

ASKI DURUMUNDAKİ HELİKOPTER ROTOR
SİSTEMİNİN AERODİNAMİK ANALİZİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Müh. Murat CANİBEK

Anabilim Dalı : UÇAK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ

Programı : UÇAK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ

EKİM 2006

ASKI DURUMUNDAKİ HELİKOPTER ROTOR
SİSTEMİNİN AERODİNAMİK ANALİZİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Müh. Murat CANİBEK
(511961101)

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 8 Eylül 2006
Tezin Savunulduğu Tarih : 12 Ekim 2006

Tez Danışmanı : Prof.Dr. A.Rüstem ASLAN
Diğer Jüri Üyeleri Prof.Dr. Kadir KIRKKÖPRÜ (İ.T.Ü.)
Doç.Dr. Fırat O. EDİS (İ.T.Ü.)

EKİM 2006

ÖNSÖZ

Tez çalışmasının ortaya çıkmasındaki katkılarından dolayı öncelikle danışman hocam Sayın Prof.Dr. A.Rüstem Aslan' a teşekkür ederim.

Ayrıca, moral desteğini hiçbir zaman esirgemeyen eşim Güner' i , teknik destekleri için Evren ve Hülya' yı da unutmamak gerekir.

Büyüyünce uzay mühendisi olacağını söyleyen 5 yaşındaki oğlum o yaşlara geldiğinde Türkiye' de havacılık ve uzay çalışmalarının çok daha ilerilere gitmiş olmasını umuyorum.

Ekim, 2006

Murat CANİBEK

İÇİNDEKİLER

KISALTMALAR	v
TABLO LİSTESİ	vi
ŞEKİL LİSTESİ	vii
SEMBOL LİSTESİ	ix
ÖZET	x
SUMMARY	xi
1. GİRİŞ	1
1.1 Fiziksel Temeller	1
1.2 Tarihçe	4
1.3 Çalışmanın Amacı	5
2. TEORİK FORMÜLASYON	6
2.1 Akışı Yöneten Denklemler	6
2.2 Türbülans Modelleri	8
2.2.1 k- ω Türbülans Modelleri	8
2.2.1.1 Wilcox k- ω Modeli	8
2.2.1.2 BSL k- ω Modeli	10
2.2.1.3 SST k- ω Modeli	11
2.3 Sayısal Ayırıklaştırma	13
2.4 Eş zamanlı Çözüm Metodu	15
2.5 Genel Sayısal Ağ Arayüzü ve Çoklu Referans Çerçevesi Teorisi	17
2.6 Rotor Performans Denklemleri	18
3. BAŞLANGIÇ VE SINIR ŞARTLARI	19
3.1 Başlangıç Şartları	19
3.2 Sınır Şartları	19
3.2.1 Giriş Sınır Şartı	19
3.2.2 Periyodiklik Sınır Şartı	21
3.2.3 Duvar Sınır Şartı	21
3.2.4 Akış Arayüzleri Sınır Şartı	21
3.2.5 Çıkış Sınır Şartı	21
4. GEOMETRİ, MODEL ve SAYISAL AĞ	23
4.1 Caradonna-Tung Rotoru	23
4.2 AH-1G Rotoru	27

5. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRMELER	30
5.1 Caradonna-Tung Rotoru Sonuçları	30
5.1.1 $M_{tip}=0.44$ İçin Sonuçlar	30
5.1.2 $M_{tip}=0.73$ İçin Sonuçlar	34
5.2 AH-1G Rotoru Sonuçları	38
5.3 Değerlendirmeler	41
KAYNAKLAR	43
ÖZGEÇMİŞ	46

KISALTMALAR

RMS	: Root Mean Square
ÇET	: Çoklu Eksen Takımı
GSAA	: Genel Sayısal Ağ Arayüzü
CFD	: Computational Fluid Dynamics
HAD	: Hesaplamaalı Akışkanlar Dinamiğı
F-R	: Frozen-Rotor
NS	: Navier-Stokes
BSL	: Baseline
SST	: Shear Stress Transport

TABLO LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Tablo 4.1 : Caradonna-Tung Rotoru Konfigürasyon Detayları.....	24
Tablo 4.2 : AH-1G Rotoru Konfigürasyon Detayları	29

ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Şekil 1.1 : Geleneksel Rotor İz Bölgesi Modeli.....	1
Şekil 1.2 : İleri Uçuş Hareketinde İz Bölgesi ve Gövdeyle Etkileşimi	2
Şekil 1.3 : İz Bölgesi ve Uç Girdabı Oluşumunun Şematik Gösterimi.....	3
Şekil 1.4 : AH-1W SuperCobra Helikopterinin Oluşturduğu Uç Girdapları	3
Şekil 2.1 : SonluHacim Yüzeyi	13
Şekil 2.2 : Sonlu Hacim Elemanı.....	15
Şekil 2.3 : Eş zamanlı Çözüm Algoritması	16
Şekil 3.1 : Askı Durumundaki Rotor İçin Uzak Alan Sınır Şartları.....	20
Şekil 3.2 : a), b) Caradonna-Tung Rotoru Sınır Şartları.....	22
Şekil 4.1 : Deneysel Rotorun Konfigürasyonu.....	24
Şekil 4.2 : İç ve Dış Akım Alanı Boyutları.....	25
Şekil 4.3 : Caradonna Tung Palası Sayısal Ağ Profil Kesiti.....	26
Şekil 4.4 : Caradonna-Tung Rotoru Sayısal Ağı	26
Şekil 4.5 : AH-1G Akım Alanı Sınırları	27
Şekil 4.6 : AH-1G Palası Sayısal Ağ Profil Kesiti	28
Şekil 4.7 : AH-1G Palası Çeşitli Görünümler.....	28
Şekil 4.8 : AH-1G Palasının Radyal Doğrultuda Bir Kesitinde Sayısal Ağ İlerleyişi.....	29
Şekil 5.1 : $M_{tip}=0.44$ Durumu İçin RMS Artık Değerleri ve İtki Katsayısının Değişimi.....	30
Şekil 5.2 : $M_{tip}=0.44$ Durumu İçin a) $r/R=0.50$ ve b) $r/R=0.68'$ deki C_p Dağılımları.....	31
Şekil 5.3 : $M_{tip}=0.44$ Durumu İçin a) $r/R=0.80$, b) $r/R=0.89$ ve c) $r/R=0.96'$ daki C_p Dağılımları.....	32
Şekil 5.4 : $M_{tip}=0.44$ Durumu İçin Tüm İstasyonlardaki Y^+ Dağılımları.....	33
Şekil 5.5 : $M_{tip}=0.44$ Durumu İçin Periyodik Düzlemdeki Genel Hız Görünümü.....	34

Şekil 5.6	: $M_{tip}=0.73$ Durumu İçin RMS Artık Değerleri ve İtki Katsayısının Değişimi.....	35
Şekil 5.7	: $M_{tip}=0.73$ Durumu İçin $r/R=0.50$ ' deki C_p Dağılımı.....	35
Şekil 5.8	: $M_{tip}=0.73$ Durumu İçin a) $r/R=0.68$ ve b) $r/R=0.80$ ' deki C_p Dağılımları.....	36
Şekil 5.9	: $M_{tip}=0.73$ Durumu İçin a) $r/R=0.89$ ve b) $r/R=0.96$ ' daki C_p Dağılımları.....	37
Şekil 5.10	: AH-1G Rotoru İçin RMS Artık Değerleri ve İtki Katsayısının Değişimi.....	38
Şekil 5.11	: AH-1G Rotoru İçin a) $r/R=0.50$ ve b) $r/R=0.60$ ' taki C_p Dağılımları.....	39
Şekil 5.12	: AH-1G Rotoru İçin a) $r/R=0.75$ ve b) $r/R=0.97$ ' deki C_p Dağılımları.....	40
Şekil 5.13	: AH-1G Rotoru Sağ Periyodik Düzlemde Hız Vektörlerinin Görünümü.....	41

SEMBOL LİSTESİ

M_t	: Uç Mach Sayısı	$M_t = \frac{\Omega R}{a_\infty}$
C_T, C_t	: İtke Katsayısı	$C_T = \frac{T}{\rho(\pi R^2)(\Omega R)^2}$
N	: Pala sayısı	
R	: Rotor Yarıçapı	
r	: Sınırdan Hub' a Uzaklık	
W_e	: Çıkış Sınır Mach Sayısı	
W_r	: Giriş Sınır Mach Sayısı	
θ_c	: Rotor Kollektif Açısı	
C_p	: Basınç Katsayısı	$C_p = \frac{P - P_\infty}{\rho V^2 / 2}$
ν	: Kinematik Viskozite	
S	: Kaynak Terimleri, Yüzey İntegrali	
ρ	: Yoğunluk	
t	: Zaman	
U, V	: Hız Vektörü	
P	: Basınç	
μ	: Dinamik Viskozite	
h	: Özgül Entalpi	
T	: Sıcaklık, İtke	
Ω, ω	: Açısal Hız	
Φ	: Genel Skaler	
u, v, w	: Hız Bileşenleri	
c	: Veter Uzunluğu	
Re	: Reynolds Sayısı	
a	: Ses Hızı	
π	: Pi Sayısı	

ASKI DURUMUNDAKİ HELİKOPTER ROTOR SİSTEMİNİN AERODİNAMİK ANALİZİ

ÖZET

Helikopter, dönel kanatlar kullanarak uçan bir hava aracıdır. Helikopter rotoru etrafındaki akım gerek askı(hover) gerekse ileri uçuş hali için olsun güçlü girdap oluşumları nedeniyle incelenmesi ve modellenmesi zor bir olaydır. Helikopter rotoru etrafındaki akım alanında sürekli ve şiddetli bir girdap sistemi bulunur. Bu durum rotor diski etrafında oldukça kararsız ve düzensiz bir indüklenmiş hız alanının oluşmasına neden olur. Son yıllarda geliştirilen ve akışı yöneten diferansiyel denklemlerin çözümüne dayanan sayısal simülasyon programları sayesinde rotor sistemi etrafındaki akışı hassas olarak çözebilmek mümkün olmaktadır.

Bu çalışmada askı durumundaki helikopter rotor sisteminin oluşturduğu akım alanı incelenmiş, sayısal ağ oluşturucu olarak Gridgen ve çözücü olarak ANSYS CFX 10 adlı yazılımlar kullanılmıştır. İlk olarak burulmasız, ok açısız, dikdörtgen iz düşümüne sahip, 6 açıklık oranlı ve NACA0012 profiline sahip bir rotor, daha sonra kökten uca -10^0 burulmalı AH-1G rotoru incelenmiştir. Hesaplamalar ilk durum için farklı uç hızlarında ($M_t=0.44$ ve 0.73) ve $\Theta_c=8^0$ kollektif açıda, ikinci durumda ise $M_t=0.65$ uç hızı olmak üzere değişik akış koşulları için yapılmıştır.

İlk bölümde rotora dönme hareketi Çoklu Eksen Takımı(ÇET) ve Frozen-Rotor (F-R) ilişkisi ile verilmiş, ikinci rotor için ise tüm akım alanı döndürülmüştür. Tüm çözümler zamandan bağımsız daimi akış hali için yapılmıştır.

Analizlerde Navier-Stokes denklemleri ve $k-\omega$ türbülans modeli kullanılmış olup, akım alanının uzak alan sınır şartları klasik bir boyutlu momentum teorisi yardımıyla belirlenmiştir.

Elde edilen yüzey basınç değerleri, farklı radyal istasyonlardaki deneysel verilerle karşılaştırılarak sunulmuştur.

AERODYNAMIC ANALYSES OF HELICOPTER ROTOR SYSTEM IN HOVER

SUMMARY

A helicopter is an aircraft that uses rotating wings. The flowfield around the rotary wings in hover and forward flight is very difficult to analyse and modelling because of the strong tip vortices which in the rotor wakes dominate the flowfield to produce a highly unsteady and nonuniform induced velocity field at the rotor disk. Recent emphasis on numerical simulation procedures for complex flows have made it possible to accurately obtain the rotor blade aerodynamic characteristics by solving the governing differential equations.

In the present study, numerical solutions of helicopter rotor blades in hover have been carried out. The flow field around the three dimensional helicopter rotor blades is investigated by using CFD software, ANSYS CFX 10. Two different rotor systems analysed. The first rotor system studied is Caradonna-Tung rotor which have the blades with no twist or taper, aspect ratio six, with a NACA0012 airfoil section. The second one is AH-1G rotor with a -10^0 linear twist from root to tip. The computations are obtained for various flow conditions with different tip Mach numbers ($M_t=0.44$ and $M_t=0.73$) and a collective pitch setting ($\Theta_0=8^0$) for Caradonna-Tung rotor and finally with a tip Mach number $M_t=0.65$ for AH-1G rotor. The Computational domains are generated by Gridgen grid generation software.

In the first case, the rotation of the rotor blades are given by a multiple reference frame and a frozen-rotor relationship whereas in the second case there is a whole domain rotation.

All the solutions are obtained for steady-state condition of flow.

Navier-Stokes equations and $k-\omega$ tubulance model are used and the far field boundary conditions are defined by the one dimensional momentum teory.

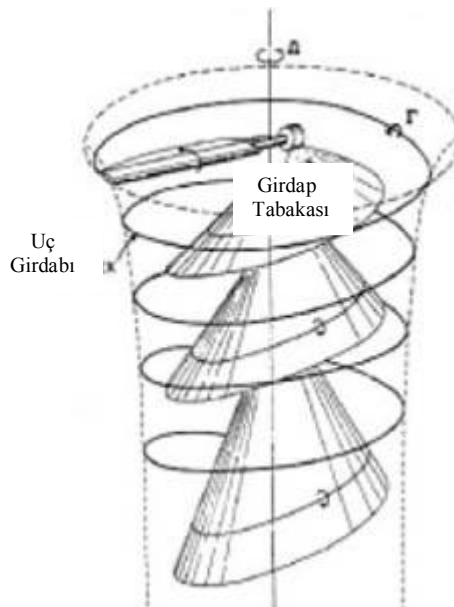
The C_p values obtained at the different radial stations and compared with the experimental results are introduced.

1. GİRİŞ

1.1 Fiziksel Temeller

Helikopterler, ileriye ve geriye doğru uçabilme, dikey olarak tırmanabilme ve alçalabilme aynı zamanda havada asılı kalma gibi çok farklı manevra kabiliyetleri olan dönel kanatlı hava araçlarıdır. Tüm bu manevraların yapılabilmesi helikopter rotoru sayesinde olmaktadır. Rotor hareketi , sabit kanatlı hava araçlarına göre manevra üstünlüğü sağlarken daha fazla güç gereksinimi ve daha karmaşık bir akış hareketine neden olur.

Helikopter rotor akışları, hesaplamalı akışkanlar mekaniğinin en ilginç ve zor konularından biridir. Her ne kadar tüm rotor sistemini simüle etmek disiplinler arası bir yaklaşım gerektirse de , sadece izole aerodinamik analiz bile tekil yada etkileşimli akış problem ve olaylarını içerir. Dönel bir referans çerçevesine göre , izole edilmiş askı durumundaki akış daimi kabul edilse de helikopterlerin dizayn edilmesinde anahtar konumunda olan askı durumu akış analizi o kadar da sıradan bir olay değildir.

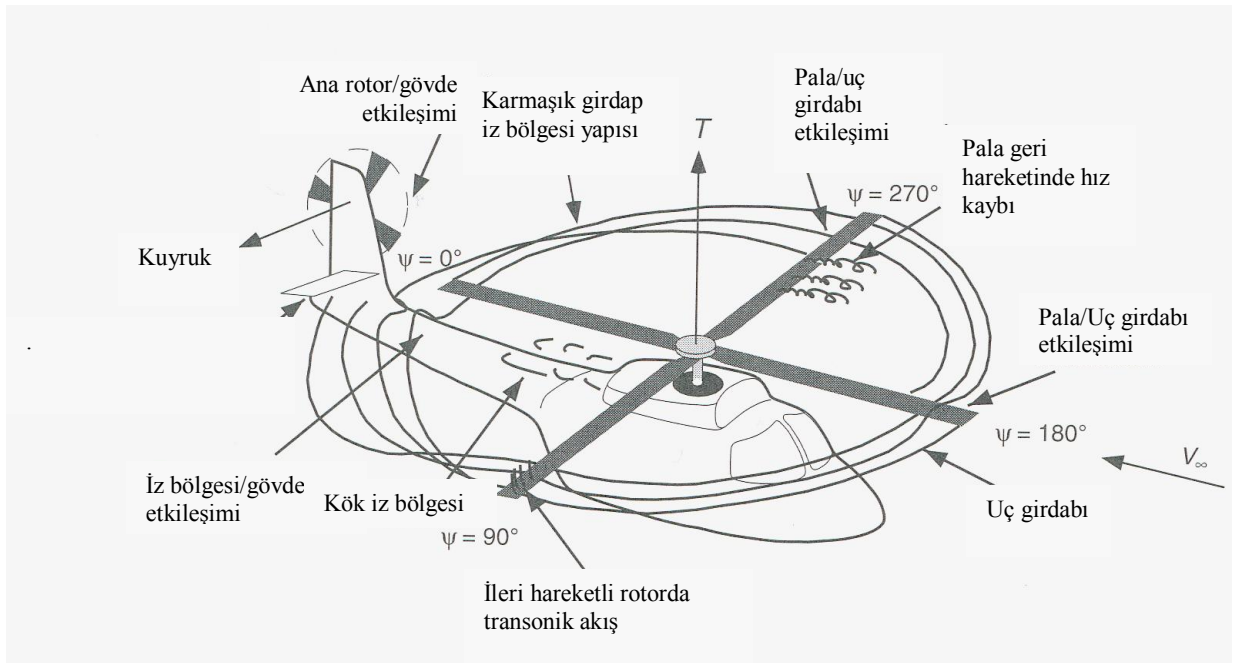


Şekil 1.1 : Geleneksel Rotor İz Bölgesi Modeli [1]

Rotor akışının zorluğu, kuvvetli girdap etkileri ve iz bölgesinin (Şekil 1.1) akış alanı üzerindeki etkilerinden kaynaklanır. Sabit kanatlı bir uçakta oluşan uç girdapları kanattan hızlı bir şekilde uzaklaşır. İz bölgesinin ileri hareket eden kanat yakınındaki akış alanı üzerindeki etkisi küçüktür ve kolaylıkla hesaplanabilir. Rotor hareketinde ise özellikle asılı kalma ve düşük hızlarda ileri harekette iz bölgesi rotor diskine çok yakın kalır(Şekil 1.3-1.4). Bu yüzden iz bölgesinin hassas ve doğru modellenmesi önem kazanır. Girdaplılık hareketinin rotor diskine yakın kalması palanın hücum açısını ve üzerine etkileyen yükleri değiştirir. Dolayısıyla doğru bir askı durumu aerodinamik analizinin başarısı rotor girdaplarının doğru tahminine bağlıdır.

