

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

**ROTORLAR ÜZERİNDEKİ AKIŞIN HESAPLAMALI AKIŞKANLAR  
DİNAMİĞİ YÖNTEMLERİYLE AERODİNAMİK ANALİZİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Onur ÖKTEM**

**Makine Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Tez Danışmanı: Prof. Dr. Ünver KAYNAK**

**AĞUSTOS 2016**

Fen Bilimleri Enstitüsü Onayı

.....  
**Prof. Dr. Osman EROĞUL**

Müdür

Bu tezin Yüksek Lisans/Doktora derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığını onaylarım.

.....  
**Doç. Dr. Murat Kadri AKTAŞ**

Anabilimdalı Başkanı

TOBB ETÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 131511001 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Onur ÖKTEM** 'in ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı "**ROTORLAR ÜZERİNDEKİ AKIŞIN HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ YÖNTEMLERİYLE AERODİNAMİK ANALİZİ**" başlıklı tezi **10.08.2016** tarihinde aşağıda imzaları olan jüri tarafından kabul edilmiştir.

**Tez Danışmanı :** **Prof. Dr. Ünver KAYNAK** .....  
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

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

**Yrd. Doç. Dr. Nilay SEZER UZOL** .....  
Orta Doğu Teknik 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.

Onur ÖKTEM



## ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

### ROTORLAR ÜZERİNDEKİ AKIŞIN HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ YÖNTEMLERİYLE AERODİNAMİK ANALİZİ

Onur ÖKTEM

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Ünver KAYNAK

Tarih: Ağustos 2016

Rotor sistemlerinin çalışma koşullarını karşılayabilmesi ve sorunsuz işletilebilmesi için, detaylı deneysel ve sayısal incelemeler yapılmalıdır. Bu konuda girilen her bir çalışma sırasında, rotor sistemlerinin uçuş mekaniği ve aerodinamik özellikleri bakımından, uçaklardan çok daha karmaşık bir yapıya sahip olduğu hatırlanmalıdır. Bunun yanında rotor sistemleri için havacılık endüstrisinin temel beklentileri olan verimlilik, yüksek irtifa ve yüksek uçuş hızı, düşük sürüklenme (dolayısıyla düşük yakıt tüketimi) gibi etkenler, yapılan her bir çalışmayı daha da kıymetlendirmekte ve çalışmaya önem arzedilmesini gerektirmektedir. Bütün bu etkilerin Türkiye gibi havacılık endüstrisinde atılım yapma hedefinde olan ülkeler için çok daha etkili faktörler olduğu açıktır. Bu konuda yapılan bilgisayar analiz ve benzetimleri tasarım sürecinde rüzgar tüneli ve uçuş testleriyle doğrulama çalışmalarında başvurulan en önemli yöntemdir. Bir rotor sistemi tasarımı aerodinamik olarak kanat profili tasarımı ve incelenmesinden başlar. Eğer mevcut tasarımlardan yola çıkılacaksa, mevcut kanat profili tasarımları için deneysel ve sayısal çalışmalar incelenmeli ve gerekli yeni çalışmalar gerçekleştirilmelidir. Bu tez içeriğinde de çalışmalar benzer bir akış içinde gerçekleştirilmiştir. Çalışmanın hedef noktasını askı konumundaki rotorların aerodinamik analizi teşkil etmektedir. Bunun yanında hesaplamalı

akışkanlar dinamiği çözücüsü olarak açık kaynaklı bir yazılım olan SU2 (Stanford University Unstructured) seçilerek, klasik ticari yazılım temelli yaklaşımların dışına çıkmıştır. Analizleri sağlıklı ilerletmek ve sonuçları adım adım irdelemek amacıyla, geometri ve akış koşulları olarak gittikçe daha karmaşık çalışmalar seçilerek, bütünlük bir HAD çalışması yürütülmüştür. Çalışmalara en temel aerodinamik analiz olan düz plaka ile başlanmıştır. İki boyutlu kanat geometrilerinin analizlerinden sonra, üç boyutlu bir kanat ve rotor çalışması gerçekleştirilmiştir. Çalışmalar neticesinde iki boyutlu kanat profili çözümlerinde oldukça başarılı sonuçlar elde edilmiştir. HAD çözücüsünün taşıma, sürüklenme ve basınç katsayısı sonuçlarının isabetli olması, üç boyutlu analizler için teşvik edici olmuştur. Üç boyutlu analizler de tatmin edici sonuçlarla neticelendirilmiş, kanat ve rotor üzerindeki basınç katsayısı doğrulamaları gerçekleştirilmiştir. Benzeşimi yapılan geometriler üzerinde akış sırasında oluşabilecek aerodinamik olaylardan hız kaybı (fr. perdövites), akış ayrılması ve şok gibi oluşumlar gözlemlenmiştir. Sonuçta rotor gibi döner kanatlar üzerindeki akışların sabit kanatlardan farklılıklarına değinilmiştir.

**Anahtar Kelimeler:** Rotor, Hesaplamalı akışkanlar dinamiği, Aerodinamik

## **ABSTRACT**

Master of Science

### **AERODYNAMIC ANALYSIS OF FLOW OVER ROTORS USING COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS METHODS**

Onur ÖKTEM

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

Supervisor: Prof. Dr. Ünver KAYNAK

Date: August 2016

Detailed experimental and computational studies are needed to meet proper working conditions of rotary wing systems. The fact that rotary wing systems' flight mechanics and aerodynamic specifications are much more complex than fixed wing systems, must be kept in mind during these studies. Besides, aerospace industry's basic capability expectations from a standard rotorcraft, such as efficiency, high altitude, high flight speed, low drag (hence low fuel consumption), increase the value of researches. All of these effects are more important for the countries like Turkey, that aim to develop in aerospace industry. Computational analysis and simulation verifications along with the wind tunnel experiments and flight tests are the most important and common methods during these studies. Design of a rotor system starts with airfoil design and research. If present designs are going to be used, then experimental and computational studies must be examined. Also new studies should be carried out if necessary. In this thesis, studies are conducted in the same pattern described above, with the goal of aerodynamic analysis of rotors in hover. SU2 (Stanford University Unstructured) is used as open-sourced CFD (Computational Fluid Dynamics) solver. In order to further the analysis and examine the results step by step, more complex geometries and flow conditions are selected. Thus an

integrated CFD study has been carried out. Studies start with basic aerodynamic geometry; flat plate. After 2D airfoil and 3D wing analysis, a rotor study has been carried out. 2D airfoil cases are verified for lift, drag and pressure coefficients with high accuracy. This encourages for 3D cases which are carried out with acceptable results. In these simulations, phenomenas like stall, flow seperation and shocks are observed. Finally differences between flow over a fixed wing and flow over a rotor wing are highlighted.

**Keywords:** Rotor, Computational fluid dynamics, Aerodynamics





## TEŞEKKÜR

Çalıőmalarım sırasında değerli bilgi, yardım ve katkılarıyla beni destekleyen hocam Ünver Kaynak'a, aktardıkları bilgiler sayesinde, vizyonumu genişleten TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü öğretim üyelerine, sağladığı burs için TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesine ve elbette her zaman destekleriyle yanımda olan, motivasyonuma büyük katkı sağlayan aileme ve arkadaşlarıma çok teşekkür ederim.



## İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
<b>ÖZET</b> .....	<b>iv</b>
<b>ABSTRACT</b> .....	<b>vi</b>
<b>TEŞEKKÜR</b> .....	<b>viii</b>
<b>İÇİNDEKİLER</b> .....	<b>xix</b>
<b>ŞEKİL LİSTESİ</b> .....	<b>xi</b>
<b>ÇİZELGE LİSTESİ</b> .....	<b>xiii</b>
<b>KISALTMALAR</b> .....	<b>xiv</b>
<b>SEMBOL LİSTESİ</b> .....	<b>xv</b>
<b>1. GİRİŞ</b> .....	<b>1</b>
1.1 Tarihçe.....	1
1.2 Fiziksel Temeller.....	2
1.3 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Yöntemleriyle Aerodinamik Analiz .....	3
1.4 Tez Çalışmasının Amacı ve Takip Edilen Yol.....	3
<b>2. AERODİNAMİK TEMELLER</b> .....	<b>5</b>
<b>3. HAREKET DENKLEMLERİ</b> .....	<b>7</b>
3.1 Stanford University Unstructured (SU2).....	7
3.2 Navier-Stokes Denklemleri .....	7
3.3 Spalart-Allmaras Türbülans Modeli.....	12
<b>4. SAYISAL YÖNTEM</b> .....	<b>15</b>
4.1 Sonlu Hacimler Yöntemi.....	15
4.2 Zamansal Ayrıklaştırma .....	15
4.3 Uzaysal Ayrıklaştırma.....	16
4.4 Viskoz Akıların Tümülevi.....	17
<b>5. SAYISAL BENZEŞİM</b> .....	<b>19</b>
5.1 Düz Levha .....	19
5.2 NACA 4412 Kanat Profili.....	22
5.3 SC1095 Kanat Profili .....	26

5.4 OneraM6 Üç Boyutlu Kanat Geometrisi .....	33
5.5 Caradonna-Tung Rotoru .....	36
<b>6. SONUÇ .....</b>	<b>43</b>
<b>KAYNAKLAR.....</b>	<b>45</b>
<b>ÖZGEÇMİŞ.....</b>	<b>49</b>



## ŞEKİL LİSTESİ

### Sayfa

Şekil 2.1 : Kanat profili üzerinde aerodinamik kuvvetlerin gösterimi.....	5
Şekil 3.1 : Bir katı yüzeyin aerodinamik olarak incelenmesi.....	10
Şekil 5.1 : Düz plaka ağ yapısı.....	19
Şekil 5.2 : Düz levha hücum kenarı yakınlaştırılmış ağ görüntüsü.....	20
Şekil 5.3 : Düz levha üzerindeki yüzey sürtünme katsayısı dağılımları.....	21
Şekil 5.4 : NACA 4412 profil çevresi ağ yapısı.....	22
Şekil 5.5 : NACA 4412 için ağ yapısı.....	23
Şekil 5.6 : NACA 4412 ikinci ağ yapısı için hücum kenarı.....	23
Şekil 5.7 : NACA 4412 ikinci ağ yapısı için firar kenarı.....	24
Şekil 5.8 : NACA 4412 üzerinde iki farklı ağ için $C_p$ dağılımı.....	25
Şekil 5.9 : SC1095 için ağ yapısı.....	26
Şekil 5.10 : SC1095 kanat profili çevresi ağ yapısı.....	27
Şekil 5.11 : $M=0.401$ için taşıma katsayısı - hücum açısı değişimi.....	28
Şekil 5.12 : $M=0.601$ için taşıma katsayısının hücum açısına göre değişimi.....	29
Şekil 5.13 : $M=0.806$ için taşıma katsayısının hücum açısına göre değişimi.....	29
Şekil 5.14 : $M=0.925$ için taşıma katsayısının hücum açısına göre değişimi.....	30
Şekil 5.15 : $C_{Lazami}$ değerlerinin Mach sayılarına göre karşılaştırılması.....	31
Şekil 5.16 : $M=0.806$ için $C_D - C_L$ karşılaştırması.....	31
Şekil 5.17 : $M=0.925$ için $C_D - C_L$ karşılaştırması.....	32
Şekil 5.18 : $M=0.806$ için $L/D$ oranının hücum açısına göre değişimi.....	32
Şekil 5.19 : $M=0.925$ için $L/D$ oranının hücum açısına göre değişimi.....	33
Şekil 5.20 : Onera M6 için oluşturulmuş uzak alan ağ yapısı .....	34
Şekil 5.21 : Onera M6 kanat etrafı ağ yapısı.....	34
Şekil 5.22 : Onera M6 farklı kanat açıklıklarındaki basınç katsayısı dağılımı.....	35
Şekil 5.23 : Caradonna-Tung Rotoru için uzak alan ağ yapısı.....	36
Şekil 5.24 : Rotorun ağ yapısındaki görünümü.....	37
Şekil 5.25 : Rotorun ağ yapısındaki üstten görünümü.....	37

Şekil 5.26 : Rotor çevresi ağ yapısı.....	38
Şekil 5.27 : $\theta=0^\circ$ için farklı $r/R=0.80$ kesiminde basınç katsayısı dağılımı.....	39
Şekil 5.28 : $\theta=0^\circ$ için farklı $r/R=0.89$ kesiminde basınç katsayısı dağılımı.....	39
Şekil 5.29 : $\theta=0^\circ$ için farklı $r/R=0.96$ kesiminde basınç katsayısı dağılımı.....	40
Şekil 5.30 : $\theta=8^\circ$ için farklı $r/R=0.80$ kesiminde basınç katsayısı dağılımı.....	41
Şekil 5.31 : $\theta=8^\circ$ için farklı $r/R=0.89$ kesiminde basınç katsayısı dağılımı.....	41
Şekil 5.32 : $\theta=8^\circ$ için farklı $r/R=0.96$ kesiminde basınç katsayısı dağılımı.....	42



## ÇİZELGE LİSTESİ

	<b><u>Sayfa</u></b>
Çizelge 5.1 : Düz levha serbest akış koşulları.....	20
Çizelge 5.2 : Düz levha çözümleri için yakınsama iterasyon sayıları (YİS). ....	22
Çizelge 5.3 : NACA 4412 uzak alan koşulları.....	24
Çizelge 5.4: SC1095 analiz koşulları.....	27
Çizelge 5.5: SC1095 için analiz-yakınsama iterasyon sayısı değerleri.....	28
Çizelge 5.6: Onera M6 analiz koşulları.....	35
Çizelge 5.7: Caradonna-Tung Rotoru analiz koşulları.....	38





## KISALTMALAR

<b>HAD</b>	: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
<b>SU2</b>	: Stanford University Unstructured
<b>RANS</b>	: Reynolds Averaged Navier Stokes
<b>CFD</b>	: Computational Fluid Dynamics
<b>YİS</b>	: Yakınsama İterasyon Sayısı





## SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
$\alpha$	Hücum açısı
$b$	Kanat genişliği
$\gamma$	Özgül ısı oranı
$A$	Eksenel kuvvet
$c$	Veter
$C_D$	Sürüklenme katsayısı
$C_F$	Yüzey sürtünme katsayısı
$C_P$	Basınç katsayısı
$C_L$	Taşıma katsayısı
$D$	Sürüklenme kuvveti
$L$	Taşıma kuvveti
$N$	Normal kuvvet
$c$	Serbest akış dinamik basıncı
$R$	Aerodinamik bileşke kuvvet
$R$	Gaz sabiti
$Re$	Reynolds Sayısı
$Re_c$	Vetere bağlı Reynolds Sayısı
$\rho$	Yoğunluk
$q_\infty$	Serbest akış yoğunluğu
$S$	Adyabatik duvar sınırı
$V_\infty$	Serbest akış hızı
$Q$	Korunumlu değişkenler
$\Gamma_\infty$	Uzak alan sınırı
$\mu$	Viskozite
$\mu_{dyn}$	Laminer viskozite
$\mu_{tur}$	Türbülanslı viskozite
$x$	Yatay mesafe
$y$	Dikey mesafe



# 1. GİRİŞ

## 1.1 Tarihçe

Wright kardeşlerden Wilbur Wright'ın 1902 yılında kardeşi Orville'e "1000 yıl sonra bile insan uçamayacak" demesinden yaklaşık bir yıl sonra ilk insanlı, sürdürülebilir ve kontrollü uçuş gerçekleştirilmiştir [1]. Uygulama alanındaki bu başarı bilimsel çalışmaların bu yönde gelişmesinde olumlu bir etki yaratmış ve yıllar içinde, aerodinamiğin temelleri, uçuş kontrol mekanizmalarının icat ve denemeleri ve malzeme bilimindeki gelişmeler uçak teknolojisinin hızlı bir şekilde ilerlemesini sağlamıştır [2]. 1939 yılında ilk jet motorlu uçuş gerçekleştirilmiş [3], 1940'lı yılların sonuna gelindiğinde jet motorlu uçuşlar yaygın olarak kullanılmaya başlanmıştır. İkinci Dünya Savaşı'ndan sonra ise uçaklardan farklı uçuş özelliklerine bağlı olan helikopterlerin gelişmesi ve yangınlaşması başlamıştır [4]. Dikey iniş ve kalkış, havada asılı kalabilme kabiliyeti helikopterlerin klasik uçaklarla karşılaştırıldığında en bariz avantajlarından.

Aerodinamik ve onun uygulama alanlarıyla ilgili gerçekleşmiş olan tüm bu gelişmeler 1980'li yıllarda bilgisayarların gelişmesiyle yepyeni bir aşamaya ulaşmıştır [5]. Bilgisayarlı döneme kadar deneysel çalışmalar ve uygulama tecrübeleri üzerinde ilerlemiş olan havacılık sektörü, sayısal hesaplama yöntemlerinin bilgisayar üzerinde çalıştırılmasıyla birlikte ayrı bir gelişim sahası kazanmıştır. Bu gelişme neticesinde fiziksel formüller sayısal metodlarla bilgisayar çözücüsüne aktararak, elle çözüm hızının kıyaslanamayacak kadar üstünde bir hızla hesaplama yapılmasına imkan tanımıştır. Günümüze gelindiğinde kullanılan bilgisayarların hızları çok yüksek oranlarda artmış olup bu durum Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemleri kullanılarak birçok hava aracının aerodinamik analizlerinin yapılmasına olanak sağlamıştır [6].

Sabit kanatlı hava araçları için uygulanan HAD yöntemleri oldukça başarılı isabet oranlarıyla sonuçlar verebilse de, döner kanatlı araçlar için bunun gelişmesi daha fazla çalışma gerektirmektedir. Bunun sebebi temel olarak geometri üzerine oluşturulan ağ yapısı ve bu ağ yapısının bir şekilde geometri üzerinde benzetimini

sağlayacak şekilde dönme hareketine sokulması gerekliliğidir. Bu zorluğun yanında rotor palası üzerinde yarıçapa bağlı akış hızının çizgisel değerinin değişkenliği ve bu değişkenliğin getirmiş olduğu, aynı geometri üzerinde farklı akış rejimlerinin olabilmesi durumu rotor analizlerini sabit kanat analizlerinden ayıran temel zorluklardandır.

Bugün araştırmacıların bir analiz gerçekleştirmek için kullanabileceği, ticari veya açık kaynaklı bilgisayar programı olarak iki seçeneği vardır. Elbette ticari HAD uygulamaları yoğunluktadır. Bunun en temel sebebi kullanıcıya sunulan destek ve yardım imkanlarıdır. Ancak ücretsiz olmaları ve kullanıcıya programın koduna doğrudan ulaşabilme imkanı tanıyan açık kaynaklı programların kullanımı giderek artmaktadır.

## **1.2 Fiziksel Temeller**

Aerodinamik yani hava dinamiği literatürde havanın ve katı cisimlerin bir hareket içerisindeki etkileşimleri olarak tanımlanır [7]. Yine de bu tanımın yanında aerodinamik incelemelerde hava yerine diğer gaz veya gaz karışımları da aerodinamik bilim dalının inceleme alanına dahil edilebilir [8].

