görünüm	49
5.10. ONERA M6 kanadı için analiz kurulum kısmı	51
5.11. ONERA M6 kanadı için enerji ve akış çözüm methodu	52
5.12. ONERA M6 kanadı için çözüm modeli	53
6.1. Trailing edge vorteks oluşumunun görselleştirilmesi.....	55
6.2. Kanat üzerindeki akış çizgilerinin görselleştirilmesi.....	55
6.3. Kanat üzerindeki hava akış hızı dağılımı	56
6.4. NASA tarafından paylaşılan ONERA M6 kanadı için simetri yüzeyindeki basınç dağılım konturları	56
6.5. ONERA M6 kanadı için bilgisayar analizi sonucu elde edilen mach sayısı ve basınç dağılım konturları	57
6.6. ONERA M6 kanadı için bilgisayar analizi sonucunda elde edilen simetri yüzeyindeki basınç dağılım konturları	58
6.7. ONERA M6 kanadı için bilgisayar analizi sonucunda elde edilen simetri yüzeyindeki mach sayısı ve basınç dağılım konturları	58
6.8. Bilgisayar analizine göre ve NASA deneysel sonuçlarına göre basınç dağılım katsayılarının kanadın $y/b=0.2$ kesidi için karşılaştırılması	60
6.9. Bilgisayar analizine göre ve NASA deneysel sonuçlarına göre basınç dağılım katsayılarının kanadın $y/b=0.44$ kesidi için karşılaştırılması	61
6.10. Bilgisayar analizine göre ve NASA deneysel sonuçlarına göre basınç dağılım katsayılarının kanadın $y/b=0.8$ kesidi için karşılaştırılması	62
6.11. Bilgisayar analizine göre ve NASA deneysel sonuçlarına göre basınç dağılım katsayılarının kanadın $y/b=0.95$ kesidi için karşılaştırılması	63
6.12. Kanatçık dizayn parametreleri (Anonim, 2016).....	65
6.13. Cant Açısı 75° Ok Açısı 30° Olan Tasarımın Solidworks Görünümü	65
6.14. Cant açısına göre verim değişim grafiği.....	68
6.15. Ok açısına göre verim değişim grafiği	69

ÇİZELGELER DİZİNİ

<u>Cizelge</u>	<u>Sayfa</u>
5.1. Onera M6 Kanadının Ölçüleri	42
5.2. Test için gerekli olan akış koşulları	43
5.3. Akış alanı sınır koşulları	50
6.1. Yeni İHA kanadı ve kanatçık eklenmiş dizaynlarının mesh sayısı tablosu.....	66
6.2. Yeni İHA kanadı ve kanatçık eklenmiş dizaynlarının cant açısına göre sürüklenme, taşıma katsayıları, basınç dağılım değeri ve verimleri tablosu.....	66
6.3. Yeni İHA kanadı ve kanatçık eklenmiş dizaynlarının ok açısına göre sürüklenme, taşıma katsayıları, basınç dağılım değeri ve verimleri tablosu.....	69

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
A	Alan (m^2)
b	Kanadın uzunluğu (m)
σ_ε	ε için türbülanslı Prandtl sayısı
σ_k	k için türbülanslı Prandtl sayısı
σ_t	t için türbülanslı Prandtl sayısı
c	Kanat kord uzunluğu (m)
C_D	Sürüklenme katsayısı
C_{Di}	İndüklenmiş sürüklenme katsayısı
C_{D0}	Parazit sürüklenme katsayısı
C_{Dmax}	Maksimum sürüklenme katsayısı
C_L	Kaldırma katsayısı
C_{Lmax}	Kanat maksimum kaldırma katsayısı
C_{lmax}	Airfoil maksimum kaldırma katsayısı
C_m	Airfoil atış momenti katsayısı
C_M	Atış momenti katsayısı
C_{root}	Kök kord uzunluğu (m)
C_{tip}	Uç kord uzunluğu (m)
C_s	Pürüzlülük sabiti
E	Enerji (J)
ε	Kayıp miktarı
F_D	Sürüklenme kuvveti (N)
F_L	Kaldırma kuvveti (N)
g	Yerçekimi ivmesi (m/s^2)
k	Kinetik Enerji (J)
l	Karakteristik uzunluk (m)

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ (devam)

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
L_{ref}	Kord uzunluğu (m)
M	Mach sayısı
μ	Dinamik viskozite (Pa·s)
P	Basınç (Pa)
Re	Reynolds sayısı
S	Girdaplılık büyüklüğü
t	Zaman (sn)
v	Hız (m/sn)
V_{stall}	Stall hızı (m/sn)
V_{seyir}	Seyir hızı (m/sn)
V_{ref}	Mach sayısı
W/S	Kanat yükü
y	Seçilen noktanın uzunluğu (m)
y^+	Mesh için yplus değeri
y_0	Aerodinamik pürüzlülük uzunluğu (m)
y_{cell}	İlk hücre uzunluğu (m)
ϕ	Akış modelleri için fonksiyon gösterimi
λ	Koniklik oranı
ρ	Yoğunluk (kg/m ³)
ρ_a	Havanın yoğunluğu (kg/m ³)
ρ_w	Suyun yoğunluğu (kg/m ³)
Λ	Ok açısı
ω	Spesifik kayıp
α	Hücum açısı
τ	Stres Tensörü

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ (devam)

<u>Kısaltmalar</u>	<u>Açıklama</u>
AR	(Aspect Ratio; En boy oranı)
CFD	Computational fluid dynamics
HAD	Hesaplamalı akışkanlar dinamiği
İHA	İnsansız hava aracı
RANS	Reynolds Averaged Navier Stokes
RNG	Renormalized Group
SST	Shear Stress Transport
a.c	Aerodynamic center
c.g	Center of gravity
max	Maximum
NACA	National Advisory Committee For Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration

1.GİRİŞ VE AMAÇ

Geçmişten günümüze insanoğlunu ilgilendiren en önemli konu enerji kaynakları ve enerji kaynakları yönetimi olmuştur. Sınırsız enerji kaynağına sahip olmadığımız dünyamızda insanoğlunun artan nüfusunun enerji kaynaklarını her geçen gün tüketmesi enerji kaynaklarını doğru yönetme konusunun önemini artırmaktadır. Havacılık alanında ise her geçen gün artan ve otomotiv sektörüne göre daha pahalı yakıt kullanımı nedeniyle yakıt tasarrufu diğer sektörlerden daha önemli bir hal almıştır. İnsansız hava araçları (İHA) ise her geçen gün birçok alanda kullanılmaya başlanmıştır. Arama kurtarma, ilk yardım, savaş sektörü, araştırma sektörü, orman gözlem sektörü, yangın tespit sektörü, bunlara birkaç örnek için günümüzde her geçen gün İHA'ların önemi ve kullanım amaçları artmaktadır. İtfaiyecilikte, emniyet sektöründe hatta taşımacılık sektöründe bile kullanılacağı öngörülen İHA'lar için geliştirme ve optimizasyon işlemi çok önemli bir hal almıştır (Austin, 2010). Buna ek olarak İHA'lar mürettebata gereksinim duymama, azaltılmış işletme maliyeti, tehlikeli koşullar altında hayati risk olmaksızın çalışabilme kabiliyeti, geliştirilmiş dayanıklılık, insan yaşamına elverişsiz ve zorlu ortamlarda uzaktan kontrol ya da otonom şekilde çalışabilme gibi önemli avantajlara sahiptir (Panagiotou, 2016). Geliştirme ve optimizasyon işlemleri günümüzde mühendislik alanında oldukça kullanışlı hale gelen bilgisayar modellemeleri ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleriyle yapılmaktadır. İHA'ların geliştirme ve optimizasyon işleminde havacılık sektöründe olduğu gibi yakıt tasarrufu ve aerodinamik tasarım önemli bir yer teşkil etmektedir. Menzil, taşınabilecek yük miktarı, doğrusal uçuş, manevra kabiliyeti gibi birçok konu aracın harcadığı enerji miktarı ve aerodinamik dizaynı ile doğrudan ilişkilidir. NASA (2010) tarafından yapılan araştırmaya göre uçağın yakıt giderlerinin büyük bir oranı özellikle kanadın aerodinamik dizaynı ile alakalı olmaktadır. Bunun yanı sıra kanadın ucunda kullanılan kanatçık (winglet) ismi verilen yapı ile milyonlarca dolarlık bir yakıt kazancı elde edilebileceği ve kanatçık tasarımının ve optimizasyonunun gündemdeki önemli konulardan biri olduğu belirtilmiştir. Kanatçıkların keşfedilmesini sağlayan etken ise insanoğlunun en başından beri yaptığı gibi doğaya dikkatli bakmaktan kaynaklanmaktadır. Kanatçık sisteminin verimli olacağına kanıtını doğa bize çeşitli şekillerde sunmaktadır. Kartalların kanadı dikkatli incelendiğinde uçlarının kanatçık yapısına benzer bir biçimde kıvrık şekilde olduğu görülmektedir.

Şekil 1.1’de de görüldüğü üzere kartalların kanat ucunun doğal yapısı sebebiyle kanatçık yapısında kıvrık halde olması ve kıvrık halini yüksekliğe ve uçuş hızına göre değiştirdiği olgusu kanatçık dizaynında yeni bir bakış açısı elde etmeyi sağlamaktadır.



Şekil 1.1 Kartal kanadı ucu kanatçık şekilli yapı. (Anonim, 2014)

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

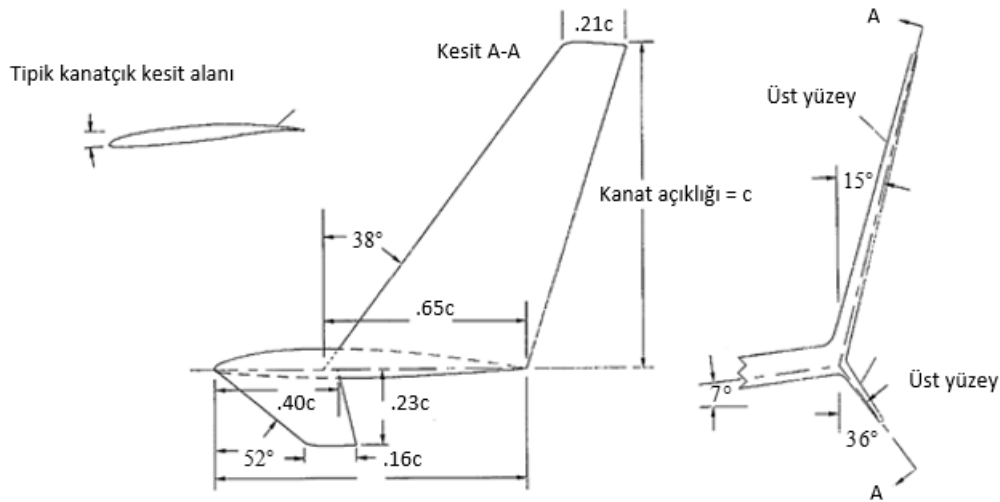
İnsansız hava araçlarının gelişen teknolojiyle beraber daha da önem kazanması birçok açıdan yeni dizaynlara ve yeni sistemler geliştirilmesine olan ihtiyacı artırmıştır. Büyük ölçekli uçakların maliyetlerinin ve yakıt giderlerinin yüksek oluşu, İHA'ların yapısı, ergonomisi ve tasarımı gereği büyük ölçekli uçaklara nazaran daha avantajlı oluşlarının bu duruma önemli bir etkisi vardır. Bu bağlamda düşünüldüğünde gelişen havacılık sektörüyle birlikte insansız hava araçları dizaynı ve optimizasyonu daha da büyük anlam kazanmıştır. Her şekilde arama kurtarma, askeri operasyon, toplumsal düzenleme ve güvenlik alanlarında son dönemde İHA'ların kullanımı epey artmaktadır. Yakıt tasarrufu ve uçuş kolaylığı sağlamak açısından insansız hava araçlarında tasarlanması gereken en önemli yer aerodinamik etkisinin de çok oluşu nedeniyle kanat kısmıdır. Kanat sisteminin dizayn edilmesi için öncelikli olarak airfoil dizaynı yapılması gerekmektedir. Airfoil sistemi bahsedileceği üzere kanadın kesit alanının tasarlandığı yapıdır. Airfoilin seçimi ve tasarımının ardından kanat yapısının da belirlenmesi gerekmektedir. Normal uçak sistemine benzer olarak İHA'larda da benzer şekilde bir dizayn işlemi söz konusudur. Bunun yanı sıra kanat tasarımında etkili olan en boy oranı, koniklik oranı, koniklik açısı, dihedral açı, büküm açısı, Kanat akım geliş açısı ve ok açısının da tasarım parametreleri olarak önemli oldukları görülmektedir (Paymer, 1992). Kanat yapısal tasarımının ardından ise kanat yerleştirme şeklinin kararı verilmelidir. Kanat yerleştirme şekillerine alçak, yüksek, ve orta düzeyli yerleşim olarak 3 e ayrılmaktadır (Mohamad, 2013). Daha önce de bahsedildiği gibi kanat tasarımı ne olursa olsun kanat ucu vorteks oluşumu ve C_L/C_D oranı yetersizliği gibi sorunlardan dolayı son dönemde bunu çözmek için üretilen kanatçık yapıları ve bu yapıların tasarımı önemli bir konu haline gelmiştir. Kanatçık yapısının tasarımı ve dizaynı ise son dönemde önemli bir konu haline gelmiştir. Birçok farklı sistemde kanatçık dizaynı yapılmışken dizayn parametresi olarak en önemli parametreler ise başlıca cant açısı, ok açısı ve koniklik oranıdır (Garrison, 1989).

Tarihte kanatçık kullanımını ve tasarımını incelersek, kanatçık yapısı ilk olarak Şekil 2.1'de de görüldüğü üzere 1970 yılında NASA'da çalışan mühendis Richard Whitcomb tarafından geliştirilmiş ve ismine de "Whitcomb uçkanadı" denmiştir. Whitcomb daha sonra yaptığı deneysel çalışmalarla kanatçık sisteminin büyük jet yolcu uçaklarının performansını

yüzde 4 ile 8 arasında artırdığını ortaya koymuş ve bunun üstüne Şekil 2.2’de görülen tasarımını Amerikan Hava Kuvvetlerinin yolcu uçağı olan KC_135’te deneyerek önemli bir performans kriteri olan taşıma katsayısı sürüklenme katsayısı oranını yüzde 8 artırmayı başardığını kanıtlamıştır (Whitcomb, 1976). Ardından Heyson (1977) zamanın kısıtlı şartlarıyla yaptığı matematiksel çalışmasıyla kanatçıkların aerodinamik verimlilik açısından çok büyük avantaj sağladığını çeşitli kanatlar üzerinde denediği ilkel kanatçık dizaynlarıyla göstermiştir. Çok önemli bir verim kazancına sahip olmasına rağmen kanatçıklar malzeme, üretim ve bakım problemleri ve teknolojideki yetersizlikten dolayı 2000li yılların başına kadar kullanılsa da teknoloji ve üretim sistemlerinin gelişmesi ve yakıt fiyatı artışı yüzünden son dönemde çeşitli şekillerde üretilmeye başlanmıştır. Gratzer (1992) çalışmasında da bahsettiği aynı zamanda kendi tasarladığı spiroid-tipped kanatçık dizaynının patentini alarak piyasaya sürse de bu dizaynın günümüz sistemleri için elverişli olduğunu söylemek biraz zor olmaktadır. Buna benzer birkaç çalışma ile kanatçıkların optimizasyonu denenirken zamanın teknoloji eksikliğinin etkileri hissedilmiştir. Zamanla gelişen bilgisayar destekli teknolojinin etkisiyle kanatçık dizaynları yavaş yavaş yapılmaya başlanmıştır. Buna örnek olarak ise Takenaka ve Yamazaki’nin (2008) jet uçakları için yaptığı multidisipliner optimizasyon çalışmasında çeşitli sistemlerden hesaplamalı akışkan dinamik çözüm yöntemi ve sonlu elemanlar yönteminden yararlanmaya çalışılmıştır. Bu çalışma sonucunda cant açısının önemi kavranarak önemli bir dizayn parametresi elde edilmiştir.



Şekil 2.1. Whitcomb kanatçığı (Perarduaadastra, 2014)



Şekil 2.2. Whitcomb Kanatçık Dizaynı (Whitcomb, 1976)

Toor (2016) kanatçık parametrelerinin genel kanat performansı üzerindeki etkilerini araştırdığında kanatçık etkinliğinin tasarıma bağlı olarak aşırı artan cant açısı ile azaldığı ve tüm root toe açıları için oldukça sabit kaldığı bulmuştur. Farklı sweepback açıları ve koniklik oranları için, kanatçık performansının optimum değere kadar artıp, ardından bir yerden sonra azalmaya başladığını ve bunun dizayna bağlı olduğunu keşfetmiştir.

Bu alandaki son çalışmalardan birinde Guerrero (2012) spiroid kanatçığı sayısal olarak tekrar araştırdığında spiroid kanatçıkların temiz bir kanada entegrasyonunun, maksimum kaldırma kuvveti oluşma durumunda indüklenmiş sürüklenme kuvvetini %75 oranında azalttığını ve stall durumunun oluşumunu engellediğini fark etmiştir. Joel (2010), dayanıklılık ve potansiyel olarak sırasıyla % 5,62 ve % 3,55'lik bir artış sağlayabilen KC-135R uçağı için optimize edilmiş harmanlanmış bir kanatçık konfigürasyonu tasarladığı çalışmasında ok açısını değiştirerek %8 e varan yakıt tasarrufu sağlamayı başarmıştır. Yakın zamanda yayınlanan bir makalede, Panagiotou (2014) insansız hava araçları (İHA) için bir kanat optimizasyonu denerken kanatçık etrafındaki akış, Spalart Allmaras türbülans modeli ile birlikte Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes denklemleri çözülerek incelenmiştir. Vortisite konturları ile birlikte aerodinamik parametreleri analiz ederek 50 derece cant açısına sahip olan ve 22.85 maksimum L/D oranına karşılık gelen optimum kanatçık tasarımını elde etmeyi başarsalar da geliştirmelerin olabileceğini belirtmişlerdir. Ayrıca, C_L / C_D 'deki artışın esas olarak kaldırma kuvvetindeki artıştan ve sürüklenme kuvvetindeki azalmadan etkilendiğini göstermişlerdir. Bunun yanında yeni kanatçığın stall açısı üzerinde

önemli etkisinin olmadığını iddia etmişlerdir. Optimize edilmiş kanatçık geometrisini birleştirerek toplam uçuş süresinde %10'luk bir artış elde edebileceğini de göstermişlerdir.

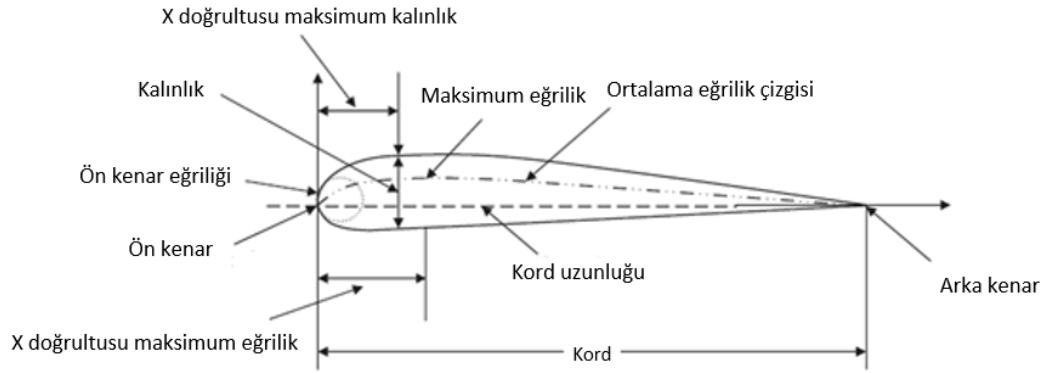
Bu tarz çalışmalara ek olarak çoklu kanatçık sistemi üzerine çalışmalar da son dönemde yapılmaya başlanmıştır. Catalano ve Ceron (2005), NACA 653018 airfoili üzerinde çeşitli konfigürasyonlarda 3lü multi-kanatçık sistemi deneyerek yaptıkları deneyde sıcak telli anemometre kullanarak kanat için sürtünme azalmasını incelemişlerdir. Çok kanatlıların kullanımı ile yapılan bir diğer çalışmada, Cosin (2010) yaptığı multi kanatçık çalışmasında kanatçık entegrasyonu ile maksimum aerodinamik verimlilikte yaklaşık %7,3'lük bir artış gözlemeyi başarmıştır. Stall durumu şartlarında ve yapısal yüklenme kabiliyetinde de önemli iyileşme sağlamıştır. Reddy (2015), 3D kanatçıklar, kanat, gövde, kuyruk tasarımı yaparak her bir ucun farklı açıları için parametrelendirilmiş multi kanatçık geometrilerinin etkinliğini incelemek için çok amaçlı bir optimizasyon gerçekleştirmiştir. Sonuçlar Pareto ön optimizasyon tekniği ile bulunurken, kaldırma katsayısında %12,8 artış, sürüklenme katsayısında %4,5 azalma ve pitching katsayısında %60 azalma elde edildiğine ulaşılmıştır. Gavrilovic (2015) yakın zamanda yaptığı çalışmasında, kanatçık geometrisinin tasarım optimizasyonu ile bir çalışma yapmıştır. Bir tepki yüzeyi oluşturmak için birçok kanat şeklini analiz etmek için Fluent programını kullanmıştır. Non-Dominated Sorting Genetic algoritmasını, Paretooptimal matematiksel çözümlemesini kullanarak drag ve lift katsayısı için sonuçlara ulaşmışlardır. Optimize edilmiş kanatçık tasarımı için kaldırma/sürüklenme oranında %15'lik bir artış elde edilmiştir.

En başından itibaren bahsedilmek gerekirse önemli alt başlıklar olarak airfoil dizaynı, kanat dizaynı ve kanatçık dizaynıdır.

3. TEORİK BİLGİ

3.1. Airfoil Dizaynı

Airfoil seçimindeki unsurlar ve airfoil seçimi dizayn aşamalarında önemli bir yere sahiptir çünkü airfoil seçimi birçok otoriteye göre uçak tasarımındaki en önemli unsurlardan biri olarak kabul edilmektedir. Andy Lennon (1996) kapsamlı bir şekilde uçak tasarımını anlattığı çalışmasında airfoil seçimini kanat yüzey alanı dizaynından sonra en önemli parametre olarak belirtmiştir. Bu çalışmada Şekil 3.1’de örneği görülen airfoil yapısının kanadın alt ve üst yüzeylerindeki basınç dağılımını etkilediği de belirtilmiştir. Airfoil dizaynını NASA olmak üzere havacılıkla ilgilenen birçok kurum benimseyerek airfoil dizaynlarını sunmuşlardır. Airfoil seçimi ise önemli olarak stall karakteristiği, Reynolds sayısı, ideal kaldırma katsayısı ve atış momenti katsayısı gibi parametrelere bağlıdır.



Şekil 3.1. Airfoil yapısı (Mohammad, 2013)

3.1.1. Airfoil Seçim Parametreleri

Airfoil dizaynının uçak tasarımı açısından öneminden bahsedildiği gibi neye göre airfoil dizaynı veya seçimi yapılacağından bahsetmek gerekirse önemli olarak bu parametreler C_{Lmax} / C_{Dmax} , C_{Lmax} , C_M , ideal kaldırma katsayısı, ağırlık faktörü ve ideal Reynolds sayısı örnek verilebilir (Lennon, 1996)

C_{Lmax}/C_{Dmax} : Bu değer airfoilin sağlayabileceği maksimum kaldırma katsayısı/sürüklenme katsayısı değerini vermektedir. Kaldırma katsayısı ve sürüklenme katsayısı birbirine bağlı değerlendirilmesi gereken iki parametredir. Yüksek C_{Lmax} / C_{Dmax} değeri airfoil sisteminin daha uzun havada kalabileceğinin ve daha uzak mesafelere ulaşabileceğinin göstergesidir.

C_{Lmax} : C_{Lmax} değeri airfoilin sahip olabileceği en büyük kaldırma katsayısını belirtmektedir. Yüksek kaldırma katsayısı kanat sisteminin kaldırma kuvvetiyle bağlantılı olduğundan C_{Lmax} değeri de uçuş karakteristiği açısından önemli bir parametredir.

C_M : C_M değeri ise atış momenti katsayısı (pitching moment coefficient) anlamına gelmektedir. Atış momenti kavramı ise airfoil üzerine binen yükün bir noktada oluşturduğu momenttir. Bu açıdan bu moment değerinin yüksek oluşu uçuş stabilitesi ve kontrolü açısından olumsuz bir etkidir. Bu açıdan negatif bir etkisi de olsa C_M değeri de önemli bir parametredir.

İdeal Kaldırma Katsayısı: İdeal kaldırma katsayısı uçağın sahip olduğu uçuş sırasındaki en verimli kaldırma katsayısıdır. Airfoil bu kaldırma katsayısına sahipken en verimli uçuş parametrelerini sağlamaktadır.

Ağırlık faktörü: Airfoil seçiminde bahsedilen bütün unsurların yanında uçak sektöründe çok önemli bir kavram olan yük parametresine de oldukça dikkat edilmesi gerekmektedir. Çünkü uçağın yükünün fazla olması daha çok yakıt harcamasına sebep olabileceken, bazı durumlarda ağırlığın artışı önceden belirtilen parametrelerde ve diğer uçuş parametrelerindeki önemli artıştan dolayı kabul edilebilir olmaktadır. Bu nedenle ağırlık parametresi dikkat edilmesi gereken ekstra bir parametredir.

Uçuş Reynolds sayısı: Uçuşa ait parametreler sonucunda elde edilen uçuşa ait Reynolds sayısı da airfoil seçiminde dikkat edilmesi gereken önemli bir parametredir. Uçuş hızının (mach sayısı) değişimine göre ve yüksekliğe ya da sıcaklığa bağlı olarak değişen hava karakteristik özellikleri nedeniyle her Reynolds sayısı için daha avantajlı olan bir airfoil seçmek her zaman önemli olmaktadır.

3.1.2. Airfoil Seçenekleri

Daha önceden de belirtildiği gibi NASA ve diğer havacılık kurumlarında birçok airfoil çeşitli parametrelerdeki avantajları nedeniyle üretilmiştir. Airfoiller çeşitli kodlamalarla kategorize edilmiştir. NASA ürettiği airfoillere genellikle NACA0020 gibi başında harfli sonunda ise 4 sayılı, 5 sayılı ve 6 sayılı numaralandırma sistemini kullanmışlardır. Airfoil seçiminde ise özellikle uçuşla ilgili Reynolds sayısına, mach sayısına ve uçuş yüksekliğine dikkat edilmesi gerekmektedir (Whitcomb, 1976).

