

TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**UÇAK KANADI VE MUHARİP UÇAK AERODİNAMİK
SİMÜLASYONLARINDA AÇIK KAYNAK KOD KULLANIMI VE
SONUÇLARIN TİCARİ YAZILIM SONUÇLARI İLE KARŞILAŞTIRILMASI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Arzu TAŞKONAK

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Selin ARADAĞ ÇELEBİOĞLU

KASIM 2018

Fen Bilimleri Enstitüsü Onayı

Prof. Dr. Osman EROĞUL
Müdür

Bu tezin Yüksek Lisans derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığımı onaylarım.

Doç. Dr. Murat Kadri AKTAŞ
Anabilimdalı Başkanı

TOBB ETÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 161511067 numaralı Yüksek Lisans Arzu TAŞKONAK'ın ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı "UÇAK KANADI VE MUHARİP UÇAK AERODİNAMİK SİMÜLASYONLARINDA AÇIK KAYNAK KOD KULLANIMI VE SONUÇLARIN TİCARİ YAZILIM SONUÇLARI İLE KARŞILAŞTIRILMASI" başlıklı tezi **22,11,2018** tarihinde aşağıda imzaları olan jüri tarafından kabul edilmiştir.

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

Eş Danışman : **Prof. Dr. Ünver KAYNAK**
Eskişehir Teknik Üniversitesi

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

Dr. Öğr. Üyesi 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.

Arzu TAŞKONAK



ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

UÇAK KANADI VE MUHARİP UÇAK AERODİNAMİK SİMÜLASYONLARINDA AÇIK KAYNAK KOD KULLANIMI VE SONUÇLARIN TİCARİ YAZILIM SONUÇLARI İLE KARŞILAŞTIRILMASI

Arzu TAŞKONAK

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

Danışman: Prof. Dr. Selin ARADAĞ ÇELEBİOĞLU

Tarih: Kasım 2018

Bu tez çalışmasında Stanford Üniversitesi tarafından geliştirilen açık kaynak çözücüsü SU^2 yazılımı ile ticari ANSYS Fluent yazılımı, aerodinamik simülasyonları için artan karmaşıklıkta test vakaları ile doğrulanarak bu yazılımların benzetim kabiliyetlerini ortaya koymak amaçlanmıştır. Bu bağlamda ONERA M6, SACCON (kararlılık ve kontrol konfigürasyonu) ve X-31 test vakaları ile çalışmalar yürütülmüştür. ONERA M6 vakası transonik rejimde oluşan lambda şoku ile, SACCON vakası kanat gövde konfigürasyonu ile ve X-31 vakası tam ölçekli bir konfigürasyon olması nedeniyle tercih edilmiştir. ONERA M6 vakasında her iki yazılım ile benzetim yapılmış, SA ve $k-\omega$ SST türbülans modelleri incelenmiştir. Her iki yazılımda da $k-\omega$ SST türbülans modelinin daha kesin olduğu ve SU^2 açık kaynak çözücüsünün ANSYS Fluent'e göre daha başarılı sonuç verdiği görülmüştür. SACCON vakasının düşük ses altı rejiminde ve yüksek hücum açılarındaki benzetimi SU^2 açık kaynak çözücüsü kullanılarak yapılmıştır. Kullanılmış olan etki geometrisinin katkısı ile test verilerine oldukça yakın sonuçlar elde edilmiş, bilhassa kanat yüzeyindeki yoğun girdaplı akışa rağmen moment katsayısının kestirimindeki kesinlik SU^2 yazılımına olan güveni arttırmıştır.

X-31; kuyruk, kanat, burun fini gibi yapıları ve sahip olduğu kanardı ile tam ölçekli bir muharip uçaktır. X-31 vakası düşük ses altı rejiminde ve yüksek hücum açılarında ANSYS Fluent kullanılarak incelenmiştir. Finlerin ve kanarđın oluşturduğu karmaşık akış yapısına rağmen, X-31 benzetiminde deneysel verilere yaklaşılmış, DLR TAU açık kaynak çözücüsü ile ise büyük oranda uyumluluk göstermiştir. Özetle her iki çözücü da verilen test vakaları ile güvenilirliği kanıtlanmıştır. Bilhassa bir açık kaynak çözücüsü olarak SU²'nin ortaya koyduğu sonuçlar, ticari yazılımlara ücret ödenmeden de göreceli olarak basit geometrilerde karmaşık benzetimlerin yapılabileceğini göstermiştir.

Anahtar Kelimeler: Türbülans modeli, Spalart Allmaras, K- ω Shear Stress Transport Açık kaynak çözücü, ANSYS Fluent, SU²

ABSTRACT

Master of Science

UTILIZATION OF OPEN SOURCE SOFTWARE FOR AIRFOIL AND FIGHTER AIRCRAFT SIMULATIONS AND VALIDATION WITH COMMERCIAL SOFTWARE

Arzu TAŞKONAK

TOBB University of Economics and Technology

Institute of Natural and Applied Sciences

Mechanical Engineering Science Programme

Supervisor: Prof. Dr. Selin ARADAĞ ÇELEBİOĞLU

Date: November 2018

In this thesis, it is aimed to demonstrate the simulation capabilities of the open source SU2 code developed by Stanford University and the well known ANSYS Fluent on test cases with increasing complexity for aerodynamics simulations. Computational Fluid Dynamics simulations with ONERA M6, SACCON (Stability and Control Configuration) and X-31 test cases are executed for this purpose. ONERA M6 is chosen for transonic lambda shock formation, SACCON for its wing-body configuration and X-31 for being a full scale fighter aircraft. ONERA M6 case is simulated with both softwares and SA and $k-\omega$ SST turbulence models are used. It is observed that for the simulations with both softwares, $k-\omega$ SST yields more accurate results. Despite being an open source software, SU² yields more accurate results than

ANSYS Fluent on shock estimation. Low subsonic and high angle of attack simulation of SACCON is carried out with SU². The results are consistent with test data. Especially, despite the highly vortical flow structure on the suction side, very good agreement with the test results are obtained for moment coefficients which demonstrates the reliability of the open source code. X-31 is a full scale fighter aircraft with a canard and nose, wing and tail fins. X-31 test case is simulated for low subsonic speeds and high angles of attack with ANSYS Fluent software. Considering the complexity of the flow caused by fins and canard, simulation results managed to approach the test data moreover the results show satisfactory agreement with DLR TAU open source code. Briefly, both softwares are proven for their high fidelity simulation capabilities on the given test cases. Particularly results demonstrated by the open source and absolutely free SU² code showcases the accesibility of such complex simulations without any licence fees.

Keywords: Turbulence Model, Spalart Allmaras, K- ω Shear Stress Transport, Open Source, ANSYS Fluent, SU²

TEŐEKKÜR

Çalıőmalarım boyunca değerli bilgilerini benimle paylaőan ve katkıları ile beni yönlendiren danışman hocalarım Prof. Dr. Selin ARADAĞ ÇELEBİOĞLU ve Prof. Dr. Ünver KAYNAK'a teőekkür ederim.

Her zaman, her koőulda yanımda olan ve verdiğim kararlarda beni destekleyen sevgili eőim, yol arkadaőım Demircan TAŞKONAK'a çok teőekkür ederim.

Bugüne kadar bana destek veren ve her an yanımda olan sevgili annem Ayfer KARADAŐLI'ya ve canım babam İbrahim KARADAŐLI'ya, biricik ablam Duygu AKBAŐ'a ve abim Ümit AKBAŐ'a, yeğenim Kaan AKBAŐ çok teőekkür ederim.

Kaynaklarını kullanarak bu tezin gerçekteőmesini mümkün kılan TUSAŞ'a desteğinden ötürü teőekkür ederim.



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET	vii
ABSTRACT	ix
İÇİNDEKİLER	xiii
ŞEKİL LİSTESİ	xv
ÇİZELGE LİSTESİ	xvii
KISALTMALAR	xix
SEMBOL LİSTESİ	xxi
1. GİRİŞ	1
1.1 Motivasyon	1
1.2 Literatür Taraması	1
1.3 Tezin Amacı.....	10
2. SAYISAL ÇÖZÜM YÖNTEMİ	13
2.1 RANS Türbülans Modelleri.....	13
2.2 Sıkıştırılabilir Gaz İçin Navier-Stokes Denklemleri	14
2.2.1 Süreklilik Denklemi	14
2.2.2 Momentum Denklemi	15
2.2.3 Enerji Denklemi	16
2.2.4 Termodinamik İlişki	17
2.2.5 Mach Sayısı ve Ses Hızı	17
2.3 Reynolds Ortalamalı Navier Stokes (RANS) Denklemleri	17
2.4 Türbülans Modelleri	19
2.5 SU ² Yazılımı.	23
2.6 ANSYS Fluent Yazılımı	26
3. ONERA M6 DENEYSEL KANAT PROFİLİNİN HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ İLE İNCELENMESİ	29
3.1 Çözüm Ağı Bağımsızlık Çalışması	32
3.2 ANSYS Fluent Çözüm Yaklaşımı.....	34
3.3 SU ² Çözüm Yaklaşımı.....	35
3.4 ANSYS Fluent ve SU ² Sonuçlarının Deneysel Veriler ile Karşılaştırılması	35
4. SU² YAZILIMININ SACCON KARARLILIK VE KONTROL KONFIGÜRASYONU SİMÜLASYONLARI İLE DOĞRULANMASI	43
4.1 Çözüm Ağı Bağımsızlık Çalışması	45
4.2 Sonuçların Karşılaştırılması.....	46
5. TAM ÖLÇEKLİ BİR MUHARİP UÇAĞIN HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ İLE İNCELENMESİ	53
5.1 Çözüm Ağı Bağımsızlık Çalışması	55
5.2 Çözümlerin Gerçekleştirilmesi.....	58
5.3 Zamandan Bağımsız Simülasyonlar	58
5.4 Duvar Sınır Koşulu ve Velocity Inlet- Outflow Çözüm Kümesi	58
5.5 Velocity Inlet Sınır Koşulu ve Velocity Inlet- Outflow Çözüm Kümesi	60
5.6 Duvar Sınır Koşulu ve Pressure Far Field Çözüm Kümesi	61
5.7 Zamana Bağlı Simülasyonlar	66

5.8 Basınç Katsayısı ve Kontur Grafikleri	67
5.9 Açık Kaynak Çözücüsü SU ² Kullanımı	70
6. SONUÇLAR VE YORUMLAR.....	75
7. GELECEK ÇALIŞMALAR.....	77
KAYNAKLAR	79
ÖZGEÇMİŞ.....	85



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 3. 1 ONERA M6 Geometri Şekli ve Uzunlukları.....	30
Şekil 3. 2 Çözüm Ağı Geometrisi.....	33
Şekil 3. 3 Çözüm ağı bağımsızlık çalışması.....	33
Şekil 3. 4 Çözüm ağı adaptasyon çalışması.....	35
Şekil 3. 5 Hücum açısı 3.06 ° iken basınç katsayısı konturu kıyası.....	36
Şekil 3. 6 Hücum açısı 3.06 ° iken basınç katsayısı kıyası.....	37
Şekil 3. 7 Hücum açısı 5.06 ° iken basınç katsayısı konturu kıyası.....	38
Şekil 3. 8 Hücum açısı 5.06 ° iken basınç katsayısı kıyası.....	39
Şekil 3. 9 Hücum açısı 6.06 ° iken basınç katsayısı konturu kıyası.....	40
Şekil 3. 10 Hücum açısı 6.06 ° iken basınç katsayısı kıyası.....	41
Şekil 4. 1 SACCON Referans Değerleri ve Geometri Resmi.....	44
Şekil 4. 2 Çözüm ağı bağımsızlık çalışması.....	45
Şekil 4. 3 Çözüm ağı.....	46
Şekil 4. 4 Taşıma, Sürüklenme ve Moment katsayısı hücum açısı kıyası.....	47
Şekil 4. 5 Taşıma, Sürüklenme ve Moment Katsayısı Grafiği.....	48
Şekil 4. 6 Basınç katsayısı konturu.....	49
Şekil 4. 7 Basınç katsayısı konturu tabanlı girdap akışı.....	49
Şekil 4. 8 10° ve 15° hücum açıları için girdap konturları.....	50
Şekil 4. 9 10° ve 15° hücum açıları için girdap konturları.....	51
Şekil 5. 1 X-31 sırasıyla tepeden, yandan ve izometrik görünüm.....	55
Şekil 5. 2 Çözüm kümesi ve etki geometrisi.....	56
Şekil 5. 3 y+ konturu.....	56
Şekil 5. 4 Çözüm kümeleri ve çözüm ağları.....	57
Şekil 5. 5 Çözüm ağı bağımsızlık çalışması.....	57
Şekil 5. 6 Duvar sınır koşulu ve Velocity Inlet-Outflow çözüm kümesi.....	59
Şekil 5. 7 Taşıma katsayısı hücum açısı kıyası.....	59
Şekil 5. 8 Sürüklenme katsayısı hücum açısı kıyası.....	59
Şekil 5. 9 Velocity Inlet sınır koşulu ve Velocity Inlet- Outflow çözüm kümesi.....	60
Şekil 5. 10 Taşıma katsayısı hücum açısı kıyası.....	60
Şekil 5. 11 Sürüklenme katsayısı hücum açısı kıyası.....	61
Şekil 5. 12 Duvar sınır koşulu ve Pressure Far Field çözüm kümesi.....	61
Şekil 5. 13 Taşıma katsayısı hücum açısı kıyası.....	62
Şekil 5. 14 Sürüklenme katsayısı hücum açısı kıyası.....	63
Şekil 5. 15 Moment katsayısı hücum açısı kıyası.....	64
Şekil 5. 16 $C_m \alpha$ grafiği.....	65
Şekil 5. 17 Sürüklenme, Taşıma ve Moment Katsayısı Grafiği.....	65
Şekil 5. 18 Sürüklenme katsayısı hücum açısı kıyası.....	66
Şekil 5. 19 Taşıma katsayısı hücum açısı kıyası.....	67
Şekil 5. 20 Basınç katsayısı kesitleri ve moment referans noktası.....	67
Şekil 5. 21 Hücum açısı 10° ve y=955mm iken basınç katsayısı grafiği.....	68

Şekil 5. 22 Hücüm açısı 10° ve $y=1125\text{mm}$ iken basınç katsayısı grafiği	68
Şekil 5. 23 Hücüm açısı 10° ve 20° iken kanat basınç katsayısı konturu.....	69
Şekil 5. 24 10° hücüm açısı yüzey akım ve girdap akımı çizgileri	70
Şekil 5. 25 Farklı hücüm açılarında kanard girdap akış çizgileri.....	72
Şekil 5. 26 Farklı hücüm açılarında kanat ve kanat önü fini girdap akış çizgileri	73



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 3. 1 Geometri Özellikleri.....	31
Çizelge 3. 2 Deney detayları	31
Çizelge 3. 3 Çözüm Ağı Özellikleri.....	32
Çizelge 3. 4 Çözüm Ağı Sayıları	32
Çizelge 4. 1 Çözüm Ağı Özellikleri.....	44
Çizelge 4. 2 Çözüm Ağı Sayıları	45
Çizelge 4. 3 Hata Payı Oranları (%)	47
Çizelge 5. 1 X-31 referans değerleri	55
Çizelge 5. 2 Çözüm Ağı Özellikleri.....	56



KISALTMALAR

CFL	Courant Friedrichs Lewy
DES	Ayrık Eddy Simülasyonu
DDES	Geciktirilmiş Ayrık Eddy Simülasyonu
DG-DES	Dinamik Grid Ayrık Eddy Simülasyonu (Sheffield University Code)
HAD	Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
LES	Large Eddy Simülasyonu
MRP	Moment Referans Noktası
RANS	Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes
SA	Spalart Allmaras Türbülans modeli
SST	Shear Stress Transport Türbülans modeli
SU²	Stanford Üniversitesi Yapısal Olmayan



SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
M	Mach sayısı
U	Hız
ρ	Yoğunluk
τ_{ij}	Stres tensörü
μ_t	Türbülanslı dinamik viskozite
Re	Reynolds sayısı
Pr	Prandtl sayısı
k	Türbülanslı kinetik enerji
ω	Türbülans yitim hızı
σ	Türbülans modeli sabiti
p	Basınç
u_i	Akış hızı
s	Kanat referans alanı



1. GİRİŞ

1.1 Motivasyon

Günümüzde havacılık, kara araçları veya enerji uygulamaları olsun Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) birçok alanda kullanılmaktadır. HAD çalışmaları bir aracın tasarım aşamasında oldukça önemli bir araçtır. Araç üzerindeki akışın modellenmesi tasarım açısından önemlidir. Transonik, ses üstü hız rejimlerine şok yerinin tespit edilmesi, elde edilen sonuçlarda basınç, sürükleme, taşıma ve moment katsayısı değerlerinin doğru tahmin edilmesi, tasarımın doğrulanması açısından önem taşımaktadır. Piyasada kullanılan ticari programlar (ANSYS Fluent [1] gibi) bu açıdan kendilerini kanıtlamışlardır. Bu çalışmada bir açık kaynak çözücüsü olan SU² doğrulanacaktır. Ticari programlara olan bağımlılığın azaltılması, yeni modüller eklenerek gelişmeye açık olması tercih edilme sebepleridir. Bir aracın tasarımının gerçekleşmesi için tek başına HAD yöntemi yeterli olmamaktadır. Uçuş testine göre kısmen daha uygun olan rüzgâr tüneli testleri birer deneysel veri olup çözücülerin doğrulanması gerekmektedir.

Açık kaynak çözücülerinin içerisinde bulunan modellere ait denklemler ticari yazılımlarda olduğu gibi gizli değildir. Herkes tarafından okunabilir, geliştirilebilir ve kişinin araştırdığı konuya göre özelleştirilebilir. Bu çözücü bir açık kaynak çözücüsü olup ücretsiz olarak kurulabilir ve paralelleştirme için ayrıca ücret talep etmez. Çözücünün birçok formatta çözüm ağı kabul etmesi tercih edilme sebeplerinden biridir. Bu yazılımın güvenilirliğinin artması ve birçok kişi tarafından kullanılabilirliğinin artması için birçok çalışma yapılmıştır.

1.2 Literatür Taraması

Tez kapsamında yapılan literatür araştırmasının amacı, kullanılan geometriler ile geçmişte yapılan çalışmaları incelemek, elde edilen sonuçları bu tez kapsamında kullanarak tez çalışmasını doğrulamaktır. Bu literatür araştırmasında sırasıyla ONERA

M6, SACCON, X-31 geometrileri ile yapılan çalışmalar ve son olarak SU² açık kaynak çözücüsü ile yapılan çalışmalar anlatılacaktır.

ONERA M6 kanat modeli transonik hız rejimlerinde test edilen deneysel bir kanat profilidir. Bu kanat profili hem ANSYS Fluent'te hem de SU2 açık kaynak çözücüsü ile çözümlenerek deneysel sonuçlar ile karşılaştırılmıştır. Yapılan çalışmalara bakıldığında; Schmitt V. ve Charpin F. [2] ONERA M6 kanat profili üzerindeki basınç dağılımını incelemişlerdir. Bu çalışma farklı hücum açıları ve farklı transonik hız rejimlerinde gerçekleştirilmiştir. Yapılan HAD çalışmalarına bir kaynak niteliğindedir.

Mani ve diğerleri [3] iç akış ve dış akış için bir ve iki denklemlilikli türbülans modelleri kullanmışlardır. Durani N. ve Qin N. [4] Reynolds Ortalamalı Navier Stokes (RANS), Ayrık Eddy Simülasyonu (DES) ve Geciktirilmiş Ayrık Eddy Simülasyonu (DDES) sonuçlarını ticari olmayan DG-DES HAD aracı ile deneysel sonuçlarla transonik hız rejiminde karşılaştırmışlardır. Bu çalışmada akış hesaplama şeması Roe, AUSM ve HLLC DES formülasyonları ile birlikte kullanılmıştır ve geometri üzerine etki eden düzensiz akış incelenmiştir. Çalışmalar sonucunda elde edilen sonuçlar deneysel veriler ile karşılaştırılmıştır. Sonuç olarak DES ve DDES duvar kenarındaki bölgeler oldukça iyi sonuçlar vermiştir. Basit zamandan bağımlı ve bağımsız durumlarda DES ve DDES benzetimlerinin sonuçları Zamana Bağlı Reynolds Ortalamalı Navier Stokes Denklemi (URANS) sonuçlarına benzer sonuçlar vermiştir.

SACCON UCAV geometrisi kararlılık ve kontrol açısından incelendiğinde birçok çalışmaya konu olmuştur.

Cummings [5] UCAV'a Entegre Hesaplamalı / Deneysel Yaklaşım ve Kararlılık ve Kontrole İlişkin Delta-Kanard Konfigürasyonlarını incelemişlerdir. 1960 yıllarından 1980 yılına kadar araştırmacılar sadece deneysel çalışmayı gerçekleştirip uygulama metodu açısından eksiklikler görmüşlerdir. Örneğin; sınır şartları, serbest akış şartları, hassas geometri bilgisi vs. Verilen zaman aralığında deney ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği arasında bir bağlantı kurulamamıştır. Deneysel çalışmaların, kendi tahminlerini doğrulamak için yapılması gerektiğini belirtmişlerdir (Seri yaklaşım yöntemi). 1980'lerin sonlarına doğru HAD bir araştırma süreci haline gelmiştir. İlk olarak tahmin yapıldıktan sonra deney ve son olarak HAD doğrulaması gerçekleştirilmektedir (Alternatif seri yaklaşım yöntemi). 1990'ların sonlarında ise

araştırmacılar tahmin edilen HAD yöntemi ile paralel bir şekilde deneysel çalışmayı yürütmeye başlamışlardır. Bu sayede hem erken tahminlerin cevapları bulunmuştur hem de doğrulama çalışmaları gerçekleştirilmiştir (Erken paralel yaklaşım). Bu bağlamda NATO AVT 161 çalışma grubu alternatif paralel yaklaşım yöntemini geliştirmiştir. HAD tahmini, deneysel yaklaşım 1 ve HAD doğrulaması bir arada yapılmıştır. Bir sonraki adım olan HAD doğrulama çalışması, deneysel yaklaşım 2 ve HAD analizi üçlemesi ikinci adım olarak gerçekleştirilmiştir. Bu bağlamda NATO AVT-161 grubu SACCON'u (kararlılık ve kontrol konfigürasyonu) ilkel tasarım olarak dizayn etmiş daha sonrasında tam ölçekli bir uçak olan X-31 tasarımını gerçekleştirmişlerdir.

Loeser ve diğerleri [6] A. NASA Larc Rüzgâr tüneline SACCON geometrisinin 53° süpürme açısına sahip modelinin statik testleri gerçekleştirilmiştir. Model değişebilen kanat ucu yapısına ve ayarlanabilen kontrol yüzeyine sahiptir ancak bu testlerde hiç biri kullanılmamıştır. Modelin kanat açıklığı 1.54 m'dir ve referans alanı 0.77 m^2 'dir. Model 6 bileşenli gerilimölçer ile donatılmıştır ve 230 adet basınçölçere sahiptir. Model tepeden asılarak, $0^\circ - 30^\circ$ hücum açıları aralığında, $0^\circ - 15^\circ$ saçma açıları aralığında, $(-10^\circ) - (+10^\circ)$ yana kayma açısı aralığında, 50 ve 60 m/s hızlarında test edilmiştir. Bütün statik testler adım at ve duraklat yöntemi ile yapılmıştır. Reynolds sayısı etkisine bakıldığında 50 ve 60 m/s hızlar için C_L ve C_D için oldukça düşük bir etki yaratmıştır fakat C_M için aynı şey söz konusu değildir. 60 m/s hız için 10° hücum açısında ani bir artış olup daha sonra 15° hücum açısında ani bir düşüş yaşanmıştır. Yana kayma açısı etkisine bakıldığında ise simetrik akış şartları olmasına rağmen C_Y, C_l ve C_n önemli bir sapma göstermişlerdir. Hücum açısı 10° 'yi geçtikten sonra hücum açısına ve yana kayma açısına bağlı değişen C_Y, C_l ve C_n parametreleri düzensiz bir profil izlemiştir. Uygun bir uçuş kontrolü belirlemek yüksek hücum açılarında oldukça zor hale gelmiştir. Ayrıca hava aracının üzerindeki destek etkisi incelenmiştir. 5 farklı destek denenmiş olup 3 tanesi arka kısımda, 2 tanesi karın kısmındadır. C_L ve C_M için karın tarafında bulunan destek büyük fark yaratırken C_D için bir etki görülmemiştir. Bu çalışma iki farklı rüzgâr tüneline gerçekleştirilmiştir. Birincisi NASA-LaRC'dır. Düşük hızlı bir tünel olup 14×22 inç test alanına sahiptir. Kapalı devre ve atmosferiktir. Virginia, Amerika'da bulunmaktadır. Maksimum hızı 106 m/s'dir. İkincisi ise düşük hızlı DNW-NWB tüneline. Almanya-Hollanda Rüzgâr Tüneline olarak bilinmektedir ve Braunschweig, Almanya'da bulunmaktadır. Test alanı $3.25 \cdot 2.80 \text{ m}^2$ 'dir. Atmosferik, kapalı devre bir rüzgâr tüneline. Maksimum hızı 75 m/s'dir. Farklı rüzgâr tüneline

etkisine bakıldığında ise NASA-LaRC eğrileri kararlılık türevlerini yukarıda tahmin etmiştir. Bunun birinci sebebi olarak NASA destek noktası ve pozisyonunun tünele göre konumu, ikinci olarak ise hücum açısı ölçen sensörün pozisyonu belirtilmiştir. Ayrıca bu iki tünel farklı test alanlarına sahiptir. Bu da blokaj oranlarında farklılık, dolayısıyla grafiklerinde verilen hücum açısında bir kaymaya sebep olmaktadır.

Vicroy ve diğerleri [7] NASA LaRC rüzgâr tüneline salınım testlerini gerçekleştirmişlerdir. SACCON UCAV 1.m kök uzunluğuna ve 1.53 m kanat açıklığına sahiptir. Bu çalışmada yüksek süpürme açısına sahip iki geometri seçilmiştir. DNW-NWB düşük hızlı rüzgâr tüneli ve NASA Langley ses altı rüzgâr tüneline 50 m/s ve 60 m/s hızlarında, 0° ve 30° hücum açıları aralığında deneyler gerçekleştirilmiştir. Sürüklenme açısı 53 derece olan durum ile yuvarlanma, yunuslama ve yalpalama sönümlenmesi hareketleri çalışılmıştır. Bu çalışmaların sonucunda en ilginç ve zorlayıcı HAD çalışması 10° ve 20° hücum açıları arasında gerçekleştirilmiştir. 10° hücum açısı altında statik ve dinamik türevler doğrusal bir davranış göstermiştir. 10° hücum açısı altındaki tek kayda değer değişiklik yuvarlanma eksen ve yunuslama momentinde görülmüştür. Bu konfigürasyonda dikey kontrol yüzeyi olmadığı için yalpalama etkisi görülememiştir.

Morgand ve diğerleri [8] Statik ve dinamik PIV testleri ileri akış bölgesi için gerçekleştirmiştir. PIV testleri $x/c=0,4485$ e kadar ONERA tarafından yapılırken geri kalan kısmı ise DLR tarafından gerçekleştirilmiştir. Statik testi yapılan SACCON modeline ait girdaplı akış alanı sonuçları 45-60 derece süpürme açılarında verilmiştir. Sonuç olarak UCAV'ın emme bölgesinde akış alanı ve girdaplı akışın oluşum şekli, delta kanatlarla benzer bir davranış göstermiştir. Girdaplı akışın kanadın emiş kısmında var olması basınçta yerel olarak bir düşüşe sebep olmuş ve taşıma katsayısında artışa sebep olmuştur. Farklı süpürme açıları kanadın firar kenarındaki ayrılmanın pozisyonunun değişiminde etkili olmuştur. Ayrıca keskin hücum kenarı ve yuvarlak hücum kenarı konfigürasyonları akış ayrılmasında farklılık göstermiştir. Yuvarlak hücum kenarının akış ayrılmasını geciktirdiği ve düşük hücum açılarında yüzeye yapışık akış profili çizdiği görülmüştür. Konrath ve diğerleri [9] statik ve dinamik PIV testleri geri akış bölgesi için gerçekleştirmiştir. Bu kısımda $x/c=0,4485$ ve sonrası için PIV testleri yapılmıştır. Çalışmada sadece yunuslama momenti çalışılmıştır. Kritik olarak değerlendirilen hücum açısının 14 ve 20 derece aralığındaki durumları girdaplı akış açısından incelenmiştir. PIV görüntüleme kalitesinin

artırılması için model floresan ile boyanmıştır. SACCON konfigürasyonunda üç farklı girdap yapısı oluşmuştur (Apeks girdabı, kanat ucu girdabı ve kalın girdap). Bu girdaplar hücum açısı 18° iken ve $x/c = 0.45$ ve 0.85 kanat istasyonları arasında rahatlıkla görülmektedir. Delta kanatlarda olduğu gibi keskin hücum kenarı konfigürasyonunda akış ayrılması düşük hücum açılarında iken gerçekleşmiştir. Kesme tabakası yuvarlanarak büyür ve akış girdap şeklinde yüzeye yapışır. Bu durum, hücum açısı artışı ile kanat apeksi ve kanat ucu arasında keskin hücum kenarı konfigürasyonlarında görülür. Yuvarlak hücum kenarı konfigürasyonu yüksek hücum açılarında akış ayrılmasını geciktirdiği için bu ayrılma hücum kenarının orta kesimlerinde ($x/c = 0.28$) görülmüştür.

Nangia ve diğerleri [10] 53° kanat süpürme açısına sahip SACCON geometrisi için düşük hızlarda doğrulama çalışması yapmışlardır. Bu çalışmada kuvvet ve momentlere aynı zamanda çeşitli simetrik ve asimetric kararlılık türevlerine zamana bağlı ve zamandan bağımsız analizler için bakılmıştır. İki farklı kanat profili birbiri ile karşılaştırılmıştır. Bunlar sırasıyla kavramsal, sezgisel kanat BG1 (SACCON) ve uzlaşma tasarımı (C1). Çalışma ENSOLV ve EDGE HAD çözümleri ile gerçekleştirilmiştir. Kanatların birbiri ile karşılaştırmasına Mach sayısı 0.17 ve hücum açısı $0^\circ-30^\circ$ aralığında iken bakıldığında ENSOLV kullanılarak, C1 kanadı yüksek taşıma katsayılarının görüldüğü yerlerde düşük sürüklenme katsayısı elde edilmiştir. EDGE ile de bu davranış doğrulanmıştır. C1 kanadı ile daha yüksek C_{Lmax} değeri elde edilmiştir. Mach sayısı 0.75 ve hücum açısı $0^\circ-30^\circ$ aralığında iken incelendiğinde ise EDGE sonuçları göstermektedir ki C1 kanadı ENSOLV'dan daha düşük L/D değeri vermiştir. Düşük hız karşılaştırmasında C1 kanadı BG2 kanadına göre oldukça önemli bir gelişme gösterirken transonik hız rejiminde ise C1 kanadı BG2 kanadına benzer bir performans göstermiştir.

Tomac ve diğerleri [11] SACCON UCAV geometrisi için mühendislik uygulamalarının değerlendirmelerini yapmışlardır. Bu konfigürasyon düşük hızlarda Nangia Aero Panel Çözümleri, Shaman çözümleri ve CEASIOM çözümleri ile çözülmüştür. Uygulanan çözümlere ait türbülans modelleri, çözümleri farklılıkları, Euler HAD sonuçları bir grafikte gösterilerek boylamsal kararlılıkları karşılaştırılmıştır. Shaman çözümleri kullanıcılar daha hızlı ve ekonomik sonuçlar elde etme fırsatı tanımıştır. Fakat moment katsayısı tahminindeki başarısızlıkları doğrusal akışı çözmede eksikliklerini göstermiştir.