Aerodinamik çalışmaların temelde iki amacı vardır. Birinci amaç, akışkan içerisinde hareket eden katı cismin üzerine etki eden kuvvetleri ve momentleri tespit etmek ve (eğer gerçekleşiyorsa) ısı transferini incelemektir. İkinci amaç ise katı bir cismin içindeki akışı incelemektir. Bu iki akış arasındaki fark, birinci akış türünü dış akış, ikinci akış türünü ise iç akış olarak tanımlayarak ifade edilebilir. Dış akışlarda yapılan incelemeler, yoğun biçimde kuvvetlerin ve bu kuvvetler neticesinde değişen çeşitli katsayıların analiz edilmesini gerektirir.

Helikopter, uçuşu için gerekli olan kaldırma (taşıma), itki ve kontrol (yönlenme) kuvvetlerini döner kanatlar üzerinde oluşan aerodinamik etkiler sayesinde oluşturan hava aracıdır [9]. Rotor temelde dönen parça olarak ifade edilir. Havacılık sektöründe rotor ifadesi helikopterlerin uçuşunu sağlayan palaları(döner kanatlar) tanımlamak için kullanılır. Helikopter palaları üzerinde oluşan kuvvetler, kanatların yere paralel olarak dönmesinden kaynaklandığı için, hava aracı yatay konumunu değiştirmeden dikey olarak alçalıp yükselebilir.

Helikopter rotorunun temelde üç işlevi bulunmaktadır. Birincisi, dikey doğrultuda kaldırma kuvveti oluşturarak, helikopterin yükselmesini ve aynı kuvveti azaltarak kontrollü biçimde alçalmasını sağlamaktır. İkinci işlev, rotor palalarının yatay doğrultudaki açılarındaki değişim sonucu, helikopterin ileri ve geri uçuşunu sağlamaktır. Son işlevi ise rotor palalarında oluşan kuvvetler ve momentler yardımıyla, helikopterin pozisyon ve irtifa dengesini sağlamaktır.

### **1.3 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Yöntemleriyle Aerodinamik Analiz**

İncelenmek istenen geometrinin üzerinde hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemlerini uygulamak, akış koşullarının bilgisayarda modellenerek, sonuçlarının incelenmesini içerir. Bunu gerçekleştirmek için geometri üzerindeki akış bölgesini meydana getiren bir ağ yapısı oluşturulur. Bu ağ yapısı akıştaki değişikliklerin yoğun olduğu bölgelerde sık, değişikliklerin yoğun olmadığı bölgelerde seyrek olacak şekilde yapılandırılır. Ardından uygun akış şartları, başlangıç ve sınır koşullarıyla tanımlanır. Bu sayede gerçekleştirilen analiz neticesinde aerodinamik katsayılar, kuvvetler ve momentler incelenir. Çalışma şekline göre sonuçlar deneysel ve/veya sayısal başka sonuçlarla karşılaştırılır. Bu çalışma şekli bir bütün olarak hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemleriyle aerodinamik analizi ifade eder.

### **1.4 Tez Çalışmasının Amacı ve Takip Edilen Yol**

Bu tez çalışmasındaki amaç, askı durumundaki bir rotorun aerodinamik olarak incelenmesidir. Bu amacı gerçekleştirmek için rotor üzerindeki akış incelenmeden önce, her aerodinamik analizin temeli olan düz levha analizinden başlanmış, sırayla iki boyutlu kanat profilleri, üç boyutlu kanat geometrisi analizi tamamlandıktan sonra, askı durumundaki rotor analizi gerçekleştirilmiştir. Bu doğrultuda analizi yapılacak geometriler üzerinde ağ yapıları oluşturulmuş, sayısal çözücü olarak kullanılan SU2 programında hesaplamalı akışkanlar dinamiği çözümleri yapılmış, yapılan çözümler son işlem programları kullanılarak istenilen veriler elde edilmiş ve bu veriler uygun deneysel verilerle karşılaştırılmıştır.

İlk aşamada iki boyutlu test çalışması olarak bir düz levha analizi gerçekleştirilmiştir. Sonuçlar Wieghardt'ın [10] çalışmasıyla karşılaştırılmıştır. Ardından iki boyutlu NACA 4412 kanat profili geometrisi analizi gerçekleştirilerek sonuçlar Coles ve

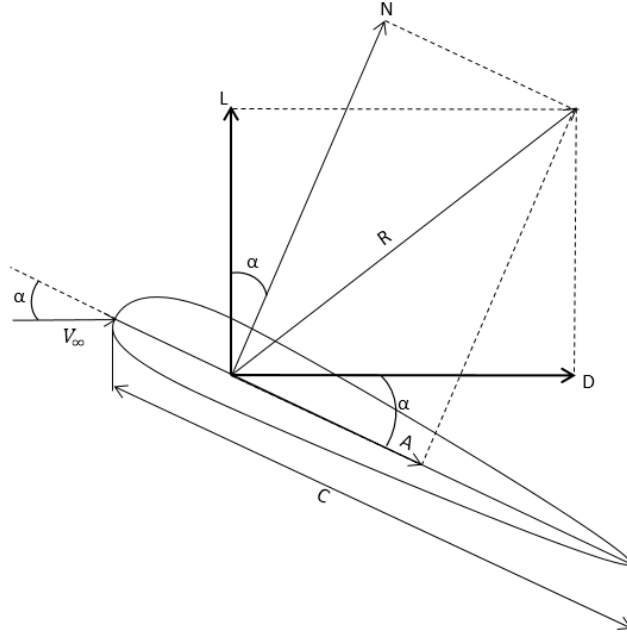
Wadcock'ın çalışmasıyla [11] karşılaştırılmıştır. Ardından iki boyutlu SC1095 kanat profili geometrisi üzerindeki analizler yapılmış ve Flemming [12] tarafından gerçekleştirilen deneysel verilerle karşılaştırma yapılmıştır. İki boyulu analizler bu noktada sonlandırılarak üç boyutlu geometrilere geçilmiştir. Bu noktada Schmitt ve Charpin'in [13] çalışması referans alınarak ONERAM6 üç boyutlu kanat geometrisi üzerinde çalışmalar yapılmıştır. Analizler Caradonna-Tung Rotoru [14] doğrulama çalışmasıyla sonlanmaktadır.





## 2. AERODİNAMİK TEMELLER

Aerodinamik temel bağıntıları elde etmek için, hava akımı içerisindeki bir kanat profili incelenmiştir [15]. Cisimden uzak bölgedeki akışa serbest akış (freestream) denir. Bu bölgedeki akışın hızı da serbest akış hızı (freestream velocity) olarak tanımlanır. Kanat profilinin ön kenarına hücum kenarı (leading edge), arka kenarına ise firar kenarı (trailing edge) denir. Hücum kenarı ve firar kenarı arasındaki mesafe veter (chord) olarak tanımlanır. Veter çizgisi ve serbest akış hızı doğrultusu arasındaki açıya ise hücum açısı (angle of attack) denir. Tanımlanan bu ifadeler Şekil 2.1’de gösterilmiştir.



Şekil 2.1 : Kanat profili üzerinde aerodinamik kuvvetlerin gösterimi

Şekildeki gibi oluşan kuvvetlerin basınç ve kayma gerilmesi olarak iki kaynağı vardır. Basınç, kanat profili yüzeyine dik etki eden kuvvetler dolayısıyla oluşmaktadır. Kayma gerilmesi ise kanat profili yüzeyindeki akışkan sürtünmesinden oluşan, yüzeye teğet gerilmedir.

Kanat profiline serbest akış içerisinde maruz kaldığı kuvvetlerin bileşenine R denirse, R aerodinamik bileşke kuvvet olarak tanımlanabilir. Buna göre, N normal kuvvet, R'nin vetere dik bileşeni; A, aksenal kuvvet, R'nin vetere paralel bileşeni olarak ifade edilir. Aerodinamik analizlerde kullanılması amacıyla taşıma (lift) ve sürüklenme (drag) ifadelerinin tanımlanması gerekmektedir. L taşıma kuvveti, R'nin serbest akış hızına dik bileşeni, D sürüklenme kuvveti, R'nin serbest akış hızına paralel bileşeni olarak ifade edilir. L, D, N, A arasındaki bağıntılar Şekil 2.1'den yararlanılarak;

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha \quad (2.1)$$

$$D = N \sin \alpha + A \cos \alpha \quad (2.2)$$

olarak ifade edilir. Birimsiz olan aerodinamik katsayıları hesaplamak için, serbest akış hızına ve yoğunluğuna bağlı serbest akış dinamik basınç ifadesi kullanılır [16];

$$q_{\infty} = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2} \quad (2.3)$$

s referans alanı olmak üzere, taşıma katsayısı;

$$C_L = \frac{L}{q_{\infty} S} \quad (2.4)$$

Sürüklenme katsayısı;

$$C_D = \frac{D}{q_{\infty} S} \quad (2.5)$$

Basınç katsayısı;

$$C_p = \frac{p - q_{\infty}}{q_{\infty}} \quad (2.6)$$

Yüzey sürtünme katsayısı;

$$c_f = \frac{\tau}{q_{\infty}} \quad (2.7)$$

### 3. HAREKET DENKLEMLERİ

#### 3.1 Stanford University Unstructured (SU2)

Bu tez çalışması boyunca yapılan sayısal analizler Stanford University Unstructured (SU2) [17] programıyla gerçekleştirilmiştir. SU2 kısmi diferansiyel eşitliklerin sayısal çözümü için yazılmış olup, C++ programlama diliyle yazılmıştır. Dünya genelinde beş farklı üniversiteden çalışma grubu programın oluşturulmasında ve geliştirilmesi aşamasında yer almıştır [18]. SU2 açık kaynaklı bir yazılımdır. Bu sayede kullanımı ücretsizdir ve dileyen herkes kod yapısını değiştirebilir, ihtiyaçlarına göre düzenleyebilir veya yeni modüller ekleyerek programa yeni kabiliyetler katabilir. Aynı zamanda bu özellikleri, ticari yazılımlarla karşılaştırıldığında, açık kaynaklı yazılımların en büyük avantajlarıdır. Gerçekleştirilen sayısal analizlerde SU2 programının Reynolds-Ortalama Navier-Stokes (Reynolds-Averaged Navier-Stokes/RANS) çözücüsü kullanılmıştır.

#### 3.2 Navier-Stokes Denklemleri

Navier-Stokes denkleminin üç boyutlu, sıkıştırılabilir, zamana bağlı ifadesi genel koordinatlar cinsinden aşağıdaki gibi ifade edilir [19].

$$\frac{\partial \widehat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\widehat{F} - \widehat{F}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial (\widehat{G} - \widehat{G}_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial (\widehat{H} - \widehat{H}_v)}{\partial \zeta} = 0 \quad (3.1)$$

Sürtünmesiz akış vektörleri;

$$\widehat{F} = \frac{F}{J} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho U u + \xi_x p \\ \rho U v + \xi_y p \\ \rho U w + \xi_z p \\ (e + p)U - \xi_t p \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

$$\hat{G} = \frac{G}{J} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho V u + \eta_x p \\ \rho V v + \eta_y p \\ \rho U w + \eta_z p \\ (e + p)V - \eta_t p \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

$$\hat{H} = \frac{H}{J} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho W u + \zeta_x p \\ \rho W v + \zeta_y p \\ \rho W w + \zeta_z p \\ (e + p)W - \zeta_t p \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Bu eşitliklerde verilen J terimi Jacobian dönüşümünü tarif etmek için kullanılmıştır.

$$J = \frac{\partial(\xi, \eta, \zeta, t)}{\partial(x, y, z, t)} \quad (3.5)$$

Aynı şekilde verilmiş olan Q terimi korunumlu değişkenler, yoğunluk, momentum ve birim hacimdeki toplam enerjinin vektörüdür.

$$\hat{Q} = \frac{Q}{J} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

Karşıdeğişken hız ifadeleri;

$$U = \xi_x u + \xi_y v + \xi_z w + \xi_t \quad (3.7)$$

$$V = \eta_x u + \eta_y v + \eta_z w + \eta_t \quad (3.8)$$

$$W = \zeta_x u + \zeta_y v + \zeta_z w + \zeta_t \quad (3.9)$$

Viskoz akış vektörleri;

$$\hat{F}_v = \frac{\hat{F}_v}{J} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{xy} + \xi_z \tau_{xz} \\ \xi_x \tau_{xy} + \xi_y \tau_{yy} + \xi_z \tau_{yz} \\ \xi_x \tau_{xz} + \xi_y \tau_{yz} + \xi_z \tau_{zz} \\ \xi_x b_x + \xi_y b_y + \xi_z b_z \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

$$\hat{G}_v = \frac{\hat{G}_v}{J} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{xy} + \eta_z \tau_{xz} \\ \eta_x \tau_{xy} + \eta_y \tau_{yy} + \eta_z \tau_{yz} \\ \eta_x \tau_{xz} + \eta_y \tau_{yz} + \eta_z \tau_{zz} \\ \eta_x b_x + \eta_y b_y + \eta_z b_z \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

$$\hat{H}_v = \frac{\hat{H}_v}{J} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \zeta_x \tau_{xx} + \zeta_y \tau_{xy} + \zeta_z \tau_{xz} \\ \zeta_x \tau_{xy} + \zeta_y \tau_{yy} + \zeta_z \tau_{yz} \\ \zeta_x \tau_{xz} + \zeta_y \tau_{yz} + \zeta_z \tau_{zz} \\ \zeta_x b_x + \zeta_y b_y + \zeta_z b_z \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

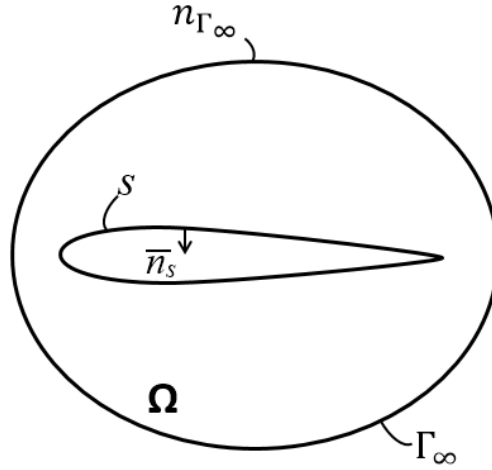
Isı akısı ve kayma gerilmesi terimleri eşitlik 3.13'teki şekliyle ifade edilir;

$$\tau_{x_i x_j} = \frac{M_\infty}{Re_{LR}} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \lambda \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] \quad (3.13)$$

$$b_{x_i} = u_j \tau_{x_i x_j} - \dot{q}_{x_i} \quad (3.14)$$

$$\dot{q}_{x_i} = - \left[ \frac{M_\infty \mu}{Re_{LR} Pr(\gamma - 1)} \right] \frac{\partial a^2}{\partial x_i} \quad (3.15)$$

Her bir terimi ortalama ve çalkantılı olarak ifade edilen Navier-Stokes denklemleri, matematiksel olarak belli kurallara bağlı olarak yeniden yazılır. Türbülanslı akış terimleriyle ilgili bu ifadeler yazıldıktan sonra türbülanslı NS denklemlerini elde etmek için, ortalama ve çalkantılı bileşenlere sahip hız fonksiyonlarının ortalaması alınır. Çünkü ancak bu sayede çalkantılı bileşenin bütün detaylarıyla incelenmeden ortalama değeri üzerinden sonuca varılır. Reynolds-Ortalama Navier-Stokes denklemleri bu şekilde elde edilir [20]. Şekil 3.1'deki gibi klasik bir aerodinamik problemi incelenirse;  $\Gamma_\infty$  uzak alan sınırı,  $S$  kanat profilinin adyabatik duvar sınırı olarak tanımlanabilir [21].



Şekil 3.1 : Bir katı yüzeyin aerodinamik olarak incelenmesi

Q, kaynak terimi içeren korunum denklemleri diferansiyel formda ifade edilirse;

$$\left\{ \begin{array}{ll} \mathcal{R}(U) = \frac{\partial U}{\partial t} + \nabla \cdot F^c - \nabla \cdot (\mu^{vk} F^{vk}) - Q = 0, & \text{akış alanı içinde} \quad (3.16) \\ v = 0, & S \text{ sınırı üzerinde} \quad (3.17) \\ \partial_n T, & S \text{ sınırı üzerinde} \quad (3.18) \\ (W)_+ = W_\infty & \Gamma_\infty \text{ sınırı üzerinde} \quad (3.19) \end{array} \right.$$

Bu denklem sistemindeki ikinci satır, katı duvar üzerindeki no-slip sınır koşulunu; üçüncü satır adyabatik duvar sınır koşulunu; dördüncü satır ise, uzak alandaki karakteristik değişkenler  $W$  olmak üzere, bu karakteristik değişkenlere bağlı uzak alan sınır koşulunu ifade eder.

Bu ifadelerdeki taşınımsal akı, viskoz akı ve kaynak terimi şu şekilde gösterilebilir;

$$F^c = \left\{ \begin{array}{l} \rho v \\ \rho v \otimes v + \bar{I} p \\ \rho E v + p v \end{array} \right\} \quad (3.20)$$

$$F^{v1} = \left\{ \begin{array}{l} \dot{\bar{t}} \\ \bar{t} \cdot v \end{array} \right\} \quad (3.21)$$

$$F^{v1} = \left\{ \begin{array}{l} \dot{\phantom{t}} \\ c_p \nabla T \end{array} \right\} \quad (3.22)$$

$$Q = \begin{cases} q_\rho \\ q_{\rho v} \\ q_{\rho E} \end{cases} \quad (3.23)$$

İfadelerin içinde geçen  $\rho$  akışkan yoğunluğunu,  $v$  kartezyen sistemdeki akış hızlarını,  $E$  birim kütle başına enerjiyi,  $p$  statik basıncı,  $c_p$  sabit basınçtaki özgül sıcaklığı,  $T$  sıcaklığı göstermektedir. Viskoz gerilim tensörü;

$$\bar{\tau} = \nabla v + \nabla v^T - \frac{2}{3} \bar{I}(\nabla \cdot v) \quad (3.24)$$

şeklinde ifade edilir.

SU2 içinde tanımlanmış olan bu ifadelere bağlı olarak, programın RANS çözücüsü, “no-slip” duvar, simetrik duvar, uzak alan ve yakın uzak alan gibi sınır koşullarının yanında, karakteristik temelli giriş sınır koşulları, periyodik sınır koşulları gibi problem tanımında programa tanıtılması gereken birçok sınır koşulunu kullanmaktadır [22]. Belirtilen sınır koşullarının kullanılabilirliği SU2 programını iç ve dış akışlarda kullanılabilen bir seçenek konumuna getirmiştir.

Mükemmel gaz göz önüne alındığında,  $\gamma$  özgül ısı oranı,  $R$  gaz sabiti olmak üzere sırasıyla, basınç, sıcaklık ve sabit basınçtaki özgül sıcaklık değerleri;

$$p = (\gamma - 1)\rho[E - 0.5(v \cdot v)] \quad (3.25)$$

$$T = \frac{p}{\rho R} \quad (3.26)$$

$$c_p = \frac{\gamma R}{\gamma - 1} \quad (3.27)$$

şeklinde ifade edilmektedir.