Airfoil tasarımı da uçak tasarımı konusunda önemli bir yere sahiptir, çünkü kanat kesit yüzeyi ve yapısı tamamen seçilen airfoillere bağlı şekillenmektedir. Genellikle havacılık sektörüyle doğrudan ilişkili olmasından ötürü genellikle yaygın bir şekilde kullanılan birçok airfoil tipi NASA tarafından yukarıda belirtilen hesaplama süreçlerinden geçirilerek geliştirilmiştir. Bu çalışmada kullanılan airfoil ise NASA tarafından ONERA M6 kanadında kullanılmak üzere çeşitli analizler, hesaplamalar ve denemelerden sonra tasarlanarak üretilen NACA M6 Airfoil (m6-il) yapısıdır. 1979'da Charpin ve Schmitt'in (1979) deneylerini yaptığı bu airfoilden oluşturulan kanat, bu çalışmada HAD doğrulaması olarak kullanılmıştır.

3.2. Kanat Dizaynı

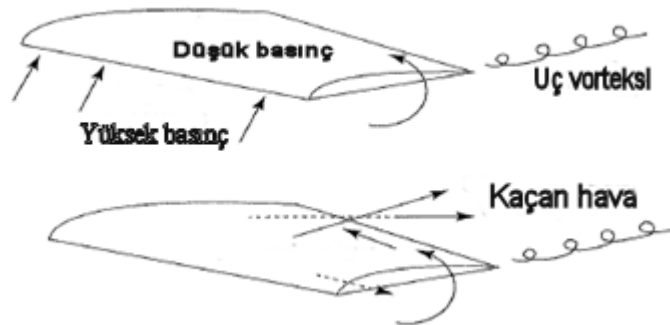
Uçak tasarımı konusunda bahsedilen airfoil seçiminin yanısıra bir diğer önemli parametre ise kanat dizaynı olmaktadır. Bilindiği üzere kanat kısmı uçakta kaldırma kuvvetini ve stabiliteyi sağlamaya yarayan parçadır. Kanadın dizaynı ise her açıdan uçak tasarımı için önemlidir. Kanat dizaynında ise önemli olan parametreler ise en boy oranı (aspect oranı), koniklik oranı (taper oranı), dihedral açısı (dihedral açısı), büküm açısı (twist açısı) ve kanat akım geliş açısı (wing incidence) olmaktadır (Mohammad, 2013).

3.2.1. En Boy Oranı

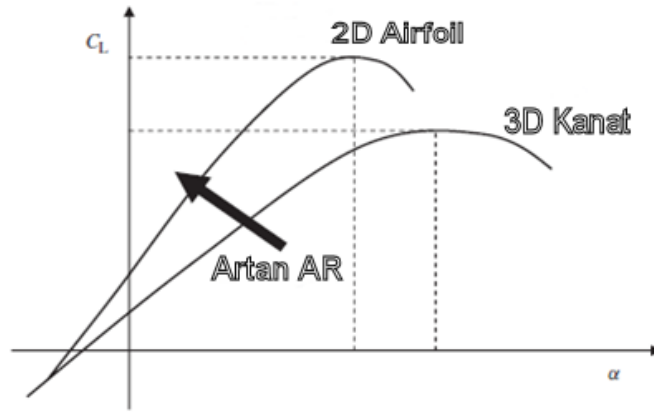
En boy oranı kanat dizaynı açısından önemli bir parametredir. Çeşitli parametrelere ve dolaylı yoldan dizayna olan etkilerinden çeşitli konu başlıkları adı altında bahsedilmiştir.

3.2.1.1. En boy oranının kaldırma kuvvetine etkisi

Kanat sistemi üzerinde kaldırma etkisi oluşturduğunda, üst yüzeyde daha düşük bir basınç ve alt yüzeyde daha yüksek bir basınç sahiptir. Hava akışı, kanadın altından üstüne doğru ilerleme eğilimindedir. Bu hava kaçıışı, Şekil 3.2’de gösterildiği gibi, kanat ucunun etrafından hava kaçıışı şeklinde olmaktadır. Bu durum iki boyutlu bir akışta mümkün olmasa da gerçek bir üç boyutlu kanatta şekil 3.3’te görüldüğü üzere gerçekleştiğinden en boy oranının etkisi üç boyutta gözükmemektedir. Kanat ucundan kaçan hava, üst ve alt yüzeyler arasındaki basınç farkını düşürmektedir. Bu durum, kanat ucunun yakınındaki kaldırma azaltır. Aynı zamanda, dairesel bir şekilde kanat ucundan akan bu hava akımı kanadı aşağı doğru iterek kaldırma kuvvetine negatif bir etki yapmaktadır. Bu dairesel veya “vorteks” akış, kanatların arkasında akış yönünde devam ederek girdap oluşumuna sebep olur. Bu girdapların oluşumu sonucu açığa çıkan enerji muazzam olabilir ve kanat üzerinde bir sürüklenme kuvveti oluşmasını sağlar. İlerde bahsedilecek kanatçık yapısı da bu durumu engellemek için önemli bir anlam ifade etmektedir (Mohammad, 2013).

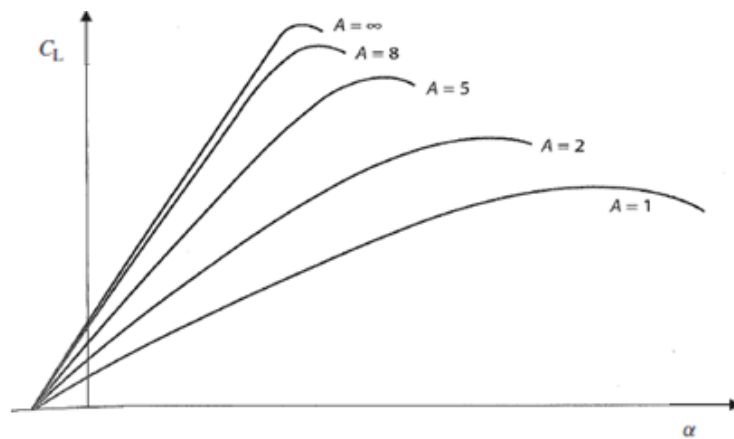


Şekil 3.2. Kanat ucunda hava kaçıışı görseli (Mohamad, 2013)



Şekil 3.3. En boy oranının C_l değeri üzerine 2 boyutlu ve 3 boyutlu sistemde etkisi (Mohammad, 2013)

Yüksek en boy oranına sahip bir kanat, düşük en boy oranına sahip eşit alanlı kanatlarından daha ayırık uçlara sahiptir. Bu nedenle, uç girdaptan etkilenen kanat miktarı, yüksek en boy oranlı kanat için düşük en boy oranlı kanada göre daha azdır. Bundan dolayı uç girdabının mukavemeti daha azdır. Dolayısıyla, yüksek en boy oranlı kanatta kaldırma kuvveti kaybı düşük en boy oranlı kanat sistemine göre daha az olmaktadır. Bunun nedeni kanat ucu akışının etkilerinin azalmasının ekstra sürüklenme kuvvetinin azalmasına sebep olmasıdır. Aerodinamik bakış açısından, AR (Aspect Oranı; En Boy oranı) arttıkça, şekil 3.4'te de görüldüğü üzere üç boyutlu bir kanat için C_l değeri artmaktadır (Paymer, 1992).



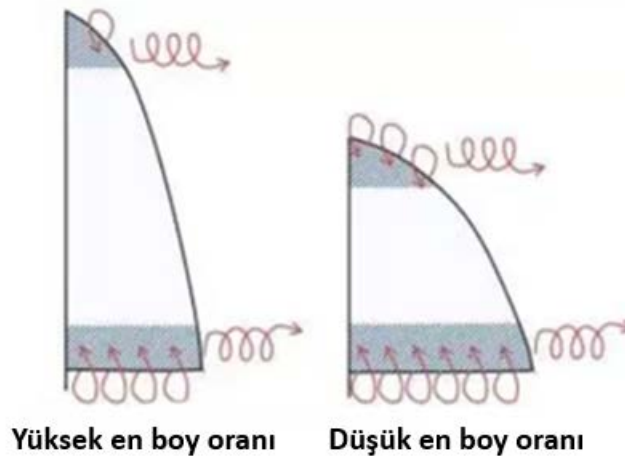
Şekil 3.4. En boy oranının hücum açısı ve C_l ile ilişkisi (Paymer, 1992)

3.2.1.2. En boy oranının stall açısı üzerine etkisi

En boy oranının bir diğer etkisi ise stall açısının değişimi üzerinedir. Efektif hücum açısının uç kısımlarda azalmasıyla düşük en boy oranına sahip kanatlar yüksek en boy oranına sahip kanatlara göre daha yüksek hücum açılarında stall durumuna girecektir. Stall durumunun daha düşük açılarda gerçekleşmesi her zaman uçuş için bir dezavantajdır (Yadav, 2014).

3.2.1.3. En boy oranının kanat ağırlığı üzerine etkisi

En boy oranının artması kanadın daha ağır bir yapıya sahip olmasına neden olmaktadır. Bunun nedeni ise yapısal sertliğin değişmesi durumundan kaynaklanmaktadır. Şekil 3.5’de da görüldüğü üzere yüksek en boy oranında kanat uzadığından ve dolaylı yoldan kuvvet kolu uzadığından burulma momenti artmaktadır. Kanadın sağlamlığının sağlanması için ise bu yüksek burulma momentine dayanım sağlanabilmesi açısından kanadın ağırlığının artırılması gerekmektedir. Daha ağır bir kanat sistemi uçak yakıt harcaması açısından ve üretim maliyeti açısından tasarımsal olarak tercih edilmemektedir (Yadav, 2014).



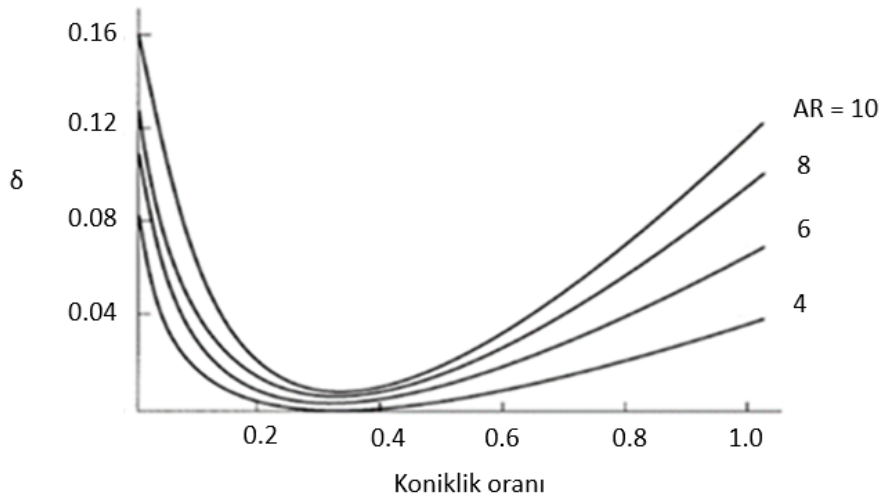
Şekil 3.5. Yüksek en boy oranı ile düşük en boy oranı karşılaştırması (Yadav, 2014)

3.2.1.4. En boy oranının indüklenmiş sürüklenme kuvveti üzerine etkisi

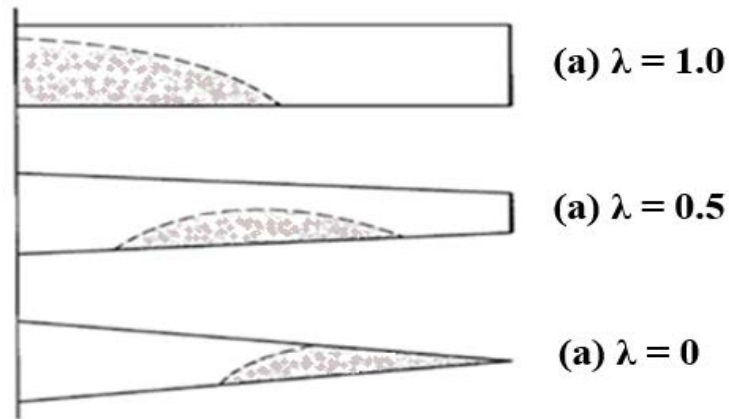
En boy oranı ile indüklenmiş sürüklenme kuvveti ile ters orantıya sahiptir. İndüklenmiş sürüklenme kuvveti uçuş güvenliği açısından negatif etkiye sahip olduğu için yüksek en boy oranı bu açıdan avantajlı olmaktadır.

3.2.2. Koniklik Oranı

Koniklik oranı (taper ratio), uçağın kanadının üzerindeki kaldırma kuvveti dağılımını üzerinde önemli bir etkiye sahiptir. Yapılan kapsamlı araştırmaların sonucunda, eliptik yapı ile sağlanan kaldırma dağılımıyla en az indüklenmiş sürtünme elde edildiği hesaplanmıştır. Bunu başarmanın en iyi yolu eliptik bir kanada sahip olmaktır, ancak eliptik kanadı üretmenin zorluğu ve maliyeti nedeniyle mühendisler bu problemi yapıya bir koniklik oranı sağlayarak çözmeye çalışmaktadırlar. Şekil 3.6, koniklik oranının farklı en boy oranlarında indüklenmiş sürüklenme üzerindeki etkisini göstermektedir. Koniklik oranı, belirli değerlerde olumsuz bir etkiye yaptığı gibi olumlu bir etkiye de sahiptir. Başlarda indüklenmiş sürüklenme kuvvetinde koniklik oranı arttıkça bir önemli bir miktarda azalma görülürken belirli bir değerden sonra ise bu avantaj ortadan kalkmaktadır. Şekil 3.7, konik orandaki artışla kanattaki hız azalma noktalarının oluşumunu göstermektedir. Konik oran yaklaşık 0 olduğunda, hız farkı bölgeleri tamamen kanat ucunda olduğu görülür. Bu durumun kanat ucunda oluşması bu hız kesilme noktalarının uçağın bu durumdan kurtulmasını sağlayacak olan aileron kısımlarında engellenememesine neden olmaktadır. Bu şekildeki bir durumdan (stall durumu) kurtulmanın neredeyse imkânsız hale gelmiş olacağından istenmeyen bir durum olarak kabul edilmektedir (Paymer, 1992).



Şekil 3.6. Koniklik oranının indüklenmiş sürüklenme kuvvetine etkisi (Paymer,1992)

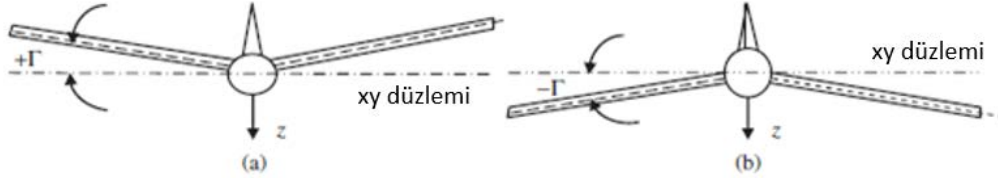


Şekil 3.7. Koniklik oranının hız azalma bölgesi oluşumuna etkisi (Paymer,1992)

3.2.3. Dihedral Açısı

Bir uçağın önden görünüşüne baktığımız zaman, xy düzlemi ile kanadın kord çizgisi düzlemi arasındaki açı, kanat dihedral açısı olarak adlandırılır. Kanadın kord çizgisi düzlemi, yayılma boyunca tüm kord çizgilerini birbirine bağlayarak oluşturulan hayali düzlemdir. Kanat ucu xy düzleminde daha yüksekse, açı pozitif dihedral veya basitçe dihedral açısı olarak adlandırılır, ancak kanat ucu xy düzleminde daha düşük olduğunda, açıya şekil 3.8’de de gösterilen negatif dihedral veya anedral açı denir. Uçak simetrisinin sağlanması için, bir kanadı hem sağ hem de sol bölümleri aynı dihedral açısına sahip olmalıdır. Bütün tasarım parametrelerinin olduğu gibi dihedral açısının da sağladığı avantaj ve dezavantajlar

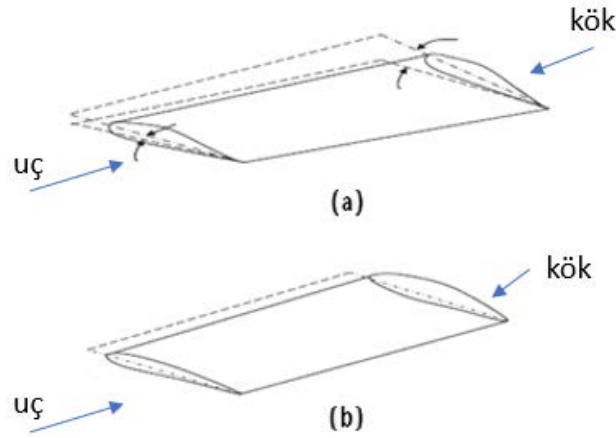
vardır. Bir kanada dihedral yapının uygulanmasının temel nedeni uçağın yatay stabilitesini arttırmaktır. Yatay denge, uçağın bir hava akımı tarafından rahatsız edildiğinde veya x eksenini etrafında dönme etkisiyle karşılaştığında, orijinal konumuna dönme eğilimidir.



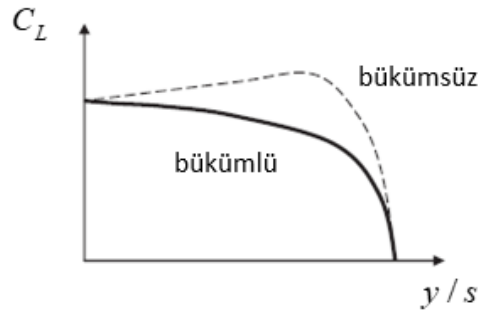
Şekil 3.8. (a) Dihedral yapı, (b) Anhedral yapı (Mohammad, 2013)

3.2.4. Büküm Açısı

Daha önce de belirtildiği gibi modern hava aracının kanatlarında, airfoil kesit alanı ve hücum açısı kanat kök ucundan kanat ucuna kadar değişim göstermektedir. Bu şekilde kesit alanının yüzey boyunca değişmesine ise aerodinamik büküm (twist) denmektedir. Kanat profilinde, şekil 3.9 (b) 'de gösterildiği şekilde, genellikle kök ucu kesit alanı kısmı gövde ucu kesit alanı kısmından daha incedir. Uç geliş açısının ve kök geliş açısıyla aynı olmadığı büküm sistemine ise şekil 3.9 (a)'da görüldüğü üzere geometrik büküm denmektedir. Kanat ucu kanat kökünden daha düşük bir geliş açısına (incidence) sahip ise, kanatta negatif büküm (twist) yapısı olduğu ifade edilmektedir. Aksine, kanat ucu kanat kökünden daha yüksek geliş açısına (incidence) sahip ise, kanatta pozitif büküm (twist) yapısı olduğu ifade edilmektedir. Genellikle tasarımlarda negatif büküm sistemi kullanılmaktadır, yani bu durum kanat ucu hücum açısının 3.9 (a) 'da gösterildiği gibi kanat kökü hücum açısından daha düşük olduğu anlamına gelir. Bu durum kanat hücum açısının kanat boyunca azaldığını gösterir. Büküm açısının kaldırma kuvvetine olan etkisi ise şekil 3.10'de görüldüğü üzere negatif şekildedir (Mohammad, 2013).



Şekil 3.9. (a) Geometrik büküm; (b) Aerodinamik büküm (Mohammad, 2013)



Şekil 3.10. Büküm açısının kaldırma kuvvetine etkisi (Mohammad, 2013)

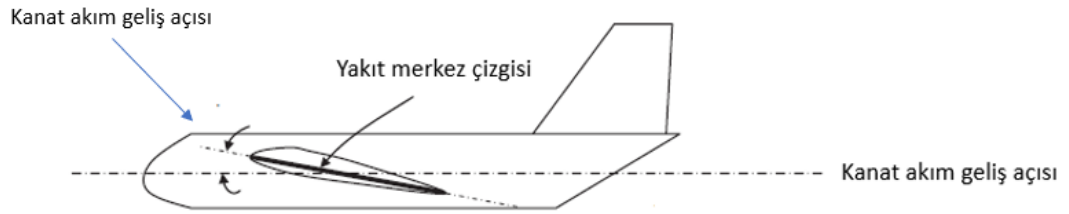
Kanat tasarım sürecinde bükümün kullanılması için iki ana hedef vardır:

1. Uç stall durumunun kök stall durumundan önce olmasını engellemek,
2. Kaldırma kuvveti dağılımının avantajlı olan eliptik modele benzetmek.

Yukarıda bahsedilen iki istenen hedefe ek olarak, bükümün kaldırma kuvvetinde azalma gibi istenmeyen sonucu da vardır.

3.2.5. Kanat Akım Geliş Açısı

Kanat akım geliş açısı, Şekil 3.11'de gösterildiği gibi, gövde merkez çizgisi ile kanat kord çizgisi arasındaki açıdır. Bu açı, uçuş sırasında değişken ya da sabit olacak şekilde tasarlanabilir fakat değişken kanat akım geliş açısı içeren sistemin üretimi çok zor ve karmaşıktır. Bu yüzden sabit kanat akım geliş açısı sistemi genellikle tercih edilmektedir.



Şekil 3.11. Kanat akım geliş açısı (Mohammad, 2013)

Kanat akım geliş açısı seçimi aşağıdaki tasarım gereksinimlerini karşılamalıdır:

1. Kanat uçuş sırasında istenen kaldırma kuvvetini üretebilmelidir.
2. Kanat uçuş sırasında minimum sürtünme kuvveti sebep olmalıdır.
3. Kanat akım geliş açısı, kalkış sırasında kanat atak açısının güvenli bir şekilde değişebileceği şekilde olmalıdır.
4. Kanat akım geliş açısı, uçuş gövdesi üzerinde en az sürtünme oluşturacak şekilde olmalıdır.

3.2.6. Kanat Yerleşim Konfigürasyonu

Kanat yerleşim konfigürasyonunu belirlemek her konfigürasyonun kendi içinde avantaj ve dezavantajları olduğundan önemli bir tasarım aşamasıdır (Mohammad, 2013). Kanat yerleşim konfigürasyonu Şekil 2.12'teki gibi düşük kanat, Şekil 2.13'teki gibi yüksek kanat ve Şekil 2.14'teki gibi orta kanat olmak üzere üçe ayrılmaktadır.

3.2.6.1. Düşük Kanat

Avantaj:

- Hava taşıtı kalkış performansı, zemin etkisinden dolayı yüksek kanat konfigürasyonuna kıyasla daha iyidir.
- Kanala bağlandığında iniş takımı daha kısadır. Bu durum, iniş takımını daha hafif yapar ve geri çekme sistemi için kanat içinde daha az yer gerektirir. Bu durum kanat yapısını daha da hafifletir.
- Uçak, yüksek kanatlı bir yapıya kıyasla daha hafiftir.
- Kanat kuyruğu daha az kuvvet yüklenmesini sağlar, bu yüzden kuyruğun daha efektif ve güvenli olmasını sağlar.
- Kanat daha az indüklenmiş sürüklenmeye sahiptir.
-

Dezavantaj:

- Kanatın iki ayrı bölümü olduğundan ve kanadı daha az tetiklenen sürtünme sağladığından, kanat yüksek kanat konfigürasyonuna kıyasla daha az kaldırma kuvveti sağlar.
- Düşük bir C_{Lmax} değeri sağladığından uçak, yüksek kanat konfigürasyonuna kıyasla daha yüksek bir stall hızına sahip olacaktır. Bu durum önceden de bahsedildiği gibi uçuş açısından dezavantajlı bir durumdur.
- Daha fazla iniş ilerlemesine ihtiyaç duyduğundan, uçağın iniş performansı daha düşüktür.



Şekil 3.12. Düşük kanat örneği (Anonim, 2016)

3.2.6.2. Yüksek Kanat

Avantaj:

- Motorun (ve pervane) boşluğunun düşük kanatlı konfigürasyona kıyasla daha yüksek (ve daha güvenli) olması nedeniyle, bir motorun kanala monte edilmesini kolaylaştırır.
- Kanatın iki kısmı en azından üst kısma tutturulduğundan, kanat orta ve alçak kanatlara göre daha fazla kaldırma kuvveti üretecektir.

Dezavantaj:

- Düşük konfigürasyonlu bir kanat sıkıştırma gerilmesine maruz kalacakken yüksek konfigürasyonlu bir kanat çekme gerilmesine dayanmak zorundadır. Çekme gerilmesi de her zaman sıkıştırma gerilmesine göre daha tehlikelidir.
- Kanat sürtünmesi nose up atış momenti üretir, bu durum kanadın yatay stabilize olmasına neden olur. Bu durum kanat sürüklenme hattının, yerçekimine göre daha yüksekte olan konumundan kaynaklanmaktadır.
- Uçak daha çok ön alana sahip olma eğilimindedir (orta kanat ile karşılaştırıldığında). Bu durum sürüklenme katsayısını artıracaktır.
- Zemin etkisi düşük kanat ile karşılaştırıldığında daha düşüktür. Kalkış ve iniş işlemleri sırasında zemin, kanat basınç dağılımını etkileyecektir. Yüksek kanat sistemindeki kaldırma, düşük kanatlı konfigürasyondan biraz daha düşük olacaktır. Bu durum kalkış hareketlenme süresini biraz arttıracaktır. Böylece, yüksek kanatlı bir konfigürasyon, kısa kalkış ve iniş yapması beklenen İHA'lar için doğru seçenek değildir.



Şekil 3.13. Yüksek kanat örneği (Sonieczky, 2016)

3.2.6.3. Orta Kanat

- Uçak yapısı, gövde gövdesi ile kesişme noktasında kanat kökünün takviye edilmesi gerekliliği nedeniyle daha ağırdır.
- Orta kanat, yüksek ve alçak kanatlı konfigürasyonlara kıyasla daha pahalıdır.
- Orta kanat, diğer iki konfigürasyona kıyasla aerodinamik olarak akıcıdır.
- Kanat yapısını güçlendirmek için genellikle diğer konfigürasyonlarda olduğu gibi ek bir parça kullanılmaz.
- Orta kanatta, düşük kanat veya yüksek kanattan daha az sürüklenme kuvveti oluşumu vardır.