X-31 muharip uçağı, ileri manevra yeteneğı olan deneysel bir uçak olduğı için birçok çalışmaya konu olmuştur. Konu ile ilgili literatür incelendiğinde birçok sayısal ve deneysel çalışmanın yapılmış olduğı görülmektedir.

Boelens ve diğeri [12] yüksek hücum açılarının uçak üzerindeki akışa etkisini incelemiştir. Bu çalışmada kanadın hücum kenarı etkisi incelenmiştir. Sırasıyla tüm hücum kenarı boşluklu konfigürasyon (G1), sadece boylamsal hücum kenarı boşluklu (G2) ve hücum kenarında boşluk olmayan durumlar (G3) birbirleri ile ve deneysel veriler ile karşılaştırılmıştır. Bu çalışmanın rüzgâr tüneli deneyleri $(-5)^\circ$ - $(+55)^\circ$ hücum açıları arasında gerçekleştirilmişken HAD analizleri $(-5)^\circ$ - $(+25)^\circ$ hücum açlarına kadar 0.182 Mach sayısında gerçekleştirilmiştir. Sonuç olarak G1 ve G2 durumlarında G3 durumuna göre moment katsayısında 12 derece hücum açısında yüksek değerleri alırken taşıma ve sürüklenme katsayısında ise hücum kenarı boşluğu etkisi yok denecek kadar az olmuştur. Her bir durumda yunuslama momentinde 12 derece hücum açısına kadar artış sürüp bu noktadan sonra 20 dereceye kadar ani düşüş gözlenmiştir. 20 derece ve 23 derece hücum açıları arasında en fazla yükselme G2'de gözlenirken, ikincisi G3 durumu olmuştur. Bu durumlardan deneysel veri ile en yakın sonucu G1 konfigürasyonu vermiştir. Sonuç olarak 12° hücum açısından sonra yaşanan farklılığın sebebinin girdaplar olduğı ve boylamsal boşlukların bu davranışta önemli bir rol aldığı belirtilmiştir. Veter boyunca var olan boşluklar ise boylamsal boşlukların yarattığı girdabı zayıflatma yönünde davranmıştır. G3 konfigürasyonunda ise sadece sıkı girdap oluştuğı gözlenmiştir.

Boelens ve diğeri [13] uçağın üzerine etki eden aerodinamik kuvvetlerin etkisini üç farklı yöntemle incelemişlerdir. Bu çalışmada 3 farklı HAD çözücüsü kullanılmıştır. Bu çözücüler ENSOLV, DLR TAU çözücüsü ve CFD-Cobalt çözücüsüdür. ENSOLV çözücüsü RANS denklemlerini çözebilmekte, sıkıştırılabilir akış, hem zamana bağlı hem de zamandan bağımsız olarak çalışabilmektedir. Bu çalışmada blok yapısına sahip yapısal çözüm ağı kullanılmıştır. DLR TAU çözücüsünde ise RANS denklemleri sonlu hacim yöntemi formülleri ile uygulanmıştır. Karmaşık konfigürasyonlardaki sorunları aşabilmek için yapısal olmayan çözüm ağı tercih edilmiştir. DLR TAU ayrıca katı madde hareketine de izin vermektedir. Cobalt CFD çözücüsünde ise hücre merkezli, sonlu hacim yöntemi tercih edilmiştir. Bu çözücü 3 boyutlu, sıkıştırılabilir akış ve RANS denklemlerini hibrit yapısal olmayan çözüm ağı üzerinde uygulamaktadır. Bu çözücüler ile elde edilen Mach sayısı 0.18 iken sonuçlar karşılaştırıldığında, üç çözücü

da kısmen düşük hücum açılarında deneysel veri ile uyum göstermektedir. Uygulanan fiziksel yöntem, taşıma ve sürüklenme katsayısının tahmininde başarılı olsa da yunuslama momenti tahmininde yetersiz olmuştur. Bunun temel nedeni ise kanat üzerindeki düzensiz akış olarak gösterilmiştir. Ayrıca gövdede bulunan destek etkisi tartışılmıştır. Gövdedeki destek kanadın üst kısmında basınç artışına sebep olmuştur ve bu etki kanadın hücum kenarına kadar devam etmiştir.

Cummings ve Jirasek [14] indirgenmiş modelin aerodinamik yüklerini rüzgâr tüneline incelemişlerdir. Bu çalışmada rüzgâr tüneline burun yukarı manevrası çalışılmıştır. Hareket hücum açısı aralığı 5 ve 18 derece olarak belirlenmiştir. Bu aralık yunuslama momenti grafiğinde doğrusal ve doğrusal olmayan aralıkları kapsamaktadır. Yunuslama hareketinin modellenmesi için iki farklı sistem tanımlama çözücüsü uygulanmıştır. Bunlar SIDPAC (Sistem Tanımlama) ve RBF (Radyal Temelli Fonksiyon). SID ve RBF modellemesi göstermiştir ki destek etkisi kanat üzerindeki girdabın kararlılığında olumsuz bir etki yaratmıştır. SIDPAC ve RBF modelleri statik ve dinamik yunuslama momenti katsayısı tahmininde eşit başarıya sahip olmuştur.

Nangina ve Palmer [15] kanard ve delta uçağının düşük hızlardaki kararlılık ve kontrolünün rüzgâr tüneline verisini, kuramsal sonuçlarla karşılaştırmıştır. Bu çalışmada uçağın boylamsal kararlılığı farklı konfigürasyonlar Mach sayısı 0.176 iken 0° - 25° hücum açıları aralığında incelenmiştir. Sırasıyla “Kanat+Kanard, Kanat+Kanard+Gövde” konfigürasyonlarını incelemişlerdir. Kanat+Kanard konfigürasyonunda Kanard ayar açısının taşıma katsayısına etkisi incelenmiş olup sonucunda etkisiz olduğu bulunmuştur. Kanat+Kanard+Gövde konfigürasyonunda firar kenarı sapma açısının taşıma ve yunuslama momentine etkisi, hücum kenarı sapma açısı taşıma ve yunuslama momentine etkisi incelenmiştir. Gövde tarafındaki kanard girdabı, kanat üzerindeki basınç dağılımını etkilemiştir. Hücum açısı 10° iken kanardın göve etkileşiminden doğan girdapları kanat yüklemesinde artışa sebep olmuştur. Sonuç olarak gövdenin konfigürasyona dâhil edilmesi ile taşıma katsayısı 0.468° den 0.490 a çıkmıştır.

Mendenhall ve diğerleri [16] hava aracının üzerine etki eden aerodinamik kuvvetlerin tahmininde uygulanan yöntemlerin karşılaştırılmasını ve değerlendirmesini yapmışlardır. Bu yöntemler sırasıyla şöyledir: Shaman Mühendislik analizi, CEASIOM çoklu duyarlılık sistemi ve Nangia Panel çözücüsü. Nangia Panel çözücüsü

doğrusal teori kullanmaktadır. Bu panel çözücüsü diğer panel çözücülerini gibi birinci dereceden denklemler kullanmaktadır. Analiz tekniği ise kanat ile başlar ve sırasıyla diğer kontrol yüzeyleri ve gövdeyi ekler. Shaman ise ilkel bir tasarım aracı olup taşıma kaybı öncesi ve sonrası akış koşullarının analizinde kullanılmaktadır. Akışkanlar mekaniği ve dinamiğinin birlikte kullanmak yaklaşımı ile uçuş rejimlerinin analizlerini gerçekleştirir. CEASIOM ise diğer iki yöntemden farklı olarak yalnızca potansiyel akışı kullanmak yerine ilerletilmiş empirizm metodunu da eklemiştir. Ayrıca bu çözücü uyarlanabilir hassasiyetli HAD metodu kullanmaktadır. (Vortex-lattice Yöntem, Panel Yöntem ve Euler çözücüsü). Sonuç olarak üç farklı çözücünün uçağın boylamsal karakteristiğini anlamadaki becerisi anlatılmıştır. Nangina Aero Panel çözücüsü C_L ve C_D tahmininde uyumlu sonuçlar verse de C_M tahmini konusunda başarılı olamamıştır. Buna rağmen bu bulgu erken tasarım aşamasında uçağın performansı açısından oldukça önem taşımaktadır. SHAMAN çözücüsü ise kanat taşıma kaybı durumunu 0° - 70° hücum açısı aralığında modellemeyi başarmıştır. Bu noktada kanard bükümü ve hücum kenarı flap açılarının doğruluğu önem taşımaktadır. CEASIOM çözücüsü ise simetrik durumlar için 15° hücum açısına kadar HAD çözücülerini deneysel veri ile taşıma ve normal kuvvetler açısından örtüşmektedir. Yunuslama momenti için ise 15° hücum açısına kadar doğru sonuçlar vermiştir ancak düzensiz akışı yakalamada yetersiz kalmıştır. Deneysel çalışma 10° hücum açısından sonra düzensiz akış profili göstermektedir. Bu yöntemler, girdaplı akışa sahip geometrilerde mühendislik yönteminin kullanılmasına ve geliştirilmesine ön ayak olmuştur. Ayrıca hava aracı tasarımının ilk aşamalarında pratik ve hızlı sonuç alma aracı olarak kullanılabilmesi önerilmiştir. Viskoz etkilerin ampirik yöntemler ile tanımlanabilmesi için yöntemlerin geliştirilmesi önerilmektedir.

1.2.1 SU² Çalışmaları

Bu tez çalışmasının asıl amacı açık kaynak çözücüsü olan SU²'yu doğrulamaktır. Bu bağlamda bu çözücü ile yapılan çalışmaları da incelemek tez çalışması için faydalı olacaktır. Bu çözücü akademik alanda ilerleyen birçok kişi tarafından sıkça tercih edilmektedir. Geliştirilmeye açık olması ve içerisindeki modüller okunabilir olmasından dolayı tercih edilmektedir.

Vitale ve diğerleri [17] SU² açık kaynak çözücüsünü girdaplı akışa sahip akışkanlarda termodinamik yasalara uygun olarak modellemiştir. Termodinamik kütüphanesinde yeni bir model oluşturmuşlardır ve bu çözücü SU² içerisinde var olan çözücü ile

birlikte bir bütün olmuştur. SU² kütüphanesi basit modelleri bir araya getirerek akışkanların termofizik özelliklerini tahmin etmede harici bir program ile ara yüz oluşturmaktadır. Bir diğer konu ise konvektif ve viskoz sayısal şemaları uygulanarak Reynolds Ortalamalı Navier Stokes denklemleri, genel akışkanlar için uzaysal olarak ayrıklaştırılmıştır. Programın kabiliyetleri iki boyutlu ve üç boyutlu viskoz olmayan ve girdaplı akış problemleri için yeterli sonucu almaya yetmiştir. Sonuçları kanıtlamaktadır ki var olan çözümlere bakarak SU² oldukça kesin ve hesaplama açısından etkili sonuçlar vermiştir. SU² ideal olmayan sıkıştırılabilir akışkanlar dinamiğinde güvenilir bir kaynak olup gelecekte otomatik tasarım tekniklerinde önemli bir destekçi olacaktır demişlerdir.

Palacios ve diğerleri [18] büyük boyutlu uçak tasarımını SU² kullanarak yapmışlardır. Çalışmalarında sürekli eklemeli yöntemini, transonik uçak konfigürasyonları tasarlanmasında tartışmışlardır. Çalışmanın amacı, devamlı eklemeli model sayısal olarak kesin gradyana sahip ayrık bir amaç fonksiyonu sağlamasa da, SU² karmaşık geometriye sahip büyük boyut eniyilemesinde uygun bir seçimdir. Sebepleri ise hesaplanan gradyanların doğruluğu, uygulanan yöntemin gürbüzlüğü, kullanılan hafıza ve hesaplama zamanıdır. Bu savlar NASA'nın yaygın test modeli kullanılarak detaylı tasarım çalışmalarında gösterilmiştir. NASA'nın yaygın test modeli geometrik olarak zorlu ve büyük bir modeldir, yapısal olmayan çözüm ağı kullanılmıştır bu yüzden zorlu bir problemdir. Tüm tasarım SU² ile tamamlanmıştır.

Palacios ve diğerleri [19] Stanford üniversitesi yapısal olmayan açık kaynak çözücüsünü Girdaplı akışlarda analiz ve tasarım teknolojisini incelemişlerdir. Bu çalışmada SU² Reynolds Ortalamalı Navier Stokes denklemleri sıkıştırılabilir, girdaplı akış çözümede kullanılmıştır. SU² bir açık kaynak çözücüsü olup yapısal olmayan çözüm ağlarında, kısmi diferansiyel denklemleri kullanarak çok taraflı problemlerin çözümünde analiz ve tasarım kabiliyetine sahiptir. SU² karmaşık geometrileri, çözüm ağı adaptasyonu ve fiziksel birçok problem çözüme yeteneğine sahiptir. Esasında C++ modülleri Python çatısında toplanmıştır. PDE analizinde ve PDE – kısıtlı eniyilemede yüzey gradyanı hesaplamasını devamlı ekleme (ing.continuous adjoint) tekniği ile yapar. Doğrulama ve sağlama çalışmalarını hem 2 boyutta hem de 3 boyutta türbülanslı akış içeren problemleri çözümede gerçekleştirmiştir. Bu çalışmalar geniş bir Mach sayısı aralığına sahiptir. Bazıları şöyledir: ses altı düz plaka çalışması, transonik

uçak konfigürasyonu. SU² sonuçları elde edilmiş ve çeşitli deneysel sonuçlar ile karşılaştırılmıştır. Ayrıca devamlı eklemeli tasarım kabiliyeti gösterilmiştir.

Economon ve diğerleri [20] bu çalışmada geniş kullanım alanına sahip SU²'nin hesaplamalı akışkanlar dinamiği çalışmalarında tekli ve çoklu çekirdek eniyilemesini anlatmıştır. Amaç ise performans eniyilemesi ve ölçeklendirilebilir Reynolds ortalamalı Navier-Stokes denklemlerinin yapısal olmayan çözüm ağlarına uygulanmasıdır. Tipik endüstriyel standart uygulamaları şu an için yapısal olmayan çözüm ağı, değişken paralelleştirme ve Krylov doğrusal çözücü ile sınırlıdır. Bu yüzden tekli çekirdek eniyilemesine güvenilmiştir. Hiyerarşik paralelleştirme, dinamik düğümleme, yoğunlaştırılmış hafıza düzeni ve vektörleştirme örnek verilebilir. Çok bilinen ONERA M6 geometrisi ile elde edilen sonuçlara bakılarak tekli çekirdek ve paylaşılan hafıza eniyilemeleri 2,6 kat hızlanmıştır. Çoklu çekirdek ayarlarında ise Open –MPI çoklu grid uygulaması geleneksel Krylov tabanlı doğrusal çözücüye göre iki kat daha fazla efektif olmuştur.

Görüldüğü üzere bir açık kaynak çözücü olan SU² ile birçok çalışma gerçekleştirilmiş olup elde edilen tatmin edici sonuçlar açıklanmıştır.

1.3 Tezin Amacı

Bu tezin amacı geometri üzerindeki akış fiziğini anlamak ve açık kaynak çözücü olan SU² programını öğrenmek, kabiliyetlerini görmek ve değişken sınır koşulları, hız rejimindeki davranışını tespit etmektedir. Elde edilen sonuçlar hem ticari program olan ANSYS Fluent ile karşılaştırılacaktır hem de deneysel veriler ile karşılaştırılmaktadır.

Bu amaçla ilk önce programın öğrenilmesi için ONERA M6 kanadı kullanılarak 2 farklı türbülans modeli, 3 farklı hücum açısında ve 3 farklı transonik hız rejiminde doğrulaması yapılmıştır. Elde edilen basınç katsayısı değerleri hem deneysel hem de Fluent ile karşılaştırılmıştır. Bu aşamada program kullanımı öğrenilmiş olup bir sonraki çalışma olan kanat gövde konfigürasyonu olan SACCON'a geçilmiştir. Çalışmanın bu kısmında ise 4 farklı hücum açısında ses altı hız rejiminde analizler gerçekleştirilmiştir ve deneysel veriler ile karşılaştırılmıştır. Kullanılan grid yoğunluğuna ve kalitesine bağlı olarak programın kanat gövde konfigürasyonu çözmede başarısı

kanıtlamış olup geometri üzerindeki akış fiziği anlaşılmaya çalışılmıştır. Bir sonraki aşama olan tam ölçekli uçak geometrisine geçilmiştir. Bununla birlikte bu HAD aracının kabiliyeti değerlendirilmiştir. Yüksek sivrilme oranına sahip çözüm ağlarında yakınsamış sonuç vermesi mümkün olamamıştır.





2. SAYISAL ÇÖZÜM YÖNTEMİ

Türbülans modellemesi kısmi diferansiyel denklemleri kullanarak türbülanslı akış hesaplaması yapılması olarak tanımlanır [21]. Bu hesaplama kesin Navier Stokes denklemlerine uygun yaklaşımlara dayanmaktadır. Reynolds ortalama Navier Stokes (RANS) denklemlerinde yaklaşım şeklinin başlangıç noktası, akış değişkenlerinin ortalama ve kararsız parçalara bölünmesidir. Reynolds değişkenlerinin denkleme dâhil edilmesi ile gerilme tansörü parametresi ortaya çıkmaktadır. Navier Stokes denkleminin kapanışı temel olarak bu operasyona dayanmaktadır.

2.1 RANS Türbülans Modelleri

RANS türbülans modelleri 4 farklı sınıfa ayrılır. Bunlar sırası ile şöyledir; Sıfır Denklem Modeli, Bir Denklem Modeli, İki Denklemlilik Model ve Gerilme Denklem Modeli.

- i. **Sıfır Denklem Modeli:** Bu model Mellor ve Herring [22] tarafından geliştirilen ortalama hız alanı (Mean Velocity Field MVF) olarak adlandırılmaktadır. Bu modele ait türbülans modelleri aşağıda listelenmiştir.
 - Reynolds Stress Tansörü için Eddy-Viskozite Modeli
 - Sıfır Denklemlilik Girdap Modeli
 - Eddy-Viskozite Formu
 - Cebeci–Smith Modeli
 - Baldwin–Lomax Modeli
 - Yarım Denklem Modeli
- ii. **Bir Denklem Modeli:** Bu model Sıfır Denklemlilik modele göre ek olarak taşınım denklemini hesaba katarak hız oranını hesaplar. Bu modele ait türbülans modelleri aşağıda listelenmiştir.
 - Tam Kinetik Enerji Taşınım Denklemi
 - Modellenmiş Kinetik Enerji Taşınım Denklemi

- Bir Denklemliler Girdap Modeli
 - Modellenmiş Eddy-Viskozite Taşınım Denklemi
- iii. **İki Denklem Modeli:** Bir denklemliler modele göre ek bir denklem olan taşınım denklemlilerini hesaba katarak türbülans uzunluğu oranını hesaplar. Sınıflandırma ii ve iii ortalama türbülans alanı (mean turbulent energy (MTE)) olarak da adlandırılır. Bu modele ait türbülans modelleri aşağıda listelenmiştir.
- Kinetik-Enerji Taşınım Denklemi
 - Tam Yayınım – Oran Taşınım Denklemi
 - Modellenmiş Yayınım – Oran Taşınım Denklemi
 - k-ε Model
 - k-kL Model
 - k-ω Model
 - Düzensiz Eddy-Viskozite Modeli
- iv. **Gerilme Denklemi Modeli:** Sıfır denklemliler modele göre bu model ek taşınım denklemlilerini içermektedir. Bir tanesi Reynolds stres tansörü (τ_{ij}) bir diğeri ise skaler yayılma oranı ($\tau_{ij} - \epsilon$). Bu modele ait türbülans modelleri aşağıda listelenmiştir.
- Yayınım – Oran Taşınım Denklemi
 - Tam Reynolds-Stres Taşınım Denklemi
 - Modellenmiş Reynolds-Stres Taşınım Denklemi
 - Basınç Gerinim Korelasyonu
 - Yayınım – Oran Korelasyonu
 - Difüzyon Korelasyonu
 - Stres-Denklemi Girdap Modeli
 - Düzensiz Basınç-Gerinim Korelasyon Modeli

2.2 Sıkıştırılabilir Gaz İçin Navier-Stokes Denklemleri

2.2.1 Süreklilik Denklemi

Süreklilik denklemi bir skaler denklemdir ve hareketli olan bir kaışkanın kütle korunumunu ifade eder. Vektör notasyonu kullanılarak elde edilmiş hali aşağıda verilmiştir.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u}) = 0 \quad (2.1)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (2.2)$$

ρ ve \vec{u} sırasıyla gaz yoğunluğu ve akış hızıdır. Tansör notasyonunda ise Denklem (2.2) de verilmiştir. Kontrol hacmi ve kontrol yüzeyi için süreklilik denkleminin integral formu kısmi diferansiyel denklemin integrali alınarak bulunabilir. Elde edilen denklem (2.3)'te verilmiştir.

$$\frac{d}{dt} \int_v \rho d v = - \oint_A \rho \vec{u} \cdot \vec{n} dA \quad (2.3)$$

Bu denklem kontrol hacmi içerisindeki toplam kütlenin zamana bağlı oranını ve kontrol hacminden kontrol yüzeyine kütle akışını vermektedir.

2.2.2 Momentum Denklemi

Momentum denklemi bir vektör denklemdir ve gaz hareketini Newton'un ikinci hareket kanununa göre uygular. Gaz momentumunun üzerine etki eden kuvvetlerin zamana bağlı değişimi simgelerdir. Vektör notasyonuna göre elde edilmiş hali denklem (2.4)'te verilmiştir

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{u}) + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{u} \vec{u} + p \vec{\mathbb{I}} - \vec{\tau}) = \rho \vec{f} \quad (2.4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j + p \delta_{ij} - \tau_{ij}) = \rho f_i \quad (2.5)$$

p ve $\vec{\tau}$ gaz basıncı ve stres tansörüdür. \vec{f} ise gazın gövde kuvvetlerine göre ivmelenmesini temsil etmektedir. Tansör notasyonu denklem (2.5)'te verilmiştir. Kontrol hacmi için momentum denkleminin integral formu denklem (2.6)'da verilmiştir.

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \vec{u} dV = - \oint_A \left(\rho \vec{u} \vec{u} + p \vec{l} - \vec{\tau} \right) \vec{n} dA + \int_V \rho \vec{f} dV \quad (2.6)$$

Bu denklem gaza etki eden gövde kuvvetlerinin kontrol hacmi içerisindeki toplam momentumun zamana bağlı değişimini ifade etmektedir.

2.2.3 Enerji Denklemi

Enerji denklemi skaler bir denklemdir ve termodinamiğin birinci kanuna göre gaz hareketine uygulanır. Bu denklem gazın toplam enerjisinin zamana bağlı değişim oranını ifade eder. Vektör notasyonu denklem (2.7)'de verilmiştir.

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \vec{\nabla} \cdot \left[\rho \vec{u} \left(E + \frac{p}{\rho} \right) - \vec{\tau} \cdot \vec{u} + \vec{q} \right] = \rho \vec{f} \cdot \vec{u} \quad (2.7)$$

Bu denklemde E gazın toplam özgül enerjisini temsil eder ve denklem (2.8) ile ifade edilir. \vec{q} gazdan ayrılan ısı akısını temsil eder. Tansör notasyonu denklem (2.9)'da verilmiştir.

$$E = e + \vec{u} \cdot \frac{\vec{u}}{2} \quad (2.8)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\rho \vec{u} \left(E + \frac{p}{\rho} \right) - \tau_{ij} u_{ij} + q_i \right] = \rho f_i u_i \quad (2.9)$$

Kontrol hacmi için enerji denkleminin integral formu denklem (2.10)'da verilmiştir.

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \int_V \rho E dV = & - \oint_A \left[\rho \vec{u} \left(E + \frac{p}{\rho} \right) - \vec{\tau} \cdot \vec{u} + \vec{q} \right] \cdot \vec{n} dA \\ & + \int_V \rho \vec{f} \cdot \vec{u} dV \end{aligned} \quad (2.10)$$

Bu da enerji taşınımı, ısı transferi ve gaz tarafından yapılan iş için kontrol hacminde toplam enerjinin zamana bağlı değişimini ifade eder.

2.2.4 Termodinamik İlişki

Gaz ideal gaz olarak kabul edilir ve ρ , p ve T değişkenlerine bağlıdır ve denklem (2.11) ile ifade edilir.

$$p = \rho RT \quad (2.11)$$

Ayrıca gaz kalorik olarak mükemmel gaz olarak davranır ve sabit değerlere sahiptir. Denklem (2.12) ve (2.13)'te verilen sabit değerler sırasıyla c_v sabit hacimdeki özgül ısı, c_p sabit basınçtaki özgül ısıdır ve $\gamma=c_p/c_v$ olarak tanımlanır.

$$e = c_v T = \frac{p}{(\gamma - 1)\rho} \quad (2.12)$$

ve,

$$h = e + \frac{p}{\rho} = c_p T = \frac{\gamma p}{(\gamma - 1)\rho} \quad (2.13)$$

2.2.5 Mach Sayısı ve Ses Hızı

Mükemmel gaz için ses hızı denklem (2.14)'te verilmiştir.

$$a = \sqrt{\gamma \frac{p}{\rho}} = \sqrt{\gamma RT} \quad (2.14)$$

Ve Mach sayısı denklem (2.15)'te verilmiştir.

$$M = \frac{u}{a} = \frac{u}{\sqrt{\gamma RT}} \quad (2.15)$$

2.3 Reynolds Ortalamalı Navier Stokes (RANS) Denklemleri

Reynolds zaman ortalaması sıkıştırılamaz form denklemlerine uygulandığı zaman Navier Stokes denklemi Reynolds Ortalamalı Navier Stokes (RANS) denklemine dönüşür. Zaman ortalamasının süreklilik denkleminde uygulanışı denklem (2.16)'da verilmiştir.

$$\overline{\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i}} = \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial t} + \overline{u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j}} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial \overline{p}}{\partial x_i} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial \overline{\tau_{ij}}}{\partial x_j} \quad (2.16)$$

Zaman ortalaması alınmış her bir terimi düşündüğümüz zaman denklem (2.17) ve (2.18) elde edilir.

$$\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial t} = \frac{\partial U_i}{\partial t} \quad (2.17)$$

$$\frac{1}{\rho} \frac{\partial \overline{p}}{\partial x_i} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial \overline{p}}{\partial x_i} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} \quad (2.18)$$

$$\frac{1}{\rho} \frac{\partial \overline{\tau_{ij}}}{\partial x_j} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial \overline{\tau_{ij}}}{\partial x_j} = \frac{2}{\rho} \rho \nu \frac{\partial \overline{S_{ij}}}{\partial x_j} = 2\nu \frac{\partial \overline{S_{ij}}}{\partial x_j} \quad (2.19)$$

$$\overline{S_{ij}} = \frac{1}{2} \left[\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right] \quad (2.20)$$

Ortalama ortalama germe $\overline{S_{ij}}$ ile temsil edilmektedir.

$$\begin{aligned} \overline{u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j}} &= \overline{\frac{\partial}{\partial x_j} (u_i u_j)} - \overline{u_i \frac{\partial u_j}{\partial x_j}} = \frac{\partial}{\partial x_j} (U_i U_j) + \overline{u'_i u'_j} \\ &= \frac{\partial}{\partial x_j} (U_i U_j) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{u'_i u'_j}) \\ &= U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + U_i \frac{\partial U_j}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{u'_i u'_j}) \\ &= U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{u'_i u'_j}) \end{aligned} \quad (2.21)$$

Sonuç olarak;

$$\frac{\partial U_i}{\partial t} + U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial x_j} (2\mu \overline{S_{ij}} - \rho \overline{u'_i u'_j}) \quad (2.22)$$

Özetle, RANS, ortalama akış miktarlarını U_i ve P denklem (2.23) ve (2.24)'teki gibi tanımlar.

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_j} = 0 \quad (2.23)$$

$$\frac{\partial U_i}{\partial t} + U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{\tau_{ij}} + \lambda_{ij}) \quad (2.24)$$

$\overline{\tau_{ij}}$ ortalama akış miktarı cinsinden akışkanın gerilme tansörünü simgeler ve λ_{ij} ise girdaplı gerilme tansörünü simgeler ve denklem (2.25)'teki gibi ifade edilir.

$$\lambda_{ij} = -\overline{\rho u'_i u'_j} \quad (2.25)$$

RANS denkleminin sıkıştırılabilir akış formu için son hali ise denklem (2.26)'da verilmiştir.

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} u_j) &= 0 \quad (2.26) \\ \frac{\partial \bar{\rho} u_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (u_j \bar{\rho} u_i) &= -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{\sigma}_{ij}}{\partial x_j} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \\ \frac{\partial \bar{\rho} e}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (u_j \bar{\rho} h) &= \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\sigma}_{ij} u_i + \overline{\sigma_{ij} u_i''}) - \\ &\frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{q}_j + c_p \overline{\rho u_j'' T''} - u_i \tau_{ij} + \frac{1}{2} \overline{\rho u_i'' u_i'' u_j''}) \end{aligned}$$

Viskoz gerilme tansörü ise denklem (2.27)'de verilmiştir.

$$\overline{\sigma_{ij}} \sim 2\mu (S_{ij} - \frac{1}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij}) \quad (2.27)$$

2.4 Türbülans Modelleri

Bu çalışmada 2 farklı türbülans modeli kullanılmıştır. SA ve k- ω SST türbülans modellerinin yapıları aşağıda detaylı olarak açıklanmıştır.

2.4.1 Spalart Allmaras Modeli

SA modeli kinematik viskozite problemi için tek bir taşınım denklemine sahiptir. Bu model özellikle aerodinamik problemleri çözmeye bilhassa duvar sınırlı akışlar ve ters

basınç gradyanına sahip sınır katmanı için tasarlanmıştır. Ayrıca turbomakina alanında kullanılmaya da başlanmıştır. Spalart Allmaras modeli genellikle viskozitenin sınır katmanını etkilediği düşük Reynolds sayılarında etkilidir ($y^+ \sim 1$ çözüm ağırları).

2.4.2 Spalart Allmaras Modeli Taşınım Denklemleri

SA modelindeki taşınmış değişken \tilde{v} duvar kenarı bölgesi hariç türbülanslı kinematik viskozite ile aynıdır.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\tilde{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\tilde{v}u_i) = G_v + \frac{1}{\sigma_{\tilde{v}}} \left[\frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ (\mu + \rho\tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2\rho} \left(\frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_i} \right)^2 \right] - Y_v + S_{\tilde{v}} \quad (2.18)$$

G_v türbülanslı viskozitelerin çarpımını temsil ederken Y_v ise duvar kenarı bölgesinde duvar engellemesi ve viskoz sönümlemeden kaynaklı türbülanslı viskozite yıkımını temsil etmektedir. $S_{\tilde{v}}$ kullanıcı tanımlı kaynak parametresidir. $\sigma_{\tilde{v}}$ ve C_{b2} sabit değerler olup ν moleküler kinematik viskozitedir.

Model Sabitleri aşağıdaki gibidir.

$$C_{b2} = 0.622, \quad \sigma_{\tilde{v}} = \frac{2}{3}$$

2.4.3 k- ω SST Modeli

Menter [23] tarafından k- ω modelinin duvar yakınındaki gürbüz ve uyumlu formülasyonu ile k- ϵ modelinin duvar dibindeki uzak alandan bağımsızlığını harmanlayarak modellenmiştir. Bunu sağlamak amacıyla k- ϵ modeli k- ω modeline çevrilmiştir. k- ω SST modeli standart k- ω modeline oldukça benzemektedir. Aşağıda verilen iyileştirmeler onları birbirinden ayırır.

