İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

HELİKOPTER ROTOR PERFORMANSININ SAYISAL ANALİZİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Müh. Cumhur METE
511031004

Anabilim Dalı : Uçak ve Uzay Mühendisliği

Programı : Uçak ve Uzay Mühendisliği

ŞUBAT 2007

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

HELİKOPTER ROTOR PERFORMANSININ SAYISAL ANALİZİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Müh. Cumhur METE
511031004

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 25 Aralık 2006
Tezin Savunulduğu Tarih : 8 Şubat 2007

Tez Danışmanı : Prof.Dr. Alim Rüstem ASLAN
Diğer Jüri Üyeleri Prof.Dr. Kadir KIRKKÖPRÜ
Doç.Dr. Fırat Oğuz EDİS

ŞUBAT 2007

ÖNSÖZ

Günümüzde havacılık sektöründe helikopterle ilgili araştırmalar büyük önem kazanmış durumdadır. Helikopter endüstrisinin yaptığı araştırma ve geliştirme çabalarının yanında akademik çevrelerin çabaları büyük bir öneme sahiptir.

Bu çalışmayla pratik olarak bir helikopter rotor sisteminin performans analizinde kullanılan rüzgar tüneli vb. gibi yöntemler bilgisayar yardımıyla simüle edilerek deneysel verilerle benzer sayısal sonuçlar elde edilmeye çalışıldı.

Bu tez çalışması boyunca bana tolerans gösteren ve desteğini esirgemeyen danışman hocam Prof.Dr. Alim Rüstem ASLAN'a teşekkürlerimi sunarım.

Son olarak, tüm öğrenim hayatım boyunca bana destek olan sevgi, sabır ve tüm iyi niyetlerini benden esirgemeyem aileme özellikle babam İmam METE'ye şükranlarımı sunuyorum.

İÇİNDEKİLER

TABLO LİSTESİ v
ŞEKİL LİSTESİ vi
SEMBOL LİSTESİ viii
ÖZET ix
SUMMARY x

1. GİRİŞ 1
1.1. Tarihçe 1
1.2. Fiziksel Temeller 2
1.3. Helikopter Rotor Performansının Sayısal Analizi NEDİR? 3
1.4. Bu Tez Çalışmasının Amacı 3

2. ROTOR AERODİNAMİĞİNİN TEMELLERİ 5
2.1. Askı Durumunda Rotor Aerodinamiği 5
2.2. Momentum Teorisi 6
2.2.1. Devindirici disk 7
2.2.2. Akışkan Korunum Kanunlarının Rotora Akışına Uygulanışı 7
2.2.3. Momentum Teorisinin Hoverdaki Rotora Uygulanışı 8

3. SAYISAL ANALİZ 10
3.1. Hareket Denklemleri 10
3.1.1. Süreklilik Denklemi 10
3.1.2. Momentum Denklemi 10
3.1.3. Enerji Denklemi 11
3.2. Dönel Kuvvetler 11
3.3. SST Turbülans Modeli 12
3.3.1. $k-w$ Temelli Turbülans Modeli 12
3.3.2. SST Turbülans Modeli 14
3.2.1.1. Harmanlama Fonksiyonları 15
3.4. Rotor Performans Denklemleri 16

4. SAYISAL AĞ 17
4.1. Caradonna-Tung Rotoru için Oluşturulan Sayısal Ağ 17
4.2. AH1-G Rotoru için Oluşturulan Sayısal Ağ 21

5. SINIR ŞARTLARI 23
5.1. Bir Boyutlu Momentum Teorisinin Hover Sınır Şartlarına Uygulan. 23
5.2. Giriş Sınır Şartı 25
5.3. Açık Sınır Şartı 26
5.4. Periyodik Sınır Şartı 26
5.5. Duvar sınır Şartı 26
5.6. 0^0 Hücum Açısına Sahip Caradonna-Tung Rotoru için Sınır Şartları 27

6. SONUÇLAR ve DEĞERLENDİRMELER 29
6.1. Caradonna-Tung Rotorunun Analiz Sonuçları 29
6.1.1. M_{tip}=0.607 ve 5^o hücüm açılı hal 29
6.1.2. M_{tip}=0.727 ve 8^o hücüm açılı hal 33
6.1.3. M_{tip}=0.52 ve 0^o hücüm açılı hal 35
6.2. AH1-G Rotorunun Analiz Sonuçları 38
6.2.1. M_t=0.52 ve 0^o hücüm açılı hal 39
6.2.2. M_t=0.44 ve 8^o hücüm açılı hal 40
6.3. Değerlendirmeler 41

EKLER 42
EK A 42
EK B 44
EK C 46
EK D 48
EK E 50

KAYNAKLAR 52

ÖZGEÇMİŞ 55

TABLO LİSTESİ

Sayfa No

Table 4.1 **:** Caradonna-Tung Rotoru Pala parametreleri……. 19
Table 4.2 **:** AH1-G Rotoru Pala parametreleri…… 21
Tablo 5.1 **:** Caradonna-Tung Rotorunun Analizinde Kullanılan Sınır Şartları..... 26
Table 5.2 **:** AH1-G Rotorunun Analizinde Kullanılan Sınır Şartları..... 26
Tablo 6.1 **:** Analizi yapılan simulasyonlar……..... 27
Tablo 6.2 **:** Değişik İterasyon Sayılarında Kuvvet Değişimi..... 33
Tablo 6.3 **:** AH1G Rotoru için Analizi yapılan simulasyonlar..... 36

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 2.1 : Askı ve ileri uçuş halleri için rotor diski üzerindeki hız dağılımları…..... 6
Şekil 4.1 : Caradonna-Tung ve AH1-G rotorunun sınır yüzeyleri..... 17
Şekil 4.2 : Caradonna-Tung palası ve yüzey sayısal ağı..... 18
Şekil 4.3 : Periodik hesaplama için yüzey sayısal ağı..... 19
Şekil 4.4 : 0^0 kolektif hücum açısında AH1-G palasının yüzey sayısal ağı..... 21
Şekil 5.1 : Askı durumundaki rotor için uygulanan sınır şartları..... 24
Şekil 6.1 : İtki Kuv.nin iterasyon sayısına göre değişimi..... 30
Şekil 6.2 : 5^0 hücum açılı pala için r/R=0.5 istasyonunda C_p dağılımları..... 30
Şekil 6.3 : 5^0 hücum açılı pala için r/R=0.8 istasyonunda C_p dağılımları..... 31
Şekil 6.4 : 5^0 hücum açısı ve M_{tip}=0.607 için pala yüzeyindeki y+ dağılımı..... 31
Şekil 6.5 : 5^0 hücum açısı ve M_{tip}=0.607 için itki kuvvetinin dağılımı..... 32
Şekil 6.6 : 8^0 hücum açılı pala için r/R=0.8 istasyonundaki C_p dağılımları..... 33
Şekil 6.7 : 8^0 hücum açılı pala için r/R=0.89 istasyonunda C_p dağılımları..... 33
Şekil 6.8 : Qc=8 ve Mtip=0.727 için pala yüzeyindeki y+ dağılımı..... 34
Şekil 6.9 : 8^0 ve M_{tip}=0.727 için itki kuvvetinin dağılımı..... 34
Şekil 6.10 : 0^0 hücum açılı pala için r/R=0.5 istasyonundaki C_p değerleri..... 36
Şekil 6.11 : 0^0 hücum açılı pala için r/R=0.96 istasyonundaki C_p değerleri..... 36
Şekil 6.12 : 0^0 ve M_{tip}=0.52 için pala yüzeyindeki y+ dağılımı..... 37
Şekil 6.13 : Yang ve ark.'nın AH1G rotoru için elde ettiği C_p değerleri..... 38
Şekil 6.14 : M_t=0.52 ve 0^o hücüm açılı halde İtki Kuv.nin değişimi..... 39
Şekil 6.15 : 0^0 hücum açılı pala için r/R=0.5 istasyonunda Cp dağılımları..... 39
Şekil 6.16 : M_{tip}=0.52 ve 0^o hücüm açılı halde İtki Kuv.nin değişimi..... 40
Şekil 6.17 : 8^0 hücum açılı pala için r/R=0.95 istasyonundaki C_p dağılımları..... 40
Şekil A.1 : 5^0 hücum açısına ve Mtip=0.607 değerine sahip Caradonna-Tung palası için Cp dağılımları 42
Şekil A.2 : 5^0 hücum açısına ve Mtip=0.607 değerine sahip Caradonna-Tung palası için RMS kalan değerlerinin değişimi..... 43
Şekil B.1 : 8^0 hücum açısına ve Mtip=0.727 değerine sahip Caradonna-Tung palası için Cp dağılımları 44
Şekil B.2 : 8^0 hücum açısına ve Mtip=0.727 değerine sahip Caradonna-Tung palası için RMS kalan değerlerinin değişimi..... 45

Şekil C.1 : 0^0 hücum açısına ve Mtip=0.52 değerine sahip Caradonna-Tung palası için Cp dağılımları 46
Şekil C.2 : 0^0 hücum açısına ve Mtip=0.52 değerine sahip Caradonna-Tung palası için RMS kalan değerlerinin değişimi..... 47
Şekil D.1 : 0^0 hücum açısına ve Mtip=0.52 değerine sahip AH1G palası için Cp dağılımları..... 48
Şekil D.2 : 0^0 hücum açısına ve Mtip=0.52 değerine sahip AH1G palası için RMS kalan değerlerinin değişimi..... 49
Şekil E.1 : 8^0 hücum açısına ve Mtip=0.44 değerine sahip AH1G palası için Cp dağılımları 50
Şekil E.2 : 8^0 hücum açısına ve Mtip=0.44 değerine sahip AH1G palası için RMS kalan değerlerinin değişimi..... 51

SEMBOL LİSTESİ

A : Rotor disk alanı
c : Veter uzunluğu
$\mathbf{C}_L$: Taşıma katsayısı
$\mathbf{C}_p$: Basınç katsayısı
$\mathbf{C}_T$: İtki katsayısı
g : Yerçekimi ivmesi
h : Entalpi
k : Türbülans kinetik enerji
L : Aerodinamik taşıma
M : Mach sayısı
$\mathbf{M}_{tip}$: Pala ucu mach değeri
N : Pala sayısı
n : Yüzey normal vektörü
p : Akışkan basıncı
P : Güç
$\mathbf{q}_\infty$: Dinamik basınç ($q_\infty = \frac{1}{2}\rho V^2$)
R : Rotor yarıçapı
r : Eksenden uzaklık (r=y/R)
Re : Reynolds Sayısı
S : Yüzey integrali
t : Zaman
T : Sıcaklık
T : İtki
U : Hız bileşeni (boyutlu)
W : Hava aracının ağırlığı
$\boldsymbol{\theta_c}$: Rotor Kollektif Açısı
$\boldsymbol{\rho}$: Yoğunluk
μ : Dinamik Viskozite
ν : Kinematik Viskozite
ψ : Azimuth açısı
Ω,ω : Açısal Hız

HELİKOPTER ROTOR PERFORMANSININ SAYISAL ANALİZİ

ÖZET

Helikopter kaldırma, itki ve kontrol kuvvetlerini döner kanatlarını kullanarak sağlayan, havada asılı olarak yani yere göre durağan kalabilen hava aracıdır. Bu tanımlama helikopteri tasarlamanın hem önemini hem de zorluğunu ortaya koymaktadır. Dikey kalkıp inebilen hava araçlarına olan talepler helikopter neslini üretmiştir. Bu talepler daha az güç yüklemesi (gerekli gücün kaldırmaya oranı) çözümünde birleşmiş ve bu çözümü sağlamak için değişik teknikler geliştirilmiştir.

Bu çalışmada, karşılaştırma yapabileceğimiz deneysel verileri bulunan, literatürde Caradonna-Tung Rotoru olarak adlandırılan, iki palalı izole edilmiş bir rotor sistemi sayısal analiz için oluşturulan simülasyonların doğruluğunu test etmek amacıyla kullanıldı. Caradonna-Tung rotorunun analizi için oluşturulan sayısal simülasyonların doğruluğu sağlandıktan sonra aynı analiz yöntemi AH1-G Rotorunun analizi için uygulandı. Farklı hücum açılarında, M_{tip} değerlerinde ve dönüş hızlarında Hesaplamalı Akışkan Dinamiği simulasyonları oluşturuldu. Analiz, deneysel verilerde olduğu gibi beş farklı pala istasyonunda yapıldı. Analizlerde Navier-Stokes denklemleri ve SST türbülans modeli kullanıldı. Tüm analizler zamandan bağımsız ve kararlı bir rotor hareketi için yapıldı. Dönen Referans sistemi uygulanarak tüm akışkan hacmi sabit dönme hızında döndürülerek ve rotor hareket ettirildi.

Sayısal Ağ ICEM CFD 10.0 ticari yazılımı kullanılarak oluşturuldu. Hesaplamalı Akışkan Dinamiği simulasyonları ANSYS CFX 10.0 ticari yazılımı kullanılarak yapıldı.

NUMERICAL ANALYSE OF HELICOPTER ROTOR PERFORMANCE

SUMMARY

A helicopter can be defined as any flying machine using rotating wings (i.e. rotors) to provide lift, propulsion and control forces that enable the aircraft to hover relative to the ground without forward flight speed to generate these forces. This definition reveals both the importance and difficulties of designing it.Demanding for vertical take off and landing (VTOL) produced the generation of helicopters, and those demands found unique solution with a much lower power loading, which described as power required to lift, than those provide by various techniques.

In this study Caradonna-Tung rotor was used as test case which has two isolated blades and experimantal datas for comparison . After proving of test case the same numerical simulations hane been applied for the AH1-G Rotor. CFD simulations for rotor models were made at different collective pitches, M_{tip} values and revolution speeds. Numerical analysis was made as the same with experimental at five different blade stations. Navier-Stokes equations and SST turbulance model were used in numerical calculations. All analyses were done for rotor motion that has stability and steady-state flow condition . Rototating Referance System was used to obtain rotation of blade.

Grid was made using ICEM CFD which is a commercial mesher software by ANSYS. Computational fluid dynamics simulations were made using CFX which is a commercial unstructured solver software by ANSYS.

1. GİRİŞ

1.1 Tarihçe

Son yıllarda, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) metodları kullanarak tüm helikopter konfigürasyonlarının daimi olmayan hesaplamaları mümkün hale geldi. Helikopter uygulamalarında kullanmak üzere geliştirilen metodlar tam potansiyel denklemini , Euler denklemlerini ve Navier-Stokes denklemlerini kullanır.[1-10]

Geçen onyıllar boyunca, sabit kanatlı hava araçları etrafındaki akışların sayısal simulasyonu için geliştirilen HAD (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği) metodları önemli derecede gelişti. Modern HAD metodları dizayn şartlarıyla kolayca adapte olabilir, kanat taşıması ve toplam kanat geri sürüklemesi için iyi kesinlik sağlayabilir. Bununla birlikte, döner kanatlı hava araçları için durum daha karmaşık görünüyor ve HAD uygulamaları helikopter endüstrisinde sabit kanatlılardaki kadar yeterliliğe ulaşmadı. Döner kanatlılar etrafındaki akışın HAD analizi sabit kanatlılarla kıyaslandığında önemli derecede zordur. Bu duruma katkıda bulunan pek çok neden vardır. i) rotor akışları akışkan mekaniği fenomeninde karmaşık ve zengindir. HAD metodları güçlü girdaplar, vorteks iz bölgesinin şekli, türbülansa geçiş ve pala üzerinde yarıçap boyunca mach ve reynolds sayısındaki büyük değişimler. ii) Rotor akışlarında aerodinamik ve aeromekanik arasında güçlü bir bağlantı vardır. Bu bağlantı hem rotor göbeğinde menteşe etrafındaki 'rigid pala' hareketini hemde rotor palalarının elastik deformasyonunu kapsar. [19]

Son 15 yıldır özellikle Navier-Stokes tabanlı çözüm yöntemleri ağırlık kazanmaktadır. McCroskey[12], Srinivasan ve Sankar[13], Landgrebe[14], Hariharan ve Sankar[15] tarafından sunulan referanslarda bu simülasyonlara ilişkin son gelişmeler anlatılmıştır.

Wake ve Sankar[16], askı ve ileri uçuş halleri için rotor akışını incelemek üzere ilk Navier-Stokes(NS) çözücüyü geliştirenler arasındadır. C-H hesaplama ağı ve melez ADI şemasına dayalı bir kapalı zaman şemalı NS kodu geliştirdiler. Rotor iz etkileri için yine içeri akış tablolarından yararlanılmıştır. Bu çalışmaları takiben bir çok araştırmacı NS tabanlı çalışmaları gerçekleştirmiştir. Günümüzde döner kanatlılar için geliştirilen iki önemli analiz kodları TURNS ve OVERFLOW programlarıdır. Her ikisi de ancak ABD'de izin verilen araştırmacı ve firmalar tarafından kullanılabilmektedir. Son gelişmeler hakkında ayrıntılı bilgiler Usta[17] da bulunabilir.

1.2 Fiziksel Temeller

Helikopter taşıma, itki ve kontrol kuvvetlerini döner kanatlarını kullanarak sağlayan, havada asılı olarak yani yere göre durağan kalabilen hava aracıdır. Bu tanımlama helikopteri tasarlamanın hem önemini hemde zorluğunu ortaya koymaktadır. Dikey kalkıp inebilen hava araçlarına olan talep helikopter neslini üretmiştir. Bu talepler daha az güç yüklemesi (gerekli gücün taşıma kuvvetine oranı) çözümünde birleşmiş ve bu çözümü sağlamak için değişik teknikler geliştirilmiştir. [18]

Helikopter rotoru üç temel fonksiyona sahiptir. Birincisi, helicopter ağırlığına zıt yönde dikey taşıma kuvveti üretmek. İkincisi, ileriye uçuş için yatay itici kuvveti üretmek. Üçüncüsü, kuvvetler ve momentler oluşturarak helikopterin pozisyon ve irtifa kontrolünü sağlamak. Bu temel üç fonksiyon pilot kontrolü altında olmalıdır. Sabit kanatlı bir uçakta bu fonksiyonları yerine getiren bileşenler farklı olmasına rağmen helikopter bu üç fonksiyonu tek başına rotor sağlar.[18] Bu da bize rotor sistemi tasarım ve analizinin helikopterin performansı açısından ne kadar önemli olduğunu gösterir.

Chen ve Brigeman [1] sabit palalı koordinat sisteminde izole edilmiş bir rotor için üç boyutlu sınır tabaka denklemlerini tam potansiyel denklemleriyle birleştirdi. Üç boyutlu sınır tabaka denklemlerinin yüzey eğriliği etkilerini ihmal ettiği ve pala dönüşünden dolayı sınır tabakadaki merkezkaç ve coriolis kuvvetlerini hesaplamak için ilaveten x-momentum ve z-momentum denklemleri eklendi. Bu denklemler

değiştirilmiş teğetlik sınır şartı kullanılarak birleştirildi. Bu değiştirilmiş sınır şartı yüzeye dik hız bileşenini kuvvetlendirir. Bu hız komponenti sınır tabakadaki momentum kaybından kaynaklanan invisid akış yer değiştirmesini simüle eden yüzeyden invisid akışın yönünü değiştirir. [1] Ayrıca, kaldırmasız ileri uçuşta iki radyal istasyon için veter basınç katsayısı mukayeselerinde iyi örtüşme göründü. Bridgeman ve diğerleri [11] , daimi olmayan üç boyutlu sınır tabakaya bütünleşik tam potansiyel denklemini çözdü. Bu method belirli bir sayıdaki modelleme geliştirmeleriyle bir önceki metoda benzer. Tam potansiyel hesaplamalarına gövdeyi katmak mümkün olmasına rağmen bu yöntem pek çok analizde kullanılan sabit palalı koordinat sistemi nedeniyle pratikte zor olacaktır.

1.3 Helikopter Rotor Performansının Sayısal Analizi NEDİR?

Helikopter rotor performansının sayısal analizi; sayısal hesaplamada kullanılan geometri, sayısal ağ , akışkan hareket denklemleri, sınır şartları formülasyonu ve sayısal değerleri, akım alanın sayısal ayrıklaştırma metodu, çözüm metodu, yakınsama kriterlerinin rotor performansı parametreleri olarak kullanılan C_p, C_t, C_P ve M_{tip} üzerindeki etkilerinin sayısal analizi olarak tanımlanabilir**.**

1.4 Bu Tez Çalışmasının Amacı ve İzlenen Yol

Bu tez çalışmasının amacı, izole edilmiş bir rotor sisteminin performans parametrelerinin sayısal yöntemlerle incelenmesidir. Bu amaç için üç aşama belirlendi.