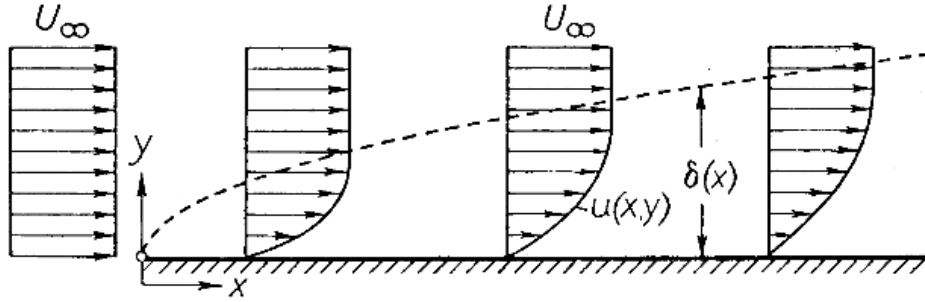
Şekil 3.14. Orta kanat örneği (Anonim,2016)

3.3. Kanatçık Dizaynı

3.3.1. Kanatçık Sistemi Çalışma Prensibi Ve Metodolojisi

Bir uçağın uçuş anatomisini incelersek uçağın havada kalmasının çeşitli basınç kaynaklarından meydana gelen basınç farkından kaynaklı olduğunu bilinmektedir. Uçağın birçok verimlilik parametresi de bu basınç farklılıklarını çeşitli analizlerle dizayn etmekten geçmektedir. Uçağın aerodinamik dizaynının büyük bir kısmı ise kanat tasarımından geçmektedir. Kanadın aerodinamik yapısını etkileyen faktörleri ise ikiye ayrılmaktadır. Sürüklenme (Drag) kuvveti ile Taşıma (Lift) kuvveti olarak ikiye ayrılan bu iki parametreden sürüklenme kuvveti uçağın havada kalmasına engel olan dirençlerden kaynaklanan, akışla aynı doğrultuda olan kuvvettir. Bu kuvvet genellikle sürtünme ve basınç farkından meydana gelerek uçağın havada kalmasına engel olduğundan olabildiğince azaltılması gerekmektedir. Sürüklenme kuvvetini birçok parametre etkilese de etkileyen en önemli parametreler yüzey alanı, dinamik basınç ve hücum açısıdır. Sürüklenme kuvveti genel olarak indüklenmiş (induced) ve parazit (parasite) sürüklenme olmak üzere iki bileşene ayrılmaktadır. Parazit sürüklenme kaldırma kuvvetinden bağımsız genel olarak sürtünmeye bağlı olan sürüklenme bileşenidir (Anderson, 1999). Sürtünmeye bağlı olduğundan profil sürüklenmesi, sürtünme sürüklenmesi ve etkileşim sürüklenmesi gibi çeşitlere ayrılabilir. Profil sürüklenmesi tamamen şekle bağlı olarak oluşan dirence dayalı sürüklenme çeşididir. Hava akımının yüzey şekline göre gösterdiği direnci ifade eder ve doğrudan yüzey şekline bağlıdır. Genellikle hava akımı yüzeyi takip ederken bir noktadan sonra şekle bağlı olan ayrılmalar yaşanmaktadır, bu durum sonucunda oluşan basınç farkı bir sürüklenme direncini meydana getirmektedir. Bunun yanı sıra profil sürüklenmesi, şekildeki yüzey pürüzlülüğünden ya da şeklin keskin kısımlarındaki hava akımının ani bozulmasından ve basınç farkı oluşmasından meydana gelen sürüklenme bileşeni olarak da ifade edilebilmektedir. Bu sürüklenme etkisinin azaltılması için aerodinamik dizaynda yüzeyin tasarımını yaparken düzgün geçişler ve zayıf noktalar çeşitli şekillerde güçlendirilmesi gerekmektedir. Buna ek olarak etkileşim sürüklenmesi ifadesi ise yine profil sürüklenmesiyle benzer bir kavram olmakla beraber hava akımlarının kendi içinde etkileşmesi sonucu olmaktadır. Sürtünme sürüklenmesi ise sınır tabakası teoremi gereğince havanın ya da çeşitli gazların viskozitesine ve direncine bağlı olarak sınır tabaka içerisinde oluşturduğu direnç kuvvetinin etkisine denmektedir. Sınır tabaka teoremi (Gersten, 2017) Şekil 3.15 de de görüldüğü üzere yüzeyin akışkan ile

etkileşimi sonucu akışkanın hızını etkileyebildiği alanı ve bu hızı ne yönde ve ne şekilde etkilediğini göstermektedir.

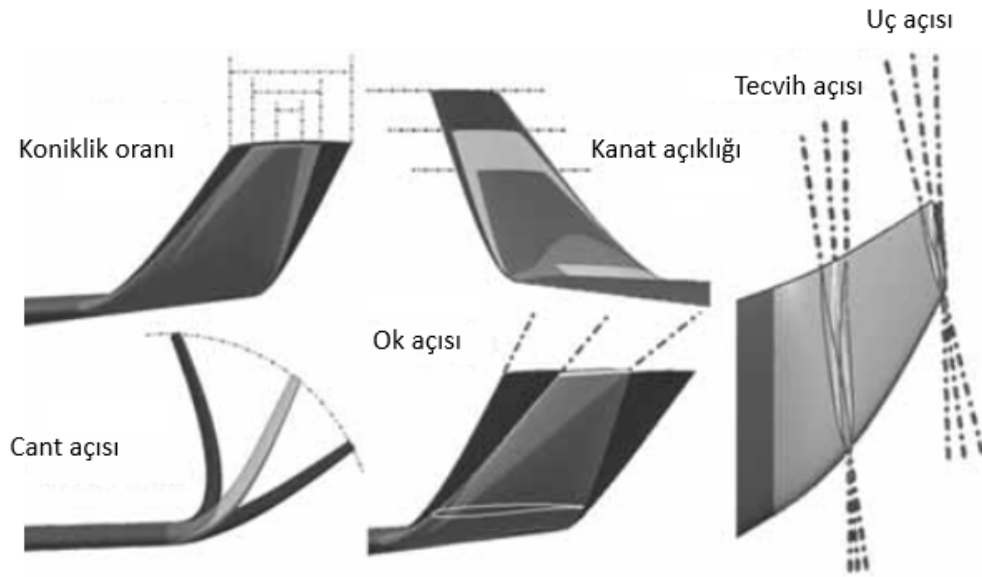


Şekil 3.15. Düz bir yüzeyde sınır tabaka teoremi (Gersten, 2017)

Bu teoreme akışın hareketli bir şekilde gelirken yüzeyin sürüklenme etkisi sonucu etkilenecek hızında ve basıncındaki değişimlerden bahsedilmektedir. Bir uçağın aerodinamiği incelendiğinde ise hava duruyor ve tabaka ilerliyor şeklindeki tam ters bir mantığın düşünülmesi teoreme dair bütün kuralların aynı kalacağı anlamına gelmektedir. Bu şekilde düşünülürse uçak kanadının hava ile etkileşimi sonucunda üzerinde çeşitli basınç farklılıkları ve kuvvetler olacağını öngörmek mümkündür. Profil sürüklenmesi kanadın şekline göre oluşan sürüklenme kuvveti olmaktadır, sürtünme sürüklenmesi hava ile kanadın etkileşiminden doğan bir dirence dayalı oluşan bir sürüklenme kuvveti olmaktadır. Sürtünme sürüklenmesini açıklamaya devam edersek, sürtünme sürüklenmesi hava moleküllerinin sınır tabaka içinde kanat yüzeyi ile temas edişi sonucu oluşturduğu yavaşlama kuvvetini doğuran bileşendir. Sınır tabakası teoremi gereğince sürtünme sürüklenmesi yüzey alanının genişliği ile alakalı olduğundan sürüklemeye olan etkisi oldukça yüksektir. Burada kritik olan nokta türbülanslı akışlar laminer akışa göre sürtünme sürüklenmesini daha çok arttırmalarına rağmen, sürekli bir laminer akış profili sınır tabakanın yüzeyden daha kolay ayrılarak kanadın arkasındaki alanda büyük bir türbülanslı alan oluşturarak profil sürüklenmesine neden olunmasını sağlar. Türbülanslı akışı kanat yüzeyinde gözlemlemek sürtünme sürüklenmesindeki artışa neden olsa da profil sürüklenmesinde azalmaya sebebiyet vermektedir. Mühendisliğin bir şeyden kazanç elde edildiğinde başka bir şeyden kayıp olma durumundan dolayı bu dengeyi düzenli sağlamak önemlidir. İnsansız hava aracının uçacağı irtifa, hızı ve boyutu bu tarz hesaplamaları ve optimizasyonları yapmak için çok önemlidir.

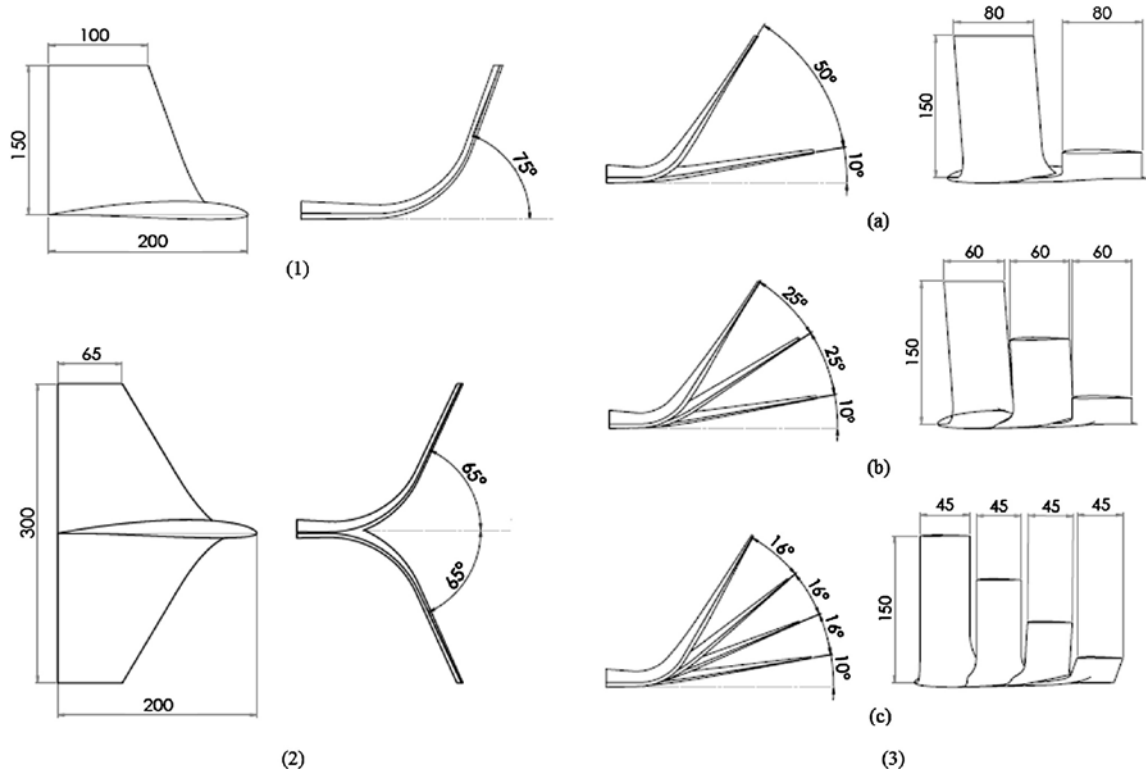
İndüklenmiş (induced) sürüklenme ise basınç farkından kaynaklanan indüklenmiş sürüklenme şekline denmektedir. Olayın metodolojisini açıklamak gerekirse, uçağın uçuş prensibi basınç farklarından kaynaklı havada kalmakla alakalıdır. Kanat üzerindeki basınçlar dikkatlice incelenirse kanadın altından geçen havanın basıncının yüksek, üstünden geçen havanın basıncının ise düşük basınç olduğu ve bu durum sayesinde aşağıdaki yüksek basıncın etkisiyle uçağın havada kaldığını anlamaktayız. Uçak kanadı eğer sonsuz ve iki boyutlu bir yapıda olsaydı, yüksek basınç altta alçak basınç üstte olarak hiçbir sıkıntı olmaksızın uçağın uçuş prensibi sağlanabilirdi, fakat uçak kanadının uzunluğunun kısıtlı olabilmesi durumundan dolayı aşağıdaki yüksek basınç yukarı çıkmaya düşük basınç da aşağı inme eğilimi göstermektedir. Sonlu kanat yapısının en dayanıksız yeri olan kanat ucunda bu eğilim etkisini gösterdiğinden kanadın altındaki hava yukarı doğru bir hareket yapacaktır (upwash), kanadın üstündeki hava da aşağı doğru bir hareket yapacağından bu hava hareketleri uçağı aşağı doğru çeken bir sürüklenme kuvvetini doğurur. Basıncı dengelemek için oluşan bu aşağıdan yukarıya ve yukarıdan aşağıya dairesel akım aynı zamanda kanat ucu girdaplarının oluşmasına neden olur. Bu kanat ucu girdapları aşağı yönlü bir sürüklenme kuvveti oluşturmanın yanında kuyruk türbülansına da sebep olarak diğer uçaklar için zararlı bir etkiye de sebebiyet vermektedir. Bunun yanı sıra, kanat ucu girdapları bir sapma momenti ve titreşim oluşturarak uçağın uçuş güvenliğini büyük ölçüde zora sokabilmektedir.

Kanatçık geometrisi ise şekil 3.16'da da görüldüğü üzere birkaç parametreden oluşmaktadır. Koniklik oranı kanadın ucuna doğru ne kadar oranda daraldığını gösteren parametredir, winglet span ise kanatçığın ucunun yüksekliğini ifade etmektedir. Bu iki parametrenin performans üzerindeki etkileri azımsanmayacak kadar önemlidir. Base açısı ve tip açısı ise kanatçığın kesit alanının yaptığı açılara denmektedir. Bu iki açının performans üzerinde düşük ölçüde etkileri bulunmaktadır. Dizayn parametresi ve kriteri olarak ise koniklik oranının yanısıra cant açısı ile ok açısı özellikle dikkat edilmesi gereken unsurlardandır. Cant açısı kanatçığın kanada göre olan açısı olmasının yanında ok açısı ise kanatçığın kendi aksenel çizgisine göre yaptığı burulma açısını belirtmektedir (Panagiotou,2014).



Şekil 3.16. Kanatçık dizayn parametreleri (Anonim, 2016)

Çeşitli parametrelerin incelenmesinden önce doğru bir kanat profili ve airfoil yapısı seçmek dizayn işleminde çok önemli olmaktadır. Kanat profili ve airfoil yapısı uçağın tasarlanış amacına, irtifasına, ortalama hızına ve yapacağı işleve göre şekillenmektedir. Bu durum her yeni tasarım uçağı için yeni bir yapı ve sistem seçmeyi gerektirmektedir. Airfoil kanadın yapısını ve kesit alanına göre sahip olduğu kamburluk oranını ve şeklini belirlemektedir. Matematiksel modellemelerle yapılacak analiz, simülasyon ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği çözümlenmeleriyle her sistem için yeni ve doğru bir tasarım bulunması oldukça önemlidir. Yapılacak hesaplamalarda önceden belirtildiği gibi çeşitli metotlar kullanılarak toplam indüklenmiş sürüklenme kuvveti hesaplanabilecek olsa da buna mutlaka kanatçığın şekilsel yapısından gelen profil sürüklenmesi de eklenmelidir. Çeşitli hızlar için yapılacak cant açısı, ok açısı ve koniklik oranı parametreleri için hangi hızda hangi açıda olunması gerektiği hesaplanmalı ve buna göre duruma göre daha önce yapılmamış bir sistem olan hareketli kanatçık yapıları hıza göre değişen kanatçık yapısı sistemi incelenmelidir.

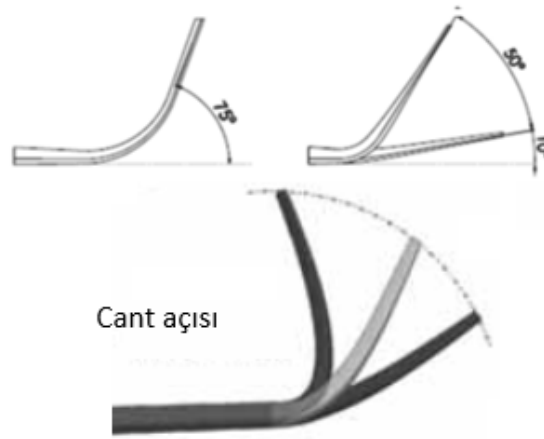


Şekil 3.17. Çeşitli geometrilerde kanatçık tasarımları (Narayan, 2016)

İncelenmesi gereken ve etkisi diğerlerinden daha fazla olan parametrelere değinmek gerekirse bunlar şekil 3.17’de de görüldüğü üzere cant açısı, ok açısı ve koniklik oranıdır.

3.3.2. Cant Açısı

Cant açısı kanatçık sisteminde aerodinamik unsurlar göz önüne alındığında tasarımda dikkat edilmesi gereken önemli bir parametredir. Şekil 3.18’de de görüldüğü üzere cant açısı kanatçığın yüzeye paralel normal doğrusunun kanadın yüzeye paralel normal doğrusuyla yaptığı açıya denmektedir. Abdelghany (2016) cant açısının kanatçık dizaynına etkisini araştırdığı çalışmasında sürüklenme kuvveti oluşumunun engellenmesinde cant açısının doğru belirlenmesinin önemine değinmiştir. Cant açısının değişmesi sürüklenme kuvvetinde değişime neden olacağı gibi kaldırma kuvvetinin değişimine de etki etmektedir. Buna ek olarak de indüklenmiş sürüklenme kuvveti oluşumunun önlenmesi için cant açısının doğru bir biçimde seçilmesi gerekmektedir.



Şekil 3.18. Cant açısı parametresi

Bu çalışmada Onera M6 kanadı üzerine tasarlanan kanatçık sisteminde cant açısı 15° , 30° , 45° , 60° ve 75° olarak ayrı ayrı tasarlanarak C_L , C_D ve C_P değerlerine göre verimlilik analizi yapılmıştır.

3.3.3. Ok Açısı

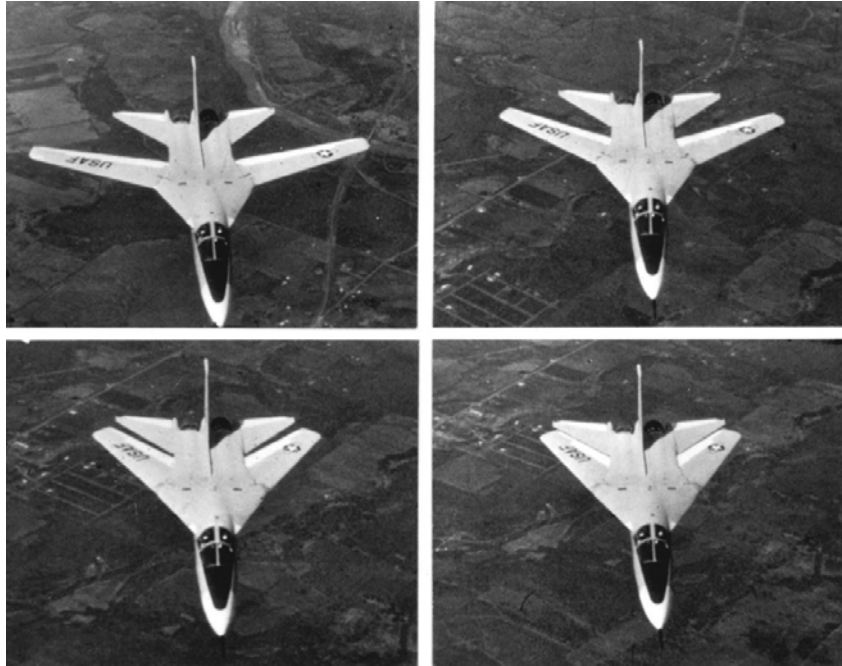
Ok açısı kanatçık dizaynında dikkat edilmesi gereken bir diğer tasarım parametresidir. Açının görselleştirilmesi gerekirse ok açısı Şekil 3.19'da da görüldüğü üzere kanatçığın yüzeye paralel normal doğrusunun kanadın yüzeye dik normal doğrusuyla yaptığı açıya denmektedir. NASA çalışanı olan Robert Mack'ın (1974) çalışmasında da bahsettiği üzere ok açısı uçuş verimliliği açısından sürüklenme kuvveti, kaldırma kuvveti ve kaldırma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranına kayda değer bir etki sağlayarak dikkat edilmesi gereken önemli bir parametre haline gelmiştir. Hamburg üniversitesinden Ellen Pflaum tarafından (2017) yapılan araştırma sonucuna göre ok açısının kritik mach sayısı ile alakalı olduğu belirtilmiştir. Kritik mach sayısı uçağın belirli bir bölgesindeki hava akışının ses hızına ulaştığı minimum hıza denmektedir. Bu bağlamda kritik mach sayısının artırılması uçuş güvenliği açısından faydalı olacaktır. Yine aynı çalışmada ok açısının doğru ayarlanmasının dikey eksene göre stabilitenin artırılmasına olanak sağladığından da bahsedilmiştir. Kanat için bakılan ok açısı ve çeşitli parametre deneyleri sonucunda aynı çalışmada elde edilen sonuçta yüksek ok açısında kritik mach sayısı yüksek, maksimum kaldırma katsayısı düşük, türbülanslı havada uçuş stabilize, dönüşlerde kontrol amaçlı alınması gereken açı yüksek, kanat ağırlığı yüksek ve iniş takım sistemi entegrasyonu zor

olarak belirlenmiştir. Kısaca bazı parametrelerde kazanç bazı parametrelerde ise kayıp olduğundan ok açısını belirlemek önemli bir hal almaktadır.



Şekil 3.19. Ok açısı parametresi

Ok açısının değişiminden gelen farklı avantajlar ve dezavantajlar olması nedeniyle değişken ok açılı sistemler bile geliştirilmiştir. Şekil 3.20’de de görüldüğü üzere F-111 kanat sistemi detaylı bir şekilde incelendiğinde farklı hızlar için hareketli kanat sisteminin farklı şekillere geçerek değişik ok açılarında uçuşun sağlandığı görülmüştür.



Şekil 3.20. Değişken ok açısı örneği (Anonim, 2016)

Pflaum çalışmasında değişken ok açılı kanat sistemi hakkında detaylı bir incelemede bulunmuştur. Çalışmaya göre değişken ok açısına sahip uçakların avantajları

- 1) Kalkış ve iniş karakteristik özelliklerinde artış
- 2) Sürüklenme kuvvetinde azalma

- 3) Uçuş seyri sırasında iyi uçuş karakteristikleri
- 4) Uçuş boyunca sürekli optimum kaldırma kuvveti/sürüklenme kuvveti oranına sahip olmaya bağlı verimlilik artışı

şeklinde belirtilirken dezavantajlarından ise

- 1) Bağlantı mekanizmasının pahalı, karmaşık ve ağır oluşu
- 2) Kontrolü sağlayan mekanizmanın ağır ve pahalı oluşundan kaynaklı kontrol zorluğu
- 3) Ok açısının anlık değişimi sonucu aerodinamik merkezde kayma oluşması ve bu durumun istenmeyen moment etkilerine neden olması

şeklinde bahsedilmiştir.

3.3.4. Koniklik Oranı

Koniklik oranı, kanat tasarımı konusunda da anlatıldığı üzere kanat sisteminde olduğu gibi kanatçık üzerindeki kaldırma kuvveti dağılımını üzerinde de önemli bir etkiye sahiptir. Daha önce de bahsedildiği gibi en az indüklenmiş sürtünme kuvveti elde edebilmek adına yapı olarak tasarımlarda koniklik oranı önemli bir parametre olarak ele alınmalıdır. Şekil 3.6, koniklik oranının farklı en boy oranlarında indüklenmiş sürüklenme üzerindeki etkisini göstermektedir. Koniklik oranının daha önceden de belirtildiği üzere avantajları ve dezavantajları bulunmaktadır. Detaylı bilgi kanat dizaynı başlığı altında verilmiştir.

4. MATEMATİKSEL MODELLEME

4.1. Akış Denklemleri

4.1.1. Genel Akış Denklemleri

Matematiksel modellemeye girmeden önce bilmemiz gereken parametreler için öncelikle bir takım aerodinamik kuvvetlerin ve olayların formüle edilmesini bilmemiz gerekmektedir. Öncelikli olarak kanada etki eden kaldırma ve sürüklenme kuvvetini hesaplamamız gerekirse,

Sürüklenme kuvveti (F_D);

$$F_D = \frac{1}{2} \rho V^2 A C_d \quad (4.1)$$

Kaldırma Kuvveti (F_L)

$$F_L = \frac{1}{2} \rho V^2 A C_L \quad (4.2)$$

olarak formüle edilebilmektedir. Denklemlerde de görüldüğü üzere dinamik basınç ve yüzey alanı sürüklenme kuvveti hesabında önemli bir yer kaplamaktadır. C_D ifadesi ise sürüklenme kuvvetine etki eden çok sayıda faktörün çeşitli hesaplamalar sonucunda toplanmasıyla elde edilen katsayıdır. Aynı formülasyona sahip taşıma katsayısında ise tek fark C_L ile gösterilen kaldırma kuvveti katsayısıdır. Daha önce bahsedildiği gibi uçakların uçuş prensibi gereğince kaldırma kuvveti artırılmaya çalışılırken sürüklenme kuvveti azaltılmaya çalışılmalıdır. Bu durumdan yola çıkılarak bir aerodinamik verimlilik parametresi (C_L/C_D) elde edilmiştir. Bu değer ne kadar yüksekse verimlilik de o kadar yüksek olacaktır.

$$\frac{L}{D} = \frac{\frac{1}{2}\rho V^2 AC_L}{\frac{1}{2}\rho V^2 AC_D} \quad (4.3)$$

Akış hareketinin incelenmesi için hareket denklemlerinin doğru bir biçimde çıkarılması gerekmektedir. Laminer, Newton tipi, viskoz, sıkıştırılmaz bir akış için Navier stokes denklemi yazılırsa,

$$\rho \frac{D\mathbf{V}}{Dt} = -\nabla P + \rho \mathbf{g} + \mu \nabla^2 \mathbf{V} \quad (4.4)$$

formülasyona bu şekilde elde edilecektir. Burada ρ akışkanın yoğunluğunu, μ viskozitesini, \mathbf{g} yer çekim ivmesini, V hızını, t zamanı ve P basıncı ifade etmektedir. Sürekli rejimde, sıkıştırılmaz ve türbülanslı akışlarda x , y , z , yönündeki momentum denklemleri şu şekilde verilmektedir.

X yönündeki momentum denklemi:

$$\left(\frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial z} \right) = -\frac{\partial P}{\partial x} + \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} \right) \quad (4.5)$$

Y yönündeki momentum denklemi:

$$\left(\frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial z} \right) = -\frac{\partial P}{\partial y} + \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} \right) \quad (4.6)$$

Z yönündeki momentum denklemi:

$$\left(\frac{\partial(\rho uw)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w^2)}{\partial z} \right) = -\frac{\partial P}{\partial z} + \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} \right) \quad (4.7)$$

Şeklinde denklemlenmektedir. Burada atalet kuvvetlerinin viskoz kuvvetlere baskın çıktığı durumlarda akışın türbülanslı olduğu ve sistemdeki enerji denkleminin de çıkarılması gerektiği bilinmelidir.

