

**TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ**  
**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**UÇAK KANADI ÜZERİNDEKİ AKIŞIN AERODİNAMİK PERFORMANS  
ANALİZİ VE KONTROLÜ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Mustafa Can GÜÇLÜ**

**Makine Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Tez Danışmanı: Prof. Dr. Selin ARADAĞ ÇELEBİOĞLU**

**NİSAN 2019**



Fen Bilimleri Enstitüsü Onayı

.....  
**Prof. Dr. Osman EROĞLU**  
Müdür

Bu tezin Yüksek Lisans derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığını onaylarım.

.....  
**Doç. Dr. Murat Kadri AKTAŞ**  
Anabilim Dalı Başkanı

TOBB ETÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 161511055 numaralı Yüksek Lisans öğrencisi **Mustafa Can GÜÇLÜ**'nün ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı **“UÇAK KANADI ÜZERİNDEKİ AKIŞIN AERODİNAMİK PERFORMANS ANALİZİ VE KONTROLÜ”** başlıklı tezi **03.04.2019** tarihinde aşağıda imzaları olan jüri tarafından kabul edilmiştir.

**Tez Danışmanı :** **Prof. Dr. Selin ARADAĞ ÇELEBİOĞLU** .....  
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

**Jüri Üyeleri :** **Dr. Öğr. Üyesi Sıtkı USLU (Başkan)** .....  
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

**Dr. Öğr. Üyesi Ülkü Ece AYLI İNCE** .....  
Çankaya Üniversitesi



## **TEZ BİLDİRİMİ**

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, alıntı yapılan kaynaklara eksiksiz atıf yapıldığını, referansların tam olarak belirtildiğini ve ayrıca bu tezin TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlandığını bildiririm.

Mustafa Can GÜÇLÜ



## ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

### UÇAK KANADI ÜZERİNDEKİ AKIŞIN AERODİNAMİK PERFORMANS ANALİZİ VE KONTROLÜ

Mustafa Can GÜÇLÜ

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi  
Fen Bilimleri Enstitüsü  
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Selin ARADAĞ ÇELEBİOĞLU

Tarih: Nisan 2019

Cisimlerin Dış akış altında aerodinamik performansı Akışkanlar Mekaniğinde önemli bir araştırma dalıdır. Havacılık ve otomotiv gibi sektörlerde dış akışlarda performansın artırılması ve enerji verimliliği sağlanması için aerodinamik karakteristiklerin iyileştirilmesi gerekmektedir.

Katı cisimler üzerindeki akışın yüzeyden kopması neticesinde meydana gelen perdövitesin ve akışa zıt yönde oluşan sürükleme kuvvetinin etkilerini azaltmak, taşınım ile ısı transferini desteklemek veya akış alanında herhangi bir fiziksel etkinin çıktılarını artırmak adına akış kontrol yöntemleri uygulanır.

Bu tez çalışması kapsamında NACA 0012 kanat profili üzerindeki Mach 0.15 hızında sıkıştırılmaz akış, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizleri yardımıyla incelenmiştir. Deneysel veriler ile doğrulanan kontrolsüz analizler yardımıyla perdövitesin meydana geldiği açı belirlendikten sonra kontrol döngüsü içermeyen, önceden belirlenmiş akış aktif akış kontrol yöntemlerinden sınır tabaka

içerisine akışın yüzeyden kopma noktasının önu ve arkasından hava üfleme ve emme uygulanmıştır. Üfleme ve emme ile sınır tabakasının değiştirilmesinin edilmesi akış kopmasını geciktirirken kaldırma katsayısında artış ile sürükleme katsayısında azalmaya sebep olarak aerodinamik performansın iyileştirilmesini sağladığı görülmüştür.

**Anahtar Kelimeler:** Aerodinamik, HAD, Akış ayrılması, Perdövites, Akış kontrolü, Jet üfleme, Emme.





## **ABSTRACT**

Master of Science

Performance Analysis and Control of the Flow over Aircraft Wing

Mustafa Can GÜÇLÜ

TOBB University of Economics and Technology  
Institute of Natural and Applied Sciences  
Mechanical Engineering Science Programme

Supervisor: Prof. Dr. Selin ARADAĞ ÇELEBİOĞLU

Date: April 2019

Aerodynamic performance of bodies under external flow is an important research area in Fluid Mechanics. Due to the energy efficiency considerations of industrial branches such as aviation and automotive, better aerodynamic characteristics are desired when dealing with external flows.

Flow control techniques are employed in order to reduce stall which is caused by flow separation and the drag force to enhance the convective heat transfer or to improve any other desired physical phenomenon linked to fluid flow.

In the scope of this research, flow over NACA 0012 airfoil at a Mach number of 0.15 is investigated with the help of Computational Fluid Dynamics (CFD) and the results of the baseline case are validated with experiments. Once stall angle is determined for the baseline case, momentum addition inside the boundary layer and mass suction out of the boundary layer from points in the upstream and downstream of the separation point are applied as active flow control methods. The results show that, manipulation of viscous boundary layer by blowing and suction delays the separation and increases maximum lift coefficient, as well as decreasing the drag coefficient.

**Keywords:** Aerodynamics, CFD, Separation, Stall, Flow control, Jet blowing, Suction



## TEŞEKKÜR

Tez çalışmalarım süresince değerli yardımları ve yönlendirmeleri ile içerisinde bulunduğum süre zarfında kendimi geliştirmemde büyük rol oynayan HİDRO Araştırma Grubu'na dahil olmamı sağlamasından ötürü değerli hocam Prof. Dr. Selin ARADAĞ ÇELEBİOĞLU'ya çok teşekkür ederim.

Tez jürisi üyeleri Dr. Sıtkı USLU ve Dr. Ece AYLI İNCE'ye kıymetli vakitlerinde tezimi inceleyip jüride bulunmalarından dolayı teşekkür ederim.

TOBB ETÜ HİDRO'da geçirdiğim sürede hem mühendislik ile ilgili hem de sosyal konularda paylaştıkları bilgi ve tecrübeleri ile ufkumun genişlemesinde pay sahibi olan hocalarım Dr. Kutay ÇELEBİOĞLU'ya ve Dr. Yiğit TAŞÇIOĞLU'ya teşekkür ederim.

Asistanlık yaptığım süre boyunca birlikte çalışmaktan çok büyük mutluluk duyduğum arkadaşlarım Mustafa TUNCER, Kasım Enes KALIN, Özgür ÇÖLLÜ, Kübra Asena GELİŞLİ, Elçin Ceren YALDIR, Fevzi BÜYÜKSOLAK, Berk ÇEVRİM, Ufuk KAYABAŞI, Selahattin Özhan YÜKSEL, Ferdi BESNİ ve Burak ALTINTAŞ'a tüm yardımları için çok teşekkür ederim.

Bugüne kadar tüm başarı ve başarısızlıklarımında yanımda olup her zaman bana destek veren değerli ailem Dursune GÜÇLÜ, Saim GÜÇLÜ, Sevcan KOCAMAN, Mesut KOCAMAN ve Begüm ACIPUNAR'a sonsuz teşekkür ederim.

Yüksek Lisans eğitimim süresince sağlanan burs ve fiziki imkanlar için TOBB ETÜ'ye ve TOBB ETÜ HİDRO Su Türbini Tasarım ve Test Merkezi'ne teşekkür ederim.



## İÇİNDEKİLER

<b>1 GİRİŞ</b> .....	<b>1</b>
1.1 Kanat Profilleri ve Aerodinamiğin Temelleri .....	1
1.2 Akış Kontrolü.....	3
1.3 Tezin Amacı .....	5
<b>2 LİTERATÜR TARAMASI</b> .....	<b>7</b>
2.1 Kanat Profili Üzerindeki Akışın Aerodinamiği .....	7
2.2 Kanat Profili Üzerindeki Akışın Kontrolü .....	9
<b>3 SAYISAL ÇÖZÜM</b> .....	<b>7</b>
3.1 Türbülans Modellemesi .....	21
3.1.1 Boussinesq yaklaşımı.....	21
3.1.2 Spalart – Allmaras ve k- $\omega$ SST türbülans modelleri.....	22
3.2 Çözücü Tipi .....	28
3.3 Çözüm Yöntemi .....	28
<b>4 KONTROLSÜZ AKIŞ ANALİZLERİ</b> .....	<b>32</b>
4.1 Ağ Yapısı .....	34
4.2 Türbülans Modeli Seçimi.....	36
4.2.1 Zamana bağlı ve zamandan bağımsız analizler .....	39
<b>5 KONTROLLÜ AKIŞ ANALİZLERİ</b> .....	<b>44</b>
5.1 Kontrollü Analizler İçin Ağ Yapıları .....	47
5.2 Sınır Tabaka İçerisine Dik Üfleme.....	49
5.2.1 Dik üflemede jet konumunun performansa etkisi .....	50
5.2.2 Dik üflemede üfleme hızı ve jet genişliğinin performansa etkisi .....	55
5.3 Sınır Tabaka İçerisine Teğet Üfleme.....	57
5.3.1 Teğet üflemede üfleme açısı ve üfleme konumunun performansa etkisi .....	58
5.3.2 Teğet üflemede üfleme hızı ve delik genişliğinin performansa etkisi.....	62
5.4 Sınır Tabaka İçerisinden Kütle Emilmesi .....	66
5.4.1 Yüze dik emme yönteminde jet konumunun ve emme hızının performansa etkisi	66
5.4.2 Yüze dik emme yönteminde jet genişliğinin performansa etkisi .....	70
<b>6 DEĞERLENDİRMELER VE GELECEK ÇALIŞMALAR</b> .....	<b>73</b>
6.1 Değerlendirmeler .....	73

6.2 Gelecek Çalışmalar .....	75
<b>EKLER.....</b>	<b>6</b>
Ek 1: HAD Analizleri İçin Giriş Koşulları ile Referans Değerlerin Hesaplanması .....	6
<b>KAYNAKLAR.....</b>	<b>78</b>
<b>ÖZGEÇMİŞ.....</b>	<b>81</b>



## ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1.1: Kanat kesiti .....	1
Şekil 1.2: Kanat profili terminolojisi .....	2
Şekil 1.3: Akış kontrolü yöntemlerinin sınıflandırılması.....	5
Şekil 2.1: Kanat profili üzerindeki sınır tabaka ve akış kopması.....	11
Şekil 2.2: Silindir üzerindeki sınır tabaka ve akış kopması.....	11
Şekil 3.1: Gradyen ayırıklaştırmada kullanılan Least Squares Cell Based yaklaşımı.....	30
Şekil 4.1: HAD analizlerinde kullanılan akış alanının boyutlandırılması.....	33
Şekil 4.2: HAD analizlerinde kullanılan akış alanı ve sınırların tipleri.....	34
Şekil 4.3: Ağ yapısı bağımsızlığı grafiği.....	35
Şekil 4.4: 109980 elemanlı ağ yapısının görünümü.....	36
Şekil 4.5: Kontrolsüz akışın kararlı durumunda farklı türbülans modellerinin sürüklenme katsayılarının kıyaslanması.....	37
Şekil 4.6: Kontrolsüz akışın kararlı durumunda farklı türbülans modellerinin kaldırma katsayılarının kıyaslanması.....	38
Şekil 4.7: $k - \omega$ SST ve Transition SST türbülans modelleri ile $15^\circ$ hücum açısı için elde edilen çözümlere ait akım çizgileri.....	38
Şekil 4.8: Spalart -Allmaras türbülans modeli ile $15^\circ$ hücum açısı için elde edilen çözüme ait akım çizgileri.....	38
Şekil 4.9: Kontrolsüz akışın zamana bağlı durumunda farklı türbülans modellerinin sürüklenme katsayılarının kıyaslaması.....	40
Şekil 4.10: Kontrolsüz akışın zamana bağlı durumunda farklı türbülans modellerinin kaldırma katsayılarının kıyaslaması.....	41
Şekil 4.11: Spalart -Allmaras türbülans modeli ile $0^\circ$ - $10^\circ$ - $15^\circ$ - $20^\circ$ (saat yönünde) için elde edilen çözümlerden alınan basınç konturları.....	42
Şekil 4.12: Spalart -Allmaras türbülans modeli ile $0^\circ$ - $10^\circ$ - $15^\circ$ - $20^\circ$ (saat yönünde) için elde edilen çözümlerden alınan vortisite konturları.....	42
Şekil 5.1: Perdövites sonrası bölgede kanat profili üzerindeki $\partial u/\partial y$ dağılımı.....	45
Şekil 5.2: $X_{jet}=0.12m$ ve $h_{jet}=0.0041m$ için oluşturulan ağ yapısı.....	48
Şekil 5.3: $X_{jet}=0.4m$ ve $h_{jet}=0.016m$ için oluşturulan ağ yapısı.....	48
Şekil 5.4: $X_{jet}=0.88m$ ve $h_{jet}=0.0082m$ için oluşturulan ağ yapısı.....	49
Şekil 5.5: Farklı konumlardan yapılan dik üfleminin sürüklenme katsayısına etkisi..	51
Şekil 5.6: Farklı konumlardan yapılan dik üfleminin kaldırma katsayısına etkisi....	51
Şekil 5.7: Farklı konumlardan yapılan dik üfleminin $C_l/C_d$ oranına etkisi.....	55
Şekil 5.8: Farklı konumlardan yapılan dik üflemlerde kanat profili üzerindeki $\partial u/\partial y$ dağılımı.....	53
Şekil 5.9: $\alpha=15^\circ$ için sırası ile hücum kenarına $0.12m$ ve $0.88m$ uzaklıktaki jetlere ait akım çizgileri ( $h_{jet}=0.0082m$ , $U_{jet}=(0.5)U_\infty$ ).....	53
Şekil 5.10: Firar kenarına en yakın iki noktadan yapılan dik üflemlerde kanat profili üzerindeki $\partial u/\partial y$ dağılımı.....	54
Şekil 5.11: $\alpha=15^\circ$ için sırası ile hücum kenarına $0.88m$ ve $0.95m$ uzaklıktaki jetlere ait akım çizgileri ( $h_{jet}=0.0041m$ , $U_{jet}=(0.2)U_\infty$ ).....	54

Şekil 5.12: Hücüm kenarından 0.88m uzaklıktaki sırası ile 0.0082m ve 0.016m genişliğindeki jetler için akım çizgileri ( $U_{jet}=(0.5)U_{\infty}$ ).....	56
Şekil 5.13: Firar kenarına 0.88m uzaklıktaki delik için farklı jet genişlikleri ile yapılan dik üflemlerde kanat profili üzerindeki $\partial u/\partial y$ dağılımı.....	56
Şekil 5.14: Kanat üzerindeki farklı noktalardan yapılan teğet üflemler için sürüklenme katsayısının üfleme açısı ile değişimi.....	58
Şekil 5.15: Kanat üzerindeki farklı noktalardan yapılan teğet üflemler için kaldırma katsayısının üfleme açısı ile değişimi.....	59
Şekil 5.16: Farklı üfleme konumları için sürüklenme katsayılarının kıyaslanması.....	60
Şekil 5.17: Farklı üfleme konumları için kaldırma katsayılarının kıyaslanması.....	60
Şekil 5.18: Farklı üfleme konumları için $C_l/C_d$ oranının kıyaslanması.....	61
Şekil 5.19: Hücüm kenarının 0.4 m uzağından yapılan teğet üfleme için kanat profili üzerindeki $\partial u/\partial y$ dağılımı.....	62
Şekil 5.20: 15° hücüm açısında kontrolsüz durum ve hücüm kenarının 0.4 m uzağından yapılan üflemeyle ait akım çizgileri ( $X_{jet}=0.4m/h_{jet}=0.0082m/U_{jet}=(0.5)U_{\infty}/\Theta=0^\circ$ ).....	62
Şekil 5.21: 15° hücüm açısında sırası ile serbest akımın 0.2 ve 1 katı hızlarla teğet üflenen ikincil hava akımlarına ait akım çizgisi görüntüleri ( $X_{jet}=0.4m - h_{jet}=0.0082m - \Theta=0^\circ$ ).....	63
Şekil 5.22: Hücüm kenarının 0.4 m uzağından yapılan teğet üfleme için farklı üfleme hızlarında kanat profili üzerindeki $\partial u/\partial y$ dağılımı.....	64
Şekil 5.23: Hücüm kenarının 0.4 m uzağından yapılan teğet üfleme için farklı delik genişliklerinde kanat profili üzerindeki $\partial u/\partial y$ dağılımı.....	65
Şekil 5.24: Farklı emme konumlarında emme hızının sürüklenme katsayısı üzerindeki etkisi.....	67
Şekil 5.25: Farklı emme konumlarında emme hızının kaldırma katsayısı üzerindeki etkisi.....	67
Şekil 5.26: Farklı emme konumları için emme hızının kaldırma/sürüklenme oranı üzerindeki etkisi.....	68
Şekil 5.27: Yüzeye dik emme yöntemimde en iyi emme konumu için emme hızının sürüklenme katsayısı üzerindeki etkisi için.....	69
Şekil 5.28: Yüzeye dik emme yöntemimde en iyi emme konumu için emme hızının kaldırma katsayısı üzerindeki etkisi için.....	69
Şekil 5.29: Farklı emme noktaları için kanat profili üzerindeki $\partial u/\partial y$ dağılımı.....	70
Şekil 5.30: En iyi emme konumunda emme deliği genişliğinin sürüklenme katsayısı üzerindeki etkisi.....	71
Şekil 5.31: En iyi emme konumunda emme deliği genişliğinin kaldırma katsayısı üzerindeki etkisi.....	71
Şekil 5.32: 15° hücüm açısında kontrolsüz akış ve emme yöntemi ( $X_{jet}=0.12m, h_{jet}=0.0082m, U_{jet}/U_{\infty}=0.5$ ) için akım çizgilerinin kıyaslanması.....	72
Şekil 5.33: Kontrolsüz akışın kopma noktasında hesaplanan sınır tabakası hız profilleri.....	73



## ÇİZELGE LİSTESİ

Çizelge 1.1: Aerodinamikte temel birimsiz büyüklükler .....	3
Çizelge 3.1: Spalart – Allmaras türbülans modeline ait sabit sayılar .....	24
Çizelge 3.2: k- $\omega$ SST türbülans modeline ait sabit sayılar.....	27
Çizelge 3.3: Basınç tabanlı ayırık çözücü ve SIMPLEC Basınç-Hız Bağlaşım şeması için gevşeme faktörleri .....	31
Çizelge 4.1: NACA 0012 üzerindeki akışa ait deneysel sonuçlar .....	32
Çizelge 4.2: Akış alanı için sınır koşulları ve referans değerler.....	33
Çizelge 4.3: Kıyaslaması yapılan ağ yapılarının ilk eleman yükseklik ve genişlikleri.....	35
Çizelge 5.1:Perdövites ve sonrasındaki hücum açıları için akışın emme yüzeyinden koptuğu noktalar.....	45
Çizelge 5.2: Dik üflemede optimum jet konumu için analiz yapılan noktalar.....	50
Çizelge 5.3: Jet konumunun performansa etkisi.....	53
Çizelge 5.4: $X_{jet}=0.88m$ için üfleme hızının performansa etkisi.....	55
Çizelge 5.5: $X_{jet}=0.88m$ için jet genişliğinin performansa etkisi.....	55
Çizelge5.6:Hücum kenarına yakın konumda üfleme hızının performansa etkisi.....	57
Çizelge 5.7: Farklı üfleme konumları için sürüklenme katsayılarının kıyaslanması...	59
Çizelge 5.8: Teğet üfleme için üfleme hızının aerodinamik katsayılar üzerindeki etkisi.....	63
Çizelge 5.9: Teğet üfleme için üfleme hızının akışın üst yüzeyden kopma noktasına etkisi.....	63
Çizelge 5.10: Teğet üfleme için jet genişliğinin aerodinamik katsayılar üzerindeki etkisi .....	64
Çizelge 5.11: Teğet üfleme için jet genişliğinin akışın üst yüzeyden kopma noktasına etkisi .....	65
Çizelge 5.12: Sınır tabaka içerisinden kütle emilimi için kullanılan farklı parametreler.....	66
Çizelge 5.13: En iyi emme konumu için emme hızının aerodinamik katsayılar üzerindeki etkisi.....	68
Çizelge 5.14: En iyi emme konumu için jet genişliğinin aerodinamik katsayılar üzerindeki etkisi.....	70
Çizelge 5.15: Kontrolsüz akışta $15^\circ$ hücum açısında akışın koptuğu noktadaki sınır tabakası kalınlıkları.....	73



## **KISALTMALAR**

**NACA:** National Advisory Committee for Aeronautics (Amerikan Ulusal Havacılık Dairesi)

**NASA:** National Aeronautics and Space Administration (Amerikan Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi)

**HAD:** Hesaplama Akışkanlar Dinamiği

**RANS:** Reynolds Averaged Navier - Stokes (Reynolds Ortalama Navier - Stokes)

**SST:** Shear Stress Transport (Kayma Gerilmesi Taşınımı)



## SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamalarıyla beraber aşağıda sunulmuştur.

Simge	Açıklama
$a$	Ses hızı
$c$	Veter doğrusu
$C_P$	Basınç katsayısı
$C_l$	Kaldırma katsayısı
$C_d$	Sürüklenme katsayısı
$C_\mu$	Momentum katsayısı
$C_q$	Emme katsayısı
$C_M$	Moment katsayısı
$D$	Sürüklenme kuvveti
$G$	Yer çekimi ivmesi
$h_{jet}$	Jet genişliği
$L$	Kaldırma Kuvveti
$M$	Mach sayısı
$P$	Basınç
$R$	İdeal gaz sabiti
$Re$	Reynolds sayısı
$t$	Zaman
$T$	Sıcaklık
$U$	Hız
$u$	x yönündeki hız bileşeni
$\bar{u}$	Zaman ortalamalı hız
$u'$	Çalkantı hızı
$v$	y yönündeki hız bileşeni
$w$	z yönündeki hız bileşeni
$x$	Yatay koordinat eksen
$X_{jet}$	Jetin hücum kenarına uzaklığı
$y$	Düşey koordinat eksen
$y^+$	Boyutsuz uzaklık
$z$	Sayfa düzlemine dik koordinat eksen
$\infty$	Serbest akım belirteci
$\alpha$	Hücum açısı
$\Theta$	Üfleme/emme açısı
$\mu$	Dinamik viskozite
$\nu$	Kinematik viskozite

**Simge**

$\rho$   
 $\tau$

**Açıklama**

Yoğunluk  
Kayma gerilmesi



## 1 GİRİŞ

Hem çevresel hem de ekonomik açıdan enerji verimliliğinin gün geçtikçe daha da önemli hale gelmesi, mühendisleri enerji tüketimi gerçekleştiren her uygulamada daha bilinçli tasarımlar yapmaya ve sistemlerden olabildiğince yüksek verim almaya teşvik etmektedir. Havacılık ve enerji başta olmak üzere, birçok mühendislik uygulamasında karşılaşılan iç veya dış akışların daha verimli hale getirilmesi için performans değerlendirmesi ve iyileştirme çalışmaları yapmak zaruri hale gelmiştir.

Uçak kanatları gibi aerodinamik cisimler üzerindeki akışlara yukarı bahsedilen sebeplerden dolayı müdahale edilmesi oldukça yaygındır. Kanatlar üzerindeki akışlarda ayrılmayı geciktirme, sürüklenme katsayısını azaltma, kaldırma kuvvetini artırma, akış kaynaklı gürültüleri bastırma gibi sebeplerden ötürü akış alanına ve sınır tabakaya müdahale edilmesine sıklıkla rastlanılmaktadır.

### 1.1 Kanat Profilleri ve Aerodinamiğin Temelleri

Uçak kanatları, helikopter kanatları, rüzgar türbinlerinin kanatları veya turbomakinelerin kanatları dikine kesildiğinde görülen şekillere kanat profili denir. Üzerlerinden akış geçtiğinde faydalı kaldırma kuvveti oluşturması amacıyla tasarlanan bu kanat profillerinden, hava araçları ve rüzgar türbinleri gibi, üzerinden hava akımı geçirilmesi amacı ile tasarlanana Airfoil, pompa ve türbin gibi su makinelerinin çarklarındaki gibi su akımı için geliştirilenlere ise Hydrofoil adı verilir. Bu çalışma çerçevesinde NACA 0012 kanat profili üzerindeki hava akışı inceleneceğinden, kanat profili ifadesi ile airfoil kastedilmektedir.

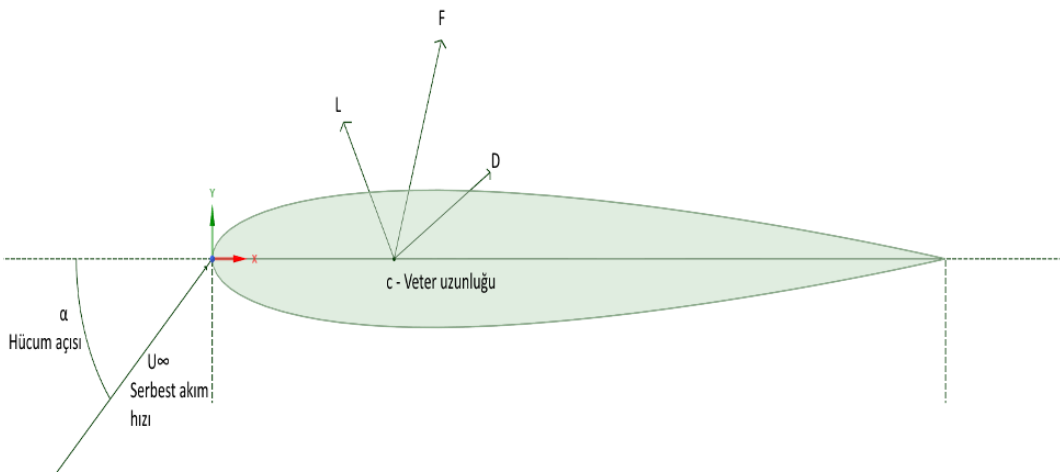


Şekil 1.1: Kanat kesiti

Wilbur Wright kardeşlerin kendi rüzgar tünellerinde kanat profilleri geliştirmeye başlayıp 17 Aralık 1903 tarihinde ilk kez havadan ağır bir cismin, dışarıdan tahrikle ve kontrollü olarak uçuşu gerçekleştirmesi [2] ve Ludwig Prandtl'ın 1904 yılında Heidelberg, Almanya'da gerçekleştirilen 3. Uluslararası Matematik Kongresi'nde Sınır Tabakası Teorisi'ne dair yayınladığı çalışmalar [3] ile aerodinamik ve sınır tabaka kontrolü çalışmaları büyük bir ivme kazanmıştır.

İkinci Dünya Savaşı'nın beraberinde gelen askeri ihtiyaçların ivmelendirdiği aerodinamik gelişmelerin biri de Amerikan Ulusal Havacılık Danışma Komitesi NACA (National Advisory Committee for Aeronautics – daha sonra NASA)'nın sistematik bir şekilde kanat profilleri geliştirmeye ve test etmeye başlamasıdır. NACA sırasıyla 4-digit, 5-digit ve 6-digit serisi kanat profilleri geliştirmiştir.

NACA 4-digit Series kanat profillerinin isimlendirilmesinde dört rakam kullanılır (örnek: NACA 0012). Bu rakamlardan birincisi veter doğrusunun yüzdesi cinsinden maksimum kambur değerini verir. İkinci rakam maksimum kambur konumunu veter doğrusunun yüzdesi cinsinden belirtirken son iki rakam veterin yüzdesi cinsinden maksimum kalınlık değerini belirtir. NACA 0012 kanat profili için birinci ve ikinci rakam 0 olduğundan maksimum kambur değeri 0 olup, kambur konumu hücum kenarından 0 veter kadar uzakta olur. Yani kanat profilinde kamburluk bulunmayıp, simetriktir. Son 2 hanenin 12 olması maksimum kalınlığın veter doğrusunun %12'si kadar olduğunu belirtir.



Şekil 1.2: Kanat profili terminolojisi



Üzerinden hava akımı geçen bir kanat profiline basınç merkezinden etkiyen bileşke kuvvetin serbest hava akımına paralel olan bileşenine sürükleme kuvveti, serbest akıma dik bileşenine ise kaldırma kuvveti adı verilir. Şekil 1.2’de verilen eksen takımlarına göre, kanat profili üzerinde z eksenine göre oluşan momente ise yunuslama momenti adı verilir.

Şekil 1.2’de L kaldırma kuvvetini, D sürükleme kuvvetini, F ise bileşke kuvveti simgelemektedir.

Akışkanlar mekaniği ile ilgili hemen her alanda olduğu gibi, aerodinamikte de fiziksel büyüklüklerin boyutsuzlaştırılmasından faydalanılır. Kanat profili için kaldırma kuvveti, sürükleme kuvveti, sürtünme kuvveti (kayma gerilmesi), yunuslama momenti ve basıncın birimsizleştirilmiş halleri aşağıdaki gibidir.

Çizelge 1.1: Aerodinamikte temel birimsiz büyüklükler

<b>Fiziksel Büyüklük</b>	<b>Birimi</b>	<b>Boyutsuz Hali</b>
<b>Kaldırma Kuvveti (L)</b>	N	$c_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S}$
<b>Sürükleme Kuvveti (D)</b>	N	$c_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S}$
<b>Kayma Gerilmesi (<math>\tau_w</math>)</b>	N	$c_f = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S}$
<b>Yunuslama Momenti (<math>M_P</math>)</b>	Nm	$c_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S l}$
<b>Basınç (P)</b>	Pa	$c_P = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2}$

## 1.2 Akış Kontrolü

Akışkan ve akışkanın üzerinde aktığı cisim arasındaki etkileşimlerin güvenlik, verimlilik veya performans gibi nedenlerle istenen şekilde değiştirilebilmesi adına akış alanının manipüle edilmesine akış kontrolü adı verilir.

Akış kontrolünün tarihsel gelişimi 5 farklı dönem olarak incelenebilir [4]. İnsanın ilkel zamanlarından 20. Yüzyılda bilimsel ve sistematik aerodinamik çalışmalarının başlamasına dek süren, gözlem ve deneme yanılmaya dayalı gelişmeler gözlemsel dönem olarak isimlendirilir. Akış kontrolünün bilimsel dönemi olarak adlandırılan

19. yüzyılın ilk 40 senesinde deneysel aerodinamik çalışmalarının başlaması ve 20. Yüzyılın hemen başında Prandtl'ın sınır tabakası çalışmaları ortaya çıkmıştır.

II. Dünya Savaşı'nın getirdiği askeri zorunluluklar (daha hızlı ve manevra kabiliyeti yüksek uçaklar, daha hızlı denizaltılar vb.) nedeniyle ivmelenen akış kontrolü çalışmaları II. Dünya Savaşı döneminde (1940 – 1970) aerodinamik biliminin gelişmesinde önemli rol oynamıştır.

Petrol krizinin patlak vermesiyle hükümetler ve özellikle özel şirketler enerjinin daha verimli kullanımı adına birçok yatırım yapmıştır. Enerji krizi döneminde (1970 – 1990) hızla gelişen bilgisayar teknolojisi de karmaşık akış problemlerinin simülasyonlarını mümkün kılarak akış kontrolü alanındaki gelişmelere dayanak olmuştur.

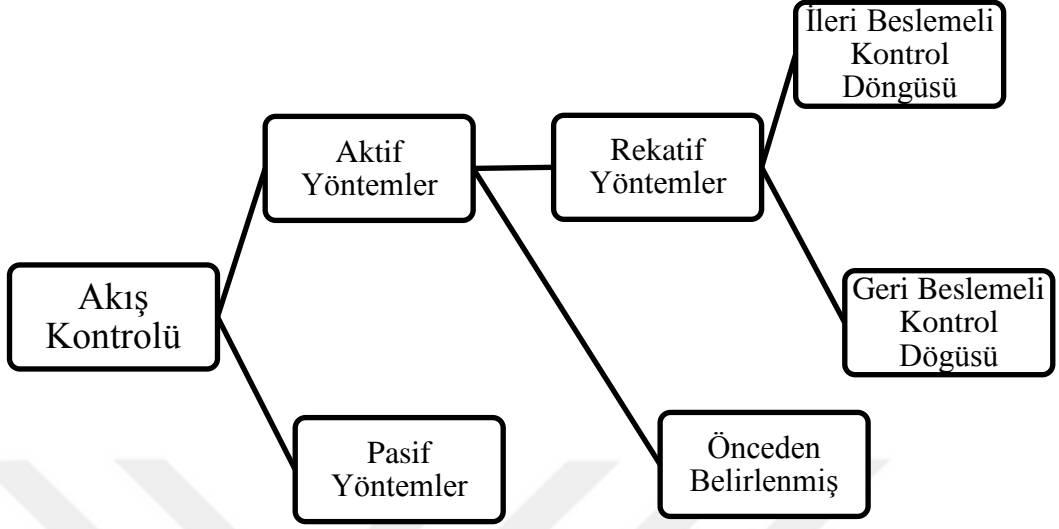
Modern dönemde (1990- ), önceki dönemlerde yapılan çalışmaların ışığında, ilerleyen teknolojiyle beraber artan bir ivme ile gelişmeye devam eden akış kontrolünde Mikro Elektro-Mekanik Sistemler (MEMS), yapay sinir ağları gibi gelişmiş güncel teknolojilerden yararlanılmaktadır.