İlk aşamada literatürde "Caradunna-Tung Rotoru" olarak adlandırılan iki palalı, burulmasız, incelmeyen, dikdörtgensel, açıklık oranı altı olan ve NACA0012 profilinden oluşan rotor sistemi, 2R uzak alan sınır şartına göre kapalı hacimde periodik akış arayüzü kullanılarak sadece askı uçuşu için incelendi. Farklı M_{tip}, dönüş hızları ve hücum açılarına sahip üç simulasyon oluşturuldu. Turbülans etkilerini incelemek için SST türbulans modeli kullanıldı. Basınç dağılımı

karşılaştırmaları beş farklı pala istasyonunda yapıldı. Elde edilen sayısal sonuçların deneysel verilerle iyi uyum sağladığı görüldü.

İkinci aşamada Caradonna-Tung Rotoru analizinde kullanılan yöntemler AH1-G rotorunun analizine uygulandı. Orijinal geometrik parametreler kullanılarak 0^0 ve 8^0 hücum açılarında AH1G rotoru analiz edildi.

Üçüncü aşamada elde edilen sonuçlar kullanılarak analizde kullanılan sayısal simülasyonlar ve sonuçları hakkında değerlendirmeler yapıldı.

2. ROTOR AERODİNAMİĞİNİN TEMELLERİ

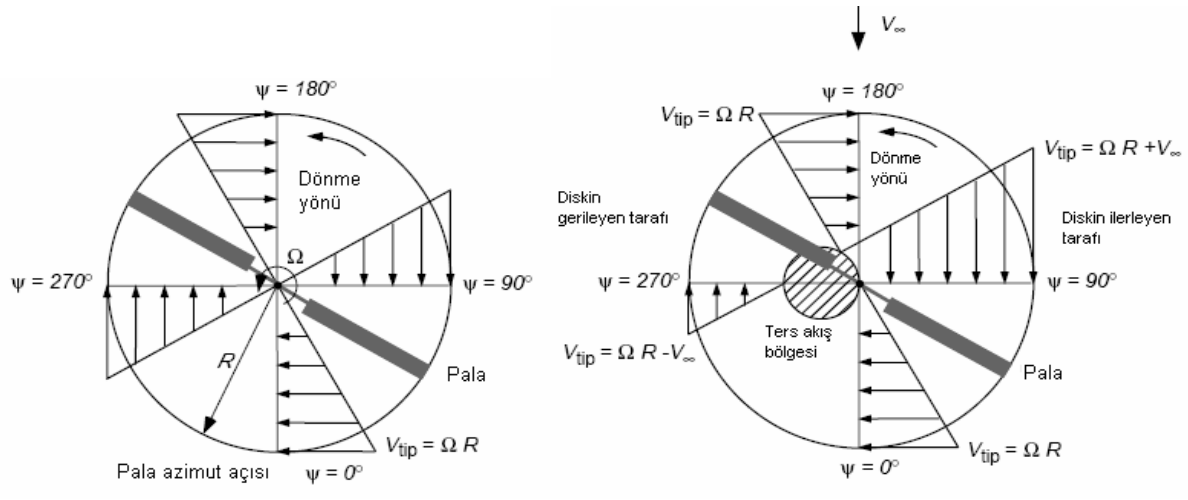
2.1 Askı Durumunda Rotor Aerodinamiği

Bir helikopter rotoru üç temel fonksiyonu yerine getirir;

1. Helikopter ağırlığına zıt yönde dikey taşıma kuvvetini üretmek.
2. İleri uçuş için yatay itici kuvveti üretmek.
3. Üretilen kuvvetlerin ve momentlerin vasıtasıyla helikopterin yönünü ve irtifayı kontrol etmek

Sabit kanatlı hava araçlarından farklı olarak helikopter rotoru bu üç fonksiyonu tek başına sağlamak zorundadır. Rotor tasarımcıları, rotorun talep edilen rolleri yerine getirebileceğini garanti altına almak için önemli aerodinamik ve tüm rotor davranış bilgisine ihtiyaç duyarlar.

Dönen bir palanın herhangi bir kısmının taşıma kapasitesi lokal hücum açısı ve lokal dinamik basıncıyla alakalıdır. Pala pozisyonu azimut açısı, ψ, terimiyle tanımlanır. Şekil 2.1 de askı ve ileri uçuş için azimut açısı ve taşıma kuvveti değişimi gösterilmiştir. Askı uçuşunda pala boyunca hız değişimi rotor diski üzerinde eksenel simetrik, yarıçap boyunca lineer, hubda sıfır akış hızı ve pala ucunda hız maksimumdur. Pala üzerindeki lokal dinamik basınç, dönme ekseninden uzaklığın karesiyle doğru orantılıdır. İlk hesaplara dayanarak ortalama rotor itkisi pala uç hızının karesine bağlı olacaktır, $T \propto V_{tip}^{\ 2}$. Aynı zamanda rotor güçü, P, pala uç hızının küpüne bağlı olacaktır, $P \propto V_{tip}^{\ 3}$. [18]



a) Askı Hali b) İleri uçuş hali, $\mu = 0.3$

Şekil 2.1: Askı ve ileri uçuş halleri için rotor diski üzerindeki hız dağılımları

2.2 Momentum Teorisi

Momentum teorisi, rotor performansını hesaplamak için akışkanlar mekaniğinin temel korunum kanunlarının rotor akışına uygulanmasıdır. Rotor diski havanın palaların üzerinde oluşturduğu itkiyi tutar. Newton'nun ikinci kanununa göre rotorun hava üzerinde eşit ve zıt yönde tepkisi olmalıdır. Sonuçta rotor iz bölgesindeki hava, itki yönüne zıt yönde bir hız artışına sahip olur.

Momentum korunumu itkinin birim kütle akışına oranı, $T/\dot{m}$, ile uzak iz bölgesindeki indüklenmiş hız, w, arasında bir bağlantı kurar. Enerjinin korunumu $T/\dot{m}$, w ve rotor diskindeki indüklenmiş hız, v, arasında bağlantı kurar. Sonuç olarak kütlenin korunumu, $\dot{m}$, indüklenmiş hız, v, türünden elde edilir. Uzak iz bölgesindeki hızın, w, elenmesiyle indüklenmiş güç kayıbı ile rotor itkisi arasında bağlantı elde edilir. Momentum teorisi pala etrafındaki akışın ayrıntılarıyla ilgilenmez ve rotor itkisi dolayısıyla gücü hakkında birinci mertebeden tahminde bulunmamızı sağlar. Bu nedenle pala tasarımı ve analizi için tek başına yetersizdir. [20]

2.2.1 Devindirici Disk (Actuator Disk)

Rotor, momentum teorisi analizinde sıfır kalınlığa sahip dairesel devindirici disk olarak modellenir. Bu devindirici disk basınç farkını sağlar ve havayı diske doğru hızlandırır. Devindirici disk modeli gerçek rotora bir yaklaşımdır. Rotor palası yüklerinin bir disk üzerinde dağıtılması sonsuz sayıda palanın düşünülmesine denktir. Devindirici diskin ayrıntılı akışı az sayıdaki rotor akışından çok farklıdır. Akış alanı gerçekte süreksizdir. Düzensiz ve daimi olmayan indüklenmiş hız nedeniyle gerçek indükleniş güç kayıpları momentum teorisi sonuçlarından daha yüksek olacaktır. [20]

2.2.2 Akışkan Korunum Kanunlarının Rotor Akışına Uygulanışı

Genel bir yaklaşım olarak rotora doğru akış bir boyutlu, sanki-daimi, sıkıştırılamaz ve sürtünmesiz kabül edilebilir. Rotor etrafındaki havanın, akışkan elemanları arasında viskoz kayma üretmeyen ideal bir akışkan olarak hesaba katılırsa indüklenmiş kayıpları akışkandaki yegane kayıplar olarak kabül edebiliriz. Viskoz etkilerden dolayı oluşan diğer kayıplar ihmal edilebilir. Hava akışını sanki-daimi kabül edildiğinden bir noktadaki akışkan özellikleri zamanla değişmez farz edilir. Son olarak hava akışı bir boyutlu olduğundan rotor düzlemine paralel her hangi bir düzlemin etrafında akışkan özellikleri değişmeyecektir. Şekil 2.2'de görülen sonlu kontrol hacmine kütlenin korunumunu idare eden genel denlem uygulandığında

(2.1) bağıntısını elde ederiz.

$$\oiint_S \rho V . d\vec{S} = 0 \qquad (2.1)$$

$\vec{V}$, lokal hız ve ρ, akışkan yoğunluğudur. (2.1) bağıntısı skaler bir bağıntıdır. Akışkan momentum korunumunu yöneten denklem (2.2)'de ki gibi yazılabilir.

$$\vec{F} = \oiint_S \rho d\vec{S} + \oiint_s (\rho \vec{V} . d\vec{S})\vec{V} \qquad (2.2)$$

Serbest akış için kontrol hacmi içindeki akışkan üzerinde net basınç kuvveti sıfırdır. Buradan akışkan üzerindeki net kuvvet, $\vec{F}$, basitçe kontrol yüzeyi, S den geçen akışkanın momentum değişim miktarına eşittir. Newton'un 3. kanununa göre rotorun akışkan üzereinde oluşturduğu kuvvet, rotor üzerinde eşit ve zıt yönde bir kuvvet oluşturur. Bu kuvvet rotor **itki kuvvetidir**.

Rotor etrafındaki akışın enerji korunumunu yöneten denklem (2.3) de verilmiştir. Bu denklem rotor tarafından akışkan üzerinde yapılan işi gösterir. [18]

$$W = \oiint_S \frac{1}{2}\left(\rho \vec{V}.d\vec{S}\right)\left|\vec{V}\right|^2 \tag{2.3}$$

2.2.3 Momentum Teorisinin Hoverdaki Rotora Uygulanışı

Rotor düzlemindeki indüklenmiş hızı, v_i, uzaktaki rotor iz bölgesindeki hızı, w, ve rotor disk alanını, A ile temsil etsin.

Akışın sanki-sürekli kabülünden ve kütlenin korunumu kanundan kütle akış miktarı, $\dot{m}$, rotor iz bölgesi sınırlarında sabit olmalıdır. Buradan

$$\dot{m} = \oiint_\infty \rho \vec{V}.d\vec{S} = \oiint_2 \rho \vec{V}.d\vec{S} \tag{2.4}$$

(2.4) denklemi akışın bir boyutlu sıkıştırılamaz kabülüyle (2.5) denklemine indirgenir.

$$\rho A_\infty w = \rho A_2 v_1 = \rho A v_1 \tag{2.5}$$

Akışkan momentumunun korunumu prensibi, rotor itkisi ve kontrol hacmindeki momentumun zamandaki değişimi arasındaki bağıntıyı verir. Rotor itkisi, (2.6) da verilen akışkan üzerindeki kuvvetin eşit ve zıt yönündedir.

$$\vec{F} = T = \oiint_{\infty} \rho \left(V . d \vec{S} \right) \vec{V} - \oiint_{0} \rho \left(V . d \vec{S} \right) \vec{V} \tag{2.6}$$

Askı uçuşunda rotorun yukarısındaki hava hareketsizdir. (2.6) denkleminin sağdan ikinci terimi sıfırdır. Askı için rotor itkisi skalar olarak (2.7) eşitliğindeki gibi yazılabilir. [18]

$$T = \oiint_{\infty} \rho \left(V . d \vec{S} \right) \vec{V} = \dot{m} \, w \tag{2.7}$$

3. SAYISAL ANALİZ

3.1 Hareket Denklemleri

CFX[21] tarafından çözülen hareket denklemleri daimi olmayan (unsteady) Navier-Stokes denklemlerinin korunumlu halidir.

3.1.1 Süreklilik Denklemi

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \bullet \left(\rho \mathbf{U} \right) = 0 \tag{3.1}$$

3.1.2 Momentum Denklemi

$$\frac{\partial \rho \mathbf{U}}{\partial t} + \nabla \bullet \left(\rho \mathbf{U} \otimes \mathbf{U} \right) = \nabla \bullet \left(- p\delta + \mu \left(\nabla \mathbf{U} + \left(\nabla \mathbf{U} \right)^T \right) \right) + S_M \tag{3.2}$$

S_M , momentum kaynağını temsil etmektedir.

3.1.3 Enerji Denklemi

$$\frac{\partial \rho h_{tot}}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \bullet \left(\rho \mathbf{U} h_{tot} \right) = \nabla \bullet \left(\lambda \nabla \hat{0} \right) + S_E \tag{3.3}$$

h_{tot}, spesifik toplam entalpi olarak tanımlanmaktadır.[11] S_E enerji kaynağını temsil etmektedir. Eğer viskoz etkiler büyükse, kesme viskoz etkilerini hesaplamak için sağ tarafa terim ilave edilir ve enerji denklemi (3.4) deki halini alır.

$$\frac{\partial \rho h_{tot}}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \bullet \left(\rho \mathbf{U} h_{tot} \right) = \nabla \bullet \left(\lambda \nabla \hat{0} \right) + \nabla \bullet \left(\mu \nabla \mathbf{U} + \nabla \mathbf{U}^T - \frac{2}{3} \nabla \bullet \mathbf{U} \delta \mathbf{U} \right) + S_E \tag{3.4}$$

3.2 Dönel Kuvvetler (Rotational Forces)

Sabit açısal hızda dönme hareketi gösteren akışlar için, Coriolis kuvvetinin ve sıkıştırılabilir akışta merkezkaç kuvvetinin etkisini hesaplamak için ilave momentum kaynak terimleri gereklidir. Bu durum (3.5) bağıntısında gösterilmiştir.

$$S_{M,rot} = S_{Cor} + S_{cfg} \tag{3.5}$$

$$S_{cfg} = -\rho \omega \times \left(\omega \times r \right) \tag{3.6}$$

$$S_{Cor} = -2 \rho \omega \times U \tag{3.7}$$

(3.7) eşitliğinde ***U,*** göreceli frame hızı(örneğin bir dönen referans için dönme hızı) ve (3.6) denkleminde ***r,*** yer vektörünü temsil etmektedir.

Enerji Denkleminde ise toplam entalpi değeri aşağıda I ile verilen rotasyonel entalpi ifadesi ile yer değiştirir.

$$\mathrm{I} = h_{stat} + \frac{1}{2}U^2 - \frac{1}{2}\omega^2 R^2 \qquad (3.8)$$

Enerji denklemindeki geçici terim, dönme enerjisini içermediğinden, eğer dönme hızı sabitse, dönme entalpisi geçici çözüm içinde muhafaza edilir.

3.3 SST Turbülans Modeli

k-w temelli SST turbülans modeli turbülanslı kopma(shear) gerilmelerini hesaplar ve akım ayrılmalarının başlangıcını ve ters basınç gradyenleri altındaki ayrılma miktarını yüksek kesinlikte tahmin eder. SST'yi açıklayabilmek için *k-w* temelli türbülans modelini anlatmak gerekir.

3.3.1 k-w temelli turbülans modeli

k-w formülasyonunun önemli bir avantajı düşük reynolds sayılı akışlarda yakın duvar hesaplamasındadır. Bu model k-e modelinde gereken kompleks non-lineer damping fonksiyonuna ihtiyaç duymaz. Bu yüzden daha kesin ve sağlam sonuçlar verir. *K-w* modeli turbülans viskozitenin turbülans kinetik enerji ve turbülans frekansıyla bağlantılı kabül eder.

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega} \qquad (3.9)$$

k-w modelinin başlangıcı Wilcox[13] tarafından atılmıştır. Bu model iki aktarım denklemini çözer, bunlardan birisi turbülans kinetik enerji, k, diğeri turbülans frekansı, w. Gerilme tensörü edi-viskozite konseptine göre hesaplanır.

k- eşitliği:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \bullet (\rho \mathbf{U} k) = \nabla \bullet \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \beta' \rho k \omega \qquad (3.10)$$

w- eşitliği:

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla \bullet (\rho \mathbf{U} \omega) = \nabla \bullet \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \nabla \omega \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \rho \omega^2 \qquad (3.11)$$

Bağımsız değişkenlere ilaveten, yoğunluk, hız vektörü Navier-stokes denkleminden bilindiği kabül edilir. P_k turbülans üretim miktarıdır ve *k-e* modelinde olduğu gibi hesaplanır.

$$P_k = \mu_t \nabla \mathbf{U} \bullet \left(\nabla \mathbf{U} + \nabla \mathbf{U}^T \right) - \frac{2}{3} \nabla \bullet \mathbf{U} \left(3\mu_t \nabla \bullet \mathbf{U} + \rho k \right) + P_{kb} \qquad (3.12)$$

Model sabitleri aşağıda verilmiştir;

$$\begin{aligned} &\beta' = 0.09 \\ &\alpha = 5/9 \\ &\beta = 0.075 \\ &\sigma_k = 2 \\ &\sigma_\omega = 2 \end{aligned} \qquad (3.13)$$

Bilinmeyen reynolds gerilme tensörü, $\tau_{,}$ aşağıdaki bağıntıdan hesaplanır;

$$\tau = \mu_t 2s - \rho \frac{2}{3} \delta k \tag{3.14}$$

Durma bölgelerindeki turbülans kinetik enerjilerinin yeniden üretiminden kaçınmak için Menter[14] tarafından üretim terimine sınırlayıcı(limiter) uygulanmıştır.

$$\tilde{P}_k = \min(P_K, C_{\lim}\varepsilon) \tag{3.15}$$

3.3.2 SST Turbülans Modeli

k-w modelinin düzgün yüzeylerden akım ayrılmasının zamanını ve yerini hesaplarken başarısız olduğu gözlendi. Bunun nedenleri Menter[14] tarafından ayrıntılarıyla verildi. Ana neden modelin, turbülanslı kopma gerilme aktarımını hesaplamamasıydı. Bu edi-viskozitenin geç tahmin edilmesine sebep oldu. Doğru aktarım şekli, edi-viskozite formülüne bir limiter eklenmesiyle elde edildi;

$$v_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \tag{3.16}$$

$$v_t = \mu_t / \rho \tag{3.17}$$

(3.16) bağıntısındaki F_2 , F_1, e benzeyen bir harmanlama fonksiyonudur ve limiteri duvar sınır katmanına sıkıştırır. S ise çekme oranının değişmeyen ölçüsüdür.

3.3.2.1 Harmanlama Fonksiyonları (Blending Functions)

SST modelinin doğru sonuç vermesi için harmanlama fonksiyonları kritik değere sahiptir. Formülasyon, en yakın yüzeye ve akış değişkenlerine uzaklık temeline dayanır.

$$F_1 = \tanh\left(\arg_1^4\right) \tag{3.18}$$

Burada

$$\arg_1 = \min\left(\max\left(\frac{\sqrt{k}}{\beta' \omega y}, \frac{500\nu}{y^2\omega}\right), \frac{4\rho k}{CD_{k\omega}\sigma_{\omega 2} y^2}\right) \tag{3.19}$$

y, en yakın duvara olan mesafeyi ve *ν*, kinematik viskoziteyi temsil ediyor..

$$CD_{k\omega} = \max\left(2\rho\frac{1}{\sigma_{\omega 2}\omega}\nabla k \nabla \omega, 1.0\times 10^{-10}\right) \tag{3.20}$$

$$F_2 = \tanh\left(\arg_2^2\right) \tag{3.21}$$

Burada

$$\arg_2 = \max\left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta' \omega y}, \frac{500\nu}{y^2\omega}\right) \tag{3.22}$$

3.4 Rotor Performans Denklemleri

Rotor performansını ifade eden pek çok formülasyon olmakla birlikte performans analizinde kullanılan üç ana denklem aşağıda gösterilmiştir.

$$C_T = \frac{T}{\rho(\pi R^2)(\Omega R)^2} \tag{3.23}$$

$$M_{tip} = \frac{\Omega R}{a_\infty} \tag{3.24}$$

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho V^2} \tag{3.25}$$

T itkiyi, R rotor yarıçapını, Ω rotor açısal hızını, P statik basıncını, a ses hızını, ρ hava yoğunlugunu, V pala üzerindeki hava hızını ve C_p basınç katsayısını temsil etmektedir.