Enerji denklemi çıkarılmak istenirse,

$$\begin{aligned} \left(\frac{\partial(uE)}{\partial x} + \frac{\partial(vE)}{\partial y} + \frac{\partial(wE)}{\partial z} \right) = & -\frac{\partial(uP)}{\partial x} - \frac{\partial(vP)}{\partial y} - \frac{\partial(wP)}{\partial z} + \frac{1}{\text{RePr}} \left(\frac{\partial q_x}{\partial x} + \frac{\partial q_y}{\partial y} + \frac{\partial q_z}{\partial z} \right) \\ & + \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial}{\partial x} (u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz}) + \frac{\partial}{\partial y} (u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz}) + \frac{\partial}{\partial z} (u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz}) \right) \end{aligned} \quad (4.8)$$

Şeklinde elde edilmektedir. Burada ρ yoğunluğu, μ viskoziteyi, P basıncı, E enerjiyi, Re Reynolds sayısını, Pr Prandtl sayısını, τ ise stres tensörünü belirtmek için kullanılmıştır. Diğer yararlı parametrelerin denklemleri ise $C_{L\max}$ hesabı, ideal kaldırma katsayısı hesabı, Reynold sayısı hesabı ve kord uzunluğu hesabıdır.

4.1.2. $C_{L\max}$ Değeri Hesabı

Daha önceden de bahsedilen $C_{L\max}$ (maksimum kaldırma katsayısı) aşağıda denklemin türetilmesiyle hesaplanabilmektedir.

$$V_{stall} = \sqrt{\left(\frac{2}{\rho}\right)\left(\frac{W}{S}\right)\left(\frac{1}{C_{L\max}}\right)} \quad (4.9)$$

Stall hızı bilindiği takdirde $C_{L\max}$ değerini bulmak için denklem tekrardan düzenlenirse;

$$C_{L\max} = \left(\frac{2}{\rho}\right)\left(\frac{W}{S}\right)\left(\frac{1}{V_{stall}^2}\right) \quad (4.10)$$

Denklemini elde edilmiş olur. Denklemdaki parametrelere bakmak gerekirse yoğunluk parametresi havanın yoğunluğundan elde edilebilmektedir. Daha önce bahsedilmeyen W/S değeri ise kanat yükü (wing loading) anlamına gelmektedir.

4.1.3. İdeal Kaldırma Katsayısı

İdeal kaldırma katsayısı (C_{Lmax}) hesaplanmak istenirse, C_{Lmax} değerini stall hızının formülünden bulunduğu gibi C_{Lideal} değerini ise düz uçuş seyri hızının (cruise speed) formülünden bulunmaktadır. Düz uçuş seyri hızından elde edilen İdeal Kaldırma katsayısı formülü ise

$$C_{Lideal} = \left(\frac{2}{\rho}\right)\left(\frac{W}{S}\right)\left(\frac{1}{V_{seyir}^2}\right) \quad (4.11)$$

Şeklinde denkleştirilebilmektedir.

4.1.4. Reynolds Sayısı Hesabı

Havacılıkta birçok noktada kullandığımız Reynolds sayısı hesabı,

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu} \quad (4.12)$$

Formülü vasıtasıyla hesaplanmaktadır. Burada ρ akışkanın yoğunluğunu, v akışkanın hızını, l karakteristik uzunluğu, μ akışkanın dinamik viskozitesini belirtmek için kullanılmıştır.

4.1.5. Kord Uzunluğu hesabı

Koniklik oranı ve kanat alanını kullanarak kök ve uç kord uzunluklarını hesaplamamız mümkündür.

$$S = \left(\frac{C_{root} + C_{tip}}{2}\right) b \quad (4.13)$$

$$\lambda = \frac{C_{tip}}{C_{root}} \quad (4.14)$$

4.2. Akış Modellerinin İncelenmesi

Akışın modellemeler yoluyla incelenmesi çeşitli modellerin oluşturulmasına neden olmuştur.

4.2.1. Standart k - ε Modeli

Bilinen en yaygın modellerden olan standart k- ε modeli çoğu türbülanslı akış için yüksek doğruluğa sahip çözüm sağladığından kullanılmaktadır. Kinetik enerji (k) ve kayıp oranı (ε) için türetilen iki denklemden oluştuğundan ismi standart k- ε modeli olarak geçmektedir.

Kinetik enerji denklemi (k)

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k + P_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (4.15)$$

Kayıp miktarı denklemi (ε)

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (P_k + C_{3\varepsilon} P_b) - C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \quad (4.16)$$

şeklinde ifade edilebilir. Buradaki formülasyon k veya ε değerlerinin değişim miktarını, k veya ε değerlerinin konveksiyonla taşınım miktarını, k veya ε değerlerinin difüzyonla taşınım miktarını, k veya ε değerlerinin üretim miktarını ve k veya ε değerlerinin çeşitli kayıp miktarlarını ifade etmektedir.

Türbülanslı viskozite modellemeleri ise

$$P_k = -\rho \overline{u_i u_j} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \quad (4.17)$$

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (4.18)$$

şeklinde gösterilir. İlk denklem türbülans kinetik enerjisi üretimini ifade ederken ikinci denklem ise türbülans viskozitesinin türbülans kinetik enerjisi ve onun kayıp oranı şeklinde gösterilmesiyle türetilmiştir. Burada katsayılar ise sabit olmak üzere,

$$C_\mu = 0.09, \quad C_{1\varepsilon} = 1.44, \quad C_{2\varepsilon} = 1.92, \quad \sigma_k = 1, \quad \sigma_\varepsilon = 1.3$$

şeklindedir (Geçim vd. 2008).

4.2.2. Renormalized Group Turbulance Modeli (RNG k - ε Modeli)

Renormalized group turbulance model olarak bilinen bu modelde $C_{1\varepsilon}$ katsayısı standart k - ε modelindeki C_1 terimi gibi sabit olmamakla beraber,

$$C_{1\varepsilon} = 1.42 - \frac{\eta(1 - \frac{\eta}{\eta_\infty})}{1 + \beta\eta^3} \quad (4.19)$$

şeklinde gösterilmektedir.

Burada sabitler ise,

$$C_\mu = 0.085, \quad C_2 = 1.68, \quad C_3 = 0.0, \quad C_4 = 0.0, \quad \sigma_k = 0.72, \quad \sigma_t = 0.90, \quad \sigma_\varepsilon = 0.72, \quad \beta = 0.012, \quad \eta_\infty = 4.38$$

şeklindedir (Yakhot vd., 1992).

4.2.3. SST k-w Türbülans Modeli

Menter (1992) yaptığı çalışmada K- ε modelinde türbülans viskozitesinde yapılacak birkaç değişiklikle daha gerçekçi hız profilleri ve kayma gerilmeleri elde edilebileceğini göstermiştir. Bu düzeltmeyi ters basınç gradyanı oluşan sınır tabaka akışlarında sonuçlardaki hataya bağlı olduğunu göstermeyi başarmıştır. Kayma gerilmesinin Bradshav sabitinden

büyük çıkmamasını türbülans viskozitesinin hesabına eklediği yeni fonksiyonla başarmıştır. Türbülans viskozitesinin hesabı,

$$v_T = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \quad (4.20)$$

denklemini ile ifade edilmektedir. Burada a_1 terimi 0.3 iken S terimi ise girdaplılık büyüklüğünü ifade etmektedir.

F_2 değeri ise sınır tabakası dışında 0 ve içinde 1 olarak alınan geçiş fonksiyonudur.

$$F_2 = \tanh \left[\left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right] \quad (4.21)$$

Bu fonksiyonda y ile duvardan normal yöndeki uzaklığı belirtmektedir. Bu modelde kullanılan türbülans kinetik enerjisi denklemini (k)

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = P_k - \beta^* k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\nu + \sigma_k \nu_T) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (4.22)$$

şeklinde formüle edilirken, spesifik kayıp ω denklemini ise;

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \alpha S^2 - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\nu + \sigma_\omega \nu_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \sigma_{\omega^2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (4.23)$$

şeklinde formüle edilmiştir. Burada P_k ve F_1 terimleri sırasıyla,

$$P_k = \min \left(\tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j}, 10 \beta^* k \omega \right) \quad (4.24)$$

$$F_1 = \tanh \left\{ \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega}, \frac{4\sigma_{\omega^2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right) \right]^4 \right\} \right\} \quad (4.25)$$

şeklinde formüle edilirken, F_1 fonksiyonuyla viskoz alt tabakada ve logaritmik tabakada türbülans ölçeğine göre hesaplama yapılmıştır. Burada $k - \varepsilon$ modelinden farklı olarak ω değerinin sınır tabaka dışında çok küçük hesaplandığı hataları ortadan kaldırmak için üçüncü bir terim yardımıyla fonksiyonun daha küçük değerler alması ve katı cisme yakın noktada değer olarak 1'e ulaşması hedeflenmiştir. İki model arasındaki bu geçişi sağlayarak ayarlamayı yapan fonksiyon ise,

$$\phi = \phi_1 F_1 + \phi_2 (1 - F_1) \quad (4.26)$$

şeklinde tanımlanmıştır. Modelin katsayıları da aşağıdaki gibidir.

$$CD_{k\omega} = \max\left(2\rho\sigma_{\omega^2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-10}\right) \quad (4.27)$$

$$\alpha_1 = \frac{5}{9}, \alpha_2 = 0.44, \beta_1 = \frac{3}{40}, \beta_2 = 0.0828, \beta^* = \frac{9}{100}$$

$$\alpha_{k1} = 0.85, \alpha_{k2} = 1, \alpha_{\omega 1} = 0.5, \alpha_{\omega 2} = 0.856$$

Bu şekilde $k-\omega$ modeli de Reynolds Stress Türbülans modeli kadar iyi kesinlik ve doğruluk sağlasa da yine aynı şekilde yüksek karmaşıklık ve çözüm gücü isteyen bir modeldir.

4.2.4. Reynolds Stress Türbülans Modeli

Reynolds stress türbülans modeli, Reynolds stress faktörlerinin transport denklemlerinin çözülmesini temel altına alan Gibson ve Launder (1978) tarafından oluşturulmuş bir modeldir. Bazı önemli kabuller yaparak momentum denklemlerini kullanarak Reynolds ortalamalarının alınmasıyla oluşturulmuş bu modelde transport denklemi,

$$\frac{\partial}{\partial t} (\overline{\rho u'_i u'_j}) + \frac{\partial}{\partial x_k} (\overline{\rho u_k u'_i u'_j}) = - \frac{\partial}{\partial x_k} [\overline{\rho u'_i u'_j u'_k} + \overline{p'(\delta_{kj} u'_i + \delta_{ji} u'_k)}]$$

$$\begin{aligned}
& + \frac{\partial}{\partial x_k} \left[\mu \frac{\partial}{\partial x_k} (\overline{u'_i u'_j}) \right] - \rho (\overline{u'_i u'_k} \frac{\partial u_j}{\partial x_k} + \overline{u'_j u'_k} \frac{\partial u_i}{\partial x_k}) + \overline{p' (\frac{\partial u'_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u'_j}{\partial x_i})} \\
& - 2\mu \frac{\partial u'_i}{\partial x_k} \frac{\partial u'_j}{\partial x_k} - 2\rho \Omega_k (\overline{u'_j u'_m \varepsilon_{ikm}} + \overline{u'_j u'_m \varepsilon_{jkm}}) \quad (4.28)
\end{aligned}$$

şeklinde yazılabilmektedir. Buradaki terimleri açıklamak gerekirse eşitliğin solunda sırayla türbülans difüzyon, moleküler difüzyon, türbülans gerilmesi üretim, basınca bağlı uzama terimi ve ayrılma terimi yer almaktadır. Reynolds Stress Türbülans modeli iyi bir kesinlik ve doğruluk sağlayan bir model olsa da yüksek karmaşıklık ve çözüm gücü isteyen bir modeldir.

Basınç-uzama terimi yazılması gerekirse,

$$\phi_{ij} = -C_1 \rho \frac{\varepsilon}{k} (\overline{u'_i u'_j} - \frac{2}{3} k \delta_{ij}) - C_2 [(P_{ij} - \frac{\partial}{\partial x_l} (\rho u_l \overline{u'_i u'_j})) - \frac{1}{3} (P_{kk} - \frac{\partial}{\partial x_l} (\rho u_l \overline{u'_k u'_k})) \delta_{ij}] + \phi_{ij,w} \quad (4.29)$$

şeklinde yazılabilir. Sabit terimler $C_1=1.8$ ve $C_2=0.6$ olarak alınırken son terim ise çeşitli hesaplamalarla bulunmaktadır. Kayıp miktarı ε fonksiyonu sıkıştırılabilirliğin ihmal sonucu,

$$\varepsilon_{ij} = \frac{2}{3} \rho \varepsilon \delta_{ij} \quad (4.30)$$

şeklinde alınırken bu denklemde geçen türbülans kinetik enerjisi $k = \overline{u'_i u'_i} / 2$ olarak bulunmaktadır. ε fonksiyonu ise yukarda geçen kayıp miktarı denkleminin basitleştirilmesi sonucu yola çıkılarak,

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (P_k + C_{3\varepsilon} P_b) - C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \quad (4.31)$$

şeklinde bulunmalıdır. Burada katsayılar öncekinde olduğu gibi

$$C_\mu = 0.09, C_{1\varepsilon} = 1.44, C_{2\varepsilon} = 1.92, \sigma_k = 1, \sigma_\varepsilon = 1.3$$

şeklinde iken, Se değeri de 0 kabul edilirken $P_k + C_{3\varepsilon} P_b$ terimi $0.5 P_{ij}$ kabul edilmiştir.

4.2.5. Spalart Allmaras Türbülans Modeli

Spalart-Allmaras modeli momentum, süreklilik ve enerji denklemlerini bir arada kullanarak türbülans modelini tek bir taşıma denklemine indirgeyerek türbülanslı viskoziteyi hesaplamaya yarayan modeldir. Diğer tek denklemliler aksine türbülanslı kinetik enerji taşınım denklemini kesinlikli bir şekilde çözmeye yaramaktadır. Bu model genel olarak havacılık sektöründe ve daha az karmaşık yani fiziksel olarak etkilerin belirli olduğu sistemlerin çözümlerini elde etmede kullanılmaktadır. Kısaca bu model, akışkanın katı cisimle etkileşimi olan havacılık uygulamalarında kullanılmaktadır.

Model denklemler formülize edilirse tek denkleme indirgenmiş formül,

$$\frac{\partial \hat{v}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_j} = c_{b1}(1 - f_{t2}) \hat{v} \hat{S} - [c_{w1} f_w - \frac{c_{b1}}{K^2} f_{t2}] (\frac{\hat{v}}{d})^2 + \frac{1}{\sigma} [\frac{\partial}{\partial x_j} ((v + \hat{v}) \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_j}) + c_{b2} \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_i} \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_i}] \quad (4.32)$$

şeklinde elde edilmiş olur. Ardından eddy türbülansı hesaplanmak istenirse,

$$\mu_t = \rho \hat{v} f_{v1} \quad (4.33)$$

denklemleri kullanılmalıdır. Burada,

$$f_{v1} = \frac{X^3}{X^3 + c_{v1}^3} \quad (4.34)$$

$$X = \frac{\hat{v}}{v} \quad (4.35)$$

şeklinde bir açılım yapılmalıdır. Burada ρ akışkanın yoğunluğunu, μ dinamik viskozitesini ve ν ise kinematik viskozitesini göstermektedir. Bunlara ek olarak ise,

$$\hat{S} = \Omega + \frac{\hat{v}}{K^2 d^2} f_{v2} \quad (4.36)$$

$$f_{v2} = 1 - \frac{X}{1 + X f_{v1}} \quad (4.37)$$

$$f_g = g \left[\frac{1 + c_{w3}^6}{g^6 + c_{w3}^6} \right]^{1/6} \quad (4.38)$$

$$g = r + c_{w2} (r^6 - r) \quad (4.39)$$

$$r = \min \left[\frac{\hat{v}}{\hat{S} K^2 d^2}, 10 \right] \quad (4.40)$$

$$f_{t2} = c_{t3} \exp(-c_{t4} X^2) \quad (4.41)$$

$$W_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (4.42)$$

açılımları yapılabilir. Burada $\Omega = \sqrt{2W_{ij}W_{ij}}$ olarak vortisite kuvvetini, d ise akış alanından en yakın duvara olan uzaklığı ifade etmektedir. Bunun yanısıra sınır koşulları ise,

$$\hat{v}_{wall} = 0, \quad \hat{v}_{farfield} = 3v_\infty - 5v_\infty$$

olarak belirtilmektedir. Türbülanslı sınır koşulları ise,

$$v_{t,wall} = 0, \quad v_{t,farfield} = 0.210438v_\infty - 1.29423v_\infty$$

şeklinde formülize edilebilir. Denklemdaki katsayılar ise,

$$c_{b1} = 0.1355, \quad \sigma = 2/3, \quad c_{b2} = 0.622, \quad K = 0.41, \quad c_{t3} = 1.2, \quad c_{t4} = 0.5$$

$$c_{w2} = 0.3, \quad c_{w3} = 2, \quad c_{v1} = 7.1, \quad c_{w1} = \frac{c_{b1}}{K^2} + \frac{1 + c_{b2}}{\sigma}$$

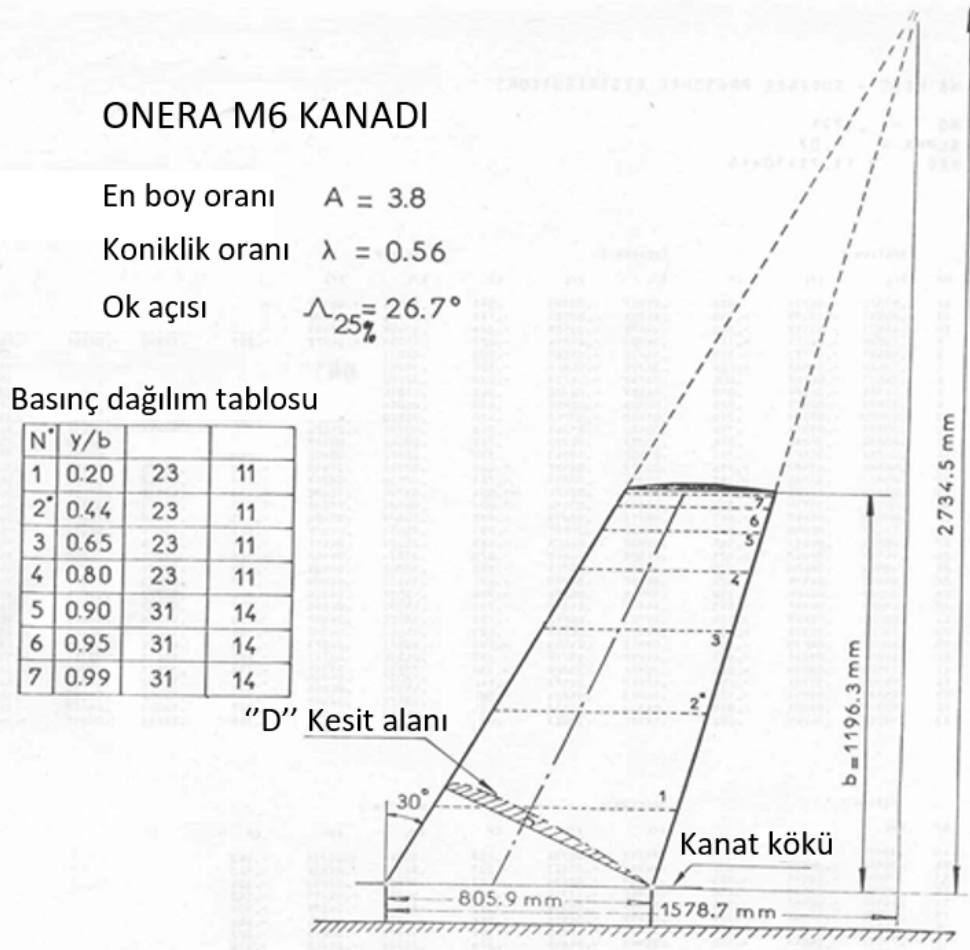
şeklindedir (Spalart ve Allmaras, 1992).

5. MATERYAL VE YÖNTEM

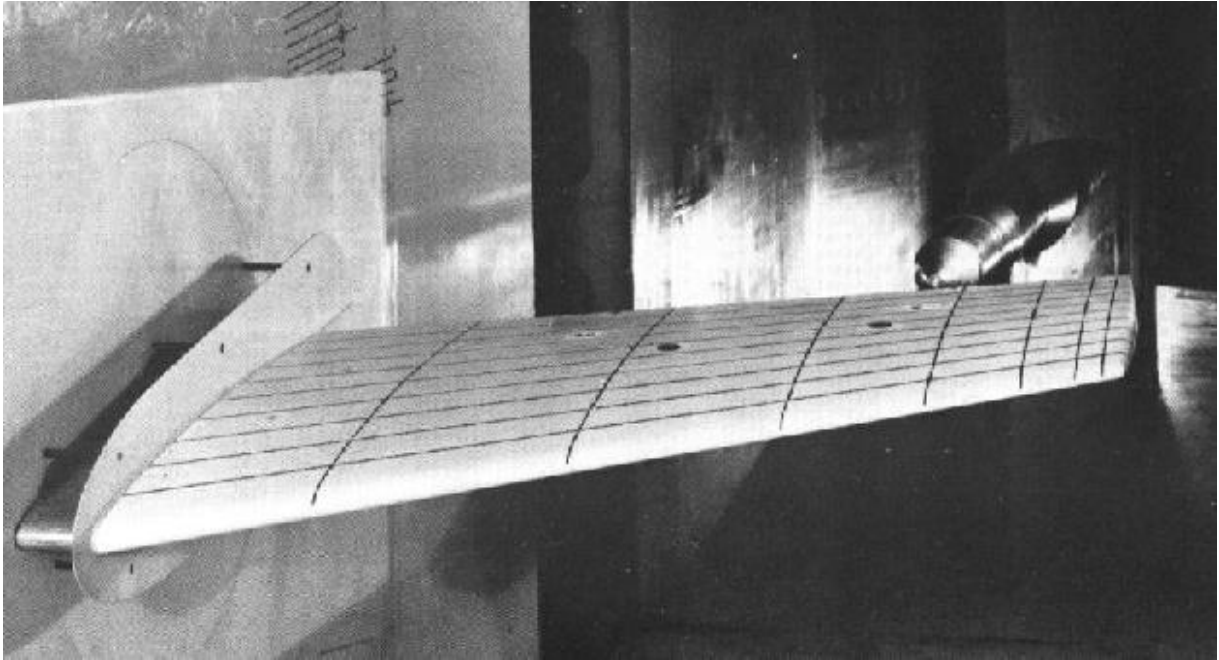
İnsansız hava araçlarının gelişen teknolojiyle beraber daha da önem kazanması birçok açıdan yeni dizaynlara ve yeni sistemler geliştirilmesine olan ihtiyacı artırmıştır. Büyük ölçekli uçakların maliyetlerinin ve yakıt giderlerinin yüksek oluşu, İHA'ların yapısı, ergonomisi ve tasarımı gereği büyük ölçekli uçaklara nazaran daha avantajlı oluşlarının bu duruma önemli bir etkisi vardır. Bu bağlamda düşünüldüğünde gelişen havacılık sektörüyle birlikte insansız hava araçları dizaynı ve optimizasyonu daha da büyük anlam kazanmıştır. Daha önceden de belirtildiği şekilde arama kurtarma, askeri operasyon, toplumsal düzenleme ve güvenlik alanlarında son dönemde İHA'ların kullanımı epey artmaktadır. Yakıt tasarrufu ve uçuş kolaylığı sağlamak açısından insansız hava araçlarında tasarlanması hususunda en önemli yer aerodinamik etkisinin de çok oluşu nedeniyle kanat kısmıdır. Önceki kısımda da bahsedildiği üzere kanat yerleştirme şekilleri alçak, yüksek, ve orta düzeyde olarak üçe ayrılmaktadır. Normal uçak sistemine benzer olarak İHA'larda da benzer şekilde bir dizayn işlemi söz konusudur. Bunun yanı sıra kanat tasarımında etkili olan parametreler en boy oranı, koniklik oranı, koniklik açısı, dihedral açısı, büküm açısı, kanat akım geliş açısı ve ok açısı olarak öncelikle sayılabilmektedir. Daha önce de bahsedildiği gibi kanat tasarımı ne olursa olsun kanat ucu vorteks oluşumu ve C_L/C_D oranı yetersizliği gibi sorunlardan dolayı son dönemde bunu çözmek için üretilen kanatçık yapıları ve bu yapıların tasarımı önemli bir konu haline gelmiştir. Bu çalışmada öncelikle deneysel sonuçları olduğundan ve bu sayede karşılaştırma işlemi için elverişli olan Onera M6 kanadı kullanılmıştır. Kanat sistemine özel olarak ayarlanan meshleme işleminin ardından HAD analizi yapılarak deneysel sonuçlarla karşılaştırıldıktan sonra mesh sisteminin doğruluğu ispatlanarak aynı mesh sistemi Onera M6 kanadından yüzey keskinlikleri ortadan kaldırılarak ve yeni bir İHA için ölçeklendirilerek modifiye edilmiş yeni bir kanatta kullanılarak yeniden analiz yapılmıştır. Sonrasında ise analizi yapılarak C_L , C_D , C_L/C_D değerleri bulunan bu kanada çeşitli konfigürasyonda tasarlanmış farklı ok ve cant açalarına sahip kanatçık yapısı eklenerek aynı meshleme ve HAD analiz sistemi kullanılarak analizleri yapılarak en iyi kanatçık yapısı belirlenmiştir.

5.1. ONERA M6 Kanadı

Onera M6 kanadı 1979 yılında Schmitt ve Charpin (1979) isimli iki NASA çalışması tarafından İHA'lar için üretilip analizlerinin yapıldığı ve birçok noktada basınç katsayılarının bulunduğu, verimli olarak İHA'larda kullanılan bir kanattır. Kanat yapısı o günkü deneydeki haliyle resim 4.2 de görülmektedir. Deneylerinin kapsamlı olarak NASA tarafından yapılması HAD karşılaştırma işlemlerinde kurulan mesh yapısının ve HAD analiz parametrelerinin doğruluğunu ispat etmede kullanılmasına olanak sağlamıştır. Onera M6 kanadı şekil 5.1'de de görüldüğü üzere 3.8 en boy oranına, 0.56 koniklik oranına ve $26,7^\circ$ ok açısına, 805.9 mm chord uzunluğuna ve 1.1963 metre span uzunluğuna sahiptir. Yine çizelge 5.1'de görüldüğü üzere mean aerodynamic chord uzunluğu 0.64607 metre, ön (hücum) kenar ok açısı 30 derece ve arka kenar ok açısı 15.8 derecedir.