- Standart k- ω modeli ve dönüştürülmüş k- ϵ modeli harmanlayıcı fonksiyon ile çarpılmıştır ve toplanmıştır. Harmanlayıcı fonksiyon duvar kenarında 1 değerine sahiptir ve k- ω modelini aktif hale getirir ve duvardan uzak kısımlarda sıfır değerine sahiptir. Bu da k- ϵ modelini aktif hale getirir.
- SST modeli ω denklemindeki sönümlenmiş çapraz yayılımı da hesaba katar.
- Türbülanslı viskozite tanımı, türbülanslı kesme geriliminin taşınımı hesaba katacak şekilde yeniden düzenlenmiştir.

- Modelleme sabitleri birbirinden farklıdır.

Bu özellikler k- ω SST modelini geniş bir akış sınıfını (örneğin, ters basınç gradyan akışı, kanat, transonik ses dalgası) k- ω modelinden daha güvenilir ve uyumlu hale getirmektedir.

2.4.4 k- ω SST Modeli Taşınım Denklemleri

k- ω SST modeli standart k- ω modeline oldukça benzemektedir.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (2.19)$$

ve

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \omega u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (2.20)$$

G_k terimi türbülanslı kinetik enerjilerin çarpımını temsil etmektedir ve standart k- ω modelindeki görevi ile aynıdır. G_ω ise ω oluşumunu temsil etmektedir ve standart k- ω modelinde tanımlandığı gibi hesaplanmaktadır. Γ_k ve Γ_ω k ve ω 'nın etkili yayılma gücünü temsil etmektedir ve aşağıda verildiği gibi hesaplanmaktadır. Y_k ve Y_ω k ve ω 'nın türbülanslı kaynağı yayılımını temsil etmektedir. D_ω ise çapraz yayılım terimidir ve aşağıda hesaplaması verilmiştir. Son olarak S_k ve S_ω kullanıcı tanımlı kaynak terimlerdir.

2.4.5 Etkili Yayılım Modellemesi

Etkili yayılım k- ω SST için şöyledir

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad (2.21)$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \quad (2.22)$$

σ_k ve σ_ω k ve ω için türbülanslı Prandtl sayılarıdır. Türbülanslı viskozite μ_t aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max\left[\frac{1}{a^*}, \frac{S F_2}{a_1 \omega}\right]} \quad (2.23)$$

S gerilme oranı büyüklüğünü temsil etmektedir.

$$\sigma_k = \frac{1}{(F_1/\sigma_{k,1}) + (1 - F_1)/\sigma_{k,2}} \quad (2.24)$$

$$\sigma_\omega = \frac{1}{(F_1/\sigma_{\omega,1}) + (1 - F_1)/\sigma_{\omega,2}} \quad (2.25)$$

a^* Düşük Reynolds sayısı doğrulamasından dolayı oluşan türbülanslı viskoziteyi sönmüler.

$$F_1 = \tanh(\phi_2^2) \quad (2.26)$$

$$\phi_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right), \frac{4\rho k}{\sigma_{\omega,2} D_\omega^+ y^2} \right] \quad (2.27)$$

$$D_\omega^+ = \max \left[2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega,2}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10} \right] \quad (2.28)$$

$$F_2 = \tanh(\phi_2^2) \quad (2.29)$$

$$\phi_2 = \max \left[2 \frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right] \quad (2.30)$$

y bir sonraki yüzeye uzaklık olarak tanımlanırken D_ω^+ çapraz yayılım denkleminin pozitif terimini göstermektedir.

Model sabitleri aşağıdaki gibidir.

$$\sigma_{k,1} = 1.176, \sigma_{\omega,1} = 2.0, \sigma_{k,2} = 1.0, \sigma_{\omega,2} = 1.168, a_1 = 0.31$$

2.4.6 Çapraz Yayılım Modifikasyonu

k- ω SST modeli hem standart k- ω modeline hem de standart k- ϵ modeline dayanmaktadır. Bu iki modeli harmanlamak için standart k- ϵ modeli k ve ω 'ya bağlı olarak iki denkleme dönüştürülmüştür. Bu da çapraz yayılım terimini ortaya çıkarmaktadır. Denklem (2.31) ile ifade edilmektedir.

$$D_w = 2(1 - F_1) \rho \frac{1}{\sigma_{\omega,2}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (2.31)$$

2.5 SU² Yazılımı.

SU² çözücüsü bir takım C++ modülünden oluşmaktadır [24]. SU2_CFD gibi bazı modüller tek başına çalıştırılabilir de, SU² çözücüsünün asıl gücü bu modüllerin birlikte çalışarak tasarım eniyilemesi ve çözüm ağı iyileştirmesi gibi karmaşık görevleri yerine getirebilmesinde saklıdır. Bu modüller mümkün olduğunca farklı görevleri gerçekleştirecek şekilde tasarlanmıştır [25]. Bu da kullanıcılara yeni sayısal yöntemlerin denenmesinde kolaylık sağlar. Çözücüyü oluşturan C++ modülleri ve bu modüllerin bir arada uyum içinde çalışmasını sağlayan Python komut dosyaları aşağıda özetlenmiştir:

SU² CFD (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Çözücüsü): Temel Kısmi diferansiyel denklem modülü Euler ve RANS CFD çözücüsü ile başlayıp modifiyeli olarak birçok farklı korunum denklemine dönüşmektedir. Bu denklemler eklenti denklemleri ve bunu destekleyici korunum denklemleridir.

SU² DOT (Gradyan Projeksiyon Çözücüsü): Aerodinamik yüzey üzerindeki değişimini fonksiyonun kısmi türevini kullanarak hesaplar. SU_DOT yüzey hassasiyetini, akış çözümünü ve geometrik tanımlı değişkenleri kullanarak belirli fonksiyonların (taşıma kuvveti, sürüklenme kuvveti) gradyanlarını hesaplar. Bu işlem eklenik hassasiyet ve geometrik hassasiyet arasında temeli nokta çarpımına dayanan büyük bir işlem yükü gerektirir. Bazı tasarım değişkenlerinin parametrik hale getirilmesinde tarifi edilen işlem kullanılmaktadır.

SU² DEF (Çözüm Ağı Deformasyon Çözücüsü): Aerodinamik yüzey ve onu çevreleyen hacim hücrelerinde oluşan geometrik deformasyonu hesaplar. İlk olarak deformasyonun cinsi tanımlandığında bir boyutlu, iki boyutlu ve üç boyutlu, SU2_DEF hacim hücrelerindeki çizgisel elastisiteyi hesaplayarak hücre deformasyonu gerçekleştirir. Üç boyutlu geometri parametrizasyonu serbest biçimli deformasyon olarak tanımlanırken, iki boyutlu problemler hem serbest biçimli deformasyon hem de yumru işlevi (Hicks-Henne) ile tanımlanır.

SU² MSH (Çözüm Ağı Adaptasyon Çözücüsü): Yakınsamış çözüm, eklenik çözüm ve çizgisel problemlere dayanarak çözüm ağını sıklaştırarak adaptasyon çalışması

yapar. Bu araç ayrıca ön işlemciye sahiptir ve tekrarlayan sınır koşulları için uygun yapıyı oluşturur.

SU² SOL (Çözüm Aktarma Çözücüsü): Çözümler sonucunda elde edilen restart_flow girdi dosyasını kullanarak yüzey ve hacim çözüm dosyalarının yazdırılmasını sağlar.

SU² GEO (Geometri Tanıma Çözücüsü): Geometri ön işlemcisi ve tanımlama çözücüsüdür. Geometriyi en uygun şekle getirmek için geometrik kısıtları hesaplayan modüldür.

Python Komutu

Farklı yazılım modülleri SU² ile birlikte kullanılarak detaylı analiz ve tasarım çalışmalarında kullanılabilir. Aşağıda her bir komut için kısa açıklamalar verilmiştir.

High Fidelity Analysis Scripts: Bu komut SU² çözücüsünün esnekliğini artırmak için tasarlanmıştır. Bu komut daha çok paralel yürütülen işler, çözüm ağı adaptasyonu ya da diğer yazılımlar ile ara yüz oluşturmayı sadeleştirmek için kullanılmaktadır.

parallel_computation.py: Bu komut çoklu çekirdeğe sahip bilgisayarlarda ya da süper bilgisayarlarda hesaplamalı akışkanlar dinamiği işlerinin yürütülmesi için kullanılmaktadır. Komut SU2_CFD'yi paralel olarak çalıştırır ve hesaplama tamamlandıktan sonra SU2_SOL komutunu çalıştırarak konfigürasyon dosyası içinde seçilen görselleştirme aracının formatında (TECPLOT, PARAVIEW) dosya verir.

mesh_deformation.py: Bu komut çoklu çekirdekli bilgisayarda ve ya süper bilgisayarda paralel çözüm ağı deformasyonunun kurulumu ve sürdürülmesinde görev alır. Bu komut aynı zamanda SU2_DEF çözücüsünü çalıştırmaktadır.

Optimal shape design scripts: Bu komut fonksiyonel ve gradyan bazında hesaplama, çözüm ağı deformasyonu ve eniyileme algoritması içermektedir. En uygun şeklin oluşturulması için tasarlanmıştır.

continuous_adjoint.py: Tasarım parametresinin düzensizliğine göre belirlenmiş fonksiyonun hassasiyetini otomatik olarak hesaplar. Bu işlemi yaparken sürekli eklenti metodunu kullanarak SU2_CFD ve SU2_DOT modüllerinden yardım alır.

discrete_adjoint.py: Tasarım parametresinin düzensizliğine göre belirlenmiş fonksiyonun hassasiyetini otomatik olarak hesaplar. Bu işlemi yaparken ayrık eklenti metodunu kullanarak SU2_CFD_AD ve SU2_DOT_AD modüllerinden yardım alır.

finite_differences.py: Tasarım parametresinin düzensizliğine göre belirlenmiş fonksiyonun hassasiyetini sonlu farklar metodunu kullanarak otomatik hesaplar. continuous_adjoint.py komutunda olduğu gibi tasarım değişkeni bilgisi konfigürasyon dosyasından okunur ve SU2_CFD modülü yardımı ile uygun gradyan elemanları hesaplanır.

shape_optimization.py: Bütün SU² modüllerini organize ederek geometri eniyilemesini yapar. Eniyileme için gerekli olan amaç fonksiyonu, tasarım değişkenleri ve ek modül ayarları konfigürasyon dosyasından kontrol edilebilmektedir.

Sayısal denklemler

İletken akış merkezci ve üstel olarak değerlendirilebilir. JST [26] ve Roe [27] olmak üzere iki tane klasik sayısal şema vardır.

Roe'nin akış farklılığı ayırma şeması kontrol hacminin her iki yüzündeki bozulmuş ve ayrı düşmüş iletken akıyı nodlar yardımı ile ölçer.

$$\tilde{F}_{c_{ij}} = \tilde{F}(U_i, U_j) = \frac{(\tilde{F}_i^c + \tilde{F}_j^c)}{2} \cdot \tilde{n}_{ij} - \frac{1}{2} P |\Lambda| P^{-1} (U_i - U_j) \quad (2.32)$$

\tilde{n}_{ij} normal kontrol hacminin yüzeyinden dışarı doğru olup i ve j nodları ile ilişkilidir. U_i ise i noktasındaki korunmuş değişken vektörüdür ve \tilde{F}_i^c ; i nodundaki iletken akı olarak tanımlanmaktadır. P ; Jacobian matrisindeki öz vektör olarak tanımlanır ve Roe ortalama değişkenleri kullanılarak hesaplanır ve yönü \tilde{n}_{ij} ile aynıdır. Λ ise Jacobian matrisindeki köşegen değerlerin mutlak değerine eşittir. Bu ayrıklaştırma şekli uzayda birinci dereceden kesinliğe sahiptir. İkinci dereceden kesinlik hücre ara yüzündeki değerlerin yeniden Monotone Upstream-centered şeması ile yapılandırılmasıyla kolaylıkla elde edilebilir.

JST şeması iki farklı yapay dağılımın harmanlanmasını kullanır. Bu dağılımlar bölünmemiş Laplacian'ın (yüksek dereceden) bağlı olduğu nod ve korunmuş değişkenlerin (düşük dereceden) bağlı olduğu nodun farkı ile hesaplanır. Bu iki farklı dağılımın harmanlanması şok dalgasının olduğu yerdeki basınç değişiminin tetikleme ile düşük dereceli dağılıma geçilmesi ile olur. Yapısal olmayan çözüm ağlarında kullanılan JST denkleminin son hali aşağıda verilmiştir.

$$\tilde{F}_{c_{ij}} = \tilde{F}(U_i, U_j) = \tilde{F}^c \frac{(U_i + U_j)}{2} \cdot \vec{n}_{ij} - \vec{d}_{ij}, \quad (2.33)$$

Kenarların birleştiği bölgedeki nod yani yapay dağılım \vec{d}_{ij} aşağıdaki gibi ifade edilmektedir.

$$\vec{d}_{ij} = \left(\varepsilon_{ij}^{(2)} (U_i - U_j) - \varepsilon_{ij}^{(4)} (\nabla^2 U_j - \nabla^2 U_i) \right) \varphi_{ij} \lambda_{ij}, \quad (2.34)$$

Yukarıdaki denklemde verilen bölünmemiş Laplacians, kısmi izgesel yarıçap, çözüm ağındaki esneme ve basınç değişimi hesaplamaları aşağıda verilmiştir.

$$\nabla^2 U_i = \sum_{k \in N(i)} (U_k - U_i) \quad (2.35)$$

$$\lambda_{ij} = (|u_{ij} \cdot \vec{n}_{ij}| + c_{ij}) \Delta S, \quad \lambda_i = \sum_{k \in N(i)} (\lambda_k) \quad (2.36)$$

$$\varphi_{ij} = 4 \frac{\varphi_i \varphi_j}{\varphi_i + \varphi_j}, \quad \varphi_i = \left(\frac{\lambda_i}{\lambda_{ij}} \right)^P \quad (2.37)$$

$$\begin{aligned} \varepsilon_{ij}^{(2)} &= K^2 S_2 \left(\left| \sum_{k \in N(i)} (p_k - p_i) \right| / \sum_{k \in N(i)} (p_k + p_i) \right), \quad \varepsilon_{ij}^{(4)} \\ &= s_4 \max(0, K^4 - \varepsilon_{ij}^{(2)}) \end{aligned} \quad (2.38)$$

$N(i)$, i noduna komşu olan komşu hücreleri temsil etmektedir. p_i ise i nodundaki basıncı temsil etmektedir. s_2 ve s_4 gevşeme parametrelerini K_2 ve K_4 ise ayarlanabilir parametreleri temsil etmektedir.

2.6 ANSYS Fluent Yazılımı

ANSYS Fluent kullanıcılarına sıkıştırılabilir akış ve sıkıştırılamaz akış, türbülanslı ve doğrusal akış problemleri için etraflı bir modelleme yeteneği sunar. Zamana bağlı ya da zamandan bağımsız analizler gerçekleştirilebilir. Karmaşık geometrileri modelleyebilmek için geniş bir matematiksel modelleme kütüphanesine sahiptir. Isı transferi ya da kimyasal reaksiyon problemleri örnek verilebilir.

ANSYS Fluent bütün akış problemleri için korunum denklemlerinden kütle momentumu kullanmaktadır. Eğer probleme sıkıştırılabilirlik ya da ısı transferi dâhil oluyorsa ek bir denklem olan enerji denklemi de hesaplamalara dâhil olmaktadır. Eğer akış düzensiz ise taşınım denklemi ayrıca hesaplamalara eklenir. Hesaplamalarda kullanılan korunum denklemleri aşağıda verilmiştir.

Kütlenin korunumu denklemi aşağıda verilmiştir.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = S_m \quad (2.39)$$

Bu denklem hem sıkıştırılabilir akış için hem de sıkıştırılamaz akım için uygulanabilir. Kaynak olan S_m ayrık taraftan ve ya kullanıcı tanımlı kaynaktan sürekli tarafa eklenen kütledir.

2 boyutlu simetrik geometrilere ait olan kütle korunum denklemi aşağıda verilmiştir.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} (\rho V_x) + \frac{\partial}{\partial r} (\rho V_r) + \rho \frac{V_r}{r} = S_m \quad (2.40)$$

Yukarıdaki denklemde x eksenel koordinat, r radyal koordinat, V_x eksenel hız ve V_r radyal hızı temsil etmektedir.

Momentumun korunumu ve eksenel referans sistemi aşağıdaki gibi tanımlanabilir.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} \cdot (\rho \vec{V}) + \nabla \cdot (\rho \vec{V} \vec{V}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\vec{\tau}) + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (2.41)$$



3. ONERA M6 DENEYSEL KANAT PROFİLİNİN HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ İLE İNCELENMESİ

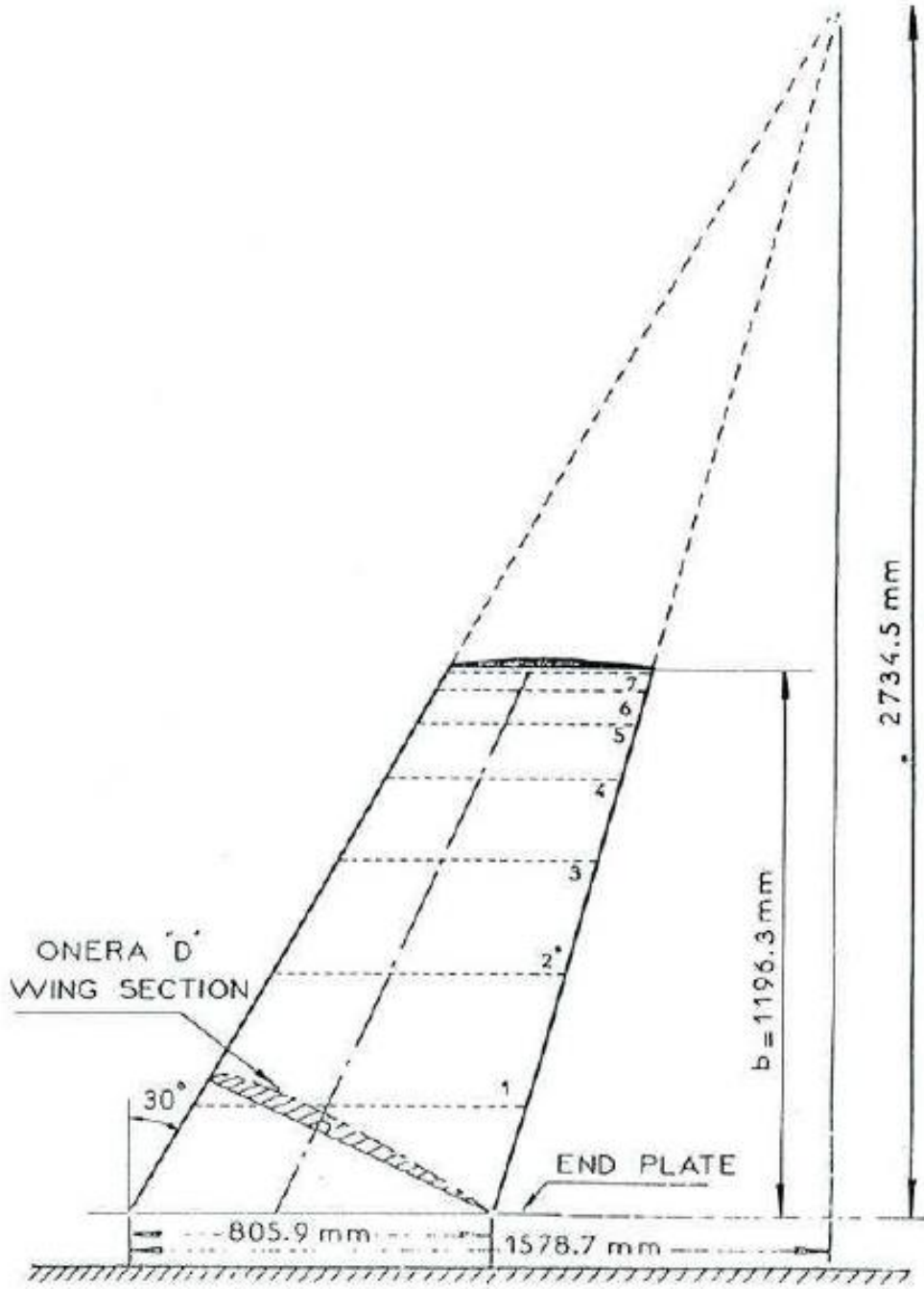
ONERA M6 NASA'da transonik rüzgâr tüneline 5 farklı hız Mach sayısında (0,7, 0.84, 0.88, 0.92) ve farklı hücum açılarında 6°'ye kadar test edilmiştir. Rüzgâr tüneline testleri Schmitt ve Charpin [2] tarafından AGARD AR-138 raporunda 1979 yılında açıklanmıştır.

Basit geometrisi ile transonik akışın yarattığı karmaşık akış (yerel süpersonik akış, şoklar ve türbülanslı sınır tabaka ayrılması) ile ONERA M6 kanadı klasik bir HAD doğrulama aracıdır. Birçok HAD makalesinde doğrulama vakası olarak yer alan bu kanat neredeyse HAD çözümleri için standart hale gelmiştir.

ONERA M6 üzerindeki akış incelemesi, en çok bilinen test vakalarından olup hesaplamalı akışkanlar dinamiği çözümlerinin doğrulanması için en çok tercih edilen vakalardandır. Geometri ve farklı istasyonlardaki basınç katsayısı dağılımları elde edilebilir olduğu için tercih edilmekte ve transonik hız rejiminde yüksek hücum açılarında zorlu olabilmektedir.

DeneySEL kanat profili olan ONERA M6 kanadı ile transonik hız rejiminde rüzgâr tüneline testleri gerçekleştirmiştir. SU² programının doğrulanması amacıyla başlangıç olarak deneySEL sonuçları mevcut olan ONERA M6 kanat profili tercih edilmiştir. Çözüm ağı bağımsızlık çalışması anlatılıp seçilen çözüm ağı ile simülasyonlar gerçekleştirilecektir. ANSYS Fluent ticari yazılımı ve SU² açık kaynak çözümlerine ait olan sonuçlar deneySEL veriler ile karşılaştırılacaktır.

Şekil 3. 1'de geometri şekli ve ölçüleri verilen referans çalışma ONERA M6 olarak isimlendirilmiştir.



Şekil 3. 1 ONERA M6 Geometri Şekli ve Uzunlukları

Simülasyonu gerçekleştirilen vakanın geometri özellikleri ve deney detayları sırasıyla Çizelge 3. 1 ve Çizelge 3. 2’de gösterilmiştir.

Çizelge 3. 1 Geometri Özellikleri

Kanat Açıklığı, b	1.1963 m
Ortalama Aerodinamik Veter, c	0.64607 m
Kanat Açıklık Oranı	3.8
Sivrilme Oranı	0.562
Hücum Kenarı Süpürme Açısı	30 derece
Firar Kenarı Süpürme Açısı	15.8 derece

Çizelge 3. 2 Deney detayları

Uçuş Koşulları (Deniz Seviyesi)			
Mach Sayısı	Hücum Açısı	Basınç (Pascal)	Sıcaklık (Kelvin)
0.8395	3.06°	101325	288.15
0.8447	5.06°		
0.8372	6.06°		

SU² açık kaynak çözücüsü CGNS, SU² ve NETCDF_ASCII formatlarında çözüm ağı dosyaları kabul etmektedir. Analizlerde kullanılan çözüm ağı yapısı ANSYS Mesher tarafından yapısal olmayan çözüm ağı ile oluşturulmuştur. Oluşturulan MSH formatındaki dosya ANSYS Fluent ticari programı kullanılarak CGNS formatına çevrilmiştir. Böylece açık kaynak çözücüsü olan SU² için kullanılacak bir çözüm ağı formatı elde edilmiştir. SU² sivrilme oranı yüksek olan çözüm ağlarında sonuç vermekte zorlanmaktadır. Bu nedenle en yüksek sivrilme oranı 0.92 olacak şekilde çözüm ağları oluşturulmuştur. SU² çözücüsü Spalart Allmaras (SA) ve Shear Stress Transport k- ω (k- ω SST) türbülans modelleri ile çözüm üretebildiği için ANSYS Fluent ile de SA ve k ω - SST türbülans modeli tercih edilmiştir.

Simülasyonlar ANSYS Fluent için 512 çekirdekli süper bilgisayarda 45 dakikada 3500 iterasyon ile sonuç elde edilirken SU² için 512 çekirdekli süper bilgisayarda 6000 iterasyon sayısında 1 saat 42 dakikada elde edilmiştir. SU² açık kaynak çözücüsü daha geç yakınsadığı için iterasyon sayısı fazla tutulmuştur. İstenilen artık değer ise süreklilik denklemi için 10^{-3} 'tür. Fakat çözümün yakınsadığından emin olabilmek adına bu değer 10^{-6} oluncaya kadar simülasyonlar sürdürülmüştür. Bu sırada x-y-z

momentum için 10^{-7} , enerji denklemi için 10^{-6} , türbülans parametreleri için 10^{-5} değerleri elde edilmiştir.

3.1 Çözüm Ağı Bağımsızlık Çalışması

Uygun çözüm ağının belirlenebilmesi için 8 farklı çözüm ağı oluşturulmuştur. Verilen test koşulları göze alınarak sınır tabaka kalınlığını hesaplanmıştır. Oluşturulan grid özellikleri Çizelge 3. 3'te verilmiştir.

Çizelge 3. 3 Çözüm Ağı Özellikleri

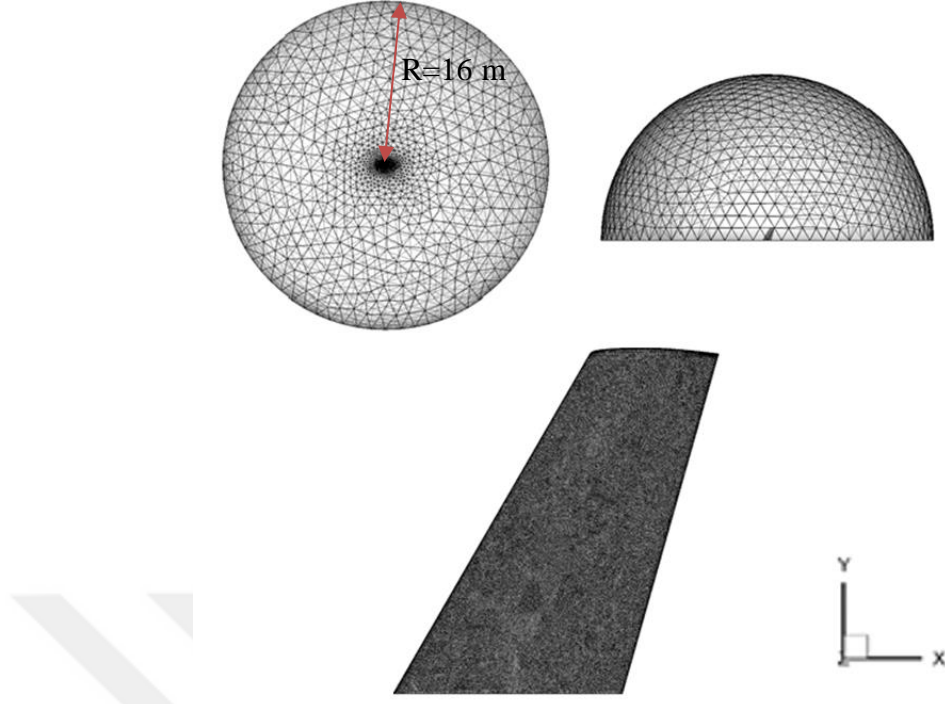
y+	1
İlk Noktanın Duvara Uzaklığı	$0.43 \cdot 10^{-6} \text{m}$
Sınır Tabaka İçerisindeki Nokta Sayısı	42
Çözüm Ağı Yarıçapı	16 m
Yüzey Sivrilme Oranı	0.92
Büyüme Oranı	1.25

Oluşturulmuş olan çözüm ağı sayıları Çizelge 3. 4'te verilmiştir.

Çizelge 3. 4 Çözüm Ağı Sayıları

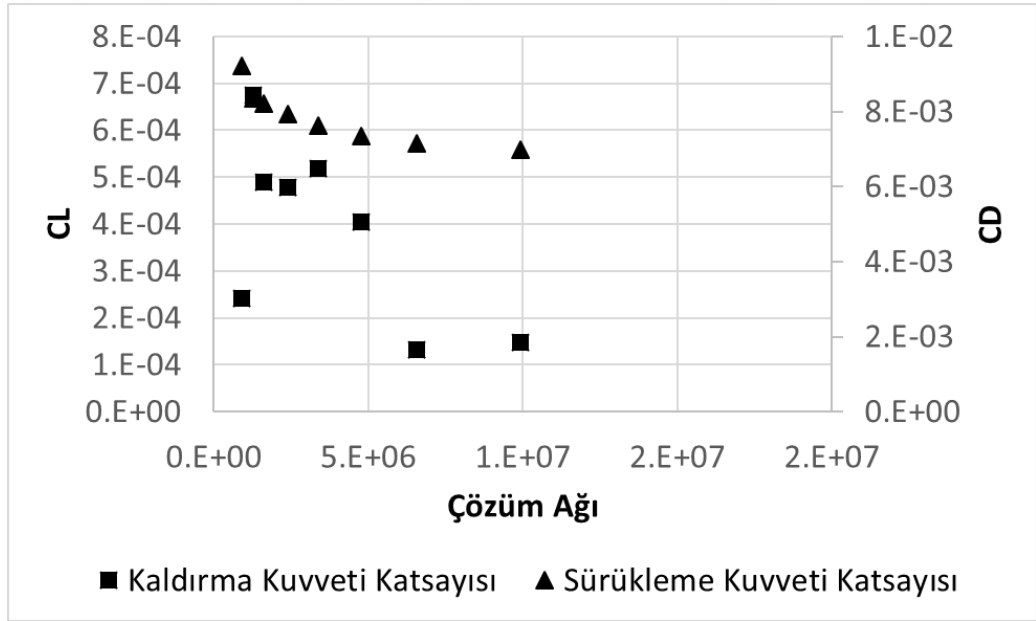
Çözüm Ağı Sayısı	Çözüm Ağı Yoğunluğu
1	0.89 M
2	1.28 M
3	1.61 M
4	2.38 M
5	3.38 M
6	4.77 M
7	6.27 M
8	9.91 M

Oluşturulmuş olan çözüm ağı ve çözüm alanı Şekil 3. 2'de verilmiştir. Verilen çözüm ağı 6,2 milyon çözüm ağına ait olup yapısal olmayan yüzey çözüm ağıdır.



Şekil 3. 2 Çözüm Ağı Geometrisi

ANSYS Fluent ticari yazılımı kullanılarak yapılan çözüm ağı bağımsızlık çalışmasının sonuçları Şekil 3. 3'te verilmiştir.



Şekil 3. 3 Çözüm ağı bağımsızlık çalışması

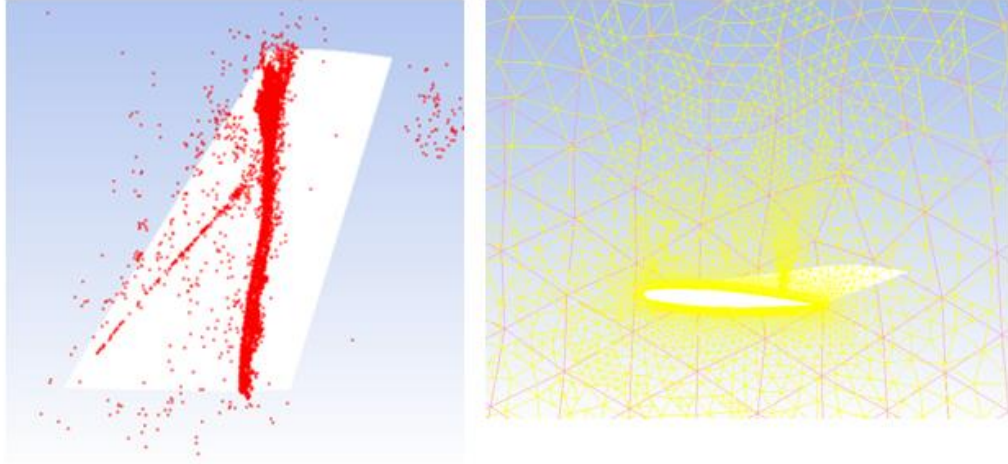
Şekil 3. 3'e göre simülasyonlara 6,2 milyon eleman sayısına sahip çözüm ağı ile devam edilmiştir ve SU² formatına bu çözüm ağı çevrilmiştir.