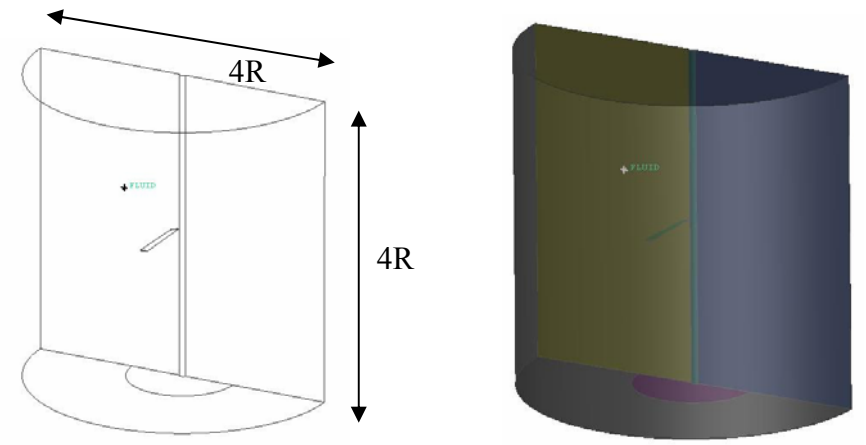
Askı durumundaki rotorun iz bölgesinin doğru şekilde analiz edilebilmesi için sınır şartlarının gerçeğe uygun şekilde modellenmesi büyük önem arzetmektedir. İleriye doğru uçuşta iz bölgesi rotoru ve hesaplama alanını hızlı bir şekilde terk ederken askı durumunda palayla devamlı olarak temas etmektedir. Bu nedenle uzak alan sınır şartının doğru şekilde seçilmesi hesaplamadaki hassasiyeti arttıracağı aşikardır. Farklı uzak alan sınır şartlarına göre elde edilmiş sayısal sonuçlar ve bunlar içinde 2R sınır şartının hesaplamdaki uygunluğu Strawn ve Djomehri[22]' nin çalışmasında görülebilir.

4. SAYISAL AĞ

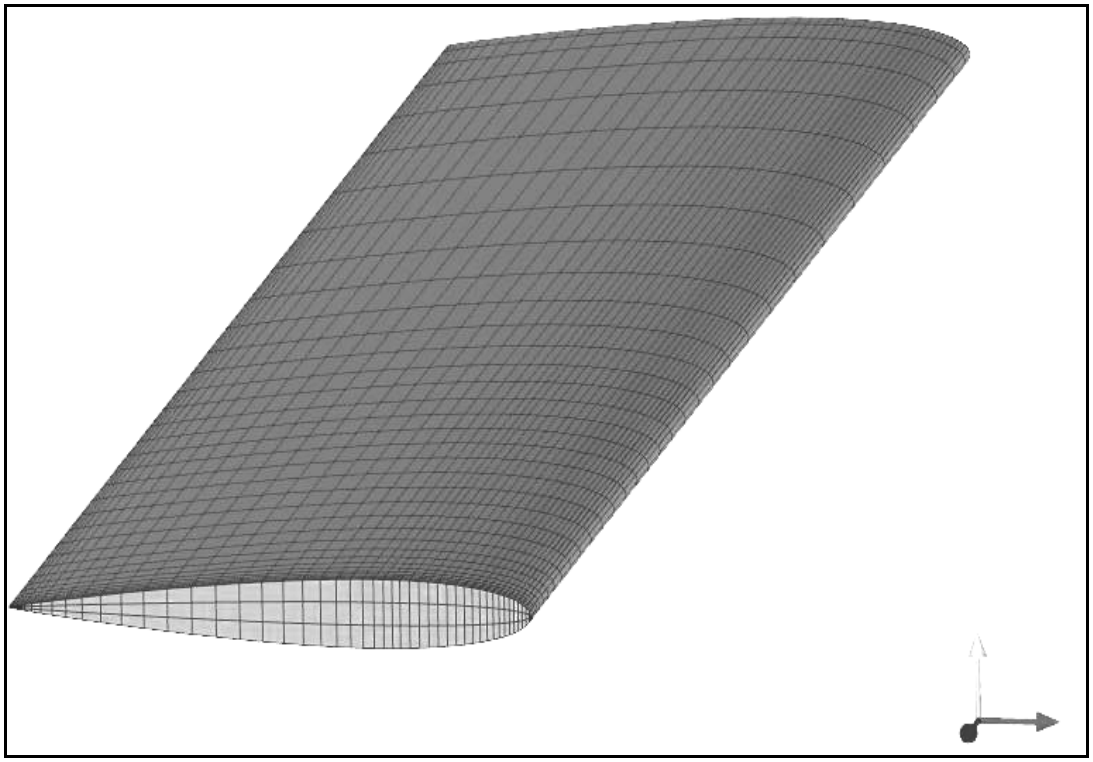
4.1 Caradonna-Tung Rotoru için Oluşturulan Sayısal Ağ

Analizi yapılan Caradonna-Tung[23] rotoru gerçekte 1.143 m yarıçap uzunluğuna sahip, dikdörtgensel, burulmasız, incelmeyen ve açıklık oranı 6 olan NACA0012 profilinden oluşturulmuş. Oluşturulan modellerde yarıçap uzunluğu 198 mm alındı ve altı olan açıklık oranı değeri korundu. Açıklık oranının korunduğu sürece değişik veter ve yarıçap uzunlukları kullanılarak elde edilen sayısal analiz sonuçlarının deneysel sonuçlarla uyum sağlayacağı kabül edildi. Deneysel sonuçlardaki basınç katsayısı değerleri r/R istasyonlarında verildiği için bu çalışmada oluşturulan 33 mm lik veterde aynı r/R istasyonlarında deneysel verilerle uyum gösteren C_p değerlerinin elde edilmesi beklendi. Caradonna-Tung palasının geometrik ve sayısal ağ parametreleri Tablo 4.1 de gösterildi.

Sayısal ağ 2R uzak alan sınır şartına göre oluşturuldu. Buna göre Şekil 4.1 de görülen 2R yarıçapında ve 4R yüksekliğinde silindirik sonlu hacimde sayısal ağ elde edildi. 2R uzak alan sınır şartının 3R ve 6R gibi diğer uzak alan sınır şartlarından daha kesin sonuçlar verdiği Strawn&Djomehri[22] nin çalışmasında görülebilir.



Şekil 4.1 : Caradonna - Tung ve AH1-G rotorunun sınır yüzeyleri



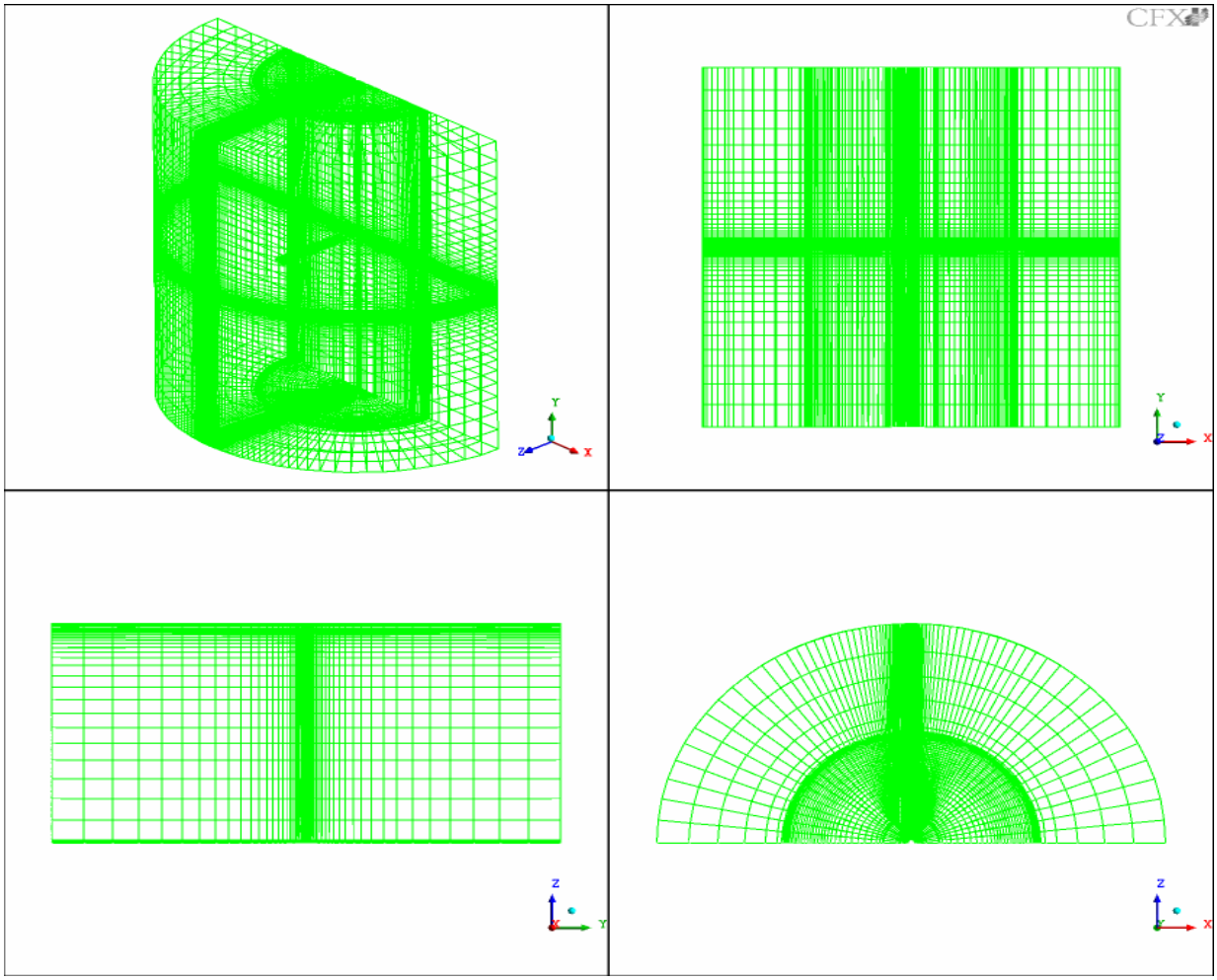
Şekil 4.2: Caradonna - Tung palası ve yüzey sayısal ağı

Sayısal ağ, ICEM CFD ticari yazılımı kullanılarak oluşturuldu. İlk olarak NACA0012'yi iki boyutlu temsil eden veriler[10] elde edildi. Bu veriler firar kenarında küt geometriye sahip olduğundan, keskin firar kenarı elde etmek için veterin 0.95'inden itibaren alt ve üst noktaların ekstrapolasyonu yöntemiyle firar kenarı keskinleştirildi ve iki boyutlu profil geometrisi elde edildi. Yarıçapın 0.16'sı kadar kök kesiminin sayısal sonuçları etkilemeyeceğinden ve hesaplama zamanının kısalmasına katkıda bulunacağından oluşturulan iki boyutlu profil 165 mm uzatılarak üç boyutlu pala geometrisi oluşturuldu. Sayısal analiz sadece rotor sistemini kapsadığından yani helikopterin gövde, kuyruk rotoru ve stabilizörleri kapsamadığından, izole edilmiş iki katı palayı ve dönme eksenin merkezindeki hubı modellemek yeterli görüldü.

Pala profili simetrik olduğundan aerodinamik merkez ve basınç merkezinin veterin ¼'ünde olduğu kabülü yapıldı. Buna göre rotor sistemimiz iki palalı olduğundan ve bu palaların aerodinamik merkezlerinin aynı doğru üzerinde olması

gerektiğinden palanın aerodinamik merkezi orijinden geçecek şekilde topoloji oluşturuldu.

Prism hacim elemanları, keskin firar ve hücum kenarlarını sayısal ağ içinde temsil edebilmek amacıyla Icem Cfd içindeki Blocking modülünde Collapse Edge fonksiyonu kullanıldığı için oluştu. Prism eleman sayısı hexahedral eleman sayısı yanında ihmal edilebilir ve prism elemanlar palanın alt-üst yakın duvar bölgesinde bulunmadığından ağ için yapısal tanımlaması yapılabilir. Şekil 4.2'de periodik hesaplama için oluşturulan yüzey sayısal ağının farklı yönlerden görünüşü verilmiştir. Dikey eksen olarak Y-ekseni, yarıçap boyunca Z-ekseni ve veter boyunca X-ekseni alınmıştır.H-H-O ağ topolojisi, x ekseninde H tipi, y ekseninde H tipi ve z ekseninde O tipi ağı temsil etmektedir.



Şekil 4.3 : Periodik hesaplama için yüzey sayısal ağı

Sayısal hesaplamada turbülans modeli olarak SST kullanılacağından pala etrafında yakın duvar bölgesindeki ağ yoğunluğu büyük önem kazanıyor. CFX[21], SST turbülans modeli için yakın duvar bölgesindeki ağ yoğunluğunun y+ değerinin mümkün olduğunca 1'e yakın alınarak hesaplanmasını öneriyor. Ağ oluşturulurken pala üzerindeki ilk eleman yüksekliği mümkün olan en küçük değerde alındı. Dolayısıyla pala etrafındaki sayısal ağ için y+ değerinin yeterli olduğu kabülü yapıldı. Ayrıca SST turbülans modeliyle en iyi sonuç için CFX[21] sınır tabaka içinde en az 10 düğüm noktası alınmasını öneriyor. Sınır tabaka kalınlığı tahmini hesabı için 4.1 bağıntısı kullanıldı:

$$\delta = 0.035 L \, Re_L^{-1/7} \tag{4.1}$$

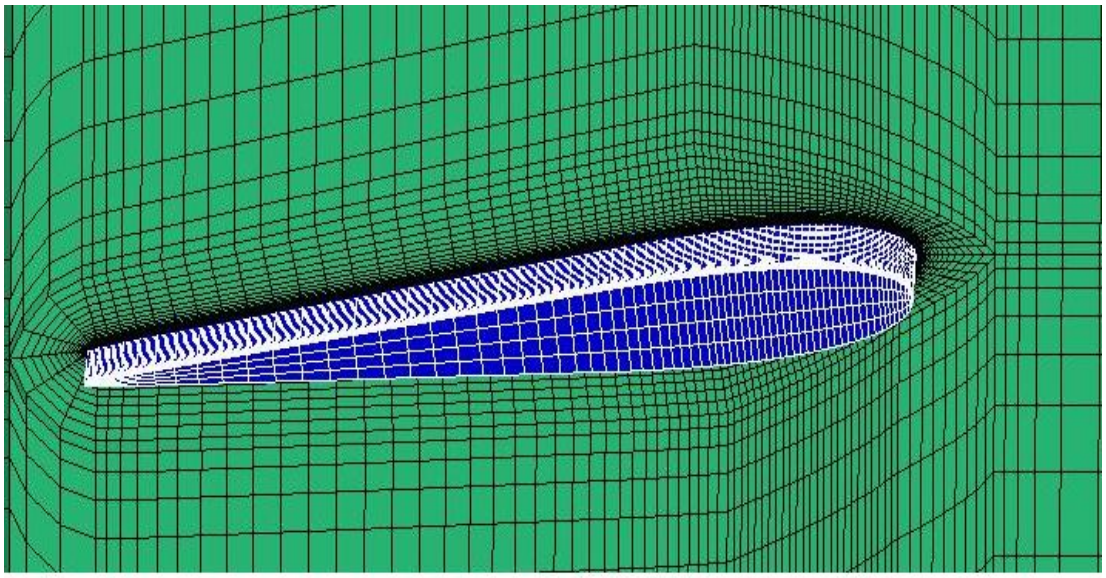
Yapılan hesaplama sonucu sınır tabaka içinde en az 21 düğüm noktasının alındığı görüldü.

Tablo 4.1 : Caradonna-Tung Rotoru Pala parametreleri

	Analiz 1	Analiz 2	Analiz 3
Hücum Açısı	5^0	8^0	0^0
Pala etrafındaki mesh türü	H-H-O	H-O-O	H-O-O
Eleman Sayısı	1558728	2224884	1987986
Düğ. Noktası sayısı	1602056	2274508	2033462
Maks. Uzunluk Oranı	15790	2925	2000
Hesaplamalı Hacim	0.195 m^3	0.195 m^3	0.195 m^3
Yarıçap, R	198 mm	198 mm	198 mm
Chord, c	33 mm	33 mm	33 mm
Root cutout, r_o	0.16R	0.16R	0.16R
Twist, Θ_{tw}	0^0	0^0	0^0
Solidity	0.1	0.1	0.1
Uç Chord, c_t	33 mm	33 mm	33 mm
Kök Chord	33 mm	33 mm	33 mm

4.2 AH1-G Rotoru için Oluşturulan Sayısal Ağ

AH1-G rotorunun analizinde kullanılan simetrik The Operational Loads Surgey (OLS)/The Tip Aerodynamics and Acoustic Test (TAAT) airfoili Bell 540 airfoilinin hafifçe değiştirilmesiyle elde edilmiştir. 540 airfoili, AH-1 serisi helikopterlerde kullanılmış olan standart bir airfoildir. OLS/TAAT airfoili 540 airfoiline 2.54 mm kalınlığında eldiven tabakanın eklenmesi ve trailing edge in uzatılarak 9.71 pala kalınlık oranının elde edilmesiyle oluşturuldu. Tam skala OLS/TAAT airfoili koordinatları Watts[24] den alınarak pala geometrisi oluşturuldu. AH1-G rotoru, iki palalı, simetrik, incelmeyen ve kökten uca -10^0 lineer burulmalı bir rotor sistemidir. Sayısal hesaplamada periyodik akış arayüzü kullanıldığından sadece bir pala modellenmiştir.



Şekil 4.4 : 8^0 hücum açısında AH1-G palası etrafındaki O-grid ve yüzey sayısal ağı

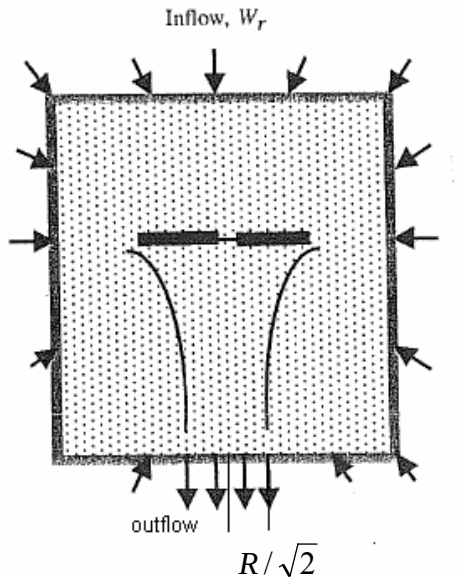
Tablo 4.2 : AH1-G Rotoru Pala parametreleri

	Analiz 1	Analiz 2
Hücum Açısı	0^0	8^0
Pala etrafındaki sayısal ağ türü	H-O-O	H-O-O
Eleman Sayısı	2239078	2311564
Düğ. Noktası sayısı	2292228	2365992
Maks. Uzunluk Oranı	9901	18935
Hesaplamalı Hacim	7568.3 m^3	7568.4 m^3
Yarıçap, R	6.706 m	6.706 m
Chord, c	0.7274 m	0.7274 m
Root cutout, r_o	0.16R	0.16R
Twist, Θ_{tw}	-10^0	-10^{0^0}
Uç Chord, c_t	0.7274 m	0.7274 m
Kök Chord	0.7274 m	0.7274 m

5. SINIR ŞARTLARI

5.1 Bir Boyutlu Momentum Teorisinin Askı Sınır Şartlarına Uygulanışı

Verilen bir problem için seçilen sınır şartları fiziksel gerçeklere yakın olmak zorundadır. Askı uçuşunda rotor akışı sayısal analizinin zor tarafı uzak alan sınır şartlarının tanımlanmasıdır. Bu problem bir boyutlu momentum teorisinin, üç boyutlu askı halindeki rotorun sınır şartlarını elde ederek aşılabilir. Momentum teorisi, Bölüm 2.2'de izah edildiği gibi kütlenin, momentumun ve enerjinin korunumu dengesiyle alakalıdır. Bu teori pala etrafındaki akışın ayrıntılarıyla ilgilenmez. Rotordan uzaktaki sınır şartlarını temsil eder. Askı uçuşunda uzak alan sınır şartlarının tanımlanması, Şekil 5.1 de gösterilen hesaplamalı hacmin dışındaki havanın hareketsiz oluşuna dayandırılırsa hesaplanan hacme giren ve çıkan havanın hızı sıfır olacaktır. Çünkü helikopter durgun hava içerisinde hareketini yapmaktadır. Bu durum rotor dönünce içindeki havanın sirkülasyon yaptığı **Srinivasan**[1] de açıklanan kapalı kutu yaklaşımıyla fiziksel sınır şartlarına uygun hale getirilebilir. Prensipte kapalı kutu yaklaşımı pek çok askı uçuşu test odasında kullanılan çevre şartıdır. Bununla birlikte geniş hesaplamalı kapalı kutu yaklaşımı, Navier-Stokes analizi için pahalı ve günümüzün süper bilgisayar hafıza sınırlarını aşan bir yöntemdir. Alternatif olarak pala etrafında uzak alanda sıfır hıza sahip olmayan daha küçük hesaplamalı kutu, akışın kontrol hacmine korunum kanunlarını ihlal etmeden girişine ve çıkışına olanak tanıyacaktır. Askı uçuşundaki rotor hesaplamalarının çoğunluğu (Kayn.lar [1-10]) dış sınır değerlerini Şekil 5.1 de görüleceği gibi **nokta-kuyu** yaklaşımıyla tanımlar. Şiddeti rotor itkisi tarafından tayin edilen, kütle akış korunumunu sağlayan ve dönme ekseni merkezindeki **3-boyutlu nokta-kuyu yaklaşımı** genel geçerlilik kazanmıştır. Nokta-kuyu dış sınırlardaki akışı (5.1) denkleminde verilen W_{in} hızıyla hesaplamalı kutuya çeker.