Şekil 5.1. ONERA M6 kanadının detaylı çizimi ve ölçeklendirilmiş hali (Schmitt ve Charpin, 1979)



Şekil 5.2. ONERA M6 kanadının gerçek halinin görüntüsü (Schmitt ve Charpin, 1979)

Çizelge 5.1. Onera M6 Kanadının Ölçüleri

Kanat açıklığı, b	1.1963 metre
Kanat Aerodinamik kordu (c)	0.64607 metre
En boy oranı	3.8
Koniklik oranı	0.562
Ön kenar ok açısı	30°
Arka kenar ok açısı	15.8°

5.2. ONERA M6 Kanadı HAD Analizi

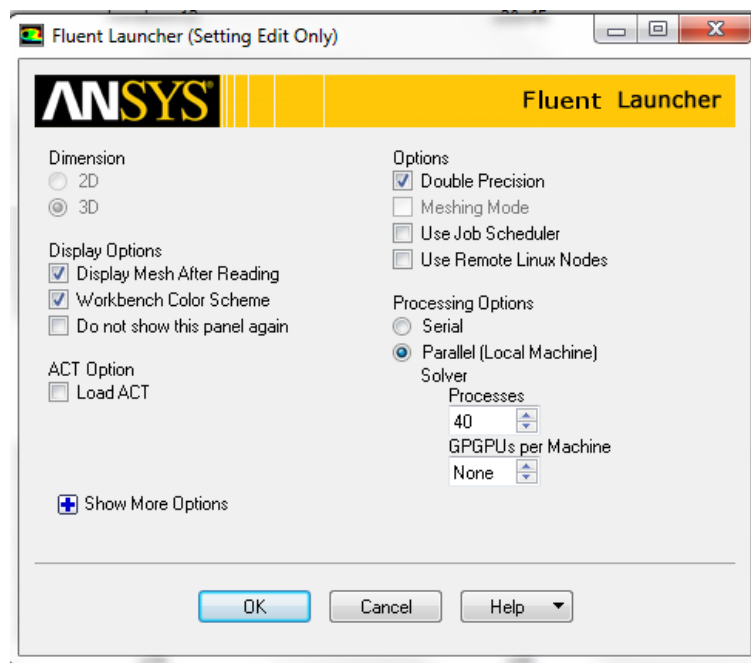
Hesaplamalı akışkanlar dinamiğiyle (HAD) analiz işlemi deneysel olarak tekrar tekrar yapılması zor ve maliyetli olan deneylerin bilgisayar ortamında aynı koşulları sağlayarak yapılmasına olanak veren bir metottur. Bu metodun kullanılabilmesi için ızgara yöntemiyle yapı küçük parçalara ayrılarak incelenmeli ve hali hazırda yapılmış deneydeki aynı akış, sıcaklık ve basınç şartları sağlanarak yapılmalı ve o günkü deney sonuçlarıyla karşılaştırılmalıdır. Önceden de belirtildiği üzere Onera M6 kanadının deneysel sonuçlarının

olması nedeniyle mesh ve HAD analiz sisteminin doğruluğunu kanıtlamada kullanılmaktadır. NASA'da HAD çalışan bilim adamları ve akademisyenleri bu kanat üzerinde HAD sistemlerini deneyerek doğruluk ve hata payı üzerinden sonuca ulaşmalarına yönelik teşvik etmektedir. Onera M6 kanadının HAD analizi o gün yapılan deneyle benzer olarak çizelge 5.2'de de görüldüğü üzere 0.8395 mach sayısında, 3.06 derecelik hücum açısı ve 0 derecelik sideslip açısında yapılmıştır. HAD analizi 5 farklı kısımda incelenebilmektedir. Bu kısımlar geometri kısmı, mesh ayarlama kısmı, kurulum kısmı, çözüm kısmı ve sonuçların görselleştirilerek değerlendirildiği çözüm sonrası (post process) kısmıdır.

Çizelge 5.2. Test için gerekli olan akış koşulları

Mach sayısı	Reynolds Sayısı	Hücum Açısı	Yana kayma açısı
0.8395	1.17E+07	3.06	0

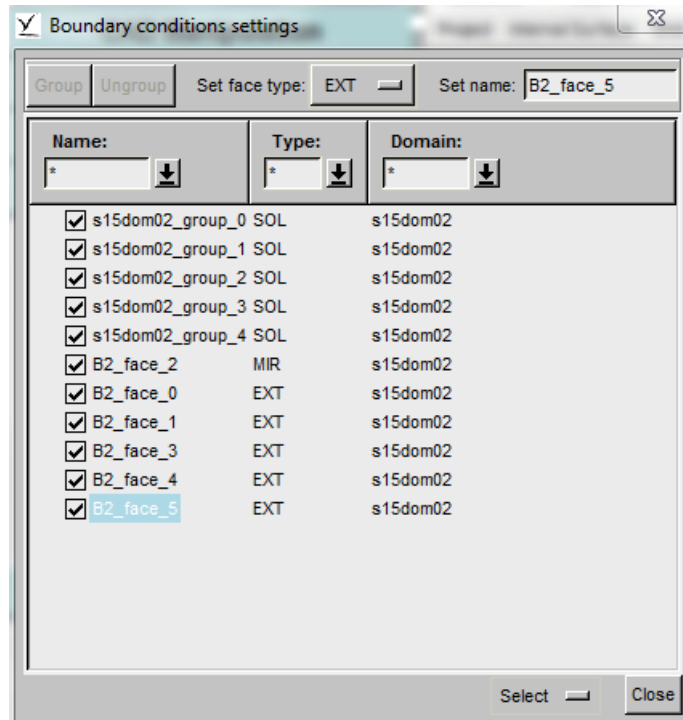
HAD analizi için daha sonra da bahsedileceği üzere meshleme ve çözümü iteratif şekilde çözme işlemleri için güçlü bir bilgisayar gerekmektedir. Çalışma istasyonu olarak değerlendirilebilen bu tarz bir bilgisayar bu çalışmanın çözümü için kullanılmıştır. Oldukça güçlü ekran kartı ve işlemciye sahip çalışma istasyonunda şekil 5.3'te de görüldüğü üzere 40 çekirdek olması sayesinde ANSYS programında 40 çekirdek aynı anda çalıştırılıp paralel bir çözüm yapılarak işlem süresi 40 kat azaltılmıştır.



Şekil 5.3. HAD analizi için kullanılan çözüm gücü

5.2.1. Geometri

Onera M6 kanat geometrisi NASA'nın verdiği deneyde kullanılan kanada ait NACA M6 Airfoil koordinat sisteminden çizilerek elde edilmiştir. NASA'nın web sitesinden bu kanat sistemine ulaşmak mümkündür. Çizim programı olarak Solidworks programı kullanılmıştır. Ardından bu kanat sisteminin etrafında akış alanını oluşturmak için gerekli olan dış alan (farfield) diye adlandırılan akış hacmi ise çeşitli denemelerden sonra en uygun uzunluklarda seçilerek meshleme işlemi için kullanılan mesh kısmında da bahsedilecek olan AUTOGRİD HEXPRESS programı vasıtasıyla çizilmiştir. Dış alan akış koşullarını düzgün seçmek gelen havanın kanatla etkileşimi ve sonrasında meydana gelen değişimleri anlamak açısından önemli olmaktadır. Bu akış alanını gereğinden küçük seçmek kanadın havayla aerodinamik etkileşimini düzgün saptayamamaya ve modelleme ve simülasyon işlemi sonucunda hatalı sonuç elde etmeye neden olabilmektedir. Akış alanını gereğinden büyük seçmek ise meshleme işlemi gereği sonlu elemanlar metoduna göre ızgaraya bölünmesi gereken gereğinden büyük bir analiz alanı elde etmeye ve böylelikle daha uzun ve güçlü bilgisayar gerektiren bir analiz işlemine neden olmaktadır. Analiz işlemi her bir tasarım için ayrı ayrı yapıldığından ve birden fazla tasarım olduğundan hatta en başında optimum mesh ve dış alan bölgesi hesaplaması yapılması gerektiğinden birçok deneme olacağı için gereğinden fazla büyüklükte bir akış hacmi istenmeyen bir durum olmaktadır. Bunun yanısıra çizilen akış hacmini katı şeklinden dış akışı geçiren geçirgen sisteme dönüştürmek gerekmektedir. Kanadın gövdeyle birleşeceği kısım olan analizin yapılmaya başlanacağı kısmın kanatla birleşeceği yüzeyi ise şekil 5.4'te detaylıca görüldüğü üzere ayna (mirror) yüzey olarak alarak kanadın diğer yüzeylerini katı (solid) olarak belirlemek gerekmektedir.

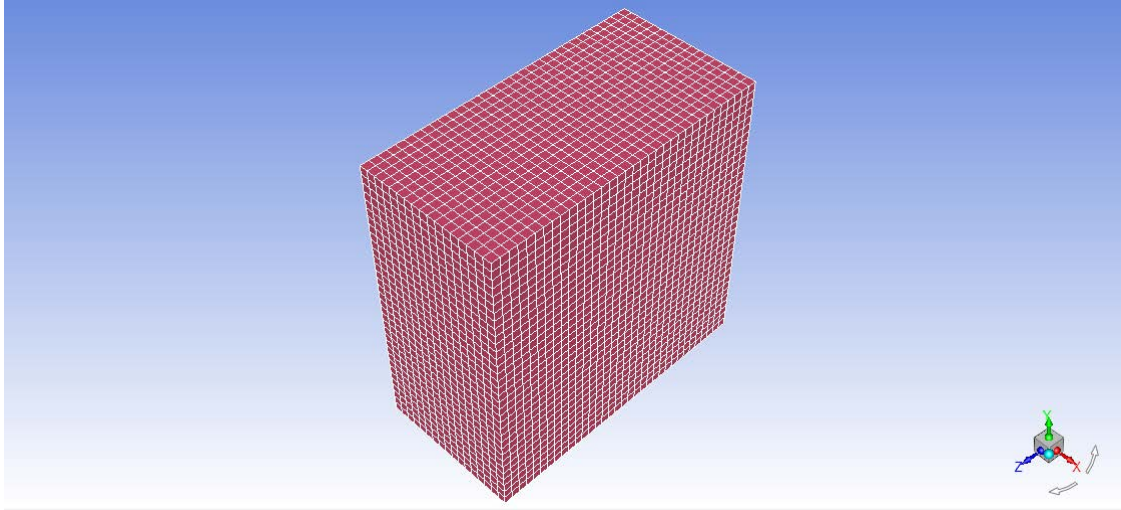


Şekil 5.4. Akış hacminin yüzeylerinin ayarlanması

Akış analizi için çizilmiş olan kontrol hacminin şekil 5.5'te de görülen boyutlarını belirtmek gerekirse;

- 1) 10 kord uzunluğunda inlet uzunluğu,
- 2) 10 kord uzunluğunda uzunluğu,
- 3) 10 kord uzunluğunda dikey mesafe uzunluğu,
- 4) 10 kord uzunluğunda yatay mesafe uzunluğu,
- 5) 10 kord uzunluğunda sağ ve sol mesafe uzunluğu,

olarak belirlenmiştir.



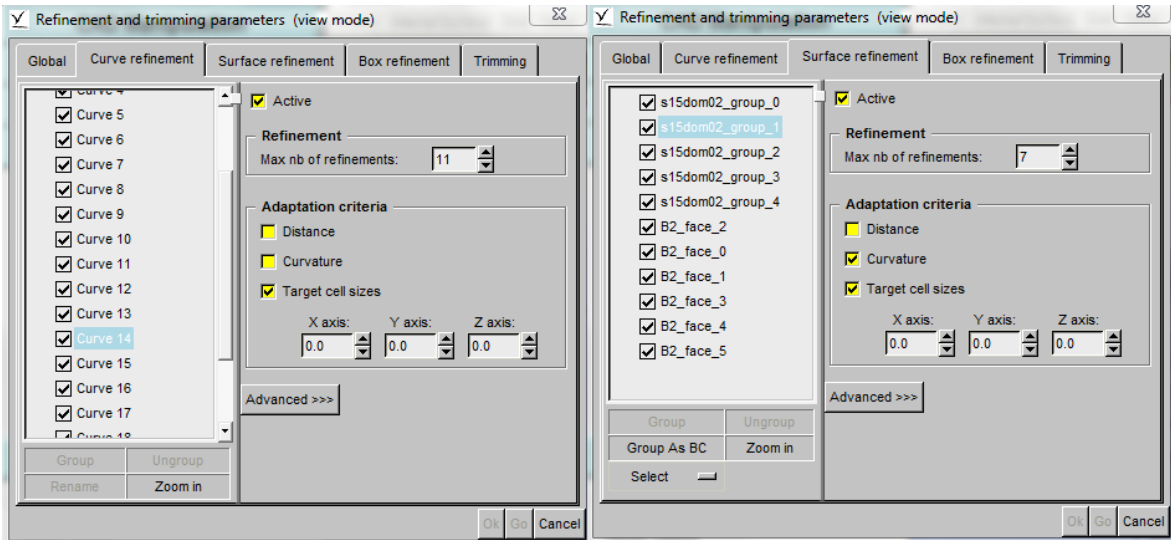
Şekil 5.5. Akış hacmi geometrisi

Bu uzunluklar deney sonucuna yakın bir data elde edilmesini sağlamıştır. Bunun yanısıra daha geniş bir kontrol hacmi uygulandığında da sonuçların değişmediği saptanmıştır.

5.2.2. Mesh sistemi

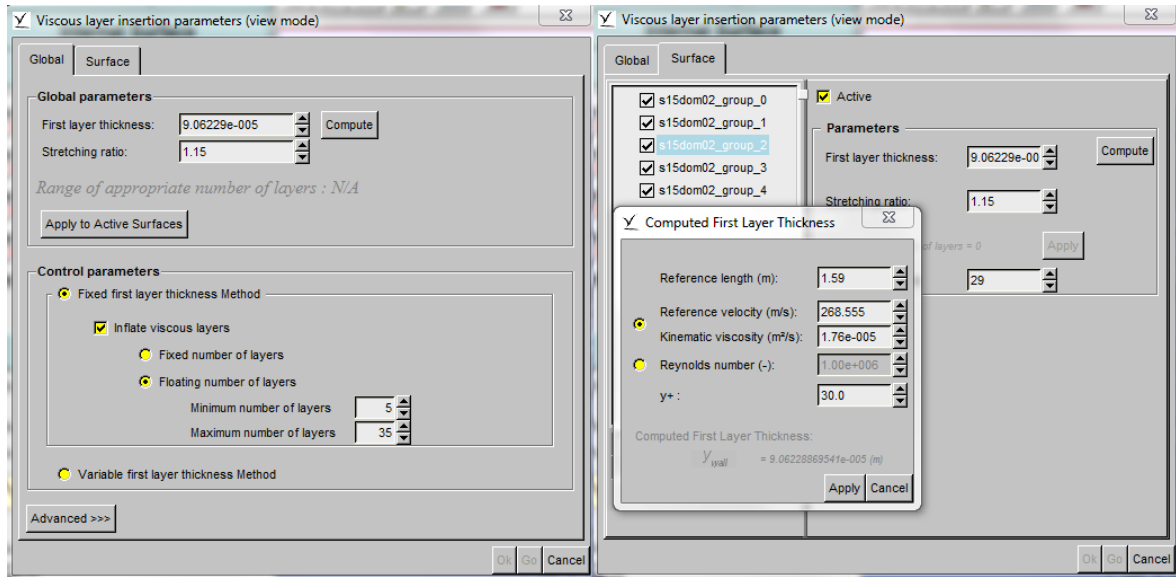
Meshleme işlemi bir diğer adıyla ızgaralama işlemi, analizi yapılacak sistemin sonlu elemanlar metoduyla küçük parçalara bölünerek her bir parçanın ayrı ayrı incelenmesinin ardından daha homojen ve kesinlik oranı yüksek çözümler elde etmeye yarayan bir işlemdir. Bu işlemin yapılması için kanat ve kanatçıklı kanat sistem için çizilen flowfield (akış alanı) sisteminin tamamının küçük parçalara bölünerek ayrı ayrı incelenmesi gerekmektedir. Bunun için de çeşitli programlar kullanılabilir olsa da o alanın içinde farklı bir sistem olan kanat da olduğu için yapı karmaşık bir hal almaktadır. Ansys programının Fluent veri tabanında meshleme işlemi yapılabilir olmasına rağmen düzgün mesh ayarlamak, hazır program oluşundan ötürü epey zor olmaktadır. Bu programda düzenli (structured) meshleme işleminin yapılması epey zor olduğundan ve düzensiz olan mesh sistemi doğru sonuç vermekten uzak olduğundan başka programlar kullanma ihtiyacı doğmuştur. İçlerinde Pointwise programının da olduğu birkaç programda denemeler yapıldıktan sonra birçok problem ve hatayla karşılaşmıştır. (Aşırı yüksek 20 milyon mesh sayısı, mesh atamama hatası, şeklin keskin noktalarında hatalı mesh atma hatası, düzenli mesh atamama hatası, kritik noktalara daha sık mesh atamama hatası vs.). Son olarak kullanılan AUTOGRID

NUMECA HEXPRESS programı sayesinde meshleme işlemi hem düzenli hem de yeterli sayıda ayarlanarak yapılmıştır. Program kanadın etrafında daha sık uzaklaştıkça daha seyrek olarak yapılan meshleme işlemine ek olarak kanadın hangi bölgelerinde daha sık mesh istendiğini de ayarlayabilmeye olanak sağlamıştır. Bu durum kanadın kritik kısımları olan köşe kısımlarında daha yoğun bir meshleme yapma imkanını sağlamaktadır. Bu durumu önem durumuna göre katsayı olarak girerek yapabilmeyi sağlayan program şekil 5.6'da görüldüğü gibi genel mesh için bir katsayı verildiğinde önemli yere verilen sayı kadar daha çok mesh atılmasını sağlamaktadır. Resimde de görüldüğü üzere cismin her bir çizgisi için ayrı ayrı önem miktarı verilebilmektedir.



Şekil 5.6. Mesh ayarlama sistemi (Autogrid, 2018)

Bunun yanısıra viskoz sınır tabaka koşullarına göre mesh atma yoğunluğu işlemi program şekil 5.7'de görüldüğü üzere kullanıcı girişiyle istediği deneysel parametreler vasıtasıyla dikkate alarak meshleme işlemi düzenlemektedir. Viskoz tabaka için ayrı bir ilk hücre büyüklüğü ve uzama miktarını programa doğrudan hesaplanan şekilde yazılabildiği gibi referans uzunluğu, havanın hızı (mach sayısı), kinematik viskozite, Reynolds sayısı ve yplus değeri girilerek programın kendi kendine hesaplayacağı değerler de kullanılabilir.



Şekil 5.7. Viskoz tabaka hesabına göre mesh ayarlama işlemi (Autogrid, 2018)

Meshleme işlemi Şekil 5.8 ve Şekil 5.9'daki gibi, dış akış kurallarına göre yapılırken ilk hücrenin büyüklüğü ilk hücre formülünden bulunarak hesaplanmıştır. Burada V_{ref} , mach sayısını L_{ref} ise kord uzunluğunu belirtirken y^+ değeri ise özel bi hesaplama parametresini ifade etmektedir. Deneyin yapıldığı mach sayısı aralığına göre 30-50 arasında bir y^+ değeri seçilmesi gerekliliği Numeca programının öğretici materyallerinde verilmektedir.

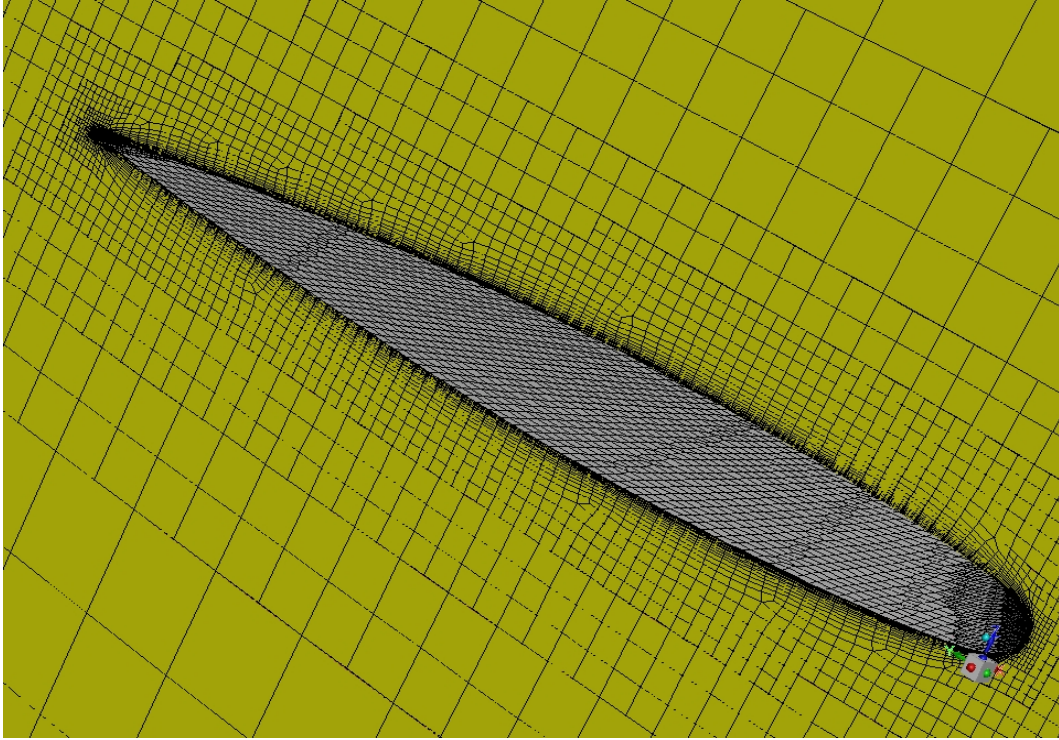
$$1. \text{ hücre boyutu} = y_{hücre} = 6 \left(\frac{V_{ref}}{v} \right)^{-7/8} \left(\frac{L_{ref}}{2} \right)^{1/8} y^+ \quad (5.1)$$

V_{ref} : Mach sayısı $y^+=30-50$ (dış akış için)

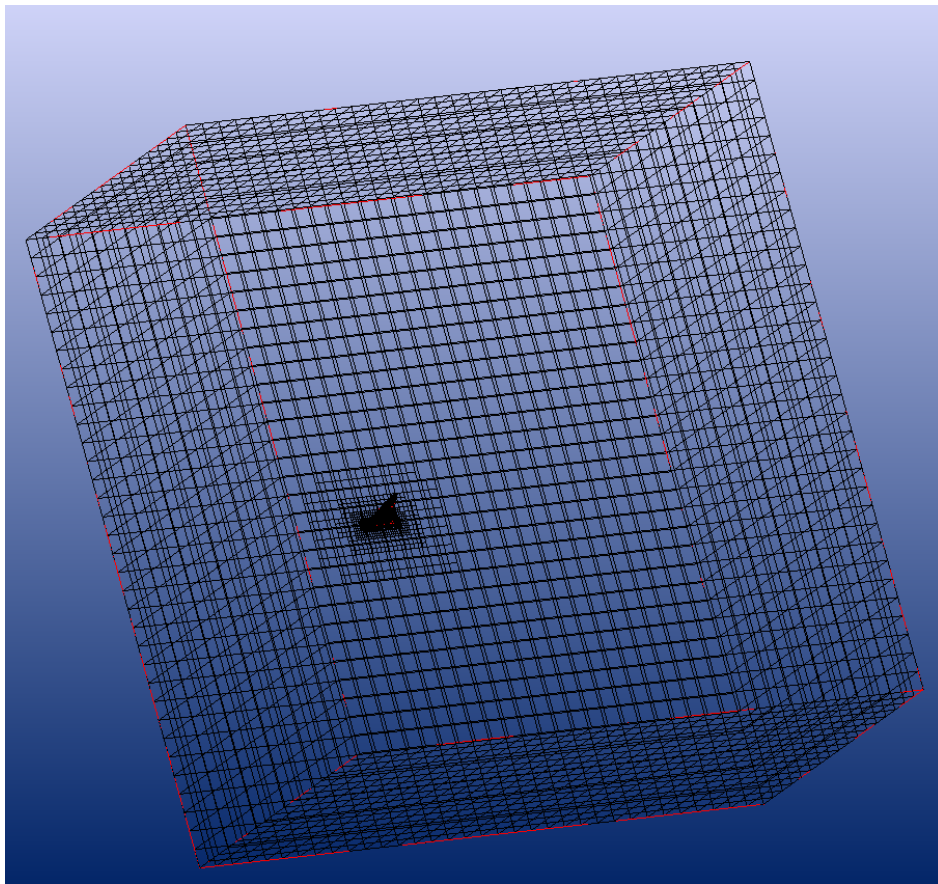
L_{ref} = Kord Uzunluğu $v=1.57 \times 10^{-5}$

Mach sayısı deneyde olduğu gibi 0.8395, kord uzunluğu 810 mm ve y^+ değeri ise 30 olarak seçilmiştir.

İlk hücrenin boyutu: 0.075 mm (hesaplanan değer), Hücre büyüme oranı (growth rate): 1.15, Mesh tipi : Düzenli (Structured) mesh olarak ayarlanmıştır.



Şekil 5.8. ONERA M6 kanadı için mesh yapısı yakın görünümü



Şekil 5.9. ONERA M6 kanadı için mesh yapısı genel görünüm

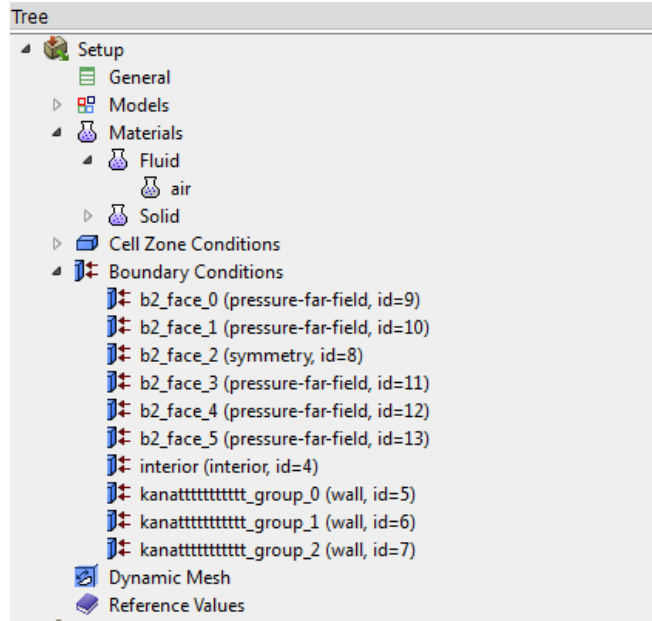
Çizelge 5.3. Akış alanı sınır koşulları

PARAMETRELER	DEĞERLER	BİRİM
BASINÇ	45.829	psi
MACH SAYISI	0.8395	-
SICAKLIK	460	Rankine

Sınır koşulları, Çizelge 5.3'te de görüldüğü üzere deneydeki koşullarla birebir aynı alınmıştır.