Akış kontrolü çalışmaları sınıflandırılırken temel olarak yöntemin dışarıdan enerji gerekip gerektirmediği göz önünde bulundurulur. Enerji tüketimi veya bir kontrol döngüsü gerektirmeyen yöntemler pasif yöntem olarak adlandırılırken, bir kontrol döngüsü ile gerçekleştirilen uygulamalar ise aktif yöntemler olarak isimlendirilir. Pasif yöntemlerde daha çok akış alanında yapılan kalıcı değişiklikler kullanılırken (geometrinin değiştirilmesi, yüzey kaplamaları), aktif yöntemlerde enerji tüketimi gerektiren ve isteğe bağlı olarak uygulanabilen sınır tabakaya momentum eklenmesi, sınır tabakadan enerjisi düşük akışkanın emilmesi gibi uygulamalar örnek verilebilir.

Aktif yöntemlerde, kontrol döngüsünün uygulanış şekline göre açık ve kapalı döngülü yöntemler olarak gruplandırılabilirler.

Aktif yöntemlerin karakteristik özelliği olan enerji tüketimi kontrol döngüsü içinde kullanılan sensörler tarafından gerçekleştirilebileceği gibi, akışın kontrolü için uygulanan fiziksel değişiklik (emme, üfleme, katı yüzeyin ısıtılması-soğutulması vb.) için de olabilir. Önceden belirlenmiş aktif kontrol metotlarında sensör kullanımı olmayıp, açık kontrol döngüsü ile akış alanının anlık durumu bilinmeksizin yöntem

uygulanır. Reaktif kontrolde ise akış alanı içerisindeki sensörlerin cevaplarına göre hareket edilir. Kontrol döngüsü ileri veya geri beslemeli olabilir.



Şekil 1.3: Akış kontrolü yöntemlerinin sınıflandırılması

### 1.3 Tezin Amacı

Bu yüksek lisans tezi çalışması kapsamında NACA 0012 kanat profili üzerindeki türbülanslı akış farklı hücum açıları için modellenip, aktif akış kontrol yöntemlerinden sınır tabaka içerisine momentum eklenmesi ile kanat profilinin üst yüzeyindeki (emme tarafı) akış ayrılmasının geciktirilmesinin kaldırma ve sürüklenme katsayıları üzerindeki etkileri incelenmiştir.

Akışın modellenmesi için ANSYS Fluent ticari HAD yazılımı kullanılacak olup, önce NACA 0012 kanat profili üzerindeki akış için kontrolsüz HAD analizleri gerçekleştirilip, analiz sonuçları deneysel veriler ile kıyaslanmıştır. Deneysel veriler ile kıyaslama sonucunda doğruluğu teyit edilmiş ağ yapıları ve sayısal yöntemler ile sınır tabaka içerisine hava üfleme ve sınır tabaka içerisinde hava emilmesi işlemleri gerçekleştirilip kontrollü HAD analizlerinin sonuçlarının aerodinamik katsayılar ve akış kopması fenomeni üzerindeki etkileri incelenmiştir.



## 2 LİTERATÜR TARAMASI

NACA 0012 kanat profili hem endüstriyel havacılık uygulamalarında hem de akademik çalışmalarda sıklıkla karşımıza çıkmaktadır. Simetrik bir kanat profili olan NACA 0012, simetrik kanat profillerinin akrobasi uçaklarında sıklıkla kullanılmasından ötürü bu tip hava araçlarında sıklıkla görülmektedir. NACA 0012 kanat profili yüksek hızlı akışlar için tasarlanmadığından dolayı, daha düşük hızlarda seyir eden büyük kargo uçaklarında kullanımları da yaygındır [2] (örnek: Lockheed C-5 Galaxy) .

NACA 0012 kanat profili üzerindeki buzlanmanın aerodinamik karakteristiklere etkisini inceleyen Korkan vd. [5], buzlanma olmayan ve buzlanmış kanat profili üzerinde farklı Reynolds sayılarında kaldırma, sürüklenme ve moment katsayısı ölçümleri yapmışlardır. Buzlanma olmayan duruma ait ölçüm sonuçlarından NACA 0012 kanat profilinin irtifa kaybı yaşamaya başladığı hücum açısı değerinin  $16^\circ$  civarında olduğu görülmektedir.

### 2.1 Kanat Profili Üzerindeki Akışın Aerodinamiği

Kontrolsüz HAD analizleri için NASA Langley Research Center Turbulence Modelling Resource 2DN00: 2D NACA 0012 Airfoil Validation Case [6] web sayfasında belirtilen nümerik çalışmanın koşulları esas alınmış olup, gerçekleştirilmiş olan HAD analizlerinin sonuçları Charles L. Ladson'un NASA Langley Araştırma Merkezi'nde  $0.15$  Mach ve  $3.94 \times 10^6$  Reynolds koşullarında yürüttüğü düşük hızlı rüzgar tüneli çalışmaları [7] ile Abbot ve Von Doenhoff'un [8]  $0.15$  Mach- $3 \times 10^6$  Reynolds koşullarında gerçekleştirdiği deneylerin sonuçlarından faydalanılacaktır.

Deneysel çalışmalarda [6,7] serbest akımın Mach sayısı 0.15'tir. Gazların sıkıştırılabilirliği sıvılara göre çok daha yüksek olması ve sıvılarda 210 atm basınç altında %1'lik yoğunluk değişimi gözlenirken, gazlarda aynı yoğunluk değişiminin yalnızca 0.01 atm'lik basınç değişimi altında gözlemlenmesinden dolayı çoğu pratik uygulamada sıvılar sıkıştırılmaz kabul edilirken, gazlar yalnızca belirli koşullar altında sıkıştırılmaz olarak incelenebilirler.

Yoğunluk değişiminin %5'in altında kaldığı durumlarda gazlar sıkıştırılmaz olarak ele alınırsa, Mach 0.3 ve altındaki akış hızlarında, gazların sıkıştırılmaz olduğu düşünülebilir [9].

Simetrik NACA kanat profilleri üzerindeki sıkıştırılmaz akışın nümerik olarak incelenmesine dair birçok çalışma bulunmaktadır. Ahmed vd. [10] 2 boyutlu NACA 0012 kanat profili için farklı kanatçık açılarında ve farklı Mach sayılarındaki akışlar için ANSYS Fluent ticari HAD kodu ile gerçekleştirdikleri zamandan bağımsız analizlerin sonuçlarına bir temel oluşturması adına, 0.15 Mach hızındaki akışa ait analizin sonuçlarını Abbott ve Von Doenhoff'un deneysel sonuçları ile kıyaslayıp, 80000 elemanlı ve kanat profiline her yönden 25 veter kadar uzakta bulunan sınırlar ile çevrelenmiş bir C tipi ağ yapısı ile  $k-\omega$  SST türbülanslı modeli kullanılarak gerçekleştirilen analiz sonuçlarının NASA'ya ait sonuçlar [6] ile %2-%3'lük bir fark dahilinde uyum gösterdiğini belirtmişlerdir.

Yao vd. rüzgar türbinlerinde kullanılan NACA 0018 kanat profilleri için 4 farklı türbülans modeli ile Fluent ticari kodunda elde edilen HAD sonuçlarını deneysel veriler ile kıyaslamışlardır [11]. 16 metrelik bir yarım daire ve 32mx30m boyutlarındaki dikdörtgenden oluşan akış alanında 139140 elemanlı bir ağ yapısı kullanarak,  $k-\epsilon$ , RNG  $k-\epsilon$ , 4 denklemlilik  $k-\omega$  SST ve Reynolds Stress modelleri arasından deneysel verilere en yakın sonuçları veren Reynolds Stress modeli olduğu belirtilmiştir.

Şahin ve Acir [12], rüzgar türbini kanatlarında kullanılan NACA 0015 profili üzerindeki sıkıştırılmaz akışı deneysel ve nümerik olarak incelemişlerdir. Fluent ticari HAD kodunda, C tipi 33600 elemanlı bir ağ yapısı için  $k-\epsilon$  ve Spalart - Allmaras türbülans modellerinin sonuçları deneysel veriler ile kıyaslanmış ve Spalart - Allmaras modelinin deneysel verilere daha yakın sonuç verdiği gözlemlenmiştir.

Rubel vd. [13] NACA 0015 kanat profili üzerinde rüzgar tüneline elde ettikleri deneysel verileri Fluent ticari yazılımında yapılan analiz sonuçları ile kıyaslamıştır [8.5 – 9.65 m/s hız aralığında, 15000 elemanlı C tipi ağ yapısı ile laminar akış için yürütülen HAD analizleri sonuçlarının deneysel verilere oldukça yakın olduğu gözlemlenmiştir.

Villalpando, Reggio ve Ilinca [14], NACA 5 Digit Series 63-415 kanat profili için Fluent yazılımı ile, 140000 elemanlı bir akış alanında yürütülen HAD analizleri sonuçlarını RISO National Laboratory’de yürütülen deneysel çalışmanın [15] ve yine aynı araştırma merkezinde geliştirilen EllipSys2D HAD koduna ait analizlerin sonuçları ile kıyaslamıştır. k-ε RNG, Spalart - Allmaras, k - ω SST ve Reynolds Stress türbülans modelleri arasında deneysel veriler ile en yakın sonuçları veren k - ω SST türbülans modeli olduğu belirtilmiştir.

Eleni vd. [16] NACA 0012 kanat profili üzerindeki akış için 80000 elemanlı 2 boyutlu bir akış alanında Fluent yazılımı ile farklı türbülans modellerinin kıyaslamasını gerçekleştirmiştir. 80000 elemanın çözümün ağ yapısından bağımsızlığının yakalandığı çalışmada nümerik sonuçların doğrulanması için Abbott ve Von Doenhoff’un deneysel sonuçları [8] kullanılırken, k-ε, Realizable k-ε, Spalart – Allmaras ve k - ω SST modellerinden Spalart – Allmaras ile k - ω SST modellerinin deneysel veriler ile oldukça uyumlu olduğu, k - ω SST modelinin ise Spalart – Allmaras modelinden daha yakın sonuçlar verdiği belirtilmiştir.

## **2.2 Kanat Profili Üzerindeki Akışın Kontrolü**

NACA 0012 kanat profili üzerindeki akışın kontrolü ve aerodinamik performansın iyileştirilmesi kanat üzerindeki oluşan sınır tabakaya müdahale ile mümkün kılınabilir. Kanat profillerinin emme tarafındaki akışın, yüzeyin eğriliğinden ötürü oluşan ters basınç gradyanının etkisi ile bir süre sonra koptuğu ve meydana gelen ters akış bölgesinin de sürüklenme kuvvetini artırırken, kaldırma kuvvetini azalttığı bilinmektedir. Akış kopması küçük hücum açılarından itibaren görülmekte olup, hücum açısı büyüdükçe olumsuz etkileri daha gözle görülür hale gelmektedir. Hücum açısının belirli bir değere ulaşması ile (NACA 0012 için 15°-16°) kaldırma kuvvetinin ani şekilde azaldığı ve sürüklenme kuvvetinin de aynı şekilde arttığı görülür. Bu duruma perdövites (stall – irtifa kaybı) denir [2]. Akış ayrılmasını

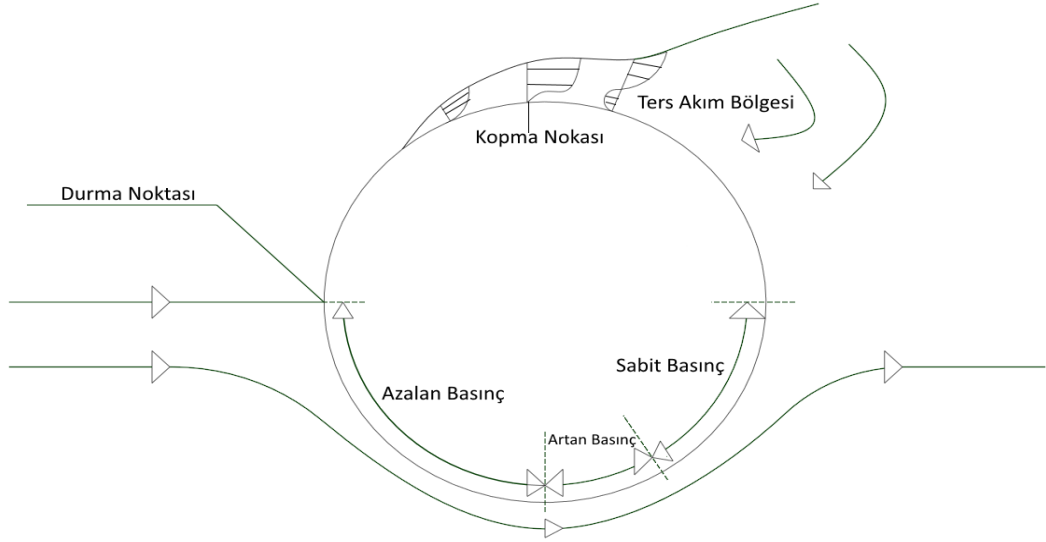
geciktirmek ya da halihazırda ayrılmış bir akıştan kaynaklanan ters akış bölgesini düzenlemek için akış kontrol yöntemlerinden faydalanılır.

Akış ayrılması sınır tabaka içerisindeki akışın, ters basınç gradyeninden dolayı daha fazla ilerleyecek enerjisinin kalmaması, bunun neticesinde de bir noktada akışkanın serbest akımın ilerleyiş yönünün tersinde hareket etmeye başlaması olarak tarif edilebilir. Kaymazlık şartının geçerli olduğu, akışkan ile katı duvarın temas ettiği noktada kayma gerilmesi sıfır olması, akış kopmasının başlaması anlamına gelir ( $\tau_{wall} = \mu \frac{\partial u}{\partial y} = 0$ ) [17]. Akış alanı 2 boyutlu düşünülürse, kartezyen koordinatlarda  $\tau_{wall} = \mu \frac{\partial u}{\partial y} = 0$  şartını sağlayan (x,y) ikilisi akışın koptuğu nokta olarak işaretlenebilir.

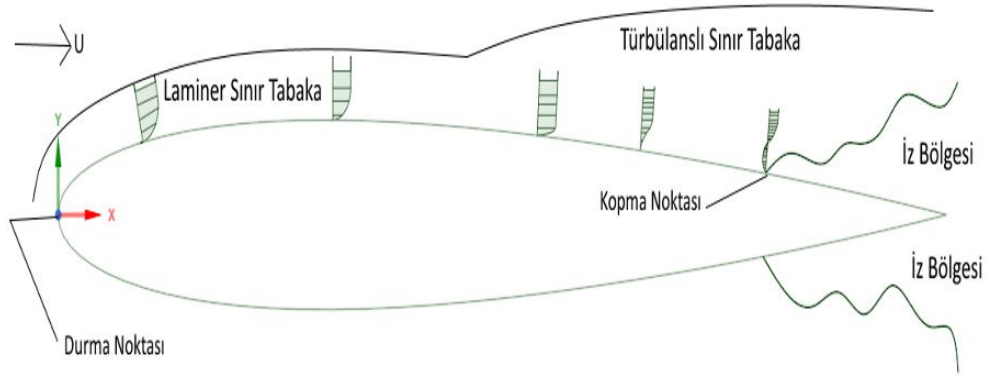
Perdövidesin ertelenmesi adına akış ayrılmasının kontrol edilmesi için aktif veya pasif kontrol metotlarından faydalanılabilir. Pasif akış kontrol metotlarından olan girdap üreticiler yardımıyla sınır tabaka içerisindeki akışın enerjisinin artırılması, akışkanın ters basınç gradyenine karşı ilerlemesine yardımcı olarak, akışın yüzeyden kopmadan daha fazla ilerlemesine yardımcı olur. Yüzey pürüzlülüğünün artırılması ile laminer-türbülans geçişinin tetiklenmesi ile serbest akımın türbülans yoğunluğunun artırılması da pasif metotlar arasında sıralanabilir. Aktif yöntemlere örnek olarak ise sınır tabaka içerisinden düşük enerjili kısımların emilmesi ve bu çalışma kapsamında da kullanılacak olan sınır tabaka içerisine akışkan üflenmesi (sınır tabaka içerisine momentum eklenmesi) örnek verilebilir [18].

Sınır tabaka hava üflenmesi yönteminde akışkan yüzeye teğet veya normal olarak sınır tabaka içerisine katılabilir. Yüzeye teğet üflemede momentum eklenmesi ile sınır tabaka içerisindeki düşük enerjili akışkanın hareketi artırılırken, yüzeye normal üflemede ise karışma oranı artırılarak akışın kopması engellenmeye çalışılır. Akışkan, emme tarafında ayrılma noktası civarından bir eyleyici yardımıyla veya iki yüzey arasındaki basınç farkı sayesinde sınır tabaka içerisine aktarılır [18].





Şekil 2.1: Silindir üzerindeki sınır tabaka ve akış kopması



Şekil 2.2: Kanat profili üzerindeki sınır tabaka ve akış kopması

Akış kopmasından kaynaklanan olumsuz aerodinamik etkilerin azaltılması için kullanılabilir olan aktif yöntemlerin başında duvarın yakınına momentum eklenmesi gelmektedir. Bu yöntem ilk kez 1950'lerde ortaya çıkmış ve günümüze dek yaygınlaşmıştır. Duvar civarında sınır tabaka içerisine momentum eklenmesi sürekli olarak yapılabileceği gibi, Sentetik Jet Eyleyici (Synthetic Jet Actuator-SJA) kullanılarak sinüzoidal bir hız profili ile de gerçekleştirilebilir. Sentetik jetlerde hız profili sinüzoidal olduğundan sınır tabaka içerisine hem üfleme hem de emme

işlemlerinin art arda uygulandığı döngüler oluşur. Bu nedenle sınır tabaka içerisine eklenen net kütle akısı sıfır olur.

Gilarranz, Traub ve Rediniotis [19], NACA 0015 kanadı üzerindeki sıkıştırılmaz akış için gerçekleştirdikleri deneysel çalışmada, akış ayrılmasını geciktirmek için daha küçük ve güçlü bir sentetik jet eyleyicinin aerodinamik performansa etkilerini incelemişlerdir. Viter uzunluğu 0.375 metre olan NACA 0015 kanadı üzerindeki akışta Reynolds sayısı  $Re = 8.96 \times 10^5$  olup, serbest akım hızı  $U_\infty = 35 \frac{m}{s}$ 'dir. Serbest akım hızına karşılık gelen Mach sayısı 0.3'ten küçük olduğundan sıkıştırılmaz akış kabulü yapılmıştır. Geliştirilen eyleyicinin 130 Hz frekansa ve 90 m/s üfleme hızına kadar çıkabildiği belirtilmiştir. Eyleyici boyutsuz frekans değeri olan Strouhal Sayısı 1 mertebesinde olmalıdır. Eyleyiciye sınır tabaka içerisine aktarılan momentumun faydalı etki yaratabilmesi için, eyleyicinin üflenen havanın ihtiva etmesi gereken enerji miktarı ise momentum katsayısı ile belirtilir. Gilarranz ve arkadaşları, sentetik jet uygulamalarından fayda sağlanabilmesi için momentum katsayısının alt limitinin 0.002 olması gerektiğini belirtmişlerdir. Boyutsuz frekans ve momentum katsayısının bir arada değerlendirilmesi sonucunda eyleyici frekansı 120 Hz, delik genişliği 2mm olarak seçilip, delik merkezi hücum kenarından viter doğrusunun 12%'si kadar uzaklıkta bulunacak şekilde konumlandırılmıştır.  $-2^\circ$  ile  $29^\circ$  hücum açısı aralığında gerçekleştirilen deneysel çalışmanın sonunda eyleyicinin maksimum kaldırma katsayısı  $C_{l,max}$ 'ı 80% artırıp, kontrolsüz durumda  $12^\circ$  olan perdövites açısını  $18^\circ$ 'ye ötelediği gözlenmiştir.  $10^\circ$ 'ye kadar olan hücum açılarında eyleyici frekansının artmasıyla kaldırma kuvvetinde küçük bir artış gözleendiği, kontrolsüz durumda akış ayrılması etkilerinin belirdin olduğu  $12^\circ - 18^\circ$  aralığında eyleyicinin etkisinin daha net gözleendiği ve akış kopmasının emme tarafının tamamında gözleendiği  $25^\circ$ 'den büyük hücum açılarında eyleyiciden fayda sağlanması için çok daha yüksek eyleyici frekanslarına ihtiyaç duyulduğu belirtilmiştir.

Duvigneau ve Visonneau [20], NACA 0015 kanat profili üzerindeki 2 boyutlu akışı nümerik olarak incelemiştir. Gilarranz ve arkadaşlarının yaptığı deneysel çalışmalar [19] başlangıç noktası olarak kabul edilip, 2 boyutlu akış için sentetik jet eyleyiciye ait parametrelerin HAD analizleri ile optimize edilmesi amaçlanmıştır. Deneysel çalışmada  $12^\circ$ 'den  $18^\circ$ 'ye kadar ötelenen perdövites açısı, optimizasyon sonucunda

22°'ye çıkmıştır. Kaldırma katsayısında ise deneysel çalışmada elde edilen artıştan 34% daha fazla olarak kaydedilmiştir.

Hue vd. [21] High Bypass Ratio (HBR) tipi jet motorları için gerçekleştirdikleri HAD analizlerinde öncelikle kontrolsüz analizleri deneysel verilerle doğrulayıp, sonrasında sırasıyla sabit üfleme ve atımlı üfleme yöntemlerini test etmişlerdir. Ağ yapısı oluşturulurken ICEM CFD ve POINTWISE ticari yazılımları kullanılırken, ONERA-elsA URANS kodu ile kararsız Reynolds ortalamalı Navier - Stokes denklemleri çözülmüştür. Mach sayısı 0.2 ve Reynolds sayısı  $24 \times 10^6$  iken  $8^\circ$ - $24^\circ$  hücum açısı aralığında yürütülen analizlerde hücum kenarının 10% veter kadar uzağında 2mm çapında bir delikten  $30^\circ$  açılı ile teğet olarak üflenen sürekli jetin aerodinamik performans değerleri üzerinde 5% civarında pozitif etki yarattığı gözlemlenmiştir.

Yousefi, Saleh ve Zahedi [22] NACA 0012 kanat profili üzerindeki akışın kontrolü için üfleme ile sınır tabaka içerisine momentum ekleme yöntemini inceledikleri çalışmalarında, jet yüzeyine dik ve paralel olmak üzere iki farklı yöntemin kaldırma/sürüklenme oranlarını kontrolsüz akış sonuçları ile kıyaslamışlardır. Dik üflemede jet hızının serbest akım akış hızına oranı olarak belirtilen üfleme oranının artmasıyla firar kenarı civarındaki girdapların arttığını ve böylece kaldırma katsayısının azalıp sürüklenme katsayısının azaldığını belirtmişlerdir. Paralel üflemede ise jet akışı sınır tabaka içerisine serbest akımla aynı doğrultuda girdiğinden dolayı girdap oluşumu olmadan enerji eklenmesi yapılabilmektedir. Bu nedenle kaldırma katsayısında artış ve sürüklenme katsayısında azalma meydana gelir. Buna karşın paralel üfleme perdövites açısını değiştirmeyip yalnızca maksimum kaldırma katsayısı değerini artırırken, dik üflemede perdövites açısının büyüdüğü ancak maksimum kaldırma değerinin azaldığı gözlemlenmiştir.

Boualem ve arkadaşları [23], NACA 0015 kanat profili üzerindeki akışa dair kontrolsüz ve kontrollü analizler gerçekleştirmişlerdir. Kontrolsüz analizler Gilarranz'ın deneysel çalışmaları [19] ile aynı koşullarda olup, bu şekilde doğrulanması gerçekleştirilmiştir. Sentetik jet ile sınır tabakanın kontrolü hedeflenmiş olup jetin hızı  $U_{sj}(t) = U_\infty \sin(2\pi ft)$  şeklinde tanımlanmıştır. Jet açısı  $30^\circ$  seçilmiştir. Sentetik jetin periyodunun  $1/360$  kadarı büyüklüğünde bir zaman

adımı seçilmiştir. HAD analizleri sonucunda sentetik jet uygulamasının kaldırma katsayısını 13.3% artırıp, sürüklenme katsayısını 52.7% azalttığı belirtilmiştir.

James vd. [24] NACA 0012 ve LA201A kanat profilleri üzerindeki sıkıştırılmaz akışın kontrolünü sayısal olarak incelemiştir. NACA 0012 kanat profili üzerindeki akış için  $0^\circ$  hücum açısında 83457 eleman ile ağ yapısı bağımsızlığı sağlanabilmiştir. İkincil üfleme deliği hücum kenarından 60% veter kadar uzakta konumlandırılıp, genişliği 1.4% veter kadar seçilmiştir. Serbest akım hızının 0.1, 0.2, 0.3 ve 0.4 katı üfleme hızlarının denendiği sayısal çalışmada k- $\epsilon$  türbülans modeli kullanılmış olup, kaldırma katsayısındaki en büyük artış üfleme oranı 0.2 olduğunda kaydedilmiştir. Üfleme oranı 0.2 değerini geçtiğinde (0.3 veya 0.4), ikincil üflemeden gelen hava akışı, kanat profilinin üst yüzeyindeki akışa engel olarak akış kopmasını tetiklediği belirtilmiştir. Üfleme oranı 0.4 olduğunda kaldırma katsayısının maksimum değerinin düştüğü ancak perdövites açısının 12.% oranında arttığı ve perdövitesin geciktirildiği belirtilmiştir.

NASA GA(W)-2 kanat profili üzerindeki akışın kontrolünü sayısal olarak inceleyen Durrani ve Haider [25],  $Re = 2.1 \times 10^6$  ve  $Ma=0.15$  koşullarında kontrollü ve kontrolsüz HAD analizleri yapmışlardır. Kontrolsüz hesaplamalarda  $10^\circ - 22^\circ$  hücum açısı aralığı kullanılırken, kontrollü analizlerde akış ayrılması etkilerinin daha belirgin ve önemli olduğu  $16^\circ - 22^\circ$  aralığı tercih edilmiştir. Spalart – Allmaras türbülans modelinin kullanıldığı sayısal çözümlerde hücum kenarından 0.12, 0.15, 0.20 ve 0.25 veter kadar uzaklıkta bulunan farklı jet kombinasyonları denenmiştir. Jet çıkışındaki hız tüm kombinasyonlar için sabit olup serbest akım hızının 1.85 katı kadardır. Yapılan HAD analizleri sonucunda en fazla iyileştirmenin 0.12 veter uzaklıkta bulunan jet ile sağlandığı gözlenip, ikincil üfleminin akış ayrılmasına uğramış bölge içinden gerçekleştirilmesindenense, akış ayrılması gerçekleşmeden, hücum kenarına daha yakın bölgelerden yapılmasının daha etkili olduğu belirtilmiştir.

Zheng ve arkadaşları [26], eksenel türbin kaskatının üzerindeki akışın kontrolü için  $10^\circ$  hücum açısında, 0.5 Mach hızındaki akışa ait 2 boyutlu HAD analizleri gerçekleştirmiştir. HAD analizlerinde NUMECA yazılımını ve Baldwin – Lomax türbülans modelini kullanmıştır. Üfleme açısını  $30^\circ$ 'den küçük tutarak teğetsel momentum eklenmesi yöntemine başvurmuşlardır. Durrani ve Haider'in

çalışmasında [25] olduğu gibi, Zheng vd. de akışın ayrılması gerçekleşmeden, hücum kenarına daha yakın noktalardan yapılan müdahalelerin daha etkili olduğuna, hücum kenarından 15.6% veter uzaktaki jetin, 26.2% veter uzaktaki jete kıyasla performansı daha fazla artırdığını gördüklerinden dolayı kanaat getirmişlerdir. Momentum eklenmesinin yanında, sınır tabaka içerisinden düşük enerjili akışkanın çekilmesini hedefleyerek sürekli emme metodunu da deneyen ekip, momentum eklenmesi ve momentum emişmesi yöntemlerinin benzer sonuçlar verdiğini belirtilmiştir.

Parthasarathy ve Das [27] NACA 0015 kanat profili üzerindeki, Reynolds sayısı 896000 olan akışın kontrolünü sayısal olarak incelemiştir. Sentetik jet metodunun uygulandığı çalışmada FLUENT ticari yazılımı ve Spalart – Allmaras türbülans modeli kullanılmıştır. 20° hücum açısında, halihazırda perdövites olmuş, yüzeyden ayrılmış akış için yapılan 2 boyutlu HAD analizlerinde jet hızı sinüzoidal olarak tanımlanmıştır. Sinüzoidal hız profilinde genlik sırasıyla 1.5, 2.0, 2.25, 2.5 ve 3.0 değerlerini almaktadır. Kontrolsüz analizler ile 35000, 74000 ve 144000 elemanlı ağ yapılarının bağımsızlığı test edilmiş olup, 74000 elemanlı ağın çözüm için yeterli olduğu saptanmıştır. Teğet üflemede, jet üfleme açısının artmasıyla kaldırma katsayısının giderek azaldığı belirtilmiştir.

Javadi ve Hajipour [28] NACA 4415 kanat profili üzerindeki akışın kopması problemini nümerik olarak incelemiştir. Reynolds sayısının 550000 olduğu akış için 18° sabit hücum açısında sanki-radyal duvar jetleri ile akışın kontrolü amaçlanmıştır. Transition SST türbülans modelinin kullanıldığı çalışmada 190000 elemanlı bir ağ yapısı oluşturulmuştur. Duvar jeti hücum kenarından 0.355 veter mesafede, 18° hücum açısında akış kopmasının gerçekleştiği noktanın hemen gerisinde konumlandırılmıştır. Jet üfleme hızı serbest akım hızının 2 katı seçilmiş ve jet içerisinden çıkan havanın hızı artırıldıkça aerodinamik performans üzerindeki etkisinin pozitif yönde arttığı belirtilmiştir. 3 boyutlu ağ yapısı ile yapılan analizlerde dizi halinde kullanılan jetlerde ise ardışık iki jet arasındaki mesafe azaldıkça pozitif etkinin arttığı gözlemlenmiştir.

Zhao vd. [29] NACA 0012 ve OA213 kanat profilleri üzerindeki akışı nümerik olarak inceleyip,  $k - \omega$  SST türbülans modeli kullanılmıştır. NACA 0012 için 2 boyutlu HAD analizlerinde serbest akım Mach sayısı 0.14 ve Reynolds sayısı  $8.5 \times 10^6$  olup, C-Grid ağ yapısı oluşturulmuştur. 11 ağ noktasından oluşan ve veterin

0.52%'si genişlikte, hücum kenarından 1.5% veter uzakta konumlandırılmış jet üzerinde Velocity Inlet sınır koşulu tanımlanmış olup, jet üfleme açısı 25° seçilmiştir. 22° hücum açısında yürütülen analizlerde kontrolsüz duruma kıyasla kaldırma katsayısında 13% artış ve sürüklenme katsayısında 15% azalma kaydedilmiştir. Ayrıca çalışmada

Zhao, Ma ve Zhao [30] rotor kanat profili üzerindeki dinamik perdövites durumunu nümerik olarak inceledikleri çalışmalarında  $k - \omega$  SST türbülans modelini kullanmışlardır. Sentetik jet metodunun denendiği ve jetin hücum kenarından 0.1 veter uzakta konumlandırıldığı çalışmada farklı jet üfleme açıları (5°, 25° ve 45°) kıyaslanmış ve 25° üfleme açısının en etkili sonuçları verdiği belirtilmiştir. Jet 0.6 veter kadar uzakta olduğunda ise 45° üfleme açısının da etkili olduğu gözlemlenmiş olup, akış ayrılması gerçekleşmeden önce sınır tabaka içerisine momentum eklenirken küçük jet üfleme açılarının (~5°), akış ayrılması gerçekleştikten sonra ters akım bölgesi içerisine momentum eklenirken ise yüksek jet üfleme açılarının (~40° - 45°) etkili olacağı belirtilmiştir.

Atik ve Walker [31] sınır tabaka içerisinden emme ve momentum ekleme yöntemlerini sayısal olarak incelemişlerdir. Emme ile kontrol için emiş yapılacak olan deliğin kontrolsüz durumda akışın üst yüzeyden ayrıldığı noktanın gerisine yerleştirilmesinin akış kopmasını geciktirmede oldukça etkili olduğu, aksi durumda ise emme yönteminin faydaları ve verimliliğinin oldukça azaldığı belirtilmiştir. Emme yüzeyinin genişliğini ve emiş hızını artırmanın da aerodinamik performans üzerindeki olumlu etkileri artırdığı gözlenirken, düzgün bir hız profili ile emme yapıldığında sinüzoidal hız profiline kıyasla daha iyi sonuçlar elde edildiği ifade edilmiştir.

Poppelton [32] NACA 0012 üzerindeki akışı deneysel olarak incelediği çalışmasında hücum kenarından veter doğrusunun 2.5%'si ile 11.2%'si kadar uzaklıkta konumlandırılan emme delikleri için daha küçük emme katsayıları ( $C_q$ ) ile aerodinamik performansta iyileşme elde etmenin mümkün olduğunu belirtmiştir.

Wang [33] NACA 0012 üzerindeki düşük Reynolds sayılı akışta, akışa paralel yerleştirilip giderek artan hücum açılarından dolayı zamana bağlı olarak değişen akış alanında veter doğrusunun 20%'sinden önce yapılan yüzeye dik emme yönteminin perdövitesi önlendiğini belirtmiştir.