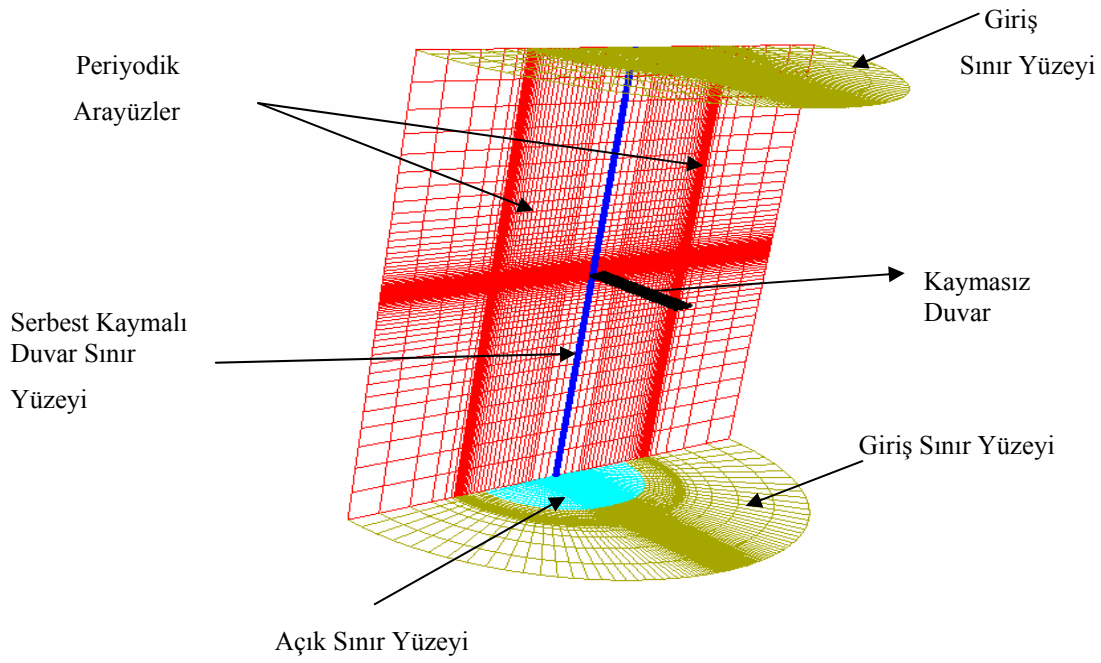
Şekil 5.1: Askı uçuşundaki rotor için uzak alan sınır şartları

$$W_{in} = -\frac{M_{tip}}{4}\sqrt{\frac{C_T}{2}\left(\frac{R}{d}\right)^2} \tag{5.1}$$

(5.1) denklemiyle verilen hız, toplam gelen akış hızının büyüklüğünü temsil eder. Bu akışın uygun bir hız bileşeni alt sınırdaki çıkış düzlemi haricinde diğer yüzeylerden hesaplamalı kutuya girer. Çıkış yüzeyindeki uzak alan çıkış hızını üniform kabül ederek, çıkış hızı büyüklüğü **bir boyutlu momentum teorisi** yoluyla (5.2) denklemiyle verilen çıkış momentumunu rotor itkisine bağlantılandırarak tespit edilebilir.

$$W_e = -M_{tip}\sqrt{\frac{C_T}{2}} \tag{5.2}$$

Karakteristik bir çıkış sınır şartı çıkış düzleminde (5.2) denkleminde ki W hızı tanımlanarak sağlanır.



Şekil 5.1 : Askı durumundaki rotor için uygulanan sınır şartları

Yoğunluğu tanımlamak için akışkan, ideal gaz olarak seçildi. Referans basınç, sıkıştırılamaz ideal gaz denkleminde direkt yoğunluğu belirlediğinden doğru olarak seçilmesi büyük önem taşıyor. Referans basınç değeri 1 atm olarak alındı. Referans sıcaklık değerleri Caradonna-Tung rotorunun analizinde deney verileri kullanılarak hesaplandı. AH1-G rotorunun analizinde ise standart gün sıcaklığı 288 K^0 sıcaklık değeri olarak alındı. Isı transferi denklemi olarak Total Energy seçildi. Tablo 5.1 ve Tablo 5.2 de Caradonna-Tung ve AH1-G rotorunun analizinde kullanılan sınır şartı parametreleri verilmiştir.

5.2 Giriş(Inlet) sınır şartı

Modellenen simülasyonlarda uygulanan giriş (inflow) sınır şartı Srinivasan ve ark.[1] tarafından önerilen teoriye göre oluşturuldu. Giriş sınır şartı için ANSYS CFX'de CEL (Command Expression Language) kodları kullanılarak hız vektörlerinin doğrultusu hub merkezine yönlendirildi. Hub merkezi nokta-kuyu olarak modellendi. Şekil 2.2 'de bu hız vektörleri görülebilir. Kartezyen hız sınır şartı uygulandı. Srinivasan[1] da verilen giriş sınırı için hız bağıntısı boyutsuz olup, bu denklemdeki Mtip değeri yerine pala ucundaki hız değeri, V_{tip}, girilerek sınır şartı

hız cinsinden verilmiş oldu. Hız vektörlerinin rotorun merkezine doğru akması için kısa komutlar yazıldı. Sayısal ağa giren kartezyen hız komponentleri Ek 1' de görülebilir.

5.3 Açık(Openning) Sınır Şartı

Dışa doğru akım sınır şartlarının verileceği bölgenin yarıçapı $R/\sqrt{2}$ formülü ile hesaplandı ve daha sağlam (robust) ve hızlı sonuç vermesi amacıyla açık (openning) sınır şartı olarak alındı. Çıkış sınır şartı olarak, 0 pa statik basıncında açık sınır şartı uygulandı. Açık sınır şartı, akışkanın her iki yönde akmasını sağlayarak kütlenin akış dengesinin korunmasını kolaylaştırır.

5.4 Periyodik Sınır Şartı

Askı durumuna özgü bir koşul olarak iki kanadın dönmesi sırasında her kanat aynı anda aynı aerodinamik yüklere maruz kaldığından bu fiziksel koşul göz önünde bulundurularak modellemede kullanılan grid, tam bir akış alanı olarak değil yarım olarak modellenmiştir. Askı durumunda periyodikliği belirleyen açı, N kanat sayısını göstermek üzere $\frac{2\pi}{N}$ formülü ile bulunur bu sebeple bizim iki kanatlı bir helikopter için hesap yapıldığında 0^0-180^0 açı bulunan sınırlar periyodik sınırlar olarak alındı.

5.5 Duvar(Wall) Sınır Şartı

Duvar sınır şartları pala ve hub geometrileri için kullanıldı. Pala için kaymasız duvar şartı verildi ve ısı transferi olarak adyabatik seçeneği seçildi. Hub için serbest kaymalı duvar sınır şartı verildi ve ısı transfer seçeneği olarak adyabatik sınır şartı seçildi.

5.6 0^0 hücum Açısına Sahip Caradonna-Tung Rotoru için Sınır Şartları

Sıfır derece hücum açısına sahip Caradonna-Tung rotorunun itki katsayısının sıfıra yakın olması beklenildiğinden Srinivasan[3] de bahsi geçen uzak alan sınır şartları uygulanmadı. Bunun yerine INFLOW, OUTFLOW ve HUB sınır yüzeyleri serbest kaymalı duvar olarak alındı. 2R yarıçapında ve 4R yüksekliğinde kapalı silindirik hacimde analiz yapıldı. Pala sınır yüzeyi kaymasız duvar olarak alındı.

Tablo 5.1: Caradonna-Tung Rotorunu için Kullanılan Sınır Şartları Parametreleri

Parametre	**Analiz 1**	**Analiz 2**	**Analiz 3**
Rotor Sistemi	Caradonna-Tung	Caradonna-Tung	Caradonna-Tung
$\mathbf{M}_{tip}$	0.607	0.727	0.52
Hücum açısı, Q_C	5^0	8^0	0^0
Rotor Yarıçapı, R	0.198 m	0.198 m	0.198 m
Veter uzunluğu, c	0.033 m	0.033 m	0.033 m
Root cutout	0.16R	0.16R	0.16R
Uç Hızı, m/sn	209	246	179
Açısal Dönme Hızı, rad/sn	1057	1239.2	906.3
Pitch Ekseni	c / 4	c / 4	c / 4
Hesaplanan Re	$0.46x10^6$	$0.65x10^6$	$0.4x10^6$
Timescale, sn	9.45269E-05	8.06972E-05	1.10522E-04
Ref. Basınç, P∞	1 atm	1 atm	1 atm
Ref. Sıcaklık, T∞	$296\ K^0$	$288\ K^0$	$296\ K^0$
Deneysel İtki Katsayısı, C_T	0.00218	0.00461	0.0000

Tablo 5.2: AH1-G Rotorunun Analizinde Kullanılan Sınır Şartları Parametreleri

Parametre	**Analiz 1**	**Analiz 2**
Rotor Sistemi	AH1-G	AH1-G
M_{tip}	0.52	0.44
Hücum açısı, Q_C	0^0	8^0
Rotor Yarıçapı, R	6.706 m	6.706 m
Veter uzunluğu, c	0.7274 m	0.7274 m
Root cutout	0.16R	0.16R
Uç Hızı, m/sn	176.8	149.6
Açısal Dönme Hızı, rad/sn	26.36	22.3
Pitch Ekseni	c / 4	c / 4
Hesaplanan Re	$8.7x10^6$	$7.4x10^6$
Timescale, sn	3.79363E-03	4.48431E-03
Ref. Basınç, P∞	1 atm	1 atm
Deneysel İtki Katsayısı, C_T	-	-

6. SONUÇLAR ve DEĞERLENDİRMELER

Askı durumundaki izole edilmiş helikopter rotor palaları etrafındaki akışın üç boyutlu Navier-Stokes analizi ANSYS CFX yazılımı kullanılarak yapıldı. İlk aşamada oluşturulan simülasyonların doğruluğunu sağlamak amacıyla deneysel verileri mevcut olan Caradonna-Tung Rotoru analiz edildi. Simülasyonların yeterliliği incelendikten sonra AH1-G rotoru analiz edildi. Elde edilen sonuçların bir kısmı Bölüm 6.1 ve Bölüm 6.2'de verildi. Ayrıntılı sonuçlar Ekler kısmında şekillerle gösterildi. Bölüm 6.3'de elde edilen analiz sonuçlarının yeterliliği hakkında değerlendirme yapıldı.

6.1 Caradonna-Tung Rotorunun Analiz Sonuçları

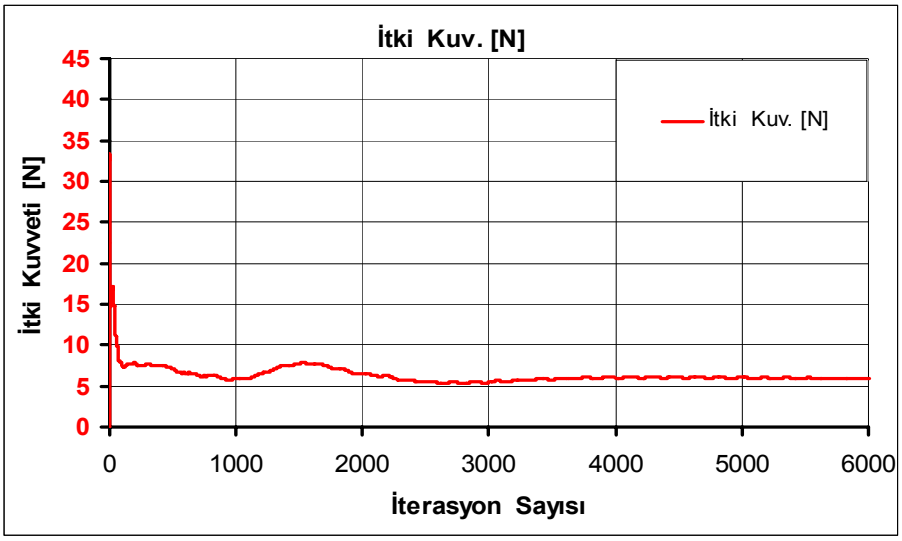
Analizde literatürde **Caradonna-Tung Rotoru** olarak adlandırılan izole edilmiş burulmamış, incelmeyen ve açıklık oranı altı olan ve sadece NACA0012 profilinden oluşan rotor sistemi periyodiklik arayüzü kullanılarak simüle edildi. Analizde üç farklı hücum açısına, M_{tip} değerine ve açısal dönüş hızlarına sahip simulasyonlar modellendi. Oluşturulan modellerin Caradonna-Tung[8] verileri Tablo 6.1'de görülmektedir.

Tablo 6.1 : Analizi yapılan simulasyonlar

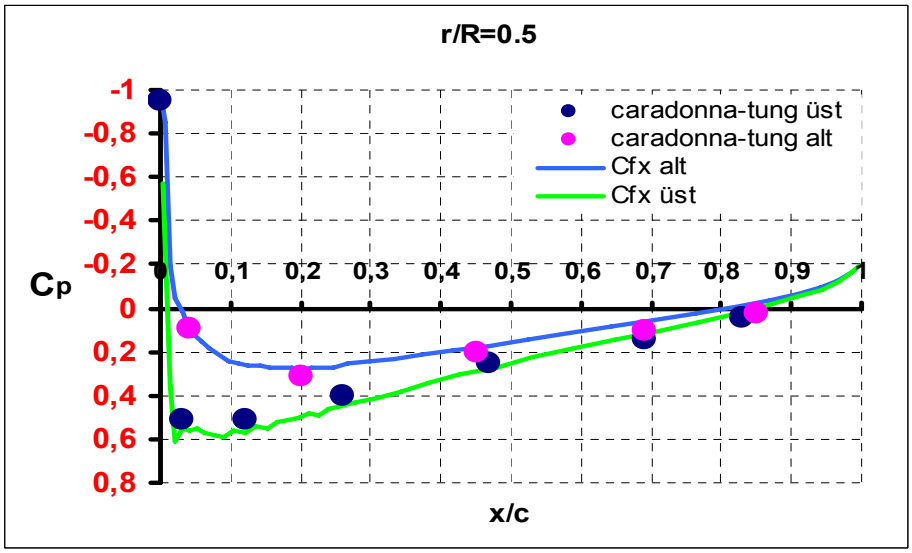
Analiz Sırası	Kollektif hücum açısı, derece	Uç Mach Sayısı, M_{tip}	İtki katsayısı, C_T	Açısal Dönüş Hızı, rpm
1	5^0	0.607	0.00218	1750
2	8^0	0.727	0.00461	2050
3	0^0	0.520	0.00000	1500

6.1.1 M_{tip}=0.607 ve 5^o hücüm açılı hal

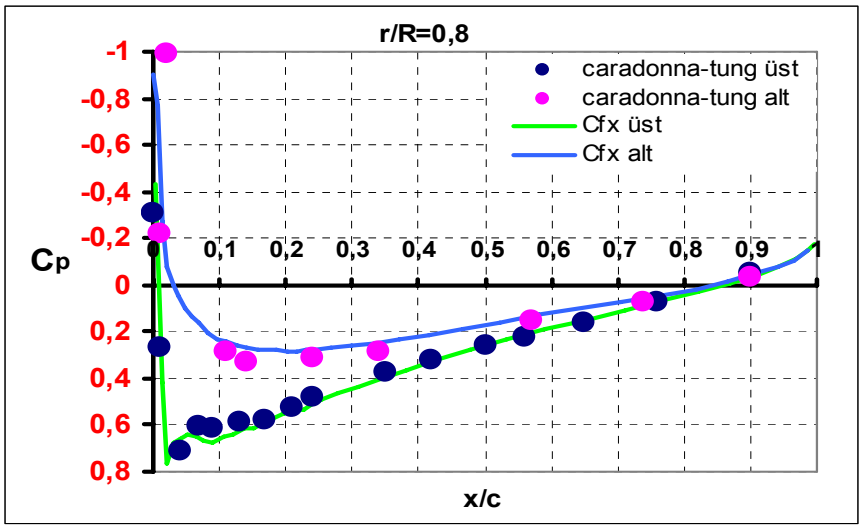
Kararlılık kriteri olarak, RMS kalan değerleri ve C_p katsayıları gözönüne alındı. Analizde 6000 adım gidildi. Bu analizde kullanılan sayısal ağ pala çevresinde O-grid içermemektedir. Hesaplanan değerler ile deneysel veriler arasında iyi uyum sağlandı. Pala üzerindeki yüzey basınç katsayısı değerleri Şekil 6.2 ve Şekil 6.3'de gösterildi. Pala üzerindeki y+ değerleri Şekil 6.4'de görülebilir. Bu simülasyonlar için elde edilen ayrıntılı analiz sonuçları EK A'da verildi.



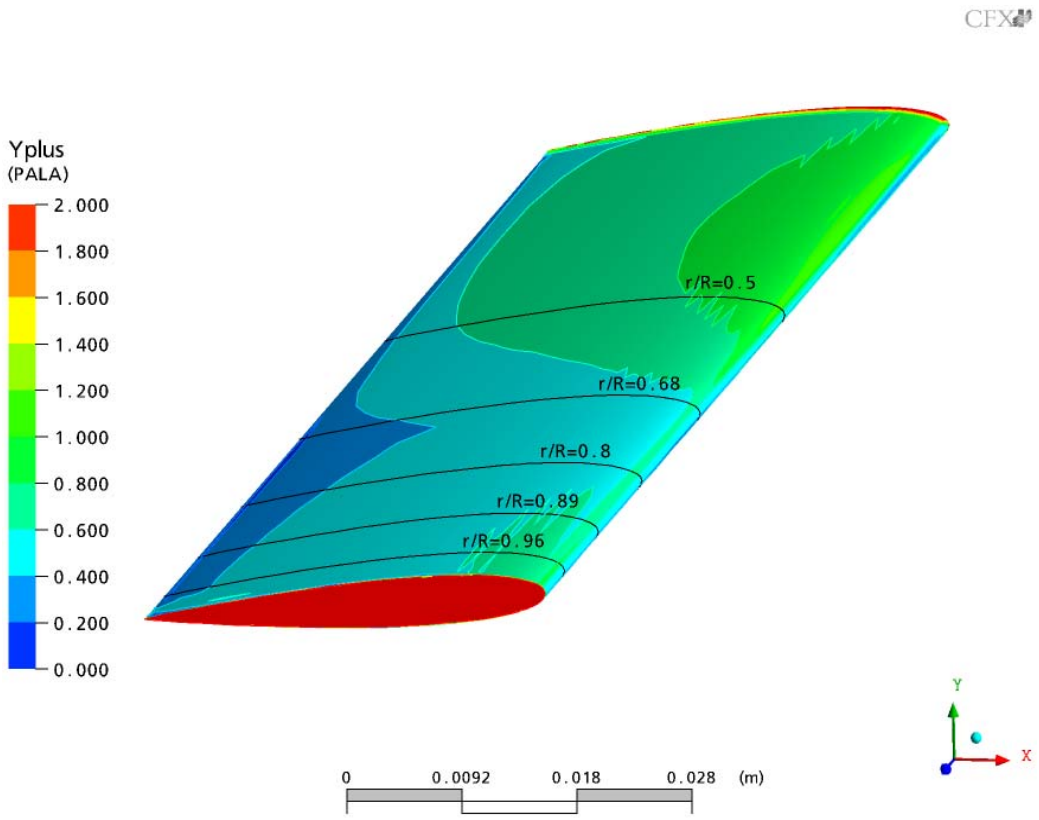
Şekil 6.1: İtki Kuvvetinin iterasyon sayısına göre değişimi