3.2 ANSYS Fluent Çözüm Yaklaşımı

Bu çalışmada üç farklı hücum açısı ve iki farklı türbülans modeli ile analizler gerçekleştirilmiştir. Analizler ANSYS Fluent ticari programı ile gerçekleştirilmiştir. Çözücü tipi “Basınca Bağlı ” seçilmiştir. Basınca bağlı çözüm düşük Mach sayılarında hesaplama maliyetini düşürmektedir. Bu çözüm yönteminin uygulama alanı oldukça geniştir. Basınca bağlı çözücü sürdürülebilir denklemleri kullanarak işlem yapmaktadır. Devamlılık ve momentum denklemlerini kullanır. Bu denklemler düzensiz ve ikili olduğu için çözüm süreci iterasyonlar içerir. Tüm çözüm yakınsayana kadar iterasyonlar devam eder [1]. Çözüm metodu olarak “İkili ” seçilmiştir. İkili çözüm momentum ve basınç korelasyon denklemlerini bir arada çözer. Momentum denklemlerindeki basınç gradyan terimlerini üstü kapalı ayrıklaştırma ile çözer. Çözümün hızlı yakınsamasında etkisi vardır. Uzaysal ayrıklaştırma olarak “Hücre Tabanlı Karelerin En Küçüğü” seçilerek basınç, yoğunluk, momentum ve türbülans viskozite ikinci dereceden seçilerek analizler gerçekleştirilmiştir. Bu yöntem “Düğüm Tabanlı” yöntemine göre hesaplama maliyeti daha düşük bir yöntemdir. Bu yöntem çözümün doğrusal olarak ilerlediğini varsayar. Buradaki amaç, kare olmayan matris sistemi için minimizasyon problemini en küçük kareler mantığı ile çözerek hücre gradyanını belirlemektir. Uçuş koşulu transonik rejimde olduğu için sıkıştırılabilir akış tercih edilmiştir ve ideal gaz denklemi de kullanılmıştır. ANSYS Fluent geniş bir sıkıştırılabilir aralığa sahiptir, ses altı, transonik ve ses üstü hızlarda da kullanılabilir [1]. Sınır koşulu olarak kanat, duvar olarak kabul edilip içerisinde bulunduğu çözüm alanı Pressure Far Field olarak belirlenmiştir. Duvar koşulunda yüzey üzerindeki hız sıfır olmaktadır. Pressure Far Field sınır koşulunda ise model için verilen sınır koşulları (Mach sayısı ve ortam şartları) serbest akış şartlarında sonsuzda tanımlanır.

Kanat üzerindeki şoku yakalayıp daha iyi sonuç alabilmek için çözüm ağı adaptasyon çalışması yapılmıştır. Çözüm ağı adaptasyon çalışması basınç gradyanına göre yapılmıştır. Program akış hacmindeki basınç gradyanlarının minimum ve maksimum değerlerini belirler. Bir eşik değeri belirlenerek gridin yoğunlaşmasını istediğimiz maksimum basınç gradyanı belirlenir. Program bu eşik değerinin altında kalan hücre sayısını hesaplar ve kabul edilirse buradaki hücreler daha küçük hücrelere bölünür.

Böylece çözüm ağı yoğunluğu 6,2 milyondan 7,2 milyon hücreye ulaşmıştır. Şekil 3. 4'te çözüm ağı adaptasyon çalışması verilmiştir.



Şekil 3. 4 Çözüm ağı adaptasyon çalışması

3.3 SU² Çözüm Yaklaşımı

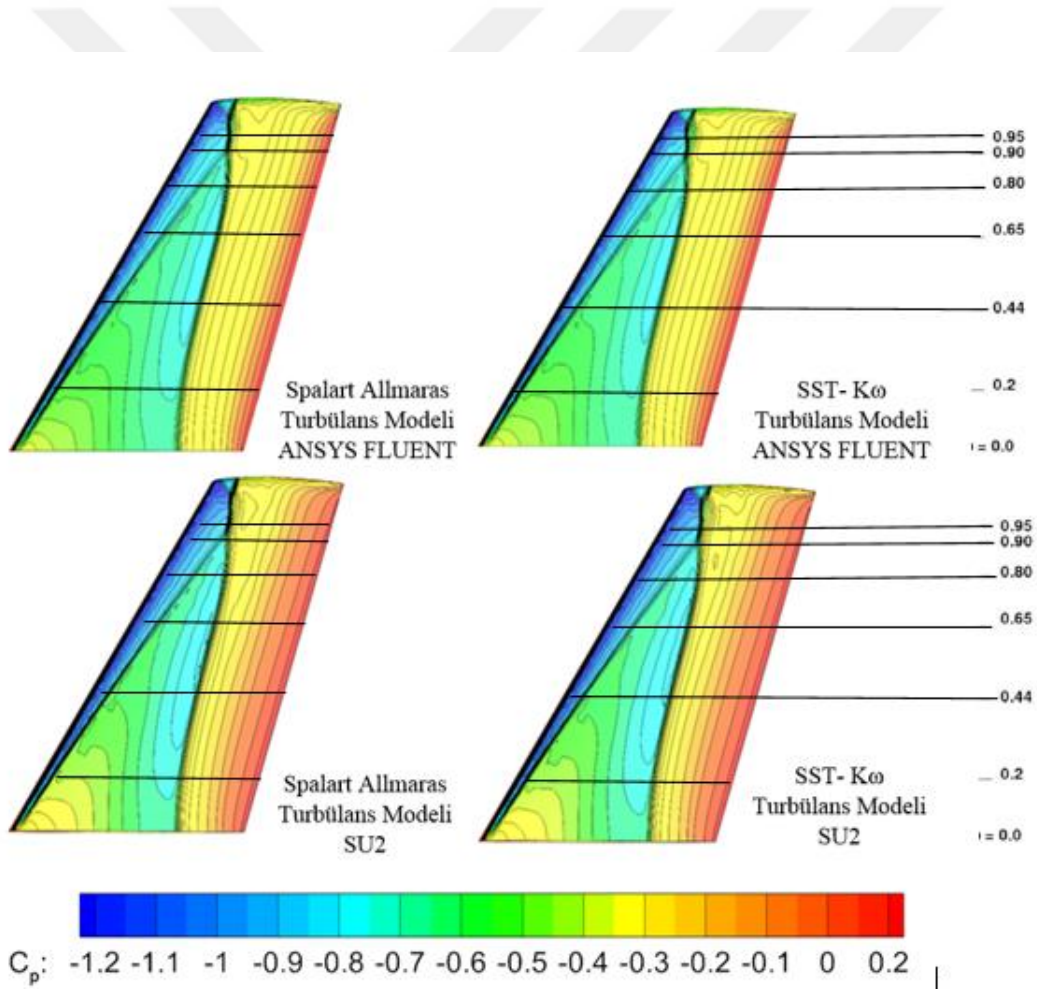
Bu çalışmada üç farklı hücum açısı ve iki farklı türbülans modeli ile analizler gerçekleştirilmiştir. Analizler SU² açık kaynak çözücüsü ile gerçekleştirilmiştir. Çözücü tipi “ROE (Roe'nin Yaklaşık Riemann Çözücüsü)” seçilmiştir. Bu çözücü sınır tabaka incelenmesinde JST (Jameson-Schmidt-Turkel) çözücüsünden daha doğru sonuçlar vermektedir. JST merkezci şemasını ikinci dereceden denklemler kullanarak daha kesin sonuçlar almaya çalışır. Yine de ROE'den daha az kesin sonuçlar verir. JST çözücüsü kullanılabilmesi için çözüm ağı yoğunluğu oldukça arttırılmalıdır. Uzaysal ayrıklaştırma olarak ANSYS Fluent ile de eşit aynı koşullarda olması için “Hücre Tabanlı Karelerin En Küçüğü” seçilmiştir. Akış CFL sayısı 7,5 olarak belirlenmiştir. Sonuçlarda çözüm ağına bağlı farklılıklar olmaması için şok adaptasyonu yapılmış 7,2 milyon elemanlı çözüm ağı kullanılmıştır.

3.4 ANSYS Fluent ve SU² Sonuçlarının Deneysel Veriler ile Karşılaştırılması

Bu kısımda bahsi geçen geometrinin Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği sonuçları ile deneysel sonuçların basınç katsayısı değerlerinin karşılaştırılması anlatılmaktadır. Şekil 3. 5'ten Şekil 3. 10'a kadar olan bölümde farklı açılar ve farklı türbülans

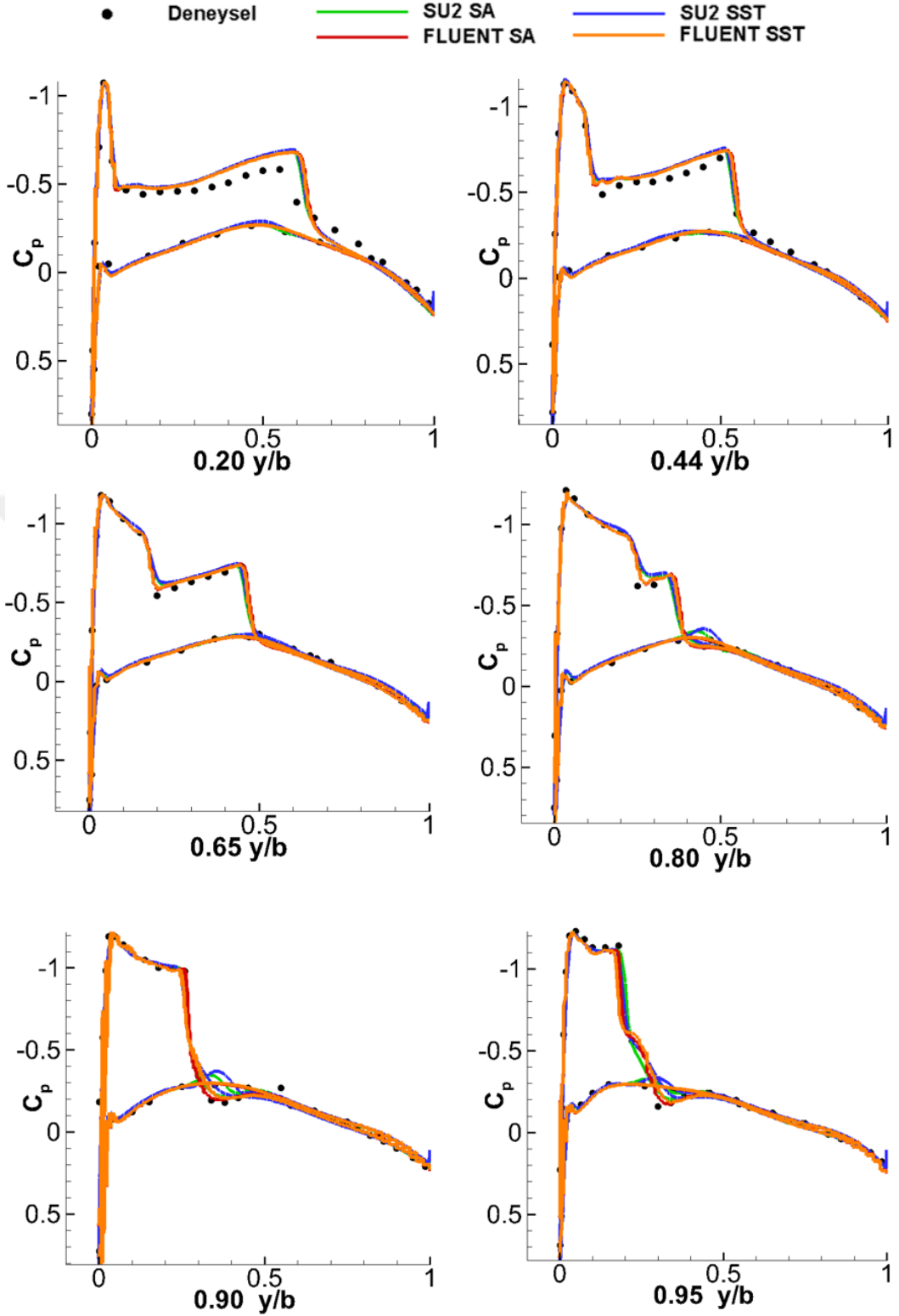
modelleri için ANSYS Fluent ve SU² açık kaynak çözücüsüne ait basınç katsayısı kontur grafikleri kıyası verilmiştir. Şekil 3. 5'te farklı türbülans modellerinde ve HAD yöntemleri ile basınç konturu karşılaştırmasını hücum açısı 3.06 ° ve Mach sayısı 0,8395 iken verilmiştir.

Kanadın emiş tarafında veter hattı boyunca ikili şok gözlenmektedir. Bu tipik lambda (λ) şokudur. Kanadın bir ucundan diğer ucuna gidildikçe iki koldan gelen şok tek bir şok dalgasına indirgenmektedir. Bu $y/b = 0.90$ istasyonunda başlayıp $y/b = 0.95$ istasyonunda tek bir şok dalgası olarak görülmektedir. Şokun birleştiği yerde iyi bir basınç katsayısı tahmin etmek oldukça zordur. Buna rağmen elde edilen Şekil 3. 5'te iyi bir tahmin söz konusudur.



Şekil 3. 5 Hücüm açısı 3.06 ° iken basınç katsayısı konturu kıyası

Yüzey basınç katsayısı grafikleri Şekil 3. 6'da 6 farklı istasyonda alınmıştır.



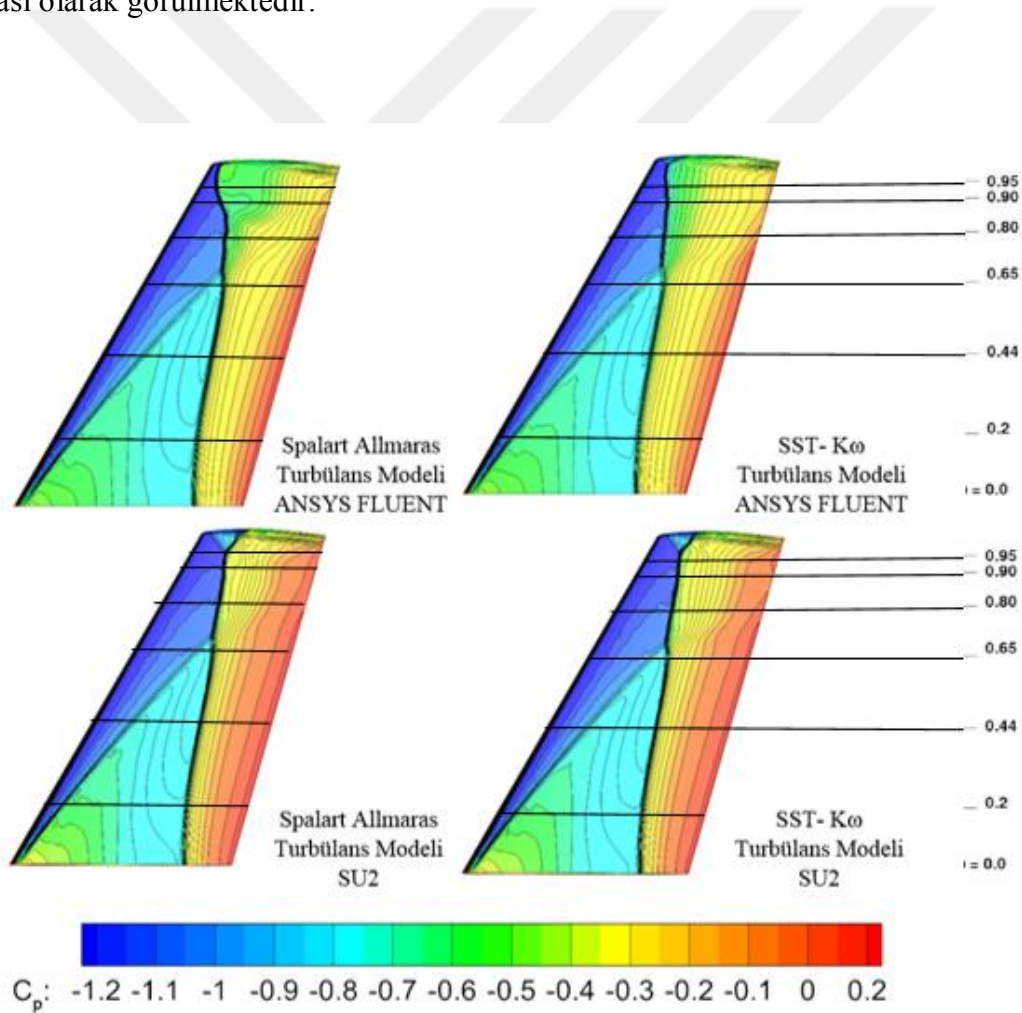
Şekil 3. 6 Hücüm açısı 3.06° iken basınç katsayısı kıyası

Şekil 3. 6'da şok dalgasının birçok yerde doğru tahmin edildiği görülmektedir. İstasyon $y/b=0.20$ ve $y/b=0.44$ 'te şok dalgası görece olarak çok sert değildir ve

kararlılığı diğer istasyonlar kadar iyi bir sonuç vermemiştir ancak şok dalgası keskinleştikçe diğer istasyonlarda şok tahmini iyileşmiştir.

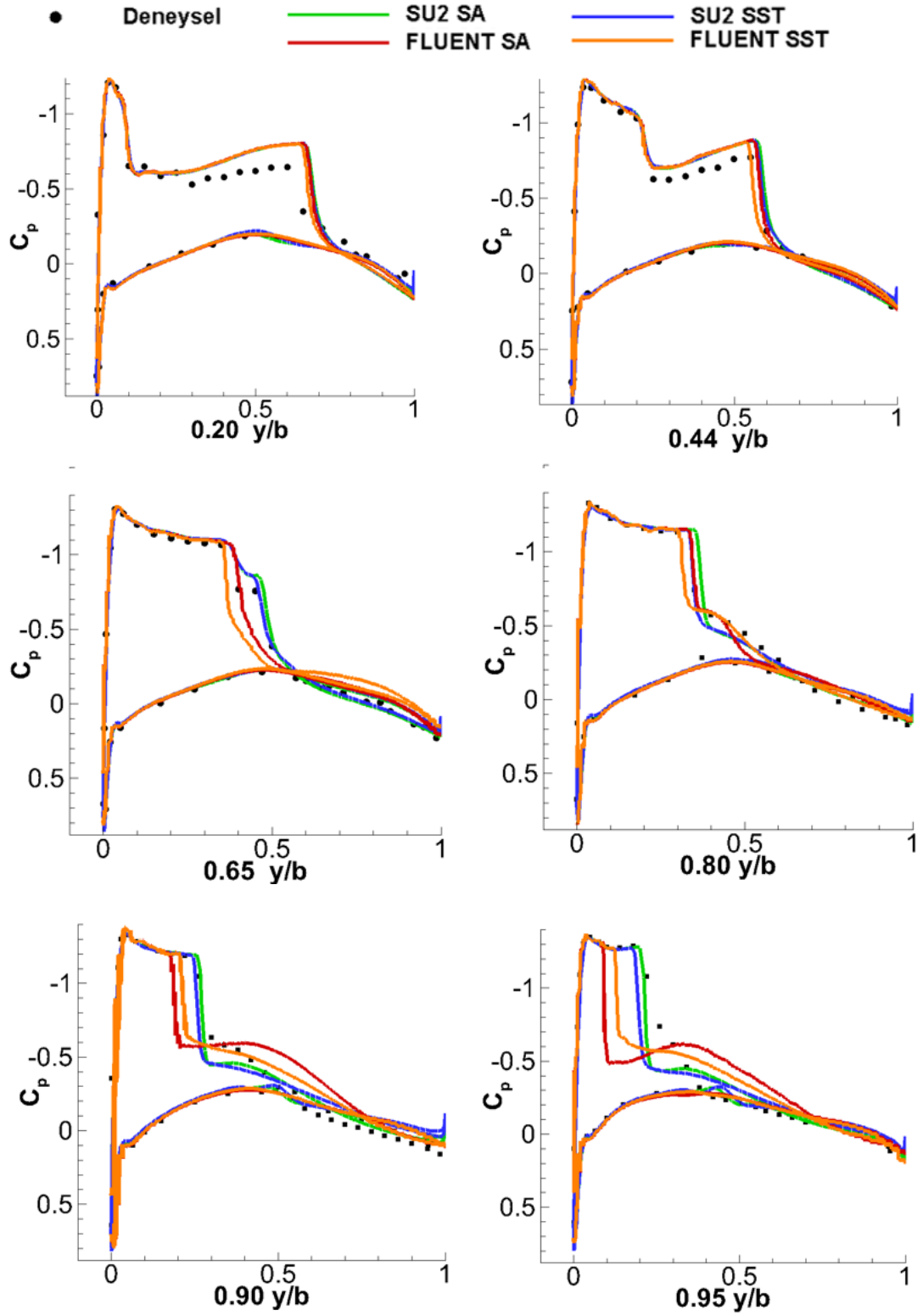
Genel olarak hücum açısı 3.06° iken her iki çözücü ve türbülans modelinin sonuçları deneysel veriler ile büyük oranda uyumaktadır. Ancak detaylı bir inceleme yapmak gerekirse her iki çözücüde de SST- $K\omega$ türbülans modeli, SA'a göre daha uyumlu, çözücüler arasında da ANSYS Fluent, SU² 'ya göre daha uyumlu sonuç vermiştir.

Şekil 3. 7'de farklı türbülans modellerinde ve HAD yöntemleri ile basınç konturu karşılaştırmasını hücum açısı 5.06° ve Mach sayısı 0,8447 iken verilmiştir. Benzer şekilde şok dalgası kanadın emiş tarafında veter hattı boyunca ikili şok gözlenmektedir. $y/b = 0.67$ istasyonunda başlayıp $y/b = 0.95$ istasyonunda tek bir şok dalgası olarak görülmektedir.



Şekil 3. 7Hücum açısı 5.06° iken basınç katsayısı konturu kıyası

Şekil 3. 8'de yüzey basınç katsayısı grafikleri 6 farklı istasyonda alınmıştır.

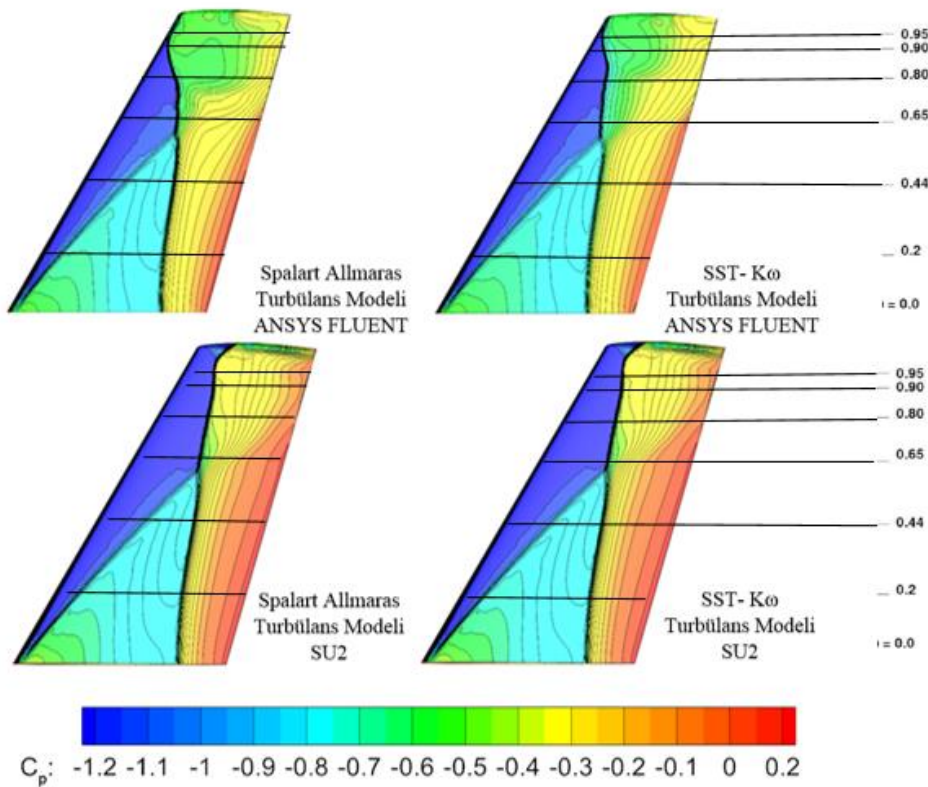


Şekil 3. 8 Hücüm açısı 5.06° iken basınç katsayısı kıyası

Hücüm açısı 5.06° iken $y/b=0.20$ ve $y/b=0.44$ istasyonlarında çözümler oldukça uyumludur. Şekil 3. 8'de $y/b=0.65$ istasyonundan itibaren çözümler arasındaki farklılıklar daha net gözükmemektedir. Sonuçlara bakıldığında genel olarak ANSYS

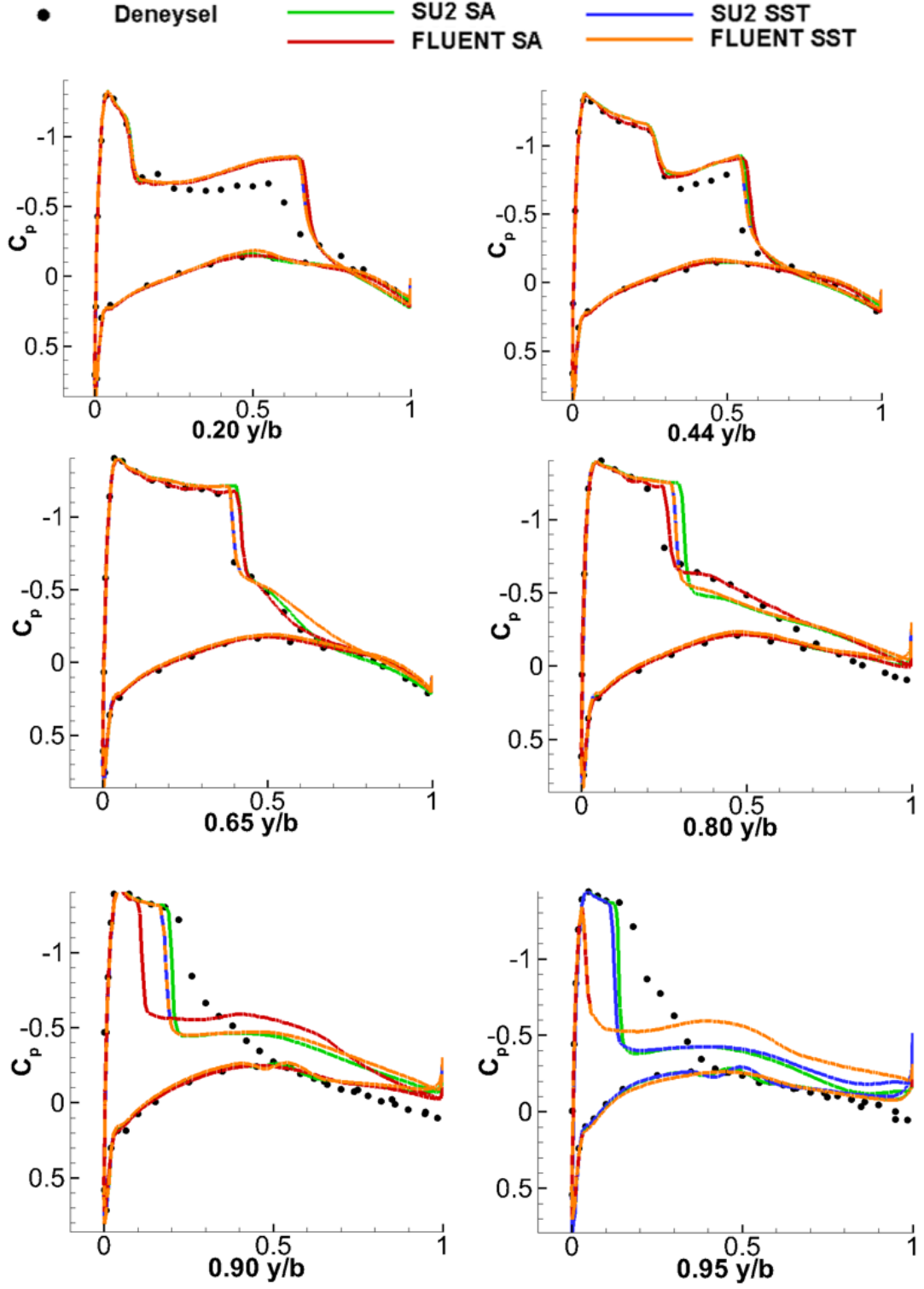
Fluent'in şok dalgasını olduğundan daha erken tahmin etme eğiliminde olduğu gözlenmektedir. ANSYS Fluent'in türbülans modelleri karşılaştırıldığında, şokun şiddetinin düşük olduğu istasyonlarda ($y/b= 0.65$ ve 0.80) SST- $K\omega$ modeli, iki şok dalgasının tek bir şok dalgasına indirgendiği kesitlerde ($y/b=0.90$ ve 0.95), SA modeli şoku daha erken tahmin etmektedir. Şok dalgasının tahmininde beklenenin aksine açık kaynak çözücüsü olan SU² ticari bir program olan ANSYS Fluent 'ten daha başarılı olmuştur. Özellikle Şekil 3. 8'de $y/b=0.65$ ve 0.80 istasyonlarında şok dalgası tahmininde SU², gerek şok pozisyonunun yakalanması gerekse şoktan sonraki basınç katsayısı dağılımının kestirilmesi konusunda daha uyumlu sonuçlar vermiştir.

Şekil 3. 9'da farklı türbülans modellerinde ve HAD yöntemleri ile basınç konturu karşılaştırmasını hücum açısı 6.06° ve Mach sayısı $0,8372$ iken verilmiştir. Benzer şekilde şok dalgası, $y/b=0.58$ istasyonunda kanadın emiş tarafında veter hattı boyunca ikili şok gözlenmektedir. $y/b=0.58$ istasyonunda başlayıp $y/b=0.96$ istasyonunda tek bir şok dalgası olarak görülmektedir.



Şekil 3. 9 Hücum açısı 6.06° iken basınç katsayısı konturu kıyası

Şekil 3. 10'da hücum açısı 6.06° iken basınç katsayısı grafikleri verilmiştir



Şekil 3. 10 Hücüm açısı 6.06 ° iken basınç katsayısı kıyası

Şekil 3. 10'da $y/b=0.20$, $y/b=0.44$, $y/b=0.65$ ve $y/b=0.80$ istasyonlarında çözümler oldukça uyumludur ve tatmin edicidir.

$y/b=0.20$ ve $y/b=0.44$ istasyonlarında çözümler ve türbülans modelleri arasında fark gözlenmezken, $y/b=0.65$ ve $y/b=0.80$ istasyonlarında her iki çözücü için SST- $K\omega$ türbülans modeli şok dalgasını daha iyi kestirmiştir. Ancak $y/b=0.90$ istasyonundan itibaren çözümler arasındaki farklılıklar daha net gözükmemektedir. Her iki çözücüde SA türbülans modeli $y/b=0.90$ ve $y/b=0.95$ istasyonlarında basınç dağılımını tahmin etmekte zorlansa da SU^2 açık kaynak çözücüsünün sonuçlarının deneysel verilere daha yakın olduğu gözlenmiştir.