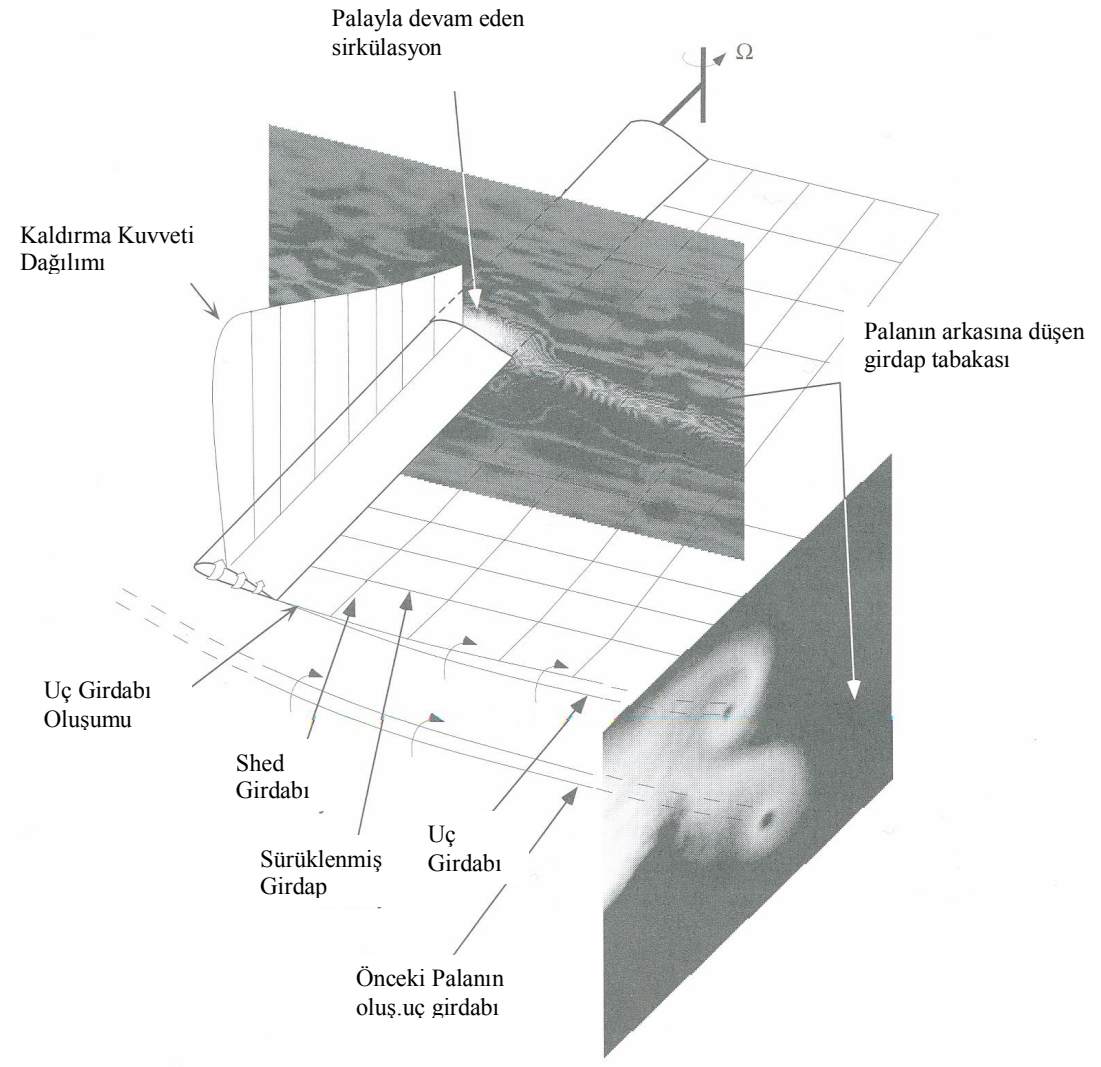
İz bölgesinin yeri ve kuvveti geometri, pala sayısı, rotor itkisi, hücum açısı, helikopterin çalışma şartları gibi birçok unsur tarafından etkilenmektedir. Sıkıştırılabilirlik etkileri özellikle ileri yüksek hızlı harekette mutlaka gözönüne alınmalıdır.

İleri uçuşta helikopter etrafındaki akışın zorluğu Şekil 1.2’ de görülebilir.



Şekil 1.2 : İleri Uçuş Hareketinde İz Bölgesi ve Gövdeyle Etkileşimi [2]

Şekilde, iz bölgesi yapısının ana gövdeyle yoğun bir etkileşim içerisinde olduğu görülmektedir. Bu nedenle tüm helikopter performansının tahmini, iz bölgesi yapısının detaylı şekilde incelenmesine bağlıdır.



Şekil 1.3 : İz Bölgesi ve Uç Girdabı Oluşumunun Şematik Gösterimi [2]



Şekil 1.4 : AH-1W Super Cobra Helikopterinin Oluşturduğu Uç Girdapları [29]

1.2 Tarihçe

Rotor etrafındaki akım alanını modellemeye ilişkin çabaların tarihsel gelişiminde ilk çalışmalar Prandtl'ın kanat taşıma hattı teorisi ile yapılmıştır. Her bir kanat taşıma hattı girdapları şeklinde betimlenmiş ve iz, bozulmuş bir helezon yapı olarak gösterilmiştir. 1970'ler de Gray[3] , Landgrebe[4] ve diğer bazı araştırmacılar bu helezon yapıyı tanımlamak için bir iz modeli geliştirdiler. Bu model, duman ile elde edilmiş akım görüntüleri gibi deneysel sonuçlara dayanıyordu. Kocurek ve Tangler[5] ve Shenoy[6] taşıma hattı yöntemini, tanımlanmış girdap yapıları kullanarak daha da geliştirdiler. Bu yöntemler basit ve etkili olmakla birlikte uygulama sınırları deneylerde kullanılan rotor geometrileri ile sınırlıdır.

Bunları takiben serbest iz bölgesi analiz yöntemleri Scully[7], Summa[8], Bliss ve Miller[9] tarafından geliştirilmiştir. Bu yöntemlerde kanat ucu girdabı bir seri çizgisel girdaplar ile modellenmiş ve Lagrange yöntemi ile izlenmiştir. Aynı tarihlerde transonik küçük bozuntular yöntemi, ileri uçuş ve uç etkilerini incelemek üzere Caradonna [10] tarafından kullanılmıştır. Bu çalışma temel ilkelerden yola çıkarak rotor akım çalışmalarının önünü açmıştır.

1980'lerin başlarında mevcut bir potansiyel akış çözücüsü, Chang[11] tarafından izole rotor kanat akışlarına uyarlanmıştır. Egolf ve Sparks[12], Chang'ın çalışmasını girdap yapıları için geliştirdiler. Bunu birçok diğer araştırmacı izledi. Potansiyel akım çözüm programları zayıf şoklu transonik akışları inceleyebiliyordu. Viskoz etkiler ise sınır tabaka düzeltilmesi yolu ile ekleniyordu, Ramachandran ve arkadaşları[13]. 1980'lerin sonlarında Euler yöntemleri gerek askı gerekse ileri uçuş halleri için sıkça kullanılır oldu. Bu yöntemde kütle, momentum ve enerji korunum denklemleri zamana bağlı olarak sonlu fark ve sonlu hacimler yöntemleri ile çözülmektedir. Viskoz etkiler dahil edilmemekle birlikte izantropik olmayan şoklar analize dahildi. Sankar ve ark.[14], Agarwal ve Deese[15], ve Hassan ve ark.[16] Euler çözücüler ile izole rotor akışlarını incelediler. Ancak iz etkileri ayrı bir hücum açısı tablosundan yararlanılarak analize dahil ediliyordu.

Wake ve Sankar [17], askı ve ileri uçuş hali 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 alışmaları takiben bir çok araştırmacı NS tabanlı çalışmaları gerçekleştirmiştir. Günümüzde iki önemli inceleme aracı TURNS ve OVERFLOW programlarıdır.

Geçmiş yıllarda pek çok araştırmacı Euler ve Navier Stokes kodları kullanan özümmler yayınladılar. Örneğın Kramer[19], Boniface and Sides [20], Srinivasan ve Bheder[21], Stangl[22], Wake ve Baeder [23], Wehr[24], Pahlke [25], Harihara ve Sankar[26], Strawn ve Ahmad[18] ve Beaumier Etal [27] bunlardan birkaçıdır.

Rotor akışlarının hesaplanmasında bugüne kadar kullanılmış yöntemleri başlıklar halinde; Momentum Teorisi, Pala-Eleman Teorisi, Birleştirilmiş Pala-Eleman ve Momentum Yöntemi, Girdap Teorileri, Taşıyıcı Yüzey ve Panel Yöntemleri, Sonlu Farklar Potansiyel Akış Yöntemleri, Euler ve Navier-Stokes Yöntemleri, Karma Yöntemler, Ana Prensipler Tabanlı İz Bölgesi Yakalama Yöntemleri, Yüksek Hassasiyetli HAD Yöntemleri şeklinde sıralayabiliriz.

1.3 Çalışmanın Amacı

Çalışmanın amacı izole edilmiş bir rotor geometrisi etrafındaki akış alanının sayısal yöntemlerle incelenmesidir. Hesaplamalarda ANSYS CFX isimli ticari yazılım kullanılmıştır. Çalışmada sadece askı durumu şartları incelenmiştir. Çalışma iki kısımdan oluşmuştur. İlk bölümde Caradonna ve Tung[28] tarafından yapılmış, deneysel sonuçları bulunan 6 açıklık oranlı , dikdörtgen iz düşümlü , NACA0012 profiline sahip, rijid, burulmasız ve ok açısız rotor incelenmiştir. Hesaplamalar 8° kollektif hucüm açısı ve $M_{tip}=0.44$ ve $M_{tip}=0.73$ olmak üzere iki ayrı uç hızı kullanılarak yapılmıştır.

İkinci bölümde 9.8 açıklık oranlı kökten uca -10 derece burulmalı AH – 1G rotoru, $M_{tip}=0.65$ uç hızında yine askı durumunda incelenmiştir.

2. TEORİK FORMÜLASYON

2.1 Akışı Yöneten Denklemler

Akışı yöneten denklemler süreklilik, momentum ve enerji denklemleridir. Bu denklemlere dönmeden kaynaklanan ek terimler ilave edilir.

Süreklilik, momentum ve enerji denklemleri sabit bir eksen takımına göre aşağıdaki şekilde yazılabilir:

Süreklilik Denklemi,

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

Momentum Denklemi,

$$\frac{\partial \rho \mathbf{U}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} \otimes \mathbf{U}) = \nabla \cdot (-p \delta + \mu (\nabla \mathbf{U} + (\nabla \mathbf{U})^T)) + \mathbf{S}_M \quad (2.2)$$

Enerji Denklemi,

$$\frac{\partial \rho h_{tot}}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} h_{tot}) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \mathbf{S}_E \quad (2.3)$$

Burada h_{tot} toplam entalpi olup statik entalpi cinsinden şöyle verilir :

$$h_{tot} = h + \frac{1}{2} U^2 \quad (2.4)$$

Burada

$$h = h(p, T) \text{ ' dir.} \quad (2.5)$$

Eğer akışta viskoz kuvvetler baskın ise enerji denkleminde ek bir terim daha gelerek aşağıdaki şekle dönüşür :

$$\frac{\partial \rho h_{tot}}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \bullet (\rho \mathbf{U} h_{tot}) = \nabla \bullet (\lambda \nabla T) + \nabla \bullet \left(\mu \nabla \mathbf{U} + \nabla \mathbf{U}^T - \frac{2}{3} \nabla \bullet \mathbf{U} \delta \mathbf{U} \right) + S_E \quad (2.6)$$

Rotasyonel Kuvvetler,

Sabit ω açısal hızı ile Dönel Eksen Takımı tanımlanmış akışlarda Momentum denkleminde Coriolis ve merkezkaç kuvvetlerine ait aşağıdaki terimler ilave olmaktadır.

$$S_{M,rot} = S_{Cor} + S_{cfg} \quad (2.7)$$

Burada

$$S_{cfg} = -\rho \omega \times (\omega \times r) \quad (2.8)$$

$$S_{Cor} = -2\rho \omega \times U \quad (2.9)$$

Ve yine r konumu, U ise bağlı hızı göstermektedir.

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

$$I = h_{stat} + \frac{1}{2} U^2 - \frac{1}{2} \omega^2 R^2 \quad (2.10)$$

2.2 Türbülans Modelleri

Sağladıkları sayısal başarı ve hesaplamalardaki hassasiyetleri nedeniyle iki denklemlili türbülans modelleri yaygın olarak kullanılmaktadır.

Bu çalışmada bir iki denklemlili model olan Shear Stress Transport (SST) türbülans modeli kullanılmıştır.

2.2.1 k- ω Türbülans Modelleri

k- ω formülasyonunun avantajlarından birisi düşük-Reynolds sayısı hesaplamalarındaki yakın duvar uygulamasıdır. Model, k- ϵ modeli için gerekli olan karmaşık ve lineer olmayan damping fonksiyonlarını içermediği için daha hassas ve sağlamdır. Bir düşük-Reynolds k- ϵ modeli, yakın duvar çözünürlüğü olarak $y^+ < 0.2$ şartı isterken aynı yaklaşımla k- ω modeli $y^+ < 2$ düzeyini kabul etmektedir. Endüstriyel hesaplamalarda her zaman için $y^+ < 2$ değerini yakalamak mümkün olamamaktadır. Bu nedenle bu model için yeni bir yakın duvar davranışı geliştirilmiştir. Bu davranış bir düşük-Reynolds sayısı formundan duvar fonksiyonu formuna geçişi yumuşak bir biçimde sağlamaktadır.

k- ω modelleri, türbülans viskozitesi ile türbülans kinetik enerjisi ve türbülans frekansı arasındaki ilişkiyi

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega} \quad (2.11)$$

ile sağlar.

2.2.1.1 Wilcox k- ω Modeli

k- ω modelinin başlangıç formu Wilcox [32] tarafından geliştirilmiştir. Biri türbülans kinetik enerjisi, k, diğeri türbülans frekansı, ω , olmak üzere iki iletim denklemini çözer. Gerilme tensörü eddy-viskozitesi konsepti ile hesaplanır.

k-Denklemi :

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \bullet (\rho \mathbf{U} k) = \nabla \bullet \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \beta' \rho k \omega \quad (2.12)$$

ω -Denklemi :

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla \bullet (\rho \mathbf{U} \omega) = \nabla \bullet \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \nabla \omega \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \rho \omega^2 \quad (2.13)$$

Bağımsız değişkene ilave olarak, yoğunluk, ρ , ve hız vektörü, $\mathbf{U}$, Navier-Stokes metodundan biliniyormuş gibi davranılır. P_k , türbülans üretim oranı olup

$$P_k = \mu_t \nabla \mathbf{U} \bullet (\nabla \mathbf{U} + \nabla \mathbf{U}^T) - \frac{2}{3} \nabla \bullet \mathbf{U} (3 \mu_t \nabla \bullet \mathbf{U} + \rho k) + P_{kb} \quad (2.14)$$

ile verilir. Model sabitleri aşağıdaki gibidir.

$$\begin{aligned} \beta' &= 0.09 \\ \alpha &= 5/9 \\ \beta &= 0.075 \\ \sigma_k &= 2 \\ \sigma_\omega &= 2 \end{aligned} \quad (2.15)$$

Bilinmeyen Reynolds gerilme tensörü şöyle hesaplanır :

$$\tau = \mu_t 2s - \rho \frac{2}{3} \delta k \quad (2.16)$$

Durağan bölgelerde türbülans kinetik enerjisi oluşumunu engellemek üzere , Menter[31], üretim terimi P_k için bir sınırlayıcı tanımlamıştır.

$$\tilde{P}_k = \min(P_K, C_{\lim} \varepsilon) \quad (2.17)$$

Burada ω tabanlı modeller için $C_{\lim} = 10$ dur.