Tang ve arkadaşları [34] ise NACA 0012 kanat profili üzerinde  $10^4$  Reynolds sayılı akışta  $6^\circ$  hücum açıları için sınır tabaka içerisinde düşük enerjili bölgeden akışkanın emilmesinin aerodinamik performansa etkilerini sayısal olarak 2 boyutlu HAD analizleri yardımıyla inceledikleri çalışmalarında emme katsayısının ( $C_q$ ) artmasıyla kopma noktasının firar kenarına doğru ilerlediği tespit etmişlerdir.  $C_q$  değeri 0.01 olana kadar emme için kaldırma/sürüklenme oranının arttığı, 0.01 olduğunda maksimum değerine ulaşmış ve bu noktadan sonra kaldırma/sürüklenme oranının azaldığı, bu sebeple  $C_q \leq 0.01$  için emme uygulamasının verimli olduğu belirtilmiştir.







### 3 SAYISAL ÇÖZÜM

Kanat profili üzerindeki akışı ve bu akışın kontrolünü modellemek için akış alanı içerisindeki akışkan taneciklerinin bireysel olarak incelenmesi gerekmektedir. Bu sebeple akış alanının küçük parçalara bölünüp, bu sonlu büyüklükte hücrelerin her biri içerisindeki akış ve akışkan özelliklerinin (basınç, hız, yoğunluk, sıcaklık vb.) belirlenmesi gerekir. Akış alanının sonlu sayıda parçaya ayrılıp akışkan hareketini tanımlayan denklemlerin bu küçük akış alanlarının her biri için çözülmesi ile akış alanının tamamının sayısal olarak modellenmesi yöntemine Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (Computational Fluid Dynamics/CFD/HAD) adı verilir. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği disiplini, 2 boyutlu yüzeyler veya 3 boyutlu hücreler şeklindeki elemanlara ayrılmış bir akış alanında, bu elemanların her biri için süreklilik ve momentum denklemleri ile, ısı transferi ve sıcaklık dağılımının da belirlenmesi istendiği durumlarda enerji denklemlerini de çözerek akış alanındaki her noktada hız, yoğunluk, basınç, sıcaklık, vortisite, kayma gerilmesi gibi akış ve akışkan özelliklerini belirlemekte kullanılır. Çözücü tipi, basınç-hız bağlaşımı, türbülans modeli, gevşeme faktörleri ve ayrıklaştırma şemalarının sonuca doğrudan etkisi vardır. Tüm bu çözücü ayarları için FLUENT [35] varsayılan değerler/seçenekler sunmaktadır ancak problemin fiziğine göre bu değer/seçeneklerin değiştirilmesi gerekmektedir.

Kartezyen koordinat sisteminde süreklilik ve momentum (Navier – Stokes) denklemleri sırasıyla aşağıdaki gibidir:

$$\text{Süreklilik: } \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_j} = 0 \quad (3.1)$$

$$\text{Momentum: } \rho \left( \frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) = - \frac{\partial P}{\partial x_i} + \rho g_i + \mu \left[ \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j^2} \right] \quad (3.2)$$

(3.1) ve (3.2) Newtonian Akışkanlar için geçerli olup, laminar, sıkıştırılmaz akışlara ait genel gösterimlerdir. Bu çalışma kapsamında ikinci kısımda açıklandığı üzere akışın sıkıştırılmaz olduğu kabul edildiğinden dolayı (3.1) ve (3.2) aşağıdaki belirtilen forma dönüşmektedir:

$$\frac{\partial(u_i)}{\partial x_j} = 0 \quad (3.3)$$

$$\left( \frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) = - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} + g_i + \nu \left[ \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j^2} \right] \quad (3.4)$$

Burada u, v ve w sırasıyla x, y ve z doğrultularındaki hız bileşenlerini,  $\rho$  akışkan yoğunluğunu, P basıncı, g yerçekimi ivmesini,  $\nu$  ise akışkanın kinematik viskozitesini temsil etmektedir.

Navier – Stokes denklemlerinin analitik olarak çözülebilmesi yalnızca laminar akışın belirli sadeleştirmeler içeren hallerinde (Couette ve Hagen-Poiseuille akışları) mümkündür. Bu özel problemler haricinde denklemler zamanda ve konumda ayrıklaştırılıp sayısal metotlar yardımıyla belirli hata payları dahilinde nümerik olarak çözülürler. Türbülanslı akışlarda ise durum biraz daha farklıdır. Türbülanslı akışlarda 3 eksendeki hız vektörlerinin bir ortalama hız ve bir de çalkantı hızı olmak üzere 2 ayrı bileşeni vardır.

$$u_i = \bar{u}_i + u_i' \quad (3.5)$$

Akışın türbülanslı olmasından dolayı akış özelliklerinin ortalama ve çalkantı şekline 2 bileşen halinde gösterilmesine Reynolds Ayrıklaştırması adı verilir. Türbülanslı

akışlarda akışkan hareketini çözümlmek için kullanılan süreklilik ve Navier-Stokes denklemlerinde hız ve basınç için Reynolds ayrıklaştırması uygulanır.

Tensör formundaki süreklilik denkleminde hız için (3.5) kullanılır ve denklemdaki tüm terimlerin genel uyum ortalaması alınırsa aşağıdaki sonuç elde edilir.

$$\frac{\partial(\bar{u}_i + u_i')}{\partial x_i} = 0 \quad (3.6)$$

Uyum ortalaması kuralları gereği çalkantı bileşeninin ortalaması sıfır olur [36].

$$\overline{u_i'} = 0 \quad (3.7)$$

$$\frac{\partial(\bar{u}_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (3.8)$$

Bu durumda türbülanslı akış için süreklilik denkleminin (3.8)'de görüldüğü gibi olmalıdır.

Aynı şekilde momentum denkleminde de tüm terimler Reynolds ayrıklaştırmasına göre açılır ve denklemin her iki tarafının da uyum ortalaması alınırsa:

$$\begin{aligned} \rho \left( \frac{\partial(\bar{u}_i + u_i')}{\partial t} + (\bar{u}_j + u_j') \frac{\partial(\bar{u}_i + u_i')}{\partial x_j} \right) \\ = - \frac{\partial(\bar{P} + P')}{\partial x_i} + \rho g_i + \mu \left[ \frac{\partial^2(\bar{u}_i + u_i')}{\partial x_j^2} \right] \end{aligned} \quad (3.9)$$

$$\rho \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right) = - \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \rho g_i + \mu \left[ \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_j^2} \right] - \frac{\partial \rho(\overline{u_i' u_j'})}{\partial x_j} \quad (3.10)$$

(3.10)'un sağ tarafındaki en son terim olan  $\rho(\overline{u_i' u_j'})$  Reynolds Gerilmesi olarak tanımlanır. Navier – Stokesdenklemlerine Reynolds Ayrıklaştırması ve uyumsal

ortalama uygulandıktan sonra ortaya çıkan denkleme (3.10) Reynolds Ortalamalı Navier - Stokes Denklem(ler)i (Reynolds Averaged Navier – Stokes Equation(s)/RANS) adı verilir. Çalkantı hızları sebebiyle bilinmeyen sayısı denklem sayısından daha fazla olur ve Navier – Stokes denklemlerinin nümerik çözümleri türbülanslı akışlar için doğrudan mümkün olmaz. Reynolds Gerilmesinin sebep olduğu bu duruma kapanma problemi adı verilir. Kapanma probleminin üstesinden gelinmesi için türbülans modelleri kullanılır. Reynolds gerilmesi teriminin bilinen başka büyüklüklere dönüştürülmesi ile bilinmeyen sayısı ile denklem sayısı eşitlenerek süreklilik ve momentum denklemlerinin çözümü mümkün olur.

### 3.1 Türbülans Modellemesi

Türbülans modellemesinde iki temel yaklaşım vardır. Bunlardan ilki olan Boussinesq Yaklaşımı'nın temeli boyut analizine dayanır ve türbülansın yönden bağımsız olduğu (eş yönelimli) olduğu varsayılır. Boussinesq yaklaşımına kıyasla daha fizik temelli bir yaklaşım olan Reynolds Gerilmesi Taşınımı'nda ise türbülansın her yönde farklı davrandığı varsayılır ve bu yaklaşım ile geliştirilen türbülans modellerinde denklemlerinin çözümü daha karmaşıktır [37].

#### 3.1.1 Boussinesq yaklaşımı

Boussinesq yaklaşımında Reynolds Gerilmesi türbülanslı viskozite adı verilen ve aslında var olmayan bir fiziksel büyüklük yardımıyla akışla ilişkilendirilir. Bu yaklaşıma göre momentumun türbülansın dolaylı karışımı laminer akışlarda momentumun moleküler taşınımına benzemektedir. Laminer akışa ait Navier – Stokes denklemlerindeki  $\rho\nu \left[ \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j^2} \right]$  terimine benzer şekilde Reynolds gerilmesi de viskozite ile hız gradyanlarının toplamının çarpımı şeklinde yazılabilir. Laminer akışa göre farklı olan kısım akışkana ait bir özellik olan viskozitenin türbülanslı akışa ait bir özellik olan türbülanslı viskozite ile değişmesidir [36].

$$\rho(\overline{u_i' u_j'}) = \rho\nu_t \left[ \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right] - \frac{\rho}{3} (\overline{u_k' u_k'}) \delta_{ij} \quad (3.11)$$

(3.11) Boussinesq Denklemi olarak bilinir. Burada en sağdaki terim normal gerilmelerin toplamını ifade etmekte olup,  $\delta_{ij}$  Kronecker Delta tensör operatörüdür.

Türbülans modellemesi yapılırken sınır tabaka içerisinde duvara çok olan ve sürtünme etkilerinin çok yoğun hissedildiği viskoz alt bölge içerisinde moleküler viskozite ( $\nu$ ), türbülanslı viskoziteye ( $\nu_t$ ) karşı çok baskın olup, bu bölge içerisinde türbülanslı viskozite ihmal edilebilecek kadar etkisizdir. Ara bölgede moleküler viskozite ile türbülanslı viskozite aynı mertebede olup sınır tabakanın tamamen türbülanslı kısımlarında türbülanslı viskozite moleküler viskoziteye kıyasla oldukça büyüktür ve moleküler viskozite bu kısımda ihmal edilebilir.

Boussineq yaklaşımından yola çıkılarak türetilen türbülans modellerinin sınıflandırılması çözülmesi gereken taşınım denklemi sayısına göre yapılır. Türbülanslı viskoziteyi kısmi diferansiyel denklem çözümü olmaksızın cebirsel olarak hesaplayan modellere Sıfır Denklemli Türbülans Modeli (Zero Equation Model) adı verilir. 1-Denklemli (Spalart – Allmaras) modeller yalnızca değiştirilmiş türbülanslı viskozite ( $\widetilde{\nu_t}$ ) terimi için bir taşınım denklemi çözerken 2-Denklemli (k- $\omega$  /k- $\epsilon$ /k- $\omega$  SST) modellerde ise türbülanslı kinetik enerjiye (k) ek olarak bir de türbülansın yitimi için taşınım denklemi çözerler ( $\omega/\epsilon$ ).

### 3.1.2 Spalart – Allmaras ve k- $\omega$ SST türbülans modelleri

Bu tez çalışması kapsamında 2’de yapılan literatür taraması sonuçlarından yola çıkarak NACA 0012 kanat profili üzerindeki sıkıştırılmaz akışın kontrollü ve kontrolsüz HAD analizlerinde Spalart – Allmaras ile k- $\omega$  SST türbülans modellerinin kullanılmasına ve bu iki model arasından deneysel veriler ile en uyumlu olanın seçilmesine karar verilmiştir.

#### 3.1.2.1 Spalart – Allmaras

Spalart – Allmaras türbülans modeli P. R. Spalart ve S. R. Allmaras tarafından temelde düşük Reynolds sayılı akışları içeren aerodinamik problemleri için geliştirilmiştir. Spalart ve Allmaras’ın 1994 yılında yayınlanan çalışmalarında [38] kanat profilleri üzerindeki türbülanslı akışlar gibi ters basınç gradyenli sınır tabaka problemlerinde bu türbülans modelinin iyi çıktılar verdiği belirtilmiştir.

Temeli Boussinesq Yaklaşımı’na dayanan 1 denklemli Spalart – Allmaras modeli, türbülanslı viskozite için bir adet kısmi diferansiyel çözer. Hesaplanan türbülanslı viskozite değerinin (3.11) ile ilişkilendirilmesi sonucunda momentum denklemi çözülebilir. Türbülanslı viskozitenin hesaplanması için Değiştirilmiş Türbülanslı Viskozite ( $\widetilde{\nu_t}$ ) adı verilen yeni bir değişken için taşınım denklemi çözülür [39, 40].

$$\rho \frac{D\tilde{v}_t}{Dt} = \rho c_{b1} \tilde{S} \tilde{v}_t + \frac{1}{\sigma_{\tilde{v}_t}} \left[ \frac{\partial}{\partial x_j} \left( (\mu + \rho \tilde{v}_t) \frac{\partial \tilde{v}_t}{\partial x_j} \right) + \rho c_{b2} \left( \frac{\partial \tilde{v}_t}{\partial x_j} \right)^2 \right] - \rho c_{w1} f_w \left( \frac{\tilde{v}_t}{d} \right)^2 \quad (3.12)$$

Burada eşitliğin sağındaki ilk terim olan  $\rho c_{b1} \tilde{S} \tilde{v}_t$  türbülansın oluşumunu, eşitliğin sağının en sonundaki  $-\rho c_{w1} f_w \left( \frac{\tilde{v}_t}{d} \right)^2$  terimi ise türbülansın yitimini temsil etmektedir. (3.11) çözüldükten sonra  $\tilde{v}_t$  değeri hesaplanır ve aşağıdaki bağıntılar yardımıyla asıl türbülanslı viskozite değeri olan ( $\nu_t$ ) hesaplanır.

$$\nu_t = \tilde{v}_t f_{v1} \quad (3.13)$$

$$f_{v1} = \frac{X^3}{X^3 + C_{v1}^3} \quad (3.14)$$

$$X = \frac{\tilde{v}_t}{\nu} \quad (3.15)$$

$$\tilde{S} = S + \frac{\tilde{v}_t}{\kappa^2 + d^2} f_{v2} \quad (3.16)$$

$$S = \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} \quad (3.17)$$

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (3.18)$$

$$f_{v2} = 1 - \frac{X}{1 + Xf_{v1}} \quad (3.19)$$

$$f_w = g \left[ \frac{1 + c_{w3}^6}{g^6 + c_{w3}} \right]^{\frac{1}{6}} \quad (3.20)$$

$$g = r + c_{w2}(r^6 - r) \quad (3.21)$$

$$r = \frac{\tilde{v}_t}{\tilde{S}\kappa^2 d^2} \quad (3.22)$$

(3.11)'den (3.21)' e kadar yazılan bağıntılarda geçen  $f_{v1}$ ,  $f_{v2}$  ve  $f_w$  terimleri sönüm fonksiyonları olup,  $S$ , akışkan elemanın üzerindeki deformasyon hızının büyüklüğünü,  $\Omega_{ij}$ , akışkan elemanın dönmesini,  $\tilde{S}$  ise türbülanslı burgaç için deformasyon hızı büyüklüğünü temsil etmektedir.  $\sigma_{\tilde{v}_t} - c_{b1} - c_{b2} - \kappa - c_{v1} - c_{w1} - c_{w2}$  ve  $c_{w3}$  sabit olup  $d$  ise duvara olan dik uzaklıktır.

Çizelge 3.1: Spalart – Allmaras türbülans modeline ait sabit sayılar [39, 40]

$\sigma_{\tilde{v}_t}$	2/3
$c_{b1}$	0.1355
$c_{b2}$	0.622
$\kappa$	0.4187
$c_{v1}$	7.1
$c_{w1}$	3.206
$c_{w2}$	0.3
$c_{w3}$	2

Değiştirilmiş türbülanslı viskozite denkleminin çözülmesi için kullanılan sınır koşulları duvarda ve serbest akım bölgesi içinde  $\tilde{v}_t = 0$  şeklindedir. Ancak bazı çözücüler serbest akım sınır koşulunda yaşadığı problemlerden dolayı bu bölgede  $\tilde{v}_t \leq \frac{v}{2}$  sınır koşulunu kullanmaktadır [41].

### 3.1.2.2 k- $\omega$ SST

2 denklemlilik ve Boussinesq Yaklaşımı temelli türbülans modelleri ailesinin en yaygın kullanılanlarından olan k- $\epsilon$  ve k- $\omega$  modellerinin birleştirilmesi ile k- $\omega$  SST türbülans

modeli (modelin geliştiricisi olan F.R. Menter'e ithafen Menter'in SST Modeli (Menter's SST k- $\omega$  Model) olarak da adlandırılır) ortaya çıkmıştır.

Orijinal k- $\epsilon$  modeli ile geniş yelpazede akışlar için kabul edilebilir doğrulukta sonuçlar elde edilebilmektedir. Buna karşın k- $\epsilon$  modelinin iz bölgesinde türbülans gerilmelerini olduğundan fazla hesaplaması sebebiyle akış kopmasının sıklıkla görüldüğü ters basınç gradyenli sınır tabaka problemlerinin çözümünde başarısız olduğu bilinmektedir. k- $\omega$  modelinin ise sınır tabakayı çözümlene konusunda k- $\epsilon$  modeline kıyasla oldukça başarılı olmasına karşın giriş sınır koşuluna karşı oldukça hassas olması, bu iki modelin güçlü yönlerin bir araya getirilip yeni bir türbülans modeli oluşturulmasına önyak olmuştur. k- $\omega$  SST modelinde duvar yakınlarında değiştirilmiş k- $\omega$  modeli kullanılırken, duvardan uzakta orijinal k- $\epsilon$  modelinden türetilmiş olan k- $\omega$  modeli kullanılır [41].

k- $\omega$  SST türbülans modelinde türbülanslı kinetik enerji ( $k$ ) ve türbülanslı kinetik enerjinin yitim hızı ( $\omega$ ) için taşınım denklemleri çözülür.  $k$  ve  $\omega$  hesaplandıktan sonra cebirsel bir bağıntı ile türbülanslı viskozite ( $\nu_t$ ) hesaplanır.

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} &= \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \end{aligned} \quad (3.23)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} &= \frac{\gamma}{\nu_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 \\ &+ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \\ &+ 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (3.24)$$

(3.23) ve (3.24) k- $\omega$  SST türbülans modelinde türbülanslı kinetik enerji ve bu enerjinin yitim hızının hesaplanması için çözülmesi gerek kısmi diferansiyel denklemleri göstermektedir. Duvara olan uzaklığa göre çalışan bir algoritma yardımıyla (3.24)'de görülen  $F_1$  terimi sınır tabaka içerisinde 1 değerini alıp sınır



tabaka dışarısına çıkıldıkça 0 değerine yakınsar. Bu şekilde sınır tabaka içerisinde değiştirilmiş  $k-\omega$ , dışarıda ise  $k-\varepsilon$ 'dan türetilmiş  $k-\omega$  modeli kullanılmış olur.

$$\tau_{ij} = \mu_t \left( 2S_{ij} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (3.25)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (3.26)$$

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)} \quad (3.27)$$

$$\Omega = \sqrt{2W_{ij}W_{ij}} \quad (3.28)$$

$$W_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (3.29)$$

$$\phi = F_1 \phi_1 + (1 - F_1) \phi_2 \quad (3.30)$$

$$F_1 = \tanh(\arg_1^2) \quad (3.31)$$

$$\arg_1 = \min \left[ \max \left( \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega d}, \frac{500\nu}{d^2 \omega} \right), \frac{4\rho\sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} d^2} \right] \quad (3.32)$$

$$CD_{k\omega} = \max \left( 2\rho\sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20} \right) \quad (3.33)$$

$$F_2 = \tanh(\arg_2^2) \quad (3.34)$$

$$\arg_2 = \max\left(2 \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega d}, \frac{500\nu}{d^2 \omega}\right) \quad (3.35)$$

(3-25)'ten (3-35)'e kadar olan denklemler ve Çizelge 3.2, k-  $\omega$  SST türbülans modelinin çözümünde kullanılan diğer diferansiyel denklemler ile cebirsel bağıntıları ve katsayıları göstermektedir.

Çizelge 3.2: k-  $\omega$  SST türbülans modeline ait sabit sayılar [42]

$\gamma_1$	$\frac{\beta_1 - \sigma_{\omega 1} \kappa^2}{\beta^* - \sqrt{\beta^*}}$
$\gamma_1$	$\frac{\beta_2 - \sigma_{\omega 2} \kappa^2}{\beta^* - \sqrt{\beta^*}}$
$\sigma_{k1}$	1.176
$\sigma_{k2}$	1
$\sigma_{\omega 1}$	2.0
$\sigma_{\omega 2}$	1.168
$\beta_1$	0.075
$\beta_2$	0.0828
$\beta^*$	0.09
$\kappa$	0.4187
$a_1$	0.31

Transition SST türbülans modelinde ise k ve  $\omega$  için çözülen taşınım denklemlerine ek olarak kesiklilik (intermittency) ve kesiklilik değerinin ilk artmaya başladığı noktadaki Reynolds sayısı değeri olan  $Re_{\Theta}$  için taşınım denklemleri çözülür.

$$\begin{aligned} \partial(\rho\gamma)/\partial t + \partial(\rho U_j \gamma)/(\partial x_j) & \quad (3.36) \\ = P\gamma_1 - E\gamma_1 + P\gamma_2 - E\gamma_2 + \partial/(\partial x_j) [(\mu \\ + \mu_t/\sigma_\gamma) \partial\gamma/(\partial x_j)] \end{aligned}$$

$$\frac{\partial(\rho Re_{\theta})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j Re_{\theta})}{\partial x_j} = P_{\theta t} + \partial/(\partial x_j) [\sigma_{\theta t}(\mu + \mu t) \partial Re_{\theta}/(\partial x_j)] \quad (3.37)$$

### 3.2 Çözücü Tipi

FLUENT yazılımında problemin fiziğine göre Basınç Tabanlı veya Yoğunluk Tabanlı çözücüler kullanılır. Bu ayırım akış esnasındaki yoğunluk değişimlerinin akış alanı üzerindeki etkisine göre yapılır. 2.1’de bahsedildiği gibi gazların yoğunluk değişimleri Mach 0.3 ve üzeri hızlarda dikkate değer hale gelmektedir. Mach 3 limitine kadar Basınç Tabanlı Çözücü kullanılabileceği belirtilse de [43], sıkıştırılabilirlik etkilerinin ihmal edildiği Mach 0.3 ve altındaki hızlarda Basınç Tabanlı Çözücü, akışın sıkıştırılabilir olduğu Mach 0.3 üstündeki hızlarda ise Yoğunluk Tabanlı Çözücü seçimi daha doğru olacaktır. Basınç Tabanlı Algoritma kendi içerisinde Ayrık ve Bağlaşık olarak ikiye ayrılır. Basınç Tabanlı Bağlaşık Algoritma momentum ve basınç tabanlı süreklilik denklemlerini bir arada çözer. Bu yaklaşım çözümün yakınsama hızını artırır ancak momentum ve korunumdan oluşan denklem sistemi daha çok alan kapladığından hafıza ihtiyacı daha fazla olur. Basınç Tabanlı Ayrık Algoritma’da ise önce momentum denklemini çözülerek hız bileşenleri elde edilir. Daha sonra bu hız bileşenleri yardımıyla süreklilik denklemini (basınç düzeltme denklemini) çözülerek kütle akısı hesaplanır. Kütle akısı yardımıyla hız bileşenleri ve basınç değeri yeniden düzenlenir ve daha sonra türbülanslı büyüklüklerin hesaplanmasına geçilir. Denklemlerin çözümü sıralı ilerlediği için hafıza ihtiyacı Bağlaşık Algoritma’ya kıyasla daha azdır ancak yakınsama süresi daha uzundur.

### 3.3 Çözüm Yöntemi

Basınç – Hız Bağlaşımı, basınç tabanlı çözücüler de kullanılmakta olup, bağlaşık çözücüler için Coupled şeması, ayrık çözücüler içinse SIMPLE, SIMPLEC ve PISO şemaları mevcuttur. Bu çalışma kapsamında gerçekleştirilen HAD analizleri Mach 0.15 hızındaki akışa ait olup, sıkıştırılmaz akış kabulü dahilinde gerçekleştirildiğinden Basınç Tabanlı Ayrık Çözücü kullanılmıştır. Bu sebeple basınç-hız bağlaşımı için de içinse SIMPLE, SIMPLEC ve PISO seçenekleri arasından bir seçim yapılmıştır.

COUPLED şeması akışın sıkıştırılabilir olduğu ancak Yoğunluk Tabanlı Çözücü yerine Basınç Tabanlı Çözücü'nün kullanılmak istendiği durumlarda tercih edilmelidir. Ayrıca, SIMPLE şeması ile çözülmesi denenen ancak yakınsama sorunu yaşanan problemlerde COUPLED şemasının daha uygun olabileceği belirtilmiştir [46].

SIMPLE şeması basınç tabanlı çözücüler ile çözülecek olan sıkıştırılmaz akış problemlerinde en yaygın kullanılan şema olup, HAD uygulamalarının büyük çoğunluğu için uygundur. SIMPLEC (SIMPLE-Consistent) ise SIMPLE şemasına benzer olup daha yüksek gevşeme parametrelerine sahip olduğundan dolayı yakınsama süresinde kısalma sağlamaktadır. SIMPLEC şemasında basınç düzeltimi gevşeme parametresi (pressure correction under-relaxation parameter) için varsayılan değer 1.0 olup, bu değer çarpıklığı fazla olan ağ yapılarında çözümün kararsızlığına yol açabilmektedir. Bu gibi durumlarda varsayılan değer 0.7 civarına indirilmesi ya da SIMPLE şemasının tercih edilmesi uygun olur. Bunun yanında, SIMPLEC şemasının akademik çalışmalar için daha uygun olduğu da FLUENT kullanıcı eğitim dokümanlarında belirtilmiştir [46].

PISO zamana bağlı akışların analizinde ve kararlı akışların zamana bağlı çözümlerinde büyük zaman adımları kullanılarak tercih edilmelidir.

Bu çalışma kapsamında gerçekleştirilen HAD analizlerinde gradyanlarının hesaplanması için Least Squares Cell Based (Hücre Tabanlı En küçük Kareler) yaklaşımı kullanılmıştır. Bu yaklaşımda komşu iki eleman arasında, herhangi bir fiziksel büyüklüğün doğrusal olarak değiştiği varsayılmaktadır.



büyükliğün kendisi ile elemanın merkezindeki değer ile elemanın kaynak yönündeki komşusunun merkezi ile elemanın merkezi arasındaki fiziksel büyükliğün değişimi toplanır.

$$\phi_{face} = \phi + (\nabla\phi) \cdot \vec{r} \quad (3.38)$$

Zamanda ayırıklaştırma için ise Fluent yazılımı kapalı ayırıklaştırma yaklaşımı kullanılmaktadır. Hesaplamalı akışkanlar dinamiğinde kapalı algoritmalar açık algoritmaların aksine bir zaman adımındaki değerlerin hesaplanması için bir önceki adımın sonuçlarına ihtiyaç duymayıp, tüm adımların sonuçlarını eş zamanlı olarak hesapladığından koşulsuz kararlıdırlar. Bu sebeple diğer faktörlerin probleme yol açmadığı kabulü altında zamanda ayırıklaştırmanın kapalı yapıldığı nümerik çözümler her koşulda yakınsar denilebilir. Zamanda ayırıklaştırmada birinci derece yerine ikinci derece şemanın seçilmesi yine yakınsama süresini uzatırken sonuçların doğruluğunu artıracaktır. Zamanda ikinci dereceden kapalı ayırıklaştırma şeması aşağıdaki gibidir.

$$\frac{3\phi^{n+1} - 4\phi^n + \phi^{n-1}}{2t} = f(\phi^{n+1}) \quad (3.39)$$

$$\phi^{n+1} = \phi^n + \Delta t f(\phi^{n+1}) \quad (3.40)$$

Sayısal çözümünde yakınsama problemi yaşanmadığı takdirde Fluent yazılımında SIMPLEC şeması için varsayılan gevşeme faktörleri değerlerine sadık kalınması daha uygun olacağından aşağıdaki varsayılan değerler ile çözüm yapılmıştır.

Çizelge 3.3: Basınç tabanlı ayırık çözücü ve SIMPLEC Basınç-Hız Bağlaşım şeması için gevşeme faktörleri

<b>Gevşeme Parametresi</b>	<b>Sayısal Değer</b>
Basınç	0.3
Yoğunluk	1
Cisim Kuvvetleri	1
Momentum	0.7
Değiştirilmiş Türbülanslı Viskozite	0.8
Türbülanslı Viskozite	1

#### 4 KONTROLSÜZ AKIŞ ANALİZLERİ

NACA 0012 kanat profili üzerindeki akışın aktif kontrol yöntemleriyle manipüle edilmesinden önce, kontrolsüz durum için HAD analizleri yapıp sonuçların deneysel verilerle kıyaslanması ve sayısal çözüm yönteminin güvenilirliğinin test edilmesi gerekmektedir. Öncelikli olarak deneysel sonuçlarla kontrolsüz analizlerin, daha sonrasında da kontrolsüz analizlerle kontrollü analizlerin sonuçlarının kıyaslanması yapılacağından dolayı üç durumda da koşullar benzer olmalıdır. Kontrolsüz analizler ile deneysel çalışma için Reynolds ve Mach sayılarının benzer olması gerekmektedir.

Kontrolsüz analizlerin kıyaslamasının yapılacağı deneysel veriler Charles L. Ladson'un NASA Langley Araştırma Merkezi'nde yürüttüğü ve 1988'de yayımlanan çalışmasından [7] ve Abbot ve Von Doenhoff'un Theory of Wing Sections çalışmasından [8] alınmıştır.  $M=0.15$  ve  $Re=3.94 \times 10^6$  koşullarında NACA 0012 kanat profili üzerindeki akış için alınan ölçümlerde sürüklenme ve kaldırma katsayıları aşağıdaki gibidir:

Çizelge 4.1: NACA 0012 üzerindeki akışa ait deneysel sonuçlar

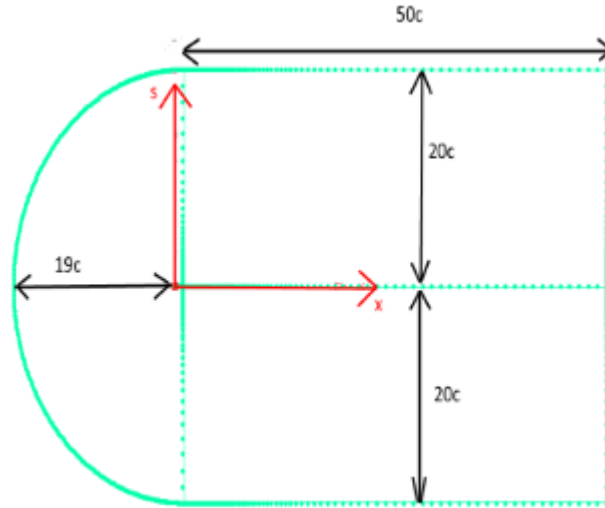
<b>LADSON [9] - NACA 0012 Deneysel Sonuçlar (<math>M=0.15 / Re=3.94 \times 10^6</math>)</b>		
<b>Angle of Attack (<math>\alpha</math>)</b>	<b><math>C_d</math></b>	<b><math>C_l</math></b>
-4.06	0.00701	-0.4019
-0.04	0.00659	-0.0033
3.96	0.00631	0.4203
6.00	0.00712	0.6360
8.17	0.00985	0.8657
10.02	0.00934	1.0629
11.07	0.01069	1.1622
12.08	0.01289	1.2489
13.37	0.01523	1.3587
14.10	0.01725	1.4215
15.14	0.02045	1.4844

KontROLSÜZ referans (baseline) analizlerde serbest akım hava hızı ve sıcaklığı sırasıyla  $M=0.15$  ve 300 Kelvin olarak kabul edilmiştir. Seçilen Mach sayısı ve sıcaklık değerlerine göre diğer büyüklüklere dair hesaplamalar Ek 1: HAD Analizleri İçin Giriş Koşulları ile Referans Değerlerin Hesaplanması detaylı olarak belirtilmiştir.