Türbülanslı akışlarda toplam viskozite laminar ve türbülanslı viskozite olarak ikiye ayrılır (Boussinesq hipotezi). Laminer viskozite ( $\mu_{dyn}$ ) sıcaklığın bir fonksiyonudur (Sutherland formülü). Türbülanslı viskozite ( $\mu_{tur}$ ) ise bir türbülans modeliyle tespit edilir [23].

$$\mu = \mu_{dyn} + \mu_{tur} \quad (3.28)$$

### 3.3 Spalart Allmaras Türbülans Modeli

Spalart Allmaras türbülans modeli, tek bir taşınım diferansiyel denklemi çözerek türbülans viskozitesini hesaplayan bir modeldir [24]. Model yaygın olarak yüksek Reynolds sayılı viskoz akımların çözümünde kullanılmaktadır. Taşınım diferansiyel denklemi;

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{v}}{\partial t} = & \frac{1}{\sigma} \left[ \nabla \cdot ((v + \bar{v}) \nabla \bar{v}) + c_{b2} (\nabla \bar{v})^2 \right] + c_{b1} \bar{S} \bar{v} (1 - f_{t2}) \\ & - \left[ c_{w1} f_w - \frac{c_{b1}}{K^2} f_{t2} \right] \left[ \frac{\bar{v}}{d} \right]^2 + f_{t1} (\Delta q)^2 \end{aligned} \quad (3.29)$$

şeklinde verilmekte olup, türbülans viskozitesi ve viskoz sönümlenme fonksiyonu;

$$\nu_t = \bar{\nu} f_{v1} \quad (3.30)$$

$$f_{v1} = \frac{x^3}{x^3 + c_{v1}^3} \quad (3.31)$$

olarak tanımlanır. Ayrıca;

$$X \equiv \frac{\bar{v}}{\nu} \quad (3.32)$$

$$\bar{S} = S + \frac{\bar{v}}{K^2 d^2} f_{v2} \quad (3.33)$$

şeklinde ifade edilir. Burada, d, duvara olan mesafeyi, K ise von Karman sabitini ifade eder. S girdap şiddetidir.

$$S = \left| \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right| \quad (3.34)$$

$$f_{v2} = 1 - \frac{x}{1 + x f_{v1}} \quad (3.35)$$



$f_w$  fonksiyonu aşağıdaki gibi tanımlanır;

$$f_w(r) = g \left( \frac{1 + c_{w3}^6}{g^6 + c_{w3}^6} \right)^{\frac{1}{6}} \quad (3.36)$$

$$g = r + c_{w2}(r^6 - r) \quad (3.37)$$

$$r = \frac{\bar{v}}{\bar{S}K^2d^2} \quad (3.38)$$

$$f_{t2} = c_{t3} \exp(-c_{t4}x^2) \quad (3.39)$$

Sıçrama fonksiyonu;

$$f_{t1} = c_{t1}g_t \exp \left[ c_{t2} \left( \frac{w_t}{\Delta q} \right)^2 (d^2 + g_t^2 d_t^2) \right] \quad (3.40)$$

Bu ifadede,  $d_t$  sıçrama yapılacak noktaya olan uzaklık;  $w_t$  sıçramadaki duvar girdap şiddeti;  $\Delta q$  bulunulan nokta ile sıçrama noktası arasındaki hız farkıdır.

$g_t, g_t = \min[1.0, \Delta q/w_t \Delta x]$  ifadesiyle tespit edilir.  $\Delta x$  hücreler arası mesafedir.

İfadelerde yer alan sabitler aşağıdaki gibi ifade edilir;

$$\sigma = \frac{2}{3} \quad c_{b1} = 0.1355 \quad c_{b2} = 0.622 \quad K = 0.41$$

$$c_{w1} = \frac{c_{b1}}{K^2} + (1 + c_{b2})/\sigma \quad c_{w2} = 0.3 \quad c_{w3} = 2$$

$$c_{v1} = 7.1 \quad c_{t1} = 1.0 \quad c_{t2} = 2.0 \quad c_{t3} = 1.1 \quad c_{t4} = 2.0$$



## 4. SAYISAL YÖNTEM

### 4.1 Sonlu Hacimler Yöntemi

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği çözümlerinde sıklıkla sonlu hacimler yöntemi kullanılır. Bu yöntem tüm akış alanını yöneten kısmi diferansiyel denklemlerin oluşturulan sayısal ağ yapısı içerisindeki sonlu sayıdaki kontrol hacminde çözülmesini ifade eder [25]. Bu çözüme ulaşmak için öncelikle akış alanı, sayısal bir ağ yapısı oluşturularak küçük kontrol hacimlerine bölünür. Ardından elde edilen bu kontrol hacimlerinin her birinde hareket denklemlerinin tümlevi alınarak, bilinmeyenlerin çözümünde kullanılacak ayrık cebirsel denklemler elde edilir. Daha sonra her bir hücre içinde, ayrıklaştırılmış bu denklemler doğrusallaştırılarak, elde edilen bu doğrusal denklem sistemi iterasyonlarla çözülür ve sonuçlar elde edilir. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği çözümlerinde elde edilen farklılıklar, sonlu hacimler yönteminin uygulanması sırasında kullanılan alt yöntemlerin değişkenliklerinden ortaya çıkar [26].

### 4.2 Zamansal Ayrıklaştırma

Çözümlerde zaman ayrıklaştırma yöntemi olarak Implicit (Kapalı) Euler Yöntemi kullanılmıştır. Standart bir diferansiyel ifade incelenirse;

$$\frac{\partial U}{\partial t} = f(t, U) \quad (4.1)$$

$$t_{n+1} = t_n + h \quad (4.2)$$

$$U_{k+1} = U_k + hf(t_{k+1}, U_{k+1}) \quad (4.3)$$

Yöntemin kapalı olmasının sebebi  $u_k$  değerinden  $u_{k+1}$  değerine ulaşmak için eşitliğin sağ tarafındaki fonksiyonel ifadede de k+1 noktasındaki değerlerin kullanılması ve bunun sonucunda matris tersi alma işlemine ihtiyaç duyulmasıdır. Explicit (Açık) yöntemlerde sağ taraftaki ifadeler k noktasındaki değerlerinden alınır. SU2 için kapalı Euler şeması [27];

$$\int_{\Omega_i} \frac{\partial U}{\partial t} \partial \Omega + R_i(U) \approx |\Omega_i| \frac{dU_i}{dt} + R_i(U) = 0 \rightarrow \frac{|\Omega_i^n|}{\Delta t_i^n} \Delta U_i^n = -R_i(U^{n+1}) \quad (4.4)$$

Bu ifadede  $\Delta U_i^n = U_i^{n+1} - U_i^n$  şeklinde gösterilir. Bunun yanında n+1 anındaki kalanı (residual) bulmak için Eşitlik (4.5) kullanılır.

$$\begin{aligned} R_i(U^{n+1}) &= R_i(U_n) + \frac{\partial R_i(U_n)}{\partial t} \Delta t_i^n + O(\Delta t^2) \\ &= R_i(U^n) + \sum_{j \in N(i)} \frac{\partial R_i(U_n)}{\partial U_j} \Delta U_j^n + O(\Delta t^2) \end{aligned} \quad (4.5)$$

### 4.3 Uzaysal Ayırıklaştırma

Sonlu hacimler ayırıklaştırması her bir hücre duvarında taşınım terimlerinin incelenmesini gerektirmektedir. SU2 programında kısmi diferansiyel eşitliklerin uzaysal ayırıklaştırılmasında sonlu hacimler yöntemi kullanılır [28]. Bir kısmi diferansiyel denklemin yarı ayırıklaştırılmış tümlev ifadesi eşitlik (4.6) gibidir.

$$\int_{\Omega_i} \frac{\partial U}{\partial t} \partial \Omega + \sum_{j \in N(i)} (\tilde{F}_{c_{ij}} + \tilde{F}_{v_{ij}}) \Delta S_{ij} - Q |\Omega_i| = \int_{\Omega_i} \frac{\partial U}{\partial t} \partial \Omega + R_i(U) \quad (4.6)$$

Bu eşitlikte  $U$  durum değişkenleri vektörü;  $R_i(U)$  kalan;  $\tilde{F}_{c_{ij}}$  ve  $\tilde{F}_{v_{ij}}$  taşınımsal ve viskoz akılar ve  $Q$  kaynak terimidir.  $\Delta S_{ij}$ , i ve j noktalarına bağlı hücre yüzeyinin alanı;  $\Omega_i$  kontrol hacminin hacmi;  $N(i)$  ise i noktasına komşu noktaları ifade etmektedir.

Taşınımsal akı için sayısal yöntem olarak Roe's approximate Riemann solver (ROE) ve Jameson-Schmidt-Turkel (JST) yöntemleri kullanılmıştır [21]. JST şemasında hücre duvarlarındaki taşınımsal akı değerleri, duvarın iki yüzündeki değişkenlerin aritmetik ortalaması alınarak hesaplanır. Yalnız bu çözüm yöntemi şok dalgaları gibi akışın ani değişimler gösterdiği bölgelerde tutarsızlığa sebep olur. Tutarsızlığın olduğu bölgelerde taşınımsal akı vektörüne yapay yitim etki ettirilerek kararlılık sağlanır [29].

$$\tilde{F}_{c_{ij}} = \tilde{F}(U_i, U_j) = \left( \frac{\tilde{F}_i^c + \tilde{F}_j^c}{2} \right) \cdot \tilde{n}_{ij} - d_{ij} \quad (4.7)$$

Eşitlikteki  $d_{ij}$ , yapay yitim (artificial dissipation) terimidir. i ve j noktalarını birleştiren doğru üzerindeki yapay yitimi;

$$d_{ij} = \left( \varepsilon_{ij}^{(2)}(U_j - U_i) - \varepsilon_{ij}^{(4)}(\nabla^2 U_j - \nabla^2 U_i) \right) a_{ij} b_{ij} \quad (4.8)$$

Roe'nun yaklaşık Riemann solver şemasında ise kontrol hacmi yüzeylerindeki akı farklılıkları ayrıştırılır. Akıdaki dalgalanmalar ve bu dalgalanmaların yönü ayrıklaştırma neticesinde değerlendirilir;

$$\tilde{F}_{c_{ij}} = \tilde{F}(U_i, U_j) = \left( \frac{\vec{F}_i^c + \vec{F}_j^c}{2} \right) \cdot \tilde{n}_{ij} - \frac{1}{2} P |\Lambda| P^{-1} (U_i - U_j) \quad (4.9)$$

Bu denklemde  $\tilde{n}_{ij}$  i ve j noktaları arasındaki alanın normal vektörünü;  $U_i$ , i noktasındaki korunumlu değişkenler vektörünü;  $\vec{F}_i^c$ , i noktasındaki taşınımsal akıyı;  $P$ , Jacobiyen akı matrisinin özvektör matrisini;  $|\Lambda|$  ise Jacobiyen akı matrisinin özdeğerlerinin mutlak ifadelerine karşılık gelen matrisi ifade etmektedir.

#### 4.4 Viskoz Akıların Tümülevi

Viskoz akının, sonlu hacimler yöntemiyle hesaplanabilmesi için, kontrol hacmi yüzeylerindeki akış niceliklerinin ve bu niceliklerin birinci türevlerinin bilinmesi gerekir. SU2 programında hız, dinamik viskozite gibi akış değişkenlerinin hücre yüzeylerinde ortalamaları alınır [28]. Green-Gauss veya en küçük kareler (least-squares) yöntemlerinden biri seçilerek, ağ yapısı içerisindeki her bir noktada akış değişkenleri hesaplanır. Daha sonra her bir yüzeydeki ortalama değerler bulunur.

$$\nabla \phi \cdot \vec{n} = \frac{\phi_j - \phi_i}{|x_j - x_i|} \alpha_f + \frac{1}{2} (\nabla \phi|_i + \nabla \phi|_j) \cdot (\vec{n} - \alpha_f \vec{s}) \quad (4.10)$$

Denklemin 4.7'deki ifade yuvarlama hatasını azaltmak için kullanılır.  $\vec{n}$  yüzey normalini,  $\vec{s}$  hücre kütle merkezini karşı yüzeye bağlayan normalleştirilmiş vektörünü,  $|x_j - x_i|$  i ve j noktaları arasındaki mesafeyi,  $\alpha_f$  ise  $\vec{s} \cdot \vec{n}$  çarpımını ifade eder.  $\nabla \phi|_i$  gibi akış değişkenleri Green-Gauss veya least-squares yöntemiyle hesaplanır.

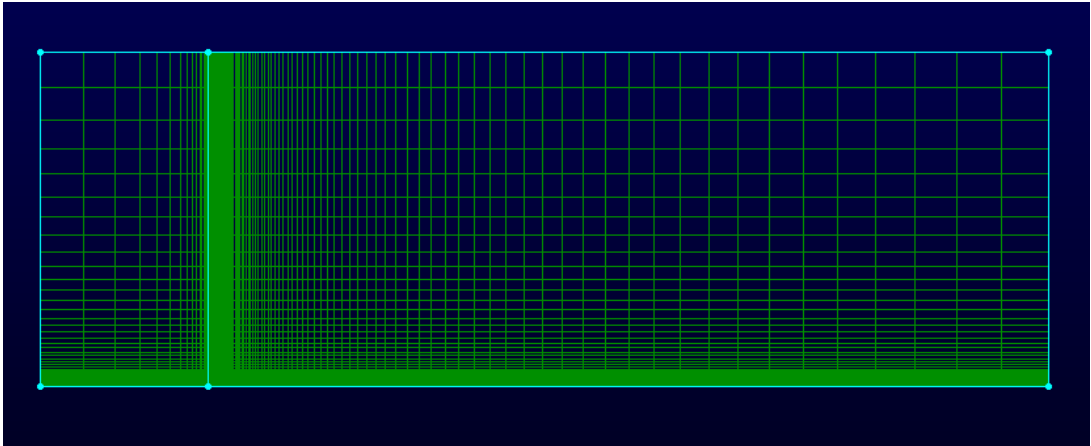


## 5. SAYISAL BENZEŞİM

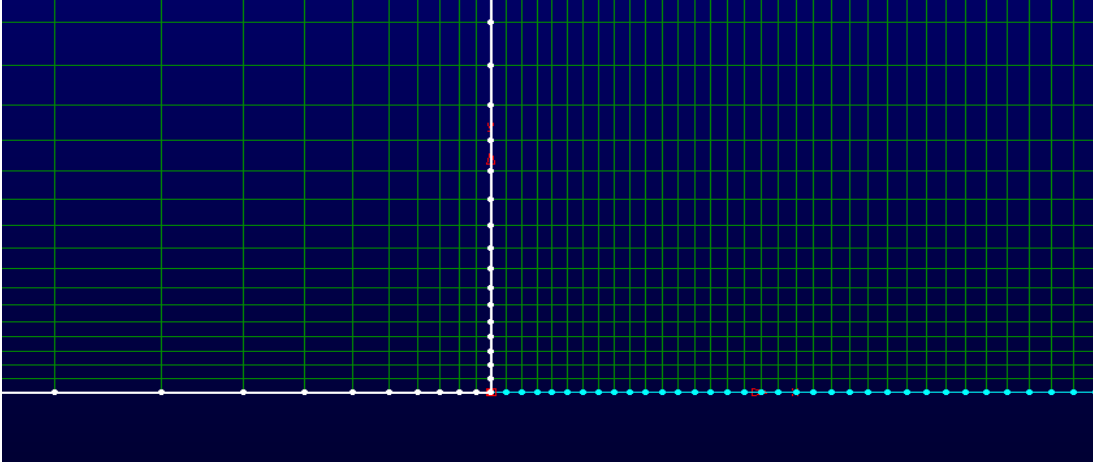
### 5.1 Düz Levha

SU2 programının kestirim kabiliyetlerinin denenmesi ve kullanılan türbülans modelinin tüm genetik şifrelerini ortaya dökmesi açısından, analizlere türbülanslı sınır tabaka hesabından başlanmıştır. Bu çalışmada seçilen düz levha hesabı deneysel verileri de olan 5 metrelik bir levha üzerindeki akışı incelemektedir. İncelenen bu çalışma K. Wieghart ve W. Tillman 1944'te Almanca yayınlanan, 1951'de ise İngilizce'ye çevrilerek NACA tarafından tekrar yayınlanan bir deneysel çalışmadır [10]. Araştırmacılar düz levha üzerinde hava akışı sırasında oluşan türbülanslı sürtünme tabakasını incelemişlerdir. Yaptıkları çalışmaların neticesinde bu tabakanın kalınlığıyla ilgili sayısal sonuçlara ulaşmış ve yüzey sürtünme katsayıları elde etmişlerdir.

Benzetim çalışmasına Spalart Allmaras türbülans modeli kullanılması hedeflenilerek başlanmıştır. Spalart Allmaras için üç farklı sayısal H-tipi ağ yapısı oluşturulmuştur. İlk kullanılan ağ yapısı olan SU2\_AĞ\_1 toplam 8000 hücreden oluşmaktadır. Eksenlerde, x doğrultusunda 100, y doğrultusunda 80 nokta bulunmaktadır.



Şekil 5.1 : Düz levha ağ yapısı



Şekil 5.2 : Düz levha hücum kenarı yakınlaştırılmış ağ görüntüsü

Şekil (5.1) ve (5.2)'de gösterilen ağ yapısı, Spalart Allmaras modeliyle en iyi sonucun alındığı SU2\_AĞ\_2 isimli ağ yapısına aittir. SU2\_AĞ\_2 toplam 23400 hücreden oluşmakta olup levha üzerinde x ve y doğrultusunda sırasıyla 200 ve 117 nokta bulunmaktadır. Yüzey üzerindeki ilk hücrenin yüksekliği  $y^+ \leq 1$  olacak şekilde,  $\Delta y = 5 \times 10^{-6}$  olarak seçilmiştir. Ayrıca hücum kenarında x doğrultusunda ilk hücrenin genişliği de  $\Delta x = 5 \times 10^{-6}$  seçilmiştir. Bu ağ yapısının hücum kenarının yakınlaştırılmış görüntüsü Şekil (5.2)'de verilmiştir.