2.2.1.2 BSL k- ω Modeli

Wilcox modelindeki iyi bilinen bir problem, serbest akım şartlarına hassas olmasıdır(Menter[33]). ω için girişte verilen değere göre modelin sonuçlarında ciddi değişiklik görülebilmektedir. Bu istenmeyen durumun önlenmesi için Menter[31] tarafından yüzeye yakın bölgede k- ω , dış bölgede ise k- ε harmanlanmasından oluşan bu model geliştirilmiştir. Wilcox modeli, bir harmanlama fonksiyonu, F1, ile; dönüştürülmüş k- ε modeli ise (1-F1) ile çarpılır. F1, yüzeyde bir, sınır tabaka içinde ise sıfır değerine dönüşür.

Wilcox modeli:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} k) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k1}} \right) \nabla k \right] + P_k - \beta' \rho k \omega \quad (2.18)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} \omega) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega 1}} \right) \nabla \omega \right] + \alpha_1 \frac{\omega}{k} P_k - \beta_1 \rho \omega^2 \quad (2.19)$$

k- ε 'na dönüştürülmüş model :

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} k) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k2}} \right) \nabla k \right] + P_k - \beta' \rho k \omega \quad (2.20)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} \omega) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega 2}} \right) \nabla \omega \right] + 2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega 2} \omega} \nabla k \nabla \omega + \alpha_2 \frac{\omega}{k} P_k - \beta_2 \rho \omega^2 \quad (2.21)$$

Wilcox modeli denklemleri F1 ile, dönüştürülmüş k- ε denklemleri ise (1-F1) ile çarpılır ve karşılık gelen k- ve ω - denklemleri eklenerek BSL modeli aşağıdaki gibi elde edilir.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} k) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k3}} \right) \nabla k \right] + P_k - \beta' \rho k \omega \quad (2.22)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} \omega) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega 3}} \right) \nabla \omega \right] + \\ (1 - F_1) 2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega 2} \omega} \nabla k \nabla \omega + \alpha_3 \frac{\omega}{k} P_k - \beta_3 \rho \omega^2 \end{aligned} \quad (2.23)$$

Yeni modelin katsayıları, modeli oluşturan alt modellerin birbirine karşılık gelen katsayılarının lineer kombinasyonu olarak yazılır.

$$\Phi_3 = F_1 \Phi_1 + (1 - F_1) \Phi_2 \quad (2.24)$$

Tüm katsayılar tekrar listelenecek olursa :

$$\begin{aligned} \beta' &= 0.09 \\ \alpha_1 &= 5/9 \\ \beta_1 &= 0.075 \\ \sigma_{k1} &= 2 \\ \sigma_{\omega 1} &= 2 \\ \alpha_2 &= 0.44 \\ \beta_2 &= 0.0828 \\ \sigma_{k2} &= 1 \\ \sigma_{\omega 2} &= 1/0.856 \end{aligned} \quad (2.25)$$

2.2.1.3 SST k- ω Modeli

k- ω tabanlı SST modeli, türbülans kayma geriliminin iletilmesini sağlayarak, ters basınç gradyanı altında akım ayrılmasının başlangıç noktasını ve miktarını oldukça hassas biçimde tahmin edebilir.

BSL modeli, Wilcox ve k-ε modellerinin avantajlarını birleştirmekle birlikte pürüzsüz yüzeylerdeki akım ayrılmasının başlangıç noktasını ve miktarını tahmin etmekte başarısız kalır. Bu eksikliğin temel nedeni, her iki alt model de türbülans kayma geriliminin iletimini sağlamaz. Bu da eddy-viskozitesinin aşırı tahminine neden olur. Uygun iletim davranışı eddy-viskozitesi için bir sınırlayıcı yardımıyla elde edilebilir.

$$v_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \quad (2.26)$$

burada

$$v_t = \mu_t / \rho \quad (2.27)$$

F2, F1' e benzeyen yine bir harmanlama fonksiyonudur. Görevi, geri planda yapılmış olan kabuller serbest akım şartlarında doğru olmadığı zamanlarda sınırlandırıcıyı duvar sınır tabakasıyla kısıtlamaktır.

Harmanlama Fonksiyonları :

Harmanlama Fonksiyonları metodun başarısında kritik öneme sahiptir. Formülasyonları, en yakın yüzeye uzaklığa ve akış değişkenlerine bağlıdır.

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4) \quad (2.28)$$

burada

$$\arg_1 = \min \left(\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta' \omega y}, \frac{500 \nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4 \rho k}{CD_{kw} \sigma_{\omega 2} y^2} \right) \quad (2.29)$$

y, en yakın duvara uzaklık ve ν, kinematik viskozite olmak üzere

$$CD_{k\omega} = \max \left(2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega 2} \omega} \nabla k \nabla \omega, 1.0 \times 10^{-10} \right) \quad (2.30)$$

$$F_2 = \tanh(\arg_2^2) \quad (2.31)$$

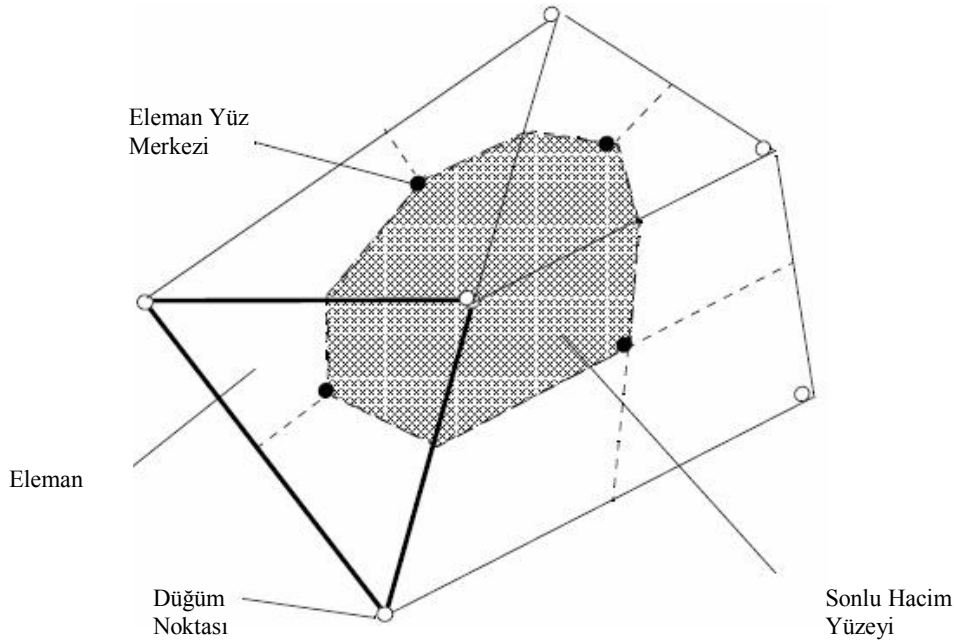
burada

$$\arg_2 = \max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta' \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right) \quad (2.32)$$

2.3 Sayısal Ayrıklaştırma

Akışı yöneten denklemler sonlu hacimler yöntemi kullanılarak ayrıklaştırılmıştır. Bu yaklaşım çalışma uzayının bir sayısal ağ yardımıyla sonlu kontrol hacimlerine bölünmesini öngörür. Yöneten denklemler her bir kontrol hacminde ilgili değişkenlerin (kütle, momentum, enerji) korunumu dikkate alınarak integre edilir.

Şekil 2.1' de tipik bir sonlu hacim yüzeyi görülmektedir.



Şekil 2.1 : Sonlu Hacim Yüzeyi [30]

Her bir düğüm noktasının etrafı bir dizi yüzeyle çevrelenerek sonlu hacmi oluşturur. Tüm çözüm değişkenleri ve akışkan özellikleri eleman düğüm noktalarında tutulur.

Süreklilik, momentum, ve bir pasif skaler , kartezyen koordinatlarda aşağıdaki gibi ifade edilsin;

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}_j} (\rho \mathbf{U}_j) = 0 \quad (2.33)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \mathbf{U}_i) + \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}_j} (\rho \mathbf{U}_j \mathbf{U}_i) = -\frac{\partial P}{\partial \mathbf{x}_i} + \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}_j} \left[\mu_{eff} \left[\frac{\partial \mathbf{U}_i}{\partial \mathbf{x}_j} + \frac{\partial \mathbf{U}_j}{\partial \mathbf{x}_i} \right] \right] \quad (2.34)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \phi) + \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}_j} (\rho \mathbf{U}_j \phi) = \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}_j} \left(\Gamma_{eff} \left(\frac{\partial \phi}{\partial \mathbf{x}_j} \right) \right) + S_\phi \quad (2.35)$$

Bu denklemler bir kontrol hacmi üzerinde integre edilir(Şekil 2.2). Bazı hacim integrallerini yüzey integrallerine dönüştürmek üzere Gauss Teoremi uygulanır. Zaman içinde deforme olmayan kontrol hacimleri için zamana bağlı türevler hacim integrallerinin dışına alınabilir ve denklemler aşağıdaki şekle gelir:

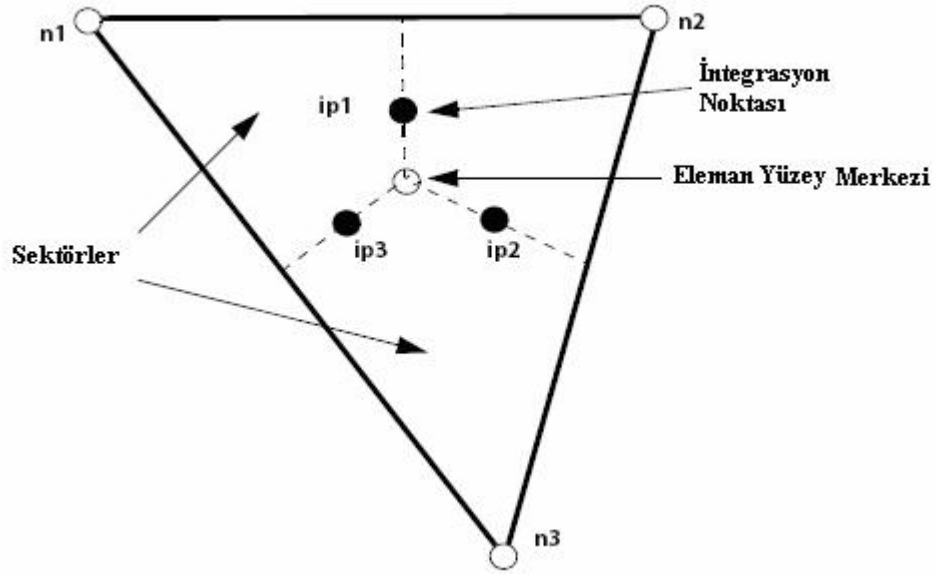
$$\frac{d}{d_t} \int_V \rho dV + \int_s \rho \mathbf{U}_j dn_j = 0 \quad (2.36)$$

$$\frac{d}{d_t} \int_V \rho \mathbf{U}_i dV + \int_s \rho \mathbf{U}_j \mathbf{U}_i dn_j = -\int_s P dn_j + \int_s \mu_{eff} \left(\frac{\partial \mathbf{U}_i}{\partial \mathbf{x}_j} + \frac{\partial \mathbf{U}_j}{\partial \mathbf{x}_i} \right) dn_j + \int_V S_{\mathbf{U}_i} dV \quad (2.37)$$

$$\frac{d}{d_t} \int_V \rho \phi dV + \int_s \rho \mathbf{U}_j \phi dn_j = \int_s \Gamma_{eff} \left(\frac{\partial \phi}{\partial \mathbf{x}_j} \right) dn_j + \int_V S_\phi dV \quad (2.38)$$

V ve s, hacim ve yüzey integral bölgelerini, dn_j ‘ ler dışa doğru normal yüzey vektörünün diferansiyel kartezyen bileşenlerinin ifade eder.

Bu sürekli denklemlere yaklaşık değerli ayrıklaştırma fonksiyonları uygulanır[30].



Şekil 2.2 : Sonlu Hacim Elemanı [30]

Sonuçta akım alanındaki tüm elemanlara sonlu hacimler formülasyonu uygulandıktan sonra bir dizi ayrılaşmış skaler korunum denklemi, matris formunda elde edilir ve çözülür.

Ayrıklaştırma sırasında çözüm hassaslığına göre birkaç çeşit ayrıklaştırma yöntemi uygulanabilmektedir. Bu çalışmada çözüm hassaslığı olarak Barth and Jespersion[34] tarafından sunulan Yüksek Çözünürlük(High Resolution) seçeneği kullanılmıştır.

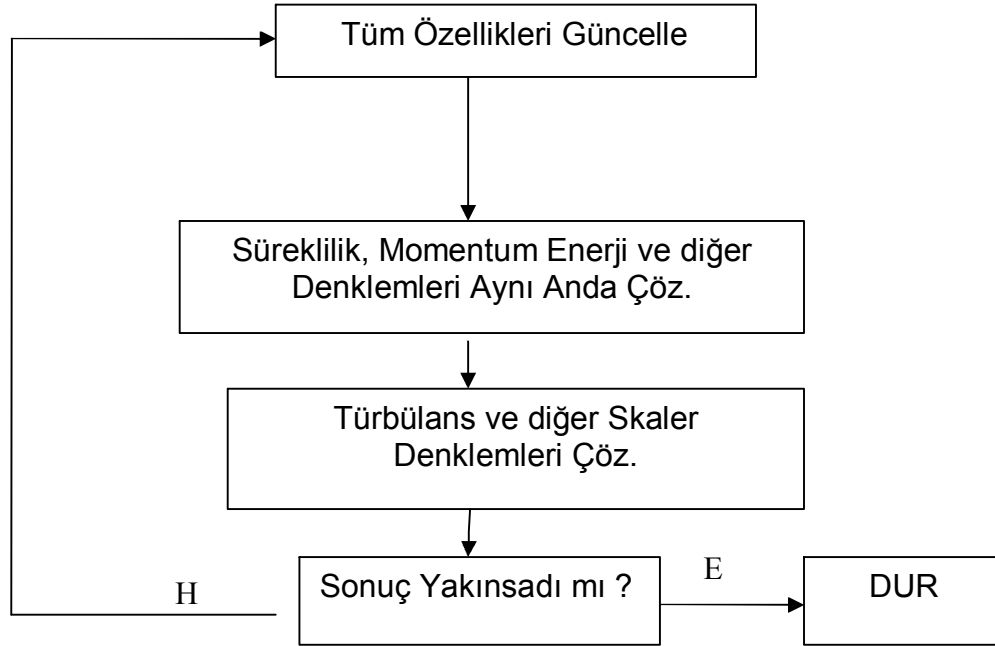
2.4 Eş zamanlı Çözüm Metodu

Cfx programı eş zamanlı bir çözüm yöntemi kullanır. Hız vektörleri ve basıncı birlikte çözer. Bu çözüm yaklaşımı, denklemleri verilen bir zaman adımında tamamen kapalı bir yaklaşımla ayrıklaştırmayı öngörür. Daimi hal akışlarında zaman adımı ivmelendirici bir parametre görevini alır.

Bu yaklaşımın sağlam, verimli ve basit olması gibi avantajlarının yanında özellikle, katsayılar için yüksek bir depolama alanı gerekliliği gibi dezavantajları da vardır..

Ayrıklaştırılan denklemler eş zamanlı çözüm yöntemiyle çözülür.

Çözüm algoritması şu şekilde gösterilebilir.



Şekil 2.3 : Eş zamanlı Çözüm Algoritması

1. Akışkan özellikleri varolan çözüme göre güncellenir.
2. Süreklilik ,momentum ve (uygunsa) enerji ve diğer denklemler hep birlikte aynı anda çözülür
3. Eğer uygunsa türbülans ve radyasyon gibi skaler değerler bir önceki adımda bulunan değerlerle hesaplanır.
4. Sonucun yakınsayıp yakınsamadığı kontrol edilir

2.5 Genel Sayısal Ağ Arayüzü ve Çoklu Referans Çerçevesi Teorisi

Bir Genel Sayısal Ağ Arayüzü (GSAA) yada periyodiklik durumunda aradaki geçiş için bir kontrol yüzeyi yaklaşımı kullanılır. Arayüzdeki fiziksel dağıtım ve sayısal ağ topolojisi değişiminde seçim özgürlüğü sağlamak amacıyla fiziksel tabanlı bir kesişme algoritması uygulanır. Bir genel kesişme algoritması, kesişen yüzeyler arasında fiziksel olarak bire bir uyum olmasa bile bağlantının başarılı bir şekilde yapılmasını sağlar. İlave olarak GSAA algoritması , otomatik yüzey budama algoritması uygulayabilmektedir. Böylece boyutları birbirinden farklı yüzeyler de birbirine bağlanabilmektedir. Bu durumda sadece üst üste gelen kısımlarda bir arayüz oluşturulur.

Çoklu Referans Çerçevesi (ÇRÇ), birbirine göre dönen akım alanlarının bulunduğu analizleri yapmamıza olanak sağlar. CFX’ te ÇRÇ ‘nin kullanımı özellikle rotor/stator ilişkisi içerisinde F-R referans çerçevesi değişimini kullanan dönen makine uygulamalarına odaklanmıştır. ÇRÇ, GSAA temeline dayandığından arayüzlerde farklı sayısal ağ yapılarının da kullanılmasına olanak sağlamaktadır.

GSAA’ nın özellikleri şunlardır :

1. Tüm denklemler için arayüzlerdeki tüm akışlar için mutlak bir korunum sağlanır.
2. Arayüz davranışı tamamen kapalı yöntemle belirlendiğinden bir arayüzün varlığı tüm çözümün yakınsaması üzerinde ters bir etki oluşturmaz.
3. Arayüzler sıkıştırılmaz, ses altı , transonik, ses üstü akışlarda, tüm türbülans türlerinde ve CFX’in sunduğu tüm model opsiyonlarında geçerlidir.
4. Referans çerçevesi değişen GSAA’ lerde arayüz ; eğim değişikliğini ayarlamakla sorumludur. Bunu lokal akışları arayüzü geçerken ölçekleyerek yapar.
5. Bir uygulamada herhangi bir sayıda GSAA kullanılabilir.