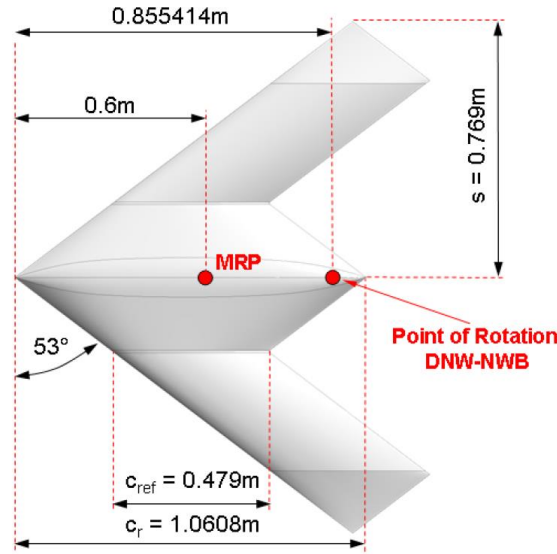


4. SU² YAZILIMININ SACCON KARARLILIK VE KONTROL KONFIGÜRASYONU SİMÜLASYONLARI İLE DOĞRULANMASI

Bu tez çalışmasının ikinci konfigürasyonu olan Kararlılık ve Kontrol Konfigürasyonu (SACCON), bir açık kaynak çözücüsü olan SU² çözücüsü kullanılarak deneysel sonuçları ile hesaplamalı akışkanlar dinamiği sonuçları karşılaştırılacaktır. Bu konfigürasyon farklı süpürme açılarında deneysel olarak test edilmiş olup, bu çalışmada $\phi=53^\circ$ açısına sahip geometri ile analizler gerçekleştirilmiştir. Bu model birçok rüzgâr tüneline test edilmiş olup birçok sayısal çalışma ses altı ve transonik hız rejimlerinde gerçekleştirilmiştir. Deneysel sonuçları Löser ve diğerleri [6] ve Vicroy ve Löser [7] tarafından elde edilmiştir. Ek olarak akış incelemelerinin sonuçları Morgand [8] ve Konrath [9] tarafından verilmiştir. SACCON konfigürasyonuna ait sayısal sonuçlar ve akış fiziği Frink [28], Vallespin [29], Tormalm ve Schmidt [30], Le Roy ve Morgand [31], ve aynı zamanda Cummings ve diğerleri [32] tarafından incelenmiştir. TAU hesaplamalı akışkanlar dinamiği çözücüsü Shütte [33] tarafından bu konfigürasyon kullanılarak doğrulanmıştır. NATO AVT 161 çalışma grubu SACCON üzerindeki karmaşık akış fiziğini hem aerodinamik açıdan hem de kontrol ve kararlılık açısından detaylı olarak incelemiştir. Farklı hücum kenarı ok açılarını hücum kenarı etkisini görebilmek için ($\phi=45^\circ$, $\phi=53^\circ$, $\phi=60^\circ$, $\phi=65^\circ$), farklı Mach sayılarını ($M=0,3$, $M=0,5$ ve $M=0,6$) Reynold's etkisini görebilmek için SACCON konfigürasyonlarını doğrulamışlardır. Hücum kenarındaki akış fiziği bu konfigürasyonun aerodinamik karakteristiğinin ve akış fiziğinin belirlenmesinde temel etken olduğu ortaya çıkarmışlardır. Son olarak SACCON kontrol yüzeyleri oldukça geniş kapsamlı akış koşullarında incelenmiştir ve sonuçları rüzgâr tüneline ile oldukça uyumlu elde edilmiştir. Elde deneysel verilerin olması ve bu geometri ile birçok çalışmanın gerçekleşmiş olması geometrinin seçilmesinde önemli bir etkidir.

Uçağın referans değerleri ve geometrisi Şekil 4. 1'de verilmiştir. Kanat alanı $0,77 \text{ m}^2$ olarak hesaplanmıştır. Aşağıda resmi verilen konfigürasyon 53° [34] süpürme açısına sahiptir. Geometri NACA-64A-005 kanat profiline ve simetrik bir yapıya sahiptir. Ana

gövde ve kanat-gövde birleşim yerlerinde farklı kanat profilleri kullanılmıştır. Kanat sabit bir kanat profili ve 5° kıvrılma açısına sahiptir. Kıvrılma açısı hem kanadın dış tarafındaki yükü azaltır hem de yüksek hücum açılarında akış ayrılmasını geciktirir.



Şekil 4. 1 SACCON Referans Değerleri ve Geometri Resmi

Rüzgâr tüneli çalışmaları düşük hızlı olan Braunschweig (DNW-NWB) rüzgâr tüneline gerçekleştirilmiştir. Test bölgesi uzunlukları 14 X 22 inç olarak verilmiştir. Maksimum test hızı kapalı test bölgesinde 70 m/s 'dir. Analizler gerçekleştirilmeden çözüm ağı bağımsızlık çalışması yapılmıştır. 6 farklı çözüm ağı oluşturulmuştur. Sınır tabaka oluşturulduktan sonra bir etki alanı geometrisi oluşturulmuş ve hücre boyutu sınır tabakanın son katmanı ile aynı olacak şekilde korunmuştur [35]. Sınır tabaka son katman kalınlığı 4×10^{-3} mm olarak hesaplanmıştır ve etki alanı geometrisine uygulanmıştır. Bu sayede oluşan girdap akımlarının daha iyi bir şekilde modellenebileceği düşünülmektedir. Çözüm ağı özellikleri

Çizelge 4. 1'de verilmiştir.

Çizelge 4. 1 Çözüm Ağı Özellikleri

y+	1
İlk Noktanın Duvara Uzaklığı	6×10^{-6} m
Sınır Tabaka İçerisindeki Nokta Sayısı	35
Yüzey Sivrilme Oranı	0.91
Çözüm Ağı Yarıçapı	20 m

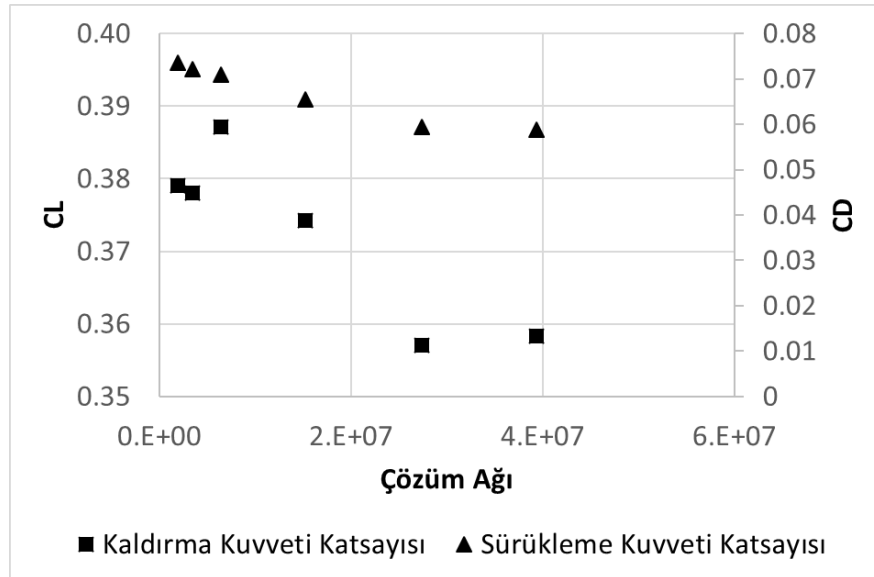
4.1 Çözüm Ağı Bağımsızlık Çalışması

Bu çalışmada 6 farklı çözüm ağı denenmiştir. Sırasıyla çözüm ağı yoğunlukları Çizelge 4. 2’de verilmiştir.

Çizelge 4. 2 Çözüm Ağı Sayıları

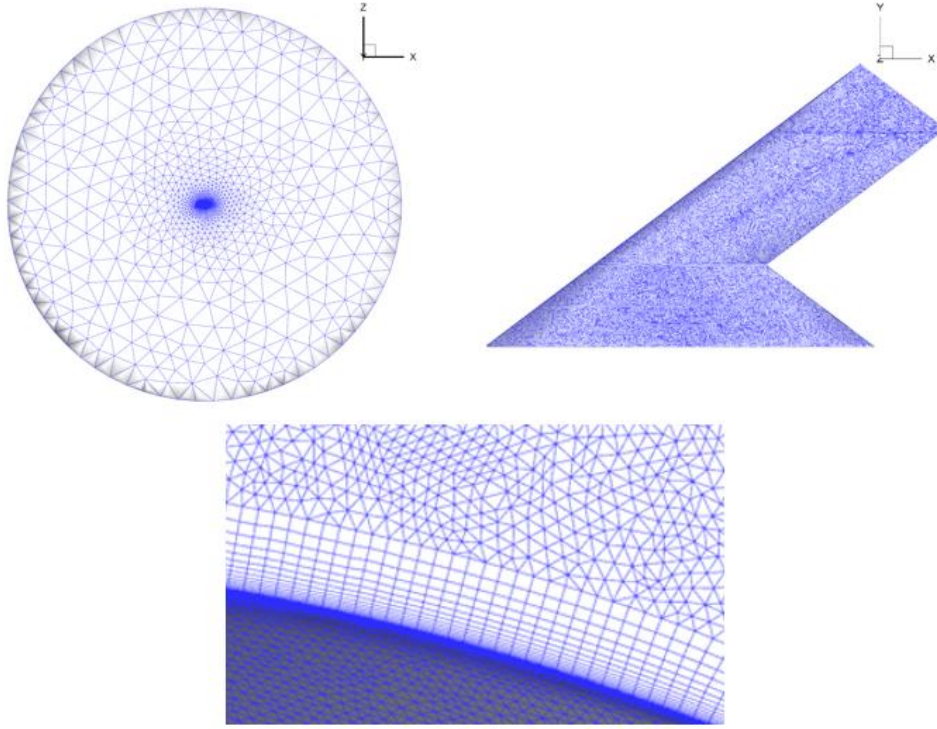
Çözüm Ağı Sayısı	Çözüm Ağı Yoğunluğu
1	1.96 M
2	3.48 M
3	6.40 M
4	15.23 M
5	27.39 M
6	39.36 M

Çözüm ağı bağımsızlık çalışması hücum açının 15 derece olduğu durumda gerçekleştirilmiştir. Çözüm ağı bağımsızlık çalışması Çizelge 4. 2’de gösterilmiş, bu bağlamda 27 milyon çözüm ağına sahip ve sivrılme oranı 0.91 olan çözüm ağı seçilerek analizlere başlanmıştır.



Şekil 4. 2 Çözüm ağı bağımsızlık çalışması

Oluşturulan çözüm ağına ait resimler Şekil 4. 3’de verilmiştir. Bahsi geçen geometri 27 milyon çözüme aittir.



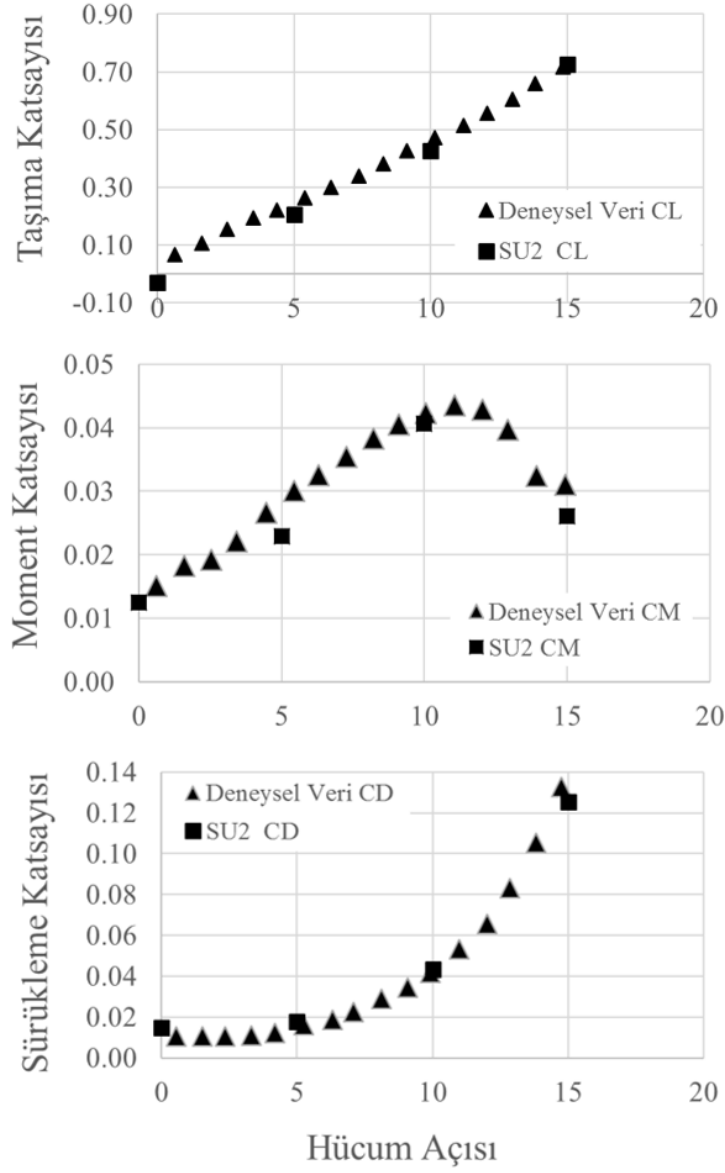
Şekil 4. 3 Çözüm ağı

4.2 Sonuçların Karşılaştırılması

Analizler SU² programını kullanılarak gerçekleştirilmiş olup yoğunluğa bağlı gerçekleştirilmiştir. Reynolds sayısı $V = 60$ m/s için $1.89 \cdot 10^6$ olarak hesaplanmıştır. Deneysel sonuçlar ile karşılaştırmak için deniz seviyesi basıncı ve sıcaklığı girilmiştir. Sırasıyla 101325 Pascal ve 288,15 Kelvin’dir. Çözücü tipi “ROE” seçilmiştir. Uzaysal ayrıklaştırma olarak “Hücresel Tabanlı Karelerin En Azı” seçilmiştir. CFL sayısı 9,5 olarak belirlenmiş Simülasyonlar $k\omega$ - SST türbülans modeli ile gerçekleştirilmiştir. Simülasyonlar 27 milyonluk çözüm ağı için, 800 çekirdekli süper bilgisayarda 2 saat 42 dakikada gerçekleşmiştir. Her bir benzetim için 6000 iterasyon tanımlanmıştır. İstenilen artık değer ise 10^{-3} ’tür.

Analizler 0° , 5° , 10° ve 15° hücum açılarında gerçekleştirilmiştir. Hem mevcut test hücum açısı aralığı hem de DLR HAD sonuçlarından dolayı verilen hücum açısı aralığı uygun görülmüştür. Sonuçları aşağıda verilmiştir. SU² simülasyonu ile elde edilen

kıyaslar Şekil 4. 4'te verilmiştir. Çizelge 4. 3'te SU2 ve deneysel veri arasındaki hata payları gösterilmiştir.



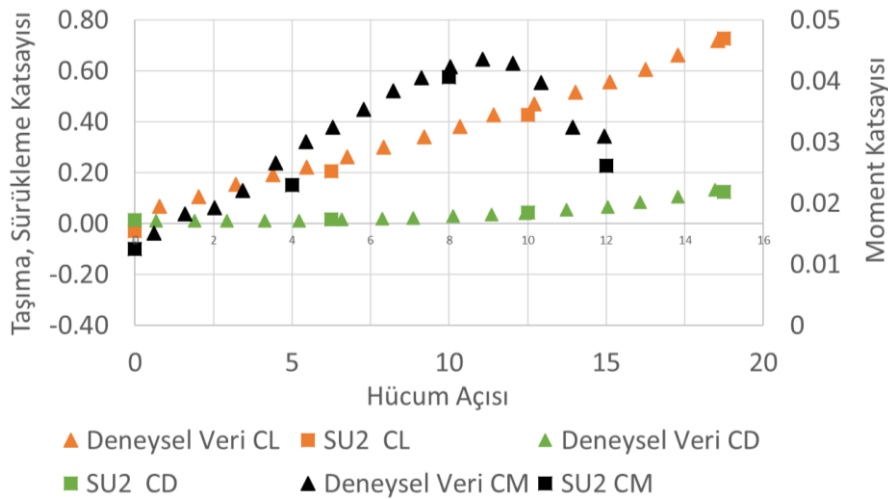
Şekil 4. 4 Taşıma, Sürüklenme ve Moment katsayısı hücum açısı kıyası

Çizelge 4. 3 Hata Payı Oranları (%)

Hücum Açısı	Hata Payı			
	0°	5°	10°	15°
Taşıma Katsayısı	%3	%4.2	%2.1	%0.9
Sürüklenme Katsayısı	%4.4	%5.2	%6.1	%5.2
Moment Katsayısı	%6.2	%4.1	%5.8	%4.3

Çizelge 4. 3'teki sonuçlarda en fazla fark moment katsayısında olup 0 derece hücum açısı için % 6,2'dir. Tabloya bakıldığında elde edilen sonuçlar kabul edilebilir düzeydedir.

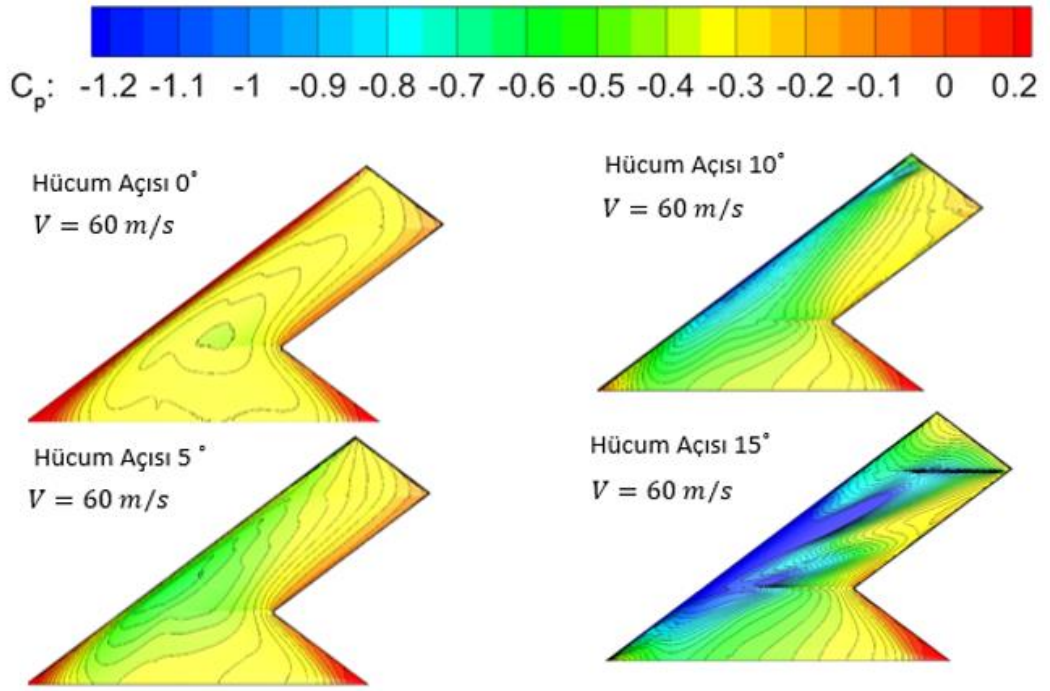
Taşıma kaybı hücum açısı arttıkça sınır tabakanın hava aracının firar kenarından ayrılması ile taşıma kuvvetindeki kayıp olarak tanımlanmaktadır [36]. SACCON düşük bir hücum açısı olan 15 derecede taşıma kaybı yaşamamış olup hücum açısı arttıkça taşıma kuvvetindeki artış grafikten görülmektedir. Loeser ve diğerleri [37] SACCON DNW-NWB rüzgâr tüneli testlerinde bu konfigürasyonun 20 derece hücum açısında taşıma kaybı ettiğini göstermişlerdir. Bu hücum açısında taşıma katsayısının maksimum değeri 0.86'dır. Sürüklenme katsayısı hücum açısı arttıkça artmaktadır. SACCON DNW-NWB rüzgâr tüneli testlerinde bu konfigürasyonun 20 derece hücum açısında sürüklenme katsayısı 0.275 değerine ulaşarak ani bir yükseliş gösterdiğini belirtmişlerdir. Moment katsayısı hücum açısı grafiğinde 11 derece hücum açısında bir C_m değerinde bir düşüş yaşanmaktadır. SACCON DNW-NWB rüzgâr tüneli testlerinde bu düşüşün 17 dereceye kadar devam edip daha sonra ani bir şekilde artarak 20 derece hücum açısında 0.065 değerine ulaştığını göstermişlerdir. Şekil 4. 5'te taşıma, sürüklenme ve moment katsayısı grafikleri bir arada verilmiştir.



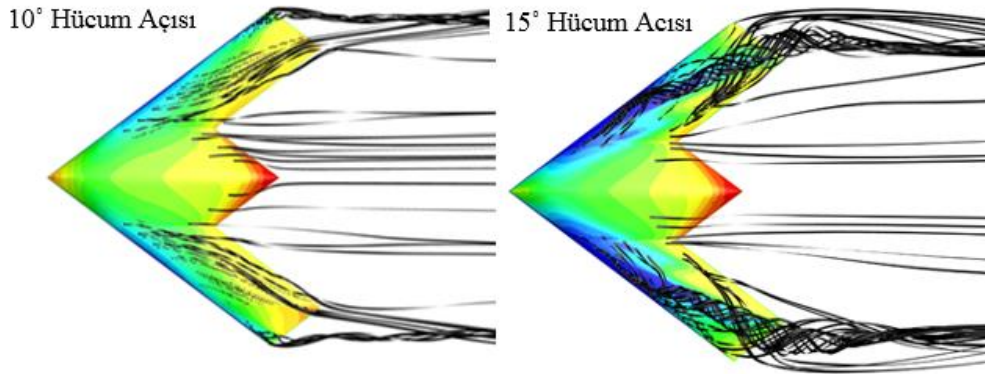
Şekil 4. 5 Taşıma, Sürüklenme ve Moment Katsayısı Grafiği

Taşıma ve sürüklenme katsayısı grafikleri hücum açısı ile birlikte artmaktadır. Ancak moment katsayısı grafiğinde 11 derece hücum açısına gelindiğinde bir düşüş gözlenmektedir. Bunun sebebi olarak 10 derece hücum açısında, hücum kenarından

başlayan güçlü iç girdabı ve emme bölgesinde oluşan ikincil zayıf dış girdap gösterilmektedir. Bu düşüş 15 dereceye kadar devam etmektedir. 15 derece hücum açısında girdabın etkisinin gittikçe arttığı görülmektedir. Şekil 4. 6 ve Şekil 4. 7'de farklı hücum açılarında basınç katsayısı konturu grafiği verilmiştir. 0°,ve 5° hücum açılarında akış ayrılması görülmezken, 10° hücum açısında kanadın hücum kenarında emme bölgesi oluşmuştur ve 15° hücum açısına geldiğinde ise hücum kenarındaki emme bölgesi artarak ikincil zayıf girdapları başlatmıştır.

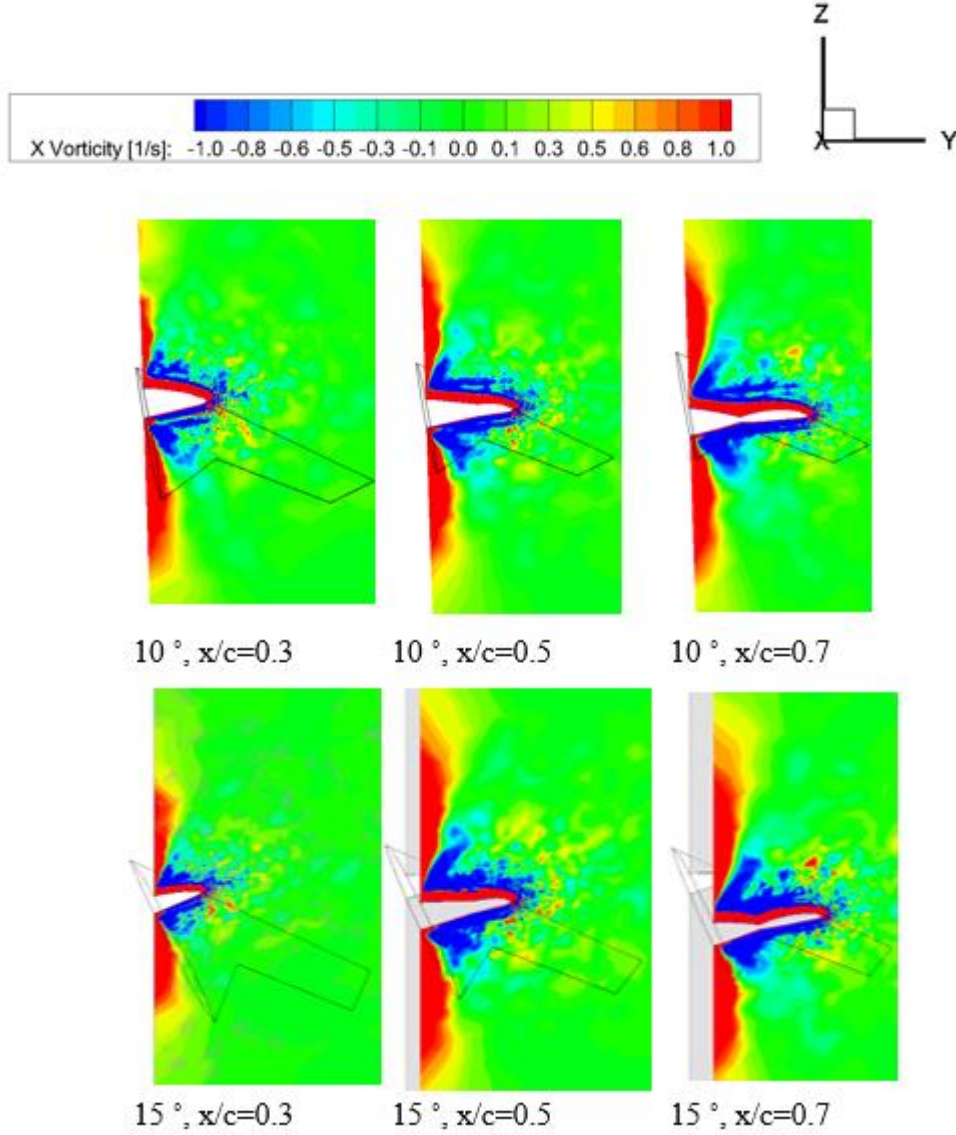


Şekil 4. 6 Basınç katsayısı konturu

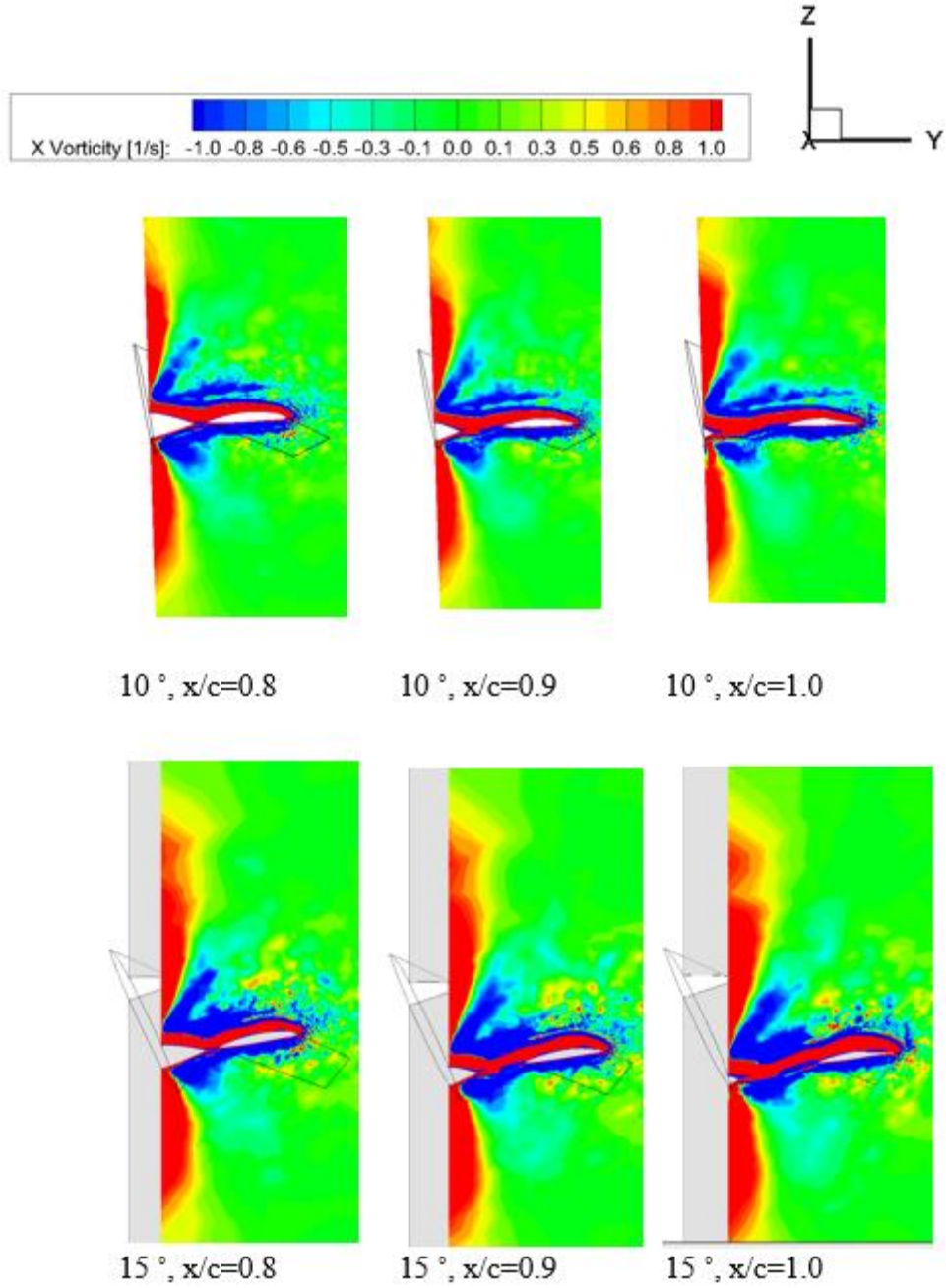


Şekil 4. 7 Basınç katsayısı konturu tabanlı girdap akışı

Düşük hızlarda delta kanadın performansı kanat süpürme açısına bağlıdır. Yüksek süpürme açısına sahip delta kanatlarda düşük hücum açılarında dahi girdaplı akış olabilmektedir. Şekil 4. 7'de 10° ve 15° hücum açılarında sahip yumuşak geçişli kanat yapısına sahip SACCON'un 53° süpürme açısındaki karmaşık girdap yapısını göstermektedir. Kanat ucundan başlayıp arkaya doğru ilerleyen girdap yapısı birincil girdap olup, kanadın orta kısmından başlayıp sarmal şeklinde arkaya doğru ilerleyen girdap yapısı ise zayıf içsel girdap olarak adlandırılmaktadır.