Çizelge 4.2: Akış alanı için sınır koşulları ve referans değerler

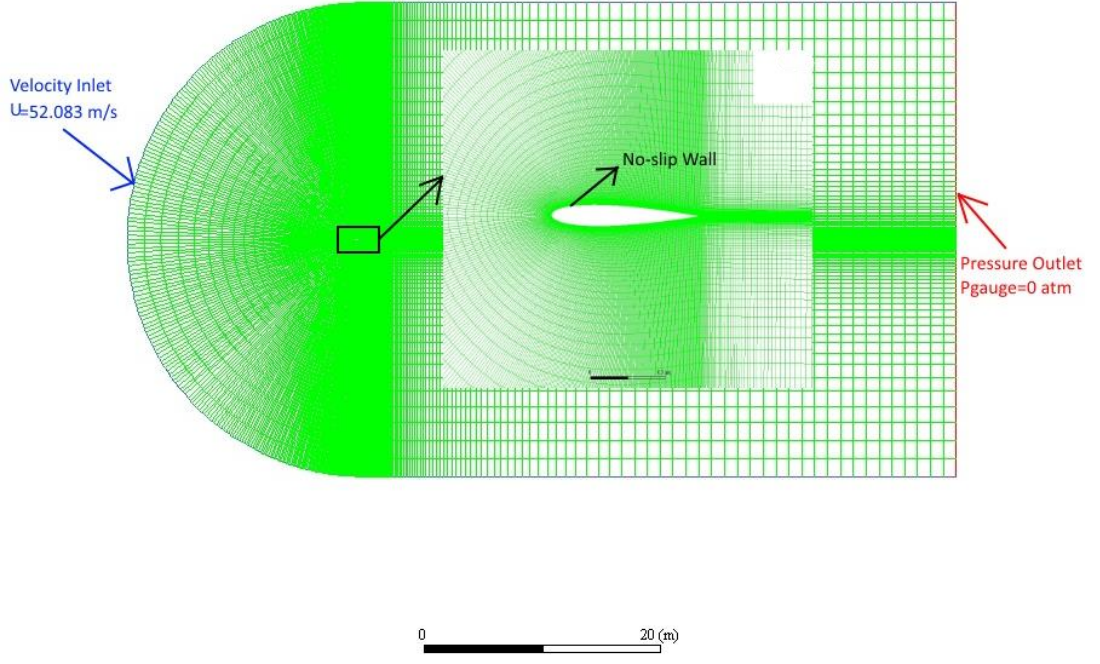
$U_{\infty}$	52.083 m/s
$P$	101359.121 Pa
$\rho$	1.177 kg/m <sup>3</sup>
$\nu$	1.568x10 <sup>-5</sup> m <sup>2</sup> /s
$T$	300 K
$M$	0.15
$c$	1 m
$Re$	3.32x10 <sup>6</sup>

DeneySEL çalışma ile aynı Mach sayısında, deneysel çalışmanınkine yakın bir Reynolds sayısına sahip olan akış için yapılan 2 boyutlu HAD analizlerinde C ve H tipi farklı ağ yapılarının birleşiminden oluşan bir akış alanı kullanılmıştır. Kanat profiline firar kenarı yarı çapı 40 veter büyüklüğünde olan yarım daire şeklindeki C-Tipi ağ yapısının merkezine yerleştirilmiştir. İz bölgesi içinse yüksekliği 40, uzunluğu 50 veter büyüklüğünde olan H-Tipi bir ağ yapısı oluşturulmuştur.



Şekil 4.1: HAD analizlerinde kullanılan akış alanının boyutlandırılması





Şekil 4.2: HAD analizlerinde kullanılan akış alanı ve sınırların tipleri

#### 4.1 Ağ Yapısı

Ağ yapısının oluşturulmasında POINTWISE [44] yazılımı kullanılmıştır.  $0^\circ$  hücum açısında 4 farklı yapısının sürüklenme katsayısı sonuçlarının kıyaslanması ile ağ yapısı bağımsızlığı test edilmiştir. HAD analizlerinde türbülanslı sınır tabakanın tam olarak çözümlenebilmesi için  $y^+$  değerinin 1 veya daha küçük olması gerekmektedir. NASA Grid Spacing Calculator [45] uygulaması yardımıyla  $y^+$  değerinin 1 veya 1'den küçük olmasını sağlayan ilk eleman boyutu  $7.7 \times 10^{-6}$  metre olarak hesaplanmıştır.

Oluşturulan 4 farklı ağ yapısında da S yönünde büyüme oranı 1.1 iken X yönünde 1.05 olarak belirlenmiştir. Büyüme oranının S yönünde 1.1 ile sınırlandırılmayıp 1.02 – 1.05 aralığında tutulması daha faydalı olabilirdi ancak S yönündeki eleman boyutu X yönündekine kıyasla zaten fazlasıyla küçük olduğundan, S yönündeki büyüme oranını azaltmak iki yöndeki eleman boyutları arasındaki farkı daha da artırıp halihazırda 365000 civarında olan uzunluk oranını daha da büyütecektir. Sınır tabaka problemlerinde X yönündeki gradyanlar çok fazla önemli olmasa da uzunluk oranının artması S yönündeki elemanların X yönündekilerle kıyasla çok çok küçülmesini ve ağ yapısı kalitesinin azalmasına neden olacaktır. X yönünde büyüme ilk 25 metre için geçerli olup, 25-50 metre arasında eleman boyutu sabit tutulmuştur.

Çizelge 4.3: Kıyaslaması yapılan ağ yapılarının ilk eleman yükseklik ve genişlikleri

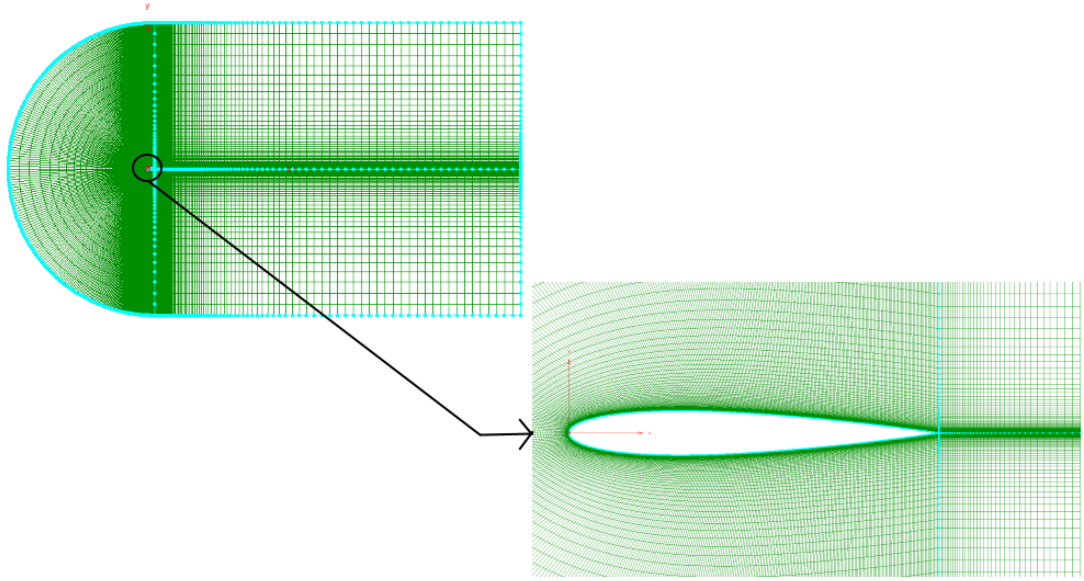
Farklı Ağ Yapılarına Ait Özellikler							
Ağ Numarası	Eleman Sayısı	Kanat üzerindeki eleman sayısı	$\Delta s$	$\Delta x$	$C_d$	% Fark	$y^+$
1	41832	120	$1.2 \times 10^{-5}$	$1.6 \times 10^{-2}$	0.01037	---	1.300
2	67804	250	$6.0 \times 10^{-5}$	$8 \times 10^{-3}$	0.00877	15.411	0.510
3	109980	500	$3.0 \times 10^{-6}$	$4 \times 10^{-3}$	0.00862	1.724	0.265
4	192992	500	$1.5 \times 10^{-6}$	$2 \times 10^{-3}$	0.00864	0.282	0.140



Şekil 4.3: Ağ yapısı bağımsızlığı grafiği

0° hücum açısında yapılan HAD analizleri sonucunda elde edilen  $C_D$  değerleri kıyaslanmıştır. 109980 elemana sahip olan 3 numaralı ağ yapısı ile 192992 elemanlı 4 numaralı ağ yapısına ait sonuçlar arasında kayda değer bir fark olmadığından dolayı 109980 elemanlı ağın çözüm için yeterli olacağı görülmüştür. Bölüm 2’de belirtildiği gibi [10-12,15] NACA 0012 üzerindeki sıkıştırılmaz akışa ait 2 boyutlu HAD analizlerinde 100000 eleman mertebesinde bir ağ yapısı yeterli olmaktadır.

Ağ yapısının doğrulanmasından sonraki aşamada türbülans modelinin seçilmesi için gerçekleştirilen çalışma yer alır. Literatür taraması sonucunda gözlendiği üzere Spalart - Allmaras ve  $k - \omega$  SST türbülans modelleri, kanat profilleri üzerindeki sıkıştırılmaz akışın 2 boyutlu HAD analizlerinde deneysel verilerle oldukça uyumlu sonuçlar vermektedir [11,12,15]. Bu sebeple türbülans modeli seçiminde bu 2 modelin kıyaslaması yapıp, uygun olan model ile kontrollü analizlere devam edilmiştir.



Şekil 4.4: 109980 elemanlı ağ yapısının görünümü

## 4.2 Türbülans Modeli Seçimi

Türbülans modellerinin kıyaslanmasında her iki model için  $0^\circ - 20^\circ$  aralığında  $0^\circ-5^\circ-10^\circ-15^\circ-16^\circ-17^\circ-18^\circ-19^\circ-20^\circ$  hücum açısı durumlarında analizler gerçekleştirilmiştir.  $15^\circ - 20^\circ$  aralığının daha detaylı incelenmesinin sebebi NACA 0012 kanat profili için perdövites açısının  $16^\circ - 18^\circ$  civarında gözlenmesidir [6-8].

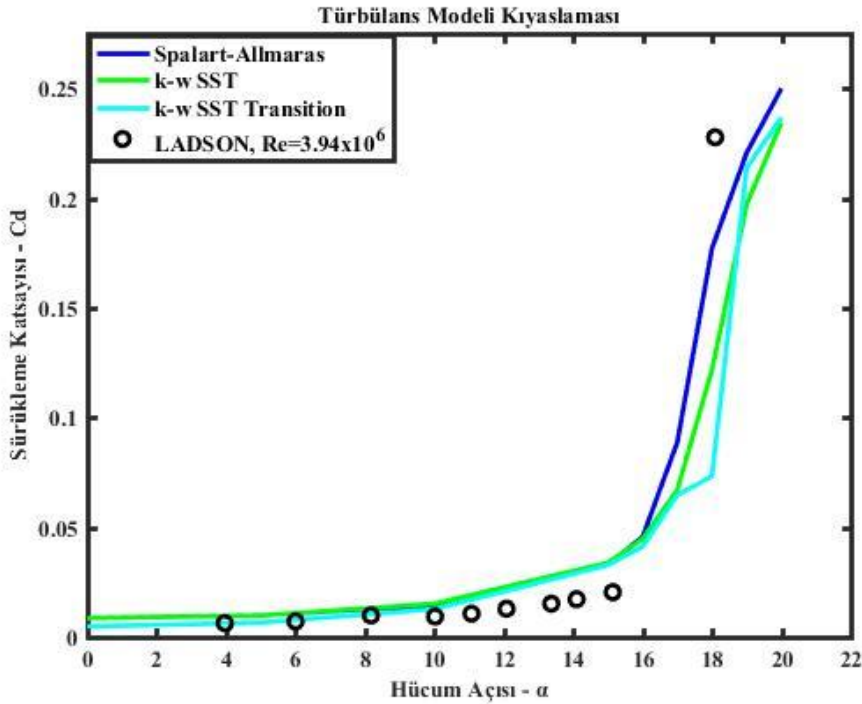
Türbülans modeli kıyaslamasında kararlı durum ve zamana bağlı durum için ayrı analizler gerçekleştirilmiştir. Zamana bağlı durumun çözücü ayarlarında zaman adımı dışında kararlı durumdan farklı bir işlem yapılmamıştır. Akışın Mach sayısı 0.3'ten küçük olduğu için problem sıkıştırılmaz olarak modellenmiştir ve bu sebeple basınç tabanlı çözücü seçilmiştir. SIMPLEC basınç-hız bağlaşım şeması, Least Squares Cell Based gradyen ayrıklaştırma şeması ve ikinci dereceden basınç, momentum ve değiştirilmiş türbülanslı viskozite ayrıklaştırma şemaları kullanılmıştır. Zaman bağlı çözümlerde zamansak formülasyon ikinci derecen kapalı şema kullanılarak yapılmıştır. Her iki türbülans modeli için de giriş için türbülans sınır koşulu olarak türbülanslı viskozite oranı (Turbulent Viscosity Ratio= $\frac{\mu_t}{\mu}$ ) kullanılmış ve Fluent yazılımında varsayılan değer olan 10 seçilmiştir. Çözücü ayarları ve ayrıklaştırma şemalarından 3'te bahsedilmiştir.

Sınır koşulları Şekil 4.2'de görüldüğü gibi olup, girişe verilen hız sınır koşulu için Çizelge 4.2'de belirtilen serbest akım hızı kullanılmıştır. Çıkış için seçilen basınç sınır koşulunda ise Ek 1'de hesaplanan serbest akım basıncı referans alınarak 0

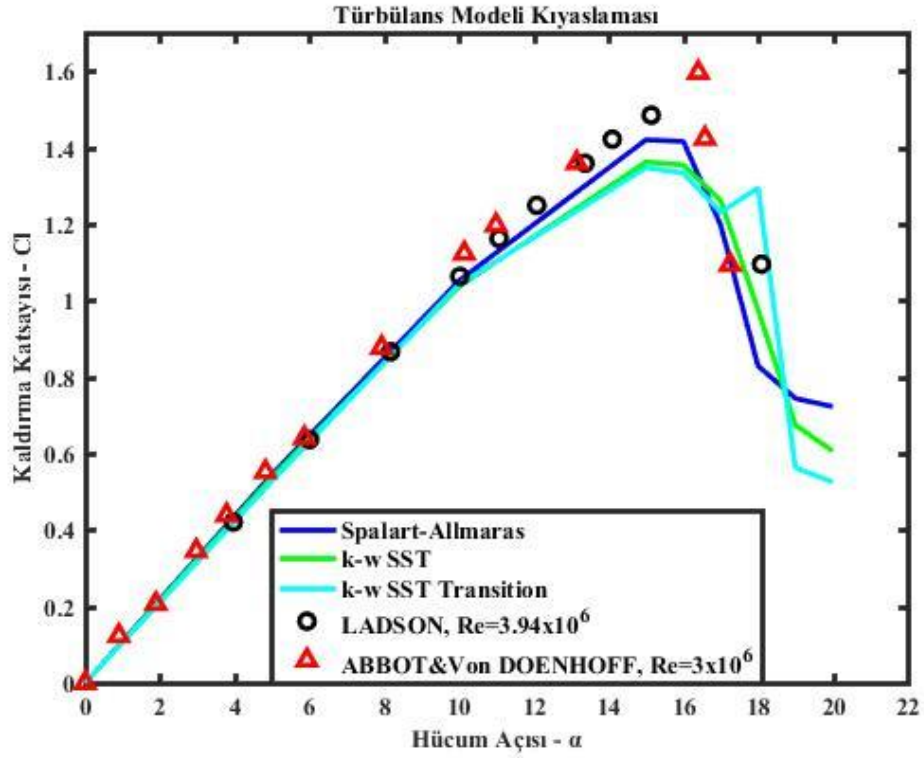
Pascal gösterge basıncı değeri kullanılmıştır. Giriş ve çıkış sınırları duvar sınır koşuluna sahip olan kanat yüzeyinden yeterince uzakta oldukları için buralardaki fiziksel büyüklüklerin serbest akım değerleri kullanılmıştır.

Çözücü içerisinde bir yakınsama kriteri belirlenmeyip, kalıntılar ile monitör değerlerinin değişiminin gözlenmesi sonucunda çözümün yakınsayıp yakınsamadığına karar verilmiştir. Yakınsama monitörü olarak kanat üzerindeki sürüklenme ve kaldırma katsayıları seçilmiş olup, bu katsayıların sabit bir değere ulaşip değişmeyi bırakması ve kalıntıların tamamının belirli bir değer etrafında salınması esas alınmıştır. Tüm kalıntıların bir sabit etrafında salındığı durumda en büyük kalıntı değerinin dahi  $10^{-6}$ 'dan küçük olduğu gözlenmiş ve bu sebeple çözümün yakınsadığına kanaat getirilmiştir. 2 boyutlu akış için 25000 iterasyon civarında tüm kalıntıların  $10^{-6}$  seviyesine inmektedir.

Spalart -Allmaras, k -  $\omega$  SST ve modelleri için yukarıda bahsedilen çözücü ayarları ve yakınsama kriteri uygulamasıyla  $0^\circ$ - $20^\circ$  hücum açısı aralığında akış simülasyonları gerçekleştirilmiş, elde edilen  $C_d$  ve  $C_l$  değerleri deneysel veriler ile kıyaslanmıştır. Kararlı durum için türbülans modeli seçimi için yapılan çalışmaya ait Şekil aşağıdaki gibidir.



Şekil 4.5: Kontrolsüz akışın kararlı durumunda farklı türbülans modellerinin sürüklenme katsayılarının kıyaslanması

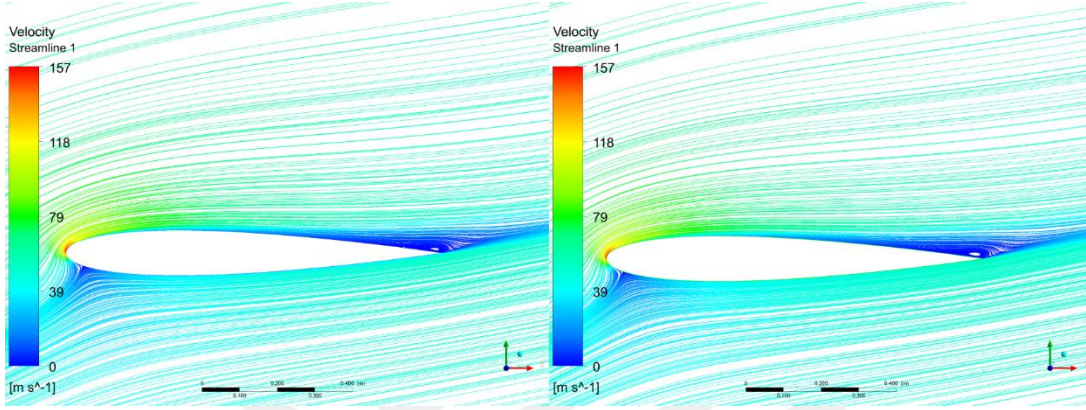


Şekil 4.6: Kontrolsüz akışın kararlı durumunda farklı türbülans modellerinin kaldırma katsayılarının kıyaslanması

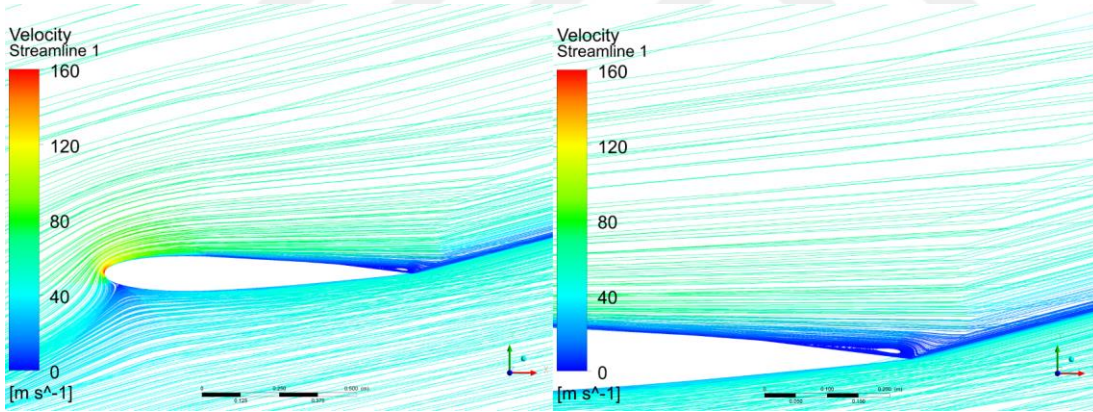
Şekil 4.5 ve Şekil 4.6'dan her iki türbülans modelinin de deneysel veriler ile oldukça uyumlu sonuçlar verdiği görülebilir. Kaldırma kuvvetinin neredeyse sabit bir ivmeyle arttığı  $15^\circ$  hücum açısına kadar olan kısımda her iki katsayı için de elde edilen sonuçlar 2 farklı deneysel veri seti ile oldukça uyumludur. NACA 0012 üzerindeki sıkıştırılmaz akışın genel olarak  $16^\circ$ - $18^\circ$  civarında maksimum kaldırma kuvvetine erişip bu noktadan sonra perdövitesten dolayı kaldırma kuvvetinde hızlı bir düşüş meydana geldiği bilinmektedir. Akış kopmasının perdöviteye sebep olacak kadar büyümesi ve büyük bir ters akım bölgesinin oluşması,  $15^\circ$ 'den büyük hücum açılarındaki akışları oldukça karmaşık kılmaktadır.  $15^\circ$ - $20^\circ$  aralığında elde edilen sonuçların deneysel verilerle tam olarak örtüşmemesi bu aralıkta akışın karmaşıklaşması, analizlerin 2 boyutlu akış kabulü ile yapılması, türbülans modellerinin türbülansın doğasını tam doğrulukla yansıtamaması ve HAD analizlerinin sayısal hataları barındırması ile açıklanabilir. Spalart – Allmaras modelinin Abbot ve Von Doenhoff'un sonuçlarına [8] tüm aralıkta, Ladson'un sonuçlarına [9] ise  $15^\circ$  hücum açısına kadar daha yakın sonuçlar verdiği, k –  $\omega$  SST



modelinin ise Ladson'un sonuçlarına [7] perdövites sonrası bölgede daha yakın sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir. Laminer-türbülans geçişinin daha detaylı incelenebilmesi için  $k - \omega$  SST modelinden türetilen  $k - \omega$  SST Transition modeli ile elde edilen sonuçlar ise yine deneysel verilere yakın olmakla beraber, deneysel sonuçlara Spalart - Allmaras ve  $k - \omega$  SST modellerine kıyasla daha uzak kalmaktadır.



Şekil 4.7:  $k - \omega$  SST ve Transition SST türbülans modelleri ile  $15^\circ$  hücum açısı için elde edilen çözümlere ait akım çizgileri



Şekil 4.8: Spalart -Allmaras türbülans modeli ile  $15^\circ$  hücum açısı için elde edilen çözüme ait akım çizgileri

#### 4.2.1 Zamana bağlı ve zamandan bağımsız analizler

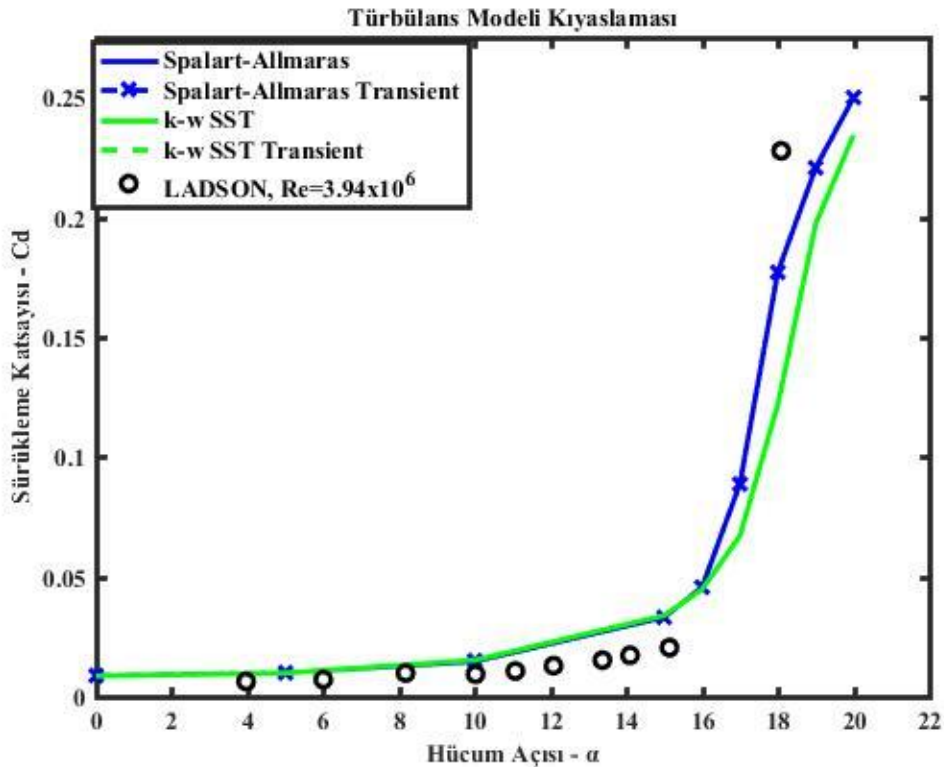
$k - \omega$  SST ve Spalart - Allmaras türbülans modeli için yapılan zamana bağlı analizlerde problemin fiziğinin zamandan bağımsız olduğu görülmüştür. Analizler sonunda kaldırma ve sürükleme katsayılarının kararlı durum analizlerinde elde edilen sonuçlara yakınsadığı gözlemlenmiştir. Zamana bağlı analizlerde yakınsama kontrolü kararlı durumla aynı şekilde olup, sürükleme katsayısının küçük salınımlarından

dolayı son zaman adımı içerisindeki değerlerin ortalaması yakınsamış değer olarak kullanılmıştır.

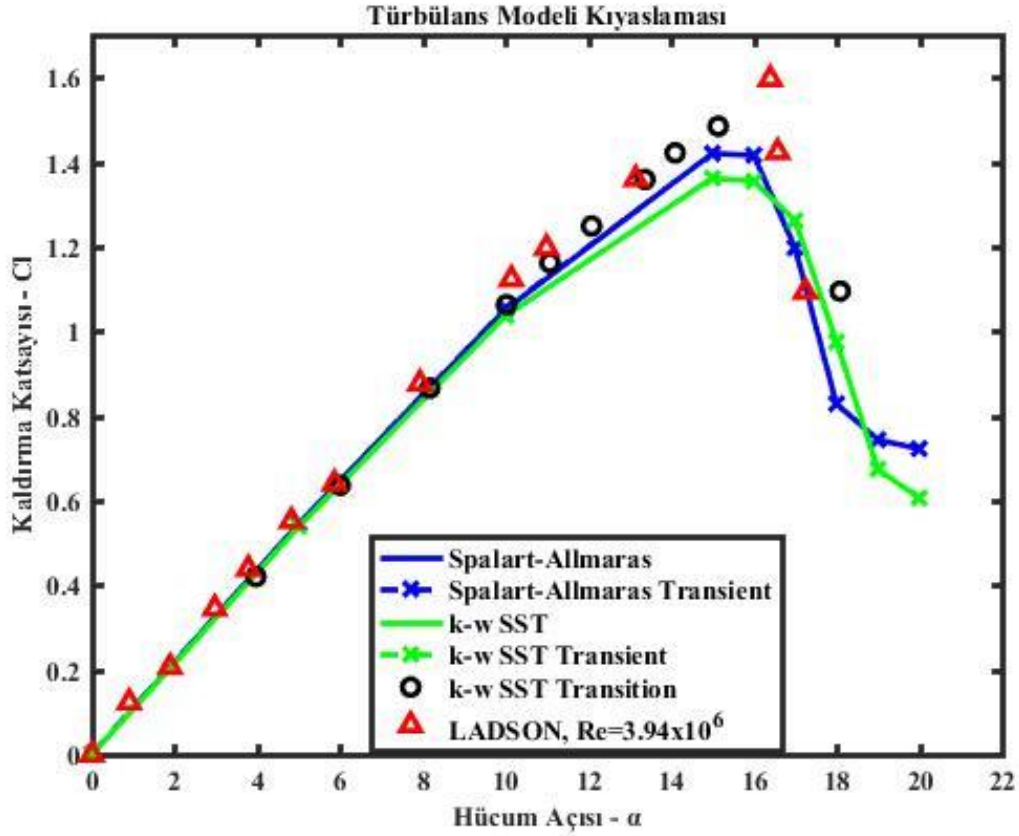
Literatürde belirtildiği gibi NACA 0012 kanat profili üzerindeki akış° hücum açısına kadar zamandan bağımsız olup HAD analizlerinde seçilen 0.005 saniyelik bir zaman adımı zamana bağlı durumda ( $\alpha > 20^\circ$ ) zamana bağlı etkileri yakalamakta yeterli olmuştur [20]. Bu nedenle 0.002 saniyelik bir zaman adımı seçilip zamana bağlı sonuçların zamandan bağımsız analiz sonuçları ile kıyaslanması vasıtası ile problemin zamandan bağımsızlığı gösterilmiştir.

Bir zaman adımı 10 iç iterasyonda tamamlanmakta olup, 25000-30000 civarında toplam iterasyon sonucunda yaklaşık 3 saniyelik bir zaman dilimi için elde edilen çözümler sabit bir değere yakınsamaktadır.

Şekil 4.5 ve Şekil 4.6'ya iki türbülans modelinin zamandan bağımsız analiz sonuçları eklenmesiyle aşağıdaki Şekil 4.9 ve Şekil 4.10 elde edilmiştir. Şekillerden zamana bağlı sonuçların kararlı durum sonuçları ile aynı olduğu görülmektedir.



Şekil 4.9: Kontrolsüz akışın zamana bağlı durumunda farklı türbülans modellerinin sürüklenme katsayılarının kıyaslaması

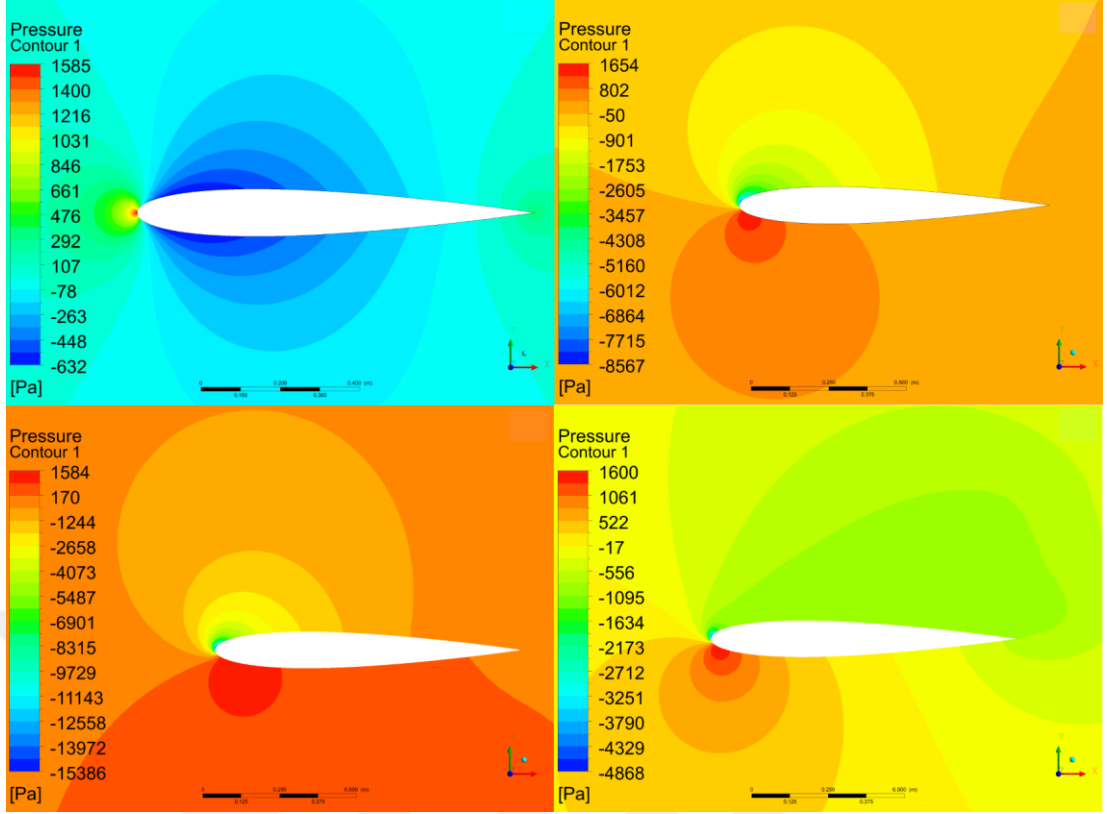


Şekil 4.10: Kontrolsüz akışın zamana bağlı durumunda farklı türbülans modellerinin kaldırma katsayılarının kıyaslaması

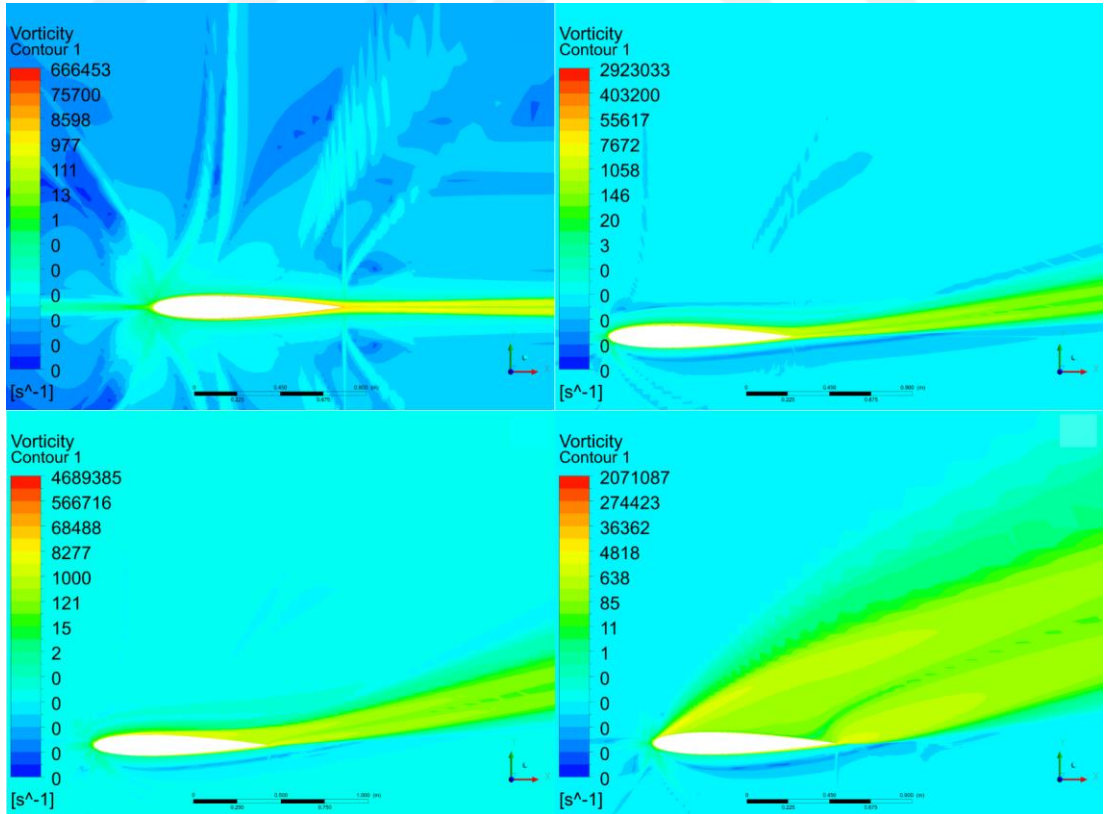
Şekil 4.9 ve 4.10'dan görüldüğü üzere zamana bağlı analizlerin sonuçları ile zamandan bağımsız analiz sonuçları grafik üzerinde çakışık durumdadır. Böylelikle problemin zamandan bağımsız olduğu ve HAD analizlerini zamandan bağımsız olarak sürdürmenin mümkün olduğu görülmektedir.