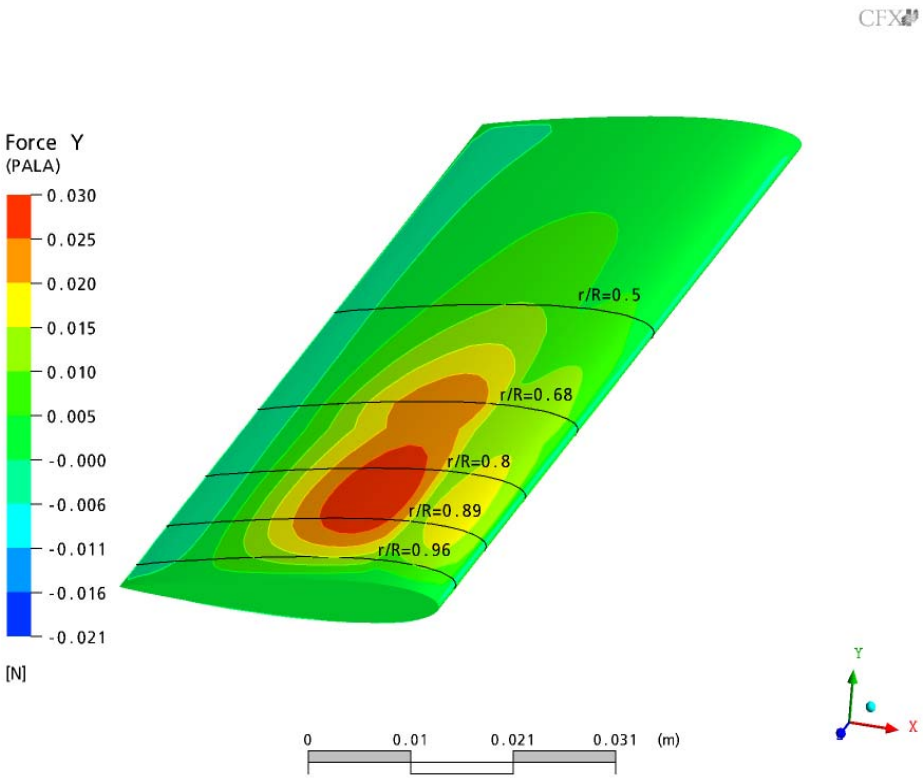
Şekil 6.2: 5^0 hücum açılı pala için r/R=0.5 istasyonunda C_p dağılımları



Şekil 6.3 : 5^0 hücum açılı pala için r/R=0.8 istasyonunda C_p dağılımları



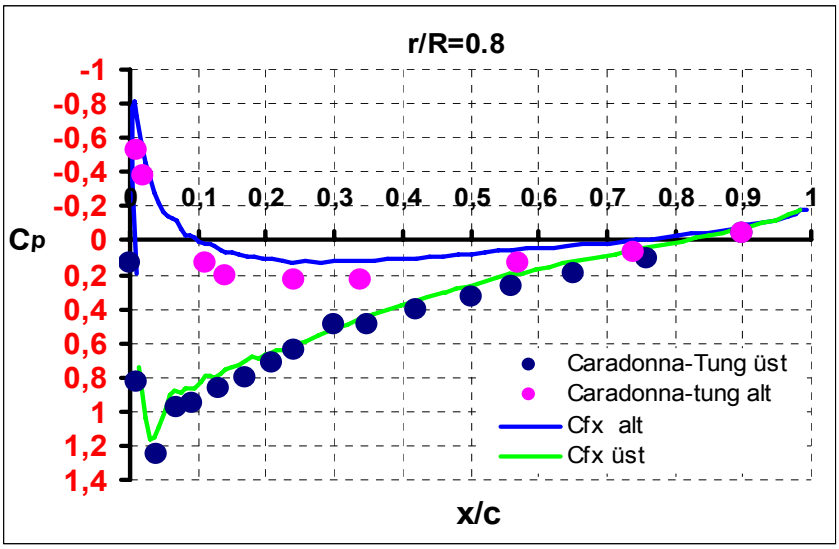
Şekil 6.4: 5^0 hücum açısı ve M_{tip}=0.607 için pala yüzeyindeki y+ dağılımı



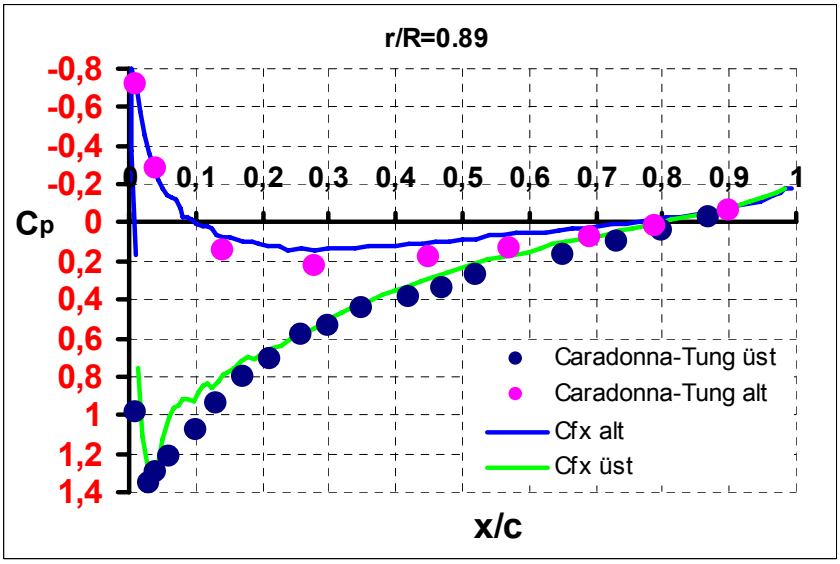
Şekil 6.5: 5^0 hücum açısı ve M_{tip}=0.607 için taşıma kuvvetinin dağılımı

6.1.2 M_{tip}=0.727 ve 8^o hücüm açılı hal

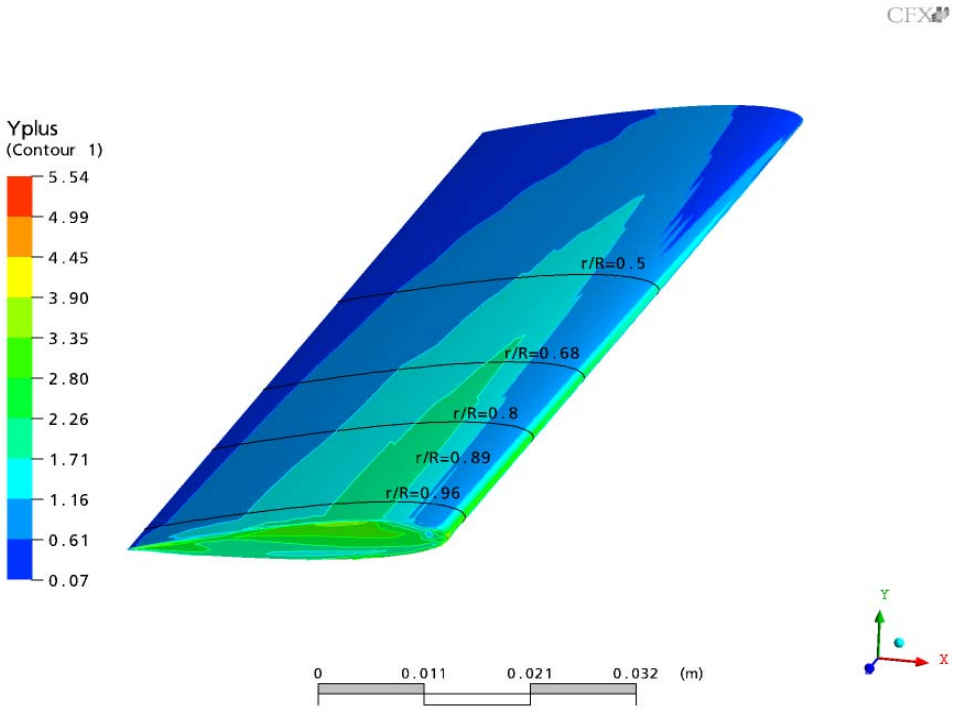
Kararlılık kriteri olarak RMS kalan değerleri ve C_p katsayıları gözönüne alındı. Analizde 6000 adım gidildi. Hesaplanan değerler ve deneysel veriler arasında iyi uyum sağlandı. Pala üzerindeki yüzey basınç katsayısı değerleri Şekil 6.6 ve Şekil 6.7'de gösterildi. Pala üzerindeki y+ değerlerinin 0.06 ve 5.54 arasında değiştiği görüldü. Bu analiz için elde edilen ayrıntılı analiz sonuçlar EK B'de verildi.



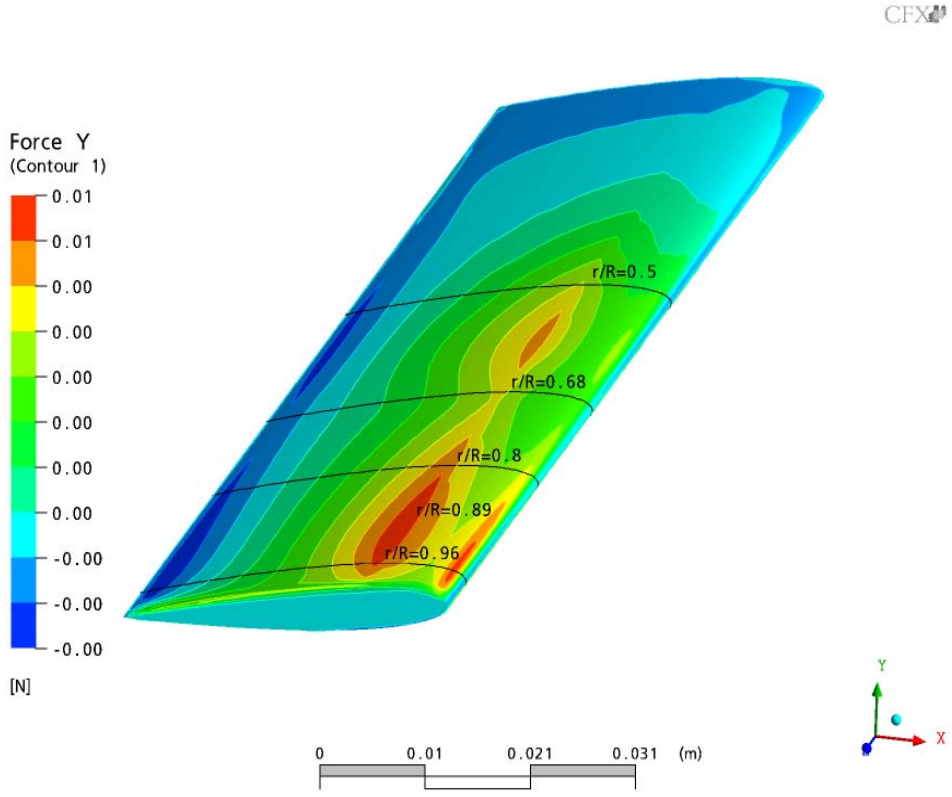
Şekil 6.6 : 8^0 hücum açılı pala için r/R=0.8 istasyonundaki C_p dağılımları



Şekil 6.7 : 8^0 hücum açılı pala için r/R=0.89 istasyonundaki C_p dağılımları



Şekil 6.8 : 8^0 hücum açısı ve M_{tip}=0.727 için pala yüzeyindeki y+ dağılımı



Şekil 6.9 : 8^0 hücum açısı ve M_{tip}=0.727 için taşıma kuvvetinin dağılımı

6.1.3 M_{tip}=0.52 ve 0^o hücüm açılı hal

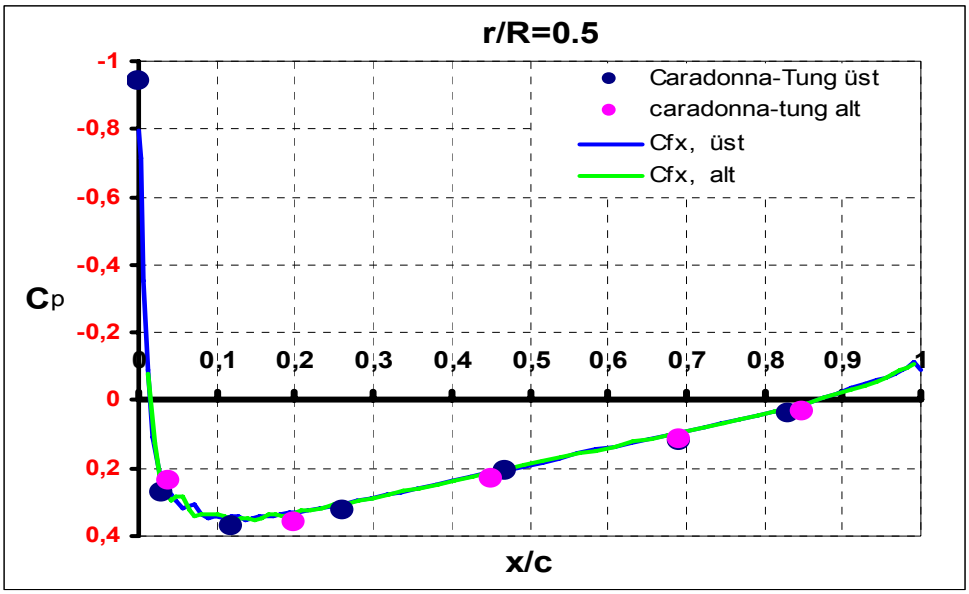
Bu analiz 0^0 kolektif hücum açısına sahip olduğundan İtki Kuv.nin sıfıra yakın bir değere sahip olması beklendi. Bunun başlıca nedeni sayısal hesaplamada kullanılan NACA0012 profilinin simetrik olmasıdır. Bundan dolayı 0^0 hücum açısında palanın alt ve üst yüzeyleri arasındaki basınç farkının ihmal edilebilecek düzeyde olması beklenir.

Bu simülasyonun sayısal hesaplamalarında süper bilgisayar kullanıldı ve süper bilgisayarın kullanım zorluklarından kaynaklanan altı farklı analiz sonucu elde edildi. Bu farklı sonuçların hiçbirinde RMS kalan değerlerinin kararlı hale gelmediği görüldü. Bununla birlikte 900. ve 1675. zaman adımında alınan backup sonuçlarında palanın yüzeyine dik y yönündeki normal kuvvetin sıfıra yakın değere sahip olduğu görüldü ve deneysel verilerle daha iyi örtüşen 1675. zaman adımında alınan sonuçlar son işleme tabi tutuldu. Tablo 6.2'de sırasıyla backup edilen sonuçlarda elde edilen Y ve X yönündeki normal kuvvetlerin aldığı değerler verildi.

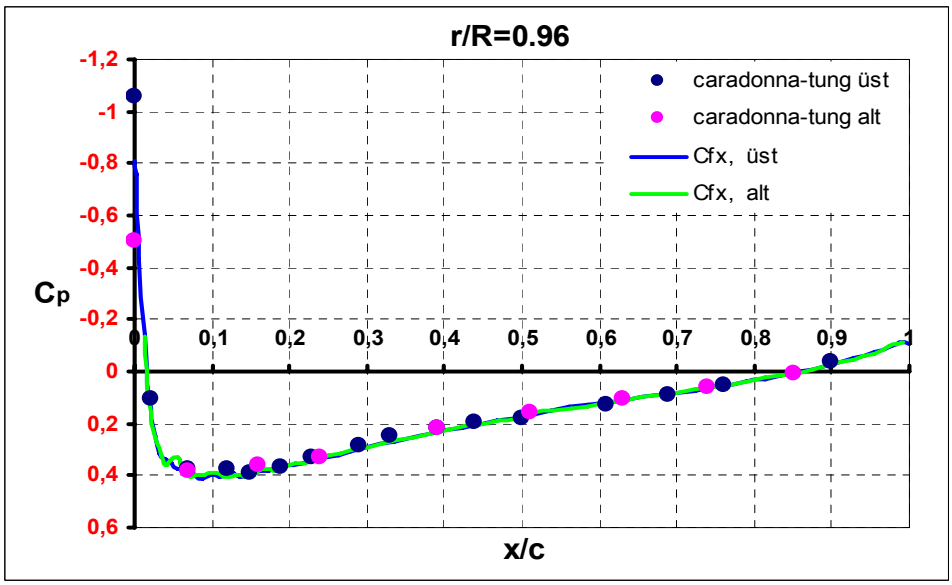
Tablo 6.2 : Değişik İterasyon Sayılarında Kuvvet Değişimi

Backup Sırası	İterasyon Sayısı	Normal Y Kuv. [N]	Normal X Kuv. [N]
1	900	0.0064	-0.6607
2	1675	0.008	-0.6534
3	2000	0.1267	-0.6341
4	2500	0.1984	-0.6133
5	3000	0.2436	-0.6150
6	7500	0.1132	-0.4032

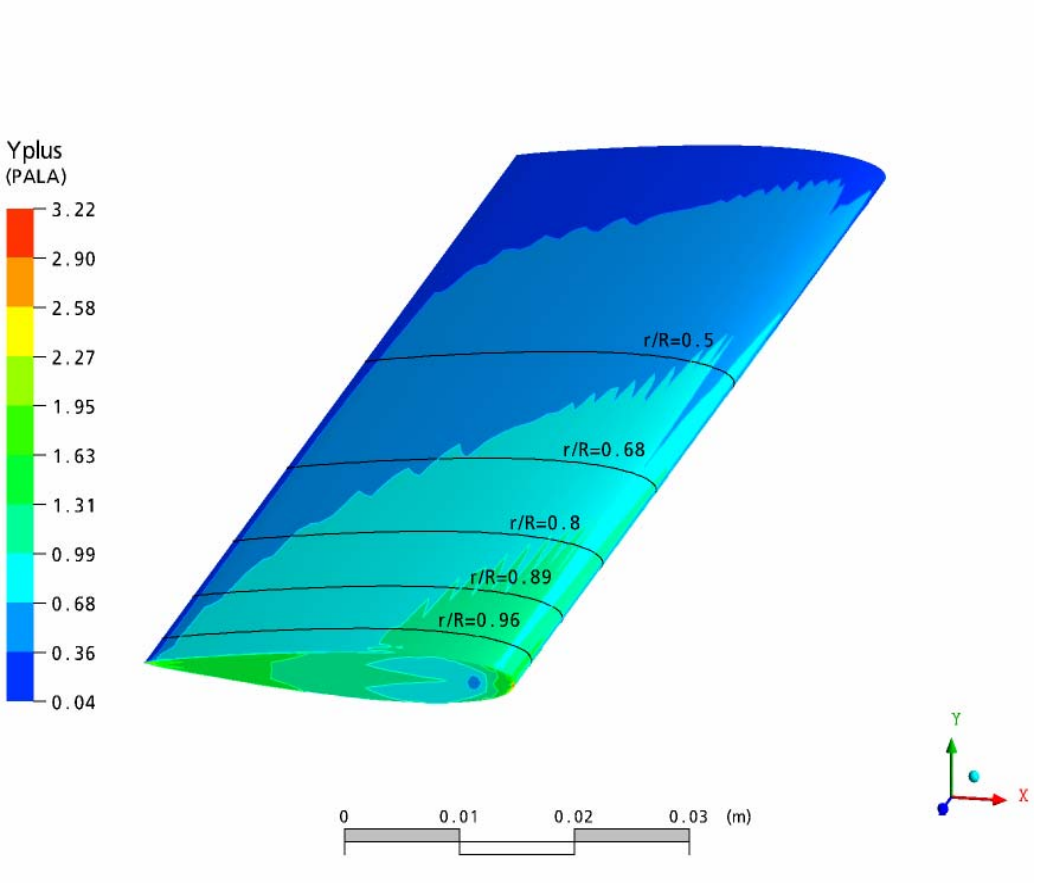
Şekil 6.10 ve Şekil 6.11'de pala üzerinde iki farklı istasyondaki yüzey basınç katsayısı değerleri gösterildi. Bu model için elde edilen ayrıntılı analiz sonuçları EK C'de verildi.