Şekil 4. 8 10° ve 15° hücum açıları için girdap konturları



Şekil 4. 9 10° ve 15° hücum açıları için girdap konturları

Şekil 4. 8 ve Şekil 4. 9’da 10° ve 15 ° hücum açılarında sırasıyla verilen kesitlerde girdap konturları alınmıştır. ($x=0.3m$, $x=0.5m$, $x=0.7m$, $x=0.8m$, $x=0.9m$ ve $x=1.0m$) Delta kanatlarda geleneksel olan klasik olan bir durum gözlenmiştir. Akış daha düşük hücum açıları iken keskin hücum kenarından ayrılmaya başlamıştır. Kayma tabakası yuvarlanarak büyür ve sonra akış tekrar model yüzeyine yapışarak girdap oluşumunu tetikler. Artan hücum açıları ile SACCON hücum kenarının keskin olduğu kanat apeksi ve kanat ucu bölgesinden başlayarak girdap oluşumu görülmektedir. Bu

iki tip girdabın oluşumu kanadın $x=0.5m$ kink bölgesinde görülmektedir. Saat yönünde oluşan apeks girdabı kanadın kink bölgesinde gözükmemektedir. ($x=0.5m$) Ayrıca aksi yönde oluşan kanat ucu girdabı kanadın ucunda açıkça gözükmemektedir. Kanat ucunun kuvveti ve büyüklüğü akış yönüne doğru gidildikçe artmaktadır. Çünkü girdap kayma tabakasının yükselmesi ile girdabı beslemektedir. $x=0,7$ bölgesinde saat yönünde apeks ve kanat ucu girdabı arasında başka bir girdap daha ortaya çıkmaktadır. Bu girdaba kalın girdap denir. Çünkü bu girdap hücum kenarı bölgesinde iç kısmında oluşur. Şekil 4. 8 ve Şekil 4. 9'da görülen girdap konturları (kalın girdaplar) $x=0.5m$ 'den başlayıp $x=0,9 m$ 'ye gelince bir birleşme yaşar. Burada içsel girdap ve küçük firar kenarı girdabı farklı işaretler gösterir. Kayma tabakası tarafından oluşan kanat ucu girdabı pozitif bir girdap gösterir ve ikincil bir girdabın göstergesidir. Bu ikincil girdap ise kanat ucu tarafından gelişen bir girdaptır ve girdabın merkezinden geçerken ters basınç gradyanı oluşturur.

Elde edilen taşıma, sürüklenme ve moment katsayısı grafiklerinden açık kaynak çözücüsü olan SU^2 'nin düşük hız rejimlerinde akış şemasını oldukça iyi tahmin ettiği görülmektedir. Uygulanan etki geometrisi çözüm ağı sıklaştırma çalışmasının SU^2 doğru tahmin etmesinde etkili olduğu düşünülmektedir. Rüzgâr tüneli verisi ve elde edilen HAD verisi SACCON üzerindeki karmaşık akış şemasını anlamaya yardımcı olmuşlardır.

5. TAM ÖLÇEKLİ BİR MUHARİP UÇAĞIN HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMIĞI İLE İNCELENMESİ

Çalışmanın bu kısmına bir muharip uçak olan X-31 ile devam edilecektir ve tam ölçekli bir muharip uçağın hesaplamalı akışkanlar dinamiği ile üzerine etki eden kuvvetlerin incelenmesi anlatılmaktadır.

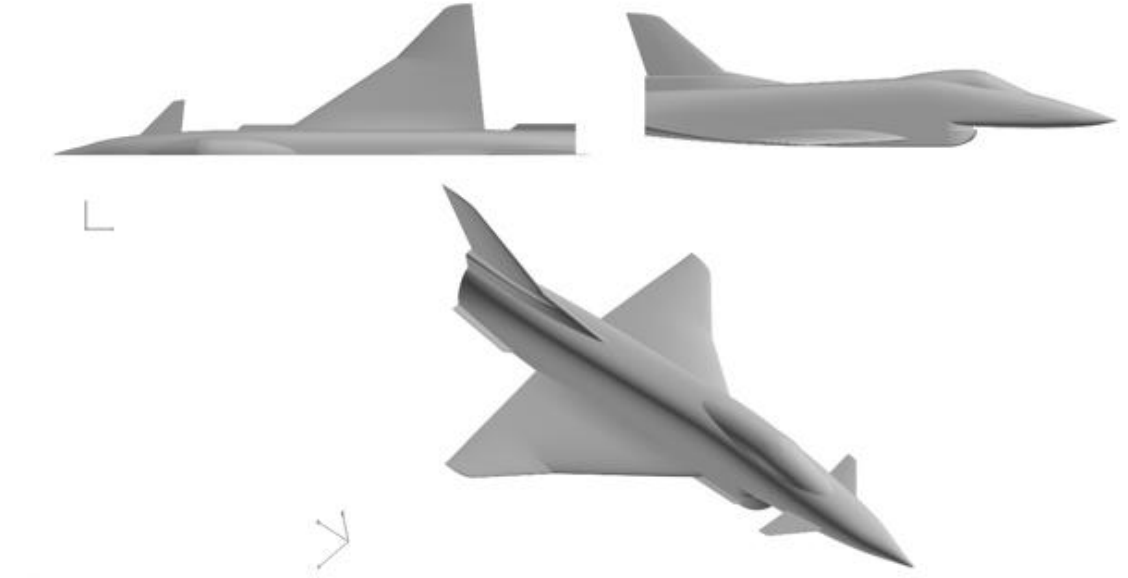
Alman – Amerikan yapımı olan X-31 muharip uçağı, ileri manevra yeteneğı olan deneysel bir uçak olduğı için birçok çalışmaya konu olmuştur. X-31 muharip uçağı 13.21m kanat açıklığına sahiptir. Kanat alanı $21.02 m^2$ 'dir. Boş ağırlığı 5175 kg olup, maksimum kalkış ağırlığı 7228 kg'dır. Uçağın çıkabileceğı maksimum hız 783 knots, tırmanma hızı 218 m/s ve çıkabileceğı maksimum irtifa ise 40000 feettir. X-31'in normal şekilde uçabileceğı hücum açısı 30 derecedir. Bu, konvansiyonel uçakların taşıma kaybı olacağı, yüksek bir hücum açısıdır. X-31'de itki yönlendirme ve gelişmiş uçuş kontrol yazılımı ile taşıma kaybı hücum açısının ötesinde, daha yüksek hücum açılarında da uçuşlar gerçekleştirmiştir. X-31muharip uçağı ön tarafında hareketli kanardı olan, kanat kontrol yüzeyleri ve gövdenin arka kısmında strakeleri olan bir uçaktır. Kanardlar, itki yönlendirmesi işlevini yitirince yüksek hücum açılarında uçağın aerodinamik iyileştirmesi için kullanılır. Strakeler ise yine yüksek hücum açılarında ek bir burun aşağı kontrol mekanizması sağlar.

Bu konu ile ilgili delta kanada sahip muharip uçaklarda hücum kenarındaki akış fiziğini anlamak adına çeşitli çalışmalar yayınlanmıştır. Onlardan elde edilen sonuçlar günümüzde yapılan çalışmaların ön çalışması olmuştur. Bu çalışmalar çözüm ağı yaratma açısından "en iyi uygulama" ve ayrıca DLR TAU çözücüsünün doğrulanması açısından oldukça yararlıdır. NATO RTO/AVT-113 çalışma grubu "Understanding and Modeling Vortical Flows to Improve the Technology Readiness Level for Military Aircraft" ve "Second International Vortex Flow Experiment" (VFE-2) çalışmalarını yayınlamışlardır. Hedefleri ve içeriğı Hummel ve Redeker [38] detaylı bir şekilde dokümante etmişlerdir. Bunun yanında Hummel [39], VFE-2 65° delta kanatlı rüzgâr tüneli modeli olan ve değışebilen hücum kenarına sahip bir model test etmişlerdir. Hücum kenarı modellerinin hem keskin kenarlı hem de yuvarlak kenarlı çeşitleri

mevcuttur. Bu çalışma grubunun asıl görevi ortalama yuvarlaklıktaki bir hücum kenarına etki eden akışı deneysel ve sayısal açıdan incelemektir. Rüzgâr tüneli model NASA tarafından sağlanmış olup sırasıyla NASA, DLR, Onera, Glasgow Üniversitesi ve Münih Teknik Üniversitesi tarafından test edilmiştir. NASA'dan elde edilen sonuçlar Chu and Luckring [40] tarafından dokümanite edilmiştir. 2008 yılında tüm deneysel ve sayısal sonuçlar AIAA konferansı makalelerinde paylaşılmıştır. Deneysel araştırmalar LeRoy ve diğerleri [41], Furman ve Breitsamter [42] ve Coton ve diğerleri [43] tarafından gerçekleştirilmiştir. Girdaplı akış fiziğini analiz etmek için uygulanan PIV ölçümleri Konrath ve diğerleri [44] tarafından verilmiştir. Deneysel çalışmaları anlatan bir özet çalışma ise Luckring [45] tarafından yapılmıştır. Sayısal analizler Fritz [46], Schiavetta ve diğerleri [47], Crippa ve Rizzi [48], Gürdamar ve diğerleri [49] tarafından verilmiştir. Sayısal sonuçların bir özeti ise Fritz and Cummings [50] tarafından sunulmuştur. Bir diğer özet ise bir hesaplamalı akışkanlar dinamiği aracı olan DLR TAU çözücüsü ile Schütte and Lüdeke [51] tarafından yapılmıştır. VFE-2'den elde edilen sonuçlar yuvarlak hücum kenarına sahip delta kanatlı uçaklarda karmaşık girdaplı akışı anlamada kaynak olarak kullanılmıştır. Elde edilen sonuçlar deneysel ve sayısal çalışmanın birleştirilmesi ile ortaya çıkmıştır. Bu sonuçlar kanat üzerindeki akış ayrılmasını detaylı bir şekilde açıklasa da tümüyle çözebilmiş değildir.

NATO RTO/AVT-161 çalışma grubu ek olarak 2 tane yuvarlak hücum kenarlı delta kanat profili ile çalışmıştır. Bunlardan ilki araştırmasını yapacağımız X-31'dir. X-31 geometrisi sayısal çalışmaları projenin diğer partnerleri tarafından yapılırken rüzgâr tüneli testleri gerçekleştirilmiştir. Deneysel sonuçların raporlanması Rein ve diğerleri [52] tarafından yapılmıştır.

Literatürde yapılan bu geometri üzerindeki yoğun deneysel ve sayısal çalışmalar mevcut HAD çözücüsünün doğrulanması için kaynak oluşturmuştur. Bu çalışmadaki X-31 geometrisi simülasyonları ANSYS Fluent 17,0 ticari programı ile yapılmıştır. Elde olan benzer geometri sadeleştirilerek HAD analizi yapmaya uygun hale getirilmiştir. Asıl geometri kanat açıklığı 7,3 m'dir. Test geometrisi ise 1m kanat açıklığına sahiptir. Deneysel veri ile karşılaştırabilmek için, elde olan geometri 1/7 oranında ölçeklendirilmiştir. Uçağın sadeleştirilmiş hali Şekil 5. 1'de verilmiştir.



Şekil 5. 1 X-31 sırasıyla tepeden, yandan ve izometrik görünüm

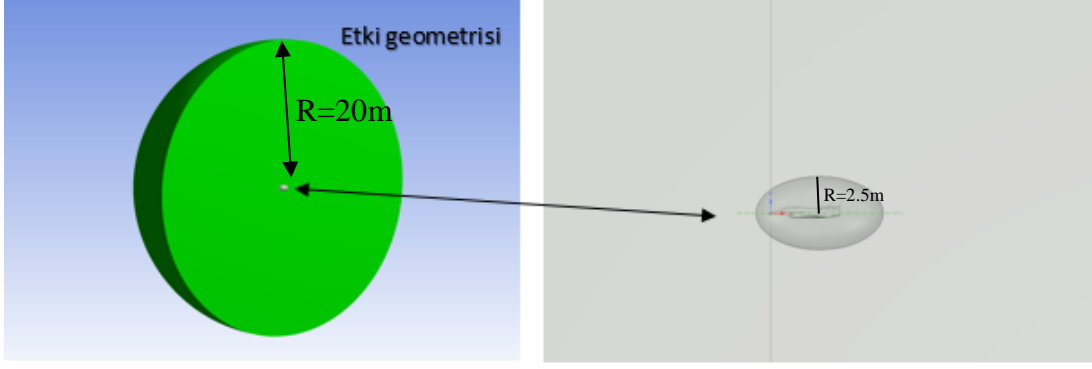
5.1 Çözüm Ağı Bağımsızlık Çalışması

Bu çalışmada 3 farklı yoğunlukta yapısal olmayan çözüm ağı denenmiştir. Uçağın referans değerleri Çizelge 5. 1’de verilmiştir.

Çizelge 5. 1 X-31 referans değerleri

Kanat Açıklığı	1.0 m
Referans Alanı	0.51818 m ²
Kanat Alanı (Referans Alan)	0.3984 m ²
Ortalama Aerodinamik Merkez	0.93 m

Simülasyonlarda kullanılan çözüm kümesi Şekil 5. 2’de görüldüğü üzere yarım küre şeklindedir. Ayrıca gözükmekte olan elips şeklindeki geometri ise etki alanı geometrisidir. Etki geometrisi çözüm ağının belirlenen geometri üzerinde yoğunlaşmasına yardımcı olmaktadır. Bu sayede çözüm ağı adaptasyon çalışmasına ihtiyaç duyulmamaktadır. Literatürde bu çalışma yapısal çözüm ağı ile yapılmış olmasına rağmen bu çalışmada yapısal olmayan çözüm ağı kullanılmıştır.

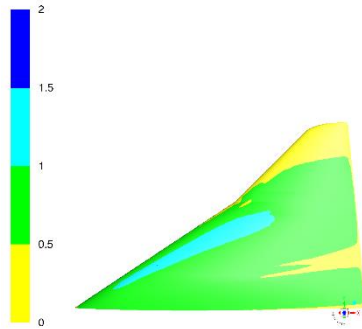


Şekil 5. 2 Çözüm kümesi ve etki geometrisi

İlk noktanın duvara uzaklığı her bir analiz için sabit tutulmuş olup 5×10^{-6} m olarak belirlenmiştir. Duvar uzaklığının belirlenmesindeki temel kıstas y^+ değeri olmuştur. Viskoz alt tabaka çözümünde y^+ değerinin 1 civarında olması beklenmektedir. Bu bilgiden hareketle y^+ 1 alınarak İlk noktanın duvara uzaklığı 5×10^{-6} m olarak hesaplanmıştır. y^+ kontur grafiği Şekil 5. 3'te görülmektedir.

Çizelge 5. 2 Çözüm Ağı Özellikleri

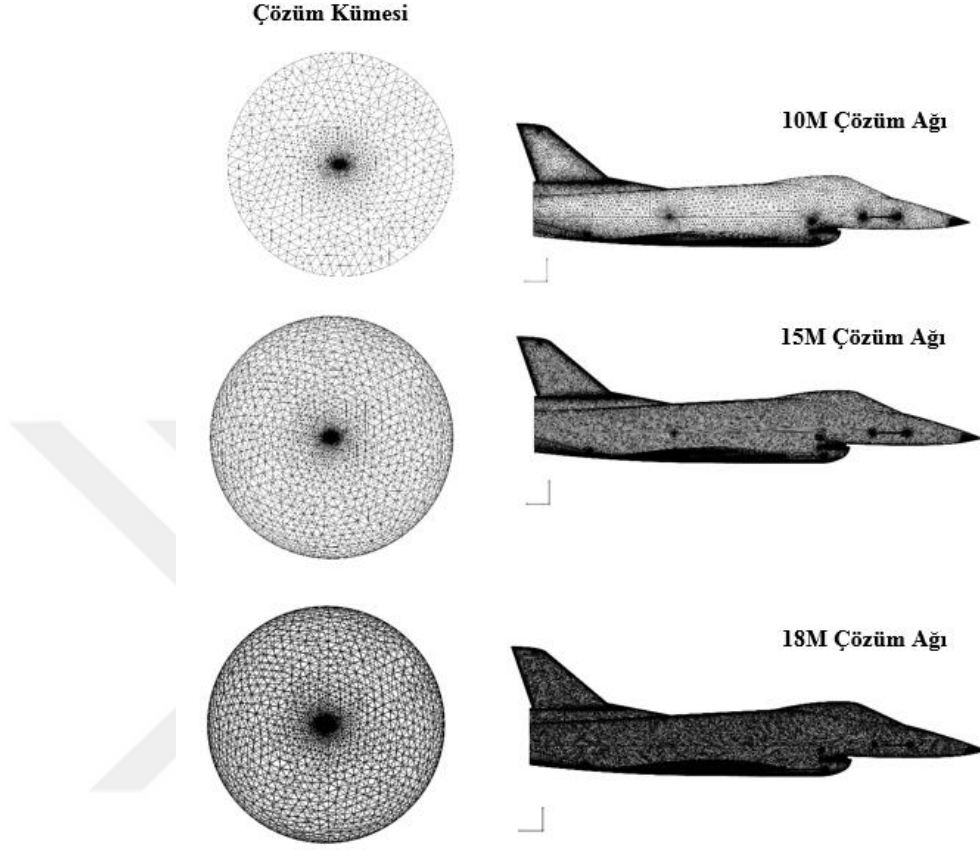
y^+	1
İlk Noktanın Duvara Uzaklığı	5×10^{-6} m
Sınır Tabaka İçerisindeki Nokta Sayısı	26
Yüzey Sivrilme Oranı	0.96
Çözüm Ağı Yarıçapı	20 m
Etki Geometrisi Yarıçapı	2.5 m
Büyüme Oranı	1.3



Şekil 5. 3 y^+ konturu

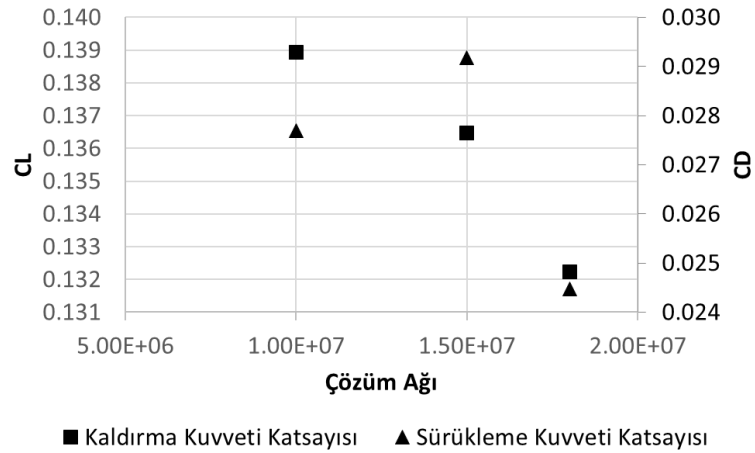
Sınır tabaka içerisindeki nokta sayısı hesaplanarak her bir analiz için sabit tutularak 26 olarak hesaplanmıştır. Yüzey çözüm ağı ile hacim çözüm ağı arasındaki büyüme oranı

1,3 olarak belirlenmiştir. Sivrilme oranı 0.96 olmuştur. Reynolds sayısı 0.182 Mach sayısı için 2.07×10^6 olarak hesaplanmıştır. Farklı yoğunluktaki çözüm ağlarının görüntüleri Şekil 5. 4'te gösterilmiştir.



Şekil 5. 4 Çözüm kümeleri ve çözüm ağları

Çözüm ağı bağımsızlık çalışması için Şekil 5. 5'te elde edilen sonuçlar verilmiştir. Çözümlere 15M eleman sayılı yapısal olmayan çözüm ağı ile devam edilmiştir.



Şekil 5. 5 Çözüm ağı bağımsızlık çalışması

5.2 Çözümlerin Gerçekleştirilmesi

15 milyon yapısal olmayan çözüm ağı seçildikten sonra elde var olan deneysel sonuçlar ile karşılaştırabilmek için hücum açıları belirlenmiştir. Sırasıyla 0 °, 5 °, 10 °, 15 °, 17 °, 20 ° ve 23 ° hücum açıları ile simülasyonlar yapılmıştır. Deneysel veriler 53° hücum açısına kadar var olmasına rağmen, DLR HAD çalışmasını verilen hücum açılarında gerçekleştirmiştir. Doğrulama konusunda bulunan yeri anlamak ve başka bir HAD çözücüsü ile de sonuçların karşılaştırılması amacıyla bu açılar seçilmiştir. İterasyon sayısı her bir durum için 3500 olarak belirlenmiş olup 512 çekirdekli süper bilgisayarda 45 dakikada tamamlanmıştır.

Çözümlerde Viskoz Sıkıştırılabilir Navier Stokes akım formülasyonu kullanılmış ve bu kapsamda enerji denklemi de hesaba katılmış olup ideal gaz kabulü altında Sutherland viskozite modeli kullanılmıştır. Çözüm algoritması olarak basınç temelli SIMPLE yöntemi uygulanmıştır. Bu yöntem hızlı yakınsamaya yardımcı olur. Basınç ve momentum denklemlerinin korelasyonu ile hesaplama yapar. Yüzey geometri tanımı sırasında uçağın kanadındaki kontrol yüzeyleri arasındaki boşluklar kapatılmıştır.

Simülasyonlar zamana bağlı ve zamandan bağımsız olmak üzere iki farklı şekilde gerçekleştirilmiştir. Farklı sınır koşulları ve türbülans modelleri denenmiştir.

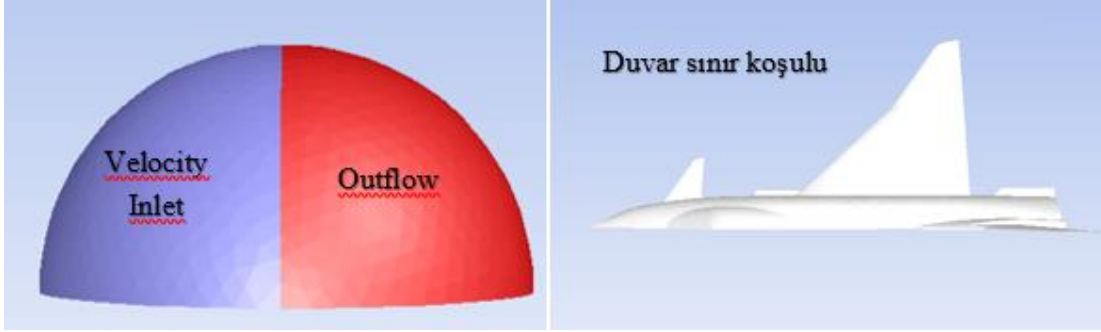
5.3 Zamandan Bağımsız Simülasyonlar

Bu kısımda 3 farklı yöntem denenmiştir. Bunlardan aşağıda detayları verilen iki tanesi tüm uçağa duvar sınır koşulu verilerek gerçekleştirilmiştir. Geriye kalan üçüncü yöntem ise uçağın egzoz kısmına velocity inlet sınır koşulu verilerek gerçekleştirilmiştir. Kullanılan akışkan madde olarak hava seçilmiş olup sıkıştırılabilir akış formunda kullanılmaktadır. Yoğunluğa ve basınca dayalı iki farklı çözüm tipi olmasına rağmen, çözüm basınca dayalı seçilmiştir.

5.4 Duvar Sınır Koşulu ve Velocity Inlet- Outflow Çözüm Kümesi

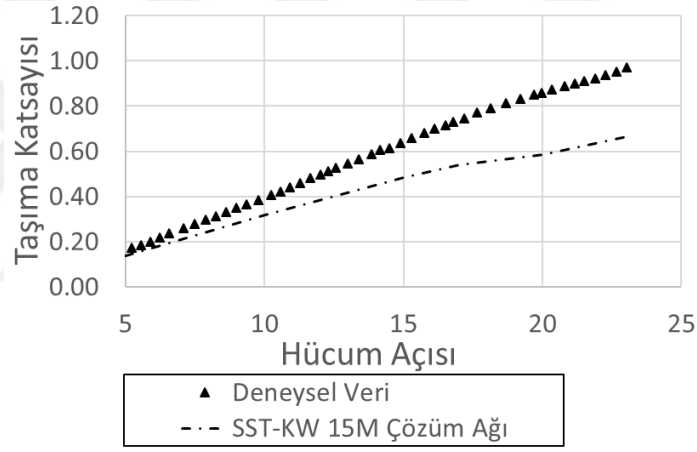
Simülasyonlar $k\omega$ - SST türbülans modeli ile gerçekleştirilmiştir. Aşağıda sonuçları verilen analizler uçaktaki tüm yüzeylere duvar sınır koşulu verilerek ve gerçekleştiği

çözüm kümesi ise velocity inlet ve outflow sınır koşulu verilerek gerçekleştirilmiştir. Şekil 5. 7 çözüm kümesi yarım küre şeklinde olup iki yüzeyden oluşmaktadır.

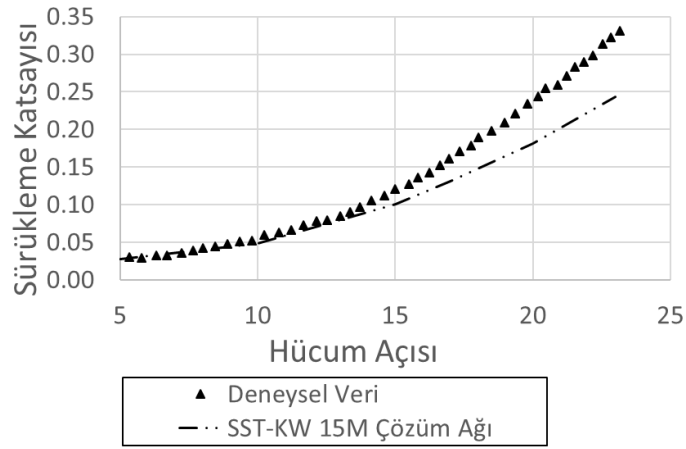


Şekil 5. 6 Duvar sınır koşulu ve Velocity Inlet-Outflow çözüm kümesi

Simülasyonların deneysel sonuçlar ile karşılaştırılması Şekil 5. 7 ve Şekil 5. 8’de verilmiştir.



Şekil 5. 7 Taşıma katsayısı hücum açısı kıyası

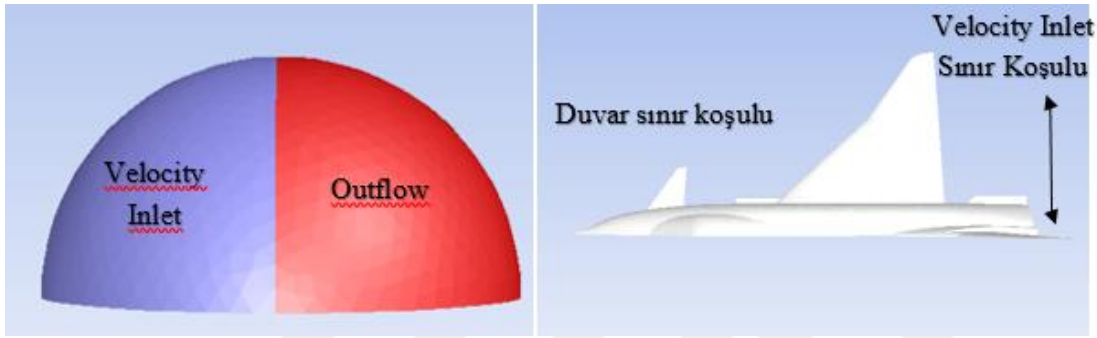


Şekil 5. 8 Sürükleme katsayısı hücum açısı kıyası

Grafiklerden görüldüğü üzere uygulanan sınır koşulu ve türbülans modeli, artan hücum açılarında deneysel verilerden düşük tahmin etmiştir.

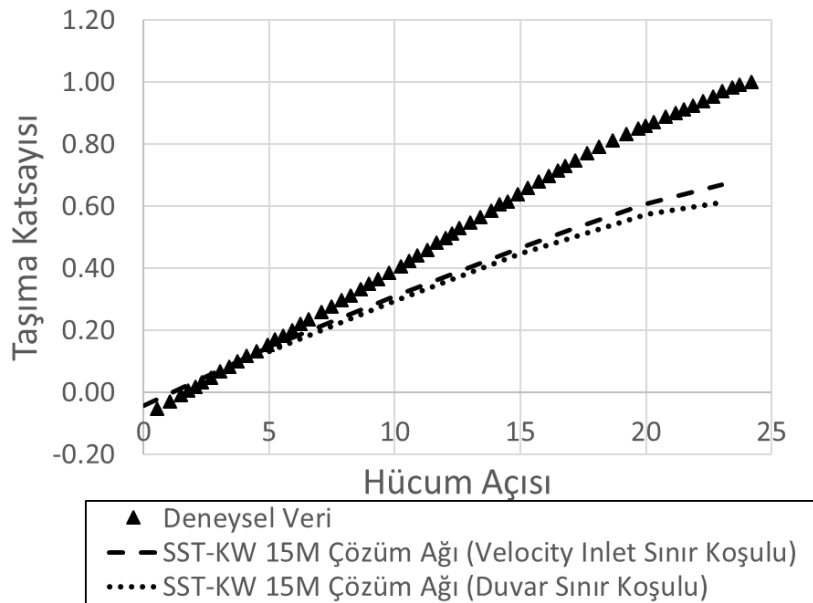
5.5 Velocity Inlet Sınır Koşulu ve Velocity Inlet- Outflow Çözüm Kümesi

Aşağıda sonuçları verilen analizler uçağın arka yüzeyindeki egzoz yüzeyine velocity inlet sınır koşulu verilirken kalan yüzeylere ise duvar sınır koşulu verilmesi ile gerçekleştirilmiştir. Şekil 5. 9’te analiz gerçekleştirildiği çözüm kümesi velocity inlet ve outflow olarak belirlenmiştir. Analizler k- ω SST türbülans modeli ile gerçekleştirilmiştir.

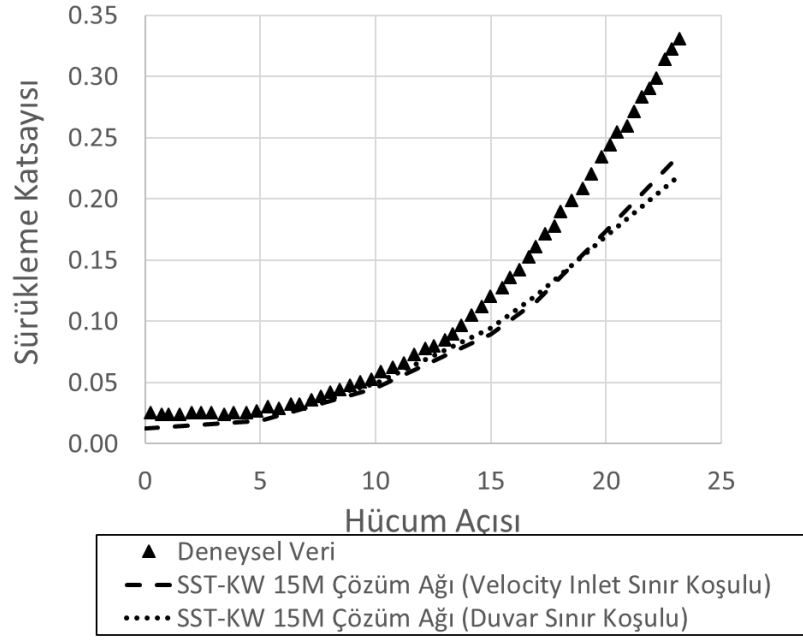


Şekil 5. 9 Velocity Inlet sınır koşulu ve Velocity Inlet- Outflow çözüm kümesi

Şekil 5. 10 ve Şekil 5. 11’de taşıma ve sürüklenme katsayısının hücum açısına bağlı kıyasları verilmiştir.