2.6 Rotor Performans Denklemleri

Aşağıdaki denklemler rotor performans parametrelerini hesaplamakta kullanılırlar.

$$C_T = \frac{T}{\rho(\pi R^2)(\Omega R)^2} \quad (2.39)$$

$$M_t = \frac{\Omega R}{a_\infty} \quad (2.40)$$

$$C_P = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho V^2} \quad (2.41)$$

Burada T itkiyi, C_T itki katsayısını, R rotor yarıçapını, Ω rotor açısal hızını, ρ havanın yoğunluğunu, π Pi sayısını, M_t uç mach sayısını, a_∞ uzak alan ses hızını, P statik basıncı, P_∞ uzak alan basıncını, V hızı, C_p ise basınç katsayısını göstermektedir.

3. BAŞLANGIÇ VE SINIR ŞARTLARI

3.1 Başlangıç Şartları

Başlangıç şartları olarak aşağıdaki değerler alınmıştır.

$$\begin{aligned}\rho &= \rho_{\infty} \\ u &= 0 \\ v &= 0 \\ w &= 0 \\ P &= P_{\infty} \\ T &= T_{\infty}\end{aligned}\tag{3.1}$$

3.2 Sınır Şartları

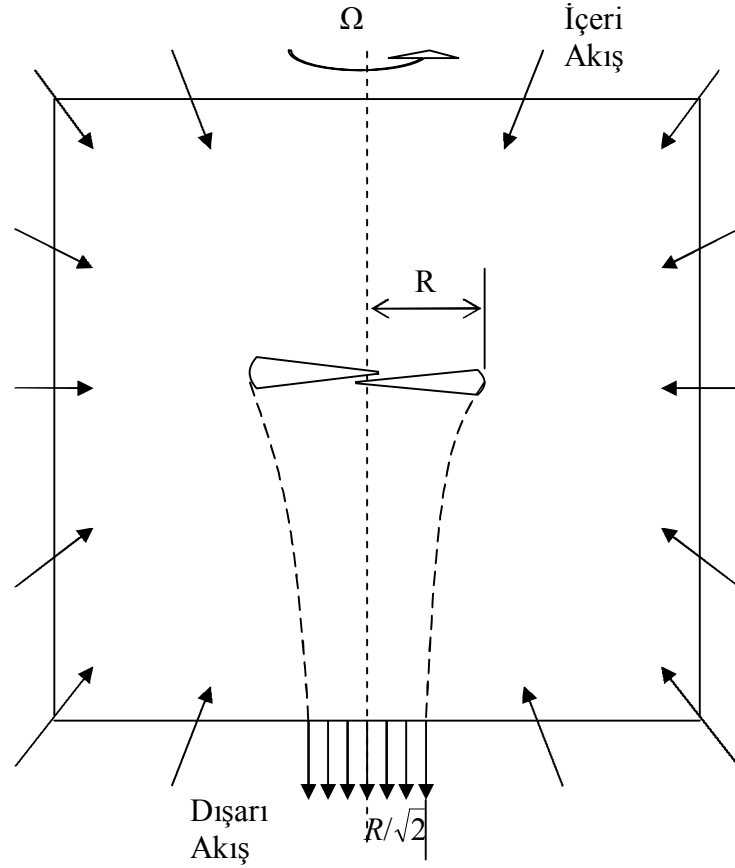
3.2.1 Giriş Sınır Şartı

Rotor akış analizi için birkaç değişik sınır şartı tanımlamaya ihtiyaç vardır. Rotor için rotordan çok uzakta serbest akım sınır şartı olarak normalde sıfır hız değerleri tanımlanmalıdır. Çünkü hareket durgun bir hava ortamında gerçekleşmektedir. Bu çalışmada ise uzak alan sınır şartları için Srinivasan[35] tarafından önerilen klasik bir boyutlu momentum teorisinden yararlanılmıştır(Şekil 3.1). İçeri doğru giriş hızları CFX programının kullanıcı tanımlı fonksiyonları yardımıyla ifade edilmiştir. Çıkış sınır şartı olarak statik basınç ve sıcaklık değerleri verilmiştir.

Çıkışta $P_{Out} = P_{\infty}$ olduğu varsayılarak rotor sistemi nedeniyle oluşan uzak alan çıkış hızı ile rotor palasının itki katsayısı arasındaki ilişki şöyle yazılabilir :

$$W_e = -2M_t \sqrt{\frac{C_t}{2}} \quad (3.2)$$

Bu hız çıkış alanı boyunca sabit ve rotor disk alanının yarısı kadar bir bölgede tanımlıdır.



Şekil 3.1 : Askı Durumundaki Rotor İçin Uzak Alan Sınır Şartları

Bununla birlikte momentum teorisinin kabulleri ve değerleri sadece uzak alan sınırlarda geçerli olup rotorun etrafındaki akım alanında geçerli değildir. Giriş uzak alan sınır şartı ise kütle ve momentum korunumundan

$$W_r = -\frac{M_t}{4} \sqrt{\frac{C_t}{2}} \left(\frac{R}{r}\right)^2 \quad (3.3)$$

$$r^2 = x^2 + y^2 + z^2 \quad (3.4)$$

elde edilir. Denklemlerdeki, W_e boyutsuz çıkış hızını, r , dış sınır yüzeyinden hub' da olduğu varsayılan nokta kaynağa olan radyal uzaklığı, W_r , r doğrultusundaki boyutsuz giriş hızını, R , rotor diski yarıçapını, C_t , itki katsayısını, M_t , uç Mach sayısını ifade etmektedir. Bu hız Şekil 3.1' te görüldüğü gibi her noktadan hub'a yönelmiştir. Rotor uzak alandan bir nokta kaynak gibi görünür. C_t , deneysel veri olarak tanımlanabileceği gibi çözüm esnasında iteratif olarak da belirlenebilir. Yine de sonuçta elde edilen çözüm bu değere çok da hassas bağımlı değildir.

3.2.2 Periyodiklik Sınır Şartı

Askı durumunda iki palanın dönmesi esnasında her pala aynı aerodinamik yüklere maruz kaldığı için periyodik sınır şartları tanımlanarak tüm akış alanı yerine bunun yarısı modellenmiştir. Askı durumunda N tane palalı rotor için sadece 1 pala ve silindirik akım alanının $1/N$ kadarının modellenmesi yeterlidir. [36] Uygulanan tüm sınır şartları Şekil 3.2' te görülebilir.

3.2.3 Duvar Sınır Şartı

Pala üzerinde duvar(Kaymama) sınır şartı, periyodik sınır şartı olarak belirlenen bölgelerin arasında hub'ın da içinde bulunduğu oyuk bölgede ise duvar(Kayma) sınır şartı uygulanmıştır.

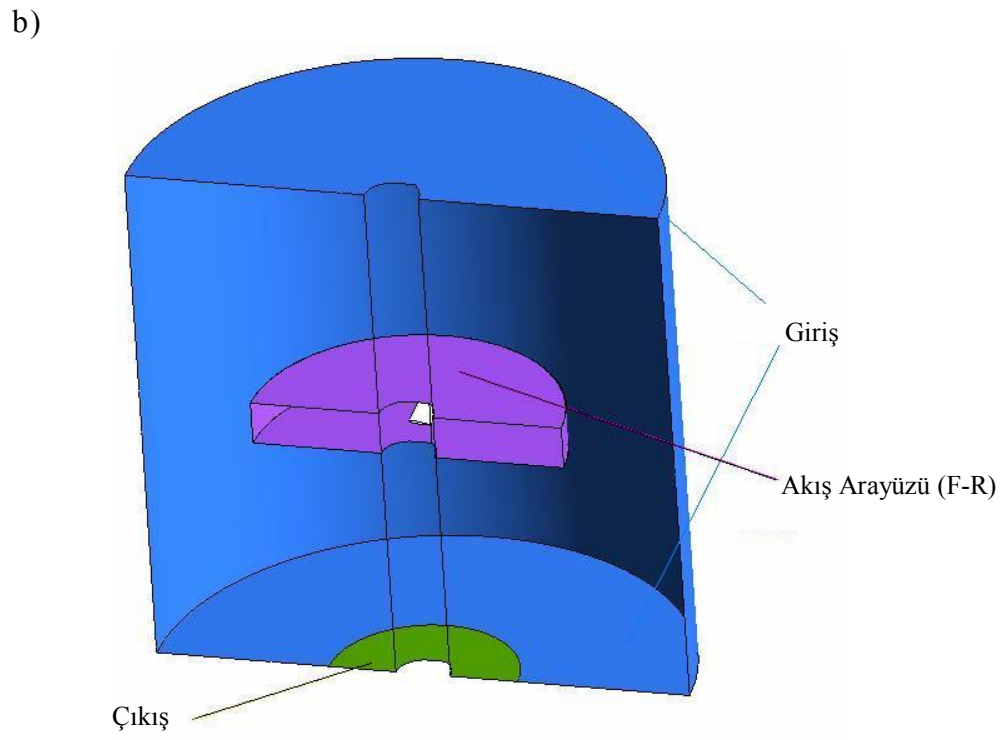
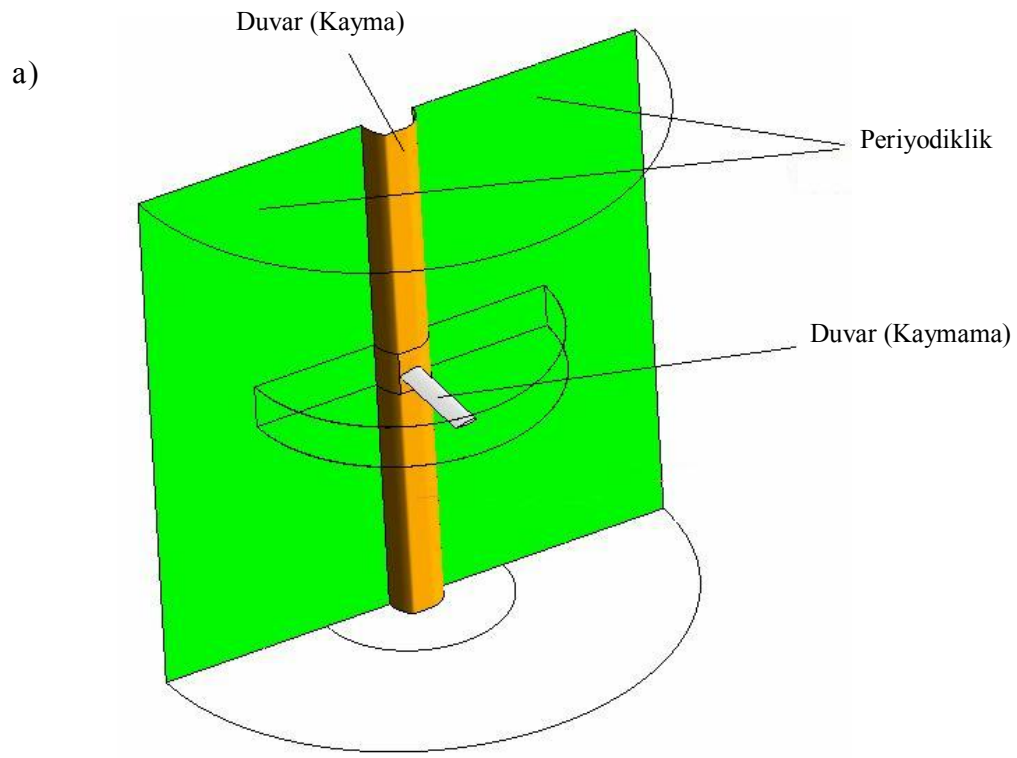
3.2.4 Akış Arayüzleri Sınır Şartı

Caradonna-Tung rotoru için tüm akış alanı(Domain) iki ayrı alt akış alanının birleşiminden oluşmuştur. Bu iki alanın birbiriyle temas halinde olan yüzeylerinde F-R ilişkisi ile birbirine bağlı (Referans çerçevesi değişiyor) akış arayüzleri tanımlanmıştır. Rotorun dönmesi bu ilişki sayesinde olmaktadır.

AH-1G rotorunda ise akış arayüzü yoktur.

3.2.5 Çıkış Sınır Şartı

Sınırdaki statik basınç değeri tanımlamayı gerektirir. Sadece akışın ses altı olduğu durumlarda geçerlidir. Dışarı akış alanında statik basınç sınır şartı tanımlanmıştır.



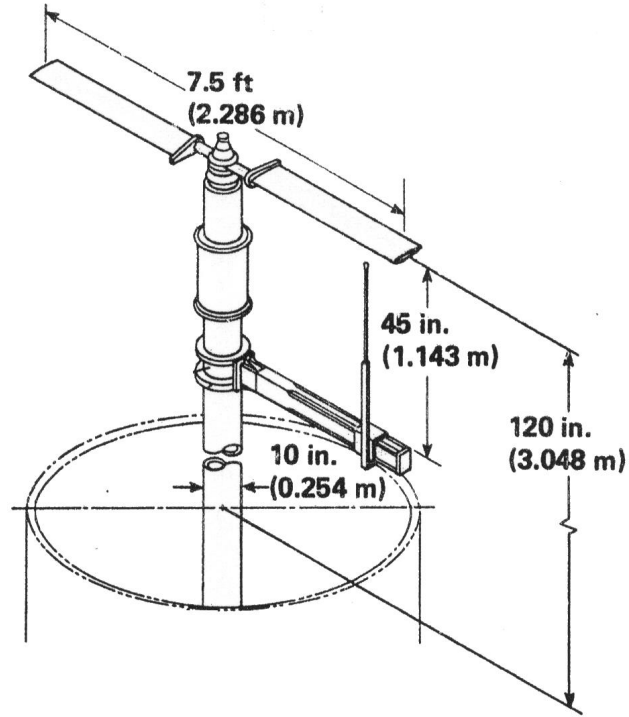
Şekil 3.2 : a) , b) Caradonna-Tung Rotoru Sınır Şartları

4. GEOMETRİ, MODEL ve SAYISAL AĞ

Askı durumunda iki farklı rotor sistemi incelenmiştir. Tüm çözümler zamandan bağımsız daimi akış hali için yapılmıştır. Kullanılan tüm sayısal ağlar yapısal (Structured)'dır. Analizi yapılan her iki rotor da iki palalı olup her iki durumda da akış alanının sadece yarısı modellenmiştir. Sayısal ağlar oluşturulurken Gridgen V15 programı kullanılmıştır.

4.1 Caradonna-Tung Rotoru

Karşılaştırma amaçlı deneysel verileri bulunan, 6 açıklık oranlı, burulmasız, ok açısız, dikdörtgen izdüşümüne sahip ve NACA0012 kanat profiline sahip bir rotor çiftidir(Şekil 4.1). Hesaplamalarda iki farklı pala uç hızı ($M_t=0.44$ ve 0.73) ve $\Theta_c=8^\circ$ kollektif açısı kullanılmıştır. Bu konfigürasyonda rotorun dönme hareketi çoklu eksen takımı ve F-R ilişkisi ile tanımlanmıştır. ÇET yöntemi akış alanını dönen dönmeyen (F-R) iki ayrı parçaya bölmeyi gerektirir. Bu nedenle akış alanı Şekil 4.2' de detayları görülebileceği üzere rotorun hemen etrafındaki iç bölge ve akış alanının kalan kısmını oluşturan dış bölge olmak üzere iki parçaya bölünmüştür. Bölgenin dış sınırları oluşturulurken bir boyutlu momentum teorisinin şartları, iç bölge sınırları oluşturulurken ise CFX programının akış arayüzleri için önerileri ve kişisel öngörüler belirleyici olmuştur. CFX'in GSAA yaklaşımı , akış arayüzlerinde uyuşmayan sayısal ağ yapılarının kullanımına olanak sağlamaktadır. Dış bölgede daha kaliteli ve seyrek, iç bölgede ise daha yoğun sayısal ağ elemanları elde edebilmek amacıyla uyuşmayan sayısal ağ yapısı kullanılmıştır(Şekil 4.4). Pala üzerinde profil kesitlerinde C tipi (Şekil 4.3) radyal doğrultuda H tipi olmak üzere C-H tipi sayısal ağ kullanılmıştır. İç bölge sayısal ağ elemanları içinde içinde maksimum kenar-uzunluk oranı 1023, dış bölgede ise 36' dır. Periyodik yüzeylerde bire bir eşleşmeyen sayısal ağ yapısı mevcuttur.