5.2.3. Kurulum

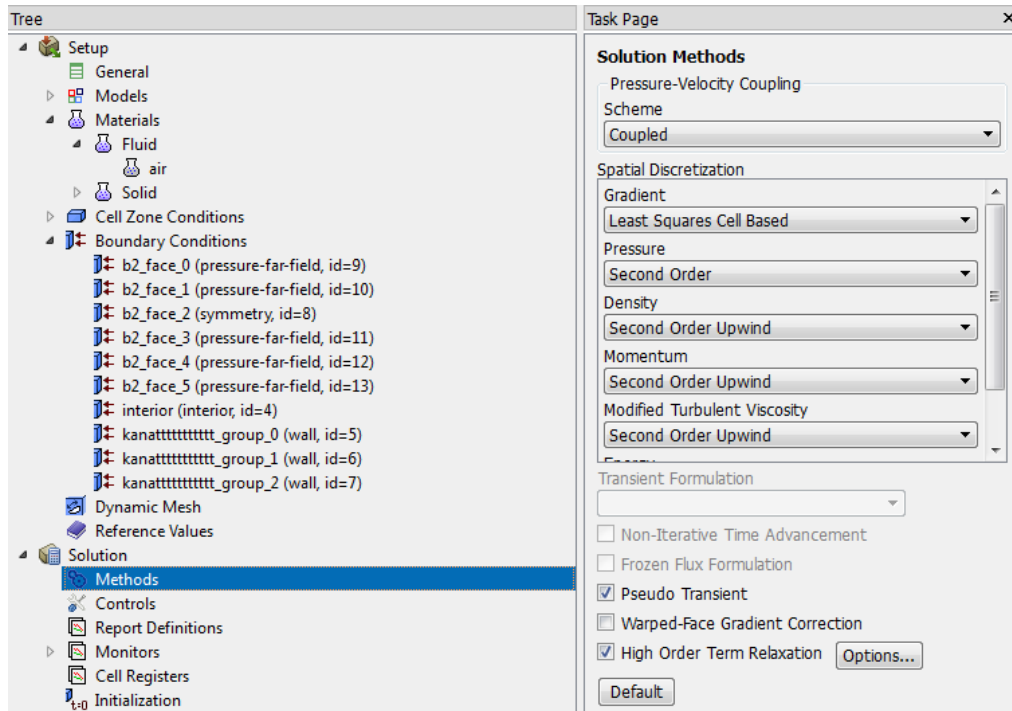
Meshleme işleminin bahsedilen AUTOGRID NUMECA HEXPRESS programında yapılmasının ardından programın mesh dosyasının ANSYS programının Fluent veri tabanında kullanılacak şekilde dışa aktarılıp kaydedilmesine izin vermesinden dolayı mesh dosyası ANSYS programına analiz için aktarılmıştır. Analiz kısmında ise öncelikle karışıklık olmaması açısından birebir deney simülasyonu yapmak için birimler İngiliz versiyonuna dönüştürüldükten sonra madde seçimi yapılmalıdır. Madde sistemde hava dolaşacağı için ideal gaz olarak alınarak deneyin yapılacağı sıcaklık ve basınçtaki havanın özellikleri sisteme girilerek ideal gaz seçeneğinden hava kabulü yapılmıştır. Ardından şekil 5.10'da görüldüğü gibi sınır koşulları seçimi yapılmalıdır. Mesh yapılan programda önceden de bahsedildiği gibi ayna, dış akış ve duvar sınır koşulları seçilerek mesh yapıldığı için bu koşullar otomatik olarak ayarlanmıştır. Simetri koşulunu gerçekleştiren ayna sınır tabaka koşulu kanadın gövdeyle birleştiği yüzey için ele alınmıştır. Katı cisim yani duvar koşulu (no slip Wall) ise bütün kanat yüzeyleri için havadan cismi ayırmak için ele alınmıştır. Son olarak serbest akış sınır tabaka koşulu ise dikdörtgen şekilde olan ve hava akışının geçeceği yüzeyleri ifade eden kontrol hacmi yüzeylerinde hava geçişini simüle etmek amacıyla ayarlanmıştır.



Şekil 5.10. ONERA M6 kanadı için analiz kurulum kısmı

5.2.4. Enerji ve Akış Çözücüleri

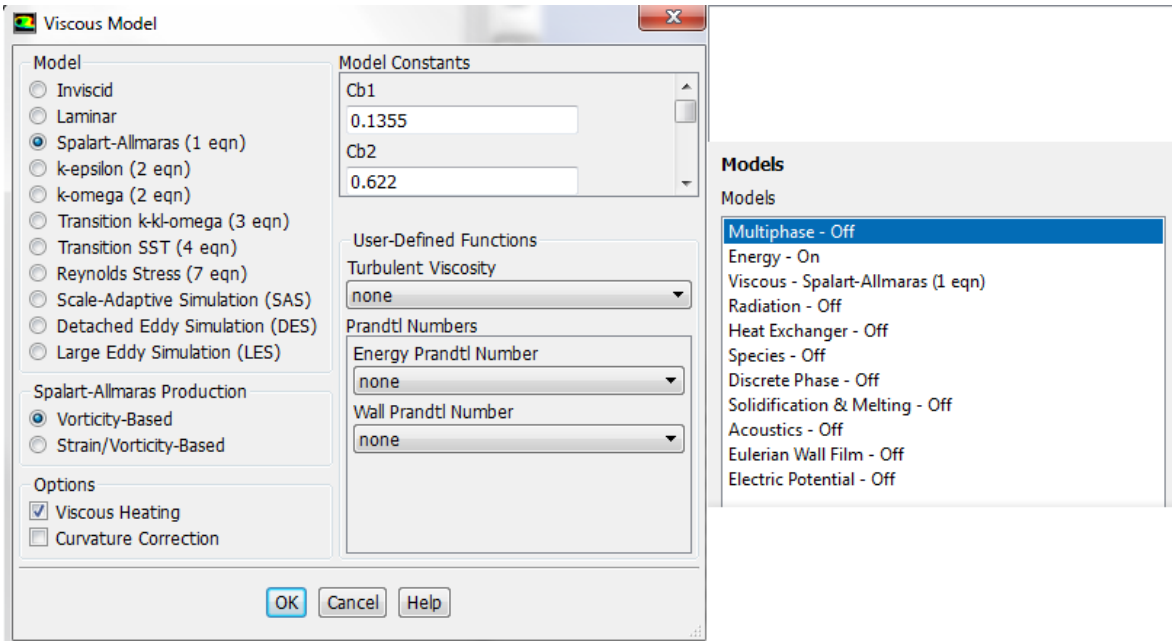
Enerji ve akış çözücüleri metotlarının program arayüzünde 4 farklı seçeneği vardır. Bunlar simple, silmplec, PISO and coupled çözüm metotlarıdır. Bu analiz sisteminde coupled metodu kullanılmıştır. Coupled akış çözüm metodunda momentum ve süreklilik denklemleri aynı anda kullanılarak dikkate alınmaktadır. Bu metodun genellikle sıkıştırılabilir problemlerde yüksek doğruluk sağlayan çözüm vermekte olduğu bilinmektedir. Bu avantajına rağmen bu çözüm metodu hesaplama karmaşıklığı içeren ve yüksek hesaplama gücü isteyen bir yöntemdir. Şekil 5.11’de görüldüğü üzere Onera M6 kanadının analizlenmesinde sıkıştırılabilirlik ve yüksek Mach sayısı olduğundan Coupled akış metodu kullanılmıştır. Ayrıca gereğinden fazla yüksek dereceli terimlerin kullanımını azaltmak açısından High Order Term Relaxation seçeneği de kullanılmıştır.



Şekil 5.11. ONERA M6 kanadı için enerji ve akış çözüm metodu

5.2.5 Akış Çözücüsü Modeli

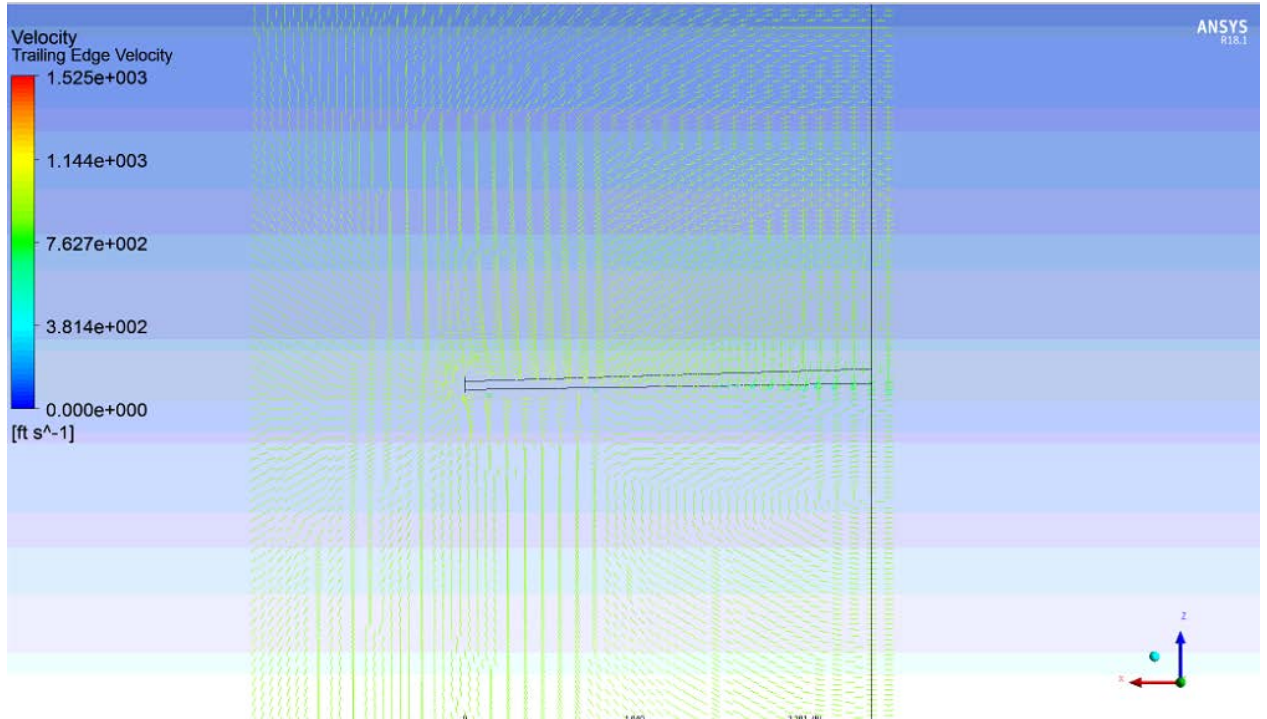
Çözüm modeli için ise önceden de bahsedilen denklemlerden bir tanesi seçilmiştir. Şekil 5.12’de de görüldüğü üzere programdaki belli başlı Reynolds ortalama Navier-Stokes çözüm modelleri, Spalart-Allmaras, k-epsilon, k-omega, Transition SST, Transition k - omega ve Reynolds Stress Türbülans modelidir. Daha öncesinde de matematiksel olarak açıklanan bu modellerin içinden Spalart-Allmaras modeli problem çözümü için seçilmiştir. Spalart-Allmaras modeli daha önce de bahsedildiği gibi momentum, süreklilik ve enerji denklemlerini bir arada kullanarak türbülanslı viskoziteyi hesaplamaya yarayan modeldir. Diğer modellerin aksine türbülanslı kinetik enerji taşınım denklemini kesinlikli bir şekilde çözmeye yaramaktadır. Bu model genel olarak havacılık sektöründe ve daha az karmaşık yani fiziksel olarak etkilerin belirli olduğu sistemlerin çözümlerini elde etmede kullanılmakta olduğundan uçak kanadı veya kanatçık dizaynı gibi problemler için elverişlidir.



Şekil 5.12. ONERA M6 kanadı için çözüm modeli (Ansys, 2013)

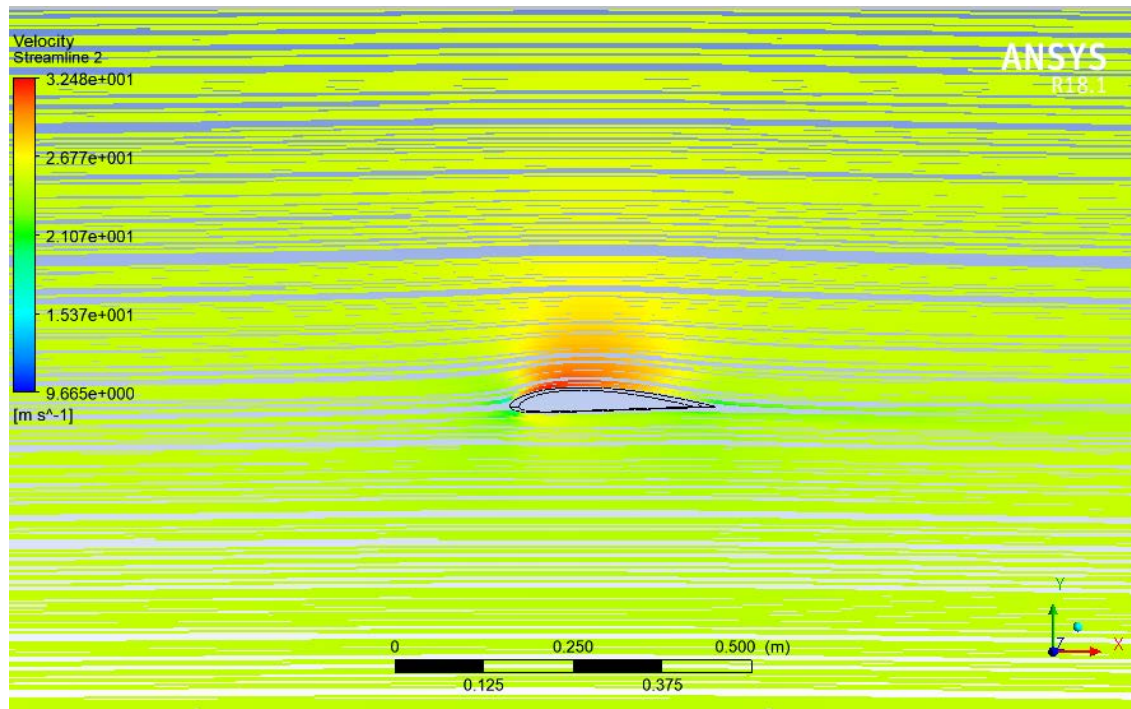
6. BULGULAR VE TARTIŞMA

HAD analiz işlemi daha önce de bahsedildiği gibi birçok irili ufaklı parametrenin düzgün şekilde ayarlanmasıyla yapılmaktadır. Bu açıdan parametrelerde ya da sistemde yapılacak bir hata sonucun verilmemesine ve analizin baştan yapılmasına neden olmaktadır. Yapılan analizde herhangi bir hata ya da uyarı yazısı alınmamıştır. Analiz daha önceden de belirtildiği gibi yüksek işlem gücüne sahip çalışma istasyonu olan 2 adet bilgisayar vasıtasıyla yapılmıştır. 40 işlemci çekirdeğine sahip bu bilgisayarlar çözümü işlemcilerini paralel şekilde kullanarak 40 kat daha hızlı bir şekilde elde etmişlerdir. Bu tarz güçlü bilgisayarlar kullanılmasına rağmen her bir tasarım için meshleme işlemleri yaklaşık 3 saat ve çözüm işlemi ise yaklaşık 2 saat sürmüştür. Analizlerin hatasız bir şekilde noktalanmasının ardından çözüm sonrası (post process) işlemi sonuçların görselleştirilmesi ve analizin sayılara dökülmesi için kullanılmaktadır. Basınç katsayısı dağılım konturları ve mach sayısı dağılım konturları Şekil 6.5'te görülmektedir. Arka kenar (trailing edge) vorteks oluşumu ise şekil 6.1'de görülmektedir. Bunun yanısıra kanat etrafındaki akış çizgileri ve hız dağılımı da sonradan yapılabilecek bir takım dayanıklılık testleri gibi işlemler açısından ve akışın görselleştirilmesi açısından sırasıyla şekil 6.2 ve şekil 6.3'de de görüldüğü şekilde elde edilmiştir. Burada önemli olan nokta basınç dağılım konturlarının ve mach sayısı dağılım konturlarının NASA'nın paylaştığı görsellerle büyük ölçüde aynı olmasıdır.

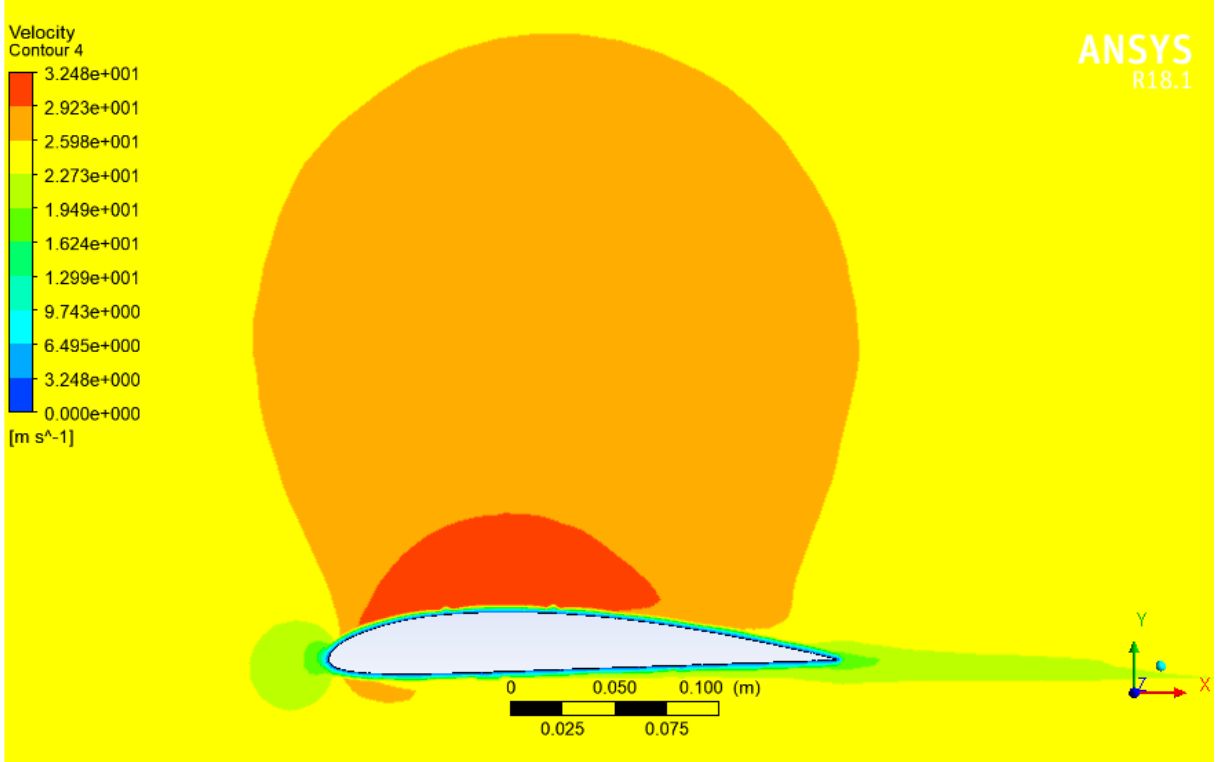


Şekil 6.1. Trailing edge vorteks oluşumunun görselleştirilmesi

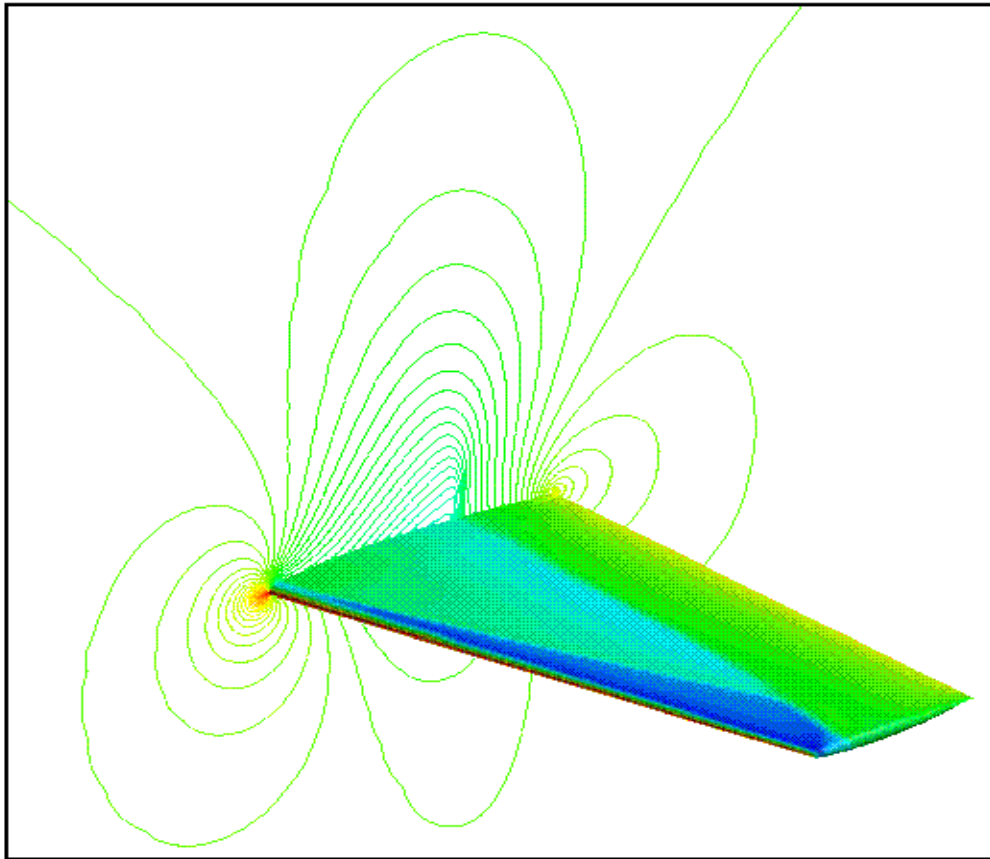
Trailing edge vorteks oluşumu beklendiği şekilde kanat çevresi etrafında düzenli bir biçimde elde edilmiştir. Böylelikle trailing edge etrafındaki havanın her bir noktadaki yönü elde edildiği gibi havanın her bir noktadaki hızı da elde edilmiştir.



Şekil 6.2. Kanat üzerindeki akış çizgilerinin görselleştirilmesi



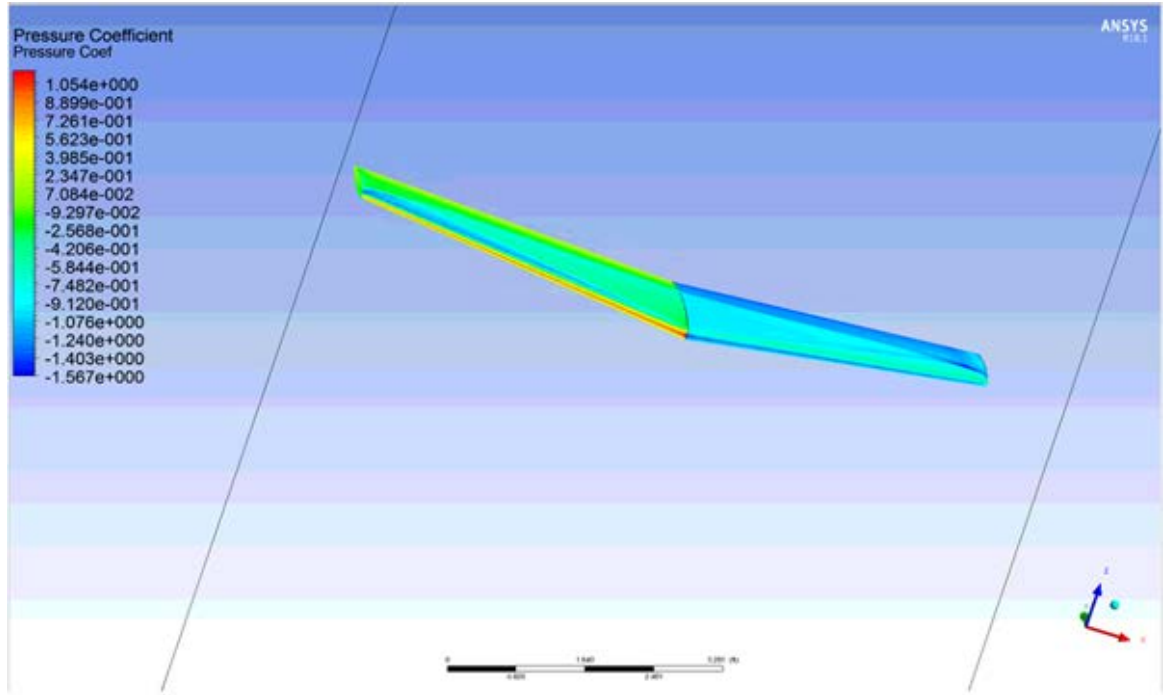
Şekil 6.3. Kanat üzerindeki hava akış hızı dağılımı



Şekil 6.4. NASA tarafından paylaşılan ONERA M6 kanadı için simetri yüzeyindeki basınç dağılım konturları

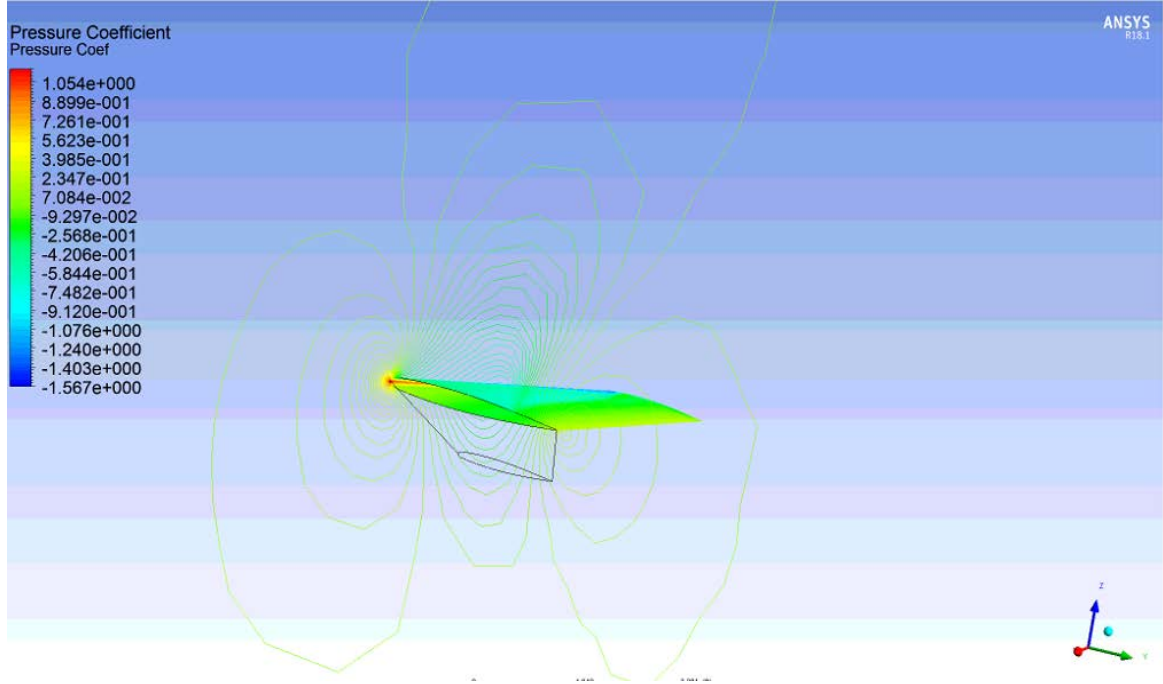
Şekil 6.4'te NASA basınç konturlarını ve mach sayısı dağılım konturlarını kanat üzerinde ve çevresinde olarak deneysel sonuçlar ve bilgisayar destekli sonuçlarla karşılaştırmalı olarak paylaşmıştır.