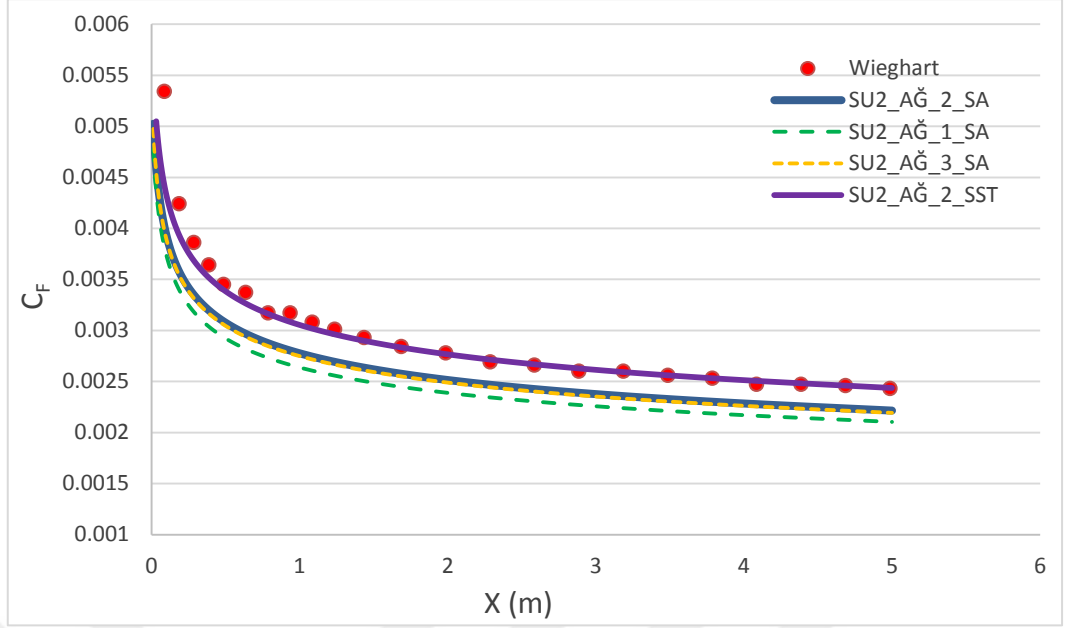
Spalart Allmaras türbülans modeli için çözüm yapılan diğer bir ağ yapısı olan SU2\_AĞ\_3 ağ yapısında ise x doğrultusunda 300 y doğrultusunda 152 nokta bulunmaktadır. Sonucun iyileştirilmesine yönelik oluşturulan bu ağ yapısını 45600 hücre teşkil etmektedir. Çizelge (5.1)'de problemin serbest akış koşulları verilmektedir.

Çizelge 5.1 : Düz levha serbest akış koşulları

Mach	Re(c=1m)	Basınç (Pa)	Sıcaklık (K)	Hücum Açısı (°)
0.2	4.47E6	101353	294	0

Düz levha analizi tüm analizler için yoğunluk normunda 6 merteye yakınsamıştır. Analizler sonucunda levha üzerindeki yüzey sürtünme katsayısının değişimi Wieghardt'ın 1951'deki deneysel sonuçlarıyla Şekil (5.3)'te karşılaştırılmıştır.





Şekil 5.3 : Düz levha üzerindeki yüzey sürtünme katsayısı dağılımları

Şekil (5.3)'te SU2\_AĞ\_1 kullanılarak gerçekleştirilen ilk analiz neticesinde deneysel verilerin altında sonuçlar elde edildiği görülmektedir. Bunun üzerine ağ yapısı sıklaştırılarak SU2\_AĞ\_2 oluşturulmuştur.  $y^+ \leq 1$  olacak şekilde sıklaştırılan ağ yapısının analizinden elde edilen sonuçların deneysel verilere biraz daha yaklaştığı görülmüştür. Aynı yaklaşım devam ettirilerek daha iyi sonuçlar elde edilebileceği ihtimali üzerinde durulmuş ve daha sıkı bir ağ yapısı olan SU2\_AĞ\_3 oluşturulmuştur. Bu ağ yapısında  $y^+ \leq 0.5$  olacak şekilde özellikle yüzeydeki hücrelerin yüksekliği azaltıldıktan sonra, düz levha üzerinde nokta sayısı ve buna bağlı olarak hücre sayısı artırılmıştır. Ancak, bu aşamada sonucun ağ yapısından bağımsızlaştığı Şekil (5.3)'te görülebilmektedir.

Elde edilen bu sonuçlar düz levha problemi için Spalart Allmaras türbülans modeliyle yeterli doğruluğa ulaşılamadığını göstermiştir. Araştırmanın başındaki bu beklenmedik durum, bizi diğer SU2 kullanıcıları araştırmacıların sonuçlarını incelemeye yöneltmiştir. İncelemeler neticesinde, elde edilen sonuçlara çok yakın sonuçlar bulan bir araştırmacının bu sonuçlarını yapmış olduğu tez çalışmasına dahil ettiği görülmüştür [30].

Ağ yapısındaki geliştirmelerle sonucun daha fazla iyileştirilemediği görüldükten sonra, türbülans modelinin değiştirilmesine karar verilmiş ve SU2 programında tanımlı bir diğer türbülans modeli olan Menter'in [31] k-w SST (Shear Stress Transport) modeli denenmiştir. Bu model, Spalart Allmaras türbülans modelinde en

uygun çözümü veren SU2\_AĞ\_2 ağ yapısıyla çalıştırılmıştır. Düz levha problemiyle ilgili yapılan analizlerin her biri için yakınsama iterasyon sayıları Çizelge (5.1)'de verilmiştir.

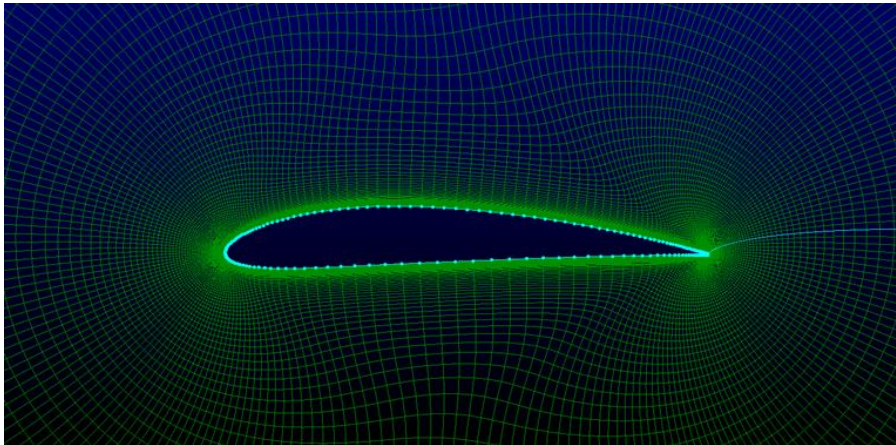
Çizelge 5.2 : Düz levha çözümleri için yakınsama iterasyon sayıları (YİS)

	SU2_AĞ_1_SA	SU2_AĞ_2_SA	SU2_AĞ_3_SA	SU2_AĞ_2_SST
YİS	22.415	36.326	39.327	46.432

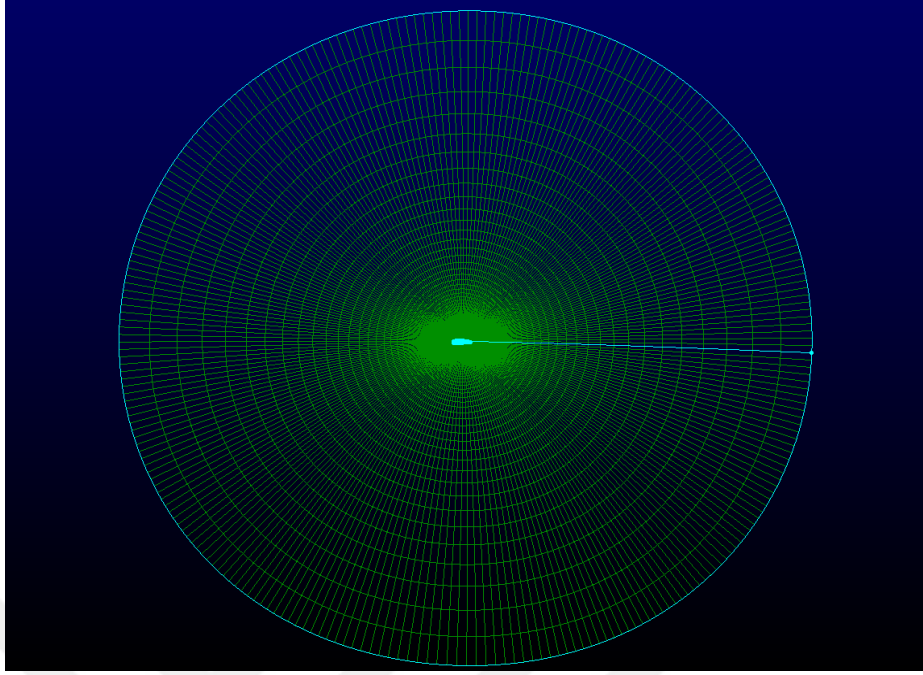
Sonuçlar Şekil (5.3)'te gösterilmektedir. Spalart Allmaras türbülans modeline göre SST modelinin çok daha başarılı sonuç verdiği görülmektedir. Bu neticeyle birlikte düz levha problemiyle ilgili başarılı bir doğrulama yapılmış hem de SST modelinin SA modeline göre bu problemde daha geç yakınsadığı Çizelge (5.2)'den anlaşılmaktadır. Bunun yanında SST modelinin daha başarılı sonuç verdiği Şekil (5.3)'te görülmektedir.

## 5.2 NACA 4412 Kanat Profili

1979 yılında D. Coles ve A. J. Wadcock [11] tarafından yürütülen çalışmalarda NACA 4412 kanat profili çeşitli hücum açılarında, farklı hızlarda akışa maruz bırakılarak, oluşan sınır tabaka içinde incelemeler yapılmıştır. Çalışmanın bir önemli tarafı, kanat profili firar kenarında deneyler sırasında oluşan akış kopmalarıdır. Bu akış kopmaları firar kenarında incelenen basınç katsayısı değerlerine etki etmiştir. Bu etki NASA tarafından da yapılan sayısal çalışmalarla doğrulanmıştır. 1 metrelik uzunluğa sahip olan NACA 4412 profili için geliştirilen O-tipi ağ yapısının profil çevresi görüntüsü Şekil (5.4), ve toplam çözüm alanı Şekil (5.5)'deki gibidir.

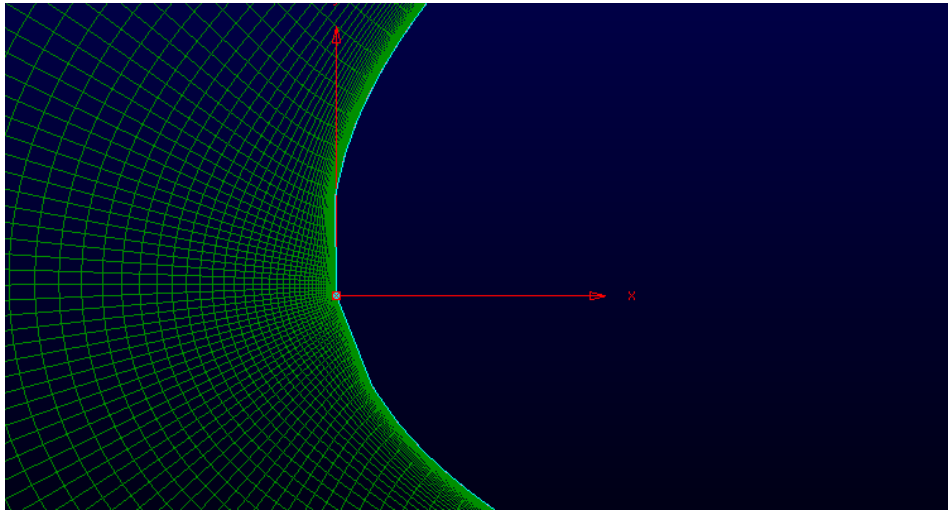


Şekil 5.4 : NACA 4412 profil çevresi ağ yapısı

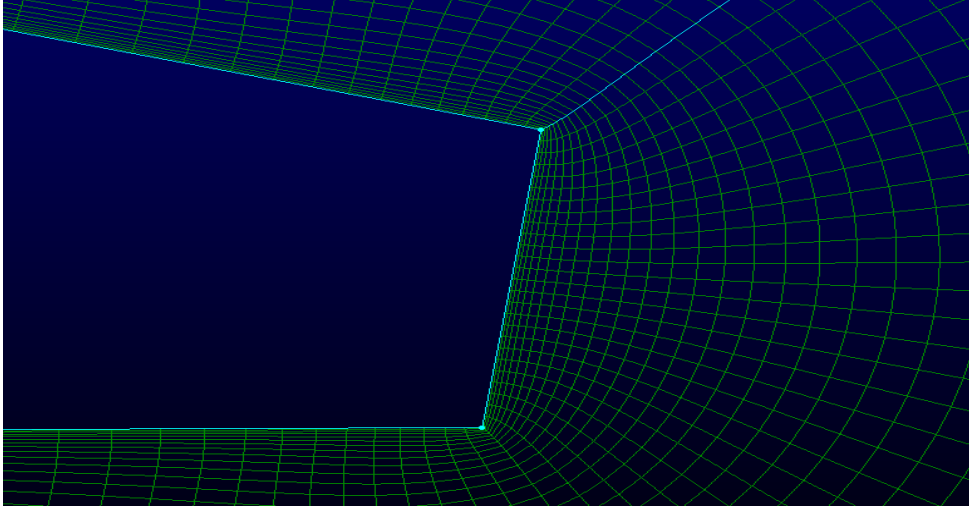


Şekil 5.5 : NACA 4412 için ağ yapısı

Toplam 34250 hücreden oluşan birinci ağ yapısı (SU2\_AĞ\_1), x doğrultusunda kanat profilinin üst yüzeyinde 150 alt yüzeyinde 100 nokta, duvara dik yönde 137 nokta bulunmaktadır. Gerçekleştirilen ilk analizin ardından sınıçların iyileştirilmesi için oluşturulan ikinci ağ yapısı (SU2\_AĞ\_2) x doğrultusunda kanat profilinin üst yüzeyinde 180, alt yüzeyinde 120 nokta, duvara dik yönde 137 nokta içermektedir. İkinci ağ yapısı toplam 41100 hücreden oluşmaktadır. Şekil (5.6) ve (5.7)'de hücum kenarı ve firar kenarı ağ yapıları görülmektedir.



Şekil 5.6 : NACA 4412 ikinci ağ yapısı için hücum kenarı



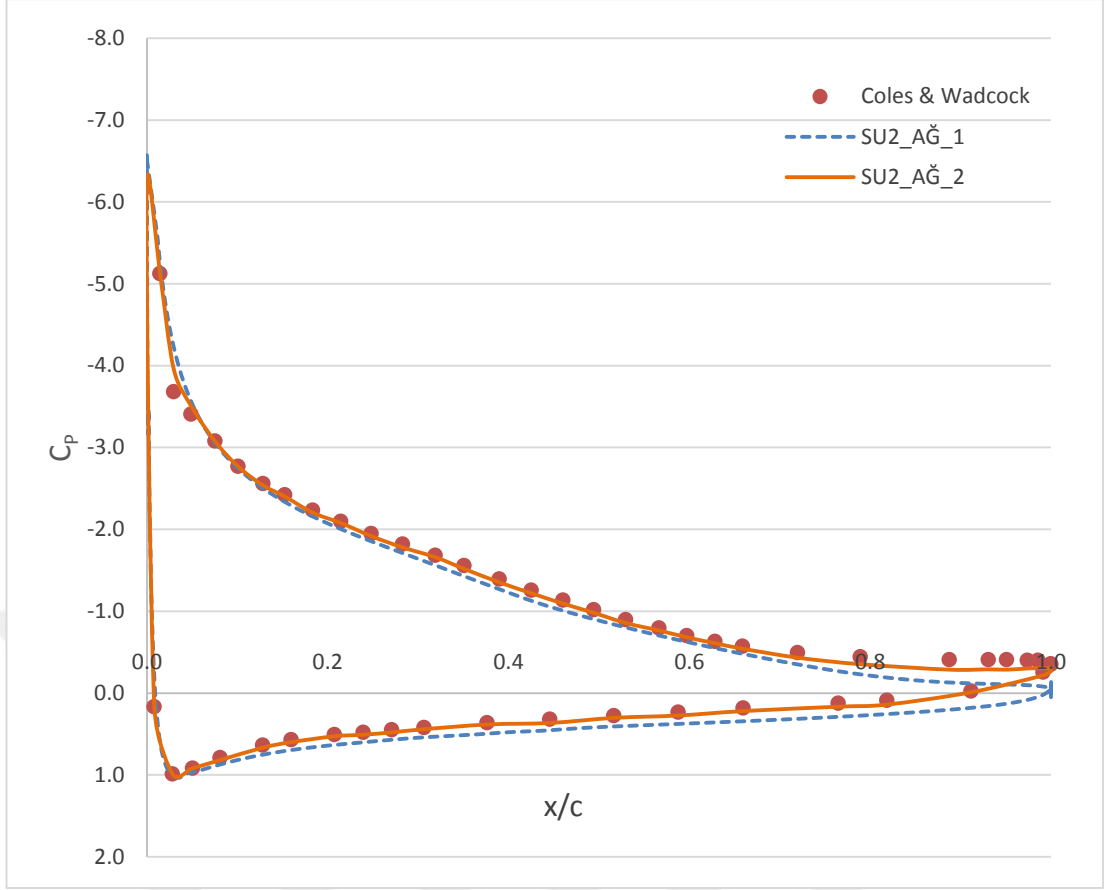
Şekil 5.7 : NACA 4412 ikinci ağ yapısı için firar kenarı

Ağ yapısı detayları gösterilen NACA 4412 için Wieghart'ın çalışmasına uygun olarak oluşturulan uzak alan koşulları Çizelge (5.3)'deki gibidir.

Çizelge 5.3 : NACA 4412 uzak alan koşulları

Mach	$Re_c$ (c=1m)	Sıcaklık (K)	Hücum Açısı (°)
0.09	1.52E6	313	13.87

Çizelge (5.2)'de verilen koşullarda ilk başta kanat profiline tatbik edilen ağ yapısı istenen sonucu verememiştir. Kanat profili çözümlerinde bu tarz sapmaların sebebi, akışın geometri üzerindeki değişimlerinin, ağ yapısının uygun ölçekli hücrelerinin eksikliğinden ötürü tespit edilememesidir. Bu soruna çözüm yaklaşımı ise ilk olarak ağ yapısını sıklaştırmak olmalıdır. Şekil (5.5)'te görüldüğü gibi, yapılan analiz sonucu firar kenarındaki akış kopmasını yakalayamamıştır. İlk NACA 4412 analizi 32548 adımda, yoğunluk normunda 3 merteye yakınsamıştır. Profil yüzeyindeki basınç katsayısının değişimi sonuç olarak verilmiştir.