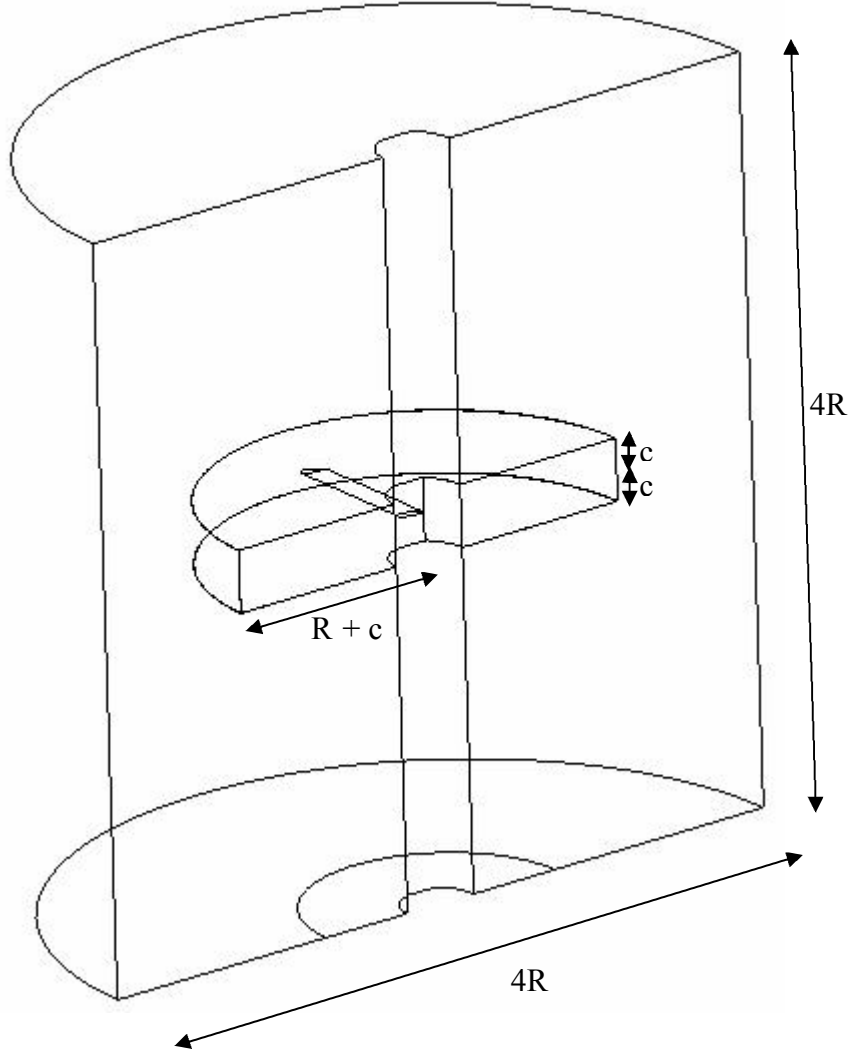
Şekil 4.1 : Deneysel Rotorun Konfigürasyonu[28]

Caradonna-Tung rotoru için kullanılan akış ve konfigürasyon detayları aşağıda tablo halinde verilmiştir.

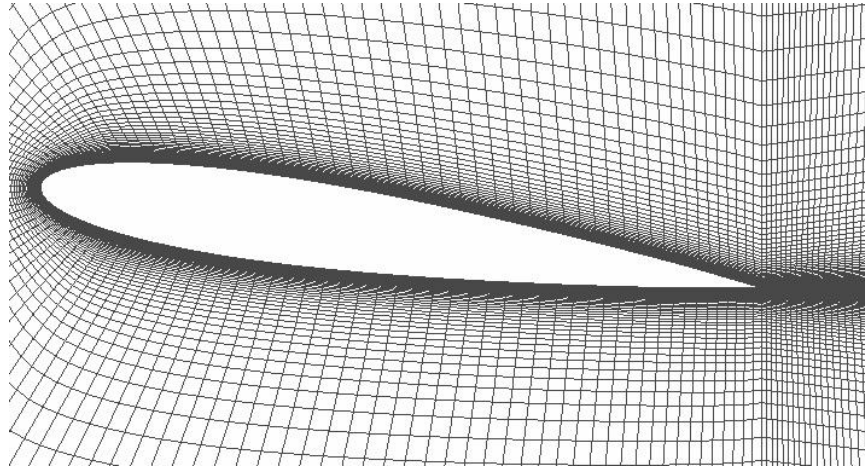
Tablo 4.1 : Caradonna- Tung Rotoru Konfigürasyon Detayları

(Caradonna- Tung Rotoru)	Mtip=0.44	Mtip=0.73
Açıklık Oranı	6	6
Rotor Yarıçapı, R	1.143 m	1.143 m
Veter uzunluğu, c	0.1905 m	0.1905 m
Kök Kesmesi	1.2 c	1.2 c
Uç Hızı, ΩR	149.62 m/s	245.37 m/s
Hücum açısı	8^0	8^0
Açısal Dönme Hızı Ω	1250 rpm (130.9 rad/s)	2050 rpm (214.67 rad/s)
Yunuslama Eksenini	c / 4	c / 4
Hesaplanan Re	1.8E+06	3E+06
Zaman Adımı	7.6E-04 sn	4.6E-04 sn
P_{∞}	1 Atm	1 Atm
T_{∞}	25 ⁰ C	25 ⁰ C
Deneysel İtke Katsayısı, C_T	0.00459	0.00461

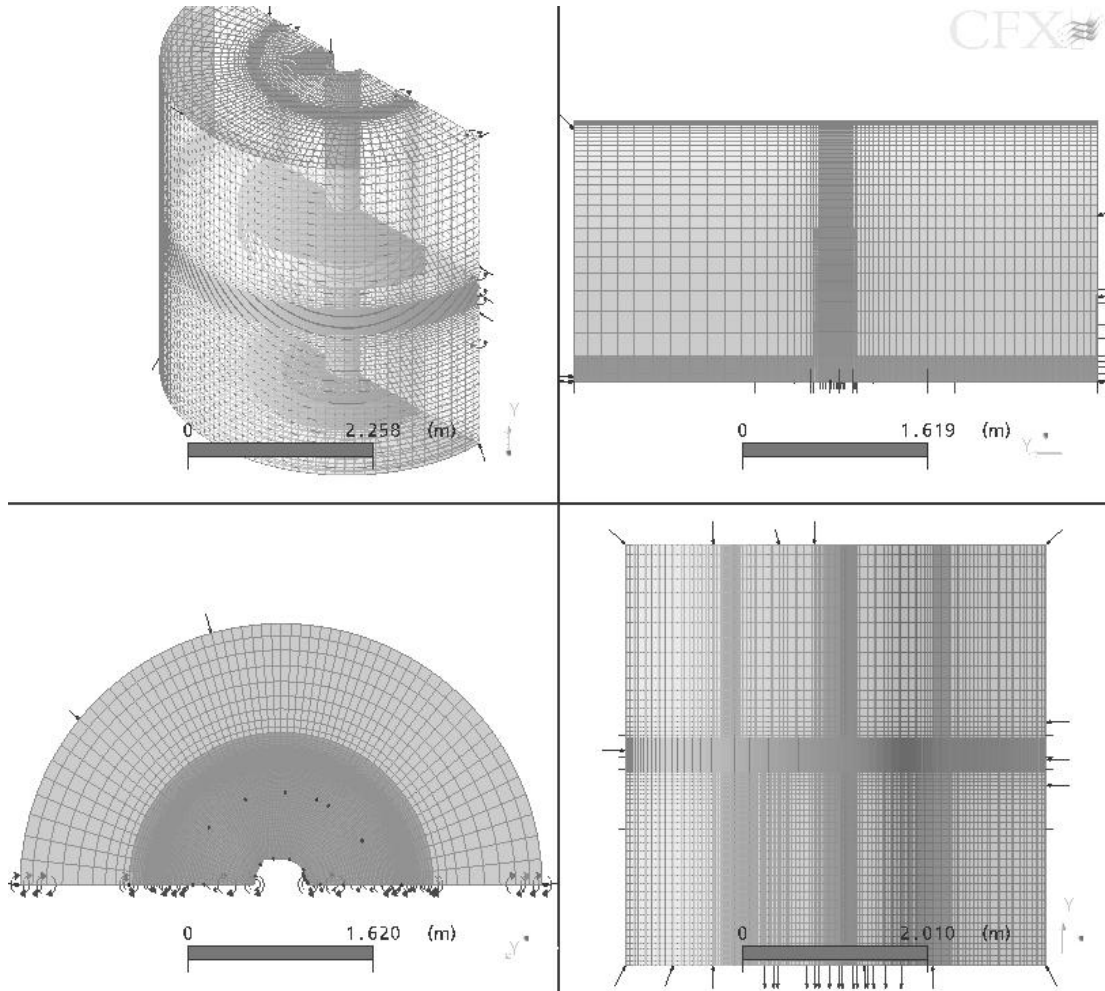
Rotor yarıçapı R olmak üzere dış sınırlar her yönde merkezden $2R$ uzaklığa konmuştur. Viter uzunluğu c olmak üzere iç sınırlar merkezden yanlara doğru $R+c$, yukarı ve aşağı doğru c kadar uzaklıktadır. Sayısal ağda toplam 700.000 eleman kullanılmıştır. Bu elemanların 500.000 tanesi kritik olan iç bölgede geri kalan kısmı ise dış bölgede kullanılmıştır.



Şekil 4.2 : İç ve Dış Akım Alanı Boyutları



Şekil 4.3 : Caradonna-Tung Palası Sayısal Ağ Profil Kesiti



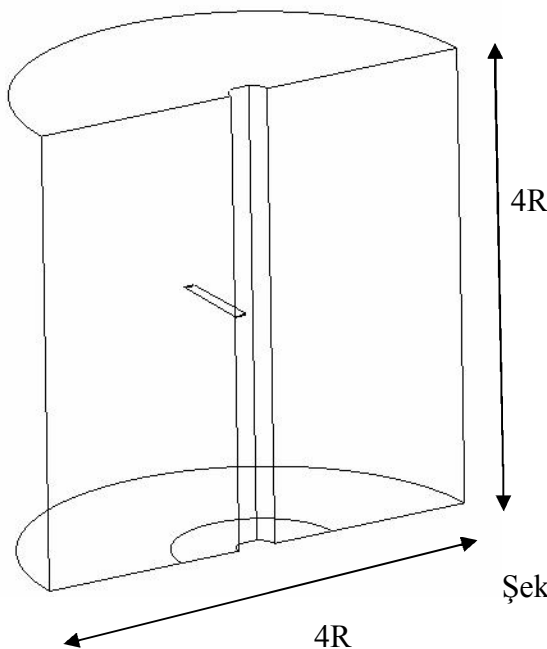
Şekil 4.4 : Caradonna-Tung Rotoru Sayısal Ağı

4.2 AH-1G Rotoru

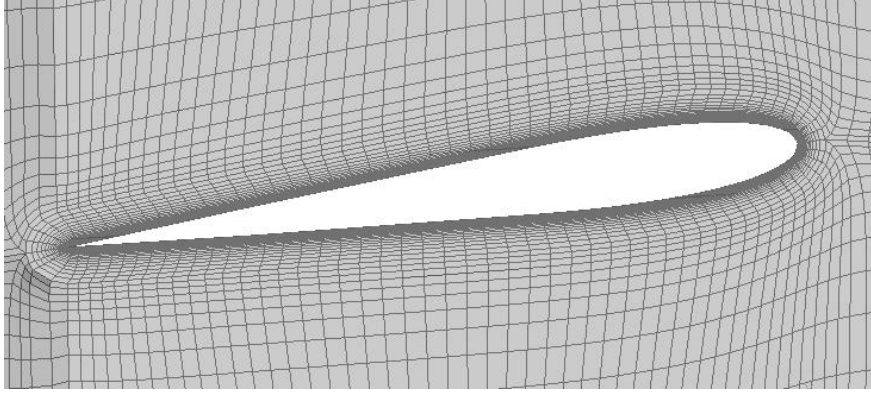
Bu bölümde kökten uca -10^0 lineer burulmalı AH-1G rotoru incelenmiştir(Şekil 4.7). Kökte 7.5^0 uça ise -2.5^0 lik eğim açısı söz konusudur. Uç hızı olarak $M_t=0.65$ seçilmiştir. Ahmad ve Duque[37] tarafından zamana bağlı ve ileri uçuş koşulları için yapılan çalışmaya benzer koşullar, kararlı ve askı durumundaki uçuş hali için incelenmiştir.

Pala üzerinde daha sık olan ağ yapısını en dış sınırlara yaklaştıkça seyrekleştirerek sayısal ağ elemanlarının boyutlarını belli oranlara yakın tutmada ilk bölümde kullanılan uyuşmayan ağ arayüzü büyük kolaylık sağlamaktaydı. Böyle bir arayüz tanımlanmamış olan ikinci durumda, pala üzerindeki sıkışık yapının etkisini dış sınırlara ulaştırmamak için palanın uç kısmı hafif deforme edilerek sıkışık yapının pala uç bölgesinde sonlandırılması hedeflenmiştir(Şekil 4.8). Bu yaklaşımın da sağladığı avantajla akış arayüzü kullanmadan tüm akış alanı tek parça olarak döndürülerek rotorun dönme hareketi sağlanmıştır.

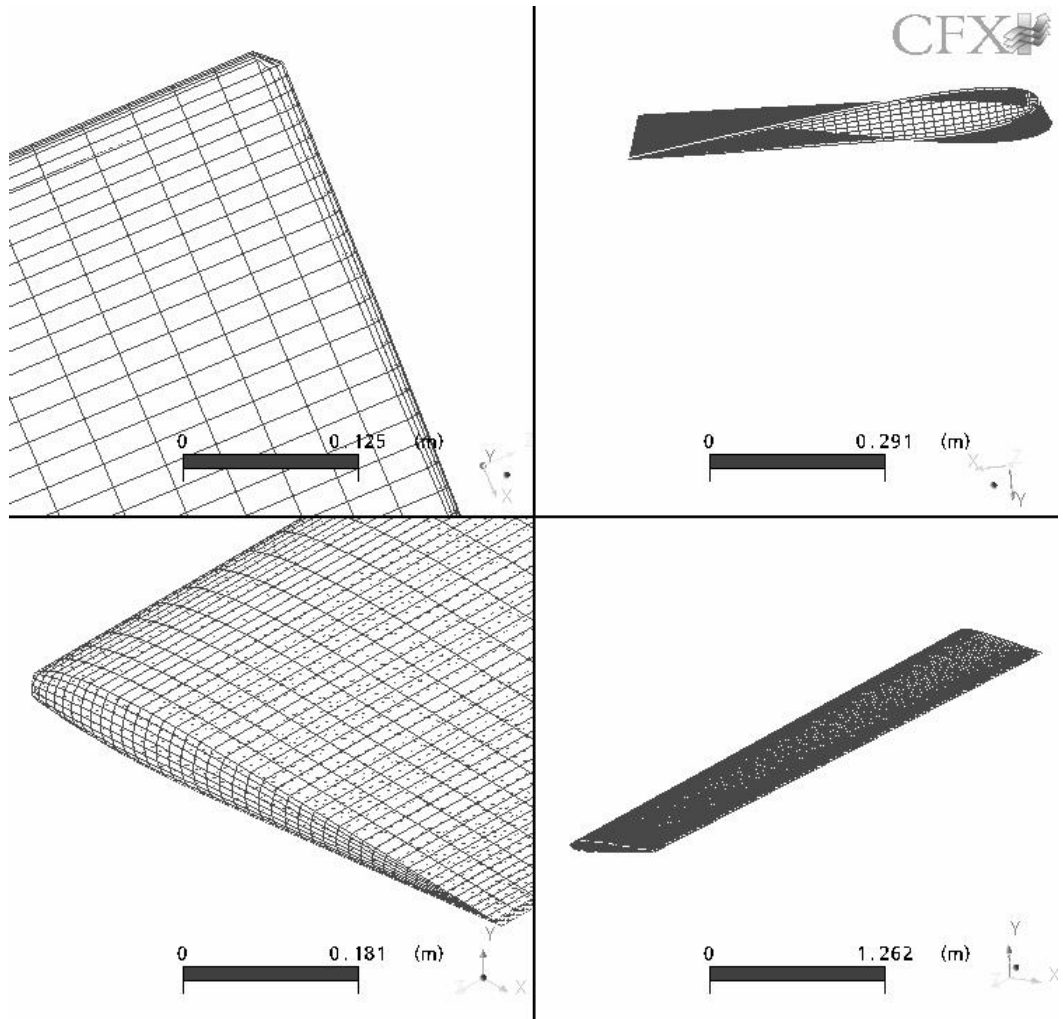
Rotor yarıçapı R olmak üzere dış sınırlar yine her yönde merkezden $2R$ uzaklığa konmuştur(Şekil 4.5). Sayısal ağda toplam 1.060.000 eleman kullanılmıştır. Sayısal ağ elemanları içinde içinde maksimum kenar-uzunluk oranı 2125' tir. Periyodik yüzeylerde bire bir eşleşen sayısal ağ yapısı mevcuttur. Pala üzerinde profil kesitlerinde O tipi radyal doğrultuda H tipi olmak üzere O-H tipi sayısal ağ kullanılmıştır(Şekil 4.6).



Şekil 4.5 : AH-1G Akım Alanı Sınırları



Şekil 4.6 : AH-1G Palası Sayısal Ağ Profil Kesiti

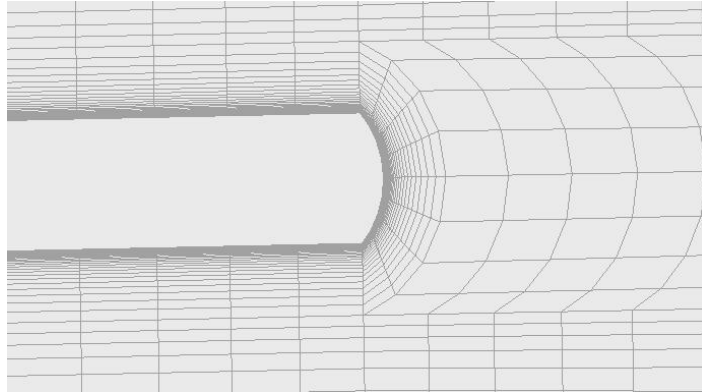


Şekil 4.7 : AH-1G Palası Çeşitli Görünümler

AH-1G rotoru için kullanılan akış ve konfigürasyon detayları aşağıda tablo halinde verilmiştir.