Özel mesh sistemi ve analiz parametreleriyle yapılan analiz sonrası elde edilen basınç ve mach sayısı konturları ise şekil 6.5'teki gibidir.

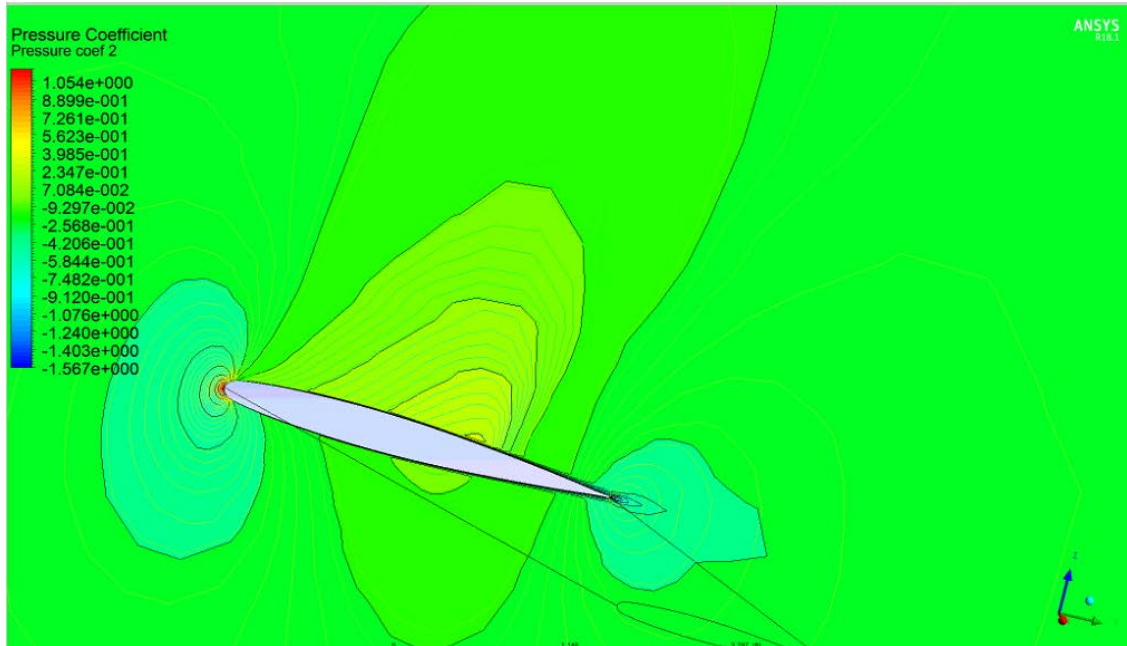


Şekil 6.5. ONERA M6 kanadı için bilgisayar analizi sonucu elde edilen mach sayısı ve basınç dağılım konturları

Mach sayısı dağılım konturları kanadın üzerinde kuvveti kırmızıdan maviye gidecek şekilde gözlemlenmiştir. Bu gözlemlenen değerlerin NASA'nın paylaştığı görsel sonuç değerleriyle aynı trendde olduğu görülmektedir.



Şekil 6.6. ONERA M6 kanadı için bilgisayar analizi sonucunda elde edilen simetri yüzeyindeki basınç dağılım konturları

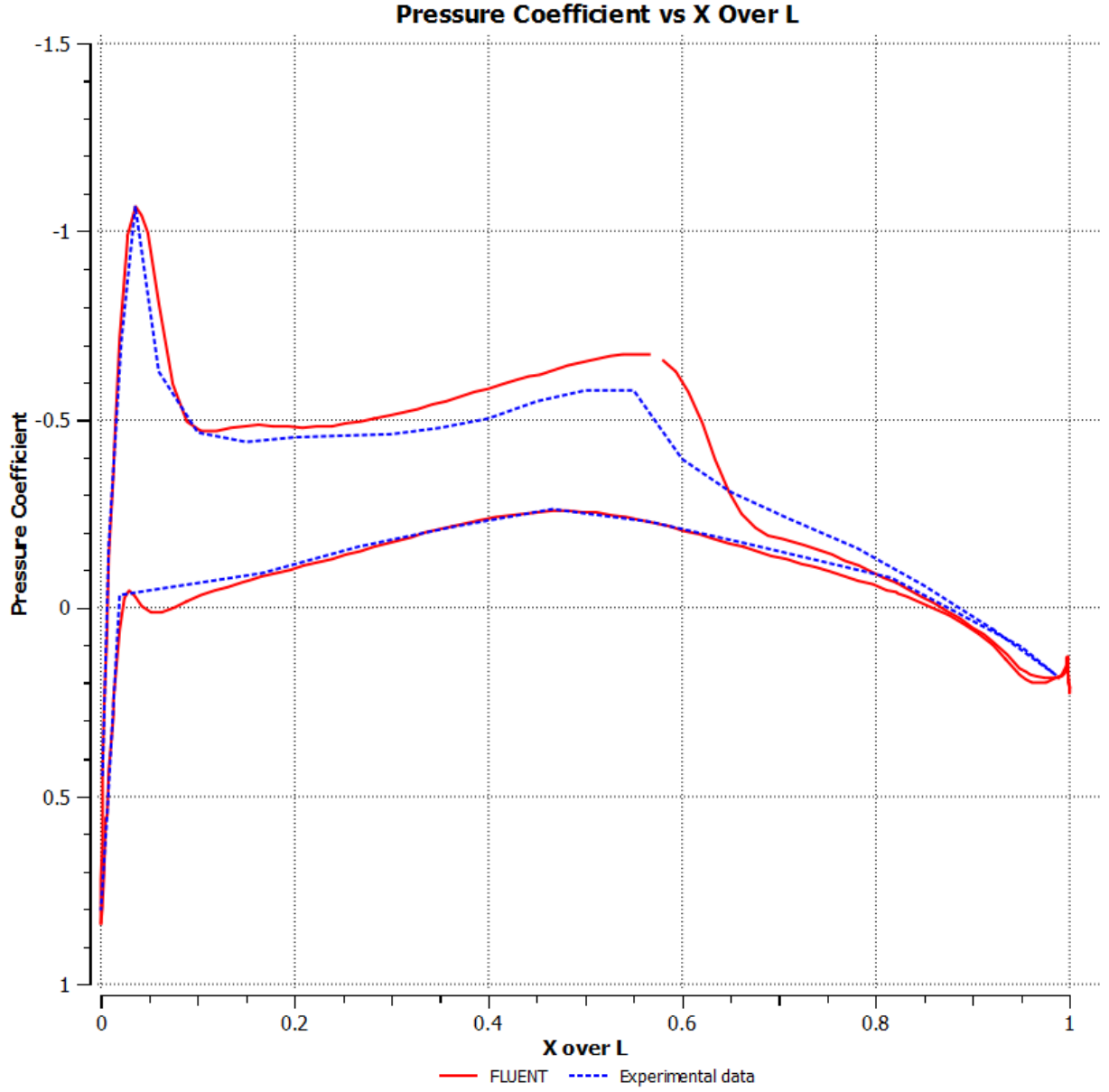


Şekil 6.7. ONERA M6 kanadı için bilgisayar analizi sonucunda elde edilen simetri yüzeyindeki mach sayısı ve basınç dağılım konturları

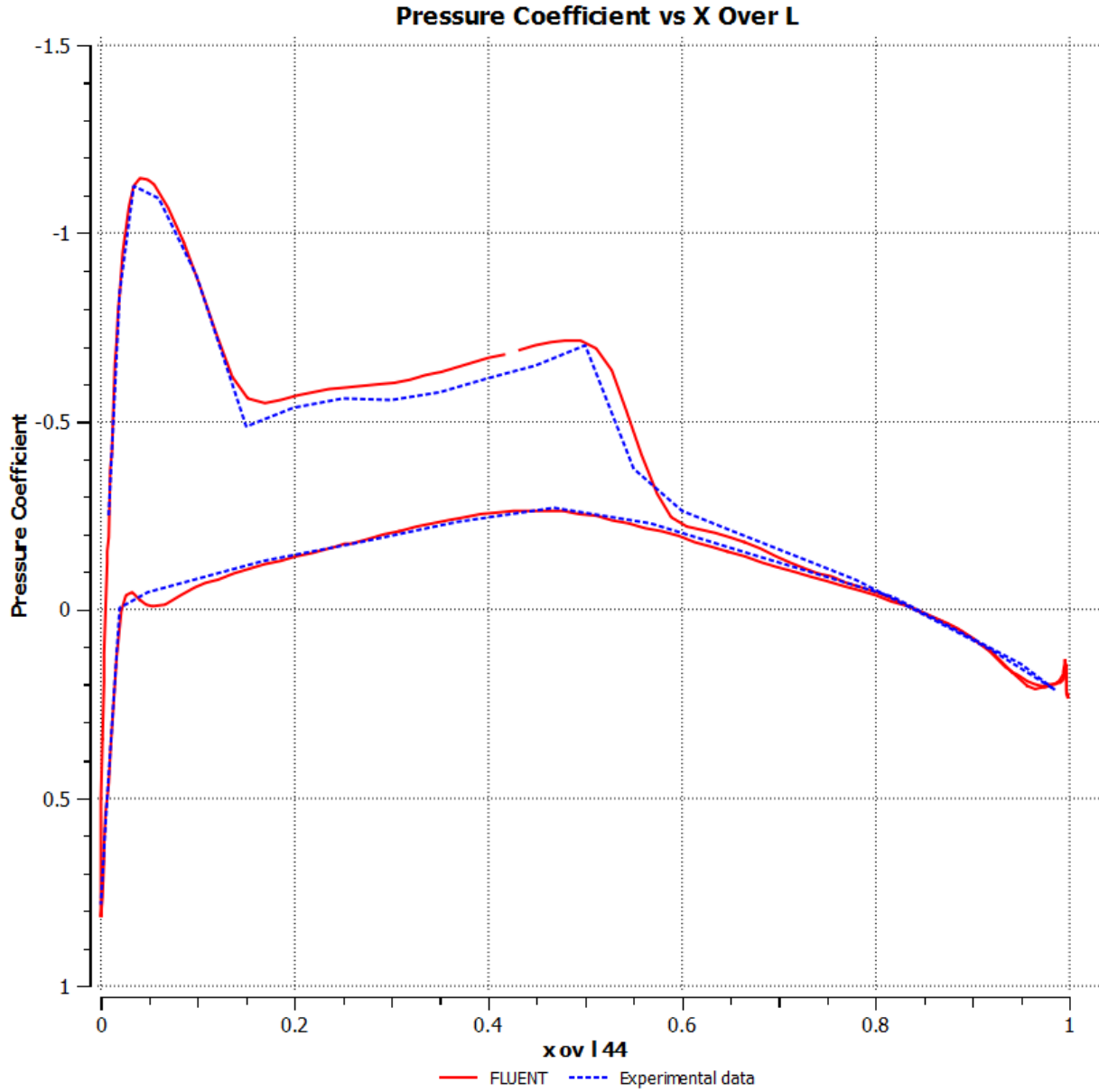
Basınç katsayısı simetri yüzeyindeki mach sayısı ve basınç dağılım konturları da şekil 6.6 ve şekil 6.7'de görüldüğü üzere cismin çevresinde NASA'nın paylaştığı görsele

oldukça benzer bir biçimde elde edilmiştir. Bu durum özel mesh ve analiz sisteminin doğruluğunu göstermektedir.

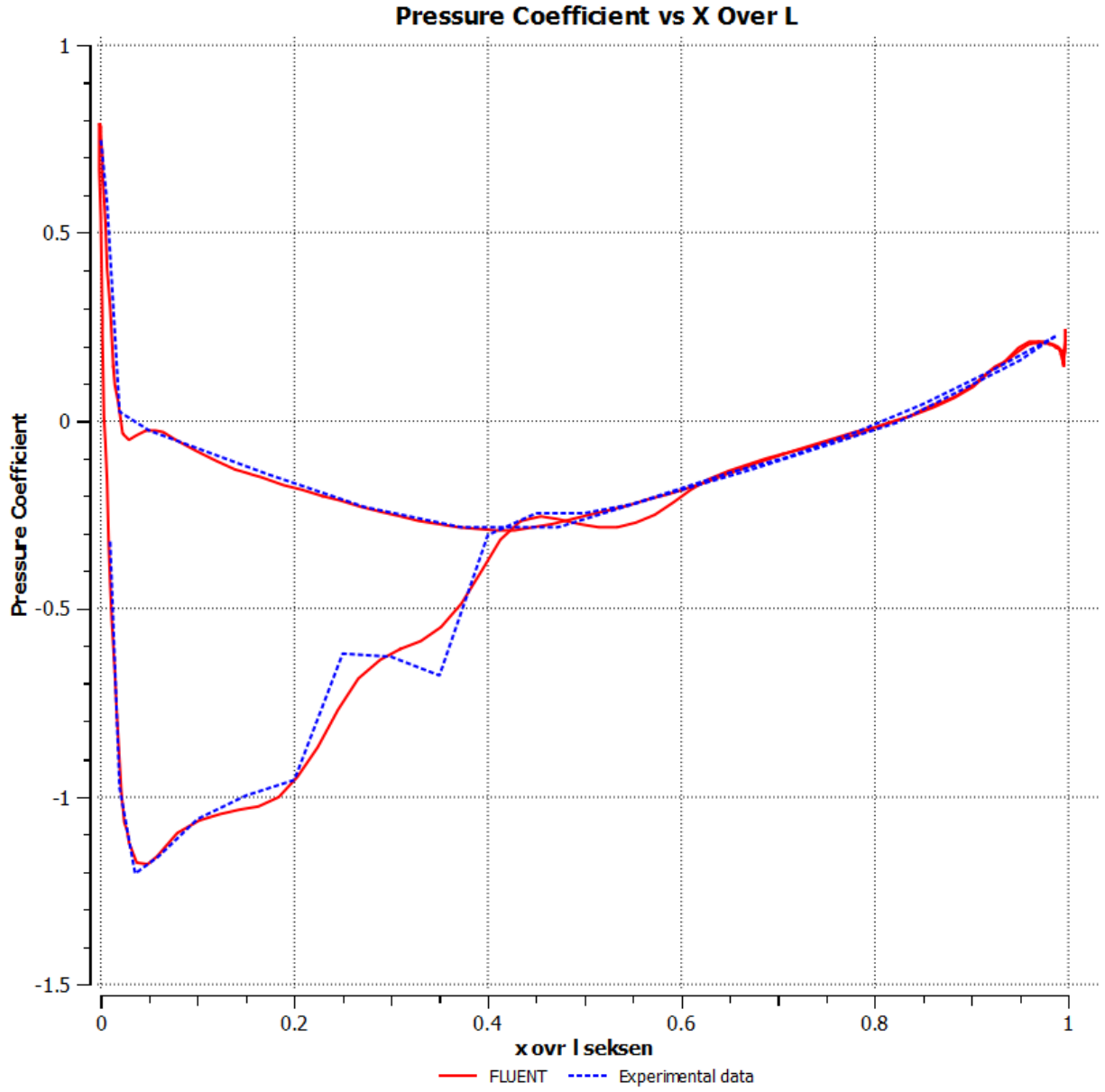
Bu elde edilen görsel sonuçların yanında C_p (basınç dağılım katsayısı) dağılım grafiği yapılan işlemin doğruluğunu göstermek için çok önemlidir. Kanadın her bir noktasındaki C_L (Taşıma katsayısı) ve C_D (sürüklenme katsayısı) değerini ve verimlilik için önemli bir parametre olan basınç dağılımı değerini C_p (Lift Coefficient / Drag Coefficient) deneysel sonuçlarla karşılaştırmak gerekmektedir. Burada y/b değerine göre kanadın o noktadaki kesiti alınarak C_p dağılım grafiği her noktasında hesaplanan değerlere göre çizilmelidir. Burada b değeri kanadın uzunluğunu göstermekte iken y değeri ise seçilen noktanın kanadın gövdeyle birleştiği kısımdan seçilen noktaya uzaklığı ifade etmektedir. NASA'nın sitesinde de paylaştığı üzere $y/b=0.2$, $y/b=0.44$, $y/b=0.8$ ve $y/b=0.95$ değerleri için analiz sonucunda çıkan değerlerle programın içinde bir C_p vs x/L grafiği çizilerek NASA'nın paylaştığı deney sonucuna göre alınmış değerler excel tablosu haline getirilip programın içine koyularak iki grafiğin karşılaştırılması sağlanmıştır.



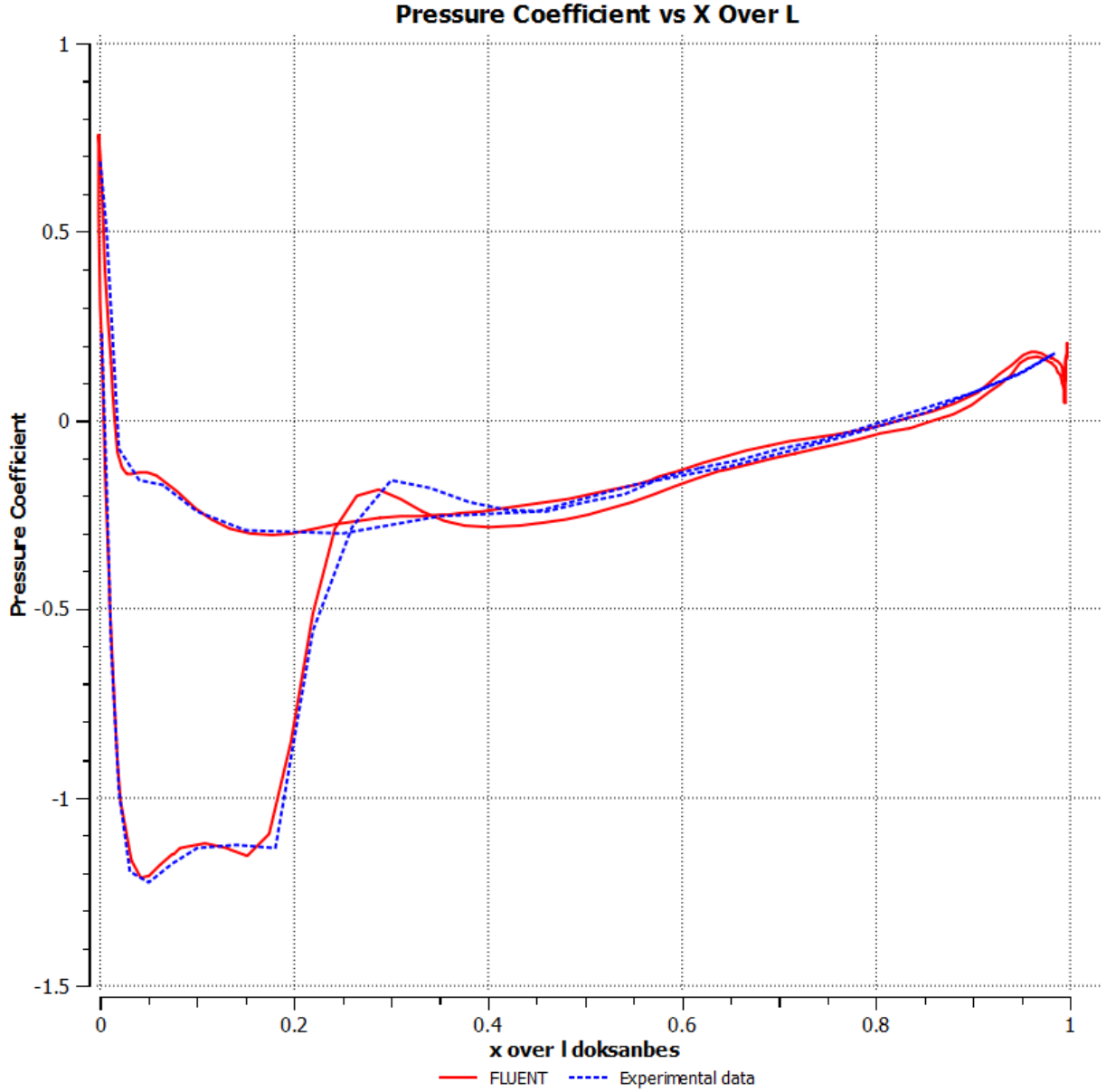
Şekil 6.8. Bilgisayar analizine göre ve NASA deneysel sonuçlarına göre basınç dağılım katsayılarının kanadın $y/b=0.2$ kesiti için karşılaştırılması



Şekil 6.9. Bilgisayar analizine göre ve NASA deneysel sonuçlarına göre basınç dağılım katsayılarının kanadın $y/b=0.44$ kesiti için karşılaştırılması



Şekil 6.10. Bilgisayar analizine göre ve NASA deneysel sonuçlarına göre basınç dağılım katsayılarının kanadın $y/b=0.8$ kesiti için karşılaştırılması



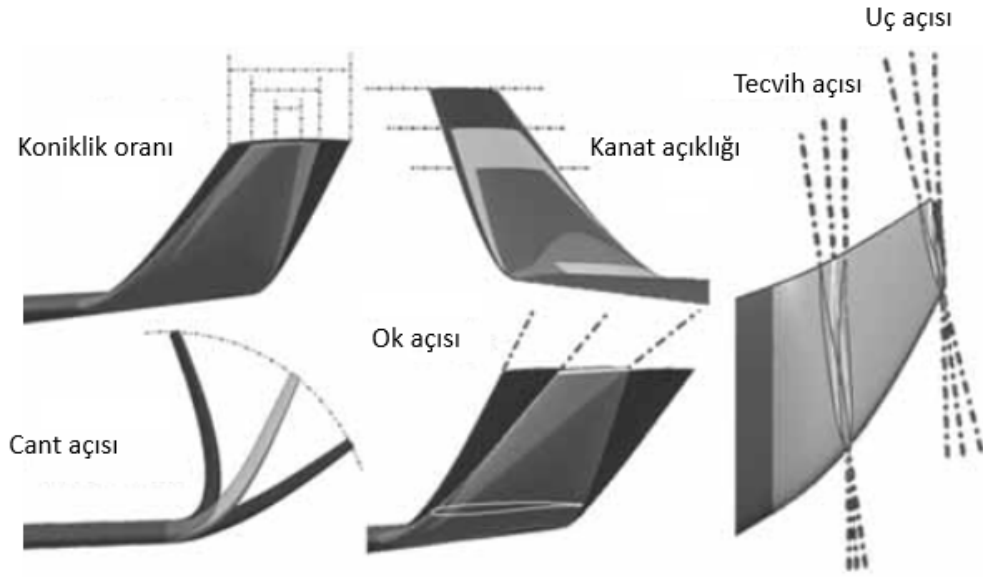
Şekil 6.11. Bilgisayar analizine göre ve NASA deneysel sonuçlarına göre basınç dağılım katsayılarının kanadın $y/b=0.95$ kesiti için karşılaştırılması

Şekil 6.8, 6.9, 6.10 ve 6.11'deki grafiklerden de açıkça görüldüğü üzere NASA tarafından deneysel olarak elde ederek paylaştığı değerler kullanılarak çizilen grafikte, birebir aynı şartlar meydana getirilmeye çalışılarak elde edilen analiz sonucundaki verilerle çizilen grafik yüksek oranda benzerlik göstermektedir. Bu durum özel mesh planlama sistemiyle uygun parametreler, metot ve çözüm yöntemi seçilerek yapılan analiz sisteminin doğruluğunu kanıtlar niteliktedir.

Özetlemek gerekirse, Onera M6 kanadının analiz sonuçlarında bahsedildiği üzere basınç katsayısı dağılım konturları ve mach sayısı dağılım konturları şekillerle görselleştirilmiş şekilde ve sayısal olarak, basınç dağılım grafikleri ise kanadın farklı kesitlerinden her bir noktayı tarayarak elde edilmiştir. Bu şekiller grafikler ve sayısal sonuçların NASA sonuçlarıyla karşılaştırıldığında şekilsel gösterimlerin makul seviyede benzer çıktığı ve özellikle basınç dağılım grafiklerinin epey yakın değerler olarak uyduğu gözlenmiştir. Böylelikle bu analizin yapılması için ayarlanan mesh ve analiz sistemi yapısının doğruluğunun belirlenmesinden dolayı bu yapının aynı şekilde yeni dizayn edilecek İHA kanadının analizi üzerinde kullanılmaya müsait olduğu sonucuna varılmaktadır.