Şekil 6.10 : 0^0 hücum açılı pala için r/R=0.5 istasyonundaki C_p değerleri



Şekil 6.11 : 0^0 hücum açılı pala için r/R=0.96 istasyonundaki C_p değerleri



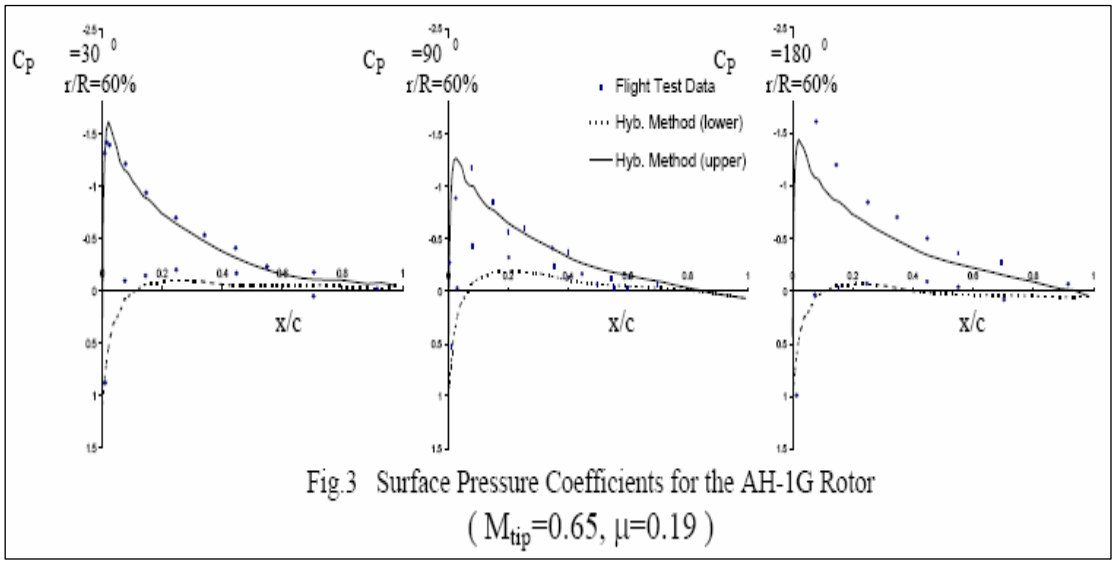
Şekil 6.12 : 0^0 ve M_{tip}=0.52 için pala yüzeyindeki y+ dağılımı

6.2. AH1-G Rotorunun Analiz Sonuçları

Analizde AH1-G Rotoru olarak adlandırılan iki palalı simetrik, kökten uca -10 derece lineer burulmalı OLS/TAAT profilinden oluşan rotor sistemi hover durumunda periyodik sınır şartı kullanılarak simüle edildi. İki farklı hücum açısı ve M_{tip} değerine sahip simulasyonlar modellendi. Literatürde AH1-G rotorunun askı hali için deneysel veya daha önceden yayınlanmış sayısal verilere ulaşılamadı. Şekil 6.13 de AH1G rotorunun ileri uçuş hali için Yang ve ark. 'nın elde ettiği basınç katsayıları verildi. Oluşturulan simülasyonlarda orijinal geometrik parametreler kullanıldı. Oluşturulan simülasyonlar Tablo 6.3'de görülmektedir.

Tablo 6.3 : AH1G Rotoru için analizi yapılan simulasyonlar

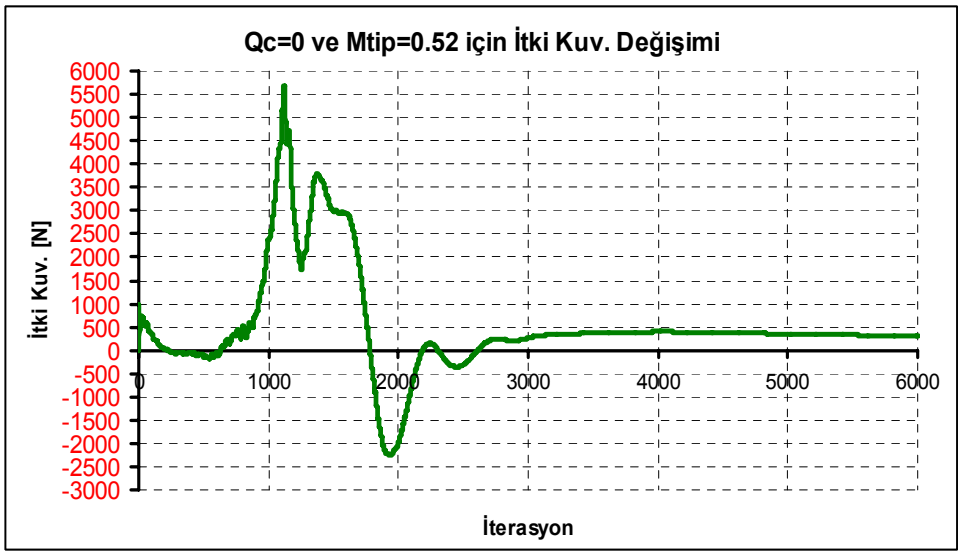
Case No.	Collective pitch, derece	Uç Mach Sayısı, M_{tip}	İtki katsayısı, C_T	Eleman sayısı	Düğüm sayısı
1	0^0	0.52	-	2239072	2292228
2	8^0	0.44	-	2311546	2365992



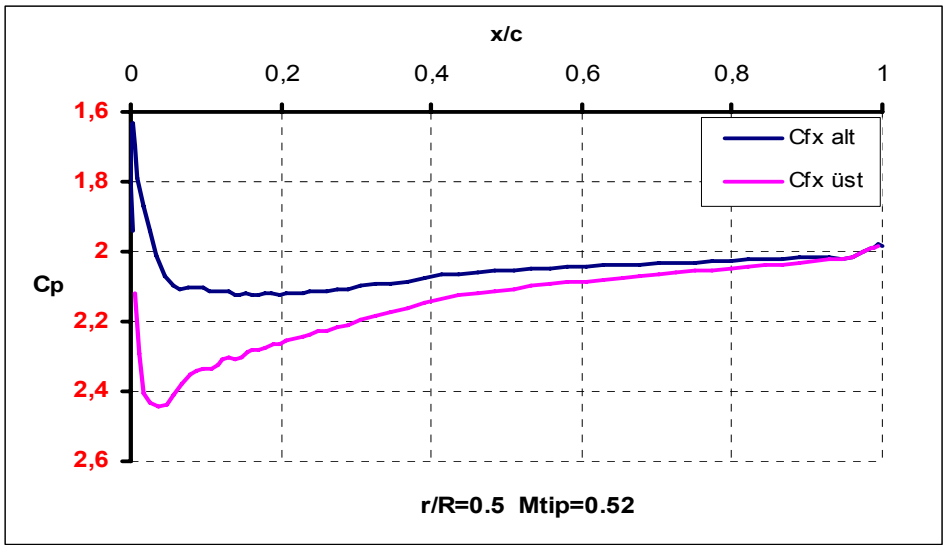
Şekil 6.13 : Yang ve ark.'nın AH1G rotoru için elde ettiği C_p değerleri

6.2.1. M_t=0.52 ve 0^o hücüm açılı hal

Kararlılık kriteri olarak RMS kalan değerleri ve C_p katsayıları dikkate alındı. Analizde 6000 adım gidildi. Hesaplanan değerler ve deneysel veriler arasında bir kıyaslama yapılamadı. Pala üzerindeki yüzey basınç katsayısı değerleri Şekil 6.15 de gösterildi. Bu model için elde edilen ayrıntılı analiz sonuçları EK D'de gösterildi.



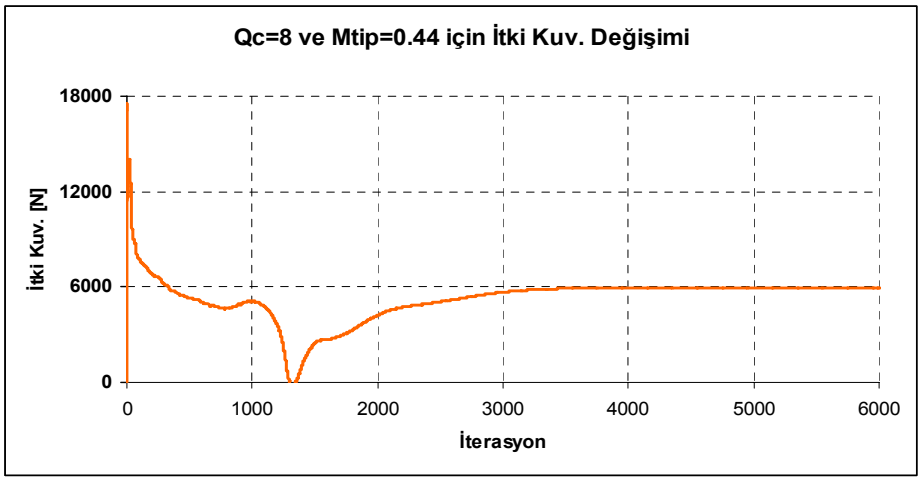
Şekil 6.14 : M_t=0.52 ve 0^o hücüm açılı halde İtki Kuv.nin değişimi



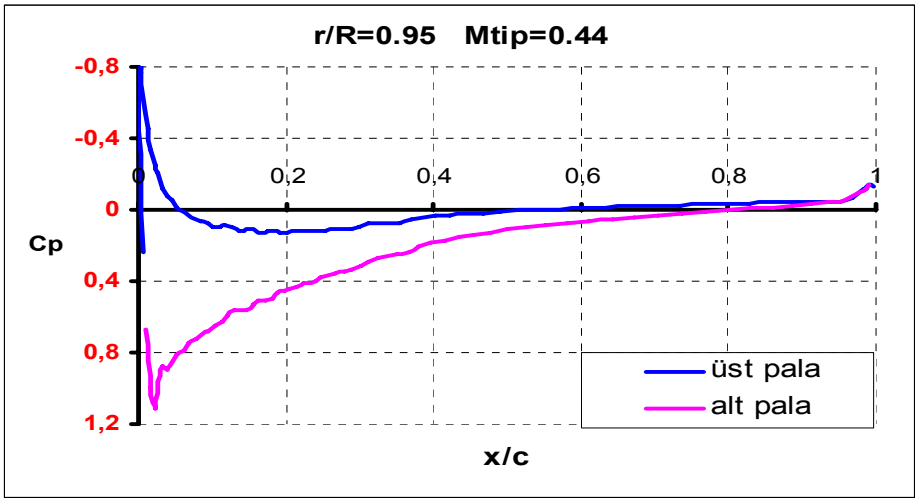
Şekil 6.15 : 0^0 hücum açılı pala için r/R=0.5 istasyonunda Cp dağılımları

6.2.2. M_t=0.44 ve 8^o hücüm açılı hal

Kararlılık kriteri olarak RMS kalan değerleri ve C_p katsayıları dikkate alındı. Analizde 6000 adım gidildi. Hesaplanan değerler ve deneysel veriler arasında iyi uyum sağlandı. Pala üzerindeki yüzey basınç katsayısı değerleri Şekil 6.16 ve Şekil 6.17 de gösterildi. Bu model için elde edilen ayrıntılı analiz sonuçları EK E'de gösterildi.



Şekil 6.16 : M_{tip}=0.52 ve 8^o hücüm açılı halde İtki Kuv.nin değişimi



Şekil 6.17 : 8^0 hücum açılı pala için r/R=0.95 istasyonundaki C_p dağılımları

6.3 Değerlendirmeler

Analizler değişik işletim sistemlerinde değişik sayı ve hızlardaki cpu kullanılarak yapıldı. Bu nedenle işlemci sayısı ve çözüm hızı arasında bir kıyaslama yapılmadı. RMS kalan değerlerinin değişimi göz önüne alındığında ilk 2000-3000 iterasyondan sonra ihmal edilebilir küçük salınımlar göstererek kararlı yapıya ulaşılttğt gözlendi. Bu ihmal edilebilir küçük salınımlı yapıda sayısal ağın kalitesinin özellikle uzunluk oranının (lenght ratio) en önemli etken olduğu gözlendi. ANSYS CFX 10 Solver Modeling'de uzunluk oranının 0:200 arasında olması tavsiye ediliyor. Sayısal ağda bu oran 19000 gibi değerlere ulaştığı gözlendi. SST Türbulans Modeli düşük y+ değerleri gerektirdiğinden pala üzerinde uzunluk oranının çözümü yavaşlatacak kadar yüksek değerlerde olması kaçınılmaz olmuştur. Bu problem pala yüzeyindeki eleman sayısının arttırılmasıyla sağlanabilir. Sayısal ağ oluşturmak için kullanılan ticari yazılımda uzunluk oranının 0:200 arasında kalması sağlandığında yaklaşık onüç milyon eleman oluşturulması gerektiği görüldü. Oluşan salınımlı RMS artık değerlerine rağmen sonuçların deneysel verilerle iyi örtüşmesinden ve İtki Kuv.nin kararlı hale gelmesinden dolayı oluşturulan sayısal ağlar yeterli görüldü ve kullanıldı.

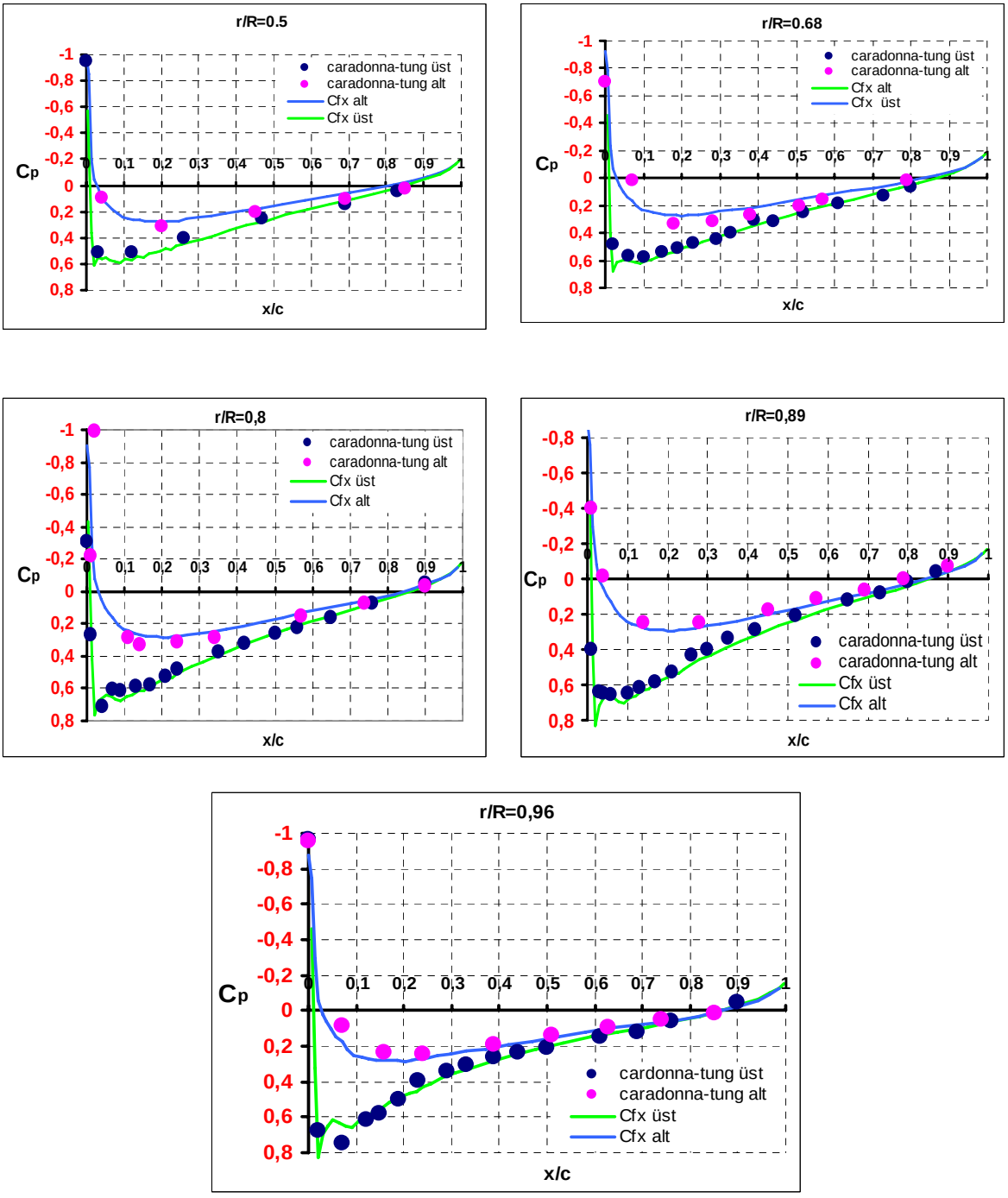
Askı durumundaki Caradonna-Tung Rotorunun analizinde 0^0, 5^0 ve 8^0 hücum açıları için sırasıyla 0.52, 0.607 ve 0.727 uç mach sayıları ile analizler yapıldı. Elde edilen sayısal sonuçlar ile deneysel veriler arasında iyi uyum sağlandı.

AH1-G rotorunun analizinde 0^0 ve 8^0 hücum açılı palalar için sırasıyla 0.52 ve 0.44 uç mach sayıları ile analizler yapıldı. Analiz sonuçlarını karşılaştırma yapacak deneysel veriler bulunamadığından sadece elde edilen sonuçlar yayınlandı.

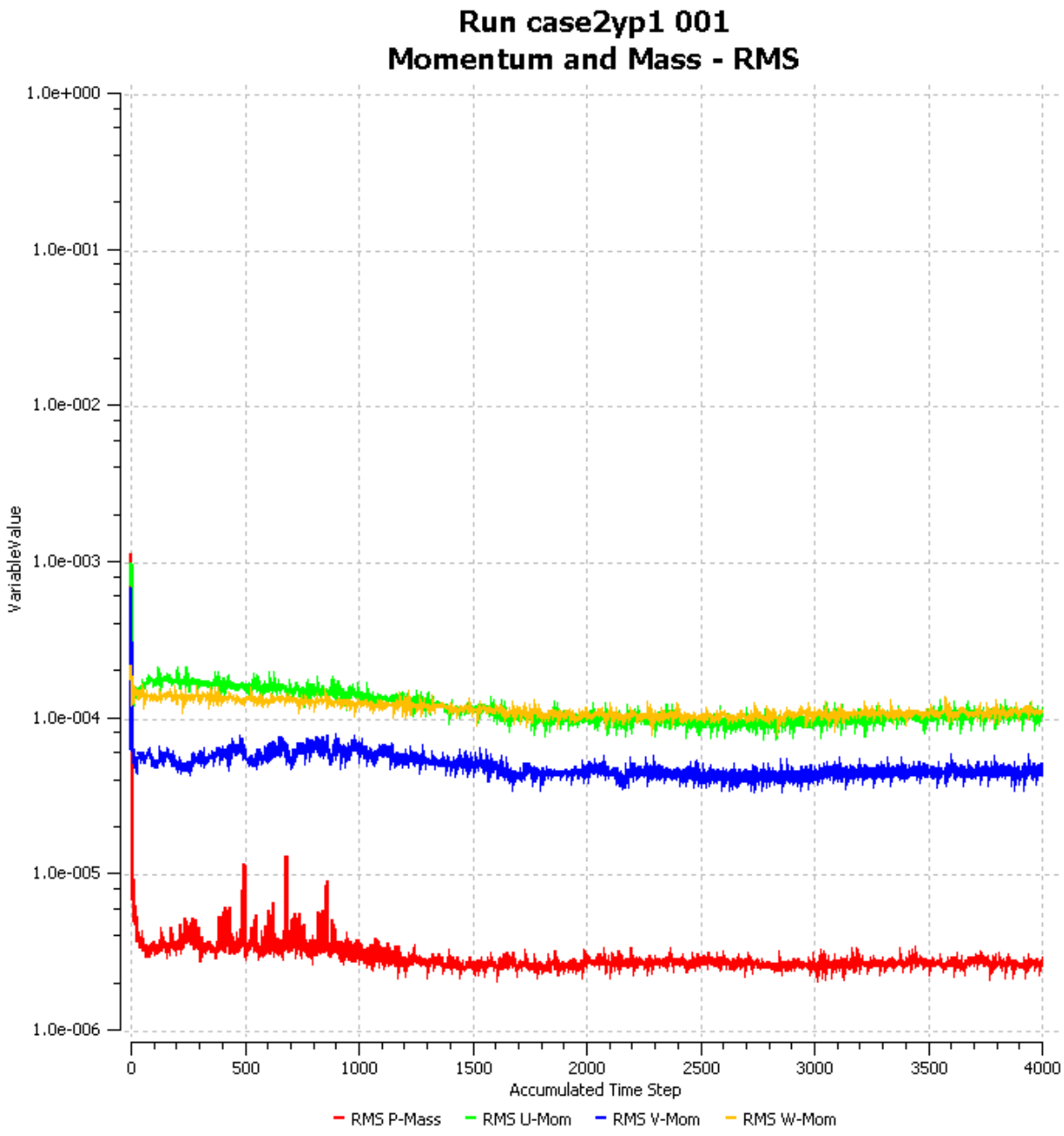
Yapılan analizlerde "peryodik arayüzey"ler kullanarak iki palalı rotor sistemlerinin tek palalı olarak simüle edilmesi sağlandı ve iyi sonuçlar elde edildi.

Caradonna-Tung palasının analizinde orijinal geometrik parametreler yerine daha küçük boyutlar alınarak bunun analize etkisi incelendi. Bu geometrik parametre farkına rağmen aynı hücum açısı ve M_{tip} değerindeki orijinal boyutlardaki Caradonna-Tung palasıyla benzer C_p katsayıları elde edildi.