Tablo 4.2 : AH-1G Rotoru Konfigürasyon Detayları

	Mtip=0.65
Açıklık Oranı	9.8
Rotor Yarıçapı, R	6.7056 m
Veter uzunluğu, c	0.685 m
Kök Kesmesi	1.4 c
Uç Hızı, ΩR	221.82 m/s
Burulma açısı	-10^0
Açısal Dönme Hızı (Ω)	315.9 rpm (33.08 rad/s)
Yunuslama Eksenini	c / 4
Hesaplanan Re	9.8E+06
Zaman Adımı	1E-04 sn
P_∞	1 Atm
T_∞	25 ⁰ C
Deneyisel İtke Katsayısı, C_T	0.00464



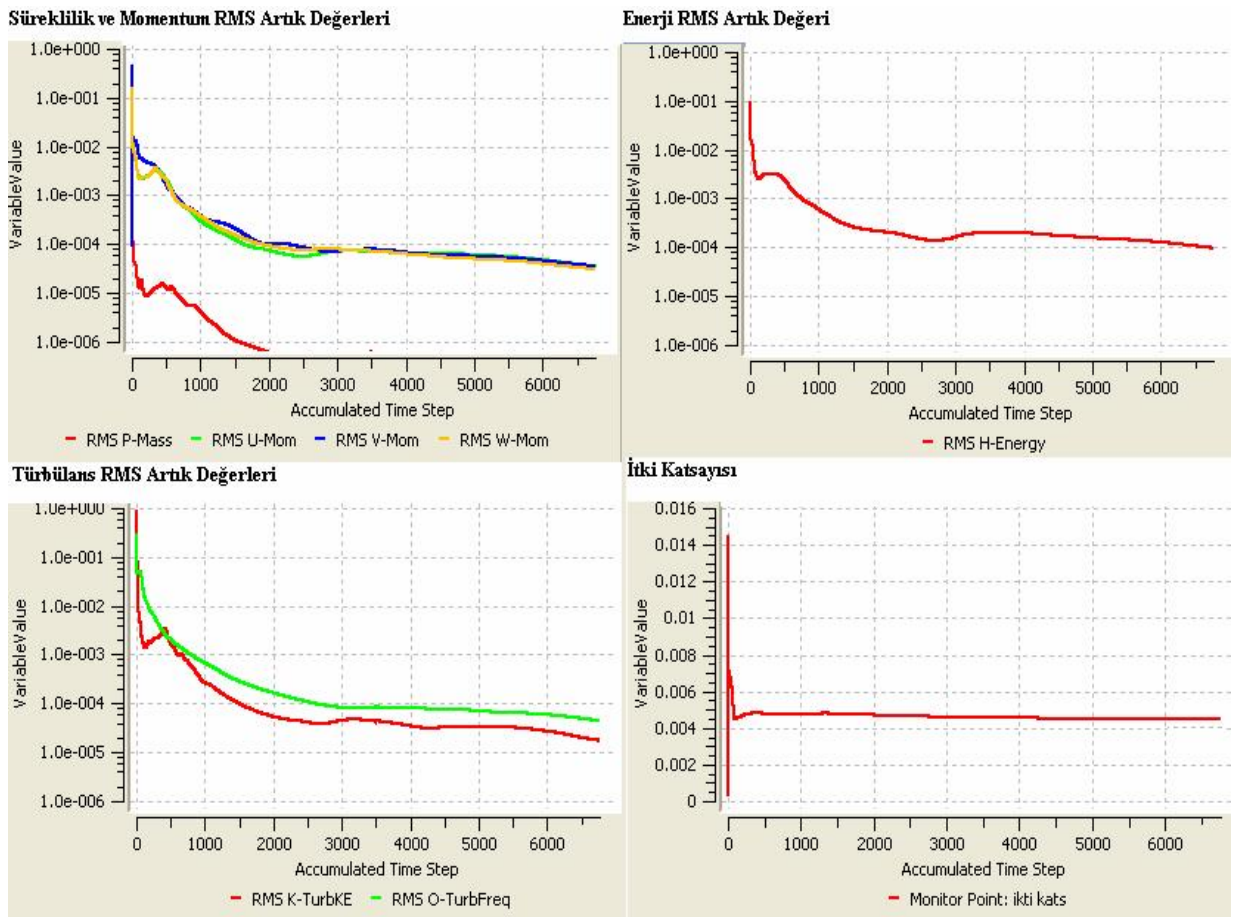
Şekil 4.8 : AH-1G Palasının Radyal Doğrultuda Bir Kesitinde Sayısal Ağ İlerleyişi

5. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRMELER

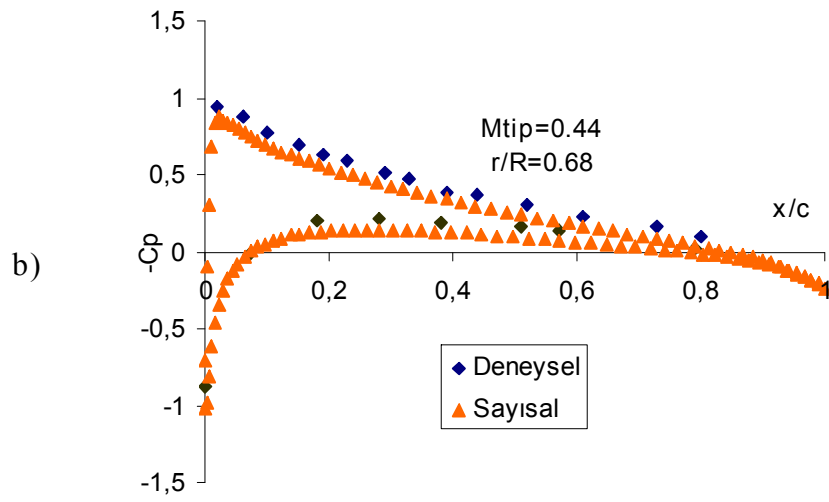
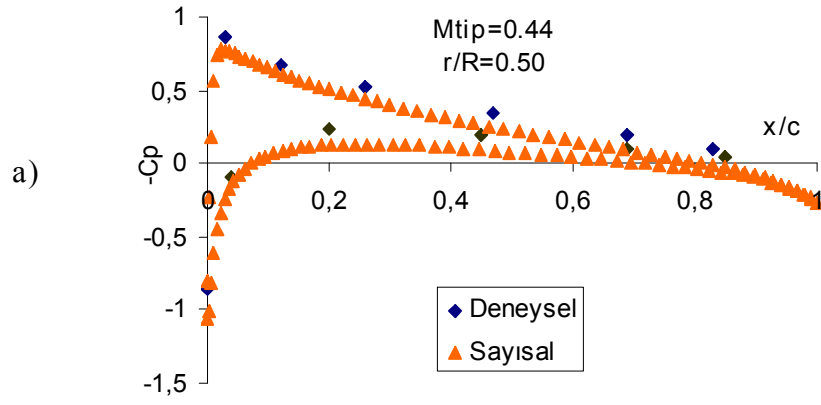
5.1 Caradonna-Tung Rotoru Sonuçları

5.1.1 Mtip=0.44 İçin Sonuçlar

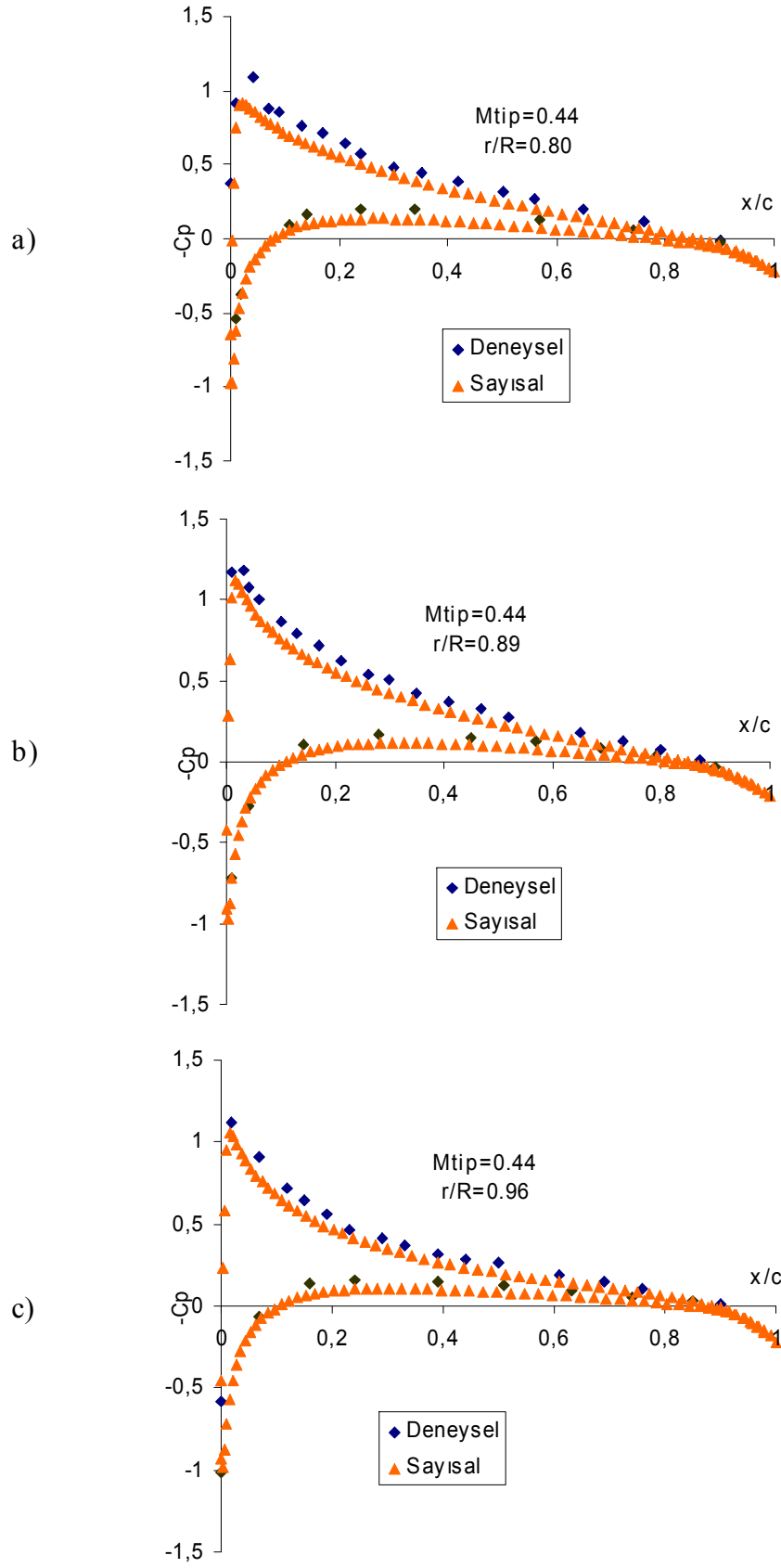
Analizde 6750 iterasyon gidilmiştir. Kararlılık kriteri olarak RMS artık değerleri, itki katsayısının kararlı bir değere ulaşması, Cp değerleri ve hesaplanan değişkenlerin global dengesizlik değerlerinin 0' a yaklaşması gibi kriterler gözönüne alınmıştır. Grafiklerde RMS artık değerleri(Şekil 5.1), beş istasyondaki karşılaştırmalı Cp değerleri(Şekil 5.2-5.3), periyodik düzlemdeki hız yapısı(Şekil 5.5) ve y+ değerleri (Şekil 5.4)görülmektedir.



Şekil 5.1: Mtip=0.44 Durumu İçin RMS Artık Değerleri ve İtki Katsayısının Değişimi

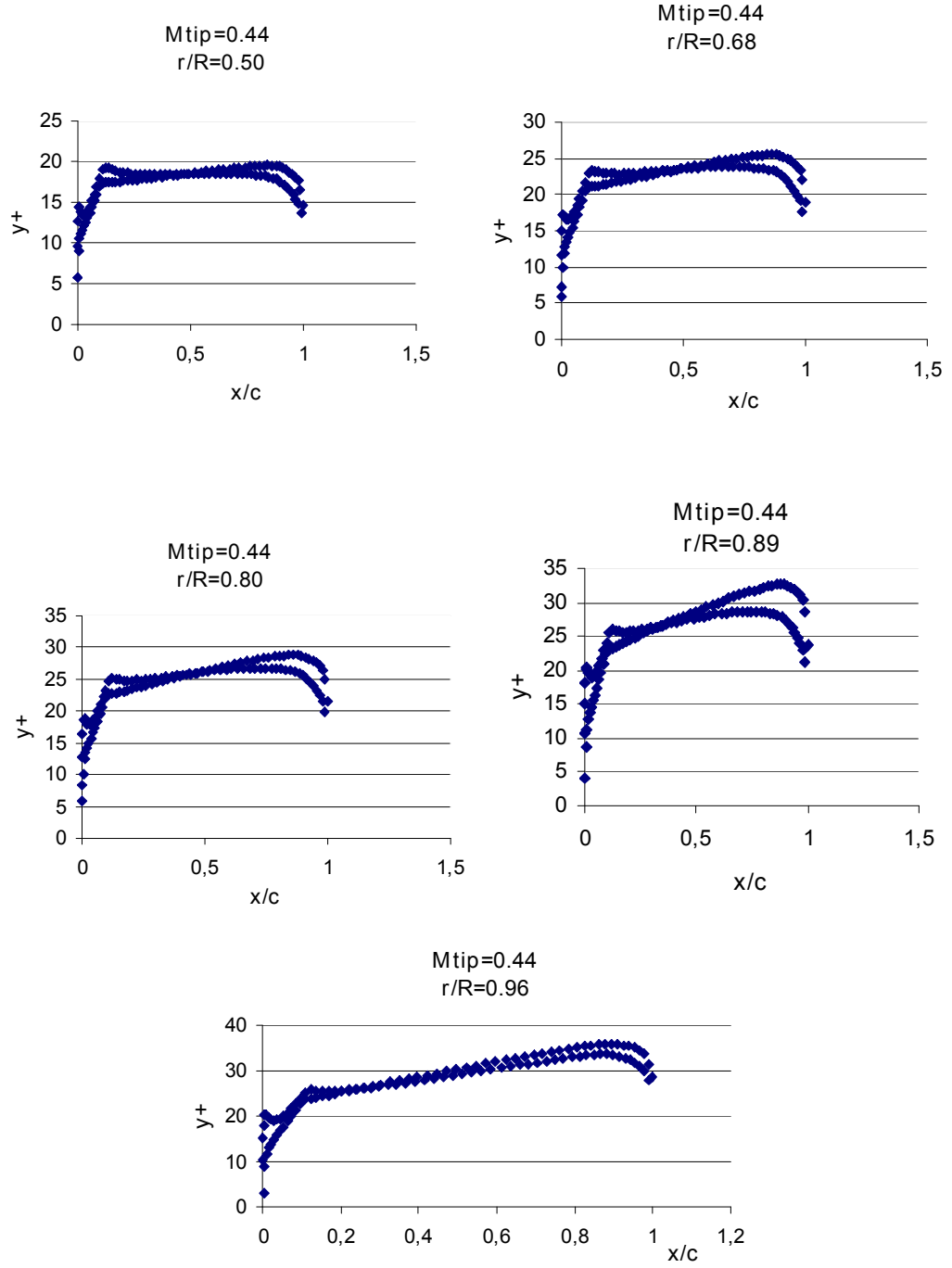


Şekil 5.2 : $M_{tip}=0.44$ Durumu İçin a) $r/R=0.50$ ve b) $r/R=0.68$ ’ deki C_p Dağılımları

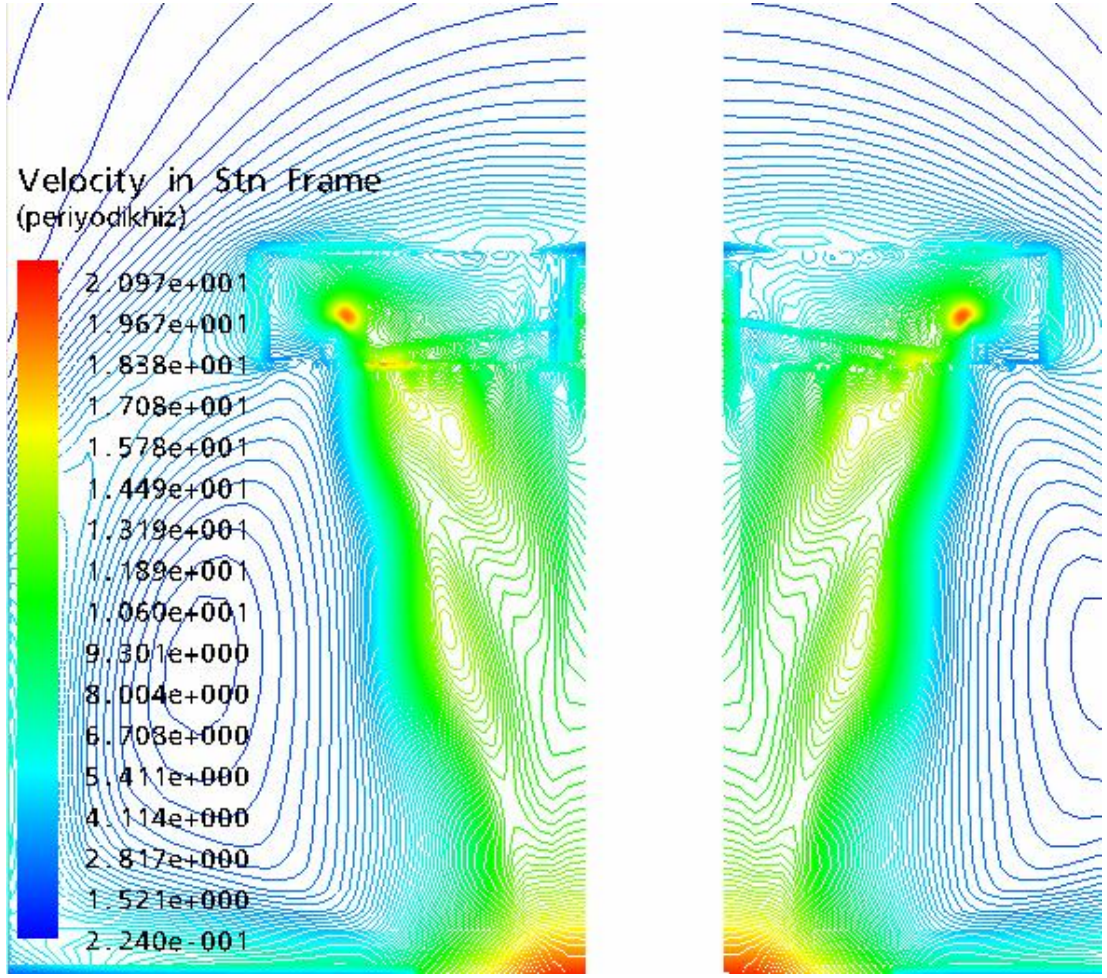


Şekil 5.3 : $M_{tip}=0.44$ Durumu İçin a) $r/R=0.80$, b) $r/R=0.89$ ve c) $r/R=0.96$ ’ daki C_p Dağılımları

C_p değerleri $M_{tip}=0.44$ durumu için deneysel verilere yaklařmıř görünmektedir.