Şekil 5.8 : NACA 4412 üzerinde iki farklı ağ için  $C_p$  dağılımı

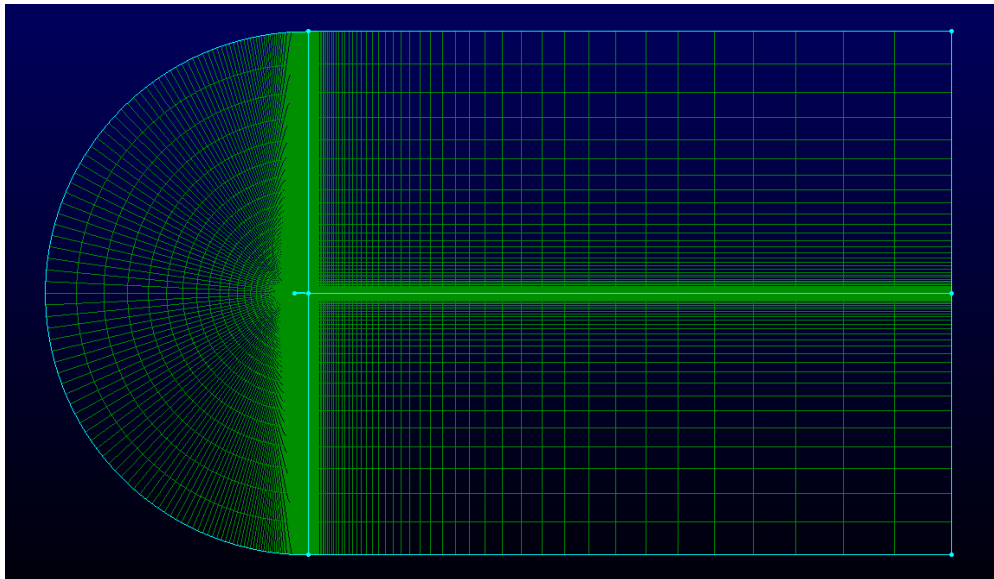
Birinci ağ yapısının sonuçları incelendiğinde hücum kenarı bölgesinde ve veter ortasına yaklaşılan kadar kabul edilebilir isabette neticeler elde edilmiştir. Ancak hücum açısının kanat profili üst yüzeyinde, akışı bozucu etkisi özellikle veter ortasından itibaren gözlenmektedir. İlk sayısal analizde kullanılan SU2\_AĞ\_1 isimli ağ yapısı özellikle firar kenarı bölgesinde yeterli sıklıkta olmadığından, deneysel verilerden oldukça uzak benzetim sonuçları vermiştir. Bu sorunu gidermek için firar kenarına daha sıkı bir ağ yapısı oluşturularak (SU2\_AĞ\_2), hücreler arası boşluklar azaltılmıştır.

İkinci analiz 38214 adımda yoğunluk normunda 3 merteye yakınsamıştır. Şekil (5.8)'de görüldüğü üzere, kanat profilinin firar kenarında, ağ yapısında yapılan nokta artırımı ve sıklaştırma sonucunda daha sık bir çözüm alanı oluşturulmuş, bu sayede de ilk analizde firar kenarında görülen sapmalar giderilmiştir. İkinci ağ yapısıyla elde edilen sonuç son derece isabetlidir. Akış koşullarına göre değişken durumları, ağ yapısında yapılacak küçük geliştirmelerle kontrol etmenin hesaplamalı akışkanlar dinamiği uygulamaları için büyük bir önem arz ettiğini bu sonuçlar göstermektedir.

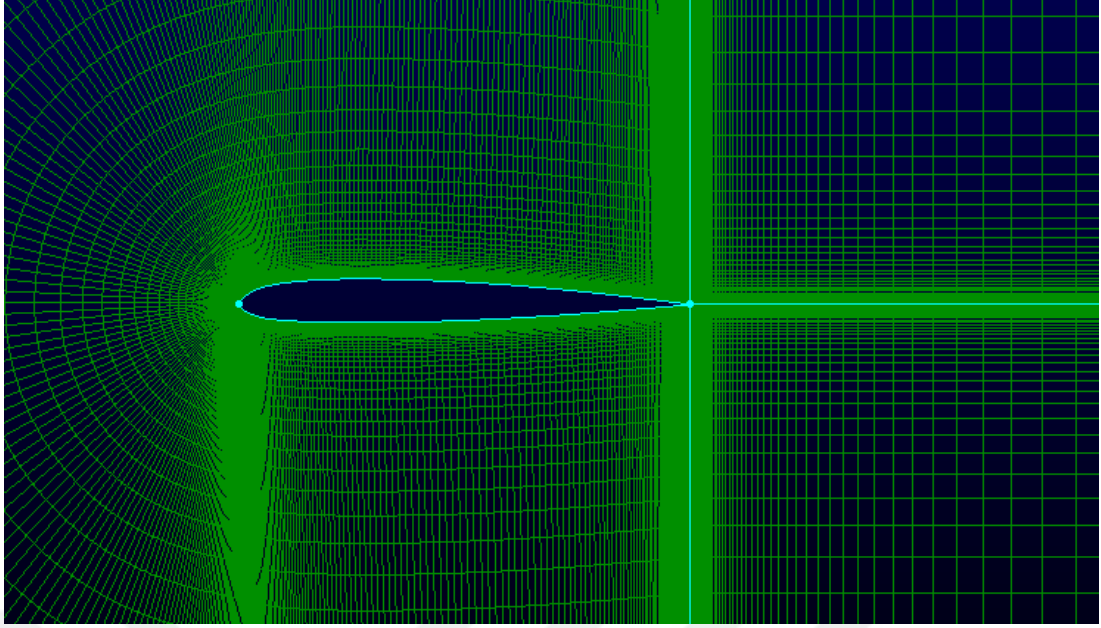
### 5.3 SC1095 Kanat Profili

Robert J. Flemming 1984 yılında yayınlanan çalışmasında NASA AMES'te gerçekleştirilen deney sonuçlarını aktarmıştır [12]. Yaklaşık 3.35 metrelik tünelde, 0.3 ile 1.07 Mach sayıları arasında değişen ses-geçiş (transonic) akış hızlarda, "supercritical" profil ailesinin bir üyesi olan SC1095 geometrisini de içeren beş farklı kanat geometrisi için çalışmalar gerçekleştirilmiştir. Yapılan çalışmalar neticesinde kanat profillerinin çeşitli akış koşulları altında, sürüklenme, taşıma katsayıları ve bu sayıların oranları verilmiştir. Çalışmanın neticesinde, o dönemde "temel modern kanat profilleri" olarak görülen ve daha önce deneysel olarak başka çalışmalara temel olmuş SC1095 ve SC1094 R8 için karşılaştırmalar yapılmış ve daha modern tasarımlar olarak görülen diğer üç farklı kanat profili için gerçekleştirilen çalışmalar neticesinde, taşıma-sürüklenme (L/D) oranı gibi, kanat profillerinin birbirlerine göre üstün ve zayıf oldukları alanlar vurgulanmıştır. Ayrıca çalışmanın genel sonuçları çeşitli sayısal analiz yöntemleriyle ve korelasyonlarla karşılaştırılarak deneylerin gerçekleştirildiği rüzgar tünelinin uygunluğu doğrulanmıştır.

Analizi gerçekleştirilen 0.4082 metre uzunluğunda SC1095 iki boyutlu kanat profili için oluşturulan C-tipi ağ yapısı Şekil (5.9)'da görülmektedir. Ayrıca şekil (5.10)'da kanat profili çevresi için ağ yapısının yakınlaştırılmış görüntüsü verilmiştir.



Şekil 5.9 : SC1095 için ağ yapısı



Şekil 5.10 : SC1095 kanat profili çevresi ağ yapısı

Ağ yapısı toplam 88658 hücre içermektedir. Kanat profili üst yüzeyinde 270 alt yüzeyde ise 220 nokta bulunmaktadır. SC1095 için Flemming'in çalışması esas alınarak, 4 farklı şart altında analiz yapılmıştır. Farklı analizler yapılmasındaki amaç, kanat profili üzerindeki akışın her bit set için öncelikle sabit hızda farklı hücum açılarında verdiği sonuçları irdelemek ve bu sonuçların nasıl farklılaştığını yorumlamaktır. Daha sonra başka bir set için hızı artırarak, aynı hız için hücum açısını değiştirmek ve yapılan irdelemeleri tekrarlamaktır. Run14, Run24, Run30 ve Run52 olarak adlandırılan bu farklı analizlerin koşulları aşağıdaki gibidir;

Çizelge 5.4 : SC1095 analiz koşulları

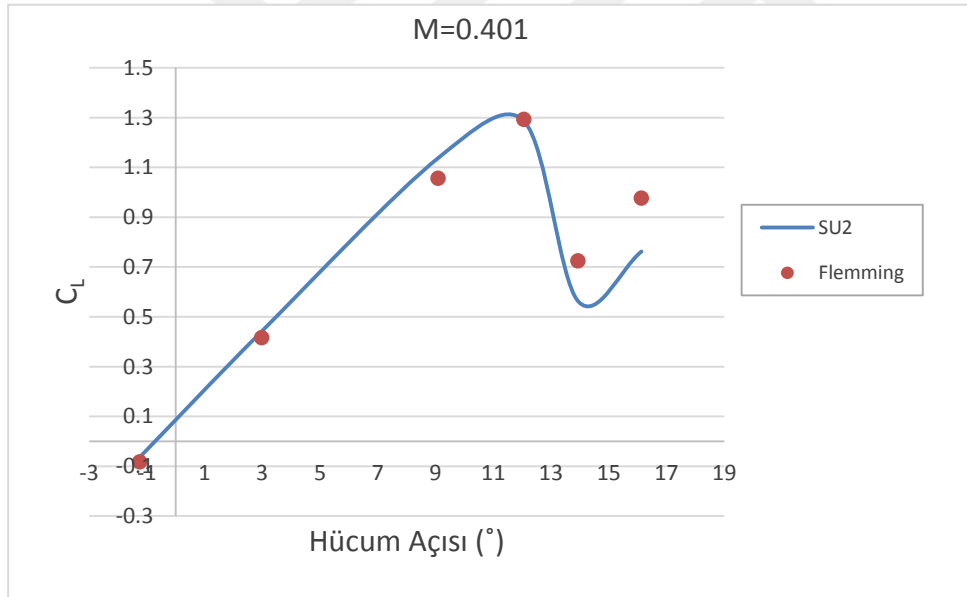
	Sıcaklık (K)	Mach	Re <sub>c</sub> (x10 <sup>6</sup> )	Hücum Açıları (°)					
				$\alpha_1$	$\alpha_2$	$\alpha_3$	$\alpha_4$	$\alpha_5$	$\alpha_6$
Run14	294	0.401	8.97	-1.24	2.98	9.09	12.06	13.94	16.13
Run24	294	0.601	13.44	-1.42	3.14	9.17	11.23	13.15	16.15
Run30	294	0.806	18.03	-1.20	2.21	4.20	5.29	6.30	7.26
Run52	294	0.925	20.69	-1.03	1.01	2.08	3.10	4.09	5.18

Yapılan analizlerin kaç iterasyonda yakınsadığı Çizelge 5.4'te belirtilmiştir. Yakınsama yoğunluk normunda 3 mertebedir.

Çizelge 5.5 : SC1095 için analiz-yakınsama iterasyon sayısı değerleri

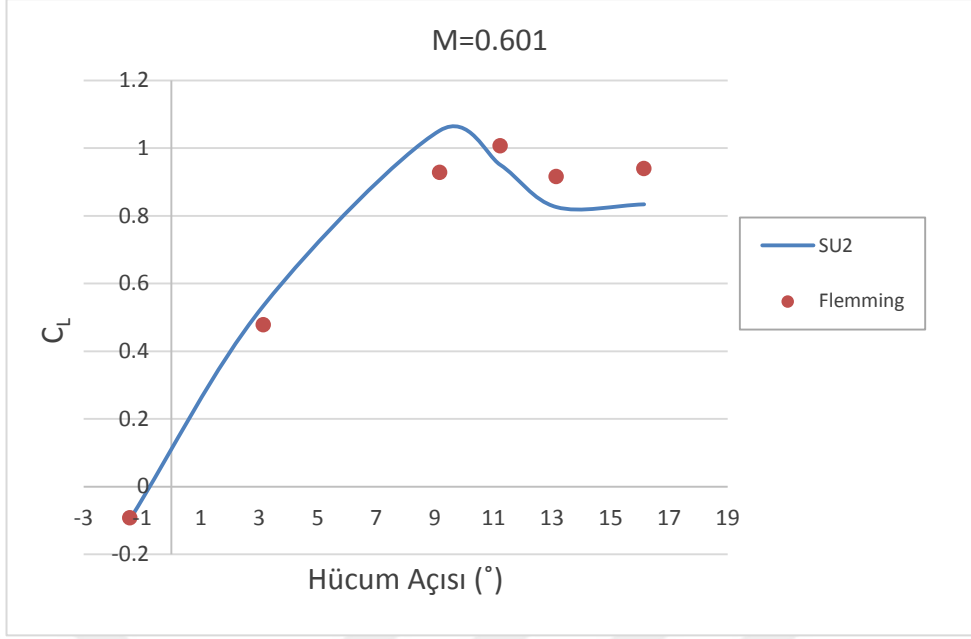
	$\alpha_1$	$\alpha_2$	$\alpha_3$	$\alpha_4$	$\alpha_5$	$\alpha_6$
Run14	-1.24	2.98	9.09	12.06	13.94	16.13
YİS*	16849	17954	35489	77556	71265	79415
Run24	-1.42	3.14	9.17	11.23	13.15	16.15
YİS	18526	26845	38462	66645	69123	74116
Run30	-1.26	2.21	4.20	5.29	6.30	7.26
YİS	29456	32154	39845	49852	66549	74226
Run52	-1.03	1.01	2.08	3.10	4.09	5.18
YİS	16549	18743	19746	48491	52669	45126

SC1095 ile ilgili yapılan analizler sonucunda taşıma kanat profili üzerindeki taşıma katsayısı ( $C_L$ ), sürüklenme katsayısı ( $C_D$ ), her bir koşu grubu için azami taşıma katsayısı ( $C_{Lazami}$ ) ve taşıma-sürüklenme oranı ( $L/D$ ) verilmiştir.

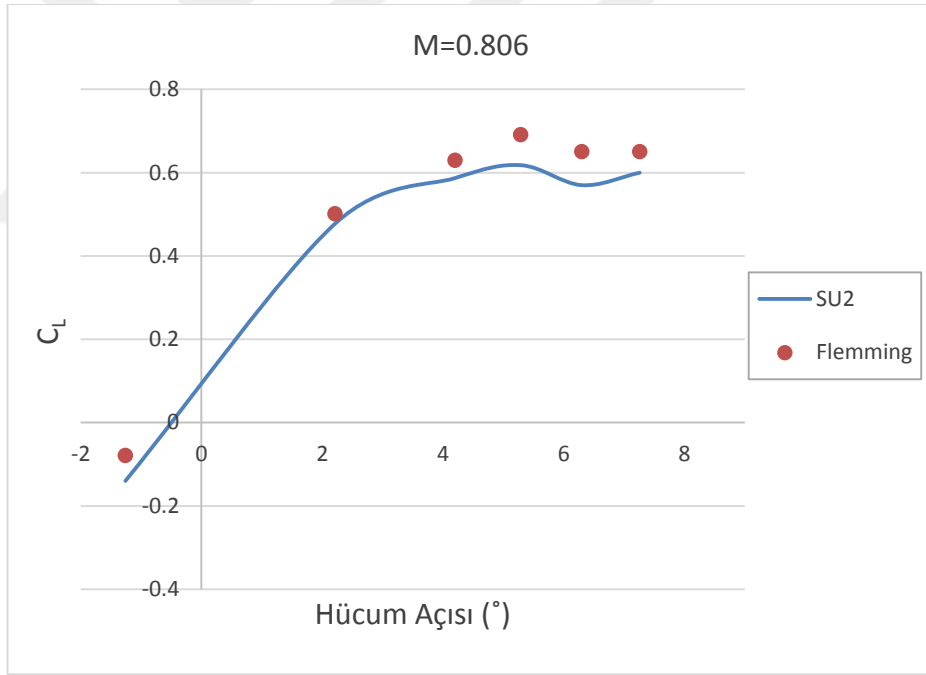


Şekil 5.11 : M=0.401 için taşıma katsayısı - hücum açısı değişimi

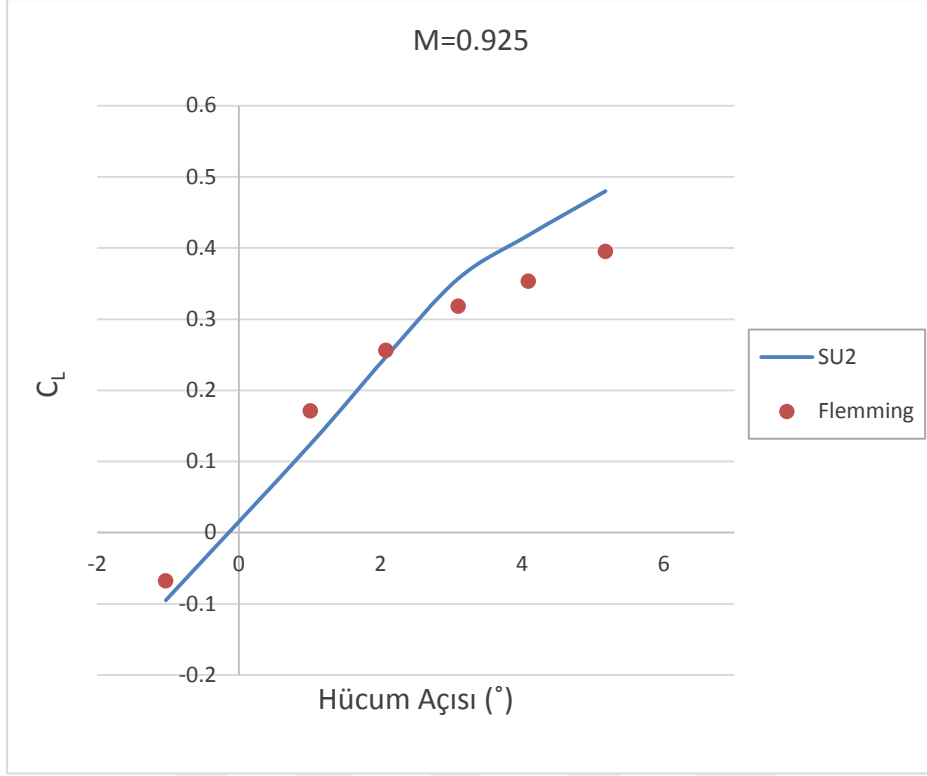




Şekil 5.12 : M=0.601 için taşıma katsayısının hücum açısına göre değişimi

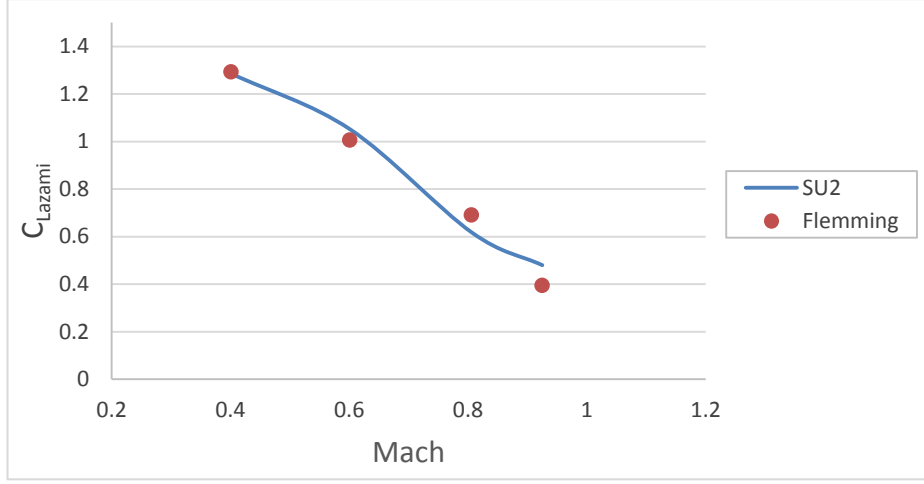


Şekil 5.13 : M=0.806 için taşıma katsayısının hücum açısına göre değişimi



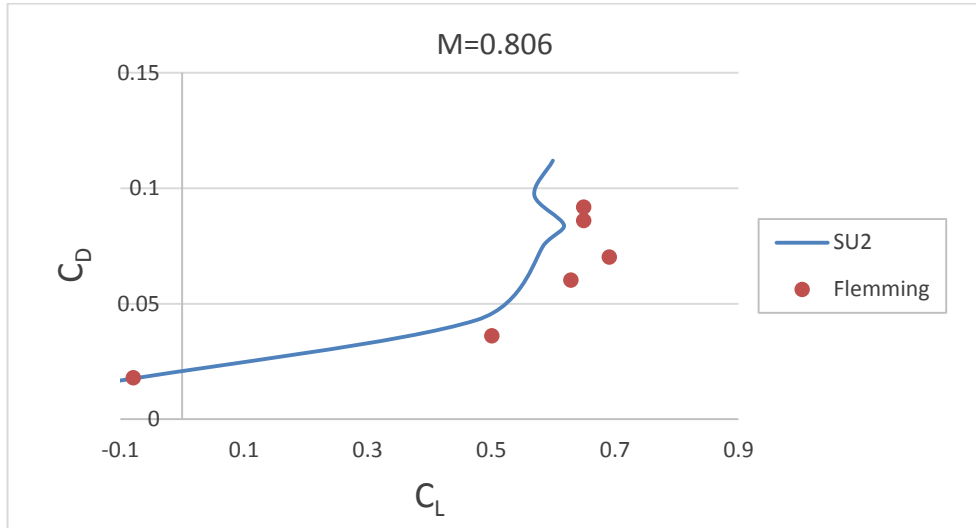
Şekil 5.14 :  $M=0.925$  için taşıma katsayısının hücum açısına göre değişimi