Şekil 5. 10 Taşıma katsayısı hücum açısı kıyası

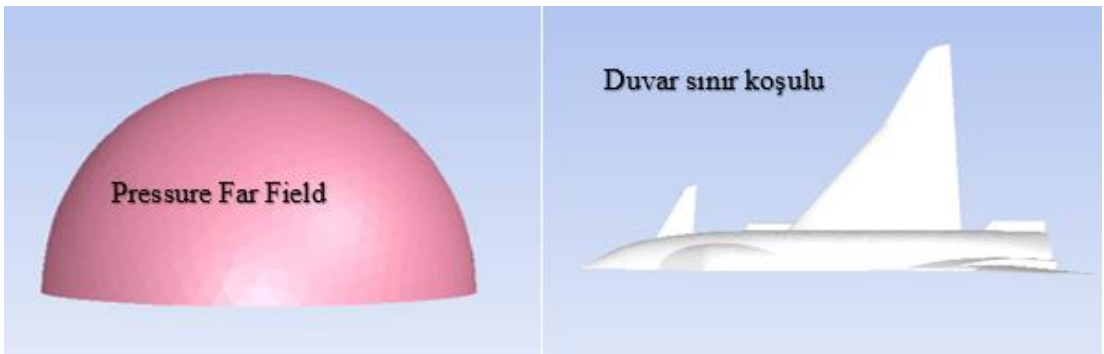


Şekil 5. 11 Sürüklenme katsayısı hücum açısı kıyası

Benzer şekilde grafiklerden görüldüğü üzere uygulanan velocity inlet sınır koşulu ve türbülans modeli, artan hücum açılarında deneysel verilerden düşük tahmin edilmiştir. Bu noktadan sonra farklı bir türbülans modeli olan SA türbülans modeli ile çalışmalara başlanılmıştır.

5.6 Duvar Sınır Koşulu ve Pressure Far Field Çözüm Kümesi

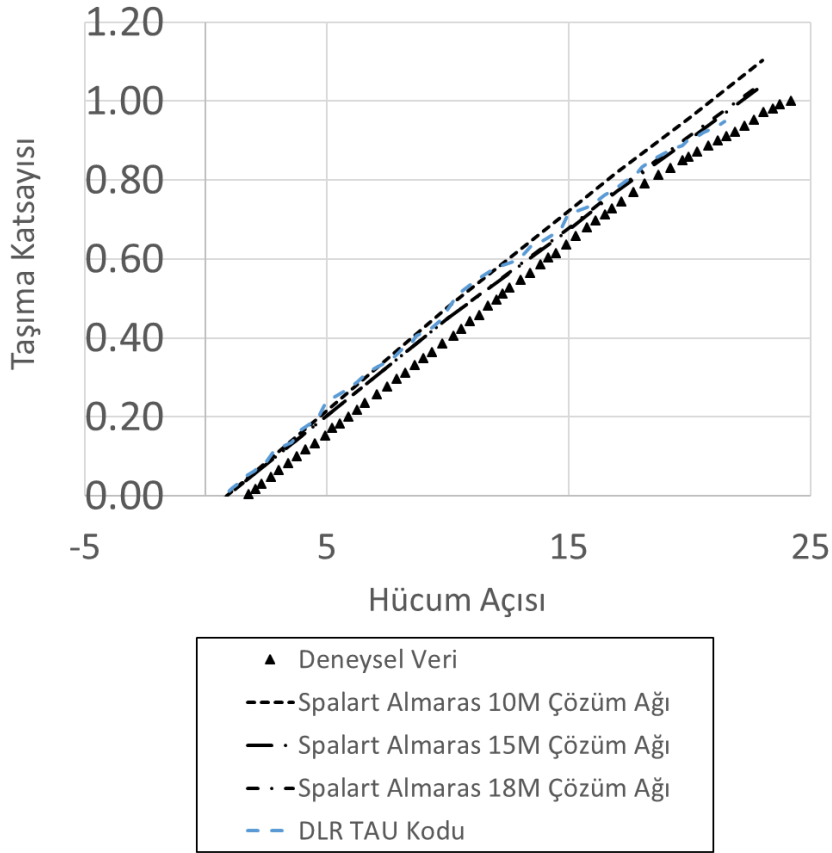
Aşağıda sonuçları verilen analizler uçaktaki tüm yüzeylere duvar sınır koşulu verilerek gerçekleştirilmiştir. Şekil 5. 12’te verilen içinde bulunduğu çözüm kümesine ise pressure far field sınır koşulu verilerek gerçekleştirilmiştir. Analizler SA türbülans modeli ile gerçekleştirilmiştir.



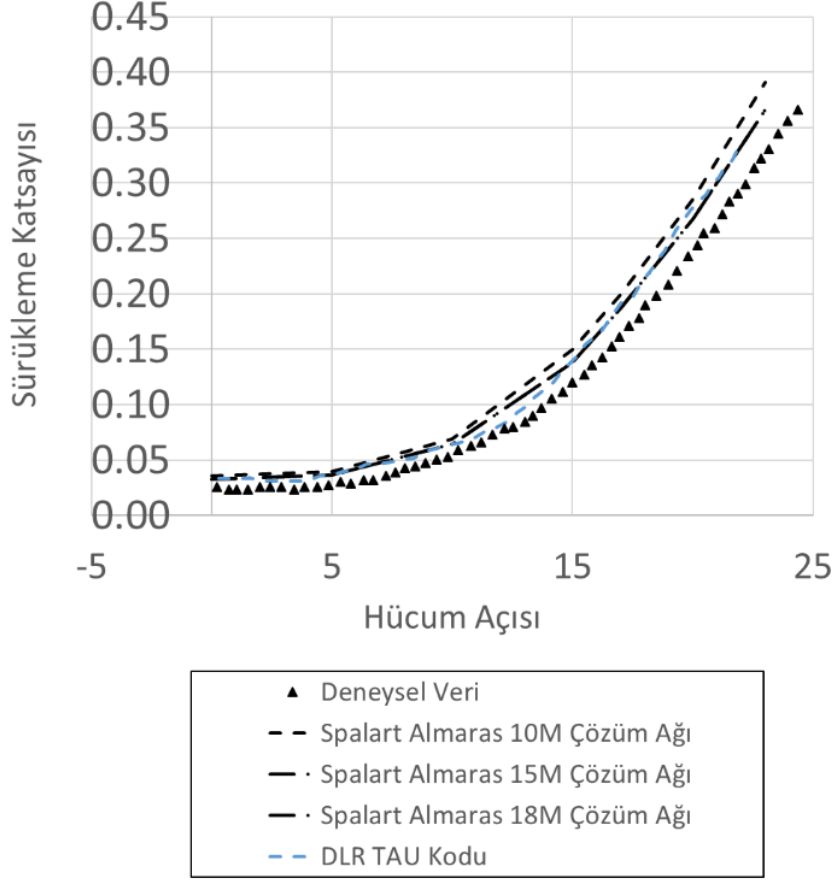
Şekil 5. 12 Duvar sınır koşulu ve Pressure Far Field çözüm kümesi

Aşağıda sonuçları verilen analizler 10M, 15M ve 18M çözüm ağları için yapılmıştır. Çizelgede DLR TAU çözücü, SA türbülans modeli ve yapısal olmayan çözüm ağı ile çözülen ayrı bir durum [53], ANSYS Fluent sonuçlarına referans olması amacı ile eklenmiştir. DLR TAU çözücü ile benzetimi yapılan konfigürasyonlardan, kontrol yüzeyleri sadeleştirilmiş konfigürasyon ile karşılaştırılmıştır. Aşağıda şekillerde sonuçları verilmiştir.

Hücum açısı 25 derece olmasına rağmen taşıma katsayısında bir düşüş görülmemektedir. X-31 deneysel muharip uçağının bir özelliği olan yüksek hücum açılarında geç taşıma kaybı olması durumu Şekil 5. 13'te açıkça görülmektedir. Taşıma kaybı sonrası ise itki yönlendirme ile 40 derece hücum açısına kadar varabilmektedir. Şekil 5. 13 ve Şekil 5. 14'te görüldüğü üzere elde edilen çözüm deneysel verilerden bir miktar sapma gösterse de DLR TAU çözücü ile yapılan çalışma ile 15M çözüm ağına sahip durum birbiri ile örtüşmektedir.

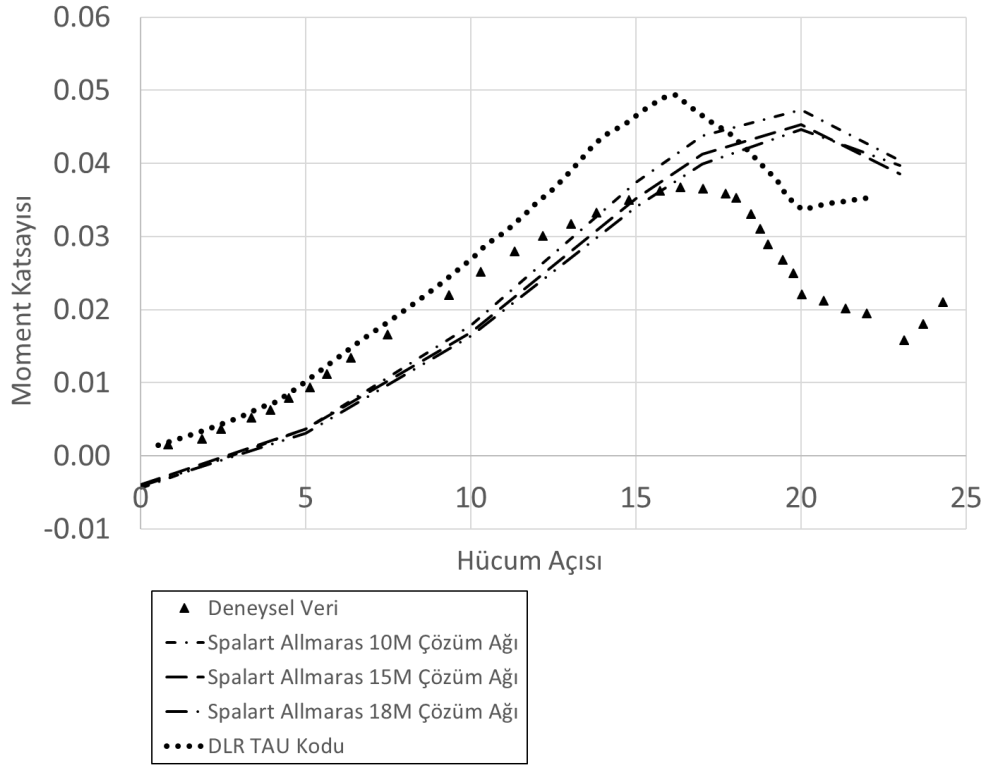


Şekil 5. 13 Taşıma katsayısı hücum açısı kıyası



Şekil 5. 14 Sürükleme katsayısı hücum açısı kıyası

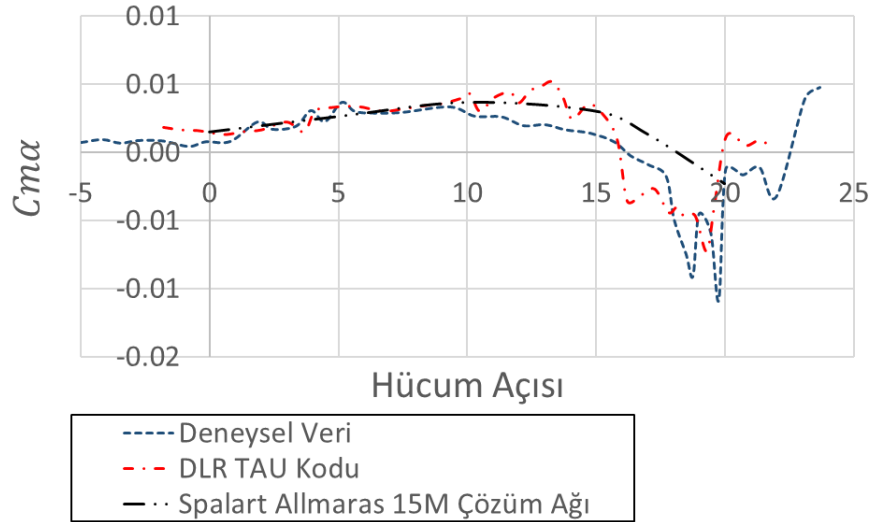
Şekil 5. 15'te yunuslama momentinin hücum açısına göre değişim grafiği verilmiştir. Moment katsayısı hücum açısı grafiğinden görüldüğü üzere grafik eğimi pozitiftir. Bu da Cm_α 'nın işaretinin pozitif olduğunu göstermektedir. Cm_α 'nın pozitif işaret göstermesi uçuş mekaniği açısından uçağın kontrolcülerden bağımsız aerodinamik karakteristiğinin kararsız olduğunu göstermektedir. Cm , hücum açısı grafiğinde eğrinin grafiği kestiği nokta Cm_0 olarak adlandırılır ve Cm_0 ağırlıklı olarak uçak gövdesinin moment bileşenidir. Dolayısıyla gövde geometrisindeki herhangi bir değişim Cm_0 değerini etkileyebilir. DLR TAU çözücüsü ve testte geometride gövde desteği olduğu için moment katsayısının tahmininde grafikte görülen kayma destek etkisini göstermektedir.



Şekil 5. 15 Moment katsayısı hücum açısı kıyası

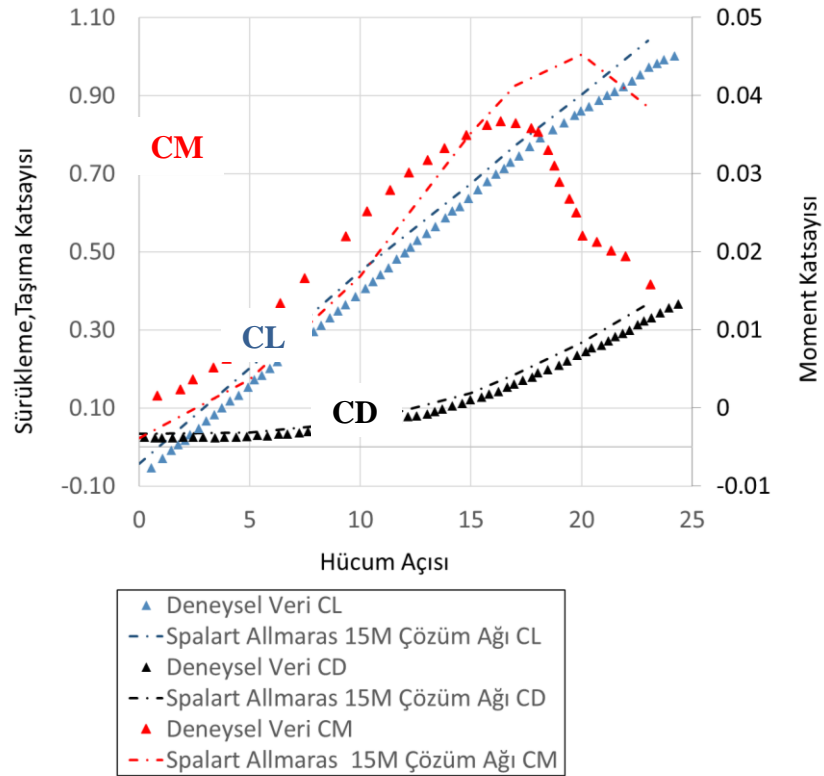
Şekil 5. 16'da Cm_α hücum açısı kıyası verilmiştir. Bu grafik uçağın aksel, kararlılık türevi üzerine bilgi vermektedir. Deneysel ve DLR TAU çözücüsü ile karşılaştırma yapıldığında 10° hücum açısına kadar deneysel veri ile aralarında %0,4 kadar bir hata payı olmaktadır. 10° ve 20° hücum açıları arasındaki fark en fazla %23 değerlerine çıkmaktadır. Cm ve hücum açısı grafiğinde olduğu üzere 15 derece hücum açısına kadar Cm_α 'nın pozitif olduğu gözlenmektedir. Bu, uçağın uçuş mekaniği karakteristiğinin de kararsız olduğunu göstermektedir.

Uçağın 15 derece hücum açısından sonra Cm_α 'sının negatife doğru kaydığı görülmektedir. Analizlerde kullanılan SA türbülans modeli yapışık akışlar için tasarlanmıştır [54]. 10° hücum açısına kadar deneysel veriler ile akış ayrılması yaşanmadığı için örtüşme görülmektedir. 10° dereceden sonra artan hücum açısı ile hücum kenarı girdabı artarak güçlenmektedir ve 17-23 derece hücum açıları aralığında ise akış ayrılması görülmektedir.



Şekil 5. 16 $C_{m\alpha}$ α grafiği

Şekil 5. 17’de taşıma katsayısı ve sürüklenme katsayısı hücum açısı arttıkça artarken moment katsayısı 17 derece hücum açısına kadar artıp ani bir düşüş yaşamaktadır. Bu düşüşün sebebi ise Boelens [6] tarafından strake girdabı, kanat hücum kenarı tarafından başlayan güçlü iç kanat girdabı ve son olarak iç ve dış kanat kesişim noktasında oluşup zayıf dış kanat girdabı olarak ifade edilmiştir.

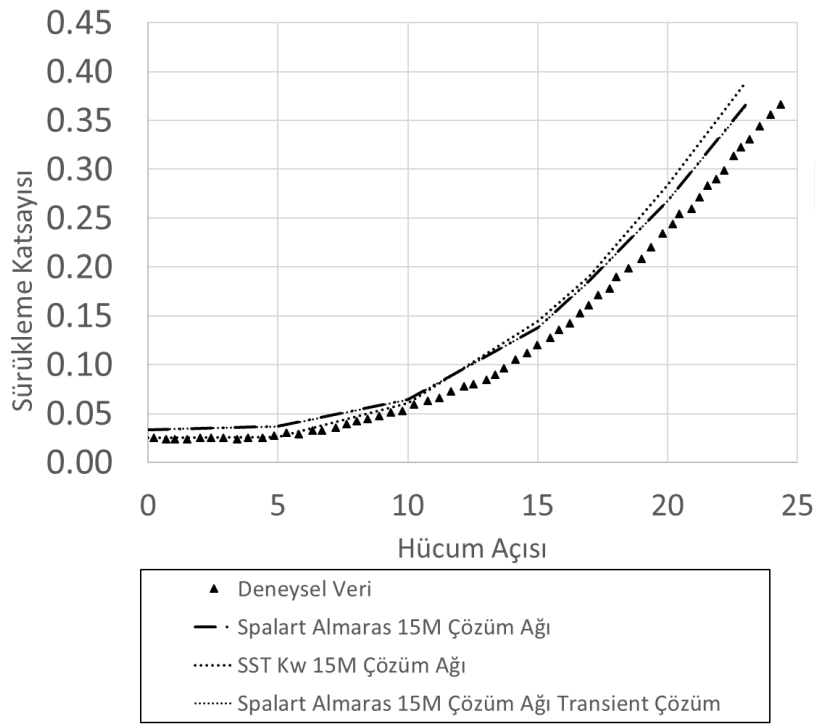


Şekil 5. 17 Sürüklenme, Taşıma ve Moment Katsayısı Grafiği

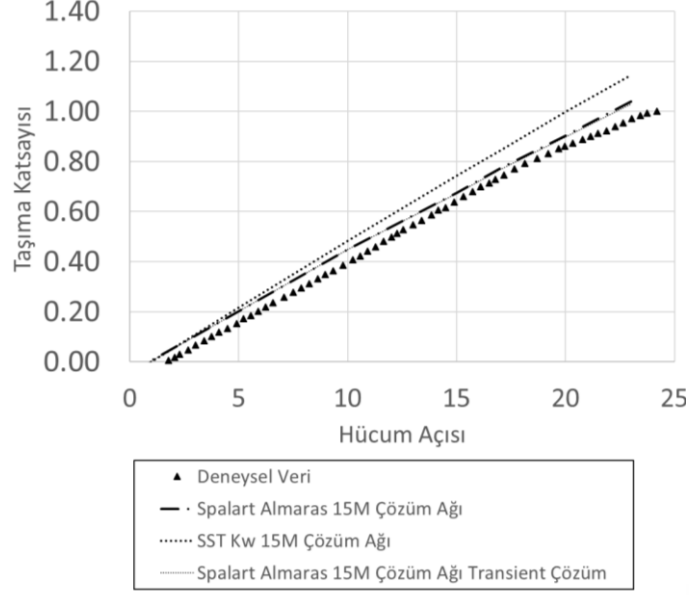
5.7 Zamana Bağlı Simülasyonlar

Uçak üzerindeki düzensiz akışı incelemek amacıyla zamana bağlı analizler gerçekleştirilmiştir. Bu analizler elde var olan 15M çözüm ağının zamana bağlı olan çözümü üzerinden devam ettirilmiştir.

Toplam analiz süresi 1,0 saniye olacak şekilde zaman adımı 0.002 saniye ve toplam zaman adımı 500 olarak belirlenmiştir. Elde edilen sonuçların ortalaması alınarak zamana bağlı olmayan analizler ile karşılaştırma yapılmıştır. Sonuçları Şekil 5. 18 ve Şekil 5. 19’da verilmiştir. Zamana bağlı ve zamana bağlı olmayan analiz sonuçları birbirini desteklemektedir ve uçağın aerodinamik katsayılarında zamana bağlı düzensiz bir etki görülmemiştir.



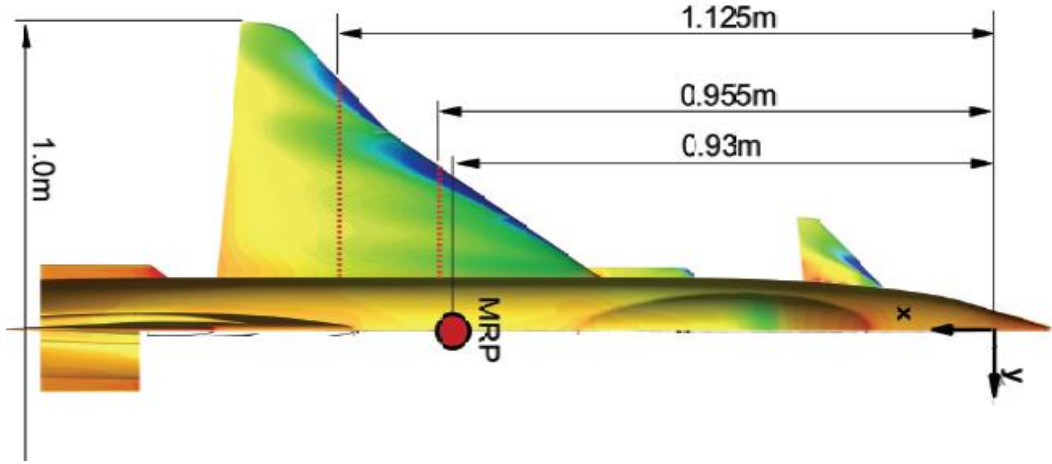
Şekil 5. 18 Sürükleme katsayısı hücum açısı kıyası



Şekil 5. 19 Taşıma katsayısı hücum açısı kıyası

5.8 Basınç Katsayısı ve Kontur Grafikleri

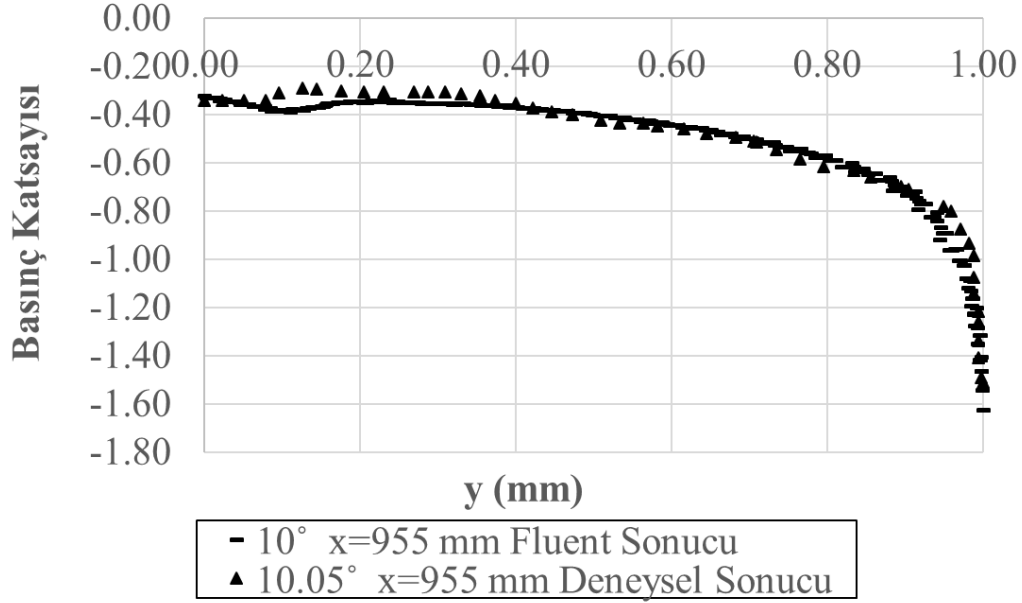
Hücum açısı 10° iken basınç katsayısının kıyası uçağın burnundan arkaya doğru $x = 955mm$ ve $x = 1125mm$ kanat istasyonları için aşağıdaki gibidir. Alınan kesitlerin pozisyonları Şekil 5. 20’de verilmiştir.



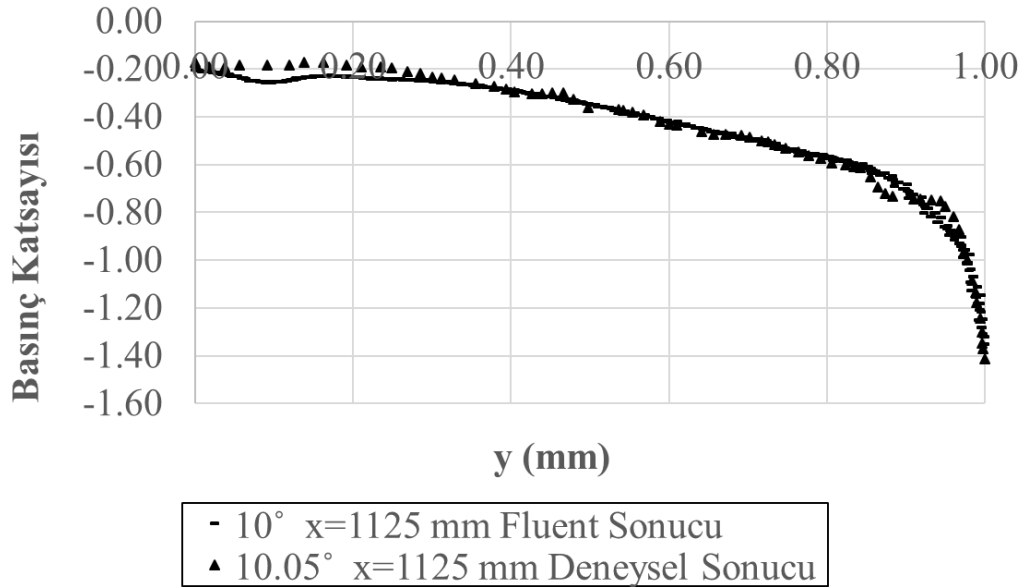
Şekil 5. 20 Basınç katsayısı kesitleri ve moment referans noktası

Şekil 5. 21 ve Şekil 5. 22’de uçağın kanadına ait basınç katsayısı grafikleri 10° hücum açısı için sırasıyla $y=955mm$ ve $y=1125mm$ istasyonları için verilmiştir. Alışılmışın aksine kesit alanı kanat kökünden ucuna doğru değil, uçağın burundan arkaya doğru tanımlanmıştır. Beklenildiği üzere kanat üzerindeki basınç katsayısı emme tarafında negatif çıkmıştır. Aynı kesit içerisinde kanadın kök tarafından uç kısmına

ilerlendiğinde basınç katsayısında bir artış gözlenmektedir. Bu akım ayrılmasının bir göstergesidir.

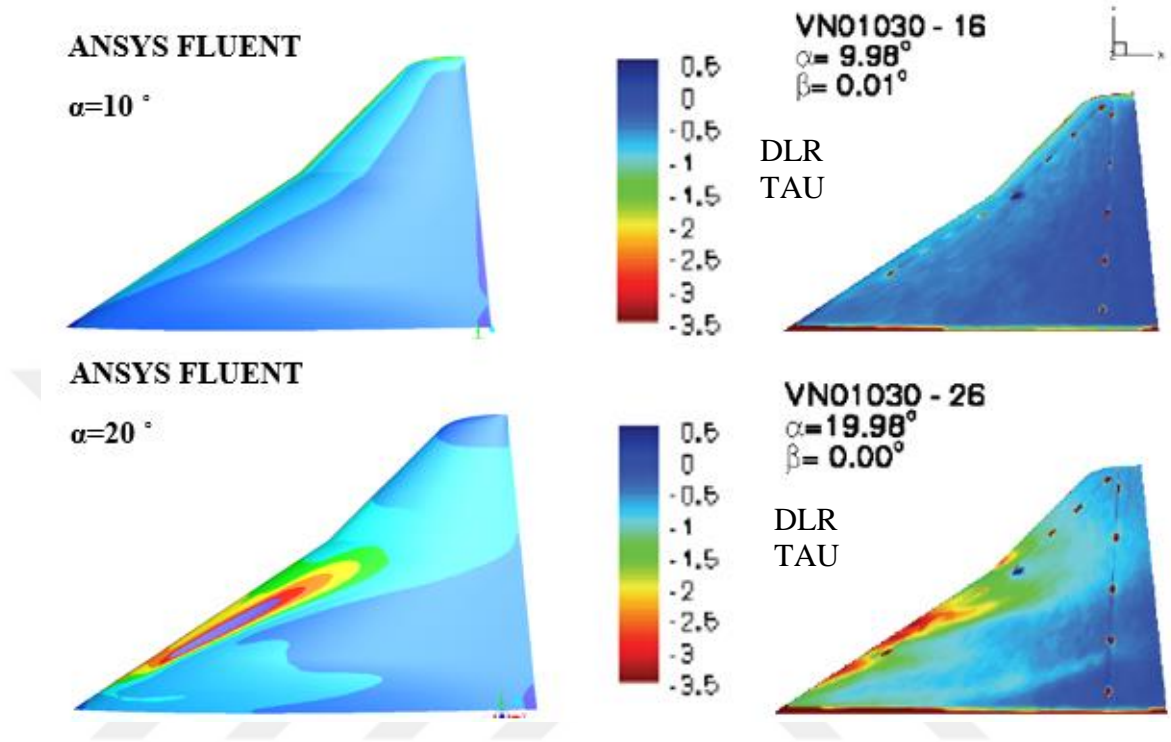


Şekil 5. 21 Hücüm açısı 10° ve y=955mm iken basınç katsayısı grafiği



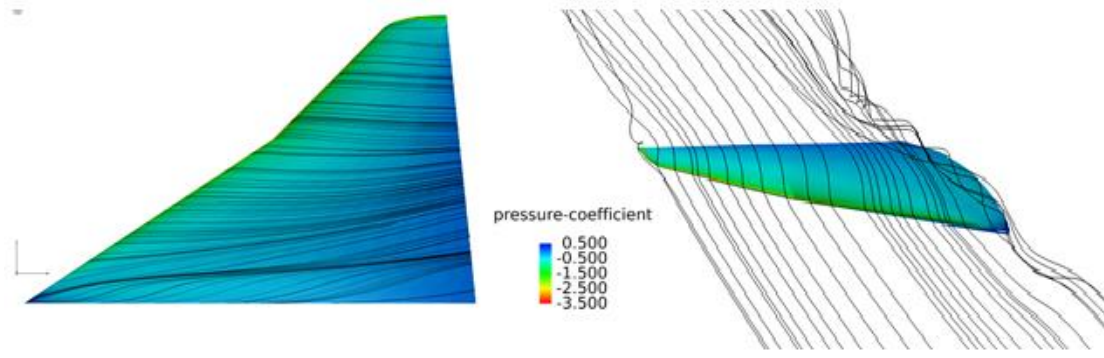
Şekil 5. 22 Hücüm açısı 10° ve y=1125mm iken basınç katsayısı grafiği

Şekil 5. 23’de DLR TAU çözücüsü ile elde edilmiş olan basınç katsayısı konturu, ANSYS Fluent ile elde edilen sonuçlar ile karşılaştırılmıştır. Her iki HAD çözücüsünde de benzer örüntüler gözlenmektedir.