Şekil 4.11'den görülen basınç konturları hücum açısı arttıkça alt ve üst yüzeyler arasındaki basınç farkının azaldığını ima etmektedir. Azalan basınç farkı kaldırma katsayısının düşüşüne neden olur. Şekil 4.12'deki vortisite konturları ise basınç farkının azalmasının sebebi niteliğindedir. Üst yüzeydeki akış ayrılmasının şiddeti arttıkça ters akım bölgesi büyür. Hücum açısı  $0^\circ$ 'den  $20^\circ$ 'ye ilerledikçe karmaşık girdap yapılarının bolca bulunduğu ve yüksek vortisite değerine sahip ayrılmış akım bölgesinin kapladığı alan artmaktadır. Ters akım bölgesinin büyümesi üst yüzeydeki basıncın artmasına ve kaldırma katsayısında düşüşe (perdövites) neden olmaktadır.





Şekil 4.11: Spalart -Allmaras türbülans modeli ile 0°-10°-15°-20° (saat yönünde) için elde edilen çözümlerden alınan basınç konturları



Şekil 4.12: Spalart -Allmaras türbülans modeli ile elde edilen 0°-10°-15°-20° (saat yönünde) için elde edilen çözümlerden alınan vortisite konturları

Yukarıda görülen çizelge, Şekil ve şekiller ışığında her iki modelin de akışın modellenmesinde başarılı olduğu ve kontrollü analizler için uygunluğunun doğrulandığı söylenebilir. Bir modelin diğerine göre bariz üstünlüğü söz konusu olmamakla beraber, Spalart – Allmaras modeli, tek denklemlilikten dolayı yakınsama süresini azaltması ve havacılık alanındaki uygulamalar için geliştirilip, aerodinamik problemlerinin çözümünde tariheyle sahip olmasından ötürü kontrollü analizlerde kullanılacak türbülans modeli olarak seçilmiştir.



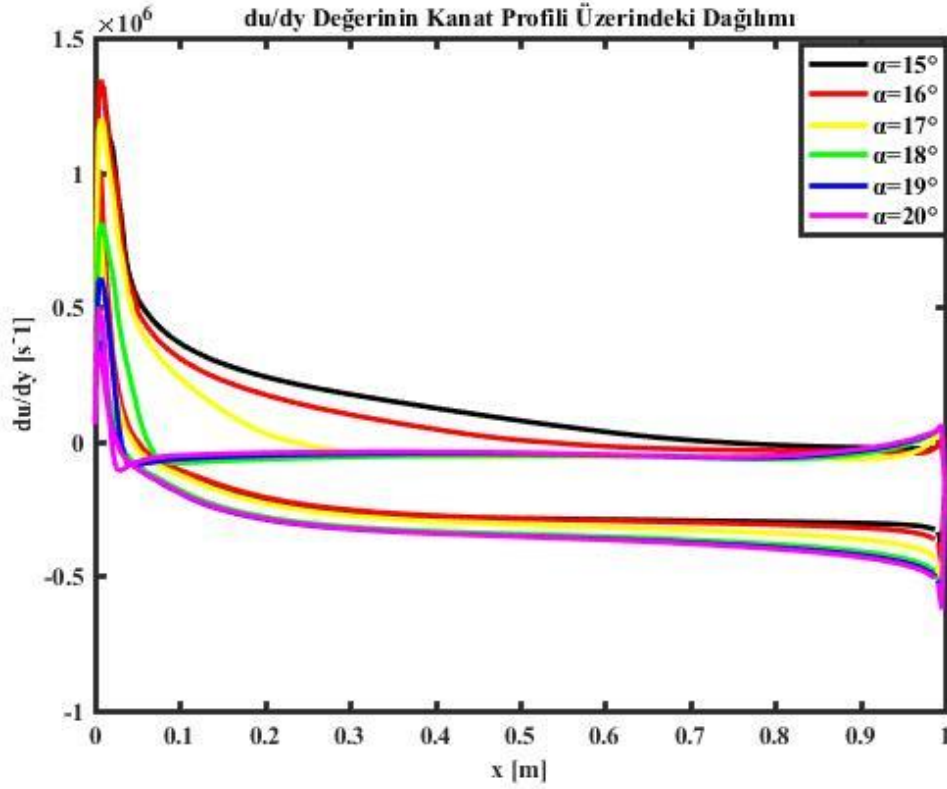
## 5 KONTROLLÜ AKIŞ ANALİZLERİ

Hücum açısı arttıkça akışın kanadın üst yüzeyine tutunma kabiliyeti azalır ve akış kopmasından kaynaklanan olumsuz etkilerin şiddeti artar. Bu sebeple kanat üzerindeki akışta hücum açısının artışı belirli bir değere kadar kaldırma katsayısını doğrusal olarak artırırken, kritik değer olan perdövites açısından sonra kaldırma katsayısı azalmaya başlar. Bu durumun sebebi perdövites açısından itibaren kanadın üst yüzeyindeki akışın hücum kenarına oldukça yakın bölgelerde kopması ve üst yüzeyin büyük bir kısmında ters akım görülmesidir. Bu ters akım bölgesinden kurtulmak için sınır tabaka içerisine momentum eklenmesi veya sınır tabaka içerisinden düşük enerjili akışkanın emilmesi ile akış kopması geciktirilebilir. Sınır tabaka içerisindeki ters akım bölgesine enerji kazandırmak için sınır tabaka içerisine momentum eklenmesi yöntemine üfleme ile akış kontrollü (blowing flow control), düşük enerjili akışkanın sınır tabakadan emilmesine ise emme ile akış kontrollü (suction flow control) adı verilir. Bu tez çalışması kapsamında NACA 0012 üzerindeki akışın kontrolü için 2.2’de bahsedilen çalışmalarda olduğu gibi ters akım bölgesine enerji kazandırmak için sınır tabaka içerisine momentum eklenmesi ve sınır tabaka içerisinden düşük enerjili akışkanın çekilmesi yöntemleri uygulanmıştır.

Deneysel verilerle doğrulanan kontrolsüz HAD analizleri sonucunda NACA 0012 kanat profili üzerinde 0.15 Mach hızındaki akışın 15°-20° hücum açısı aralığında kopma noktaları aşağıdaki Şekil 5-1 yardımıyla belirlenebilir. Şekil 5-1’de farklı hücum açıları için veter doğrusu boyunca  $\partial u/\partial y$  değerinin değişimi çizdirilmiştir.  $\partial u/\partial y$  değerinin sıfır olduğu yani eğrinin x eksenini kestiği noktada akış kopması görülmektedir. Her hücum açısı için kanat profilinin alt ve üst yüzeyine ait olmak üzere 2 farklı çizgi görülmektedir. Bu çizgilerden yukarıda olan emme, aşağıda olan ise basınç yüzeylerini temsil etmektedir.

Şekil 5.1’de görüldüğü üzere perdövitesin meydana geldiği 15° hücum açısından 20°’ye kadar akışın koptuğu nokta hücum kenarına doğru yaklaşmaktadır. Hücum açısı arttıkça akışın kanadın üst yüzeyine tutunması zorlaşır ve akış daha erken

giderek daha erken yüzeyden ayrılır. Akış kopması şartı olan  $\left(\frac{\partial u}{\partial y}\right)_{y=0} = 0$  durumunun sağlandığı noktalar Çizelge 5.1’de belirtilmiştir.



Şekil 5.1: Perdövites sonrası hücum açılarında kanat profili üzerindeki  $\partial u/\partial y$  dağılımı

Çizelge 5.1: Perdövites ve sonrasındaki hücum açıları için akışın emme yüzeyinden koptuğu noktalar

Hücum Açısı [°]	Kopma Noktası [m]
15	0.724
16	0.521
17	0.231
18	0.062
19	0.031
20	0.020

Emme yüzeyinde farklı noktalardan havanın sürekli olarak sınır tabaka içerisine üflenmesi ve sınır tabaka içerisinden emilmesinin akış kopmasının ertelenmesine nasıl etki ettiğinin incelenmesi için 2 boyutlu, kararlı, tümüyle türbülanslı HAD

analizleri yapılmıştır. Analizlerde sırasıyla emme tarafındaki jetin yüzeyine dik, sonra da sınır tabaka içerisine teğet olacak şekilde üflemenin, daha sonra sınır tabaka içerisinde ters akım bölgesindeki düşü enerjili akışkanın süpürülmesinin etkileri incelenmiştir. NACA 0012 kanat profili üzerindeki sıkıştırılmaz akışın karakteristiği 22° hücum açısına kadar kararlı olup, 22°'den sonra emme yüzeyinde periyodik girdap dökülmesi gözlenmeye başladığı için, bu noktadan itibaren aerodinamik parametreler zamanla değişen bir karakter göstermektedir [20]. Kontrolsüz analizlerde zamandan bağımsız ve zamana bağlı çözümlerden elde edilen sonuçların ihmal edilebilecek derecede küçük fark ihtiva etmesi ve jet akışının da kesintisiz ve zamandan bağımsız olması nedeni ile kontrollü HAD analizleri kararlı akış rejiminde yapılmıştır.

Üfleme ile akış kopmasının olumsuz etkilerinin azaltılmasında etken parametre sınır tabaka içerisine üflenen havanın momentumunun serbest akımdaki momentuma oranı olan momentum katsayısıdır ( $C_\mu$ ).

$$C_\mu = \frac{h_{jet}}{c} \left( \frac{U_{jet}}{U_\infty} \right)^2 \quad (5.1)$$

$h_{jet}$  üfleme yapılan jetin genişliğini,  $U_{jet}$  ise üfleme hızını belirtmektedir. Her iki parametre için kullanılan değerler büyüdükçe sınır tabaka içerisine eklenen momentum artmaktadır. Üfleme açısı ( $\Theta$ ) da akış kopmasının kontrol edilmesinde oldukça önemli bir parametre olup, dik üfleme için  $\Theta = 90^\circ$  olmak zorundadır. Sınır tabaka içerisine teğet üflemede ise uygun  $\Theta$  değeri kanat profilinin değişken eğriliğinden dolayı jetin konumuna göre değişmektedir.

Sınır tabaka içerisinden düşük enerjili akışkan kütesinin emilmesi ile aerodinamik performansın iyileştirilmesi yönteminde de önemli parametre emme katsayısıdır ( $C_q$ ). Üfleme yönteminde tanımlanan momentum katsayı ile benzerlik göstermekte olup emme katsayısından farkı ikincil yüzeydeki momentum yerine bu yüzeydeki kütle debisinin serbest akım kütle debisine oranı olmasıdır.

$$C_q = \frac{h_{jet}}{c} \left( \frac{U_{jet}}{U_\infty} \right) \quad (5.2)$$

Yukarıda üfleme için belirtildiği gibi yine  $h_{jet}$  emme yapılan ikincil yüzeyin genişliğini,  $U_{jet}$  ise emme hızını belirtmektedir. Hava yüzeye dik olarak, akış alanından kanat profilinin yüzeyleri arasındaki boşluğa doğru emilmektedir.

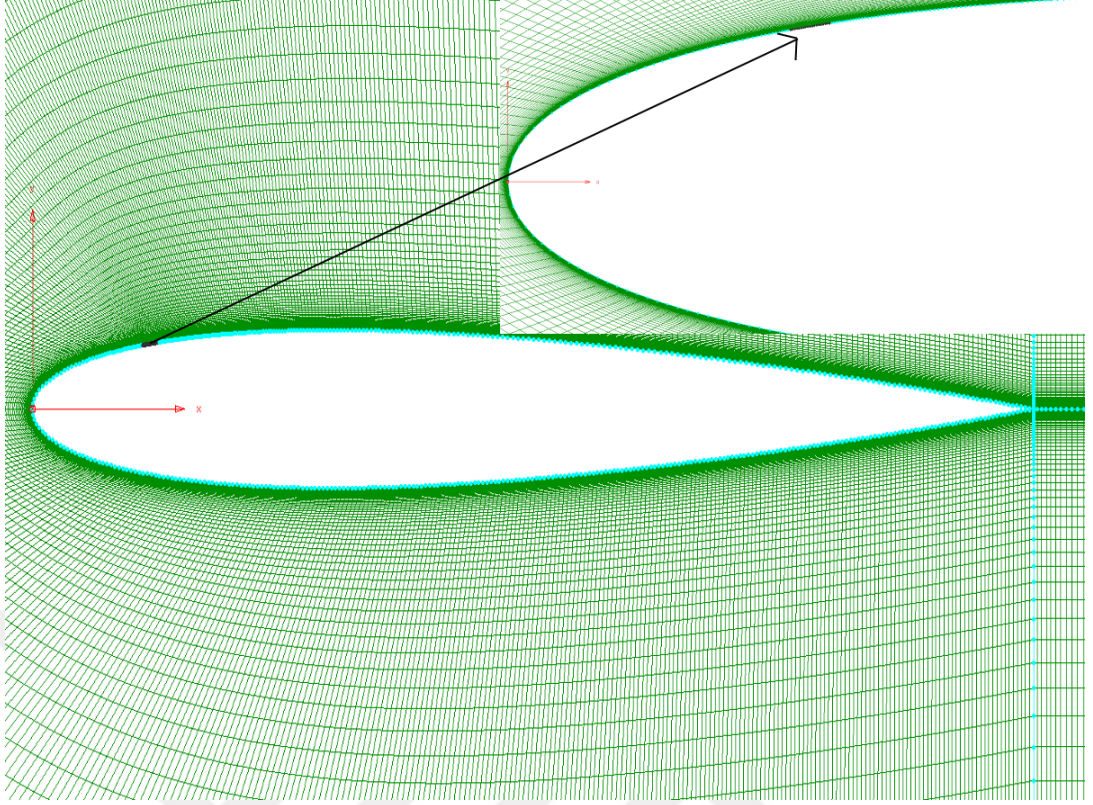
## 5.1 Kontrollü Analizler İçin Ağ Yapıları

Kontrolsüz HAD analizleri için oluşturulan ağ yapılarının kıyaslanması ve çözümün eleman sayısından bağımsızlığı Bölüm 4.1'de belirtilmiştir. [11, 12, 15]'de belirtildiği gibi yaklaşık 100000 elemanlı bir ağ yapısı 2 boyutlu kanat kesiti üzerindeki sıkıştırılamaz akışın nümerik olarak incelenmesi için yeterli olmaktadır. Bu tez çalışmasında kontrolsüz analizler için kullanılan 109980 elemanlı ağ yapısının da sonuçların deneysel verilerle uyumluluğundan dolayı yeterli olduğu söylenebilir.

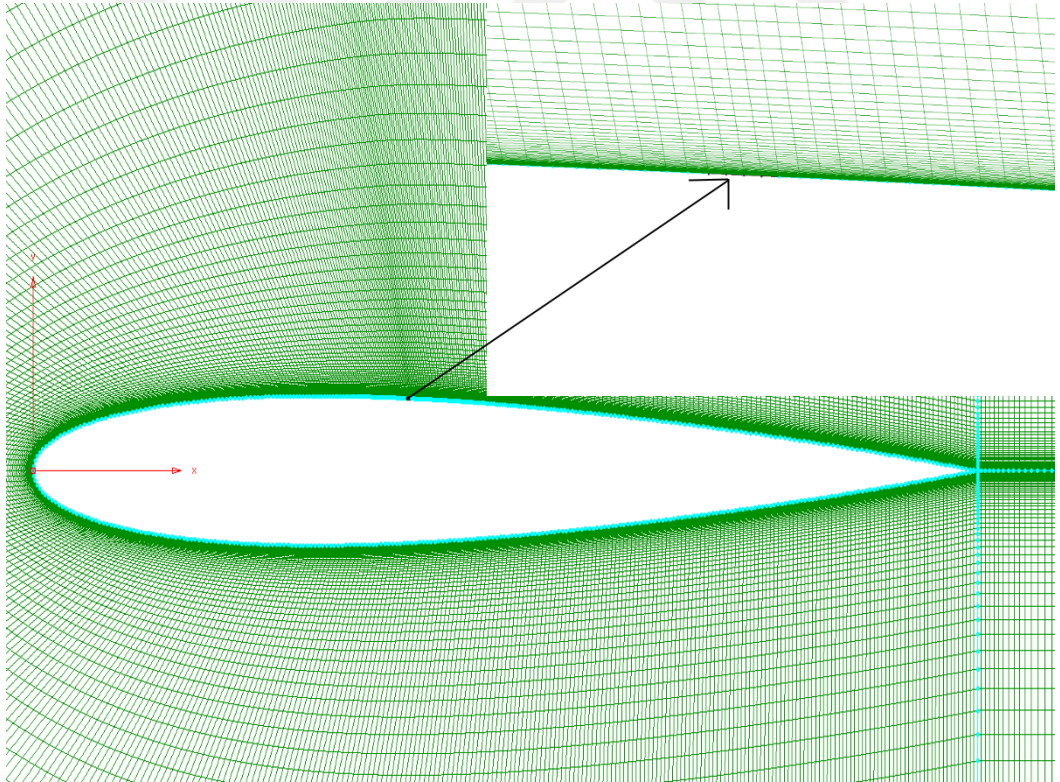
Kontrollü analizlerde ise 109980 elemanlı ağ yapısı yalnızca üfleme yapılacak olan ikincil hız-giriş sınırı kısmındaki eleman yoğunluğu sıklaştırılarak değiştirilmiştir. Jet genişliğinin aerodinamik performans üzerindeki etkilerinin incelenmesi için yapılan çalışmalarda kullanılan üç farklı genişlikteki jetler için küçük olanın 5 düğüm noktasına, orta boydakinin 10, büyük jetin ise 20 düğüm noktasına sahip olması hedeflenmiştir.

Kontrollü analizler için oluşturulan ağ yapıları 115338 elemana sahip olup, ikincil üfleme yüzeylerine hız girişi sınır koşulu tanımlanmıştır. Dik üfleme, teğet üfleme ve emme yöntemleri için aynı ağ yapıları kullanılmış olup, çözücü içerisindeki sınır koşulu sekmesinde dik üfleme için yüzeye dik ve akış alanına doğru bir hız vektörü, teğet üfleme için yüzeye teğet olacak şekilde açılı hız vektörü, emme için ise yüze dik ve kanat içerisine doğru bir hız vektörü tanımlanmaktadır.

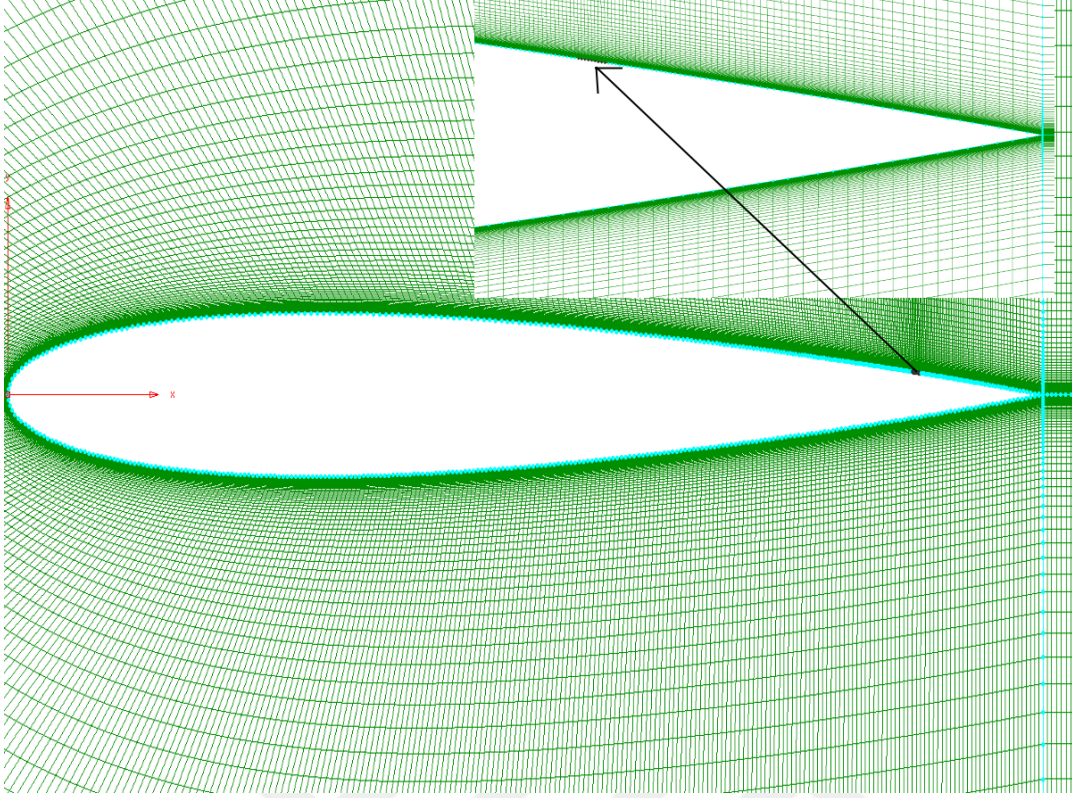




Şekil 5.2:  $X_{jet}=0.12m$  ve  $h_{jet}=0.0041m$  için oluşturulan ağ yapısı



Şekil 5.3:  $X_{jet}=0.4m$  ve  $h_{jet}=0.016m$  için oluşturulan ağ yapısı



Şekil 5.4:  $X_{jet}=0.88m$  ve  $h_{jet}=0.0082m$  için oluşturulan ağ yapısı

## 5.2 Sınır Tabaka İçerisine Dik Üfleme

Bölüm 2.2’de belirtildiği gibi dik üfleme ile serbest akımdan karışma oranı artırılarak sınır tabakana enerji kazandırılması hedeflenir. Yüzey normaline yönünde yapılan üfleme için optimum jet konumunu bulunması büyük önem taşımaktadır. Uygun jet konumunun bulunması adına farklı noktalardan üfleme yapılarak sürüklenme/kaldırma katsayıları kontrolsüz HAD sonuçları ile kıyaslanmıştır. Öncelikle perdövitesin görüldüğü hücum açısı olan  $15^\circ$ ’de akışın emme yüzeyinden ayrıldığı noktanın ( $x=0.724m$ ) ilerisinden başlanarak üfleme yapılarak devamında jetin konumu giderek hücum kenarına yaklaştırılmıştır.



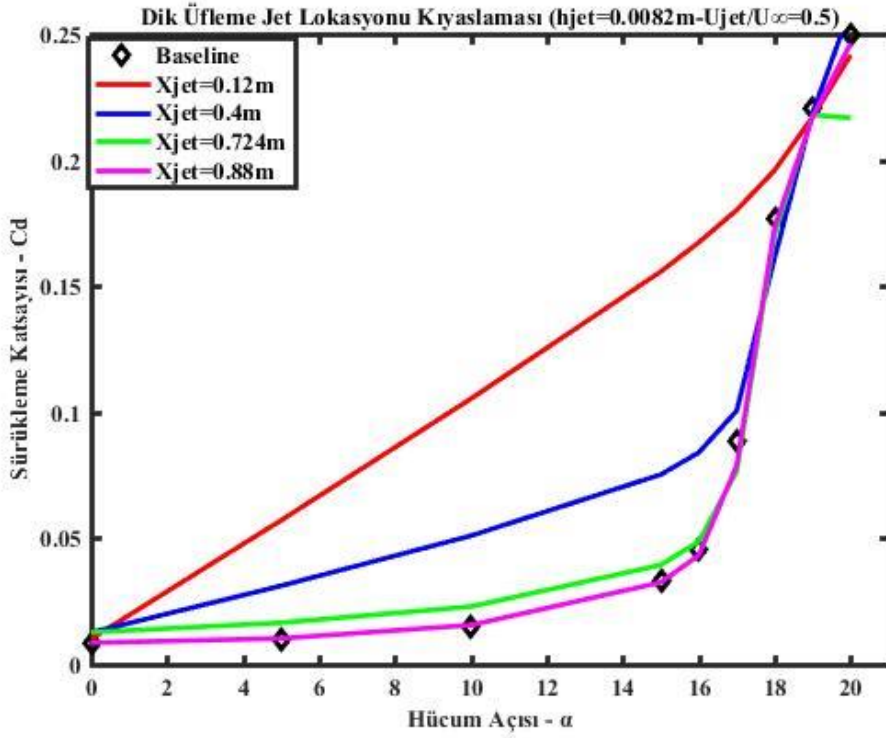
Çizelge 5.2: Dik üflemede optimum jet konumu için analiz yapılan noktalar

<b>Dik Üfleme - Jet Konumları</b>			
<b>Hücum Kenarına Uzaklık [m]</b>	<b>Jet Genişliği (<math>h_{jet}</math>) [m]</b>	<b>Üfleme Hızı (<math>U_{jet}/U_{\infty}</math>)</b>	<b>Hücum Açısı Aralığı [°]</b>
0.88	0.0082	0.5	15°-20°
0.88	0.0082	0.2	15°
0.88	0.016	0.5	15°
0.88	0.016	0.2	15°
0.88	0.016	0.1	15°
0.88	0.0041	0.5	15°
0.88	0.0041	0.2	15°
0.72	0.0082	0.5	15°-20°
0.4	0.0082	0.5	15°-20°
0.12	0.0082	0.5	15°-20°
0.12	0.0082	0.2	15°
0.12	0.016	0.5	15°
0.12	0.016	0.2	15°
0.12	0.016	0.1	15°

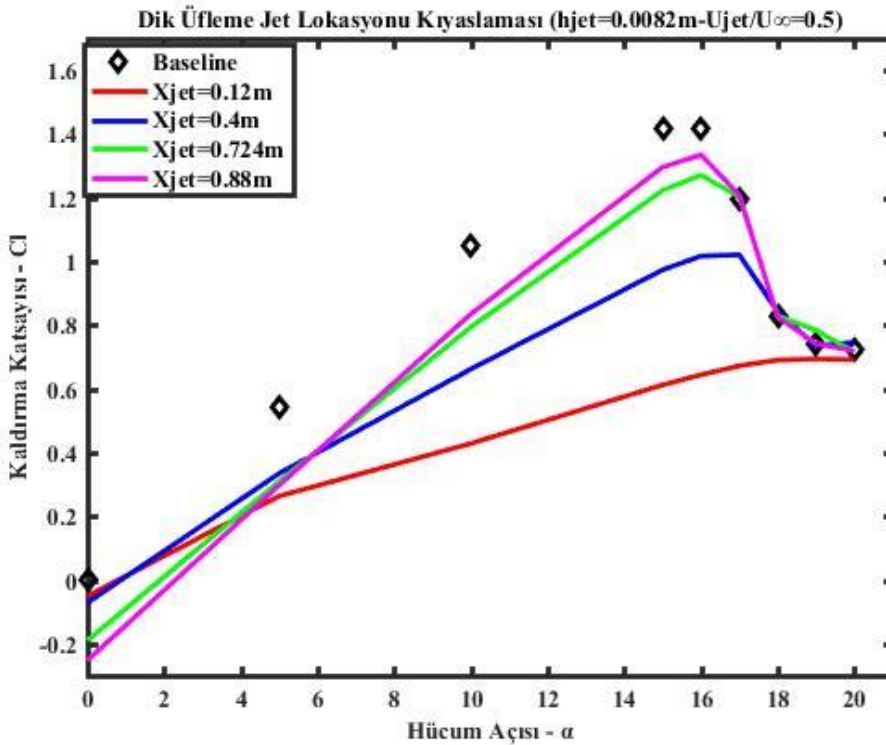
### 5.2.1 Dik üflemede jet konumunun performansa etkisi

Sınır tabaka içerisine, kanadın emme yüzeyine yerleştirilen jetin yüzey normali yönünde eklenen momentumun etkisinin incelenmesi için Çizelge 5.2’de belirtildiği kombinasyonlarla üfleme gerçekleştirilmiştir. NACA 0012 için perdövitesin görüldüğü 15° hücum açısında akışın yüzeyden koptuğu noktanın sağından başlanarak jetin konumu hücum kenarına yaklaştırıldıkça kaldırma katsayısında azalma ve sürüklenme katsayısında artış olup  $C_l/C_d$  değeri azalmaktadır. Buna karşın üfleminin yeri hücum kenarına yaklaştıkça perdövites açısının arttığı görülmektedir.

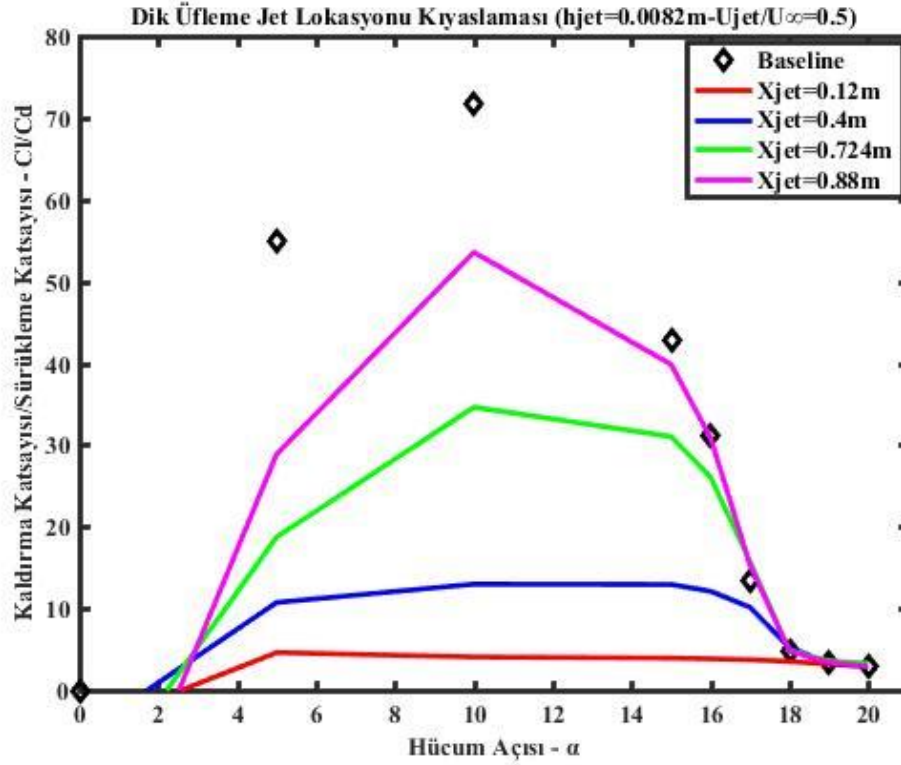
Hücum kenarına en yakın nokta ve firar kenarına en yakın nokta için kıyaslama yapıldığında firar kenarına yakın olan jetin akışı daha az engellemesinden ötürü aerodinamik katsayılar üzerindeki olumsuz etkileri daha azdır. Şekil 5.5’te görüldüğü gibi dik üfleme hücum kenarına daha yakinken ters akım bölgesi genişlemektedir. Ayrıca 0.12 m uzaklıktaki jet için akış üst yüzeyden 0.07533 m uzaklıkta ayrılırken 0.88 m mesafede konumlandırılan jet ile üfleme yapıldığında akış 0.6688 m mesafede yüzeyden ayrılmaktadır.