Şekil (5.11)'de,  $M=0.401$  hızındaki analizde, kanat profili hücum açısı yaklaşık  $12^\circ$  olana kadar, taşıma katsayısının hücum açısıyla neredeyse doğrusal olarak arttığı gözlemlenmiştir. Bu sonuç deneysel veriyle de örtüşmektedir. Hücum açısı daha fazla artırıldığında ise kanat profilinin taşıma kapasitesinde ani bir düşüş meydana geldiği görülmektedir. Bu durum hücum açısına bağlı olarak gelişmektedir ve hız kaybı (perdövites, stall) olarak tanımlanmaktadır [32]. Bu durum hücum açısı artırılmaya devam ettirildiğinde bir toparlanma eğilimine geçiş yapmıştır.  $13^\circ - 15^\circ$  arasındaki bu eğilim deneysel verilerle tam örtüşmese de, analiz sonucunun da aynı eğilime geçiş yaptığı sonuçlarda görülebilmektedir. Şekil (5.12)'deki sonuçlarda ise hızın biraz daha artırılmasından dolayı, keskin bir taşıma katsayısı düşüşü yaşanmamıştır. Deneysel verilerde  $11^\circ$  itibariyle görülen taşıma katsayısı düşüşü ve ardından  $13^\circ - 16^\circ$  arasındaki sabitlenme, analiz sonuçlarında da kabul edilebilir bir hata ile yakalanabilmiştir. Şekil (5.13) ve (5.14)'teki analiz sonuçlarının da deneysel verilerle uyumlu olduğu söylenebilir. Hızın  $M=0.806$  ve  $M=0.925$  olduğu bu analizlerde yaklaşık  $5^\circ$  ve  $7^\circ$  civarındaki hücum açılarında bir stall durumu beklenmemiştir. Deneysel verilere uyumlu olarak bu sonuçlar analizlere yansımıştır.

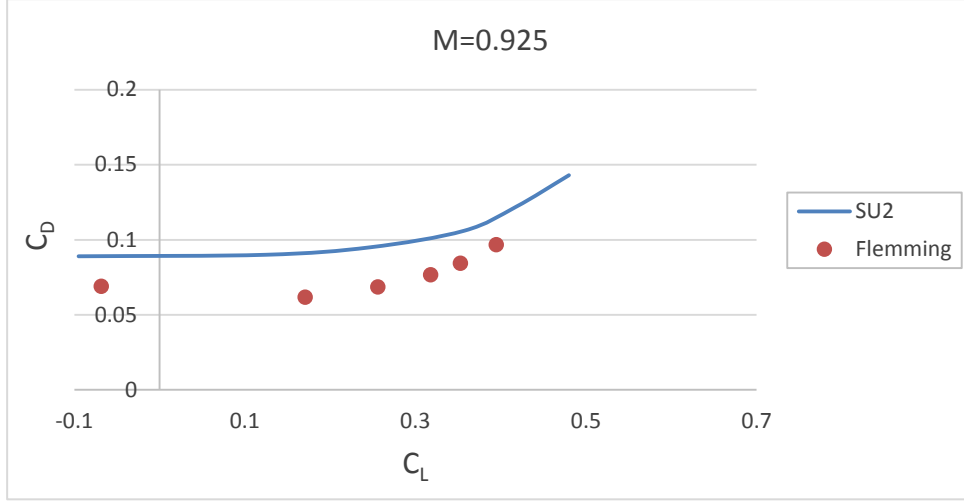


Şekil 5.15 :  $C_{Lazami}$  değerlerinin Mach sayılarına göre karşılaştırılması

Şekil (5.15)'te yapılan dört farklı analiz setinde elde edilen azami taşıma katsayısı değerleri, karşılıkları olan Mach sayılarıyla verilmiştir. Bu noktada, yapılan analizlerdeki azami taşıma katsayıları değerlerinin deneysel değerlerle oldukça yakın sonuçlar vermesi önemlidir. Çünkü analizler sırasında farklı Mach değerleri için taşıma katsayısı değerleri deneysel verilerle bazı noktalarda farklılıklar gösterse bile, kanat profilinin verilen hızda oluşturabildiği azami taşıma katsayısını temsil eden  $C_{Lazami}$  değeri büyük bir isabetle elde edilmiştir.

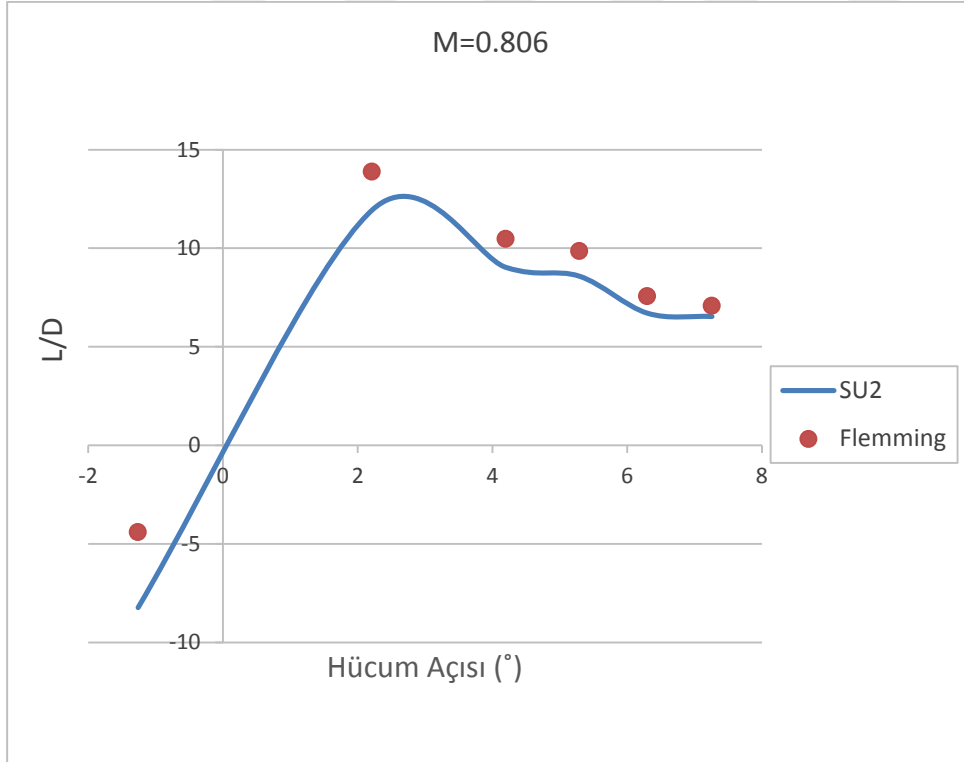


Şekil 5.16 :  $M=0.806$  için  $C_D - C_L$  karşılaştırması



Şekil 5.17 : M=0.925 için  $C_D$  -  $C_L$  karşılaştırması

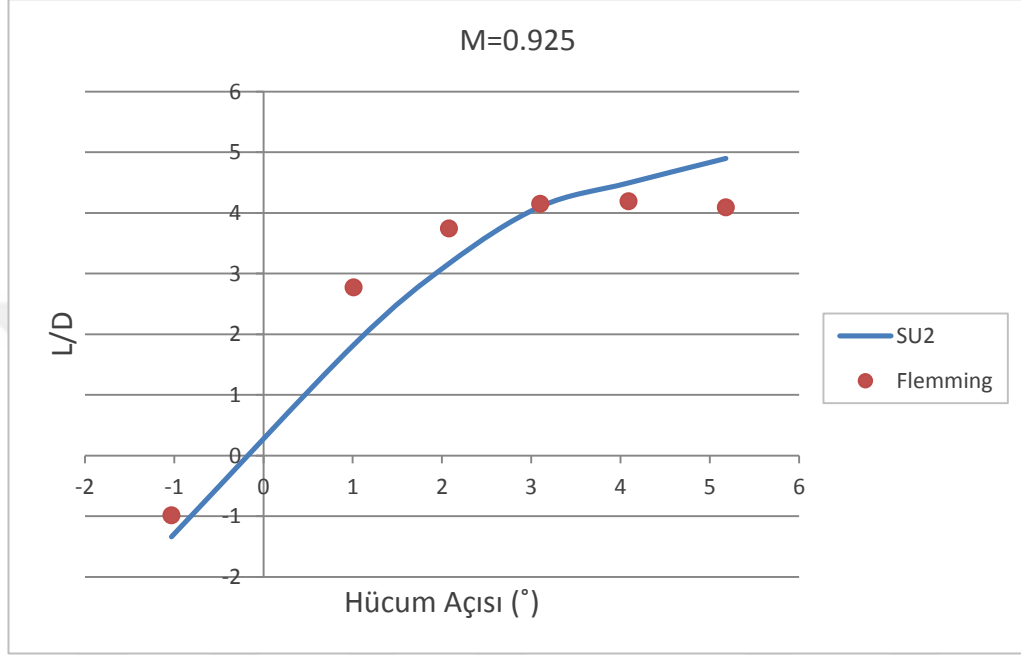
Şekil (5.16) ve Şekil (5.17)'de sırasıyla  $M=0.806$  ve  $M=0.925$  hızları için elde edilen sürüklenme ve taşıma katsayıları değerleri karşılaştırmaları verilmiştir. Sonuçların deneysel verilerden görece biraz uzak olduğu gözlemlenmekle birlikte, deneysel verilerdeki grafik rejiminin değişimleri analizlerde de görülmektedir.



Şekil 5.18 : M=0.806 için L/D oranının hücum açısına göre değişimi

Kanat profillerinin aerodinamik kabiliyetlerinin önemli bir ölçüsü olan taşıma/sürtülme oranı Şekil (5.18)'de  $M=0.806$  için ve Şekil (5.19)'da  $M=0.925$

için incelenmiştir. Özellikle  $M=0.806$  olmak üzere tatminkar sonuçlar elde edilmiştir. Şekil (5.18)'de başlangıçta deneysel veriyle analiz sonucu arasında görülen fark hücum açısı arttıkça azalmış ve isabet oranı artmıştır. Şekil (5.19)'da ise analiz verilen hız göz önünde bulundurularak, sonucu yüksek isabetle olmasa da genel olarak deneysel verilerle uyumludur.



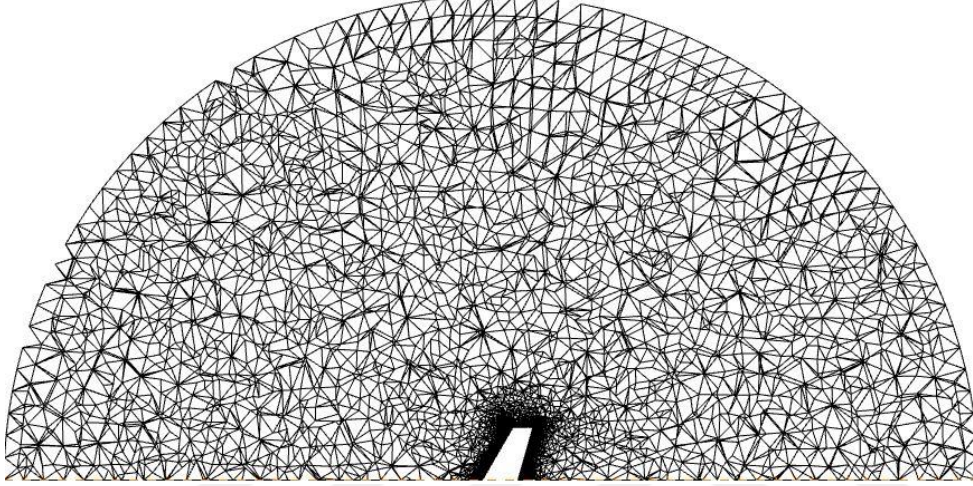
Şekil 5.19 :  $M=0.925$  için  $L/D$  oranının hücum açısına göre değişimi

Tüm sonuçlar için SU2 programının, genel rejimleri yakalayabildiği gözlenmektedir. Özellikle Şekil (5.15)'te gösterilen azami taşıma katsayısı sonuçları oldukça isabetli çıkmıştır. Şekil (5.11)'de  $12^\circ$ 'lik hücum açısındaki stall çok iyi bir şekilde gözlemlenebilmektedir.  $L/D$  oranları tutarlı olmakla birlikte  $C_D - C_L$  karşılaştırmalarında benzetim sonuçları deneysel verilerin rejimini yakalamıştır. Bu sonuçlara bakılarak programın iki boyutlu kanat geometrisi çözümlerini Spalart Allmaras türbülans modeliyle, kabul edilebilir hata sınırları içerisinde gerçekleştirebildiği görülmektedir.

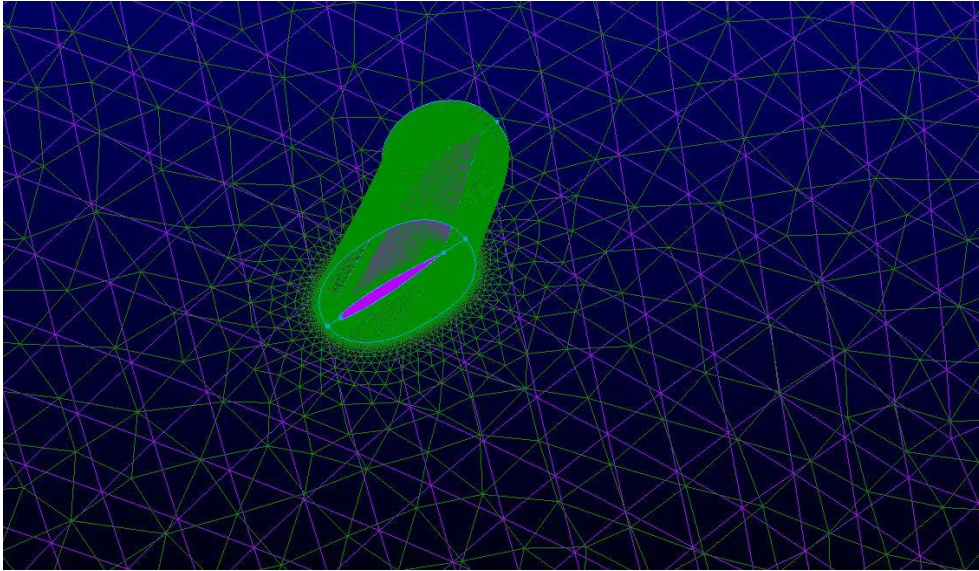
#### 5.4 Onera M6 Üç Boyutlu Kanat Geometrisi

Onera M6 kanadı, HAD yöntemleri üzerinde çalışan aerodinamik uzmanları tarafından sayısal yöntemlerin doğrulaması amacıyla sıkça kullanılan bir kanattır. 1970'li yıllarda geliştirilen bu popüler kanat, üç boyutlu HAD uygulamalarının doğrulama çalışmalarına referans olarak görülür. V. Schmitt ve F. Charpin [13]

tarafından 1979’de gerçekleştirilen çalışmalarda, Onera M6 kanadı dört farklı Mach değeri ve altı farklı hücum açısı değeri için rüzgar tüneline test edilmiştir. Tez çalışmasında gerçekleştirilen benzetim çalışmalarında, öncelikle kanat etrafına sık bir ağ tabakası oluşturulmuş, ardından uzak alan bölgesine kadar ağ yapısı genişletilmiştir. Ağ yapısı toplam 2600090 hücre içermekte olup yapılan analiz koşulları Çizelge 5.6’da verilmektedir.