EK A

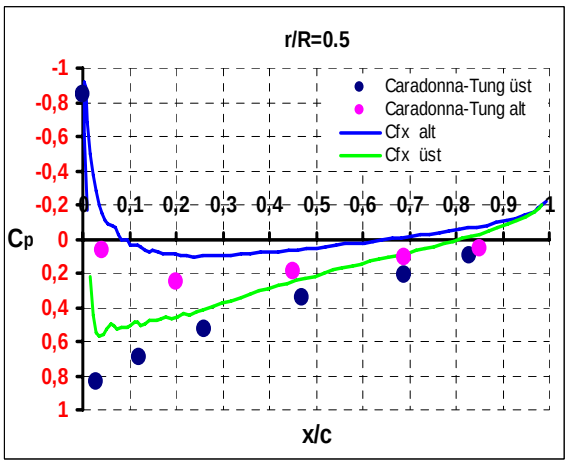


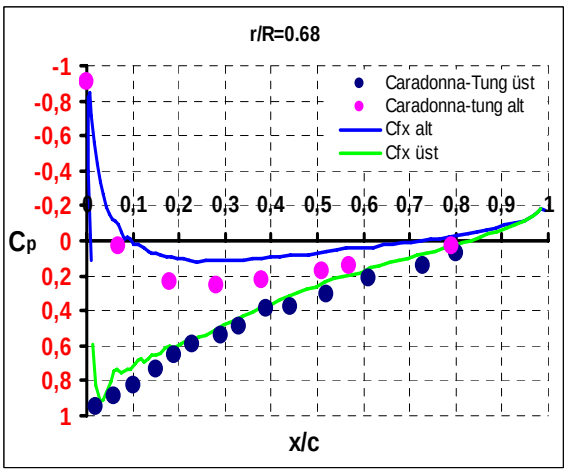
Şekil A.1 : 5^0 hücum açısına ve Mtip=0.607 değerine sahip Caradonna-Tung palası için Cp dağılımları

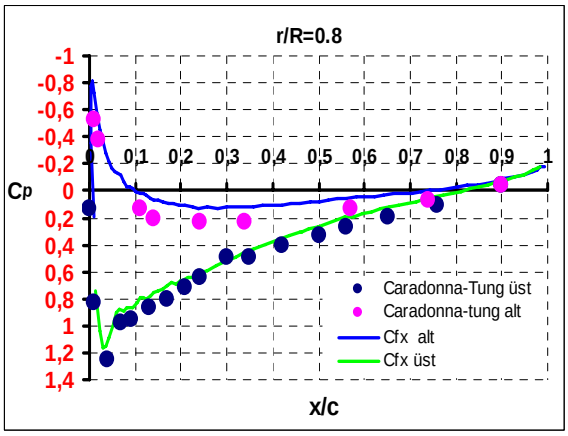


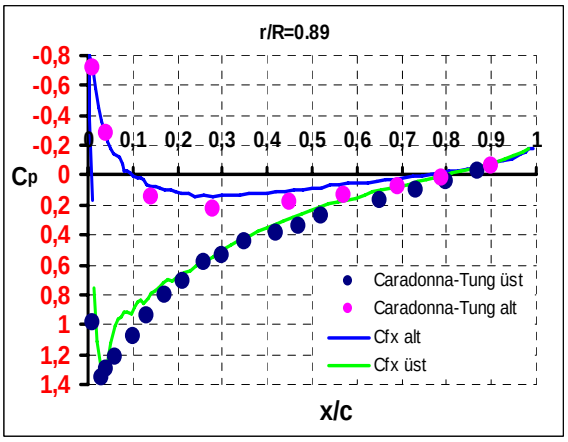
Şekil A.2 : 5^0 hücum açısına ve Mtip=0.607 değerine sahip Caradonna-Tung palası için RMS kalan değerlerinin değişimi

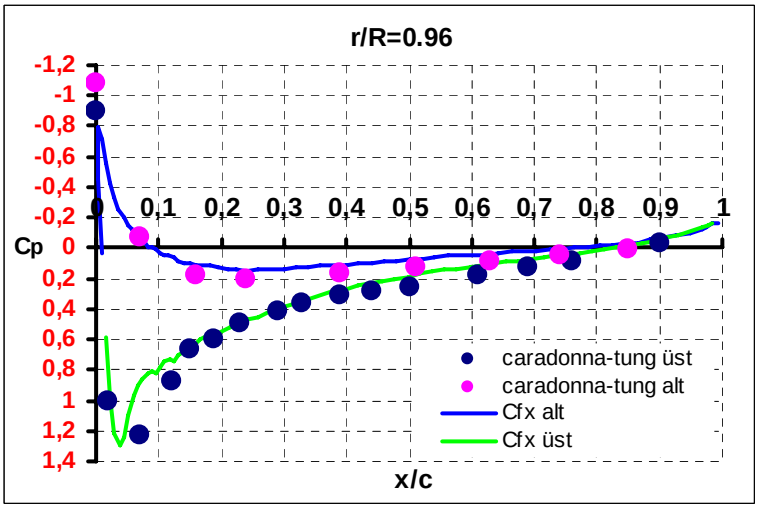
EK B



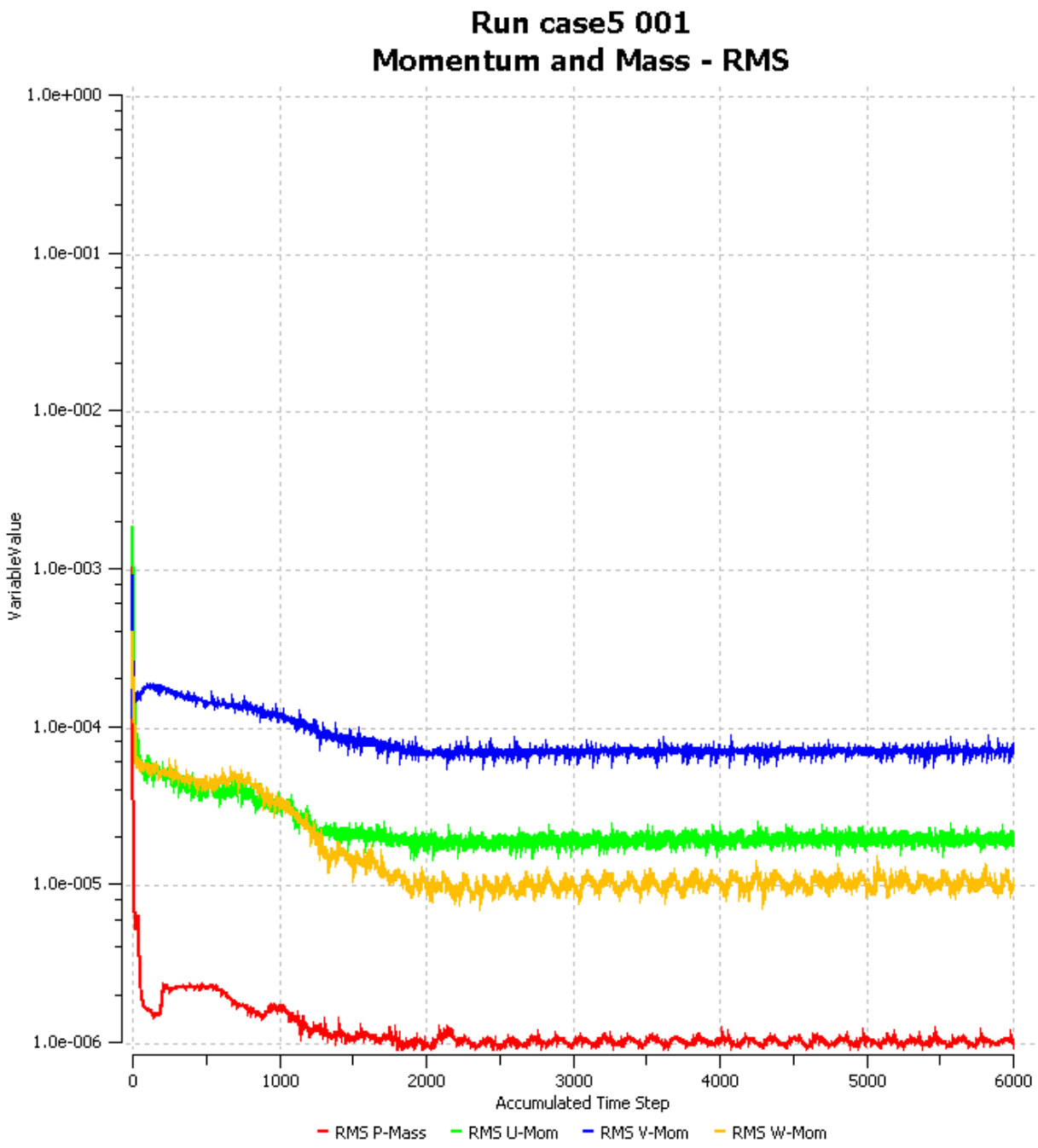






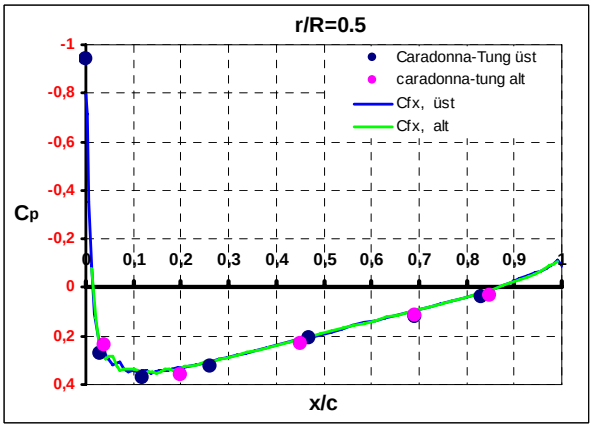


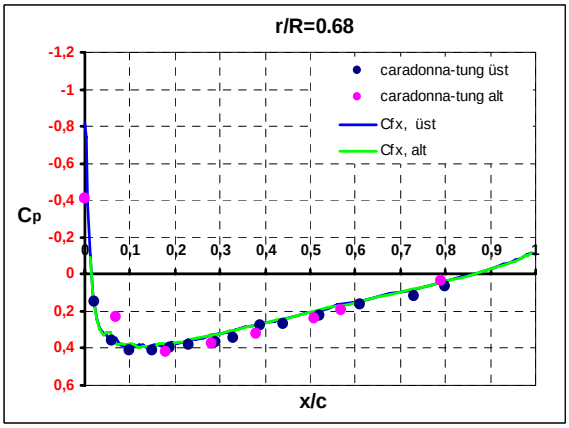
Şekil B.1 : 8^0 hücum açısına ve Mtip=0.727 değerine sahip Caradonna-Tung palası için Cp dağılımları

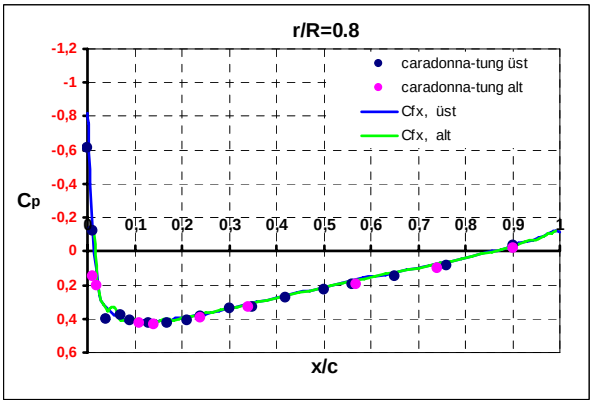


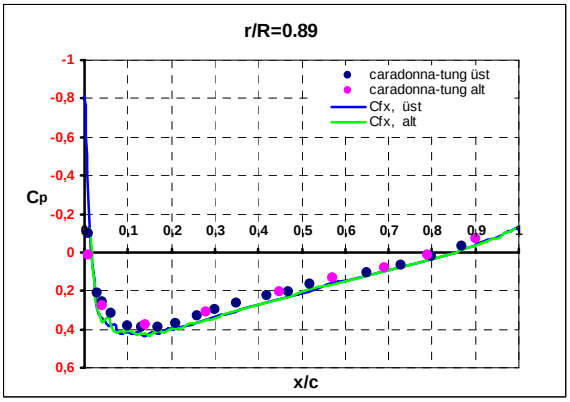
Şekil B.2 : 8^0 hücum açısına ve Mtip=0.727 değerine sahip Caradonna-Tung palası için RMS kalan değerlerinin değişimi

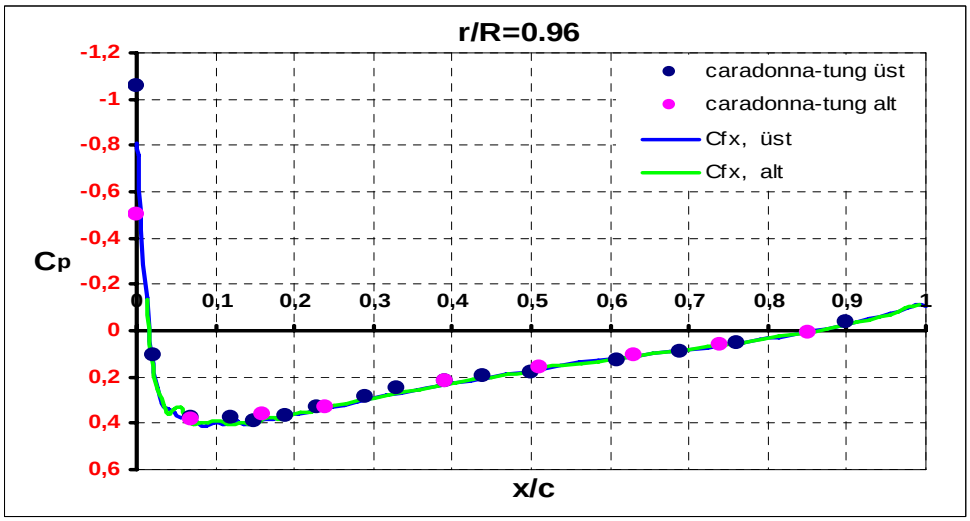
EK C



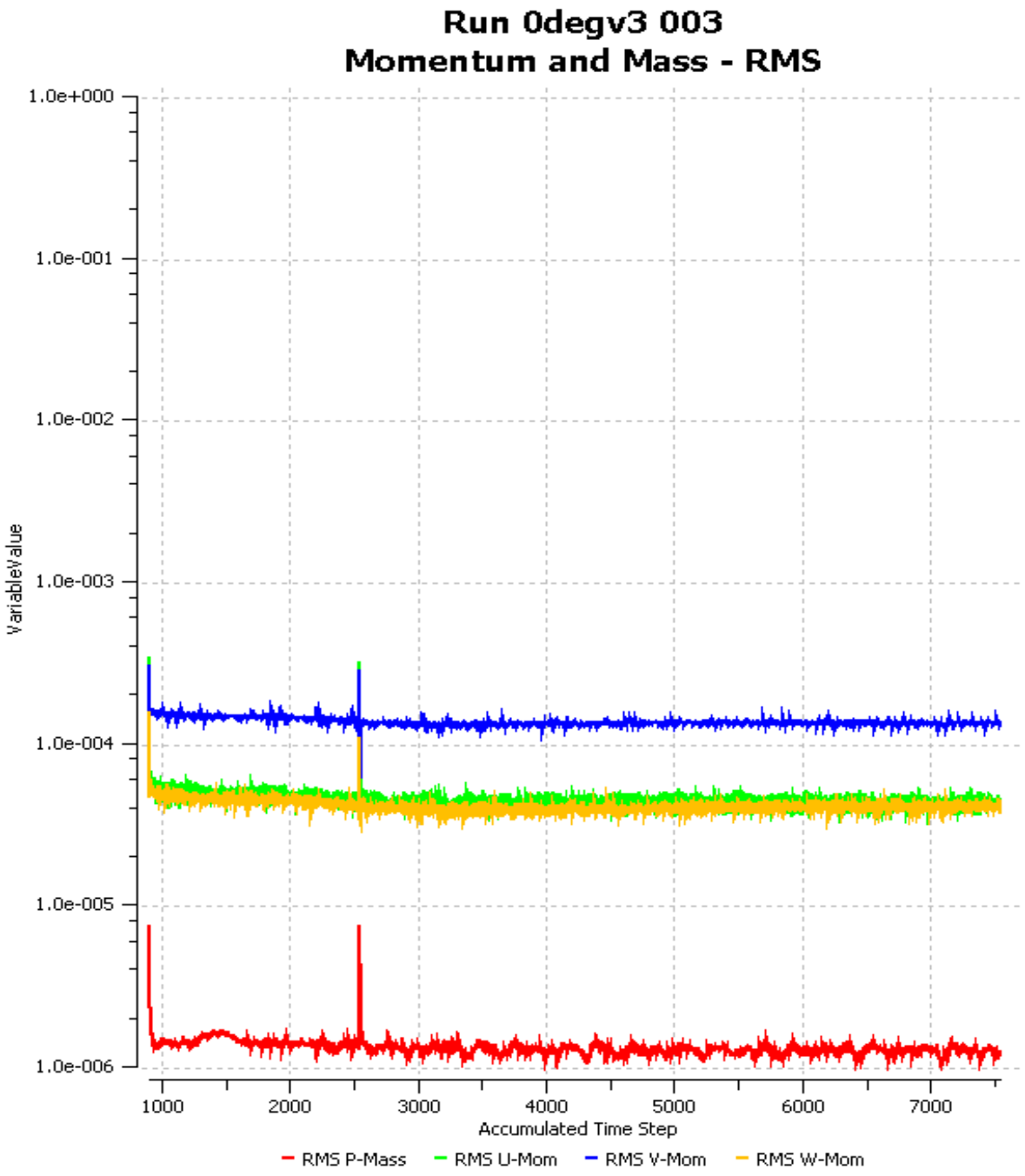






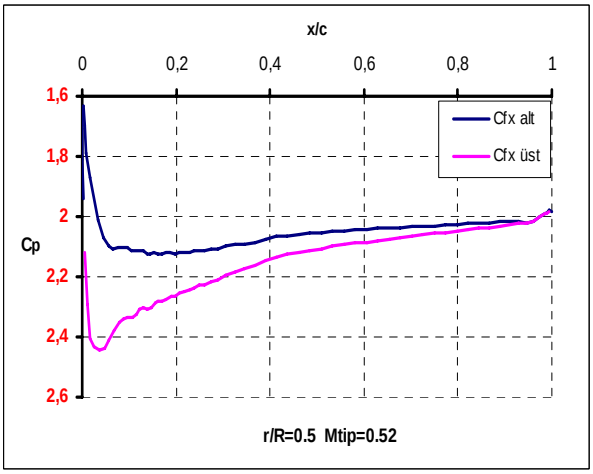


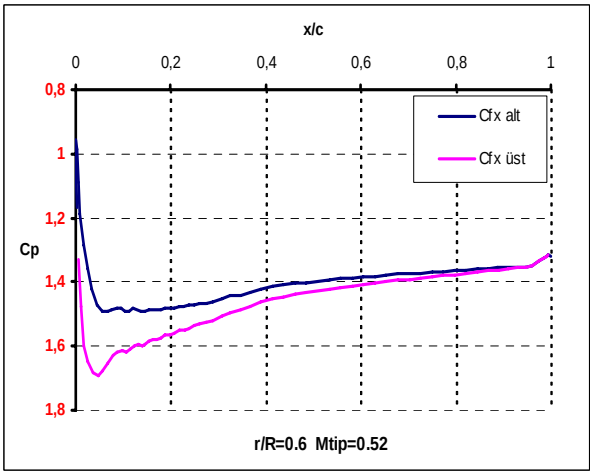
Şekil C.1 : 0^0 hücum açısına ve Mtip=0.52 değerine sahip Caradonna-Tung palası için Cp dağılımları

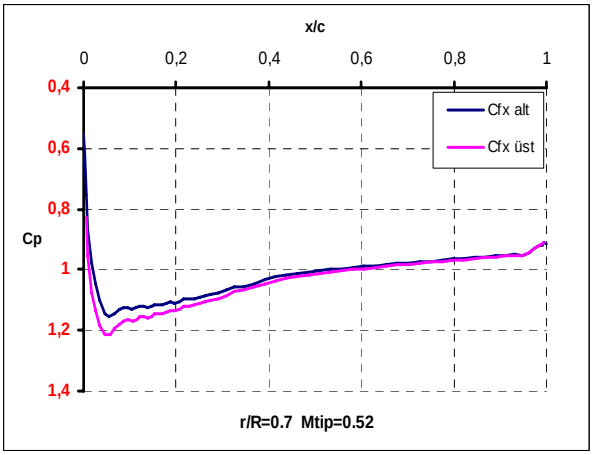


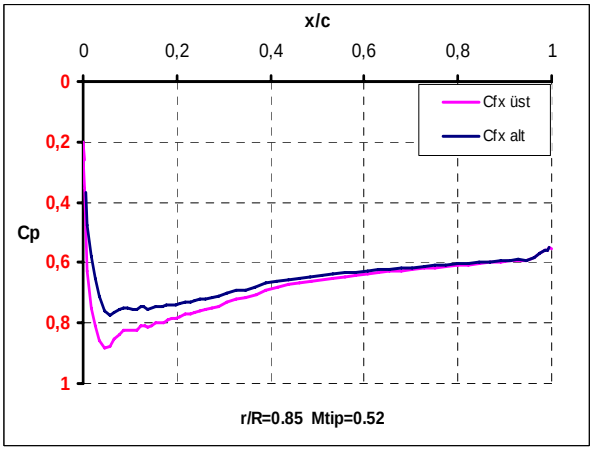
Şekil C.2 : 0^0 hücum açısına ve Mtip=0.52 değerine sahip Caradonna-Tung palası için RMS kalan değerlerinin değişimi