Şekil 5.5: Farklı konumlardan yapılan dik üflemin sürüklenme katsayısına etkisi

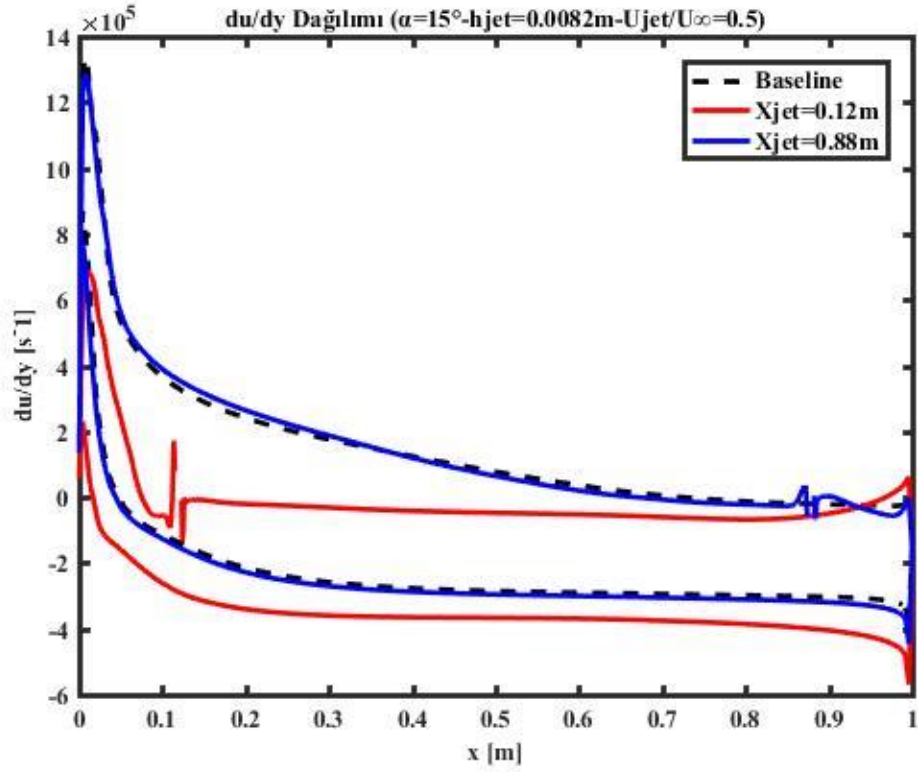


Şekil 5.6: Farklı konumlardan yapılan dik üflemin kaldırma katsayısına etkisi

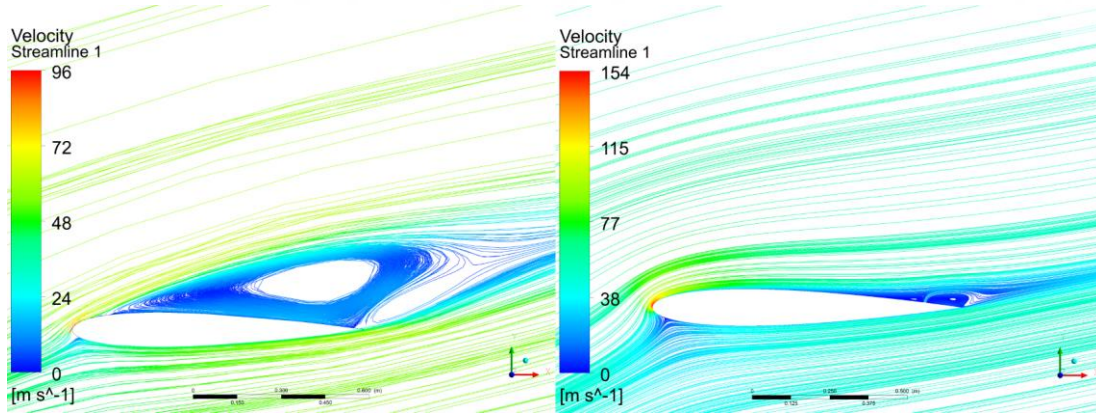


Şekil 5.7: Farklı konumlardan yapılan dik üflemin  $Cl/Cd$  oranına etkisi

Veter doğrusu üzerinde hücum kenarından 0.88m uzağından üfleme yapıldığında perdövites açısının  $15^\circ$ 'den  $16^\circ$ 'ye çıktığı ve maksimum sürüklenme katsayısının 1.452% azaldığı ancak maksimum kaldırma katsayısı değerinin de 6.005% azaldığı gözlemlenmiştir. Diğer üfleme konumlarına kıyasla firar kenarına yakın olan yerleşimin daha başarılı olmasının sebebi benzer çalışmalarda da belirtildiği gibi [21 ,23] yüzeye dik üflemede jet akımının halihazırda yüzeye tutunma problemi yaşayan ana akıma engel olarak havanın kanat yüzeyinde kopma olmaksızın akmasına engel olmasıdır. Bu engelleme ne kadar uzakta olursa akışın yüzeye tutunma oranı o kadar artacaktır. Bu sebeple firar kenarına daha da yakın bir noktadan üfleme yapıp aerodinamik katsayılar üzerindeki etkileri incelenmiştir.



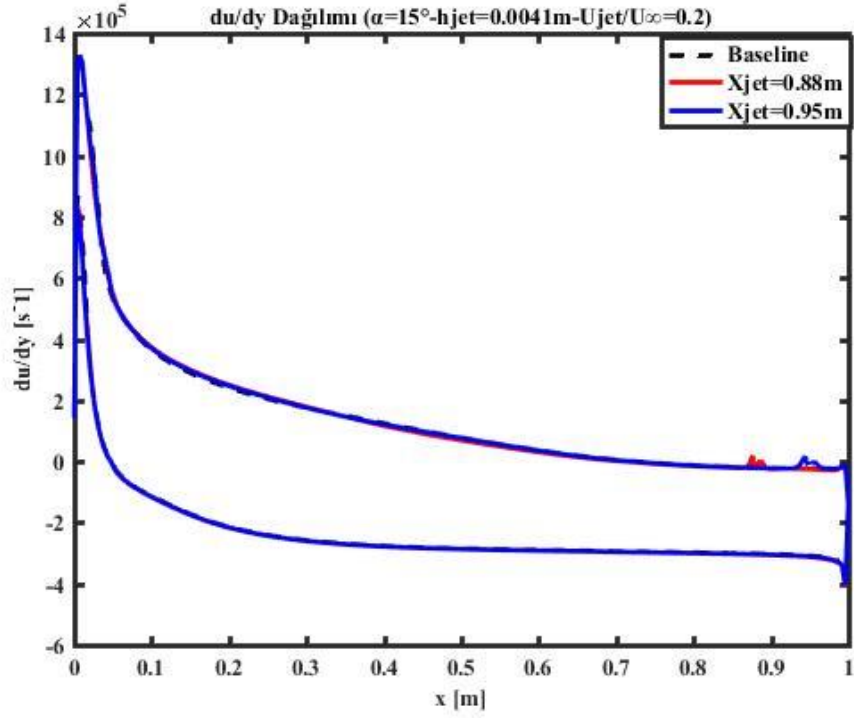
Şekil 5.8: Farklı konumlardan yapılan dik üflemlerde kanat profili üzerindeki  $\partial u/\partial y$  dağılımı



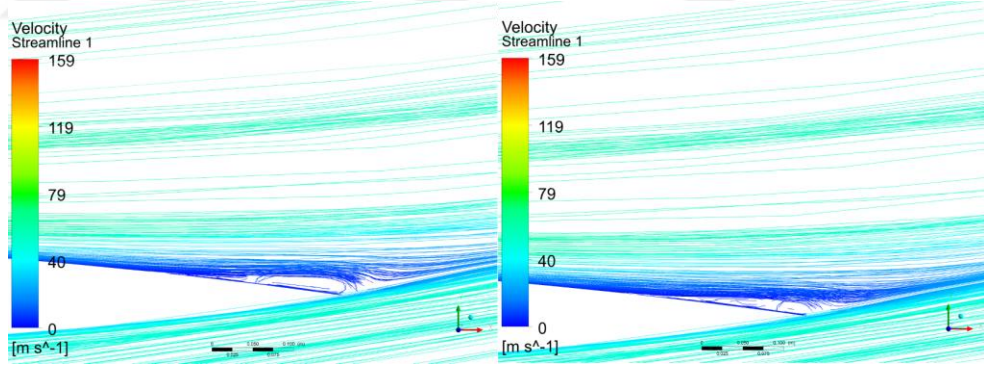
Şekil 5.9:  $\alpha=15^\circ$  için sırası ile hücum kenarına 0.12m ve 0.88m uzaklıktaki jetlere ait akım çizgileri ( $h_{jet}=0.0082m$ ,  $U_{jet}=(0.5)U_\infty$ )

Çizelge 5.3: Jet konumunun performansa etkisi

$U_{jet}=(0.2)U_\infty / h_{jet}=0.0041m$					
$\alpha$ [°]	$X_{jet}$ [m]	$C_d$	$C_l$	$C_l/C_d$	$C_\mu$
15	0.88	0.03287	1.39630	42.48035	0.000164
15	0.95	0.03249	1.40128	43.13535	0.000164



Şekil 5.10: Fırlar kenarına en yakın iki noktadan yapılan dik üflemlerde kanat profili üzerindeki  $\partial u/\partial y$  dağılımı



Şekil 5.11:  $\alpha=15^\circ$  için sırası ile hücum kenarına 0.88m ve 0.95m uzaklıktaki jetlere ait akım çizgileri ( $h_{jet}=0.0041m$ ,  $U_{jet}=(0.2)U_\infty$ )

Şekil 5.10'a göre hücum kenarından 0.95 m uzaklıktaki jet için akışın ayrıldığı nokta 0.719 m uzaklıkta iken 0.88 m uzaklıktaki jet için bu değerin 0.712 m olduğu hesaplanmıştır.

Dik üflemede ikincil hava akımının serbest akımı engellemesi sebebiyle jet konumunun olabildiğince firar kenarına yakın olması ve üfleminin ters akım bölgesinin genişliğinin görece daha yüksek olduğu noktalardan yapılması daha uygun olmaktadır. Çizelge 5.6'dan görüldüğü üzere dik üfleme noktası hücum kenarından 0.95 m uzakta iken 0.88 m uzaklıktaki jete kıyasla kaldırma katsayısı artmış, sürüklenme katsayısı da artmasına karşın kaldırma/sürüklenme oranında artış sağlanmış, bunun yanında  $C_l/C_d$  değeri kontrolsüz durum için  $15^\circ$ 'de elde edilen değer de üzerine çıkmıştır.

### 5.2.2 Dik üflemede üfleme hızı ve jet genişliğinin performansa etkisi

Hücum kenarından 0.88 m uzaktaki jet için diğer parametreler daha detaylı incelendiğinde üfleme hızı azaldığında sürüklenme katsayısının arttığı ve kaldırma katsayısının azaldığı görülmektedir.

Çizelge 5.4:  $X_{jet}=0.88m$  için üfleme hızının performansa etkisi

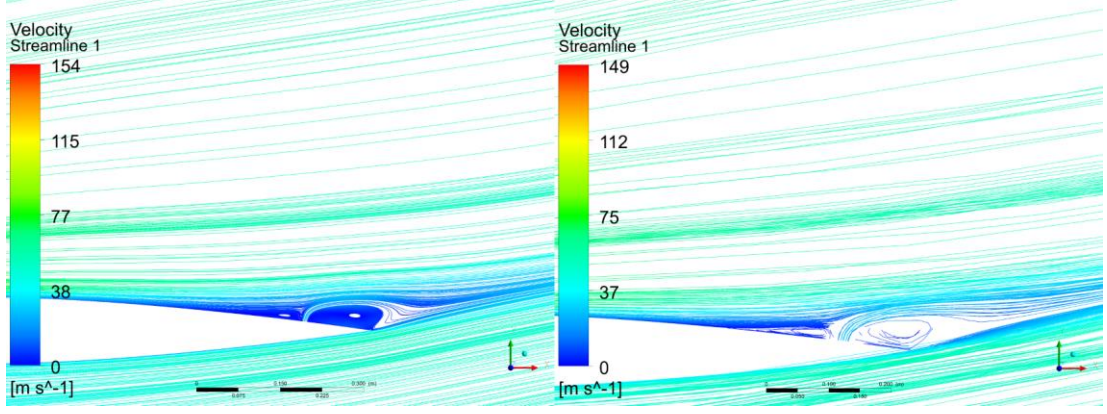
<b><math>X_{jet}=0.88m / h_{jet}=0.0082m</math></b>					
<b><math>\alpha</math> [°]</b>	<b><math>U_{jet}/ U_\infty</math></b>	<b><math>C_D</math></b>	<b><math>C_L</math></b>	<b><math>C_L/C_D</math></b>	<b><math>C_\mu</math></b>
15	0.5	0.03253	1.29624	39.84907	0.002050
15	0.2	0.04453	0.79789	17.91987	0.000328

Üfleme hızı azaldıkça akış sınır tabaka içerisine eklenen momentumun miktarının düşmesinin aerodinamik katsayılar üzerindeki olumsuz etkisi Çizelge 5.4'te verilen sonuçlar ile açıklanabilir.

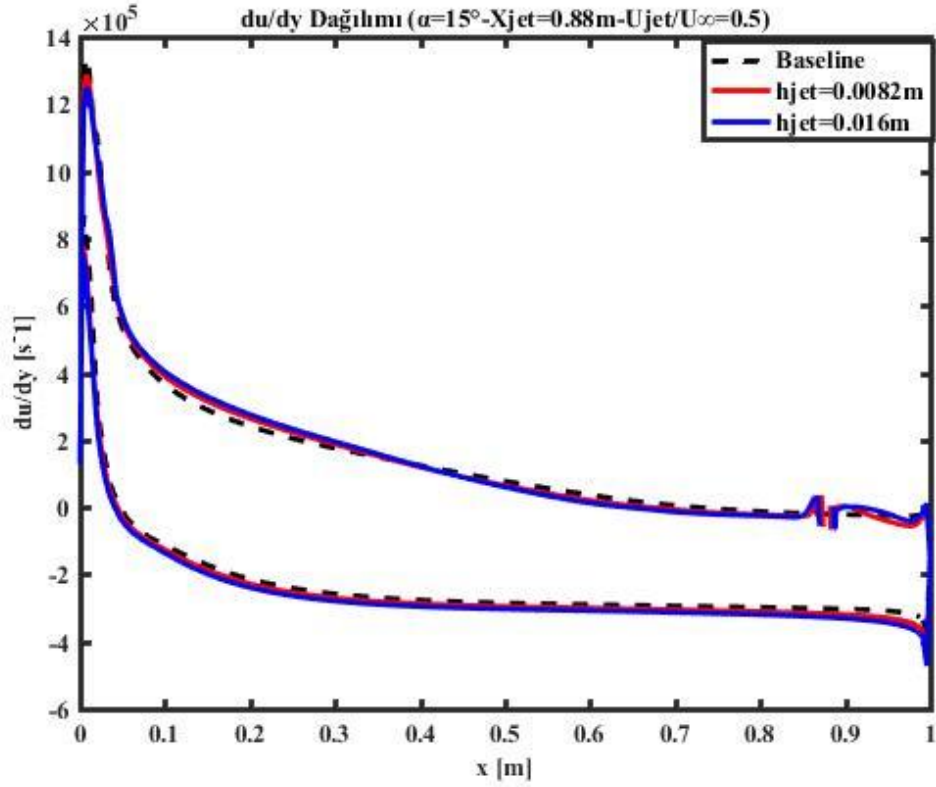
Çizelge 5.5:  $X_{jet}=0.88m$  için jet genişliğinin performansa etkisi

<b><math>X_{jet}=0.88m / h_{jet}=0.0082m / U_{jet}=(0.5)U_\infty</math></b>					
<b><math>\alpha</math> [°]</b>	<b><math>h_{jet}</math> [m]</b>	<b><math>C_d</math></b>	<b><math>C_l</math></b>	<b><math>C_l/C_d</math></b>	<b><math>C_\mu</math></b>
15	0.0041	0.03319	1.35600	40.85918	0.001025
15	0.0082	0.03253	1.29624	39.84907	0.002050
15	0.016	0.03064	1.20158	39.21959	0.004100





Şekil 5.12: Hücum kenarından 0.88m uzaklıktaki sırası ile 0.0082m ve 0.016m genişliğindeki jetler için akım çizgileri ( $U_{jet}=(0.5)U_{\infty}$ )



Şekil 5.13: Firar kenarına 0.88m uzaklıktaki delik için farklı jet genişlikleri ile yapılan dik üflemelemede kanat profili üzerindeki  $\partial u/\partial y$  dağılımı

Çizelge 5.5'te ise üfleme yapılan jetin genişliğinin etkisinin incelenmesi için yapılan kıyaslama yer almaktadır. Üfleme yüzeyi genişledikçe momentum katsayısı artmakta ve sürüklenme katsayısı azalmaktadır ancak kanat üzerindeki akışı engelleyici etkisi bulunan ikincil jet akımının genişliği de arttığından kaldırma katsayısındaki azalma sürüklenme katsayısındaki azalmaya göre baskın olup  $C_l/C_d$  oranında azalma görülmektedir.

Dik üfleme için denemesi yapılan jet konumları arasında hücum kenarından 0.12 m uzaktaki durum için elde edilen sonuçlar da yukarıda bahsedilen dik üflemede serbest akımın engellenmesi durumunu desteklemektedir. Hücum kenarından 0.88 m ve 0.95 m uzaklıktaki durumlarda 15° hücum açısı için akış halihazırda kopmuş olduğundan (Çizelge 5.1) engelleme etkisi 0.12 m uzaklıktaki jet kadar sert görülmemektedir. Şekil 5.5 ve Şekil 5.6'da görüldüğü gibi serbest akımın yarı hızındaki üfleme hücum kenarından 0.12 m uzaklıkta yapıldığında kaldırma katsayısında düşüş ve sürüklenme katsayısında artış meydana gelmektedir. Bunun sebebi henüz kopmamış olan akışın yüzeyden yapılan üfleme ile bloke edilmesi ve büyük bir iz bölgesi meydana gelmesidir. Akışın yüzeyden ayrılmadığı noktalarda üfleme hızının azaltılması momentum katsayısında azalmaya sebep olsa dahi, serbest akımın karşısındaki engelin şiddeti de azalır. Bu sebeple hücum kenarına yakın jet konumları için üfleme hızı azaldıkça aerodinamik performans iyileşmektedir.

Çizelge 5.6: Hücum kenarına yakın konumda üfleme hızının performansa etkisi

<b>X<sub>jet</sub>=0.12m / h<sub>jet</sub>=0.0082m</b>					
<b><math>\alpha</math> [°]</b>	<b><math>U_{jet}/U_{\infty}</math></b>	<b><math>C_d</math></b>	<b><math>C_l</math></b>	<b><math>C_l/C_d</math></b>	<b><math>C_{\mu}</math></b>
15	0.5	0.15576	0.61240	3.93163	0.002050
15	0.2	0.14101	0.70821	5.02237	0.000328

Yukarıdaki analiz sonuçları ışığında sınır tabaka içerisine dik üfleme yönteminin firar kenarına yaklaşıldıkça daha verimli olduğunu, sınır tabaka içerisine eklenen momentum büyüklüğünün artmasının akış ayrılmasının gerçekleştiği noktanın gerisinde iken negatif, akış ayrılması gerçekleştikten sonra (bilhassa firar kenarına yakın noktalarda) pozitif etki yarattığı söylenebilir.

### 5.3 Sınır Tabaka İçerisine Teğet Üfleme

Sınır tabaka içerisine momentumun teğet üfleme ile eklenmesi yönteminde jet akımının yönü ile kanat yüzeyi arasındaki açının ( $\Theta$ ) 0° olması gerekmektedir. Kanat yüzeyinden üflenen ikincil hava akımının sınır tabaka içerisine yüzeye teğet olarak girmesi ana akımı engellemeyeceği için dik üfleme ( $\Theta=90^\circ$ ) kıyasla daha etkili olmaktadır. Bu sebeple bu kısımda sınır tabaka içerisine 25°'den başlayarak 0°'ye kadar değişen açılarda üfleme yapılmış ve etkileri incelenmiştir.

Teğet üflemede dik üflemenin aksine yalnızca tek bir hücum açısı için aktif kontrol yönteminin performansa etkisi incelenmiş olup, tüm analizler 15° hücum açısında,

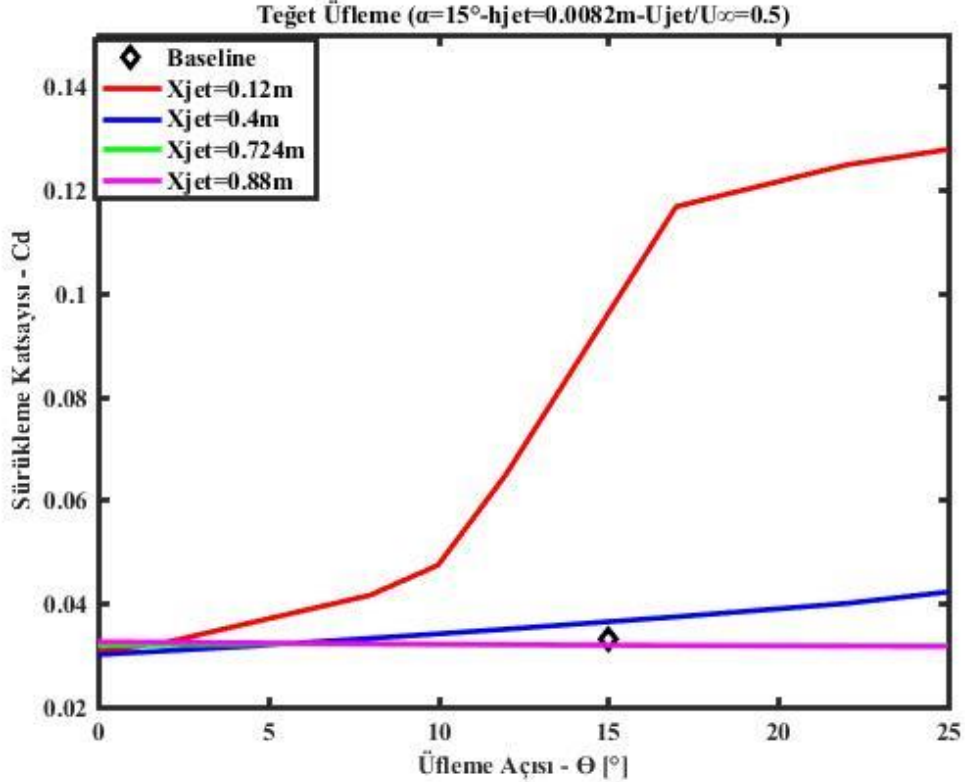


hücum kenarından sırası ile 0.88 m, 0.724 m, 0.6 m ve 0.12 uzaklıktaki deliklerden sınır tabaka içerisine  $25^{\circ}$ - $0^{\circ}$  aralıklarında giderek azalan açılar ile üfleme yapılmıştır. Daha sonra ise en yakın ve en uzak noktalar olan 0.88 m ve 0.12 m uzaklıktaki delikler için üfleme hızları ve delik genişliklerinin etkilerinin incelenmesi için farklı kombinasyonlar ile teğet üfleme gerçekleştirilmiştir.

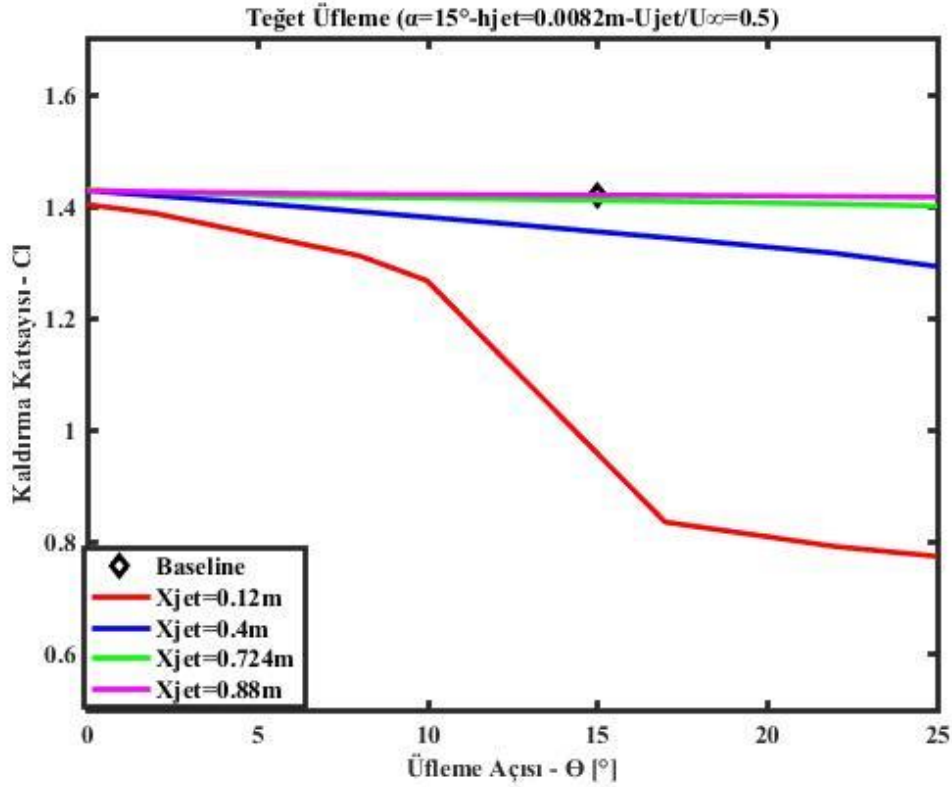
Üfleme açısının artması  $15^{\circ}$  hücum açısında akışın koptuğu noktadan (hücum kenarından 0.724 m uzakta) sonra aerodinamik katsayılar üzerinde neredeyse değişikliğe sebep olmazken, kopma noktasından önce yapılan teğet üflemlerde üfleme açısı büyüdükçe Bölüm 5.2’de bahsedildiği gibi ana akımın engellenmesi söz konusu olmaktadır.

### 5.3.1 Teğet üflemede üfleme açısı ve üfleme konumunun performansa etkisi

İkincil hava giriş yüzeyinden çıkan havanın hız vektörünün üfleme yüzeyi ile yaptığı açı olan üfleme açısı  $25^{\circ}$ ’den küçük olduğunda teğet üflemeden söz edilmektedir. Üfleme açısının 25 ile 0 arasında değerlere göre sürükleme ve kaldırma katsayılarının değişimi Şekil 5.14 ve Şekil 5.15’te incelenmiştir.



Şekil 5.14: Kanat üzerindeki farklı noktalardan yapılan teğet üflemler için sürükleme katsayısının üfleme açısı ile değişimi

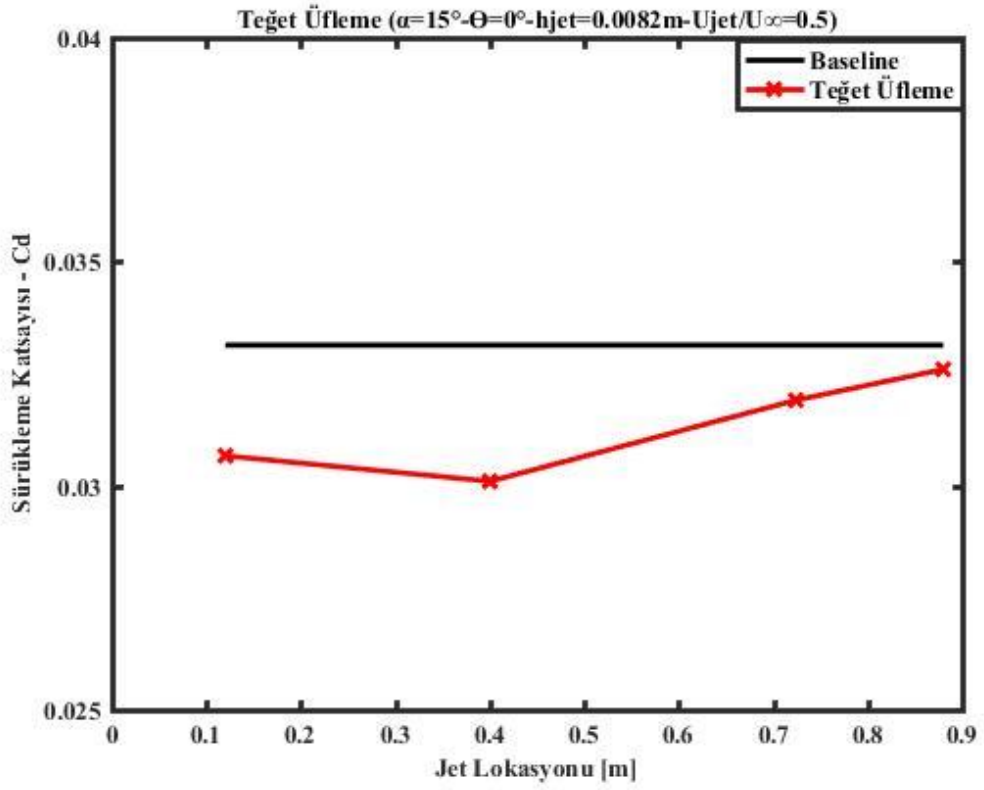


Şekil 5.15: Kanat üzerindeki farklı noktalardan yapılan teğet üfleme için kaldırma katsayısının üfleme açısı ile değişimi

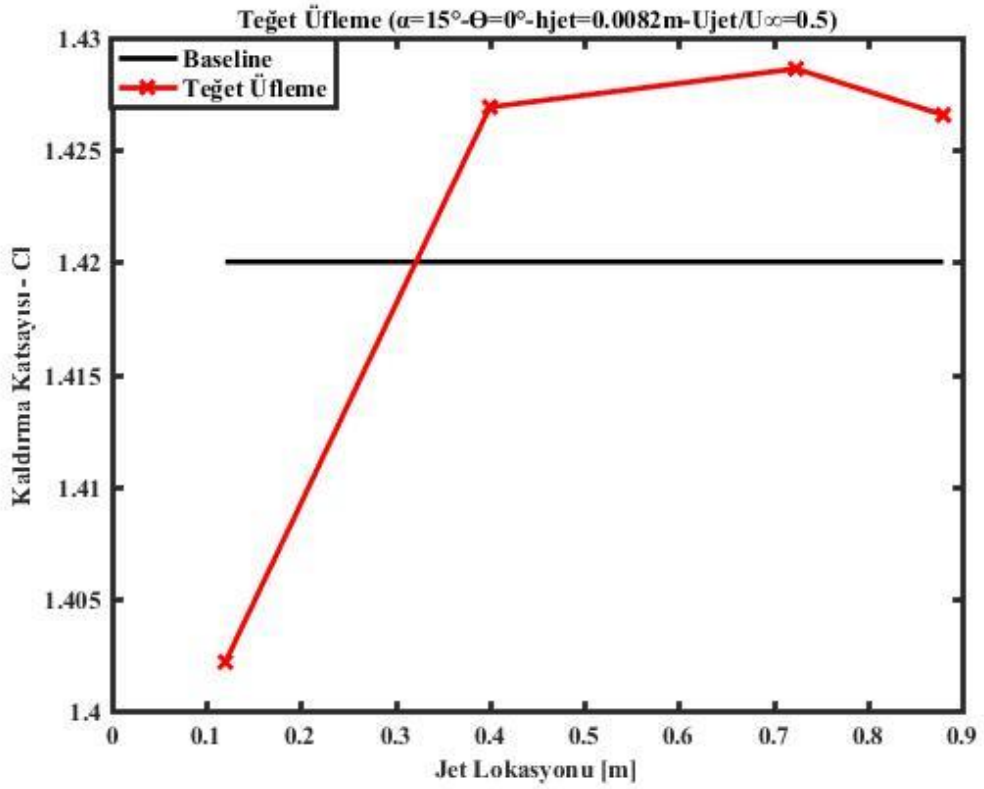
Teğet üflemede jet akımı hız vektörünün kanat yüzeyi ile  $0^\circ$  açı yaptığı durumda daha verimli olmasından dolayı farklı konumlardan  $0^\circ$  açıda üflemeden elde edilen sonuçlar kıyaslanmıştır. En düşük kaldırma katsayısı hücum kenarından 0.4 m uzaklıkta elde edilirken en yüksek kaldırma katsayısı ise 0.724 m uzaklıkta elde edilmiştir. Ancak Çizelge 5.7’de görüldüğü üzere 0.4 m mesafe için  $C_l/C_d$  değeri en yüksek olup, bu konumdaki üfleminin en pozitif etkiyi oluşturduğu söylenebilir.