Şekil 5.20 : Onera M6 için oluşturulmuş uzak alan ağ yapısı

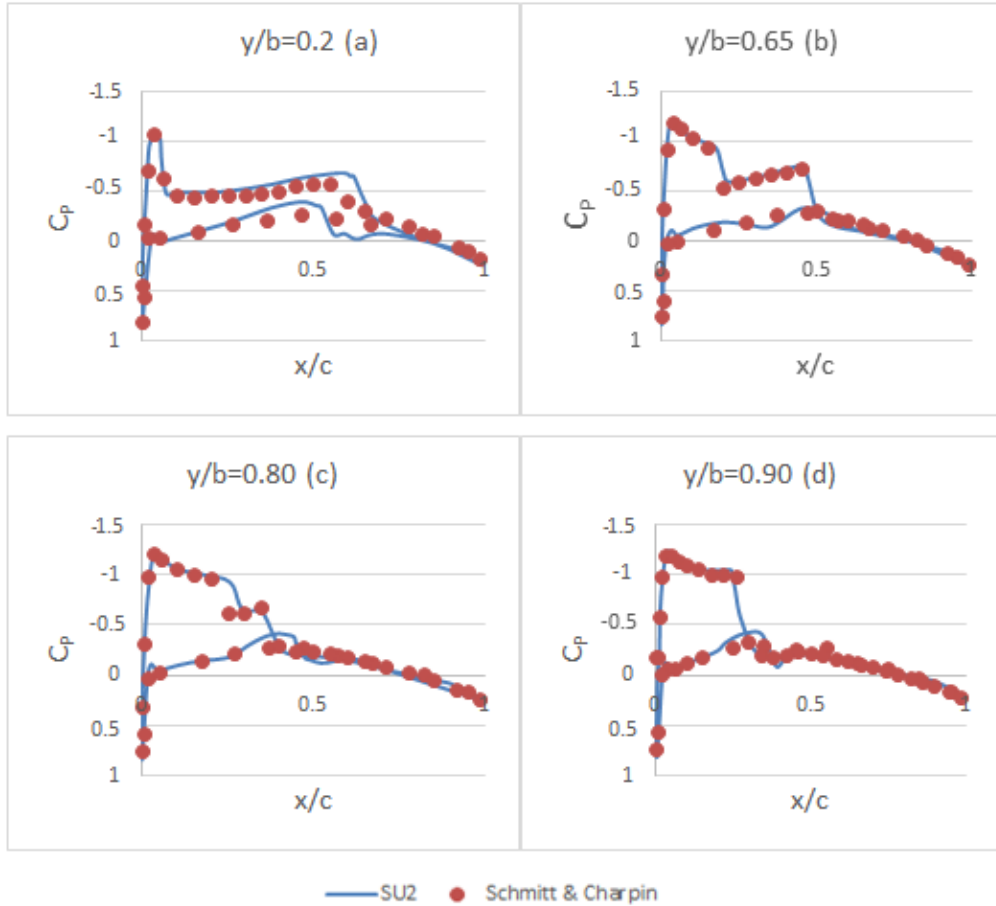


Şekil 5.21 : Onera M6 kanat etrafı ağ yapısı

Çizelge 5.6 : Onera M6 analiz koşulları

Mach	Sıcaklık (K)	$Re_{ort,c}(x10^6)$	Hücum Açısı (°)
0.8395	288.13	11.72	3.06

Onera M6 analizi 12322 iterasyonda, yoğunluk normunda 3 merteye yakınsamıştır. Kanat açıklığı boyunca 4 adet istasyonda SU2 benzetim sonuçlarıyla deneysel sonuçların karşılaştırılması verimiştir. Yapılan analiz sonuçlarının deneyle oldukça yakın sonuçlar verdiği Şekil 5.22’de görülmektedir. Özellikle şekilde (a), (b) ve (c) olarak ifade edilen  $y/b=0.2$ ,  $y/b=0.65$  ve  $y/b=0.80$  istasyonlarındaki çift şoklar ve  $y/b=0.90$  istasyonundaki tekil şokların yeri oldukça tatminkar doğrulukla hesaplanmıştır.  $y/b$  oranı incelenen kanat kesitinin kanat açıklığı doğrultusunda ( $y$ -ekseni) simetri düzlemine olan uzaklığının kanat genişliğine oranıdır. ONERA M6 kanadı HAD camiasında çok yaygın biçimde kullanılan bir deney sonucu olduğundan, SU2 programının üç boyutlu, durağan, viskoz ve türbülanslı akımlar için doğru sonuçlar verdiğini ispat etmektedir.

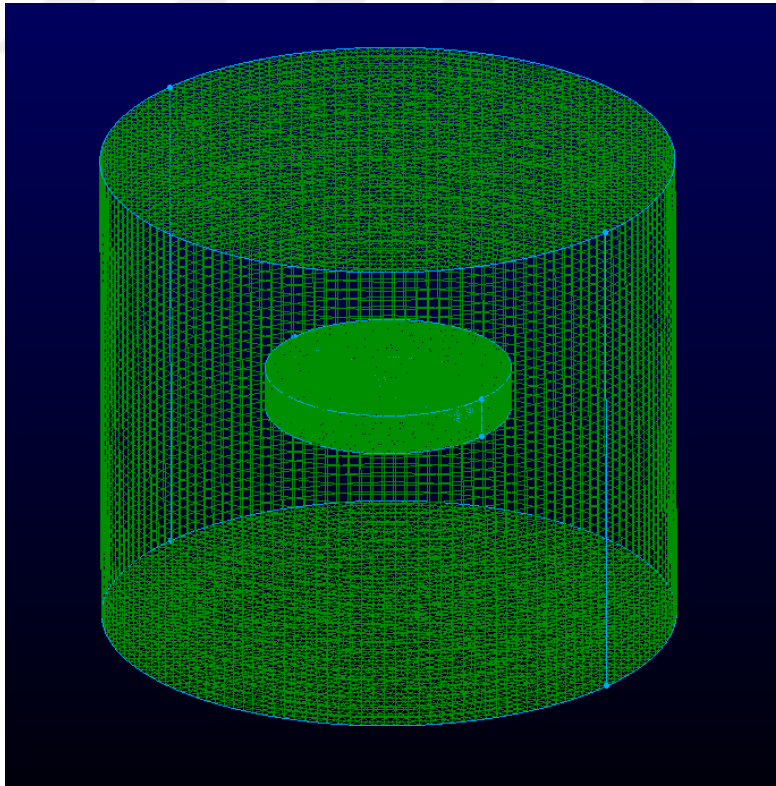


Şekil 5.22 : Onera M6 farklı kanat açıklıklarındaki basınç katsayısı dağılımı

## 5.5 Caradonna Tung Rotoru

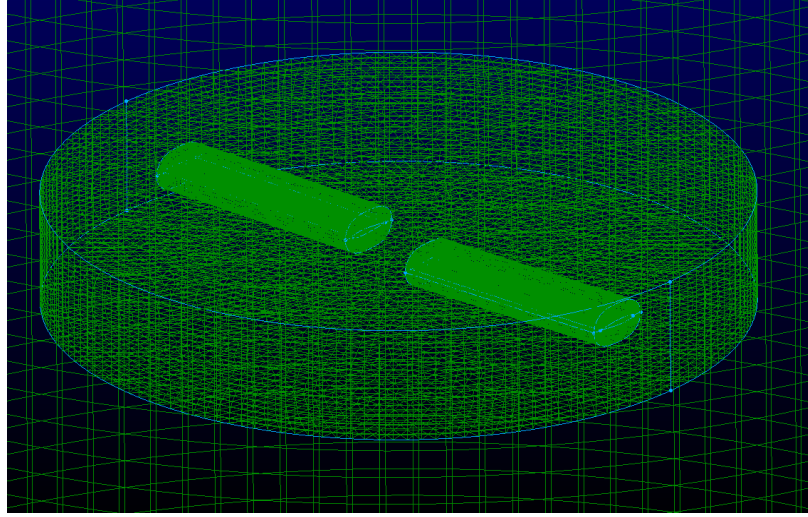
F. X. Caradonna ve C. Tung'un 1981 yılında yayınlanmış çalışmalarında [14], o dönemde yoğun olarak gerçekleştirilen rotor performans hesapları için karşılaştırma imkanı sunmak amacıyla, rotor palası üzerinde basınç ölçümleri yapmışlardır. Özellikle askı durumundaki rotorlar için gerçekleştirilen deneylerde, farklı açısız pozisyonlardaki rotorlar farklı Mach sayılarındaki akışlar içerisinde incelenmiştir. Deneylerde birbirinden aksel kaçıklığı bulunan ve hücum kenarları zıt yerleştirilmiş, yatay eksenle 0.5 derece eğik yerleştirilmiş iki adet NACA 0012 kanat profiline ölçüm alanını oluşturduğu Caradonna-Tung Rotoru kullanılmıştır. Rotor genişliği 2.286 metredir.

SU2 ile gerçekleştirilen üç boyutlu rotor analizi için Caradonna ve Tung tarafından gerçekleştirilmiş deneysel çalışmanın verileri, analiz koşulu olarak kullanılmıştır. Rotor çalışmasındaki temel zorluk üç boyutlu ağ yapısı içerisinde rotor pallerinin dönüşünü sağlamaktır. Dinamik ağ modeli olarak "Rotating\_Frame" kullanılmıştır. Oluşturulan yapısal ve yapısal olmayan melez ağ yapısı aşağıdaki gibidir.

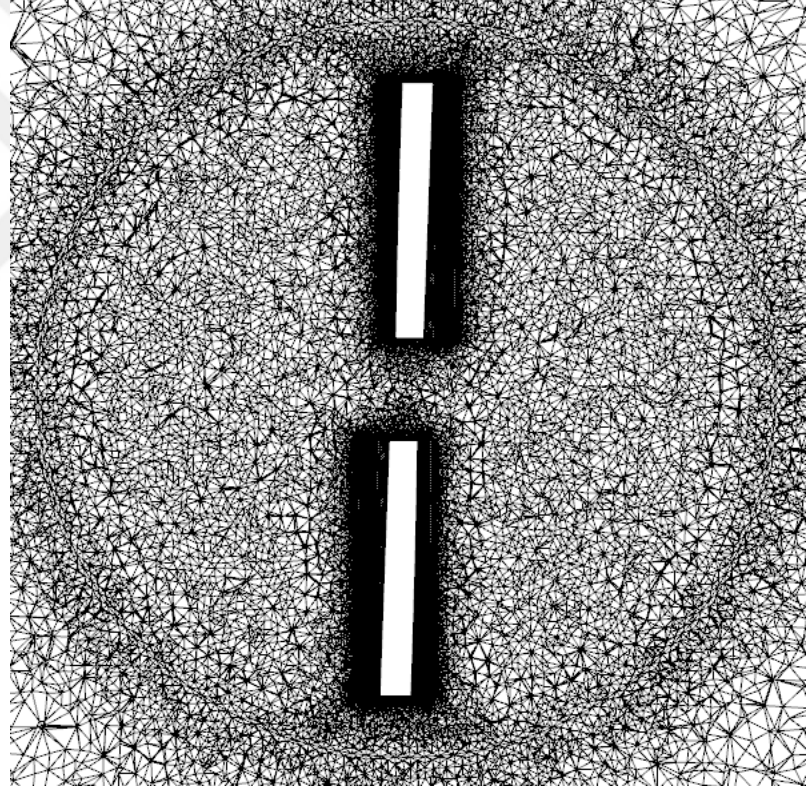


Şekil 5.23 : Caradonna-Tung Rotoru için uzak alan ağ yapısı

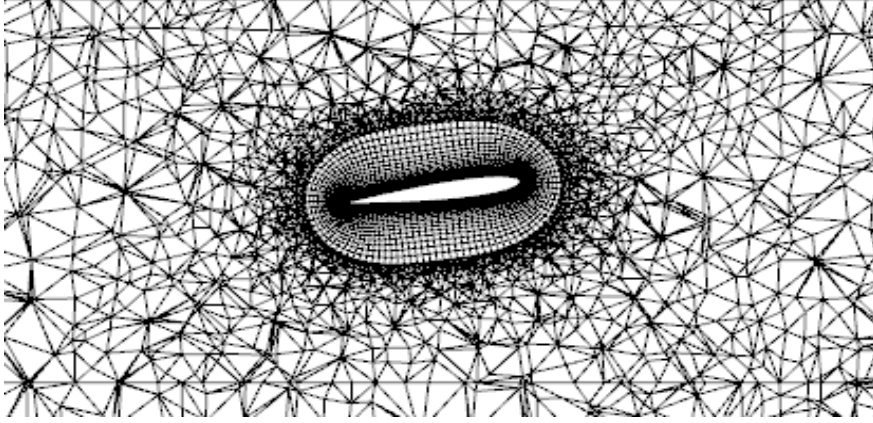




Şekil 5.24 : Rotorun ağ yapısındaki görünümü



Şekil 5.25 : Rotorun ağ yapısındaki üstten görünümü



Şekil 5.26 : Rotor çevresi ağ yapısı

Şekil (5.23) – Şekil (5.26) arasında verilmiş olan ağ yapısı görüntüleri müşterek hatve açısı,  $\theta=8$  derece olan geometri içindir. Ayrıca hatve açısı  $\theta=0$  derece için de analiz yapılmıştır. Gerçekleştirilen analizler, tatminkar sonuçlar veremediğinden daha sıkı bir ağ yapısı oluşturularak, analizler tekrar gerçekleştirilmiştir. İlk analizde  $\theta=0^\circ$  için ağ yapısı 2577469 hücre,  $\theta=8^\circ$  için 2675138 hücre içermektedir. İkinci analizde ise  $\theta=0^\circ$  için ağ yapısı 3.552.469 hücre,  $\theta=8^\circ$  için 3.658.976 hücre içermektedir.

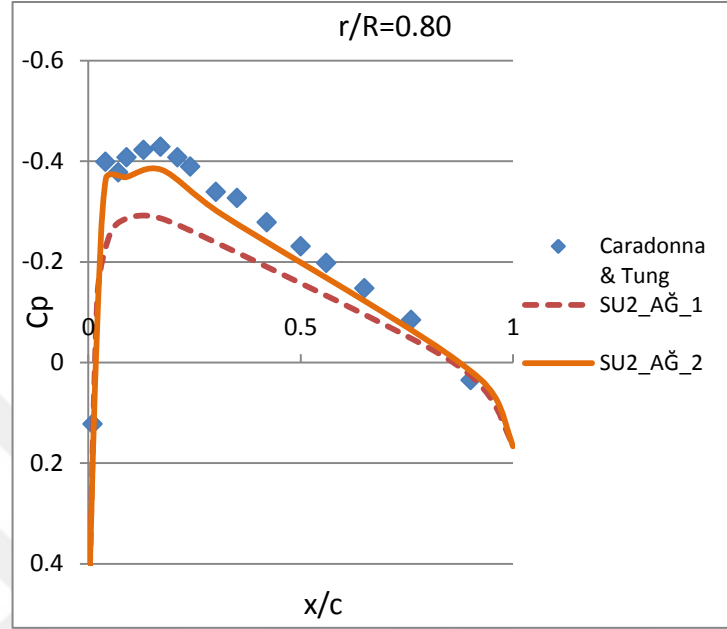
Çizelge 5.7 : Caradonna-Tung Rotoru analiz koşulları

$\theta=0^\circ$	$Ma_{uç} = 0.520$	$\omega = 157.1 \text{ rad/s}$
$\theta=8^\circ$	$Ma_{uç} = 0.439$	$\omega = 130.9 \text{ rad/s}$

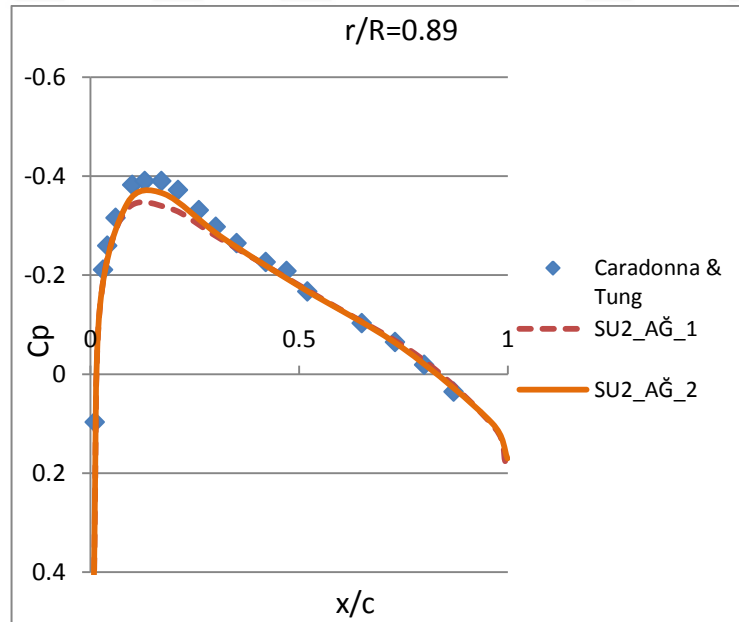
İlk ağ yapılarıyla yapılan analizler  $\theta=0^\circ$  için 49654 iterasyonda yoğunluk normunda 3 mertebe yakınsamıştır.  $\theta=8^\circ$  için ise 52698 iterasyonda yoğunluk normunda 3 mertebe yakınsamıştır. İkinci ağ yapılarıyla gerçekleştirilen analizler,  $\theta=0^\circ$  için 65498 iterasyonda yoğunluk normunda 3 mertebe yakınsamıştır.  $\theta=8^\circ$  için ise 72461 iterasyonda yoğunluk normunda 3 mertebe yakınsamıştır. Sonuçlar Caradonna ve Tung'un 1981 yılındaki çalışmasıyla karşılaştırılmıştır.

Şekil (5.27) incelendiğinde  $\theta=0^\circ$  için  $r/R=0.80$  istasyonunda birinci ağ yapısının (SU2\_AĞ\_1) deneysel verilerin altında sonuç verdiği görülmektedir. SU2\_AĞ\_1 için hücum kenarından itibaren sonuçlar deneysel verilerden oldukça farklı çıkmıştır. Firar kenarına doğru deneysel verilere bir yakınsama eğilimi gösterse de, sonuçlar genel olarak yeterli değildir. İkinci ağ yapısı (SU2\_AĞ\_2) için ise sonuçların kabul edilebilir ölçüde isabetli olduğu görülmüştür. Veter boyunca sonuçlar deneysel

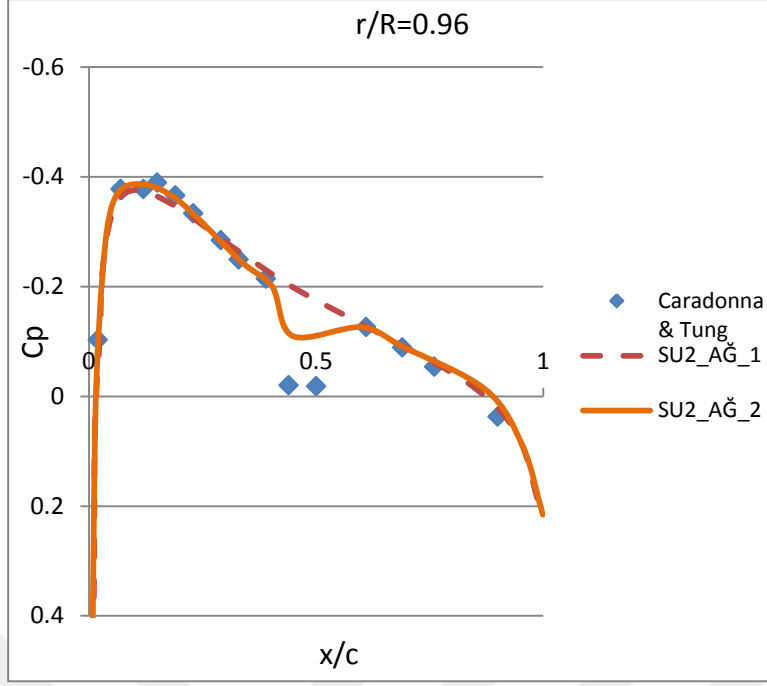
verilerdeki değişimlere uygun olarak gelişmiştir. Şekil (5.28)'de  $r/R=0.89$  istasyonunda ise birinci ve ikinci aę yapıları arasındaki fark azalmakla birlikte özellikle hücum kenarından çeyrek veter uzunluğundaki bölgeye kadar olan kısımda birinci aę yapısının daha iyi sonuçlar verdiği görülmüştür.