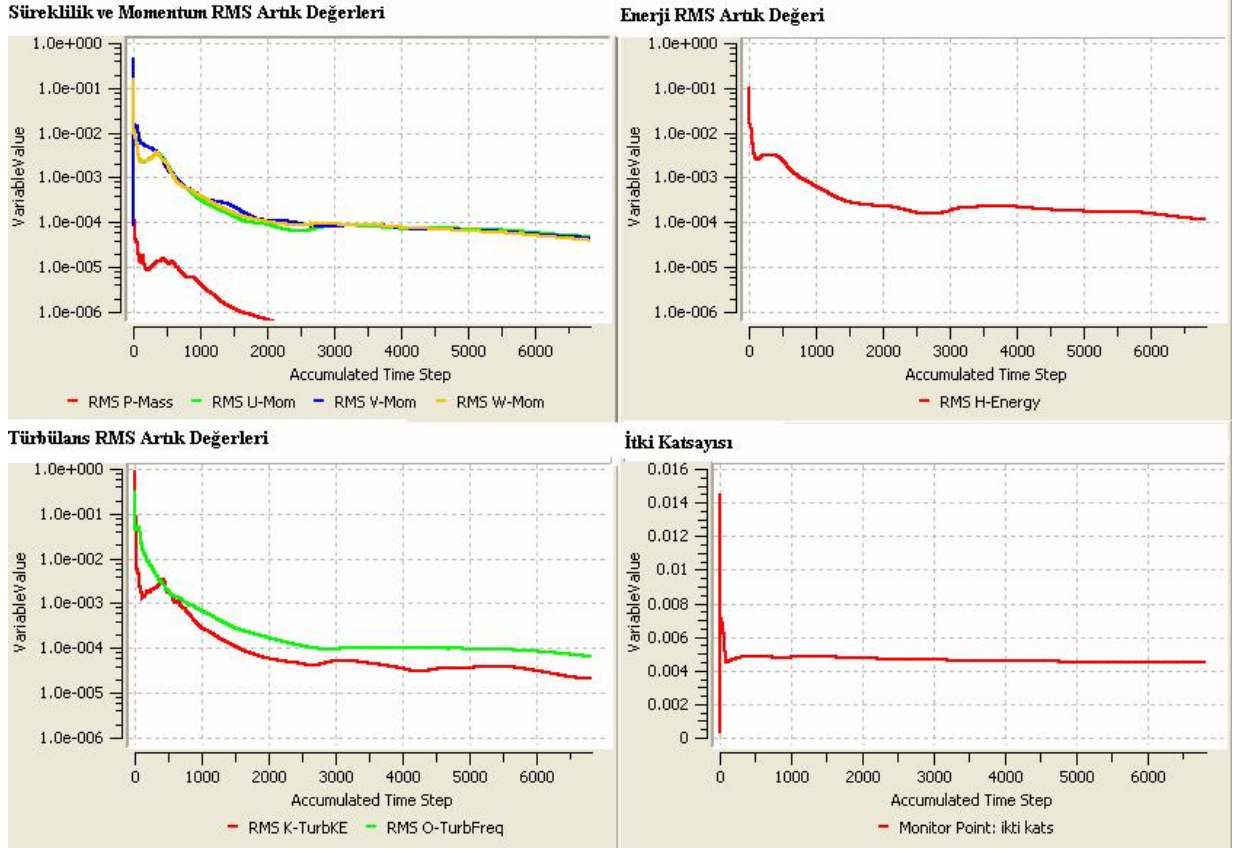
şekil 5.4 : $M_{tip}=0.44$ Durumu için Tüm İstasyonlardaki Y^+ Dağılımları



Şekil 5.5 : $M_{tip}=0.44$ Durumu İçin Periyodik Düzlemdeki Genel Hız Görünümü

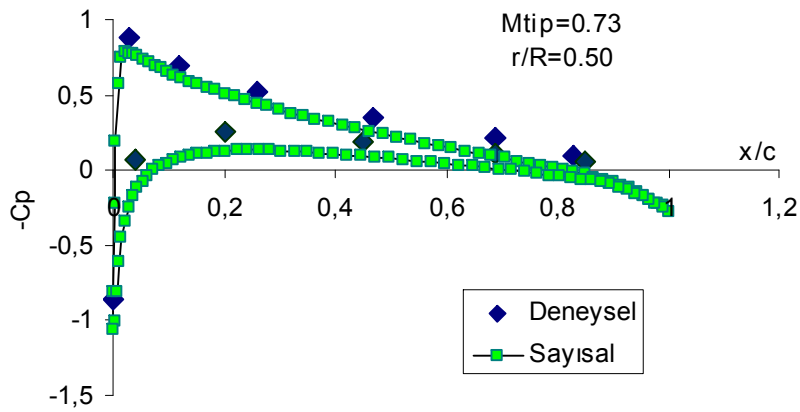
5.1.2 $M_{tip}=0.73$ İçin Sonuçlar

Analizde 6800 iterasyon gidilmiştir. Kararlılık kriteri olarak RMS artık değerleri, itki katsayısının kararlı bir değere ulaşması, C_p değerleri ve hesaplanan değişkenlerin global dengesizlik değerlerinin 0' a yaklaşması gibi kriterler gözönüne alınmıştır. Grafiklerde RMS artık değerleri(Şekil 5.6), beş istasyondaki karşılaştırmalı C_p değerleri(Şekil 5.7-5.8-5.9) görülmektedir.

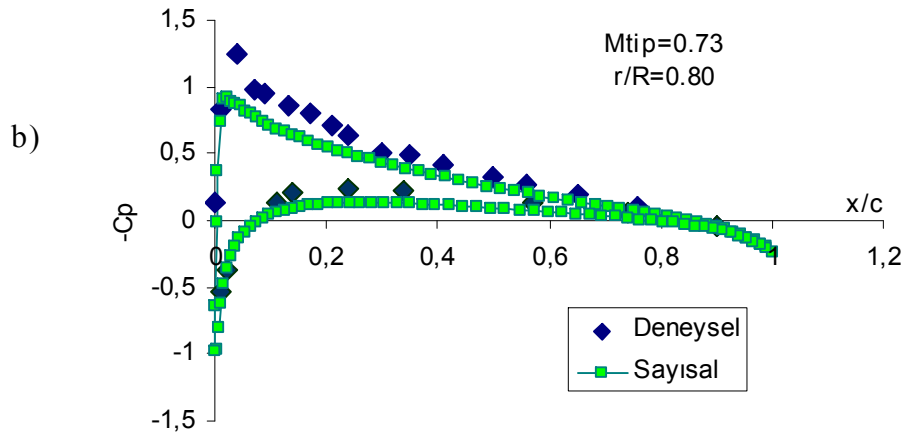
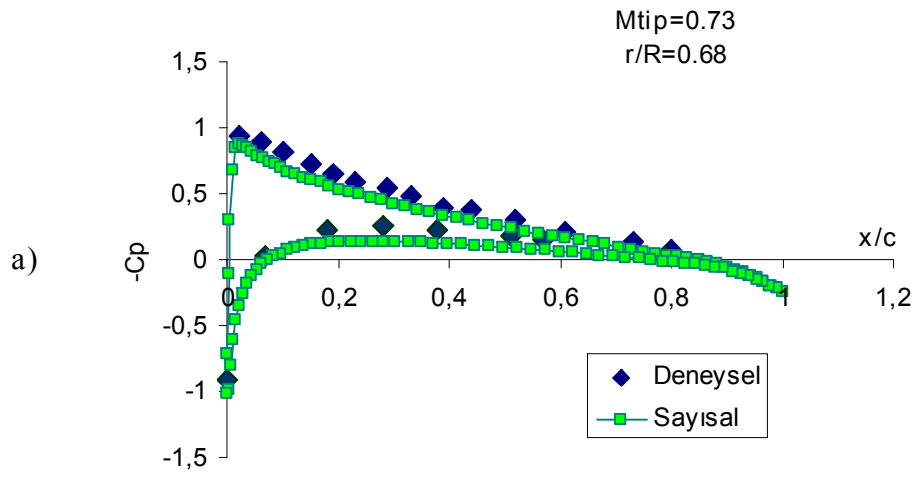


Şekil 5.6 : $M_{tip}=0.73$ Durumu İçin RMS Artık Değerleri ve İtki Katsayısının Değişimi

Analizlerde artık değerleri, Şekil 5.1 ve Şekil 5.6' da görüldüğü gibi 10^{-4} ' ten küçük değerlere yakınsamıştır.

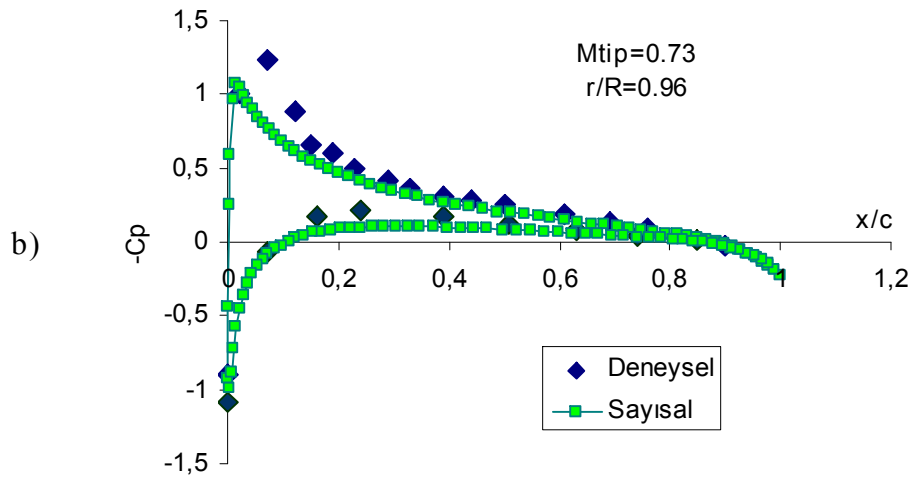
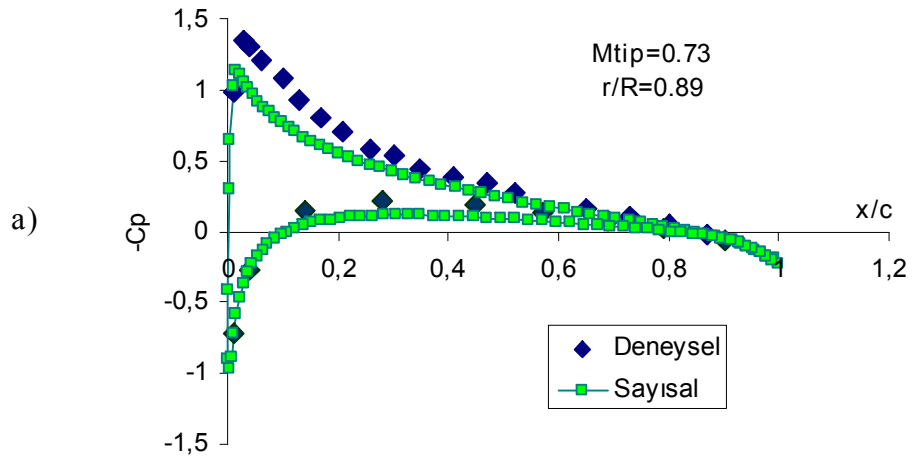


Şekil 5.7 : $M_{tip}=0.73$ Durumu İçin $r/R=0.50$ ' deki C_p Dağılımı



Şekil 5.8 : $M_{tip}=0.73$ Durumu İçin a) $r/R=0.68$ ve b) $r/R=0.80$ ' deki C_p Dağılımları

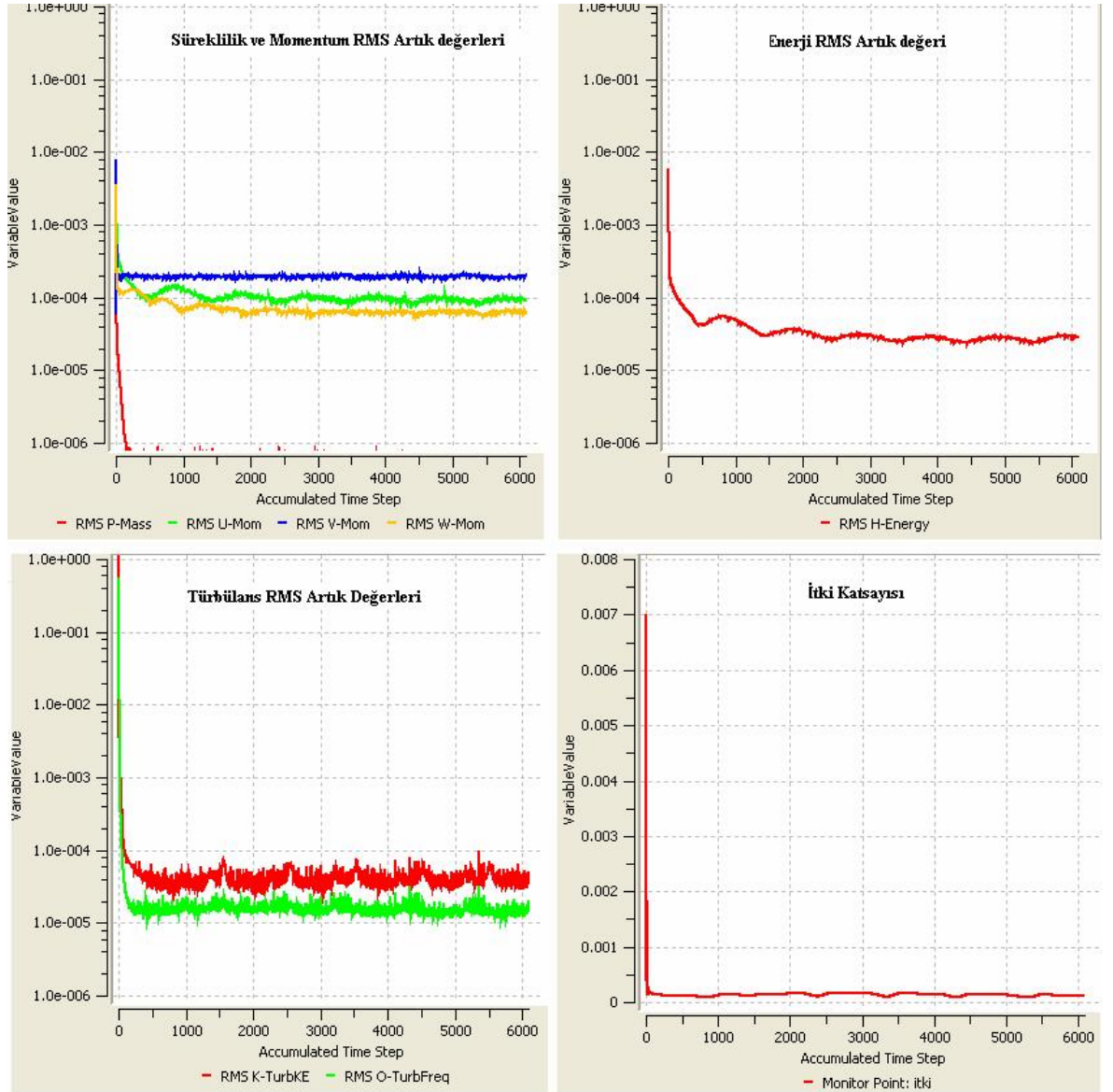
$M_{tip}=0.73$ durumu için pala uç kısmına yaklaşıldıkça C_p değerlerinin deneysel verilerden uzaklaştığı görülmektedir.