Şekil 5. 23 Hücüm açısı 10° ve 20° iken kanat basınç katsayısı konturu

Bu konuda deney sonucu olmamasına rağmen, Şekil 5. 24’te akım çizgilerinde simetri düzlemine yakın bölgedeki yağ akımı birikmesini gösteren koyu renkli çizgi burada kanat üzerinde olması gereken “apeks” girdabı etkisini düşündürmektedir. Bilindiği gibi savaş uçaklarının yüksek hücüm açılarındaki manevralarında delta kanatlarının keskin kenarlarından (apeks) ayrılan ve koni şeklinde katlanarak kanat boyunca akan girdaplar bulunmakta ve bunların merkez eksenlerindeki negatif basınç çekirdeği emme yapmakta ve kanat üzerindeki izdüşümündeki akım çizgilerini birbirine yakınsatarak emmenin güçlü olduğu hallerde akımın kopmasına sebep olmaktadır. Keskin kenar girdaplarının aynı zamanda kanat üzerinde doğrusal-olmayan taşıma oluşturarak muharebe uçağının manevra yeteneğine katkıda buldukları bilinmektedir.



Şekil 5. 24 10° hücum açısı yüzey akım ve girdap akımı çizgileri

Shuxing ve diğerleri [55] kanardın, kanat yüzeyi akış profilini düzenlediğini belirtmiştir. Yarattığı girdap sınır tabaka ayrılması ile ana kanat arasında bir ara yüz oluşturur. Düşük hücum açılarında, uçağın aerodinamik karakteristiği kanardın ve ana kanadın pozisyonuna göre hassasiyet gösterir. Yüksek hücum açılarında ise uçağın aerodinamik karakteristiği yalnızca kanardın pozisyonuna bağlı değildir, kanardın üzerindeki ve ana kanat üzerindeki kontrol kuvvetinin büyüklüğünün büyük önem taşıdığını belirtmişlerdir. Şekil 5. 25'te farklı hücum açılarında kanard üzerinde oluşan girdap etkisinin resimleri verilmiştir.

Şekil 5. 26'da hücum açısı arttıkça girdap oluşumunun arttığı izlenmektedir. Polhamus [56] delta kanada sahip uçaklarda göreceli olarak düşük hücum açılarında akışın, hücum kenarından ayrılarak konik şekilde ya da dönerek girdap oluşturmaya başladığını belirtmiştir. Yüksek açılardaki taşıma kuvvetindeki artış doğrusal olmayan akış ya da girdap kaldırma kuvveti olarak tanımlanabilir. Girdap sadece taşıma kuvvetini artırmakla kalmayıp ayrıca basınç katsayısının kanat üzerindeki dağılımında etkili olmaktadır. Kanadın hücum kenarındaki basınç katsayısı ayrılan girdap akımından dolayı yüksek olup firar kenarında etkisini yitirmektedir.

5.9 Açık Kaynak Çözücüsü SU² Kullanımı

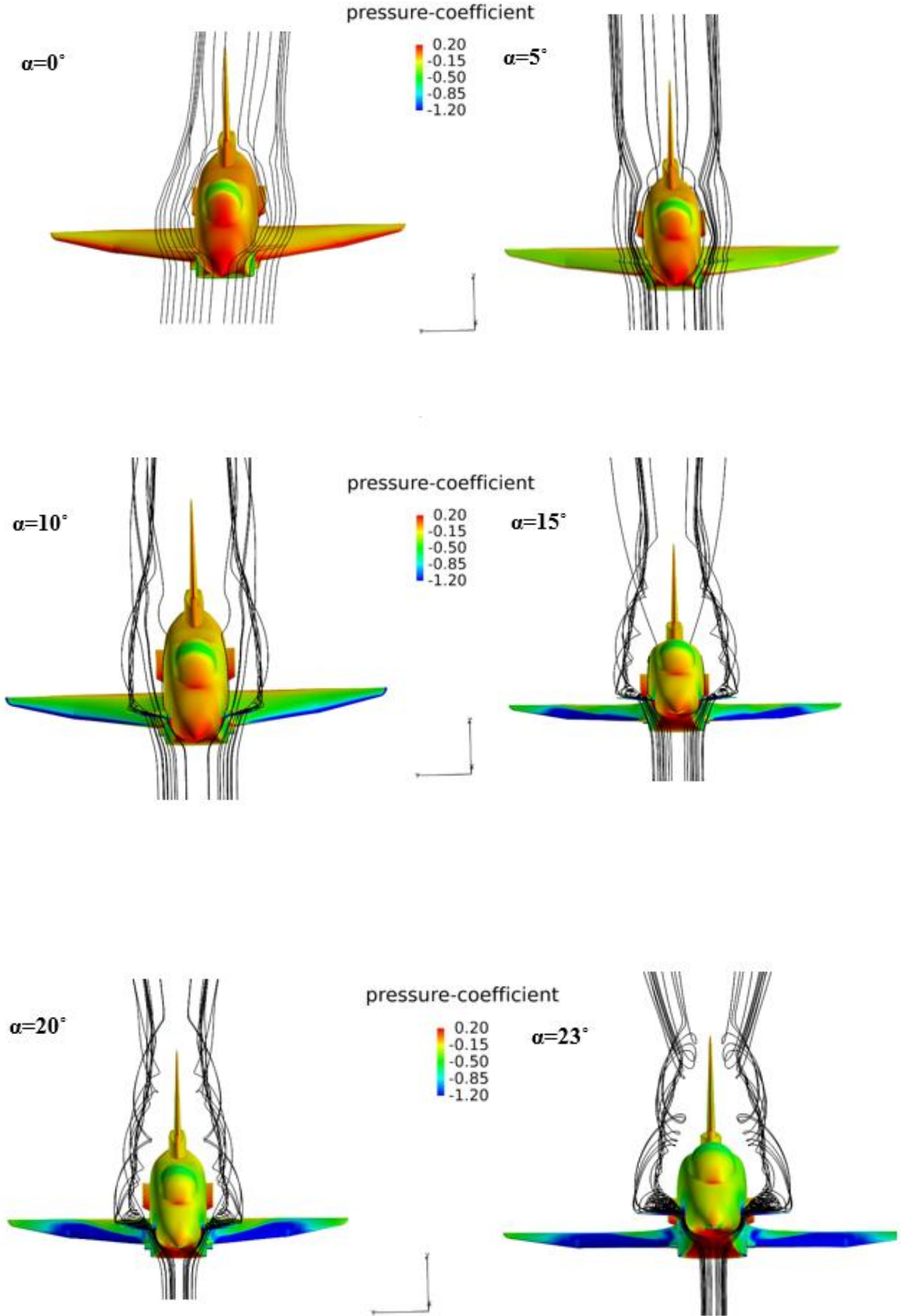
X-31 geometrisi sivrilme oranı yüksek kontrol yüzeylerine sahip bir geometridir. Bu tez çalışmasında örneklenmiş olan iki geometri sırasıyla ONERA M6 ve SACCON, açık kaynak çözücüsü ile doğrulanmıştır. Sırasıyla sivrilme oranları ONERA M6 için 0.92, SACCON için 0.91 ve X-31 için 0.96'dır.

Yapılan çalışmalarda ANSYS Fluent deneysel verilere yakın sonuçlar vererek başarısını kanıtlamıştır. Sivrilme oranı yüksek olan durumlarda ise çarpık yüzey doğrulama yöntemi ile sivrilme oranı yüksek olan çözüm ağlarında çözümü yakınsatmayı başarmıştır. Bu yöntem tüm gradyan yöntemleri (Hücre Tabanlı Karelerin En Küçüğü, Düğüm Tabanlı Karelerin En Küçüğü) için gradyan doğruluğunu artırır. Yapısal ve yapısal olmayan çözüm ağları için önerilir. Bu yöntemin amacı sınır tabaka içerisinde bulunan yüksek en-boy oranına sahip hücreler, doğrusal olmayan yüzeyler ve yüksek deformasyona uğrayan hücreler için gradyan doğruluğunu arttırmaktır. Bu da çözümün yakınsamasına yardımcı olur. SU² ile X-31 çözümünde başarı sağlanamaması, yapılan alternatif yaklaşımlar da göz önünde bulundurulduğunda oluşturulan X-31 çözüm ağının yüksek yüzey sivrilme oranından kaynaklandığı değerlendirilmektedir.

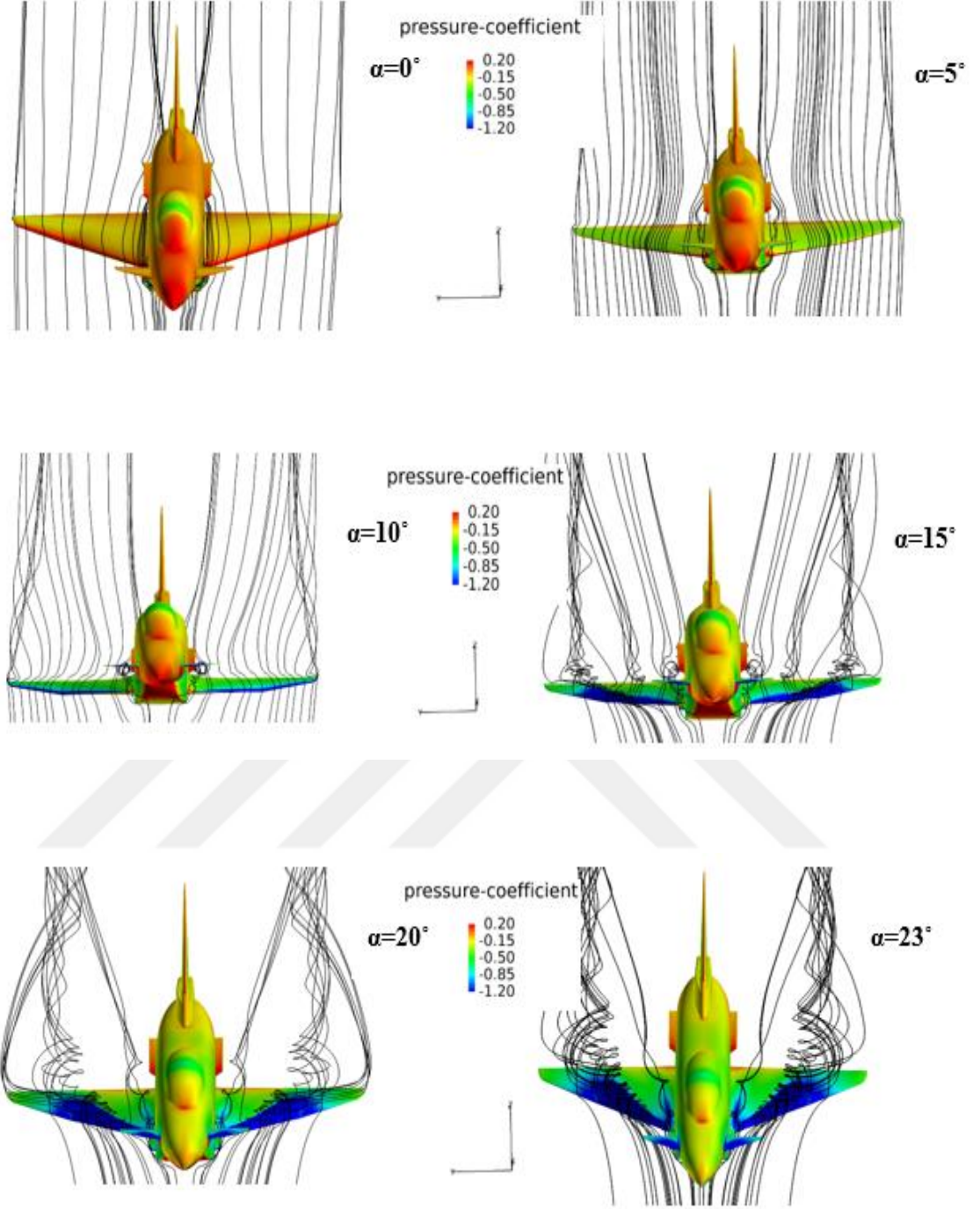
Bu konuda daha bağışlayıcı olduğu bilinen ve çarpık yüzey doğrulama gibi yöntemlere sahip ANSYS Fluent ile çözüm alınabilmektedir. Daha yüksek çözünürlüklü bir çözüm ağı ile modelleyerek yüzey sivrilme oranı düşürülebilir. Bu da çözüm ağını kaynaklarımızın karşılayamayacağı bir boyuta çıkarmaktadır.

Schütte ve diğerleri [57] bu geometriyi DLR TAU gridi ile 51 milyonluk bir çözüm ağında modellemiştir. Bir diğer örnek ise Akgün ve diğerlerinin [58] F-16 jenerik muharip uçağına uygulamış oldukları yöntemdir. Bu çalışma 8 farklı hücum açısı, 6 farklı Mach sayısı ve 3 farklı irtifada gerçekleştirilmiştir. Çözüm ağı sivrilme oranı 0.97'dir ve yoğunluğu ise 13 milyon tetrahedral hücre olup ANSYS Fluent kullanılarak polyhedral çözüm ağına çevrilmiştir. Böylece son çözüm ağı hücre sayısı 8 milyona indirilmiştir. Aynı şekilde

ANSYS Fluent ile tatmin edici sonuçlar alınırken SU² ile yakınsayan bir çözüm elde edilememiştir.



Şekil 5. 25 Farklı hücum açılarında kanard girdap akış çizgileri



Şekil 5. 26 Farklı hücum açılarında kanat ve kanat önu finni girdap akış çizgileri



6. SONUÇLAR VE YORUMLAR

Bu tez çalışmasında, Stanford Üniversitesi tarafından geliştirilen açık kaynak çözücüsü SU² yazılımı ile ticari ANSYS Fluent yazılımı, artan karmaşıklıkta test geometrileri ile doğrulanarak bu yazılımların benzetim kabiliyetleri ortaya koyulmuştur. Deneysel bir kanat profili olan ONERA M6 geometrisinin her iki program kullanılarak benzetimi yapılmıştır. Transonik rejimde ve düşük hücum açılarında gerçekleşen bu analizlerde tek denklemlilik bir model olan SA ve iki denklemlilik bir model olan k- ω SST türbülans modelleri birbiri ile karşılaştırılmıştır. Elde edilen sonuçlarda ise k- ω SST modeli daha kesin sonuçlar vermiştir. SU² bir açık kaynak çözücüsü olmasına karşın bu vakada ANSYS Fluent ticari programına göre daha kesin sonuçlar vererek kabiliyetini ortaya koymuştur. Hücum açısı arttıkça, uygulanan çözüm ağı adaptasyon çalışmasına rağmen türbülans modelleri ve yazılımlar şok pozisyonunu tahmin etmekte zorluk yaşamışlardır. Ayrıca hücum açısı arttıkça oluşan lambda şok kanat boyunca kök kısmına doğru kayma eğilimi göstermiştir.

SACCON kararlılık ve kontrol konfigürasyonunun, düşük ses altı hız rejiminde ve yüksek hücum açılarındaki benzetimi yalnızca açık kaynak çözücüsü olan SU² ile yapılmıştır. Bu çalışmada kanat-gövde konfigürasyonunun üst yüzeyine uygulanan etki geometrisi çalışması, doğru sonuçlar alınmasında etkili olmuştur. Elde edilen çözüm ağı sayısı, girdaplı akış modellemesinde önemli bir yere sahip olup geometrinin aerodinamik karakteristiğini belirlemede rol oynamıştır. SU² ile kanat-gövde konfigürasyonu yoğun girdaplı bir akışa sahip olmasına rağmen taşıma katsayısı, sürüklenme katsayısı ve moment katsayısı kestiriminde en fazla %10 hata verecek şekilde sonuçlar elde edilmiştir. Bu çalışmada k- ω SST türbülans modeli kullanılarak yüksek hücum açılarında meydana gelen ayrılma modellemesi yapılmıştır. Bilindiği üzere 1994 yılında Menter [23] k- ω SST türbülans modeli ters basınç gradyanında ve yüksek hücum açılarında gerçekleşen ayrılmada daha verimli olduğunu belirtmiştir.

Bir diğer vaka olan X-31 vakasının benzetimi, yüksek hücum açılarında ve düşük ses altı rejiminde yapılmıştır. X-31 modeli yüksek girdap oluşturan kanat, burun, kuyruk

fini ve kanarda sahip bir geometridir. Bu çalışmada farklı sınır koşulları ve türbülans modelleri denenmiştir. Kendini kanıtlamış bir ticari yazılım olan ANSYS Fluent ile çalışmalar gerçekleştirilmiştir. Çalışmalarda SA türbülans modeli kullanılmıştır. $k-\omega$ SST türbülans modeli, DLR TAU çözücüsü ve deneysel veriler ile SA türbülans modelinde olduğu gibi yakın bir benzetim yapamamıştır. Uçak geometrisi itibarıyla yoğun girdaplı bir akış profili göstermektedir. Buna rağmen tüm uçak yüzeyine uygulanan etki geometrisi çalışmasının da yardımı ile aerodinamik karakteristiğın belirlenmesinde yazılım oldukça yakın sonuçlar vermiştir.

Özetle doğruluğu ONERA M6 test vakası ile kanıtlanan SU^2 , kararlılık ve kontrol konfigürasyonu olan SACCON'u da yüksek hücum açısı ve girdaplı akışlarda başarı ile çözerek deneysel veri ile uyumunu kanıtlamıştır. Ancak, tam ölçekli bir uçak olan X-31 geometrisinde başarı elde edilememiştir. Bünyesinde girdap yaratan burun, kanat ve kuyruk kanatçıklarını bulundurmaktadır. Bu nedenle geometride bu çözüm ağı sayısı için yüzey sivrilme oranı yüksek hücreler oluşmuştur. Bu da SU^2 ile çözüm alınamamasına neden olmuştur. Özetlemek gerekirse, göreceli olarak basit üç boyutlu geometrilerde SU^2 ile çözüm almak mümkündür. Bu gibi çalışmalar için açık kaynaklı programlar, ticari programlara alternatif olarak değerlendirilebilir.

7. GELECEK ÇALIŞMALAR

Çalışmanın ileriki aşamalarında SACCON geometrisi keskin hücum kenarı konfigürasyonu ile zamana bağlı analizler yapılarak 0° ve 25° hücum açıları aralığında burun yukarı yunuslama, yalpalama ve yuvarlanma momentinin hücum açısına göre değişiminin incelenmesi yapılabilir. Bu çalışmanın, küre şekline sahip çözüm kümesi ve kullanıcı tanımlı fonksiyon yardımıyla hücum açısı kazandırılarak gerçekleşmesi öngörülmektedir. Kullanıcı tanımlı fonksiyon hareket denklemini ve hücum açısı zaman aralıklarını içermektedir. Bu çalışmada küre merkezi geometrinin moment referans noktası olup içerideki geometri sabit tutulmalıdır.

Bir diğer çalışma olan X-31 muharip uçağının SU^2 çözücüsü ile benzetiminin yapılabilmesi için kullanılan büyüme oranı (1.3) düşürülüp, daha yoğun bir çözüm ağı ile sonuç almaya çalışılmalıdır. Bu sayede yüzey sivrilme oranı kontrol altında tutulabilir.



KAYNAKLAR

- [1] **Inc. ANSYS**. 2013. "ANSYS FLUENT Theory Guide". Release 18.2.
- [2] **Schmitt, V. and F. C.** 1979. "Pressure distributions on the ONERA M6 wing at Transonic Mach numbers".in Experimental Data Base for Computer Program Assessment.
- [3] **Mani, M., Ladd, J. A., Cain, A. B., Bush, R. H.** 2010. "An Assessment of One and Two Equation Models for Internal and External Flows".in AIAA 97-2010.
- [4] **Durani, N., Qin, N.** 2010. "Comparison of RANS, DES and DDES results for ONERA M-6 Wing at transonic flow speed using an in-house parallel code".in AIAA 97-2010.
- [5] **Cummings R.** 2012. "Introduction to the AVT-161 air facet: An Integrated Computational/Experimental Approach to UCAV Stability and Control Estimation".in NATO RTO-TR-AVT-215.
- [6] **Loeser T. D., Vicroy D. D., S. A.** 2010. "SACCON Static Wind Tunnel Tests at DNW-NWB and 14' x 22' NASA LARC".in NATO RTO-TR-AVT-161.
- [7] **Vicroy, D. D., Loeser, T. D., and Schütte, A.** 2010. "SACCON Forced Oscillation Tests at DNW-NWB and NASA Langley 14x22-foot Tunnel, AIAA 2010-4394".in 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Chicago, Illinois 28 June - 1 July.
- [8] **Morgand, S.** 2012. "Static and Dynamic SACCON PIV Tests-Part 1: Forward Flowfield".in NATO RTO-TR-AVT-161.
- [9] **Konrath, R., Roosenboom, E. W. M., Schröder, A., Pallek, D., and Otter, D.** 2010. "Static and Dynamic SACCON PIV Tests - Part II: Aft Flow Field, AIAA 2010-4396". 28th AIAA Appl. Aerodyn. Conf. Chicago, Illinois 28 June - 1 July.
- [10] **Nangia R. K., Boelens O. J., T. M.** 2012. "Comparisons of 53 Deg. Swept UCAV Wing Designs Including Low-Speed Experimental Verification".in NATO RTO-TR-AVT-161,.
- [11] **Tomac M., Rizzi A., Nangia R. K., Mendenhall M.R., P. S. C.** 2012. "Engineering Methods for the UCAV SACCON Configuration".in NATO RTO-TR-AVT-161.

- [12] **Boelens, O. J.** 2012. "CFD analysis of the flow around the X-31 aircraft at high angle of attack". *Aerosp. Sci. Technol.*
- [13] **Schütte, A., Boelens, O. J., Oehlke, M., Jirásek, A., and Loeser, T.** 2012. "Prediction of the flow around the X-31 aircraft using three different CFD methods". *Aerosp. Sci. Technol.*
- [14] **Jirásek, A., and Cummings, R. M.** 2012. "Reduced order modeling of X-31 wind tunnel model aerodynamic loads". *Aerosp. Sci. Technol.*
- [15] **Nangia, R.K., Palmer, M. E.** 2012. "Canard-Delta X-31 Vector Aircraft, Low Speed Stability and Control, Comparisons of Wind Tunnel Data and Theory".in NATO RTO-TR-AVT-161.
- [16] **Mendenhall, M. R., Perkins, S. C., Tomac, M., Rizzi, A., and Nangia, R. K.** 2012. "Comparing and benchmarking engineering methods for the prediction of X-31 aerodynamics". *Aerosp. Sci. Technol.*
- [17] **Vitale, S., Gori, G., Pini, M., Guardone, A., Economon, T. D., Palacios, F., Alonso, J. J., and Colonna, P.** 2015. "Extension of the SU2 open source CFD code to the simulation of turbulent flows of fluids modelled with complex thermophysical laws".in 22nd AIAA Computational Fluid Dynamics Conference.
- [18] **Palacios, F., Economon, T. D., and Alonso, J. J.** 2015. "Large-scale aircraft design using SU2".in 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting.
- [19] **Palacios, F., Economon, T. D., Aranake, A., Copeland, S. R., Lonkar, A. K., Lukaczyk, T. W., Manosalvas, D. E., Naik, K. R., Padron, S., Tracey, B., Variyar, A., and Alonso, J. J.** 2014. "Stanford University Unstructured (SU2): Analysis and Design Technology for Turbulent Flows".in 52nd Aerospace Sciences Meeting.
- [20] **Economon, T. D., Mudigere, D., Bansal, G., Heinecke, A., Palacios, F., Park, J., Smelyanskiy, M., Alonso, J. J., and Dubey, P.** 2016. "Performance optimizations for scalable implicit RANS calculations with SU2". *Comput. Fluids.*
- [21] **Alfonsi, G.** 2009. "Reynolds-Averaged Navier–Stokes Equations for Turbulence Modeling". *Appl. Mech. Rev.*
- [22] **Mellor, G. L., and Herring, H. J.** 1973. "A Survey of the Mean Turbulent Field Closure Models". *AIAA J.*:590–599.
- [23] **Menter, F. R.** 1994. "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications". *AIAA J.*

- [24] **Economon, T. D., Palacios, F., Copeland, S. R., Lukaczyk, T. W., and Alonso, J. J.** 2016. "SU2: An Open-Source Suite for Multiphysics Simulation and Design". AIAA J.
- [25] **Francisco D. Palacios, Thomas D. Economon, Tim Albring, and the S. contributors.** 2018. "Url1".
- [26] **Jameson, A., Schmidt, W., and Turkel, E.** 1981. "Numerical solution of the Euler equations by finite volume methods using Runge Kutta time stepping schemes".in 14th Fluid and Plasma Dynamics Conference.
- [27] **Roe, P. L.** 1981. "Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes". J. Comput. Phys.
- [28] **Frink, N. T.** 2014. "Stability and control CFD investigations of a generic 53° swept UCAV configuration". 32nd AIAA Appl. Aerodyn. Conf.
- [29] **Vallespin, D., Ronch, A., Badcock, K., and Boelens, O.** 2010. "SACCON CFD simulations using structured grid approaches".in AIAA-4560-2010.
- [30] **Tormalm, M. and Schmidt, S.** 2010. "Computational study of static and dynamic vortical flow over the delta wing SACCON configuration using the FOI flow solver Edge".in AIAA-4561- 2010.
- [31] **Le Roy, J.-F., and Morgand, S.** 2010. "SACCON CFD Static and Dynamic Derivatives using elsA". 28th AIAA Appl. Aerodyn. Conf.
- [32] **Cummings, R. M., and Schütte, A.** 2013. "Detached-Eddy Simulation of the vortical flow field about the VFE-2 delta wing". Aerosp. Sci. Technol.
- [33] **Schütte, A., Huber, K., and Boelens, O.** 2010. "Static and dynamic numerical simulations of a generic UCAV configuration with and without control devices".in 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference.
- [34] **Nangia, R. K.** 2010. "A Tale of Two UCAV Wing Designs, AIAA 2010-4397". 28th AIAA Appl. Aerodyn. Conf. Chicago, Illinois 28 June - 1 July.
- [35] **Schütte, A.** 2016. "Numerical investigations of the vortical flow on swept wings with round leading edges". AIAA J. 20:2–11.
- [36] **Anderson Jr., J. D.** 1989. Fundamentals of Aerodynamics Design.
- [37] **Loeser T. D., Vicroy D. D.** 2010. "SACCON dynamic wind tunnel tests at DNW-NWB and 14x22 NASA LaRC".in AIAA-4394- 2010.
- [38] **Hummel, D.** 2001. "A New Vortex Flow Experiment for Computer Code Validation". 069:7–11.
- [39] **Hummel, D.** 2008. "The Second International Vortex Flow Experiment (VFE-2): Results of the First Phase 2003 - 2008". 26th Congr. Int. Council. Aeronaut. Sci.

- [40] **Chu, J., and Luckring, J. M.** 1996. "Experimental Surface Pressure Data Obtained on 65 ° Delta Wing Across Reynolds Number and Mach Number Ranges". NASA Tech. Memo.
- [41] **Le Roy, J. F., Rodriguez, O., and Kurun, S.** 2008. "Experimental and CFD contribution – delta wing vortical flow understanding".in AIAA-380-2008.
- [42] **Furman, A., and Breitsamter, C.** 2013. "Turbulent and unsteady flow characteristics of delta wing vortex systems". *Aerosp. Sci. Technol.*
- [43] **Coton, F., Mat, S., and Galbraith, R.** 2008. "Low speed wind tunnel characterization of the VFE-2 wing".in AIAA-382. 2008.
- [44] **Konrath, R., Klein, C., and Schröder, A.** 2013. "PSP and PIV investigations on the VFE-2 configuration in sub- and transonic flow". *Aerosp. Sci. Technol.*
- [45] **Luckring, J. M.** 2008. "Initial experiments and analysis of vortex flow on blunt edged delta wings".in AIAA-378- 2008.
- [46] **Fritz, W.** 2013. "Numerical simulation of the peculiar subsonic flow-field about the VFE-2 delta wing with rounded leading edge". *Aerosp. Sci. Technol.*
- [47] **Schiavetta, L. A., Boelens, O. J., Crippa, S., Cummings, R. M., Fritz, W., and Badcock, K. J.** 2009. "Shock Effects on Delta Wing Vortex Breakdown". *J. Aircr.*
- [48] **Crippa, S. and Rizzi, A.** 2008. "Steady, subsonic CFD analysis of the VFE-2 configuration and comparison – wind tunnel data".in AIAA-397- 2008.
- [49] **Gürdamar, E., Ortakaya, Y., Kaya, S., and Korkem, B.** 2008. "Some factors influencing the vortical flow structures on delta wings".in AIAA-394-2008.
- [50] **Luckring, J. M., and Hummel, D.** 2013. "What was learned from the new VFE-2 experiments". *Aerosp. Sci. Technol.*
- [51] **Schütte, A., and Lüdeke, H.** 2013. "Numerical investigations on the VFE-2 65-degree rounded leading edge delta wing using the unstructured DLR TAU-Code". *Aerosp. Sci. Technol.*
- [52] **Rein, M., Höhler, G., Schütte, A., Bergmann, A., and Löser, T.** 2008. "Ground-based simulation of complex maneuvers of a delta wing aircraft". *J. Aircr.* 45:286–291.
- [53] **Schwamborn, D., Gardner, A. D., von Geyr, H., Krumbein, A., Ludecke, H., and Stürmer, A.** 2008. "Development of the Dlr Tau-Code for Aerospace Applications".in *International Conference on Aerospace Science and Technology.*

- [54] **Spalart, P., and Allmaras, S.** 1992. "A one-equation turbulence model for aerodynamic flows".in 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.
- [55] **Guoqing, Z., Shuxing, Y., and Yong, X.** 2010. "Investigation of Vortex Interaction in Canard-FSW Configurations Based on the Numerical Wind Tunnel Method". Chinese J. Aeronaut.
- [56] **Polhamus, E. C.** 1971. "Predictions of vortex-lift characteristics by a leading-edge suctionanalogy". J. Aircr.
- [57] **Schütte, A., Einarsson, G., Raichle, A., Schöning, B., Mönnich, W., Neumann, J., Arnold, J., Alrutz, T., Heinecke, J., Forkert, T., and Schumann, H.** 2005. "Prediction of the unsteady behavior of maneuvering aircraft by CFD aerodynamic, flight-mechanic and aeroelastic coupling".in RTO-AVT-MP-123.
- [58] **Akgün, O., Taşkonak, D., Kaynak, Ü., and Kurtuluş, D. F.** 2016. "Güncel HAD Yöntemlerinin Jenerik F-16 Geometrisine Uygulanarak Aerodinamik Katsayılarının Belirlenmesi".in 6. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı. Kocaeli.



ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Arzu TAŞKONAK
Uyruğu : T.C.
Doğum Tarihi ve Yeri : 29.07.1991, Ankara
E-posta : karadasli.a@gmail.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2016, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği
- **Yüksek Lisans** : 2018 TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

Yıl	Yer	Görev
04/2016-	TUSAŞ TAI	Tasarım Mühendisi
11/2015-04/2016	TÜBİTAK UZAY	Danışman
06/2014-09/2014	Federal Silahlı Kuvvetler Üniversitesi/Münih/Almanya	Stajyer
06/2013-07/2013	Barutsan A.Ş./Ankara	Stajyer

YABANCI DİL:

İngilizce, Almanca

TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR

Ulusal Konferans Yayınları

Taşkonak, A., Aradağ, S., Kaynak, Ü. (2018) Bir Muharip Uçağın Burun Yukarı Manevrasında Oluşan Kararlılık Türvelerinin Kestirimi, VII. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı (UHUK 2018), SAMSUN 2018