Çizelge 5.7: Farklı üfleme konumları için sürükleme katsayılarının kıyaslanması

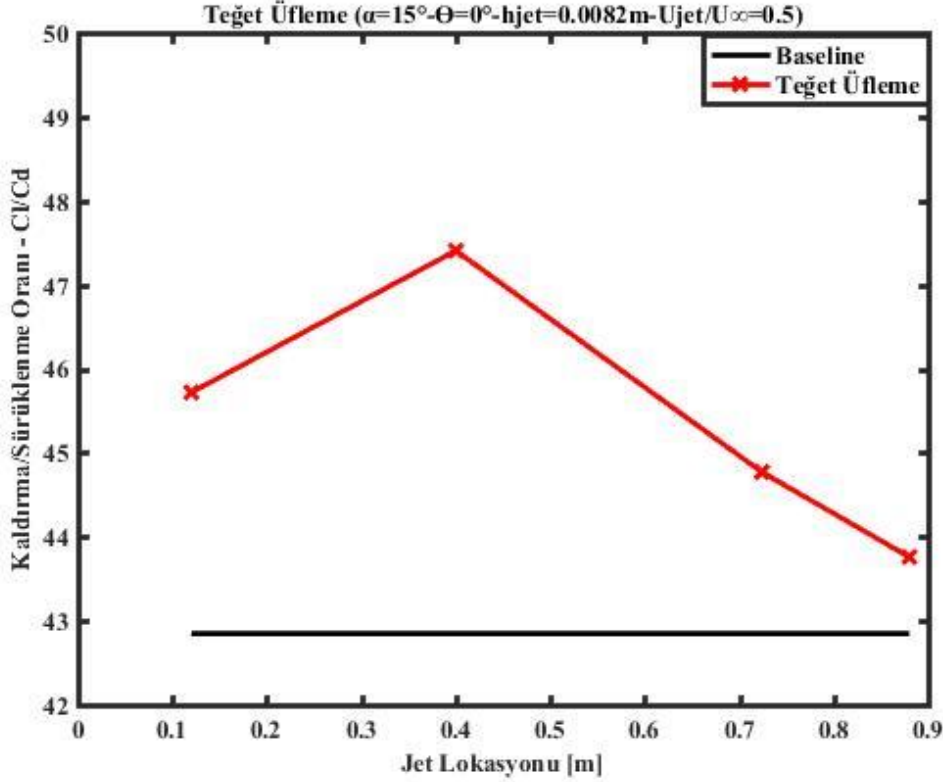
$h_{jet}=0.0082m / \Theta=0^\circ$				
$X_{jet}$ [m]	$C_d$	$C_l$	$C_l/C_d$	$C_\mu$
<b>Baseline</b>	0.033136	1.4200141	42.8538737	--
<b>0.12</b>	0.03067	1.40217	45.7179654	0.00205
<b>0.4</b>	0.03010	1.42691	47.4056478	0.00205
<b>0.724</b>	0.03191	1.42862	44.7702914	0.00205
<b>0.88</b>	0.0326	1.42656	44.7057349	0.00205



Şekil 5.16: Farklı üfleme konumları için sürüklenme katsayılarının kıyaslanması

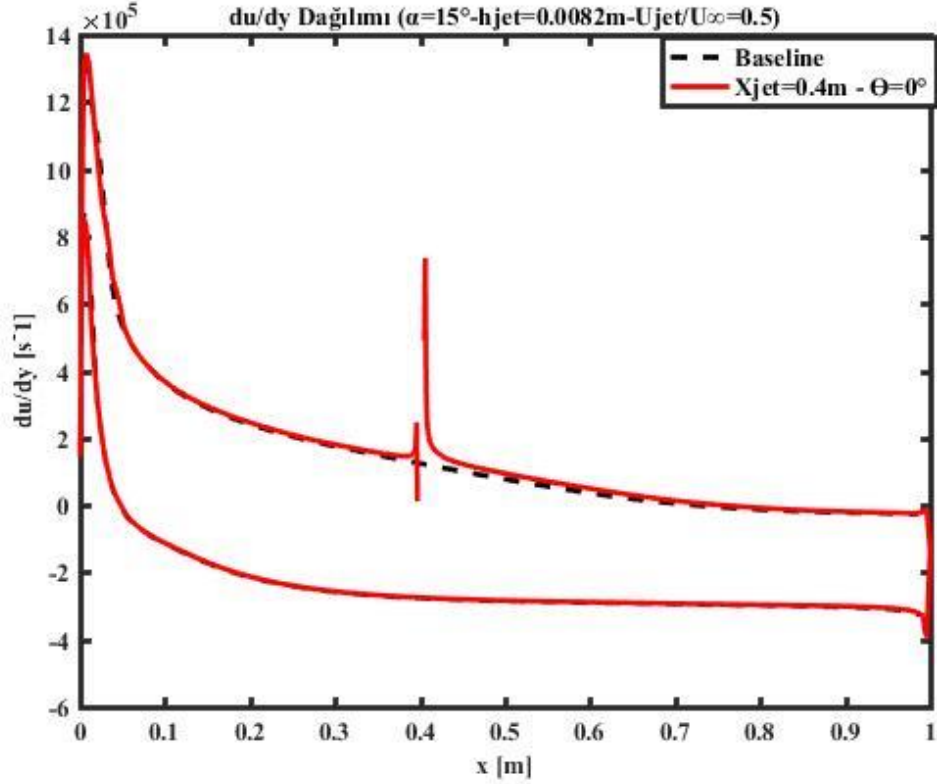


Şekil 5.17: Farklı üfleme konumları için kaldırma katsayılarının kıyaslanması

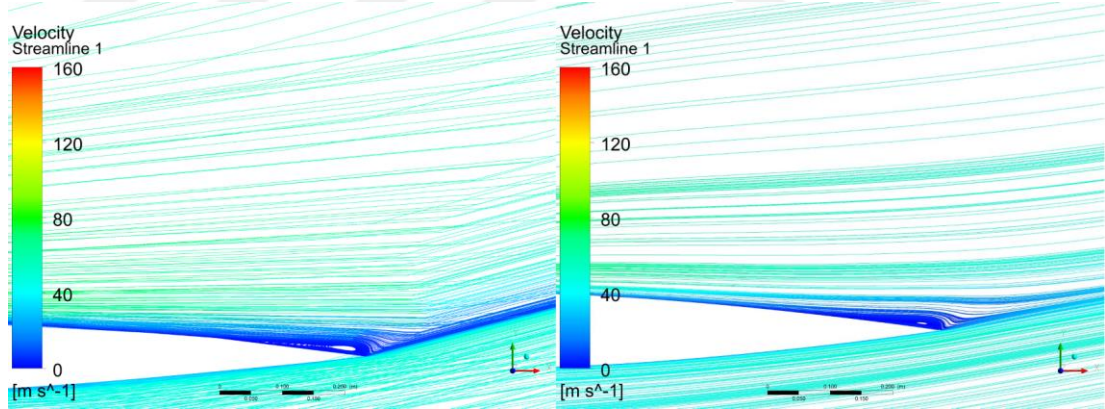


Şekil 5.18: Farklı üfleme konumları için  $C_l/C_d$  oranının kıyaslanması

Teğet üfleme için yapılan analizler sonucunda dik üflemin aksine kopma noktasından daha ileride veya tam üzerinde bir noktadan momentum eklemektense, literatürde de belirtildiği gibi [25] momentum eklemesi olmasa akış kopmasının olacağı noktanın gerisinden üfleme yapmak daha etkili sonuçlar doğurmuştur. Hücüm kenarının 0.4 m uzağındaki jet için teğet üflemede aerodinamik katsayılar da en çok iyileşme sağlandığından bu durum için üst yüzeyde akışın kopma noktası da kontrolsüz analiz sonuçlarına göre hücüm kenarına daha uzak olmalıdır. Çizelge 5.1’de kontrolsüz akışta  $15^\circ$  hücüm açısı için üst yüzeyde hücüm kenarının 0.724 m uzağında akışın yüzeye tutunmayı bıraktığı belirtilmiştir. 0.4 m uzaklıktan yapılan üfleme sonucunda ise bu değer 0.756 m olarak hesaplanıp akışın kontrolsüz duruma kıyasla üst yüzeyde firar kenarına daha yakın bir noktada yüzeye tutunmayı bıraktığı belirlenmiştir.



Şekil 5.19: Hücum kenarının 0.4 m uzağından yapılan teğet üfleme için kanat profili üzerindeki  $\partial u/\partial y$  dağılımı



Şekil 5.20:  $15^\circ$  hücum açısında kontrolsüz durum ve hücum kenarından 0.4 m uzaktan üfleme için akım çizgileri (Baseline -Xjet=0.4m/hjet=0.0082m/Ujet=(0.5) $U_\infty$ / $\Theta=0^\circ$ )

### 5.3.2 Teğet üflemede üfleme hızı ve delik genişliğinin performansa etkisi

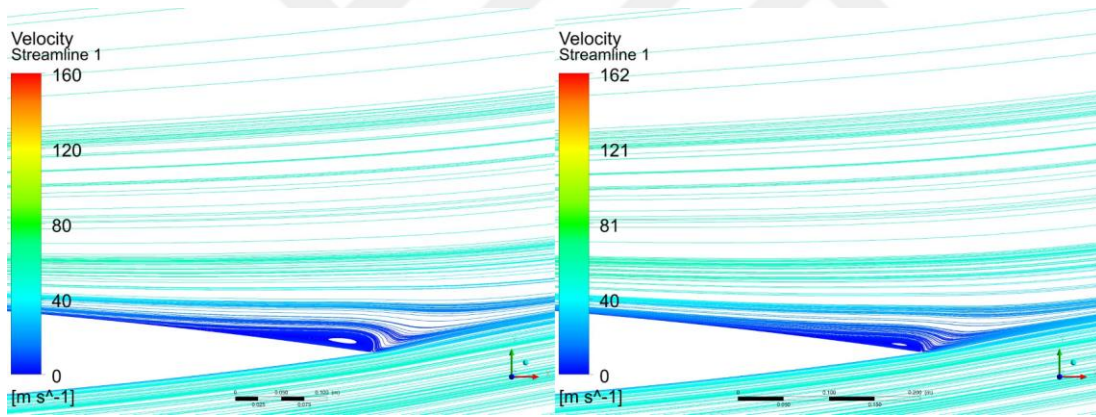
Hücum kenarından 0.4m uzaklıktan yapılan üfleme için üfleme hızının aerodinamik performansa etkilerinin incelenmesi sonucunda, üfleme hızı arttıkça sürüklenme katsayısında düşüş, kaldırma katsayısında ise artış görülmektedir. Dik üflemede üfleme hızının artması ana akımı engellediğinden olumsuz etki yaratırken teğet

üflemede sınır tabaka içerisinde yüzeye teğet şekilde momentum eklendiğinden dolayı üfleme hızını artırmak herhangi bir olumsuz sonuç doğurmamaktadır.

Kontrolsüz akışta akışın üst yüzeye tutunmayı bıraktığı noktanın (0.724 m) gerisindeki iki noktadan (0.12 m ve 0.4 m) yapılan üfleme noktasına daha yakın olanın (0.4 m) aerodinamik performansı artırmada daha başarılı olmasından dolayı bu nokta için üfleme hızı ve delik genişliğinin sonuçlar üzerindeki etkilerinin incelenmesi adına farklı hız ve genişliklerde analizler yapılmıştır.

Çizelge 5.8: Teğet üfleme için üfleme hızının aerodinamik katsayılar üzerindeki etkisi

$X_{jet}=0.4m - h_{jet}=0.0082m - \alpha=15^\circ - \Theta=0^\circ$				
$U_{jet}/U_\infty$	$C_d$	$C_l$	$C_l/C_d$	$C_\mu$
0.2	0.03102	1.41576	45.63535	0.00033
0.5	0.03010	1.42691	47.40565	0.00205
1.0	0.02853	1.44702	50.72002	0.00820

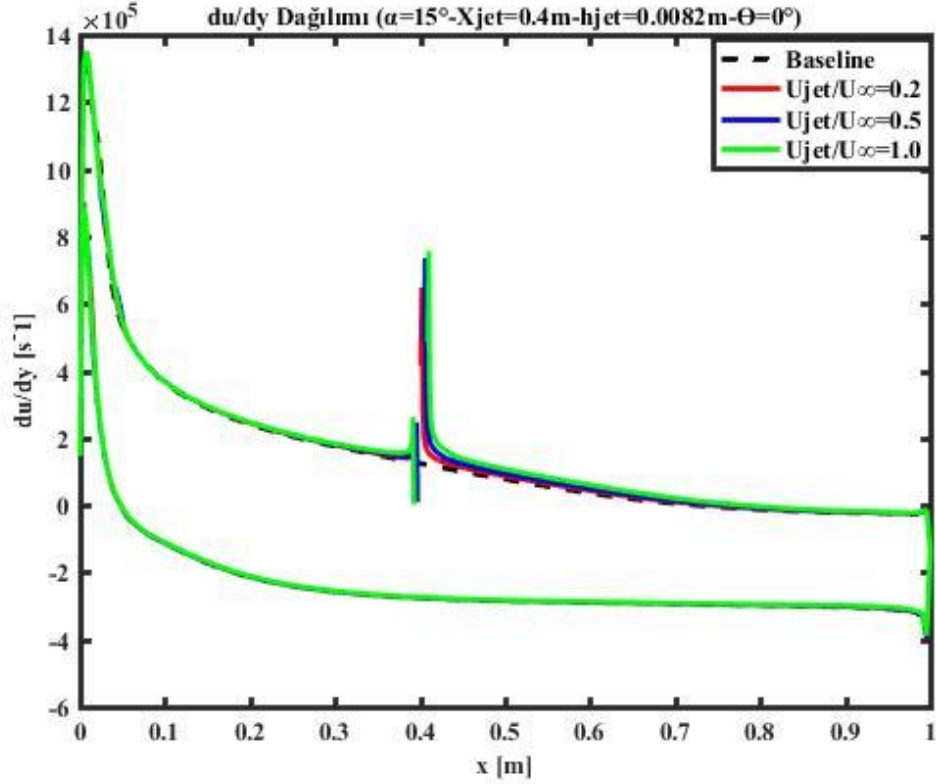


Şekil 5.21:  $15^\circ$  hücum açısında sırası ile serbest akımın 0.2 ve 1 katı hızlarla teğet üflenen ikincil hava akımlarına ait akım çizgisi görüntüleri ( $X_{jet}=0.4m - h_{jet}=0.0082m - \Theta=0^\circ$ )

Çizelge 5.9: Teğet üfleme için üfleme hızının akışın üst yüzeyden kopma noktasına etkisi

$X_{jet}=0.4m - h_{jet}=0.0082m - \alpha=15^\circ - \Theta=0^\circ$		
$U_{jet}/U_\infty$	Akışın Kopma Noktası [m]	$C_\mu$
Kontrolsüz Akış	0.724	--
0.2	0.729	0.00033
0.5	0.756	0.00205
1.0	0.814	0.00820





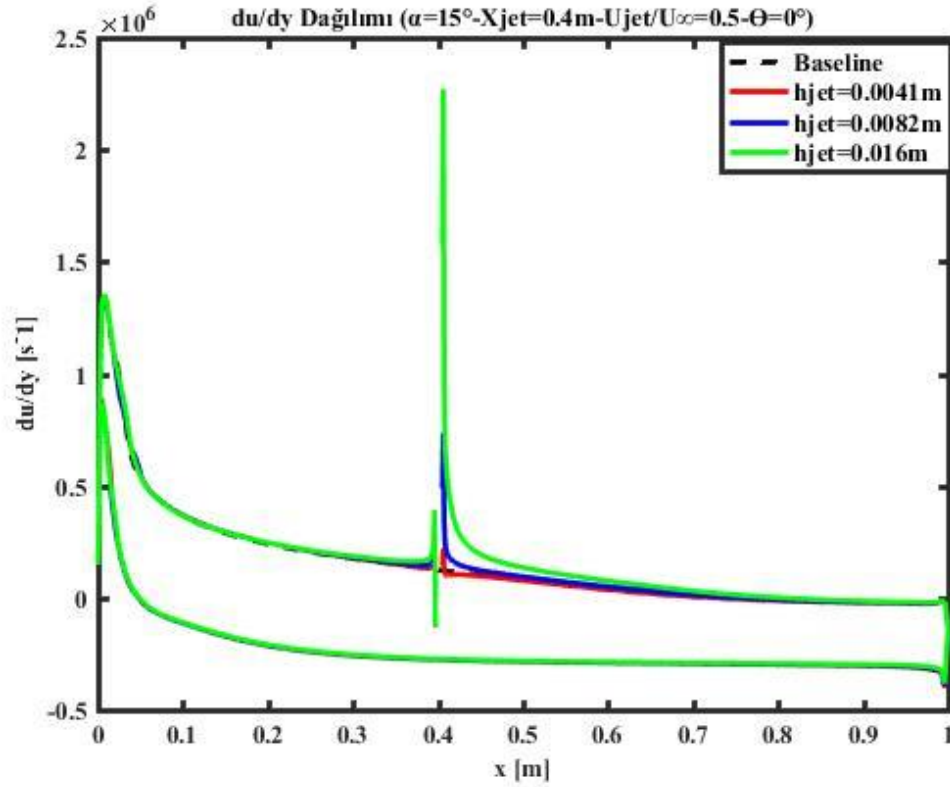
Şekil 5.22: Hücum kenarının 0.4 m uzağından yapılan teğet üfleme için farklı üfleme hızlarında kanat profili üzerindeki  $\partial u/\partial y$  dağılımı

Çizelge 5.8 ve Çizelge 5.9 ile Şekil 5.21 ve Şekil 5.22'den görüldüğü üzere üfleme hızının artırılması kaldırmada artışa, sürükleme de azalmaya ve akış kopmasının ötelenmesine neden olmaktadır.

Üfleme hızı sabit tutulurken jet genişliği değiştirildiğinde ise aşağıda Çizelge 5.10 ve Çizelge 5.11 ile Şekil 5.23'te gösterilen sonuçlar elde edilmiştir.

Çizelge 5.10: Teğet üfleme için jet genişliğinin aerodinamik katsayılar üzerindeki etkisi

$X_{jet}=0.4m - U_{jet}/U_{\infty}=0.5 - \alpha=15^{\circ} - \Theta=0^{\circ}$				
$h_{jet}$	$C_d$	$C_l$	$C_l/C_d$	$C_{\mu}$
0.0041	0.03157	1.42419	45.11532	0.00103
0.0082	0.03010	1.42691	47.40565	0.00205
0.0160	0.02723	1.43104	52.55894	0.00400



Şekil 5.23: Hücüm kenarının 0.4 m uzağından yapılan teğet üfleme için farklı delik genişliklerinde kanat profili üzerindeki  $\partial u/\partial y$  dağılımı

Çizelge 5.11: Teğet üfleme için jet genişliğinin akışın üst yüzeyden kopma noktasına etkisi

$X_{jet}=0.4m - U_{jet}/U_{\infty}=0.5 - \alpha=15^{\circ} - \Theta=0^{\circ}$		
$h_{jet}$	Akışın Kopma Noktası [m]	$C_{\mu}$
Kontrolsüz Akış	0.724	--
0.0041	0.742	0.00103
0.0082	0.756	0.00205
0.0160	0.796	0.00400

Jet genişliğinin artırılması da yine momentum katsayısını artırdığından aerodinamik performansa olumlu etki etmektedir. 0.016 m genişlikteki jet ile elde edilen sonuçlar serbest akımla aynı hızda yapılan üflemeyle ait sonuçlar ile kıyaslandığında sürüklenme katsayısının daha düşük, kaldırma katsayısının da daha düşük ancak kaldırma/sürüklenme oranının daha yüksek olduğu görülmektedir. Akış kopmasının görüldüğü nokta üfleme hızının yüksek olduğu durumda daha ileride olsa da kontrolsüz durumla kıyaslandığında delik genişliğini artırmanın aerodinamik açıdan daha verimli olduğu söylenebilir.



#### 5.4 Sınır Tabaka İçerisinden Kütle Emilmesi

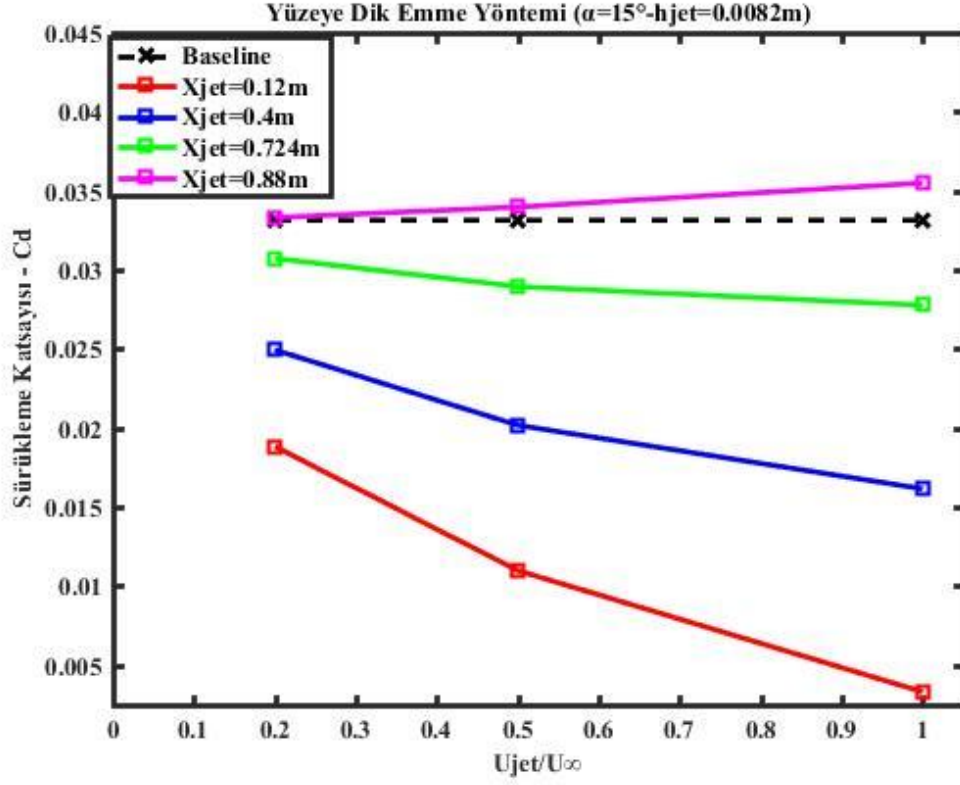
Aktif kontrol yöntemlerinden olan sınır tabaka içerisinden kütle emiliminin aerodinamik performans ve akış kopması üzerindeki etkilerinin incelenmesi için daha önce dik ve teğet üfleme yöntemlerinde kullanılan ağ yapıları ile sınır tabaka içerisindeki akışkan farklı hızlarda ve farklı boyutta emme deliklerinden çekilmiştir. Emme yönteminde emme açısı  $90^\circ$  olduğunda kaldırma katsayısının maksimum değerini aldığı belirtildiğinden [33] ötürü tüm analizlerde yüzeye dik emme gerçekleştirilmiştir.

Çizelge 5.12: Sınır tabaka içerisinden kütle emilimi için kullanılan farklı parametreler

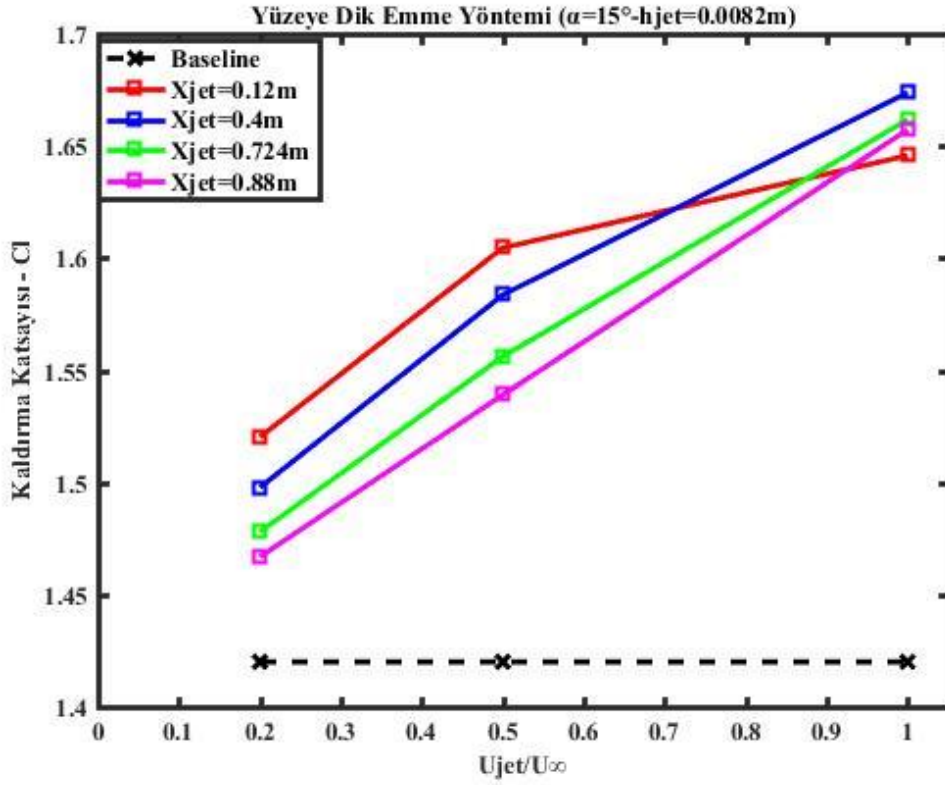
Emme Konumu	Emme Hızı	Yüzey Genişliği
$X_{jet}$ [m]	$U_{jet}/U_\infty$	$h_{jet}$ [m]
0.12	0.2	0.0041
0.4	0.5	0.0082
0.724		
0.88	1.0	0.016

##### 5.4.1 Yüzeye dik emme yönteminde jet konumunun ve emme hızının performansa etkisi

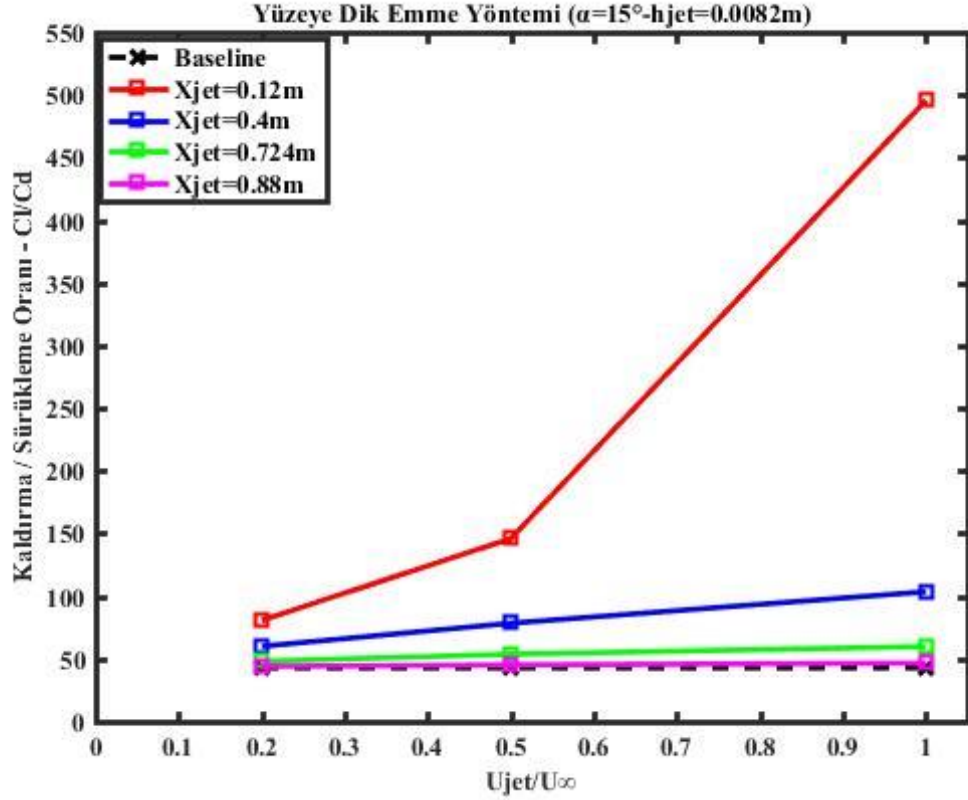
Dik ve teğet üfleme için kullanılan noktalardan farklı hızlarında yüzeye dik şekilde kütle emilimi söz konusu olduğunda hücum kenarına en yakın olan noktada ( $X_{jet}=0.12$  m) tüm emme hızları için sürükleme katsayısının en düşük, serbest akımın yarısına kadar hızlardaki emilim için de yine kaldırma katsayısının en büyük olduğu Şekil 5.24 ve Şekil 5.25'ten görülmektedir.  $U_{jet}/U_\infty$  değeri 0.5'i geçtikten sonra en yüksek kaldırma katsayısı değeri hücum kenarından 0.4 m uzaklıktaki delik ile elde edilse de  $C_l/C_d$  oranı tüm hızlarda 0.12 m uzaklıktaki delik için en yüksektir



Şekil 5.24: Farklı emme konumlarında emme hızının sürüklenme katsayısı üzerindeki etkisi



Şekil 5.25: Farklı emme konumlarında emme hızının kaldırma katsayısı üzerindeki etkisi

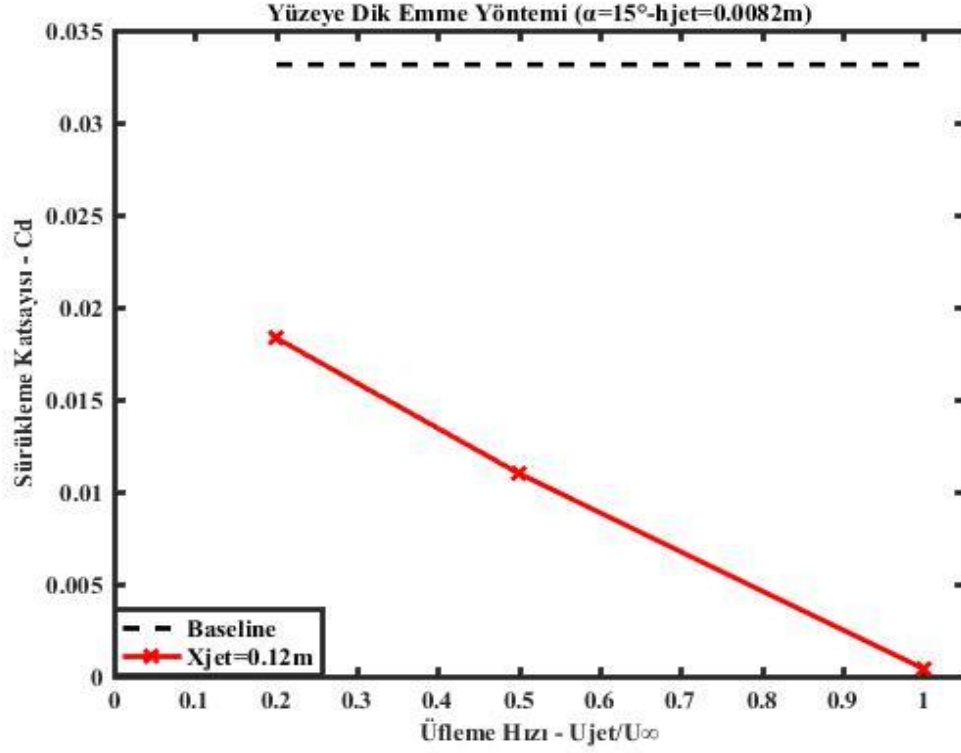


Şekil 5.26: Farklı emme konumları için emme hızının kaldırma/sürüklenme oranı üzerindeki etkisi

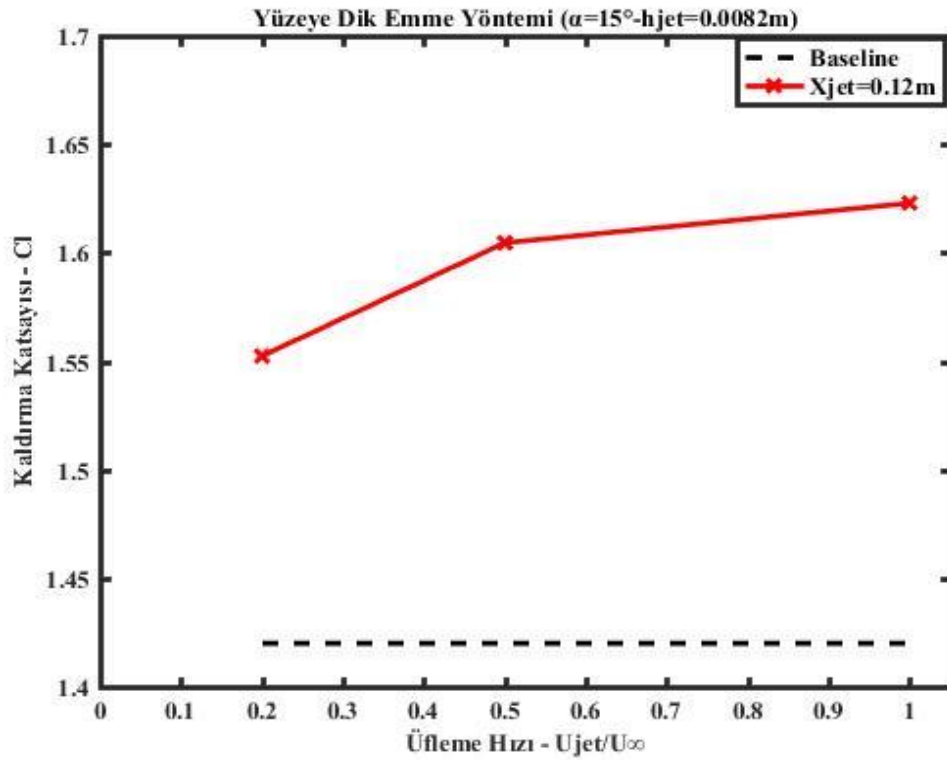
Serbest akımın 70%'i ve üstündeki emme hızları için hücum kenarının 0.4 m uzağında delikten emme yapılması durumunda en yüksek kaldırma katsayısı edilse de sürüklenme katsayısı ve  $C_l/C_d$  oranı değerleri de göz önünde bulundurulduğunda hücum kenarının 0.12 m uzağındaki jetin performansa en olumlu katkıyı yaptığı görülmektedir. Uygunluğu doğrulanan jet için emme hızının etkileri Şekil 5.27 ve Şekil 5.28'te gösterilmiştir. Emme hızı arttıkça sürüklenme katsayısı azalmakta ve kaldırma katsayısı artmaktadır.