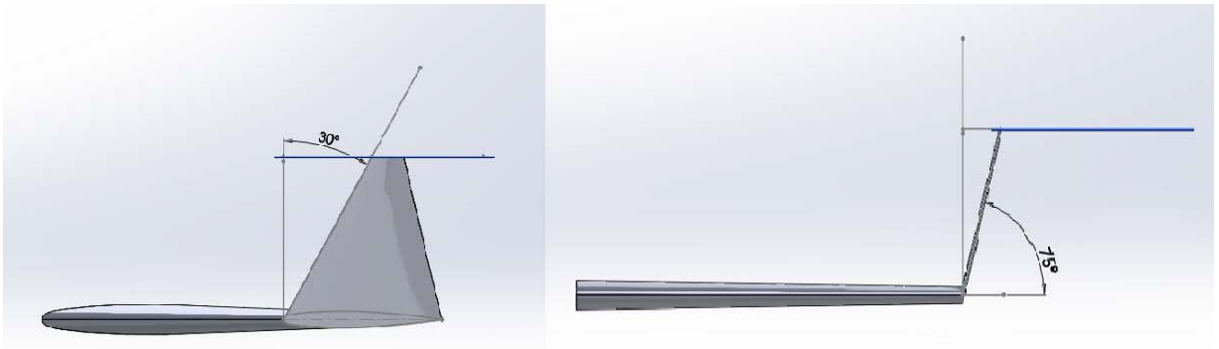
Onera M6 kanadının çeşitli yarışmalar için üretilmesi planlanan uçak kanadı dizaynına aktarılması için üretim ve güvenlik açısından birtakım değişiklikler yapılması gerekmektedir. Trailing edge kısmındaki tehlikeli keskinlik giderilerek, boyutlarda ve eğriliklerde değişikliğe gidilerek, üretilecek İHA için tasarlanmış modifiye edilmiş yeni İHA kanadı için doğruluğu deneysel sonuçla karşılaştırılıp belirlenmiş mesh sistemi ve analiz işlemleri birebir uygulanarak C_L (Taşıma katsayısı), C_D (sürüklenme katsayısı) ve C_p (Lift Coefficient / Drag Coefficient) değerleri yeni kanada göre elde edilmiştir. Bu değerlerin elde edilmesinin ardından yeni kanat için çeşitli konfigürasyonda kanatçık tasarımları yapılarak ayrı ayrı her bir kanatçıklı kanat sistemi için analizler yapılarak verimlilik hesabı ve optimum kanatçık sistemi belirlenmiştir.

Kanatçık geometrisi ise daha önceden bahsedildiği gibi şekilde 6.12'de görüldüğü üzere birkaç parametreden oluşmaktadır. Daha önceden de bahsedildiği gibi dizayn parametresi ve kriteri olarak ise cant açısı ile ok açısı özellikle dikkat edilmesi gereken unsurlardandır. Cant açısı kanatçığın kanada göre olan açığı, ok açısı ise kanatçığın kendi aksinel çizgisine göre yaptığı burulma açısını belirtmektedir.



Şekil 6.12. Kanatçık dizayn parametreleri (Anonim, 2016)

Çeşitli parametrelerin incelenmesinden önce uçağın tasarlanış amacına, irtifasına, ortalama hızına ve yapacağı işleve göre doğru bir kanat profili ve airfoil yapısı seçmek dizayn işleminde çok önemli olmaktadır. Ardından matematiksel modellemelerle yapılacak analiz, simülasyon ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği çözümlenmeleriyle her sistem için yeni ve doğru bir tasarım bulunması gerekmektedir. Kanatçık yapısı cant açısı, ok açısı ve koniklik oranı parametreleri belirlenerek daha önceden analizi yapılmış Onera M6 kanadı üzerinde incelenmiştir. Şekil 6.13'te örnek olarak cant açısı 75° ok açısı 30° olan tasarımın solidworks görünümü gözükmektedir.



Şekil 6.13. Cant Açısı 75° Ok Açısı 30° Olan Tasarımın Solidworks Görünümü

Kanat üzerine çizilen kanatçık yapısı analizi Ansys ve Numeca Hexpress programları vasıtasıyla yapılmıştır. Kanatçık için cant açısı ok açısı ve koniklik oranı değerleri üzerinden bir optimizasyon yapılmıştır.

Cant açısı: 15°, 30°, 45°, 60°, 75°,

Ok açısı: 30°,

Koniklik oranı: 0.2,

olan kanatçık yapılarının analizi sonucunda çıkan C_L , C_D değeri ve C_P değerlerindeki değişime göre verim hesaplaması yapılarak optimum tasarım yapısı elde edilmeye çalışılmıştır. Aynı yapıları yapılarak analizleri yapılan sistemlerin mesh sayısı aynı meshleme sistemi kullanıldığından aşağı yukarı aynı olmaktadır.

Çizelge 6.1. Yeni İHA kanadı ve kanatçık eklenmiş dizaynlarının mesh sayısı tablosu

Dizayn	Mesh sayısı (Nodes)	Mesh sayısı (Elements)
Modified İHA kanadı	5395049	4997087
sweep=30°, cant =45°, taper = 0.2 wingletli	6097635	5696580
sweep=30°, cant =60°, taper = 0.2 wingletli	6270059	5787537
sweep=30°, cant =75°, taper = 0.2 wingletli	6356112	5834810

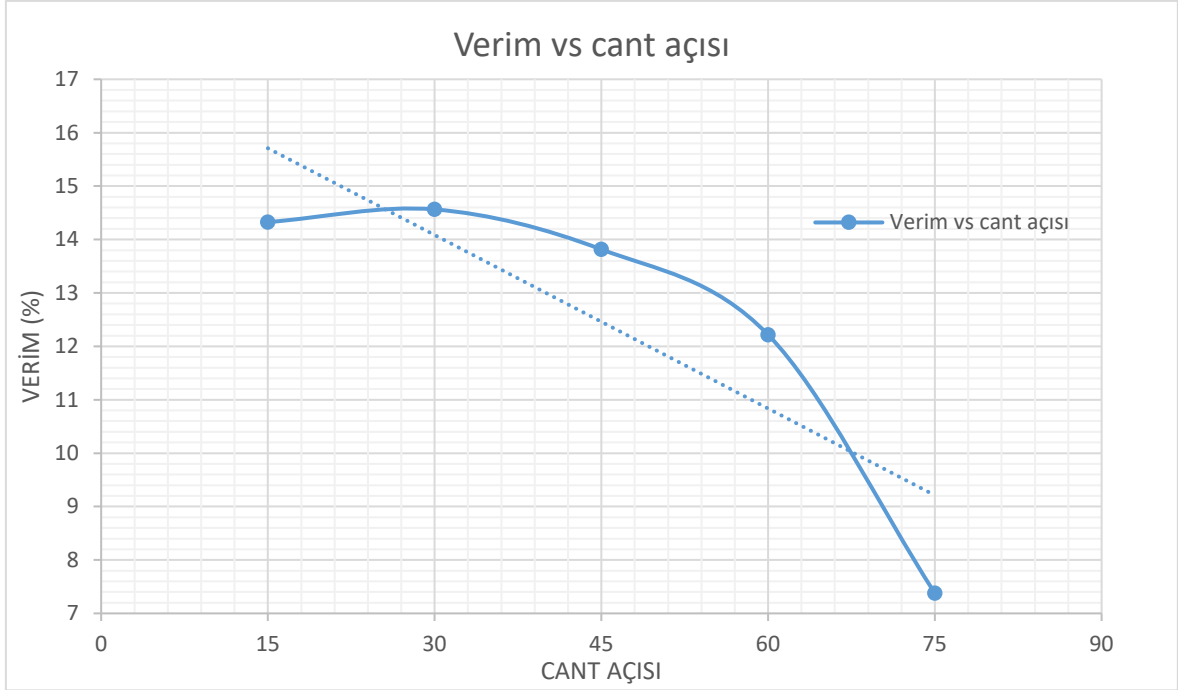
Çizelge 6.2. Yeni İHA kanadı ve kanatçık eklenmiş dizaynlarının cant açısına göre sürüklenme, taşıma katsayıları, basınç dağılım değeri ve verimleri tablosu

Dizayn	Drag Coefficient	Lift Coefficient	Pressure Distribution Value	Verim miktarı(%)
Modified İHA kanadı	0,01685	0,21943	13,02545	-
sweep=30°, cant =15°, taper = 0.2 wingletli	0,01990	0,29629	14,89157	14,33
sweep=30°, cant =30°, taper = 0.2 wingletli	0,01950	0,29098	14,92245	14,56
sweep=30°, cant =45°, taper = 0.2 wingletli	0,01898	0,28133	14,82499	13,82
sweep=30°, cant =60°, taper = 0.2 wingletli	0,01853	0,27088	14,61674	12,22
sweep=30°, cant =75°, taper = 0.2 wingletli	0,01848	0,25850	13,98644	7,38

Bu sonuçlara göre sabit ok açısına ve koniklik oranına sahip sistemde cant açısı arttıkça sürüklenme katsayısının (Drag Coefficient) ve Taşıma katsayısının (Lift Coefficient) azaldığı görülmektedir. Yakıt tasarrufu ve verimlilik açısından C_L/C_D oranının azalmasını istediğimizden dolayı C_D değerinin daha fazla miktarda azalması uçuş ve yakıt verimliliği artışına sebep olmaktadır. Kanatçiksız kanat konfigürasyonunda C_L/C_D oranı $0.21943001 / 0.016846254 = 13.0254$ iken 15° cant açısına sahip 30° ok açısına sahip 0.2 koniklik oranına sahip kanatçıklı kanat sisteminde C_L/C_D oranı 14.89156926 olarak hesaplanmıştır. Aynı sisteme sahip kanatçık kanat konfigürasyonunda cant açısı 15° den 75° ye 15er derecelik açıyla değiştirilerek C_L/C_D oranı hesaplanmıştır. Bu hesaplamaların

ardından kanatçiksız İHA kanadına göre verim hesaplaması yapılarak yüzdeler cinsinden verim elde edilmiştir. Örnek vermek gerekirse 15° lik cant açısı için yaklaşık %14.3267 lik bir verim artışı olmaktadır. Ardından aynı kanatçık sisteminde cant açısında değişikliğe gidilerek iken 30° cant açısına sahip 30° ok açısına sahip 0.2 koniklik oranına sahip kanatçıklı kanat sistemi elde edildiğinde verimin biraz daha artarak yaklaşık olarak %14.5638 olduğu gözlenmiştir. Cant açısındaki bu 15° lik artış C_L (Taşıma katsayısı) değerini azaltarak bir miktar kayba neden olsa da C_D (sürüklenme katsayısı) değerini daha çok azaltarak verimlilik için önemli bir parametre olan basınç dağılımında (C_p distribution = Lift Coefficient / Drag Coefficient) artışa neden olarak kazanç sebep olmuştur. Ardından 45° lik cant açısı için aynı sistemde analiz yapıldığında verimlilik oranının yaklaşık %13.8156 olduğu görülmüştür. Burada C_L/C_D değeri azalarak kazanç sebep olsa da, C_L değeri C_D değerinin azaldığından daha çok azalarak daha büyük miktarda kayba neden olmuştur. Sonrasında ise 60° cant açısına sahip 30° ok açısına sahip 0.2 koniklik oranına sahip kanatçıklı kanat sistemi elde edilerek simülasyonu yapıldığında yaklaşık olarak %12.2168'lik bir verim elde edilmiştir. C_L ve C_D 'deki azalma eğilimi C_L in daha çok azalarak verimden kaybettirmesi yönünde devam etmiştir. Son olarak tasarlanan 75° cant açısına sahip 30° ok açısına sahip 0.2 koniklik oranına sahip sistemde ise C_L değeri C_D değerine göre epey fazla miktarda azalarak verimin %7.3778 değerine kadar düşmesine sebep olmuştur. Bundan yola çıkarak cant açısının 30° olarak seçilmesi verimin artışı yani C_L/C_D oranının azalarak yakıt tasarrufu sağlanması açısından uygun olmaktadır.

Şekil 6.14'te de net bir şekilde görüldüğü üzere sabit ok açısına ve koniklik oranına sahip sistemde cant açısı arttıkça sürüklenme katsayısının (Drag Coefficient) ve Taşıma katsayısının (Lift Coefficient) azaldığı görülmektedir. Yakıt tasarrufu ve verimlilik açısından C_L/C_D oranının azalmasını istediğimizden dolayı C_D 'nin daha fazla miktarda azalması verimlilikte artışa sebep olmaktadır. Verimlilik Cant açısı grafiği çizildiğinde trendin 15° ve 30° arasındaki ufak geçiş hariç benzer şekilde olduğu görülmektedir.



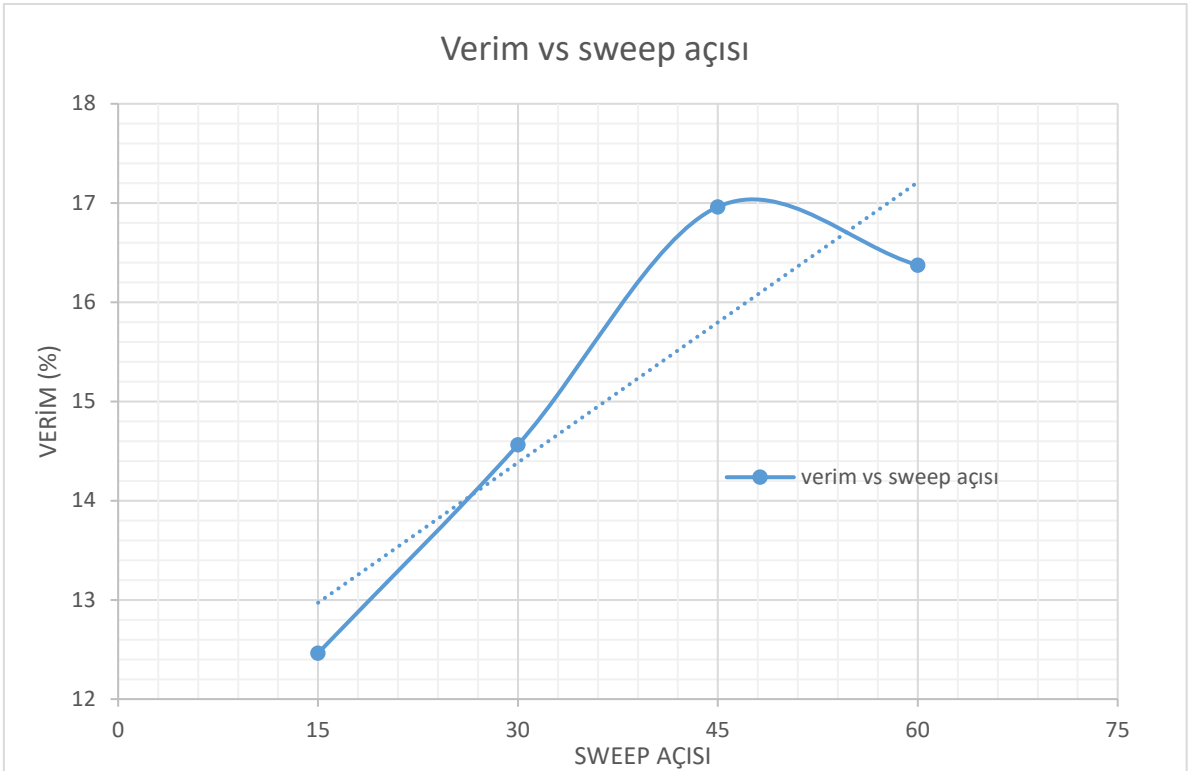
Şekil 6.14. Cant açısına göre verim değişim grafiği

Bu işlemin ardından en verimli cant açısının 30° olarak belirlenmesinin ardından ok açısındaki değişimin incelenmesi için 30° cant açısına sahip 15° ok açısına sahip 0.2 koniklik oranına sahip kanatçıklı kanat sistemi elde edilerek simülasyonu yapılmıştır. Verimin biraz daha artarak yaklaşık olarak %14.5638 olduğu gözlenmiştir. Ok açısındaki bu 15° lik azalma C_D (sürüklenme katsayısı) değerini azaltarak bir miktar kayba neden olsa da C_L (Taşıma katsayısı) değerini çok daha fazla miktarda azaltarak verimlilik için önemli bir parametre olan basınç dağılımında (C_p distribution = Lift Coefficient / Drag Coefficient) azalmaya neden olarak verimin %12.4633 değerine düşmesine sebep olmuştur. Ardından 30° cant açısına sahip 45° ok açısına sahip 0.2 koniklik oranına sahip kanatçıklı kanat sistemi elde edilerek analizleri yapıldığında ise C_L değerindeki ufak azalmaya rağmen C_D değerinde daha fazla azalma gözlenerek verim %16.9614 olarak hesaplanmıştır. Son olarak ise 30° cant açısına sahip 60° ok açısına sahip 0.2 koniklik oranına sahip kanatçıklı kanat sisteminin tasarımı ve analizi yapıldığında verimin bir miktar daha azalarak %16.3734 olduğu gözlenmiştir. Bu sonuçla birlikte ok açısının en verimli değerinin 45° olduğu saptanmıştır.

Çizelge 6.3. Yeni İHA kanadı ve kanatçık eklenmiş dizaynlarının ok açısına göre sürüklenme, taşıma katsayıları, basınç dağılım değeri ve verimleri tablosu

Dizayn	Drag Coefficient	Lift Coefficient	Pressure Distiribution Value	Verim miktarı(%)
Modified İHA kanadı	0,01685	0,21943	13,02545	-
sweep=15°, cant =30°, taper = 0.2 wingletli	0,01995	0,29231	14,64885	12,46
sweep=30°, cant =30°, taper = 0.2 wingletli	0,01950	0,29098	14,92245	14,56
sweep=45°, cant =30°, taper = 0.2 wingletli	0,01860	0,28336	15,23474	16,96
sweep=60°, cant =30°, taper = 0.2 wingletli	0,01797	0,27234	15,15816	16,37

Grafikte ve tabloda da görüldüğü üzere en verimli cant açısına ve koniklik oranına sahip sistemde ok açısı arttıkça sürüklenme katsayısının (Drag Coefficient) ve Taşıma katsayısının (Lift Coefficient) azaldığı görülmektedir. Yakıt tasarrufu ve verimlilik açısından aynı cant açısı parametre değişiminde olduğu gibi C_L/C_D oranının azalmasını istediğimizden dolayı C_D değerinin daha fazla miktarda azalması verimlilikte artışa sebep olmaktadır. Şekil 6.15'teki verimlilik ok açısı grafiği çizildiğinde trendin 45° noktasına kadar artma eğilimde olduğu sonrasında ise ufak bir azalmaya uğradığı, kısaca doğrusal bir şekilde olduğu görülmektedir.



Şekil 6.15. Ok açısına göre verim değişim grafiği

7. SONUÇ VE ÖNERİLER

Genel olarak bütün kanatçıklı dizaynlarda insansız hava aracının taşıma oranının sürüklenmeye göre artarak yakıt verimliliğini sağlandığı ve yakıt tasarrufu yaptığı görülmektedir. Bu durum cant açısı ve ok açısındaki değişikliklerle elde edilen verim kazançlarının yakıt tasarrufu ve uçuş güvenliği açısından önemli olduğu havacılık sektöründe verimlilikte önemli ölçüde artışlara neden olmaktadır. Bu bağlamda kanatçık yapısının insansız hava aracı kanat tasarımı ve optimizasyonu açısından verimli ve kullanılabilir olduğundan bahsedilebilmektedir. Farklı cant ve ok açılarındaki farklı verimliliklerin elde edildiği bu analiz sonucunda en verimli tasarım 30° cant açısına sahip 45° ok açısına sahip 0.2 koniklik oranına sahip kanatçıklı kanat sistemi olarak bulunmuştur. Buna ek olarak gelecekteki projeler veya tasarımlarda güvenilirliği ve doğruluğu test edilmiş mesh ve analiz sistemi sistemin hızına ve kanadın yapısına göre her türlü İHA kanadının analizinde kullanılabilir. İlerde farklı hızlara göre cant ve ok açılarının verimliliğine bakılarak her hız için en verimli kanatçık sistemi tasarlanarak hareketli kanatçık sistemi tasarımı yapılabilir.

KAYNAKLAR DİZİNİ

- AbdelGhany, I.A., Khalil, E.E., Abdellatif, O.E., ElHarriri, G.M., 2016, Air Craft Winglet Design and Performance: Cant Angle Effect, Robotics and Mechanical Engineering Research, vol. 1, issue 3, pp. 28-34.
- Anderson, J.D., 1999, Aircraft Performance and Design, WCB/McGraw–Hill, Boston, Mass.
- Anonim, 2017, Aircraft Wing Configuration, <https://www.aircraftnerds.com/2016/06/aircraft-wing-configuration.html>, erişim tarihi: 10.06.2018.
- Anonim, 2017, Business Jet News, <https://www.bjtonline.com/business-jet-news/westwind-ii>, erişim tarihi: 10.06.2018.
- Anonim, 2014, The Development of a Mechanism for the Actuation of a Morphing Winglet, <https://www.behance.net/gallery/21233351/Boeing-737-Morphing-Winglet>, erişim tarihi: 10.07.2018.
- Anonim, 2017, High Wing Transport Aircraft, <http://www.sobieczky.at/Q3.html>, erişim tarihi: 10.06.2018.
- Anonim, 2017, General Dynamics of F-111 Plane, <http://www.flyinginthepirit.cuttys.net/2016/01/19/general-dynamics-f-111/>, erişim tarihi: 10.07.2018.
- Anonim, 2017, Reynolds stress model (RSM), [https://www.cfd-online.com/Wiki/Reynolds_stress_model_\(RSM\)#SSG.2C_Speziale-Sarkar-Gatski](https://www.cfd-online.com/Wiki/Reynolds_stress_model_(RSM)#SSG.2C_Speziale-Sarkar-Gatski), erişim tarihi: 10.07.2018.
- Anonim, 2017, Vortices Winglets, <http://perarduaadastra.eu/2010/10/vortices-winglets-y-demas-parafernaliala-aerodinamica/>, erişim tarihi: 10.06.2018.
- Anonim, 2017, Winglets Save Billions of Dollars in Fuel Costs, https://spinoff.nasa.gov/Spinoff2010/t_5.html, erişim tarihi: 06.05.2018.
- ANSYS Fluent 14.5: User's guide, 2016, ANSYS, Inc., Canonsburg, PA.
- Austin, R., 2010, Unmanned Aircraft Systems, UAVS Design, Development and Deployment, West Sussex, United Kingdom.
- Catalano, F.M., Ceron-Munoz, H.D., 2005, Experimental analysis of aerodynamics characteristics of adaptive multi-winglets, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, pp.2005–2231.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

- Chen-Ming, K., Boller, C., 2009, Adaptive Winglet Design, Analysis and Optimisation of the Cant Angle for Enhanced MAV Performance, Chair of Nondestructive Testing & Quality Assurance Campus E3.1, 66123.
- Cosin, R., Catalano, F.M., Correa, L.G.N., Entz, R.M.U., 2010, Aerodynamic analysis of multi-winglets for low speed aircraft, 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS.
- Garrison P., 1989, Once upon a time in winglet, Flying Magazine, Broadway, New york, ISSN: 0015-4806.
- Gavrilovic, N.N., Rasuo, B.P., Dulikravich, G.S., Parezanovic, V.B., 2015, Commercial aircraft performance improvement using winglets, FME Trans. 43(1) (2015) 1–8.
- Geçim, S., Pulat, E., İşman, M.K., Etemoğlu, A.B., 2008, Çarpan dikdörtgen bir hava jetinde türbülans modellerinin karşılaştırılması ve ilgili parametrelerin ısı transferine etkileri, Üniversitesi Mühendislik-Mimarlık Fakültesi Dergisi, Cilt 13, Sayı 2.
- Gersten, K., 2017, Boundary-Layer Theory, 805 p. 288, isbn:978-3-662-52917-1.
- Gibson, M.M., Launder, B.E., 1978, Ground effects on pressure fluctuations in the atmospheric boundary layer, Journal of Fluid Mechanics, 86(3), 491-511.
- Gratzer, L.B., 1992, Spiroid-tipped wing, U.S. Patent 5,102,068.
- Guerrero, J.E., Maestro, D., Bottaro, A., 2012, Biomimetic spiroid winglets for lift and drag control, C. R., Méc. 340(1) 67–80.
- Halpert, J.F., Prescott, D.H., Yechout, T.R., Arndt, M., 2010, Aerodynamic optimization and evaluation of KC-135R winglets, raked wingtips, and a wingspan extension, AIAA paper-2010-57, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting.
- Heyson, H.H., Riebe, G.D., Fulton, C.L., 1977, Theoretical Parametric Study of the Relative Advantages of Winglets and Wing-Tip Extensions, National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Office, vol.1020.
- Lennon, A., 1996, R/C Model Aircraft Design, Air Media Inc., USA.
- Mack, Robert., 1974, Effects Of Leading-Edge Sweep Angle And Design Lift Coefficient On Performance Of A Modified Arrow Wing At A Design Mach Number Of 2.6, Langley Research Center, NASA TM X-332.
- Menter, F.R., 1994, Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, AIAA J. 32, 1598–1605.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

- Mohammad, S., 2012, Aircraft Design: A System Engineering Approach, Laserwords Private Limited, India.
- Narayan, G., John, B., 2016, Effect of winglets induced tip vortex structure on the performance of subsonic wings, *Aerospace Science and Technology* 58, 328-340.
- Nelson, R., 1997, Flight Stability and Automatic Control, 2 edition, McGraw–Hill Science–Engineering/Math, Boston, Mass.
- Panagiotou, P., Tsavlidis, I., Yakinthos, K., 2016, Conceptual design of a hybrid solar MALE UAV, *Aero Sci Tech* 53:207-219. doi: 10.1016.ast.2016.03.023.
- Panagiotou, P., Kaparos, P., Yakinthos, K., 2014, Winglet design and optimization for a MALE UAV using CFD, *Aerosp. Sci. Technol.* 39 190–205.
- Pflaum, E., 2017, Aircraft Design (Flugzeugentwurf), Open Educational Resource (OER) for Hamburg Open Online University.
- Raymer, D.P., 1992, Aircraft Design: A Conceptual Approach, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA, 1992.
- Reddy, S.R., Dulikravich, G.S., Abdoli, A., Sobieczky, H., 2015, Multi-winglets: multi-objective optimization of aerodynamic shapes, *AIAA Aerospace Sciences Meeting*, p.1489.
- Schmitt, V., Charpin F., 1979, "Pressure Distributions on the ONERA-M6-Wing at Transonic Mach Numbers," Experimental Data Base for Computer Program Assessment. Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04, AGARD AR 138.
- Spalart, P.R., Allmaras, S.R., 1994, A one-equation turbulence model for aerodynamic flows, *Rech. Aérosp* 5–21.
- Takenaka, K., Hatanaka, K., Yamazaki, W., Nakahashi, K., 2008, Multidisciplinary design exploration for a winglet, *J. Aircr.* 45(5) 1601–1611.
- Toor, Z., Masud, J., 2016, Part I: uncertainty analysis of various design parameters on winglet performance, *AIAA paper-2016-0556*, *AIAA SciTech*, 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting.
- Whitcomb, R.T., 1976, A design approach and selected wind-tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets, *NASA TN D-8260*, NASA Lang-ley Research Center.
- Yadav, 2017, Aspect Ratio And Its Effect, <https://surjeetyadav.wordpress.com/2014/01/28/aspect-ratio-and-its-effect/>, erişim tarihi: 10.06.2018.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

- Yadav, 2017, Aircraft wing configuration- Low wing Aircraft, <https://www.aircraftnerds.com/2016/06/aircraft-wing-configuration.html>, erişim tarihi: 10.06.2018.
- Yakhot, V., Orszag, S.A., Thangam, S., Gatski, T.B., Speziale C.G., 1992, Development of turbulence models for shear flows by a double expansion technique, Physics of Fluids A: Fluid Dynamics 4:7, 1510-1520.