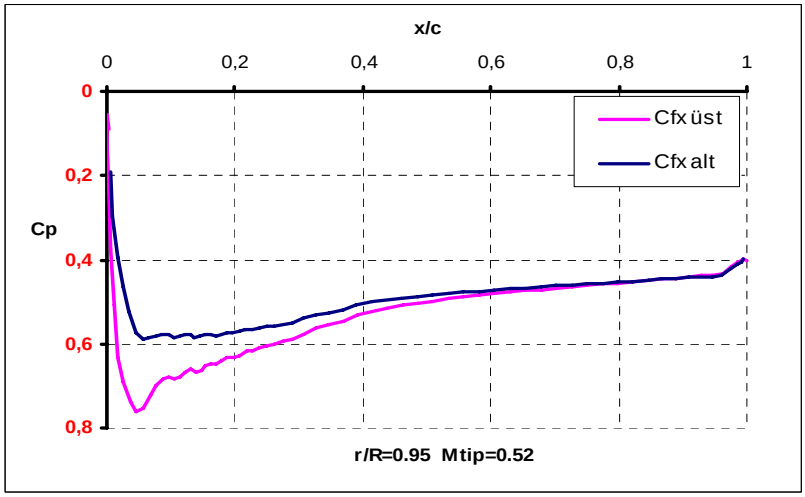
EK D



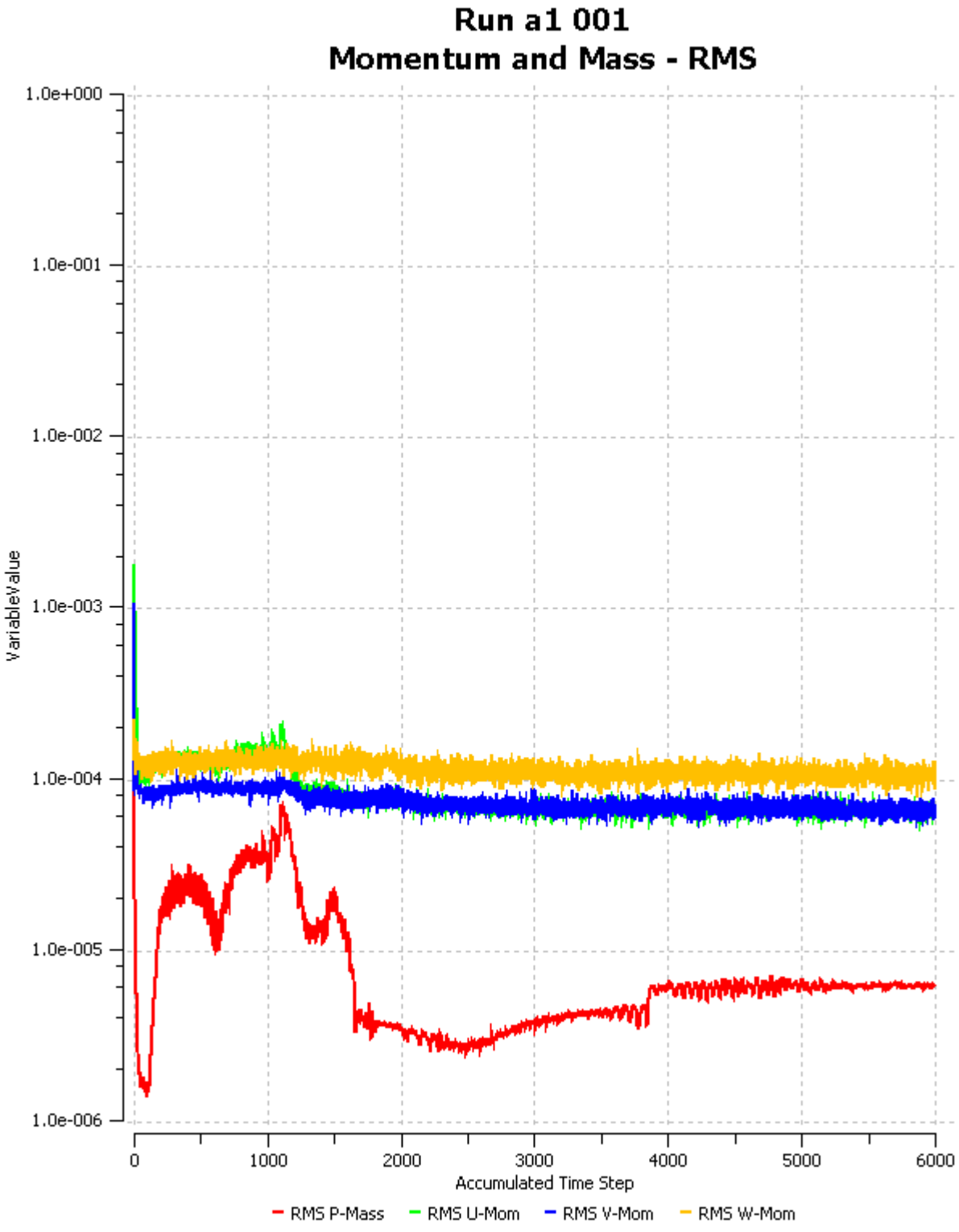






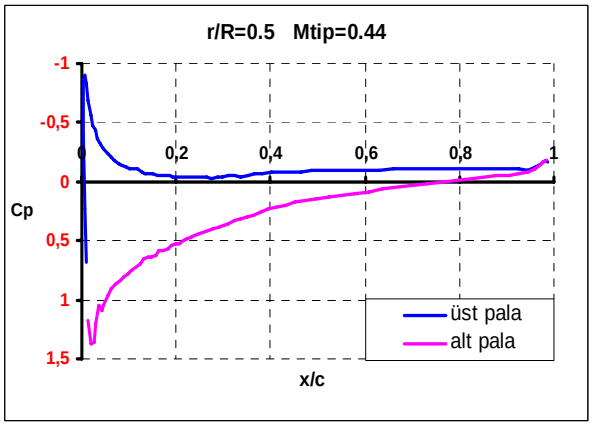


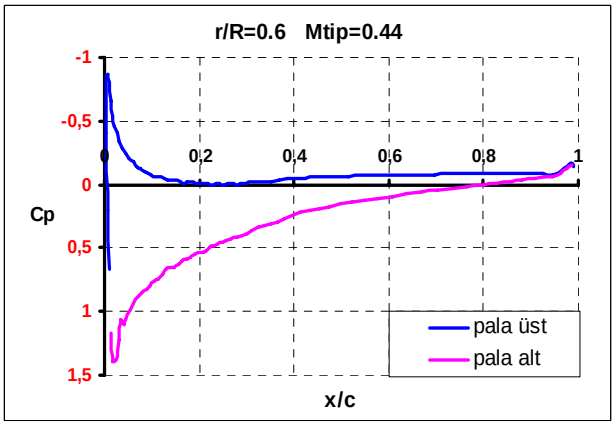
Şekil D.1 : 0^0 hücum açısına ve Mtip=0.52 değerine sahip AH1G palası için Cp dağılımları

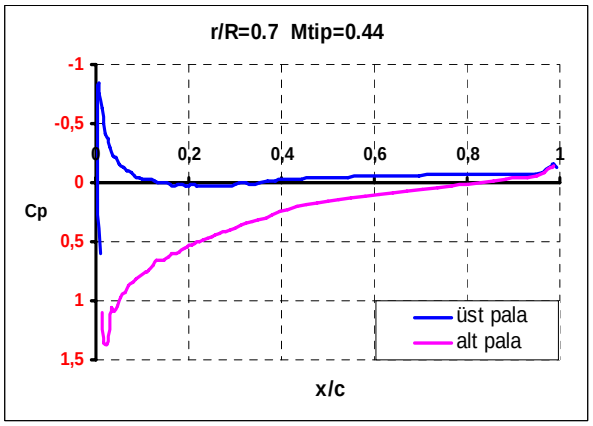


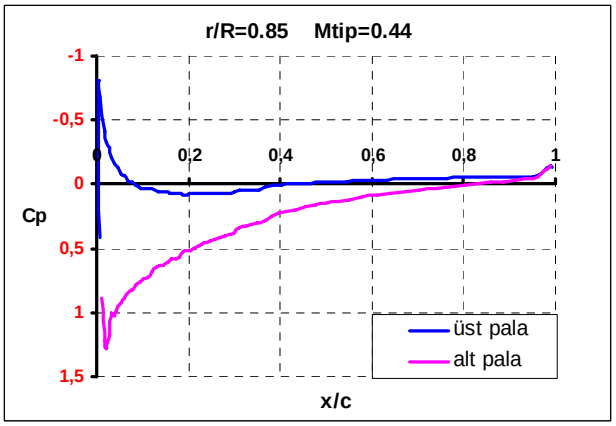
Şekil D.2 : 0^0 hücum açısına ve Mtip=0.52 değerine sahip AH1G palası için RMS kalan değerlerinin değişimi

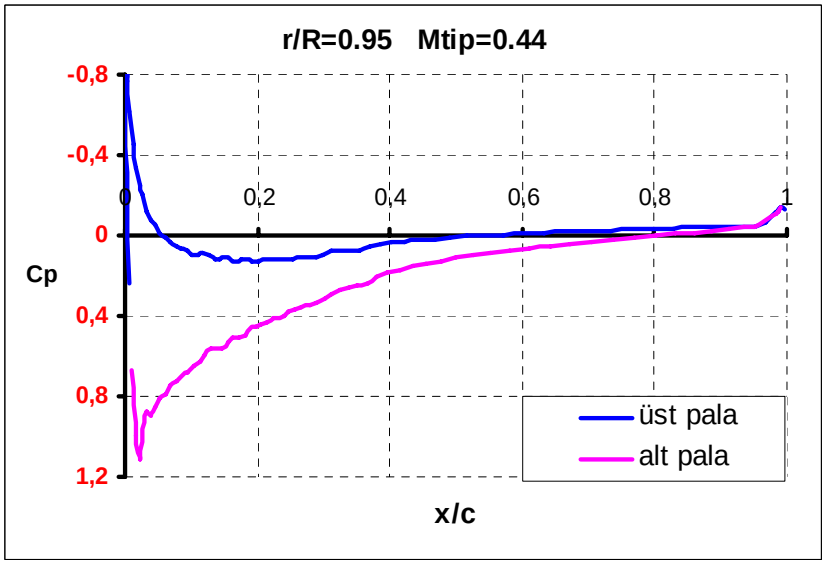
EK E



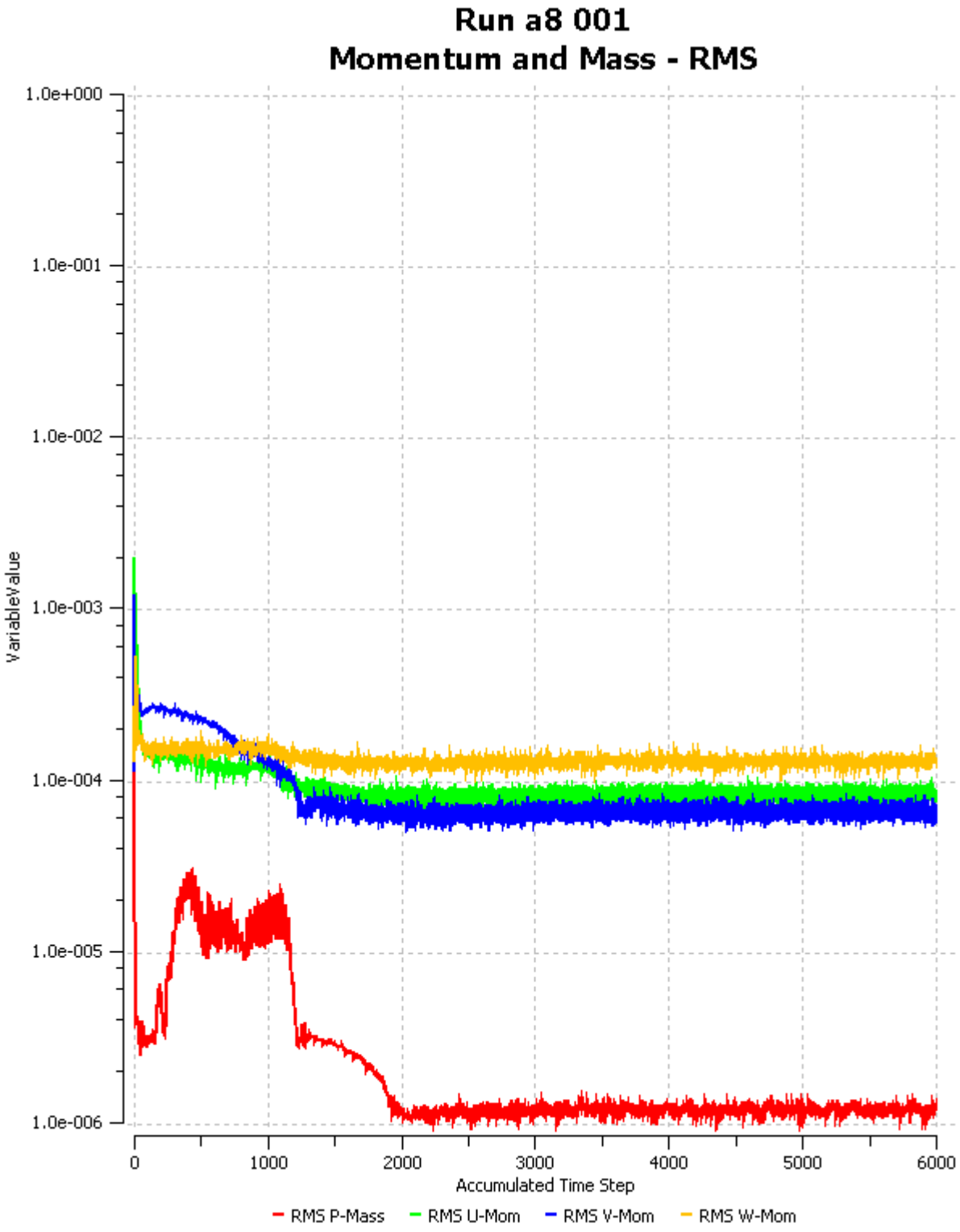








Şekil E.1 : 8^0 hücum açısına ve Mtip=0.44 değerine sahip AH1G palası için Cp dağılımları



Şekil E.2 : 8^0 hücum açısına ve Mtip=0.44 değerine sahip AH1G palası için RMS kalan değerlerinin değişimi

Kaynaklar

[1] Srinivasan G.R., Raghavan, V., Duque E.P.N., McCroskey W.J.“Flowfield Analysis of Modern Helicopter Rotors in Hover by Navier-Stokes Method “, Presented at AHS International Technical Specialist Meeting on Rotorcraft Acoustics and Rotor Fluid Dynamics, Oct. 1991 Philadelphia, PA.

[2] Srinivasan, G.R., Baeder, J.D., Obayashi, S., and McCroskey, W.J., “ Flowfield of a Lifting Rotor in Hover: A Navier-Stokes Simulation,” AIAA Journal, Vol. 30, No. 10, 1992, pp. 2371-2378.

[3] Wake, B.E., and Baeder, J.D., “ Evaluation of a Navier-Stokes Analysis Method for Hover Perormance Prediction,” Journal of the American Helicopter Society, Vol.41, No.1, 1996, pp.1-17

[4] Duque, E.P.N., and Srinivasan, G.R., “Numerical Simulation of a Hovering Rotor Using Embedded Grids,” Proceedings of the 48th Annual Forum, American Helicopter Society, June 1992, pp. 429-445.

[5] Hariharan, N., Sankar, L. N., "Higher Order Numerical Simulation of Rotor Flow Field," AHS Forum and Technology Display, Washington, DC., May 1994.

[6] Strawn, R. C., and Barth, J.T., “A Finite-Volume Euler solver for Computing Rotary-Wing Aerodynamics’ on Unstructured Meshes” 48th ,Annual forum of the American Helicopter Society, Washington, Dc, June 3-5,1992.

[7] Strawn,R.C.,and Ahmad,J.U. “Computational modeling of Hovering Rotors and Wakes.” AIAA Paper 2000-0110, Jan.2000.

[8] Ahmad J., and Strawn, R.C., “ Hovering Rotor and Wake calculations with an Overset-Grid Navier-Stokes Solver,” AHS, 55th Annual Forum, May 1999, pp. 1949-1959.

[9] Dindar**,** M., Lemnios, A., Stephard, M., and Jansen, K., “ Effect of Tip-Vortex Resolution on UH-60-A Rotor-Blade Hover Performance Calculations,” Proceedings of the 54th Annual Forum, AHS International, May 1998, pp.45-47.

[10] Bottasso, C.L., and Stephard, M.S., “Paralel Adaptive Finite Element Euler Flow Solver for Rotary Wing Aerodynamics” AIAA Journal, Vol.35, No.6, 1997, pp. 937-944.

[11] J.O. Bridgeman, D.S. Prichard and F.X. Caradonna. “ The Development of a CFD Potential Method for the Analysis of Tilt-Rotors” AHS Technical Specialists Meeting on Rotorcraft Acoustics and Fluids Dynamics, Philadelphia, PA, Ekim 15-17, 1991.

[12] McCroskey, W.J.,“ Wake Vortex System of Helicopters” AIAA-95-50, January Reno, NV,1995.

[13] Srinivasan, G.R., Sankar, L.N**.,** “Status of Euler and Navier-Stokes CFD Methods for Helicopter Applications,” AHS Aeromechanics Specialist Meeting October 1995.

[14] Landgrebe, A. J. and Cheney, M. C**.**, "Rotor Wakes - Key to Performance Prediction," AGARD Conference on Aerodynamics of Rotary Wings, AGARD- CPP-111, February 1973.

[15] Hariharan, N., Sankar, L. N**.,** "Higher Order Numerical Simulation of Rotor Flow Field," AHS Forum and Technology Display, Washington, DC., May 1994.

[16] Wake, B.E. and Sankar, L.N., "Solution of Navier-Stokes Equations for The Flow Over a Rotor Blade ", Journal of the American Helicopter Society, April 1989.

[17] Usta,E., " Application of a Symmetric Total Variation Diminishing Scheme to Aerodynamics of Rotors" Ph.D.Thesis, Georgia Institute of Technology, August 2002.

[18] J. Gordon Leishman., "Principles of Helicopter Aerodynamics", Cambridge University Press, United Kingdom, 2001.

[19] Steijl, R, Barakos G.N. and Badcock K.J. " A CFD Framework for Analysis Helicopter Rotors", AIAA Journal 2005-5124.

[20] Johnson, Wayne, "Helicopter Theory", Dover Publications, 1997.

[21] ANSYS CFX Solver Modeling Theory, Release 10.

[22] Strawn, R.C., Djomehri, M.J., " Computational Modeling of Hovering Rotor and Wake Aerodynamics", Journal of Aircraft , 39, 786-783, 2002.

[23] Caradonna, F.X., and Tung, C., "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover," NASA TM 81232, Sept. 1981.

[24] Watts, Michael E. and Cross, Jeffrey L. " Two-Dimensional Aerodynamics Characteristics of the OLS/TAAT Airfoil", NASA Technical Memorandum 89435, 1988.

ÖZGEÇMİŞ

Cumhur Mete 1978 de İstanbul'da doğdu. Sırasıyla Dr.Cemil Özkaya İlkokulu, Uçanevler Ortaokulu ve Bağcılar Lisesi'nden mezun olduktan sonra 1996 yılında Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi Uzay Müh. Bölümünde mühendislik öğrenimi almaya başladı. 2003 yılında Uzay Mühendisi ünvanıyla mezun oldu. Aynı yıl Fen Bilimleri Ens. Uçak ve Uzay Mühendisliği Programında yüksek lisans öğrenimine başladı. Halen İstanbul'da yaşamaktadır.