Çizelge 5.13: En iyi emme konumu için emme hızının aerodinamik katsayılar üzerindeki etkisi

<b>X<sub>jet</sub>=0.12m - h<sub>jet</sub>=0.0082m - <math>\alpha=15^\circ</math></b>				
U <sub>jet</sub> /U <sub>∞</sub>	C <sub>d</sub>	C <sub>l</sub>	C <sub>l</sub> /C <sub>d</sub>	C <sub>q</sub>
0.2	0.01883	1.52022	80.72143	0.00164
0.5	0.01099	1.60458	146.02834	0.00410
1.0	0.00332	1.64573	496.25827	0.00820

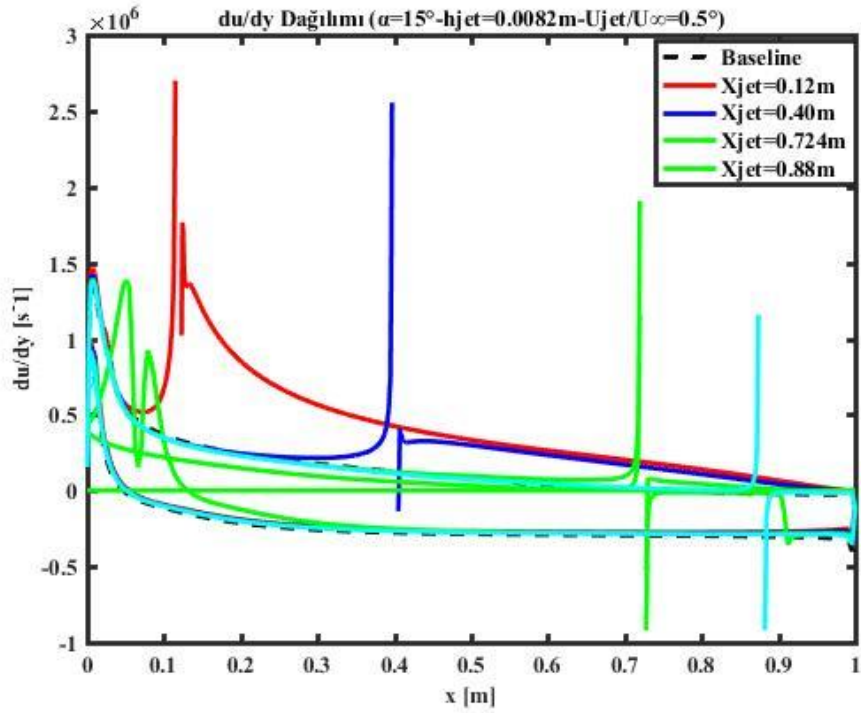


Şekil 5.27: Yüzeye dik emme yöntemimde en iyi emme konumu için emme hızının sürüklenme katsayısı üzerindeki etkisi için



Şekil 5.28: Yüzeye dik emme yöntemimde en iyi emme konumu için emme hızının kaldırma katsayısı üzerindeki etkisi için

Farklı emme konumlarından elde edilen sonuçlar için akışın kanat profilinin üst yüzeyinde koptuğu noktalar kıyaslandığında yine hücum kenarına en yakın konumda ( $X_{jet}=0.12m$ ) akış kopmasının en geç görüldüğü gözlenmiştir. Hücum kenarına yakın konumda henüz akış kopması meydana gelmeden yapılan emme uygulamasının firar kenarına doğru oluşan ters basınç gradyenini engellemede başarılı olmaktadır.



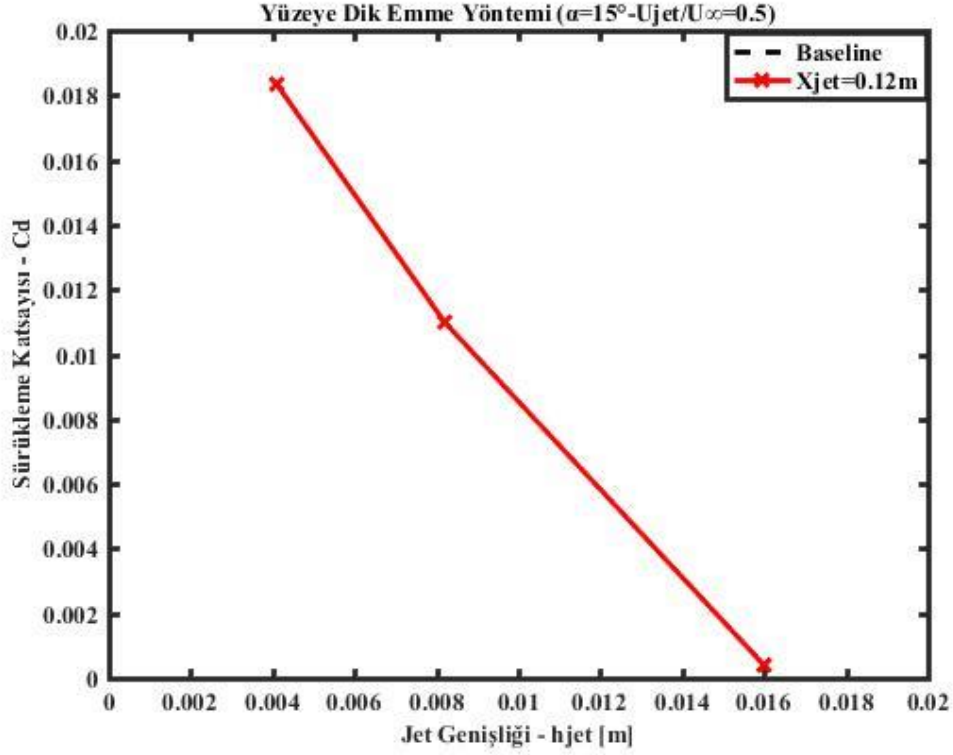
Şekil 5.29: Farklı emme noktaları için kanat profili üzerindeki  $\partial u/\partial y$  dağılımı

#### 5.4.2 Yüzeye dik emme yönteminde jet genişliğinin performansa etkisi

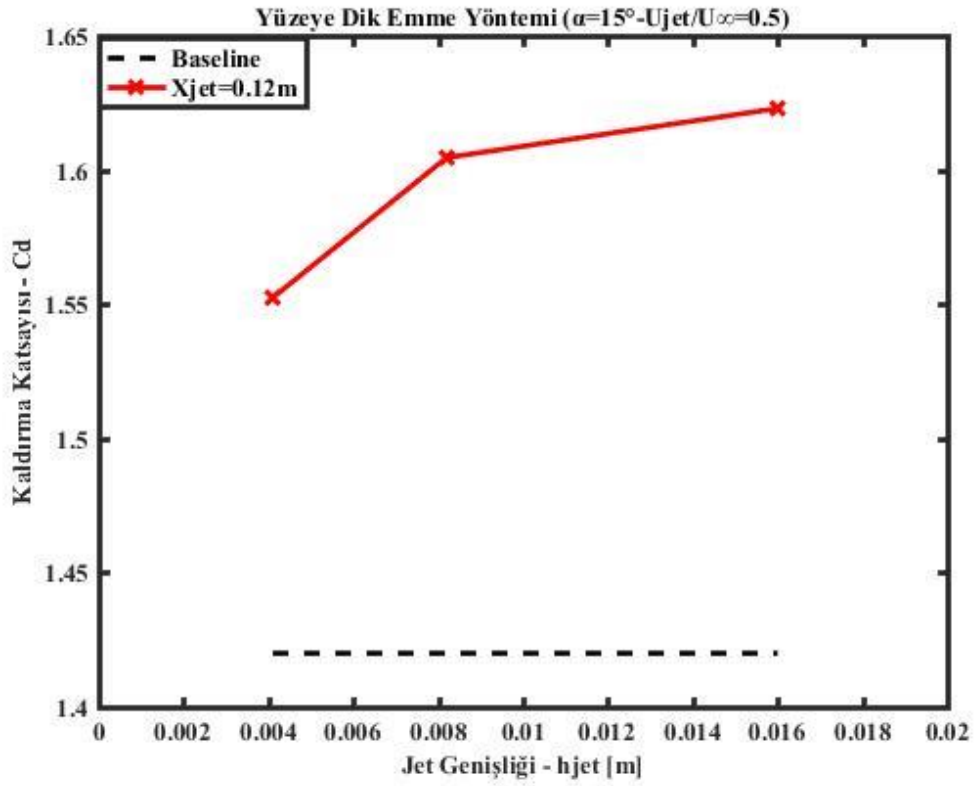
En iyi üfleme konumu ve bu konumda emme hızının aerodinamik katsayılarına etkisi belirlendikten sonra, delik genişliğinin etkileri incelenmiştir. Şekil 5.30 ve Şekil 5.31'de emme yapılan deliğin genişliği artırıldığında sürüklenme katsayısının azaldığı ve kaldırma katsayısının arttığı görülmektedir.

Çizelge 5.14: En iyi emme konumu için jet genişliğinin aerodinamik katsayılar üzerindeki etkisi

$X_{jet}=0.12m - U_{jet}/U_{\infty}=0.5 - \alpha=15^{\circ}$				
$h_{jet}$ [m]	$C_d$	$C_l$	$C_l/C_d$	$C_q$
0.0041	0.01834	1.55242	84.65511	0.00205
0.0082	0.01099	1.60458	146.02834	0.00410
0.0160	0.00040	1.62290	4086.25264	0.00800



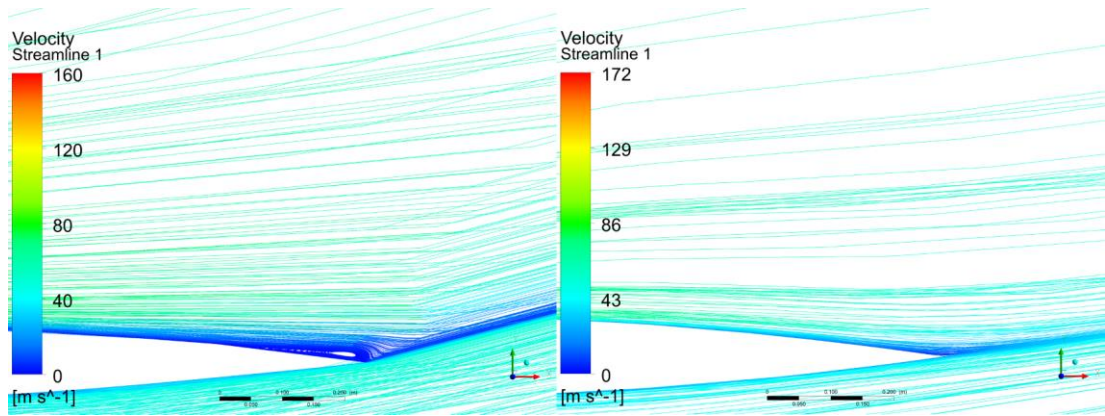
şekil 5.30: En iyi emme konumunda emme deliği genişliğinin sürüklenme katsayısı üzerindeki etkisi



şekil 5.31: En iyi emme konumunda emme deliği genişliğinin kaldırma katsayısı üzerindeki etkisi

Emilen havanın kütle debisinin serbest akım kütle debisine oranı olan emme katsayısının büyüklüğü, emme hızı ve emilim olan yüzeyin genişliği ile doğru orantılıdır. Bölüm 5.4.1 ve Bölüm 5.4.2’de verilen şekiller ve çizelgelerden  $C_q$  arttıkça aerodinamik performansın iyileştiğini sonucuna ulaşılır. Ayrıca aerodinamik katsayılar açısından en iyi sonuçların elde edildiği üfleme konumunda ( $X_{jet}=0.12$  m) akışın kanat profilinin üst yüzeyine çok daha iyi tutunduğu ve akışın yol boyunca kopmadan ilerlediği görülebilmektedir (Şekil 5.28). Kontrolsüz akışta  $15^\circ$  hücum açısında hücum kenarından 0.724 m uzakta akışın üst yüzeye tutunması mümkün olmazken, bu değer teğet üfleme 7 cm kadar ötelenerek 0.8 m civarlarına gelmişti. Emme yönteminde ise akışın üst yüzeyden hücum kenarının 0.996 m ilerisinde koptuğu tespit edilmiştir. Veter boyunca akış üst yüzeye tamamen tutunabildiği için emme ile kontrolün teğet ve dik üfleme yöntemlerine göre akış kopmasının engellenmesi konusunda çok daha başarılı olduğu görülmektedir.

Bölüm 1’te verilen Şekil 5.1 ve Çizelge 5.1’den kontrolsüz akışta  $15^\circ$  hücum açısında akışın üst yüzeyden koptuğu konum görülmektedir. Henüz akış kopmasının görülmediği hücum kenarı yakınındaki bölgeden emme ile kontrol uygulandığında Şekil 5.32’den görüldüğü üzere ters akım bölgesi oldukça küçülmektedir. Şekil 5.29’da verilen  $\partial u/\partial y$  dağılımı da üst yüzeyde akış kopması şartının sağlanmadığını ve akışın yüzeye tutunduğunu gösterip Şekil 5.32’yi doğrulamaktadır.



Şekil 5.32:  $15^\circ$  hücum açısında kontrolsüz akış ve emme yöntemi ( $X_{jet}=0.12$ m,  $h_{jet}=0.0082$ m,  $U_{jet}/U_\infty=0.5$ ) için akım çizgilerinin kıyaslanması

Şekil 5.32’den görüldüğü üzere emme yönteminden sonra firar kenarı civarındaki ters akım bölgesi kontrolsüz akışa kıyasla oldukça küçüktür. Böylelikle hücum kenarına yakın emme yöntemi ile akış kopmasının ötelendiğini gösteren Şekil 5.25

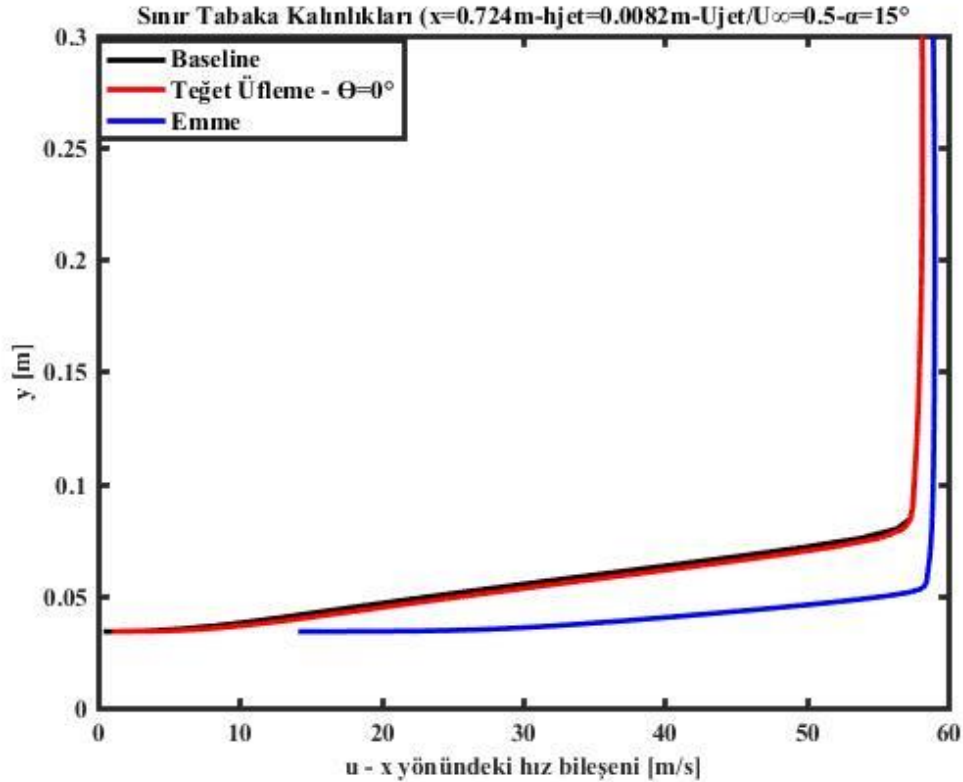


ile uyum sağlanmış ve ters basınç gradyeninden kaynaklı olumsuz aerodinamik etkilerin azaltıldığı görülmüştür.

Emme yöntemi ile teğet üfleme ve kontrolsüz analizlerin sınır tabaka kalınlıkları kıyaslandığında da bu yöntemin diğerlerine göre en küçük ters akım bölgesine ve en küçük sınır tabaka kalınlığına sahip olduğu görülmektedir.

Çizelge 5.15: Kontrolsüz akışta  $15^\circ$  hücum açısında akışın koptuğu noktadaki sınır tabakası kalınlıkları

	Kontrolsüz Akış	Teğet Üfleme	Emme
	$\alpha=15^\circ$	$X_{jet}=0.4m$ $h_{jet}=0.082m$ $U_{jet}/U_\infty=0.5$ $\alpha=15^\circ$ $\Theta=0^\circ$	$X_{jet}=0.12m$ $h_{jet}=0.082m$ $U_{jet}/U_\infty=0.5$ $\alpha=15^\circ$
<b>Sınır Tabaka Kalınlığı [m]</b>	0.0734	0.0715	0.0469



Şekil 5.33: Kontrolsüz akışın kopma noktasında hesaplanan sınır tabakası hız profilleri



## 6 DEĞERLENDİRMELER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

### 6.1 Değerlendirmeler

Bu tez çalışması kapsamında NACA 0012 kanat profili üzerindeki akış sıkıştırılmaz rejim bölgesinde sayısal olarak incelenip HAD analizi sonuçları benzer Mach ve Reynolds sayıları için yapılmış deneylerin verileri ile kıyaslanmıştır. HAD analizleri 2 boyutlu akış kabulü ile yapılmasına karşın deneysel veriler ile uyumluluk içinde olmaları nedeniyle akışın 3. Boyuttaki değişikliklerinin ihmal edilebileceği sonucuna varılmıştır. Ayrıca zamana bağlı analizlerle zamandan bağımsız yapılan analizlerin birbir örtüşen sonuçlara sahip olması ve NACA 0012 üzerindeki akışın belirli hücum açılara kadar zamandan bağımsız davranış sergilemesi [20] sebebiyle 2 boyutlu zamandan bağımsız analizlerin yeterli olacağına kanaat getirilmiştir. Kontrol yöntemlerinin uygulanmasında da sürekli üfleme/emme profillerine sahip sınır koşulları kullanılmasında ötürü 2 boyutlu ve zamandan bağımsız analizler tercih edilmiştir.

Kontrol yöntemlerinden dik üflemenin akış kopmasını geciktirmede yeterince etkili olamayıp aerodinamik katsayılar üzerinde de pozitif etki yaratamadığı gözlenmiştir. Ancak teğet üfleme ve emme yöntemlerinde akış kopmasının konumu firar kenarına doğru ötelenirken aerodinamik katsayıların da iyileştiği gözlenmiştir. Sınır tabaka içerisinde kütle emilimi yöntemin yukarıdaki iki uygulamadan açık ara daha etkili olduğu ve bu uygulamada akışın kanat boyunca yüzeye tutunmasının sağlandığı görülmüştür. Ancak emme yönteminin uygulanması üflemeyle kıyasla daha zor olduğu da bilinmektedir [18]. Bu sebeple hangi yöntemin akış kontrolü için daha uygun olacağına bir karşılaştırmalı bir maliyet çalışması neticesinde karar verilebilir.

Teğet üfleme ile akış kopmasının kontrol edilmesi çalışması neticesinde serbest akımın yarısında hızla sınır tabaka içerisine hava üflenmesi kaldırma katsayısında 0.5%'lik bir artışa sebep olmasına karşın sürükleme katsayısında 9.2% azalma ve kaldırma/sürükleme oranında 10.6% artış sağlanmıştır. Akış kopmasının geciktirilmesi açısından da başarılı olan teğet üfleme yöntemi ile momentum katsayısına bağlı olarak kopma noktasının 3 ile 9 cm arasında ötelenebildiği görülmüştür.

Emme ile kontrolde ise yine serbest akımın yarısı hız için sürükleme katsayısı 66.8% azalırken kaldırma katsayısı 13% ve kaldırma/sürükleme oranı 240% artmaktadır. Emme yöntemi ters basınç gradyeninin etkilerinden kurtulup akışın yüzey boyunca kopmadan ilerleyebilmesini sağlamak mümkündür. Yukarıda bahsedildiği gibi emme yöntemi için boru hattı maliyeti ve fan gücünün üflemeyle kıyasla fazla olmasına karşın aerodinamik açıdan getirisi de oldukça yüksek olması sebebiyle tercih edilebilir bir yöntemdir.

## **6.2 Gelecek Çalışmalar**

Kanat profili üzerindeki sıkıştırılmaz akışın aerodinamik performansının iyileştirilmesi adına sınır tabaka içerisine sürekli rejimde hava üflenmesi ve emilmesinin sonuçlarının incelendiği bu çalışmadan sonra net kütle akışının sıfır olduğu ve üfleme ile emmenin birbirini takip ettiği zamana bağlı sinüzoidal bir hız profili ile akışın kontrolü (Sentetik Jet Eyleyici) üzerinde çalışılması uygun olabilir. Ayrıca türbülans etkilerinin daha iyi modellenmesi adına 3 boyutlu HAD analizlerinin gerçekleştirildiği ve üfleme/emme deliklerinin kanat boyunca değil, belirli aralıklarla yerleştirildiği bir geometride 3. boyutun ve bu boyuttaki delik yerleşiminin etkileri incelenebilir.

Yapılmış ve gelecekte yapılmasının uygun olabileceği çalışmalar ışığında akışın kontrolü ve aerodinamik performansın iyileştirilmesi adına en uygun olduğuna kanaat getirilen yöntemin gerçek bir uçak kanadı üzerindeki performansı sayısal olarak incelenip sistemin enerji ihtiyacının sistemden elde edilen performansa kazancı ile kıyaslanması da oldukça faydalı bir çalışma olacaktır.

## EKLER

**Ek 1: HAD Analizleri İçin Giriş Koşulları ile Referans Değerlerin Hesaplanması**  
0'te belirtilen sınır koşulları ile akış referans değerler aşağıdaki gibi hesaplanmıştır:

$$R_{air} = \frac{R}{M_{air}} \Rightarrow R_{air} = \frac{8.3144598 [kgm^2/s^2Kmol]}{0.0289647 [kg/mol]} \quad (\text{Ek 1.1})$$
$$= 287.055 \frac{m^2}{s^2K}$$

$$a = \sqrt{kR_{air}T} \Rightarrow \sqrt{\left[1.4 \left(287.055 \frac{m^2}{s^2K}\right) (300K)\right]} \quad (\text{Ek 1.2})$$
$$= 347.222 \frac{m}{s}$$

$$M = \frac{U_{\infty}}{a} \Rightarrow U_{\infty} = (0.15) \left(347.222 \frac{m}{s}\right) = 52.083 \frac{m}{s} \quad (\text{Ek 1.3})$$

300 Kelvin sıcaklıkta havanın yoğunluğu  $\rho = 1.177 \frac{kg}{m^3}$  ve kinematik viskozitesi  $\nu = (1.568)10^{-5} \frac{m^2}{s}$  olarak kabul edilmiştir [47].

Serbest akımın basıncı (referans basıncı) ise aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$Pv = RT \Rightarrow P = \rho RT$$
$$P = 1.177 \left[\frac{kg}{m^3}\right] 287.055 \left[\frac{m^2}{s^2K}\right] 300[K] = 101357.4 Pa \quad (\text{Ek 1.4})$$

2 boyutlu kanat profilinin veter uzunluğu 1 metre seçilmiştir. Bu veter uzunluğu değeri için (Ek 1.3)'te hesaplanan serbest akım hızı ve 300 Kelvin sıcaklıkta havanın yoğunluk ve kinematik viskozite değerleri kullanılarak Reynolds sayısı aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$Re = \frac{U_{\infty} c}{\nu} = \frac{\left(52.083 \frac{m}{s}\right)(1m)}{\left(1.568 \times 10^{-5}\right) \frac{m^2}{s}} = 3.32 \times 10^6$$

(Ek 1.5)



## KAYNAKLAR

- [1] <http://www.flyingmachines.org/phil.html>. [Erişim tarihi: 13.03.2018].
- [2] **Anderson; J. D.**, *Fundamentals of Aerodynamics*, 5th ed. McGraw Hill, 2010.
- [3] **Anderson; J. D.**, “Ludwig Prandtl’s boundary layer,” *Phys. Today*, vol. 58, no. 12, pp. 42–48, 2005.
- [4] **Gad-el-hak; M.**, “Turbulence Control and Applications,” *Tutor. Sch. Fluid Dyn. Top. Turbul.*, 2010.
- [5] **Korkan; K. D., Cross; E. J., Cornell; C.**, “Experimental aerodynamic characteristics of an NACA 0012 airfoil with simulated ice,” *J. Aircr.*, vol. 25, no. 9, pp. 849–854, 1988.
- [6] [https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012\\_val.html](https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html) [Erişim tarihi: 19.03.2018].
- [7] **Ladson; C. L.**, “Effects of independent variation of Mach and Reynolds numbers on the low-speed aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil section,” NASA Technical Memorandum 4074, Hampton, VA, United States, 1988.
- [8] **Abbott; I. H., Von Doenhoff; A. E.**, *Theory of wing sections: including a summary of airfoil data*, Dover Edit. Toronto: Dover Publications, Inc., 1959.
- [9] **Cengel; Y., Cimbala; J.**, *Fluid Mechanics. Fundamentals and Applications*. 2013.
- [10] **Ahmed; T., Amin; T., Islam; S. M. R., Ahmed; S.**, “Computational study of flow around a NACA 0012 wing flapped at different flap angles with varying Mach numbers,” *Glob. J. Res. Eng.*, vol. 13, no. 4–J, 2013.
- [11] **Yao; J., Yuan; W., Wang; J., Xie; J., Zhou; H., Peng; M., Sun; Y.**, “Numerical simulation of aerodynamic performance for two dimensional wind turbine airfoils,” *Procedia Eng.*, vol. 31, pp. 80–86, 2012.

- [12] **Sahin; I., Acir; A.**, “Numerical and Experimental Investigations of Lift and Drag Performances of NACA 0015 Wind Turbine Airfoil,” *Int. J. Mater. Mech. Manuf.*, vol. 3, no. 1, pp. 22–25, 2015.
- [13] **Rubel; R. I., Uddin; K., Islam; Z., Rokunuzzaman; M.**, “Numerical and Experimental Investigation of Aerodynamics Characteristics of NACA 0015 Aerofoil Numerical and Experimental Investigation of Aerodynamics Characteristics of NACA 0015 Aerofoil,” no. April, 2017.
- [14] **Villalpando; F., Reggio; M., Ilinca; A.**, “Assessment of Turbulence Models for Flow Simulation around a Wind Turbine Airfoil,” *Model. Simul. Eng.*, vol. 2011, pp. 1–8, 2011.
- [15] **Bak; C., Fuglsang; P., Johansen; J., Antoniou; I.**, *Wind Tunnel Tests of the NACA 63-415 and a Modified NACA 63-415 Airfoil*, vol. 95, no. 44. 1998.
- [16] **Eleni; D. C., Athanasios; T. I., Dionissios; M. P.**, “Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil,” *J. Mech. Eng. Res.*, vol. 4, no. 3, pp. 100–111, 2012.
- [17] **Schlichting; H., Gersten; K.**, *Boundary Layer Theory*. 2017.
- [18] **Gad-el-Hak; M.**, *Flow Control: Passive, Active and Reactive Flow Management*. Cambridge University Press, 2000.
- [19] **Gilarranz; J. L., Traub; L. W., Rediniotis; O. K.**, “Characterization of a Compact , High- Power Synthetic Jet Actuator for Flow Separation Control,” in *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, no. January, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002, p. 28.
- [20] **Duvigneau; R., Visonneau; M.**, “Simulation and optimization of stall control for an airfoil with a synthetic jet,” *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 10, no. 4, pp. 279–287, 2006.
- [21] **Hue; D., François; C., Dandois; J., Gebhardt; A.**, “Simulations of an aircraft with constant and pulsed blowing flow control at the engine/wing junction,” *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 69, pp. 659–673, 2017.

- [22] **Yousefi; K., Saleh; S. R., Zahedi; P.**, “Numerical Study of Flow Separation Control by Tangential and Perpendicular Blowing on the NACA 0012 Airfoil,” *Int. J. Eng.*, vol. 7, no. 7, pp. 10–24, 2013.
- [23] **Boualem; Yahiaoui; T., K., Azzi; A.**, “Numerical Investigation of Improved Aerodynamic Performance of a NACA 0015 Airfoil Using Synthetic Jet,” *Int. J. Mech. Mechatronics Eng.*, vol. 11, no. 3, pp. 498–502, 2017.
- [24] **James; S. E., Suryan; A., Sebastian; J. J., Mohan; A., Kim; H. D.**, “Comparative study of boundary layer control around an ordinary airfoil and a high lift airfoil with secondary blowing,” *Comput. Fluids*, vol. 164, pp. 50–63, 2018.
- [25] **Durrani; N., Haider; B. A.**, “Study of Stall Delay over a Generic Airfoil using Synthetic Jet Actuator,” *49th AIAA Aerosp. Sci. Meet. Incl. New Horizons Forum Aerosp. Expo. 4 - 7 January 2011. Orlando, Florida.*, no. January, p. AIAA 2011-943, 2011.
- [26] **Zheng; X., Zhang; Y., Xing; W., Zhang; J.**, “Separation Control of Axial Compressor Cascade by Fluidic-Based Excitations,” *J. Turbomach.*, vol. 133, no. 4, p. 041016, 2011.
- [27] **Parthasarathy; T., Das; S. P.**, “Some aspects of flow control over a NACA0015 airfoil using synthetic jets,” *J. Phys. Conf. Ser.*, vol. 822, no. 1, p. 12009, 2017.
- [28] **Javadi; K., Hajipour; M.**, “Separation control using quasi-radial wall jets,” *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 68, pp. 240–251, 2017.
- [29] **Zhao; G., Zhao; Q.**, “Parametric analyses for synthetic jet control on separation and stall over rotor airfoil,” *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 27, no. 5, pp. 1051–1061, 2014.
- [30] **Zhao; Q., Ma; Y., Zhao; G.**, “Parametric analyses on dynamic stall control of rotor airfoil via synthetic jet,” *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 30, no. 6, pp. 1818–1834, 2017.
- [31] **Atik; H., Walker; D.**, “Boundary-Layer Separation Control Using Local

- Suction and Injection,” in *4th AIAA Theoretical Fluid Mechanics Meeting*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
- [32] **Poppleton; E. D.**, “Boundary-layer Control for High Lift by Suction at the Leading-edge of a 40 deg Swept-back Wing,” vol. 2897, no. 2897, p. 40, 1951.
- [33] **Wang; S. C.**, “Control of Dynamic Stall,” THE FLORIDA STATE UNIVERSITY., 1995.
- [34] **Tang; Q.**, “Main characteristics of suction control of flow separation of an airfoil at low Reynolds numbers,” *Eur. J. Mech. B/Fluids*, vol. 65, pp. 88–97, 2017.
- [35] **ANSYS Inc., 2015.** “Introduction to ANSYS Fluent.”
- [36] **Davidson; P.**, *Turbulence: An Introduction for Scientists and Engineers*. OUP Oxford, 2015.
- [37] **ANSYS Inc.**, “Lecture 1: Turbulence Modeling Overview,” pp. 1–12, 2012.
- [38] **Spalart; P., Allmaras; S.**, “A one-equation turbulence model for aerodynamic flows,” *30th Aerosp. Sci. Meet. Exhib.*, no. January, 1992.
- [39] <https://turbmodels.larc.nasa.gov/index.html>. [Erişim tarihi: 30.08.2018].
- [40] **ANSYS Inc.**, “Lecture 2: RANS Turbulence Models in ANSYS Fluent 15.0,” 2014.
- [40] [https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/16.2.3/en-us/help/flu\\_th/flu\\_th\\_sec\\_spal\\_mod\\_const.html](https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/16.2.3/en-us/help/flu_th/flu_th_sec_spal_mod_const.html). [Erişim tarihi: 23.09.2018].
- [42]-[https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/16.2.3/en-us/help/flu\\_th/flu\\_th\\_sec\\_turb\\_kw\\_sst.html#flu\\_th\\_beta\\_i1](https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/16.2.3/en-us/help/flu_th/flu_th_sec_turb_kw_sst.html#flu_th_beta_i1) [Erişim tarihi: 23.09.2018].
- [43] [https://www.cfd-online.com/Wiki/Turbulence\\_free-stream\\_boundary\\_conditions](https://www.cfd-online.com/Wiki/Turbulence_free-stream_boundary_conditions) [Erişim tarihi: 31.08.2018].
- [44] **Pointwise Inc.;** “Mesh Generation Software for CFD



[45] <https://geolab.larc.nasa.gov/APPS/YPlus/> [Erişim tarihi: 03.06.2018].

[46] **ANSYS Inc.**, “Lecture 5: Solver Settings,” 2015.

[47] [https://www.engineeringtoolbox.com/dry-air-properties-d\\_973.html](https://www.engineeringtoolbox.com/dry-air-properties-d_973.html) [Erişim tarihi: 14.10.2018].





## ÖZGEÇMİŞ

**Ad-Soyad** : Mustafa Can GÜÇLÜ  
**Uyruğu** : T.C.  
**Doğum Tarihi ve Yeri** : 20.07.1991 – Kadıköy/İstanbul  
**E-posta** : [m.can.gcl@gmail.com](mailto:m.can.gcl@gmail.com)

## ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lise** : 2009, Ankara Nermin Mehmet Çekiç Anadolu Lisesi
- **Lisans** : 2015, Gazi Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği
- **Yüksek Lisans** : 2019, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Makine Mühendisliği

## MESLEKİ DENEYİM

Yıl	Yer	Görev
2016	ATEL Teknoloji ve Savunma Sanayi A.Ş.	Tasarım Mühendisi
2016 – 2018	TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi	Araştırma Görevlisi
2018 -	Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.	Tasarım Mühendisi

**YABANCI DİL:** İngilizce

## TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Guclu, M. C., Aradag, S.,** Performance Analysis and Control of the Flow Over NACA 0012 Airfoil, International Congress on Fundamental and Applied Sciences, 18 – 22 June, Skopje, Macedonia