Şekil 5.27 :  $\theta=0^\circ$  için farklı  $r/R=0.80$  kesiminde basınç katsayısı dağılımı



Şekil 5.28 :  $\theta=0^\circ$  için farklı  $r/R=0.89$  kesiminde basınç katsayısı dağılımı

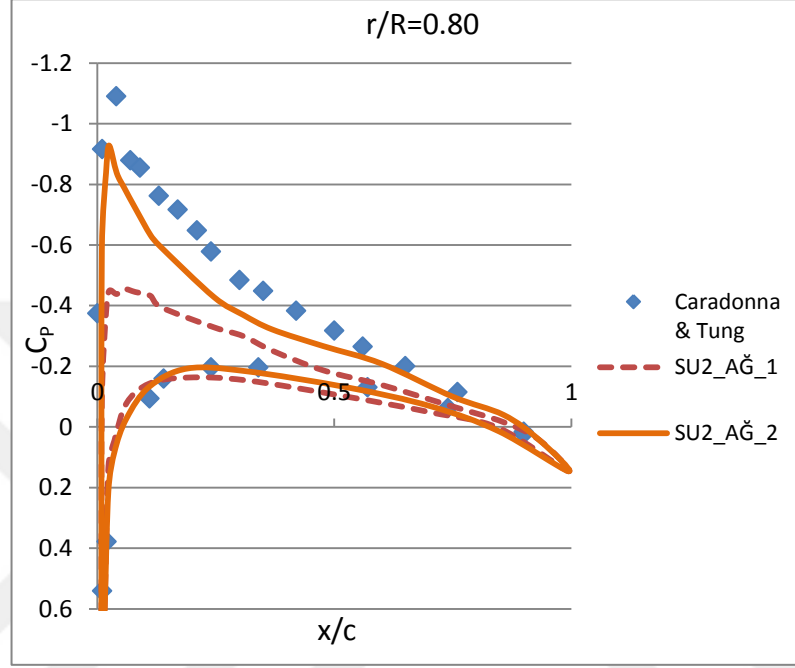


Şekil 5.29 :  $\theta=0^\circ$  için farklı  $r/R=0.96$  kesiminde basınç katsayısı dağılımı

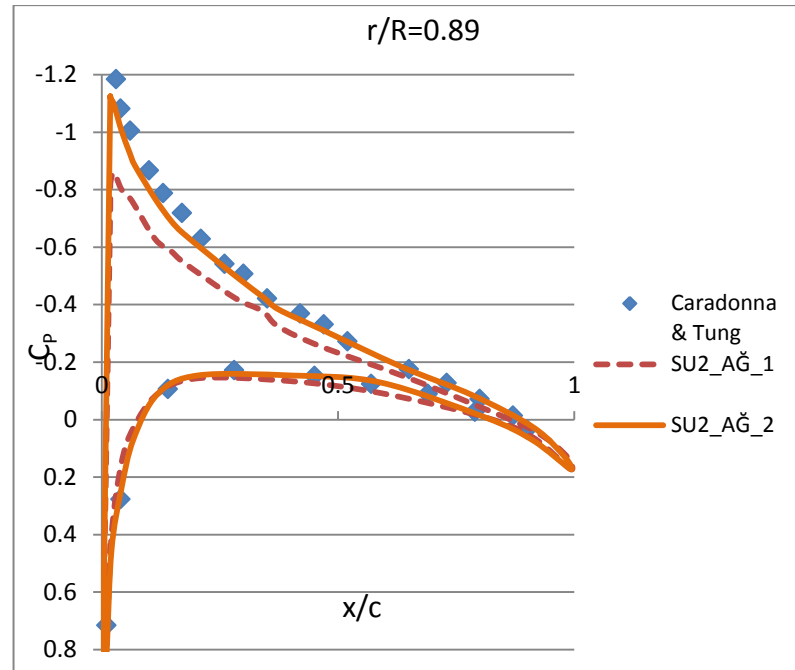
Şekil (5.29)'da verilen  $r/R=0.96$  istasyonundaki sonuçlar incelendiğinde veter ortasındaki bölge hariç birinci ağ yapısının da yeterli sonuç verdiği görülmektedir. Ayrıca üç istasyon birlikte incelendiğinde pal ucuna doğru sonuçların deneysel verilere gittikçe yaklaştığı görülmüştür. Şekil (5.29)'da ikinci ağ yapısı sonucu incelendiğinde ise veter ortasındaki bölgede basınç katsayısında net bir düşüş ardından tekrar yükseliş tespit edilmiştir. Bu noktada öncelikle bir şok oluşmuş, ardından hava akımı yüzeyden koparak pal üzerinde sınır tabaka ayrılma balonu oluşturmuş, veter ortasındaki kısımdan itibaren tekrar pal yüzeyine tutunarak, en sonunda pal üzerindeki toparlanmasını gerçekleştirmiştir.

$\theta=8^\circ$  sonuçların  $r/R=0.80$  istasyonunda incelendiği Şekil (5.30) için birinci ağ yapısının yetersiz olduğu açıkça görülmektedir. Hücum kenarı bölgesindeki sonuçlarda, basınç katsayısı değerleri birinci ağ yapısında deneysel verilerle neredeyse yarı yarıya bir farklılık göstermiştir. Bu ağ yapısı için sonuçların bir önceki ( $\theta=0^\circ$ ) sonuçlarının aksine firar kenarına gelene kadar deneysel verilerle istenen ölçüde bir yakınsama kuramadığı gözlenmiştir. İkinci ağ yapısı ise yine belli veter üzerindeki bazı noktalarda farklar göstermekle birlikte, birinci ağ yapısıyla karşılaştırıldığında oldukça başarılı sonuçlar vermiştir [33].

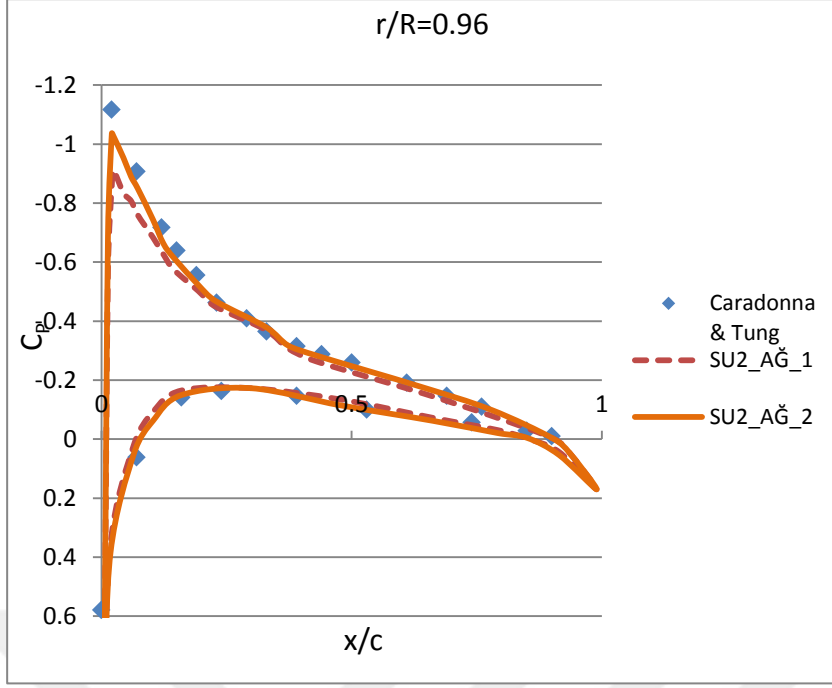
Şekil (5.31)  $r/R=0.89$  istasyonunda ve Şekil (5.32)  $r/R=0.96$  istasyonunda sonuçlar iki ağ yapısı için de deneysel verilere daha yakın çıkmıştır. Yine pal ucuna gidildikçe sonuçların daha doğru çıktığı görülmüştür. Ancak birinci ve ikinci ağ yapıları arasındaki farkın  $\theta=8^\circ$  çözümleri için daha net görüldüğü  $\theta=0^\circ$ 'de özellikle pal ucunda aradaki farkın çok az olduğu sonuçlara yansımıştır.



Şekil 5.30 :  $\theta=8^\circ$  için farklı  $r/R=0.80$  kesiminde basınç katsayısı dağılımı



Şekil 5.31 :  $\theta=8^\circ$  için farklı  $r/R=0.89$  kesiminde basınç katsayısı dağılımı



Şekil 5.32 :  $\theta=8^\circ$  için farklı  $r/R=0.96$  kesiminde basınç katsayısı dağılımı

İlk ağ yapısıyla gerçekleştirilen analizlerde sonuçların yakınsama süreleri 16 çekirdekte tek bir analiz için yaklaşık 12-16 saat arasında değişmiştir. İkinci ve daha yoğun ağ yapısına geçildiğinde analizlerin yakınsama süreleri 14-22 saat aralığında artmıştır. Bu durum hesaplamalı akışkanlar dinamiği çalışmalarında ağ yapısının sonuca ne kadar önemli derecede etki ettiğinin yanında analiz sürelerine olan tesiriyle de göz önünde bulundurulması gereken bir faktör olduğunu göstermiştir.

## 6. SONUÇ

Rotor çalışmasından önce gerçekleştirilen iki boyutlu ve üç boyutlu benzetim çalışmalarında, literatürde bulunan doğrulama amaçlı deney sonuçlarıyla karşılaştırıldığında SU2 programının başarılı sonuçlar verdiği görülmüştür. Hesaplamalı çalışmaların temeli olan düz levha analizinde yetersiz kalan Spalart Allmaras türbülans modeli yerine k-w SST modeli kullanılarak deneysel verilerle uyumlu yüzey sürtünme katsayısı elde edilmiştir. Ardından gerçekleştirilen iki boyutlu NACA 4412 benzeşiminde, ilk denenen ağ yapısıyla elde edilemeyen uygun sonuçlar, firar kenarı bölgesinde yapılan sıklaştırma ve nokta artırımıyla ikinci ağ yapısıyla elde edilmiş ve deneysel verilere uygunluk sağlanmıştır. İki boyutlu kanat geometrisi çalışmalarından bir diğeri olan SC1095 çalışması için ise sonuçlar genel olarak gayet iyi çıkmıştır. Sürüklenme katsayısında gerçekleşen bazı farklılıklara rağmen taşıma katsayısı, taşıma/sürüklenme oranı olarak son derece başarılı çıkmıştır. Gerçekleştirilen üç boyutlu kanat geometrisi çalışması olan Onera M6 benzetiminde ise kanat üzerinde oluşan tekil ve duble şoklar başarılı bir şekilde gösterilebilmiş, deneysel verilere yakınlık sağlanmıştır. Son benzetim çalışması olan Caradonna Tung Rotoru için ise iki farklı hatve açısı için sonuçlar ağ yapısındaki iyileştirmelerle uygun olarak elde edilmiştir.

Çalışmalar neticesinde, başlangıç amacı olan rotor üzerindeki akışın analiz edilmesi hedefine ulaşılmıştır. Ancak bu hedefe ulaşılırken rotor çalışmalarının zorluğu her alanda tecrübe edilmiştir. Akış şartlarını ve geometriyi akış alanı içinde döndürme ihtiyacını karşılayabilecek bir ağ yapısının oluşturabilmesi ve istenen sonuçların elde edilmesi yoğun çalışma gerektirmiştir. Bu noktada SU2 programının nispeten yeni olması ve rotor çözümlerinde programa hakim araştırmacı sayısının çok az olması, açık kaynaklı programların en büyük avantajlarından biri olan bilgi paylaşımı kozunun da kullanılmasını engellemiştir. Yine de elde edilen sonuçlar tatmin edicidir.

Çalışmanın literatüre en büyük katkısı hedef noktası olan rotor analizi başta olmak üzere, yıllardır bir çok çalışmada kullanılan iki ve üç boyutlu geometrilerin analizinin açık kaynaklı bir programla yapılmış olmasıdır. Sonuçlarla birlikte değerlendirildiğinde açık kaynaklı programların gelmiş olduğu nokta, bu anlamda umut vericidir.

İleriki aşamada bir başka araştırmanın konusu olarak, Caradonna-Tung rotoru üzerinde farklı türbülans modelleri denenebilir ve sonuçlar Spalart Allmaras sonuçlarıyla kıyaslanabilir. Bu çalışmada yer alan düz levha için k-w SST ve SA arasında görülen fark, diğer benzetim çalışmalarına da yansıtılabilir. Elbette bunun için daha çok işlem zamanı gerekeceği unutulmamalıdır. Bunun dışında ağ yapısını döndürmek amacıyla kullanılan “Rotating Grid” yaklaşımının dışında yaklaşımlarla ağ yapısı oluşturulup, analizler gerçekleştirilebilir. Rotor haricindeki diğer çalışmalar ise literatürde deneysel ve sayısal olarak çokça kullanılmış olduğundan, bu çalışmaların SU2 sonuçları diğer açık kaynaklı veya ticari programların sonuçlarıyla karşılaştırılabilir. Bu noktada SU2 programının sürekli gelişen yapısı takip edilmeli ve mümkünse program geliştiricileriyle iletişim içine girilerek deney sonuçlarıyla en iyi uyum gösteren yeni sayısal modeller geliştirilmelidir.



## KAYNAKLAR

- [1] **Anderson, J.**, (1978). *Introduction to flight*, New York, McGraw-Hill.
- [2] **Johnson Mary Ann**, (2001). *Following the Footsteps of the Wright Brothers: Their Sites and Stories Symposium Papers*, Wright State University
- [3] **Warsitz, Lutz**, (2009). *The First Jet Pilot*, Pen and Sword Book Ltd.
- [4] **Hirschberg, Michael J. and David K. Dailey**, (2000). *US and Russian Helicopter Development In the 20th Century*, American Helicopter Society, International.
- [5] **Price, Derek de S.** (1984). "A History of Calculating Machines". IEEE Micro.
- [6] **Milne-Thomson, L.M.** (1973). *Theoretical Aerodynamics*. Dover Publications.
- [7] **Houghton, E. L., Carpenter, P. W.**, (2003). *Aerodynamics for Engineering Students* (5th ed.)
- [8] **Clancy L.J.** (1975). *Aerodynamics*, Pitman Publishing Limited
- [9] **Leishman, J. Gordon.** (2006) *Principles of Helicopter Aerodynamics*. Cambridge University Press.
- [10] **Wieghardt, K., and Tillman, W.**, (1951) "On the Turbulent Friction Layer for Rising Pressure," NACA TM-1314
- [11] **Coles, D. and Wadcock, A. J.**, (1979). *Flying-Hot-Wire Study of Flow Past an NACA 4412 Airfoil at Maximum Lift*, *AIAA Journal*
- [12] **Flemming, R. J.**, (1984). *An Experimental Evaluation of Advanced Aircraft Airfoils in the NASA Ames Eleven-Foot Transonic Wind Tunnel*, *NASA Contractor Report*
- [13] **Schmitt, V. and F. Charpin**, (1979). *Pressure Distributions on the ONERA-M6-Wing at Transonic Mach Numbers, Experimental Data Base for Computer Program Assessment. Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04, AGARD AR 138*
- [14] **Caradonna, F.,X. and Tung, C.**, (1981). "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover", NASA Technical Memorandum.
- [15] **Anderson, John D.**, (2007). *Fundamentals of Aerodynamics* (4th ed.). McGraw-Hill.
- [16] **Liepmann, H. W.; Roshko, A.**, (2002). *Elements of Gasdynamics*. Dover Publications.
- [17] **URL-1:** <http://su2.stanford.edu>, (10.7.2016)

- [18] **URL-2:** <http://su2.stanford.edu/develop.html>, (10.7.2016)
- [19] **A. Inc.**, CFL3D User's Manual", (1998).
- [20] **Hodge, B. K.; Koenig K.**, (1995). Compressible Fluid Dynamics with Personal Computer Applications. Prentice Hall. ISBN 0-13-308552-X. OCLC 31662199
- [21] **K., A., Hoffmann, S., T., Chiang**, (2000). Computational Fluid Dynamics Volume 1, EES Books
- [22] **F. Palacios, M. R. Colonno, A. C. Aranake, A. Campos, S. R. Copeland, T. D. Economon, A. K. Lonkar, T. W. Lukaczyk, T. W. R. Taylor, and J. J. Alonso**, (2013). Stanford University Unstructured (SU2): An open-source integrated computational environment for multi-physics simulation and design, *AIAA Paper* 2013-0287, 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. January 7th - 10th, 2013. Grapevine, Texas, USA.
- [23] **Ashley, Holt, Landahl, Marten** (1985). *Aerodynamics of Wings and Bodies (2nd ed.)*. Dover Publications. ISBN 0-486-64899-0. OCLC 12021729
- [24] **Spalart, P. R. and Allmaras, S. R.**, (1994). *A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows*, Recherche Aerospatiale, No. 1, pp. 5-21
- [25] **Jameson A. and Caughey D.**, (1977)"A Finite Volume Method for Transonic Potential Flow Calculations," *AIAA paper*.
- [26] **Ching Jen Chen; Shenq-Yuh Jaw**, (1998), *Fundamentals of turbulence modeling*, Taylor & Francis
- [27] **Palacios, F., Economon, T. D., Aranake, A. C., Copeland, S. R., Lonkar, A. K., Lukaczyk, T. W., Manosalvas, D. E., Naik, K. R., Padron, A. S., Tracey, B., Variyar, A., and Alonso, J. J.**, (2014). "Stanford University Unstructured (SU2): Open-source analysis and design technology for turbulent flows," *AIAA Paper* 2014-0243, AIAA Science and Technology Forum and Exposition 2014: 52nd Aerospace Sciences Meeting, National Harbor.
- [28] **Economon TD, Palacios F, Alonso JJ, Bansal G, Mudigere D, Deshpande A. et al.** (2015). Towards high-performance optimizations of the unstructured open-source su2 suite. *AIAA Paper* 2015-1949.
- [29] **Krueger, Steven K.**, (1993). Linear Eddy Simulations Of Mixing In A Homogeneous Turbulent Flow. *Physics Of Fluids*.
- [30] **Winter, M.**, (2013) *Benchmark and Validation of Open Source CFD Codes, with Focus on Compressible and Rotating Capabilities, for Integration on the SimScale Platform*, Master's Thesis in Engineering Mathematics & Computational Sciences, Department of Applied Mechanics, Chalmers University of Technology.
- [31] **Menter, F. R.** (1994). "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications", *AIAA Journal*, 32 (8): 1598–1605, Bibcode:1994AIAAJ..32.1598M, doi:10.2514/3.12149

- [32] **John J. Bertin, Jacques Periaux, Josef Ballmann**, (1992). Advances in Hypersonics: Modeling hypersonic flows
- [33] **A. Jameson**, (2001) A perspective on computational algorithms for aerodynamic analysis and design. Progress in Aerospace Sciences, 37:197–243





## ÖZGEÇMİŞ

**Ad-Soyad** : Onur ÖKTEM  
**Uyruğu** : TC  
**Doğum Tarihi ve Yeri** : 25.08.1988 MERAM  
**E-posta** : onuroktem5@gmail.com

### ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2013, Yıldız Teknik Üniversitesi, Makine Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü
- **Yükseklisans** : 2016, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Makine Mühendisliği ABD

### MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

Yıl	Yer	Görev
2013	ÜNTES AŞ	Makine Mühendisi
2011	MKEK	Staj
2010	TEKFEN	Staj
2009	Dikey Mühendislik	Makine Mühendisi

**YABANCI DİL: İngilizce (YDS-91.25, ODTÜ İYS-93)**

### TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- Aerodynamic Analysis of Flow Characteristics over Rotors Using CFD Methods, **Oktem**, Basaran, Kaynak, ICCFD9, (2016), Sunum