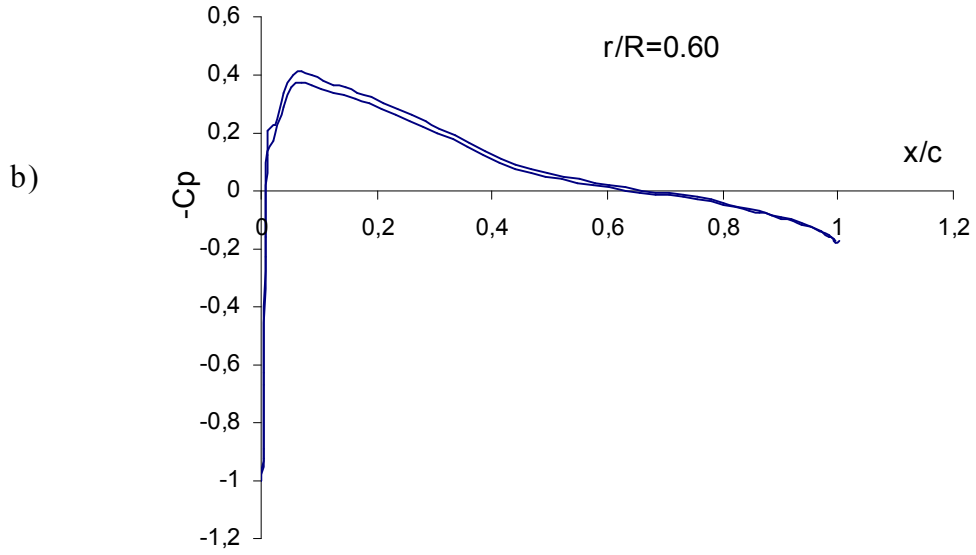
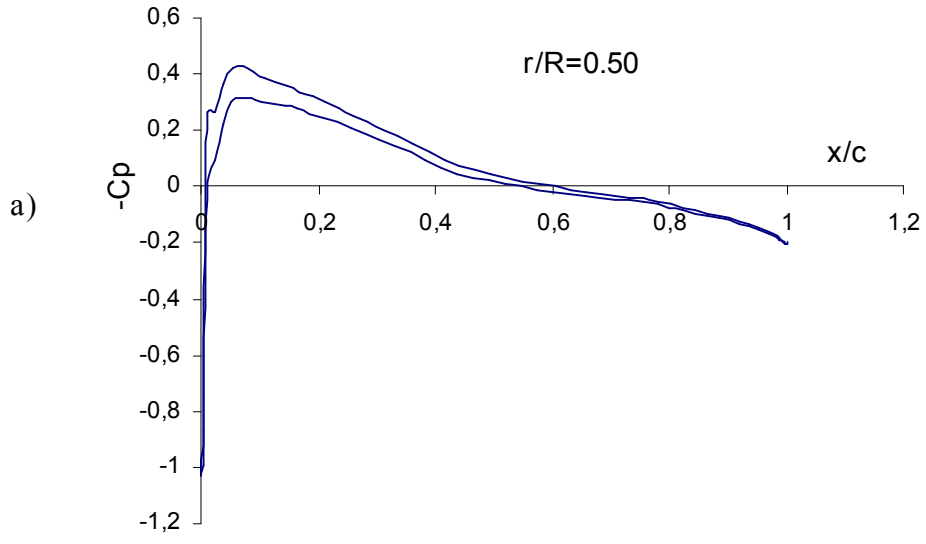
Şekil 5.9 : $M_{tip}=0.73$ Durumu İçin a) $r/R=0.89$ ve b) $r/R=0.96$ ' daki C_p Dağılımları

5.2 AH-1G Rotoru Sonuçları

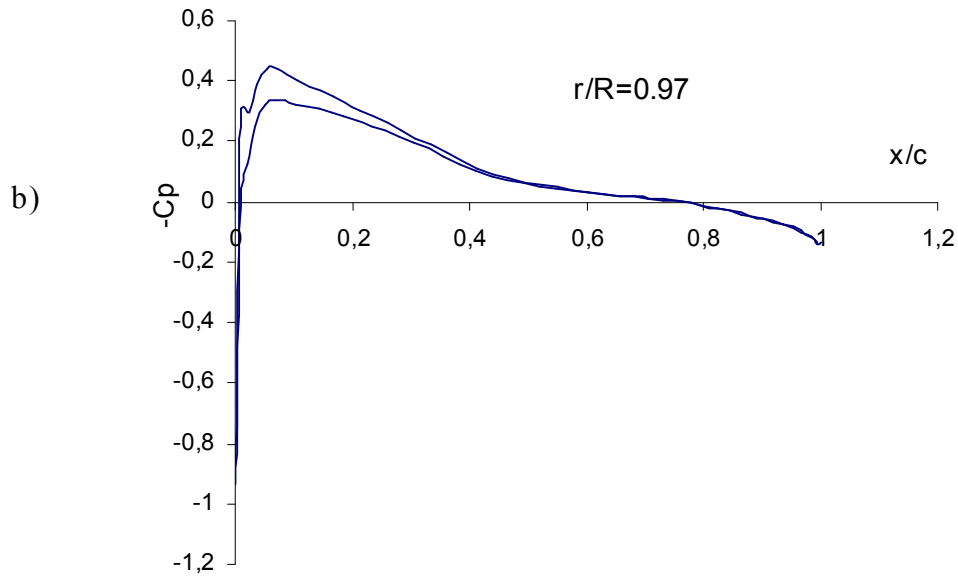
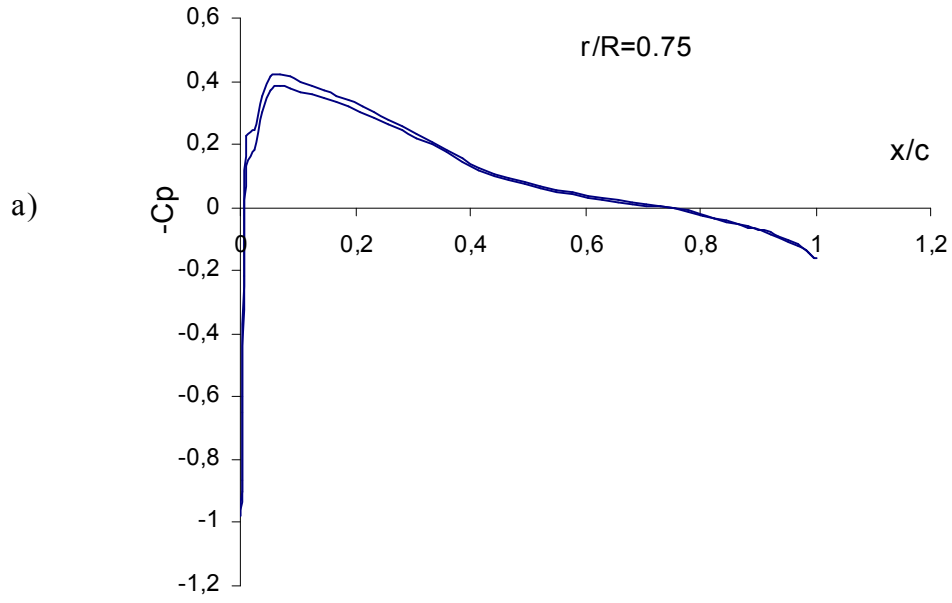
Analizde 6098 iterasyon gidilmiştir. Grafiklerden de görüleceği üzere akış daimi bir hale ulaşmamış, salınımlı RMS artık değerleri gözlenmiştir. Bu durum zamana bağlılığın varlığının göstergesidir. Grafiklerde RMS artık değerleri(Şekil 5.10), dört farklı istasyondaki C_p değerleri(Şekil 5.11-12), periyodik düzlemdeki hız yapısı(Şekil 5.13) görülmektedir.



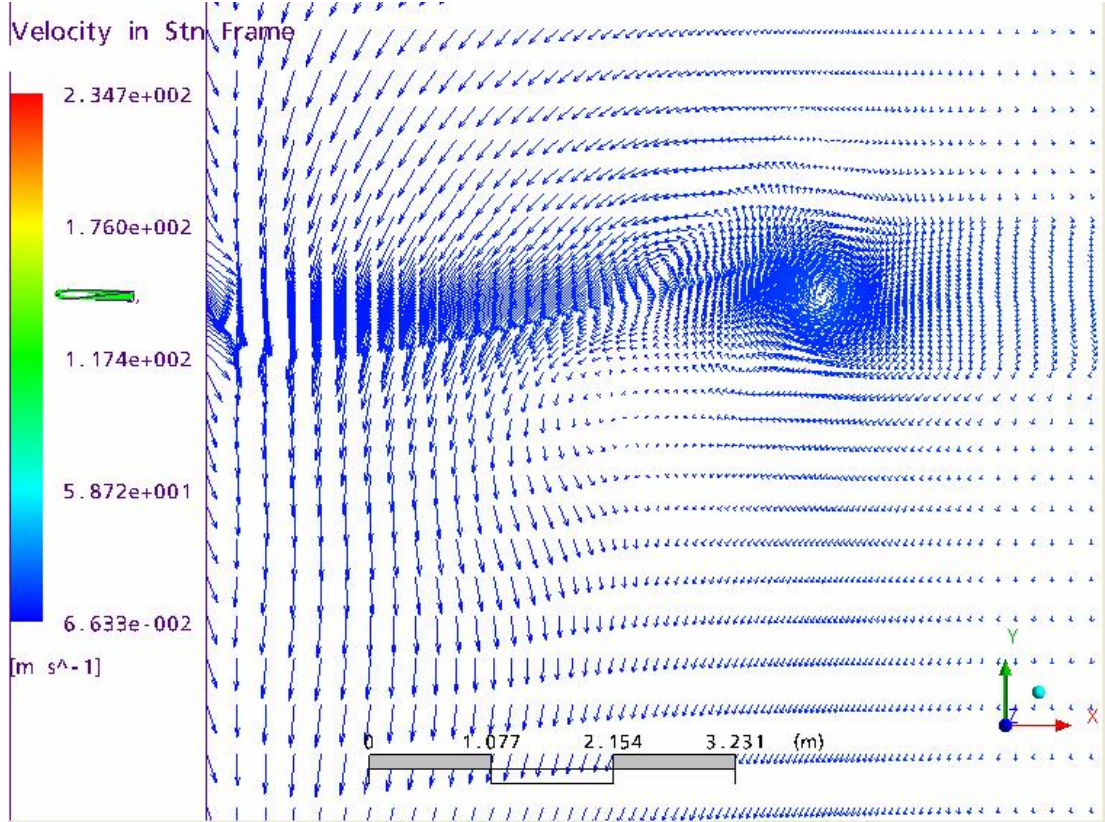
Şekil 5.10 : AH-1G Rotoru İçin RMS Artık Değerleri ve İtki Katsayısının Değişimi



Şekil 5.11 : AH-1G Rotoru İçin a) $r/R=0.50$ ve b) $r/R=0.60$ ' taki C_p Dağılımları



Şekil 5.12 : AH-1G Rotoru İçin a) $r/R=0.75$ ve b) $r/R=0.97$ 'deki C_p Dağılımları



Şekil 5.13 : AH-1G Rotoru Sağ Periyodik Düzlemde Hız Vektörlerinin Görünümü

5.3 Değerlendirmeler

Çalışmanın ilk bölümünde askı durumundaki Caradonna-Tung rotoru, ikinci bölümde ise AH-1G rotoru etrafındaki akış alanı CFX programı kullanılarak incelenmiştir.

Analizler sonucunda rotor etrafındaki akışın karakteristik özelliklerinden bazıları yakalanmıştır. Caradonna rotoru için özellikle düşük hızlı istasyonlarda hesaplanan değerlerle deneysel veriler yakınlık göstermektedir. Özellikle $M_{tip}=0.44$ için nispeten iyi sonuçlar elde edildiği söylenebilir. $M_{tip}=0.73$ için ise rotor ucuna yakın istasyonlarda deneysel verilerden sapmalar görülmüştür. Her iki durum için de periyodik düzlemde genel rotor akış yapısına uygun bir hız profili görülmektedir.

AH-1G rotoru için bir kaç farklı sayısal ağ ve konfigürasyon yapısında denemeler yapılmasına ve 6000 iterasyon gidilmesine rağmen gerek RMS artık değerlerinde gerekse itki katsayısının değişiminde daimi bir hale yakınsama görülmemiş, aksine salınımlı bir yapı gözlenmiştir. Bu durum sözkonusu rotor sistemi için zamana bağlı bir akışın varlığının göstergesi olarak kabul edilebilir. AH-1G rotor sistemi zamana bağlı durum için incelenmelidir.

Analizler değişik işlemci sayılı makinalarda ve sürekli olmayan periyotlarda koşturulduğu için işlem süreleri ile ilgili kesin bir hüküm verilememekle birlikte akış arayüzü kullanılan durum, kullanılmayana göre iterasyon hızı açısından daha yavaş ilerlemektedir. Ancak şu da unutulmamalıdır ki akış arayüzü kullanılmayan durumda akış alanı dış sınırlarına yaklaştıkça daha hızlı bir akışkan hareketi olduğu için akış arayüzü olan duruma göre daha düşük zaman adımı seçmek gerekmektedir. Her ne kadar daimi akışta zaman adımı açık bir şekilde etkin olmasa da daimi hale ulaşma süresini etkilemektedir.

Helikopter rotor akışları oldukça karmaşık olduğundan performans kriteri olarak sadece yüzey basınç değerleri gözönüne alınmamalı olabildiğince farklı parametre dikkate alınmalıdır.

KAYNAKLAR

- [1] Landgrebe, A.J., 1972. "The Wake Geometry of a Hovering Helicopter Rotor and its Influence on Rotor Performance." Journal of the American Helicopter Society. 17, No. 4, Oct. 3-15.
- [2] J. Gordon Leishman, 2000. Principles of Helicopter Aerodynamics, Cambridge University Press, United Kingdom.
- [3] Gray, R. B., 1955. "On the Motion of the Helical Vortex Shed from a single bladed Hovering Model rotor and its Application to the calculation of the spanwise aerodynamic loading," Princeton University Aero. Engineering Department, Report No. 313, September.
- [4] Langrebe, A.J., 1994. "New directions in Rotorcraft Computational Aerodynamics Research in the U.S., " Proceedings of the AGARD 75th Fluid Dynamics Panel Symposium on Aerodynamics and Aeroacoustics of Rotocraft , Berlin , Germany , Oktober.
- [5] Kocurek , J.D. and Tangler, J.L., 1977. "A prescribed Wake Lifting Surface Hover Performance Analysis ,"Journal of the American Helicopter Society, 22.No.1.January, 24-35.
- [6] Shenoy, K.R.and Gray, R.B., 1981. " Iterative lifting Surface method for thick bladed hovering helicopter rotors ,"Journal of Aircraft, 18, No.6, June, 417-424.
- [7] Scully, M. P., 1975. "Computation of Helicopter Rotor Wake geometry and its influence on Rotor Harmonic Airloads," MIT, ASRL-TR-178-1, March.
- [8] Summa, J.M., 1985. "Advanced Rotor analysis methods fort he aerodynamics of vortex blade interactions in hover," Vertica, 9, No.4, 331-343.
- [9] Bliss, D.B. and Miller, W. O., 1989."Efficient free wake calculations using analytical/numerical matching and far-field linearization, " presented at the 45th Annual American Helicopter Society Forum, Boston, MA, May.
- [10] Caradonna, F.X.and Isom, M.P., 1972. "Subsonic an Transonic Potential Flow over Helicopter Rotor Blades , AIAA Journal, No.12,December,1606.
- [11] Chang, I. C.,1984."Transonic Flow Analysis for Rotors," NASA TP 2375, July.
- [12] Egolf, T.A. and Sparks, S.P., 1986. " A full Potential Rotor Analysis with Wake influence using an Inner- Outer domain Technique, "42nd Annual AHS Forum, June.

- [13] Ramachandran, K., Tung, C. and Caradonna, F.X., 1989. "Rotor hover performance prediction using a free-wake computational fluid dynamics method," Journal of Aircraft , 26, December, 1105-1110.
- [14] Sankar , L.N., Malone, J.B. and Tassa, Y., 1982 . " A Strongly Implicit Procedure for Steady Three-dimensional transonic Potential Flow. " AIAA Journal , 20, No.5.
- [15] Agarwal, R.K. and Deese, J.E., 1987. "An Euler solver for calculating the flowfield of a Helicopter Rotor in hover and Forward Flight," AIAA 19th Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Laser Conference , June.
- [16] Hassan, A.A., Tung, C. and Sankar, L.N. , 1990. " An Assessment of Full Potential and Euler Solutions for Self generated Blade-vortex Interactions," 46th Annual AHS Forum, May.
- [17] Wake , B.E. and Sankar, L.N., 1989. "Solution of Navier-Stokes equations for the flow over a rotor blade", Journal of the American Helicopter Society, April.
- [18] Strawn, R.C., and Ahmad, J.U., 2000. "Computational modeling of Hovering Rotors and Wakes." AIAA Paper 2000-0110, Jan..
- [19] Kramer, E., 1991. "Theoretische Untersuchungen der stationären Rotorblatsumströmung mit Hilfe eines Euler-Verfahrens," Ph.D. Dissertation Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau , Universität der Bundeswehr München, Düsseldorf, Germany, ISBN 3-18-149770-X.
- [20] Boniface, J.-C., and Sidés, J., 1993. " Numerical Simulation of Steady and Unsteady Euler Flows Around Multibladed Helicopter rotors. " "Proceedings of the 19th European Rotorcraft Forum. Associazione Italiana di Aeronautica e Astronautica, Rome, 1, Sept. C10-1-C10-21.
- [21] Srinivasan, G.R., and Baeder J.D., 1993. "TURNS: A Free-Wake Euler/Navier-Stokes Method for Helicopter Rotors," AIAA Journal, 31, No.5, 959-962.
- [22] Stangl , R., 1996. "Ein Euler-Verfahren zur Berechnung der strömung um einen Hubschrauber im Vorwärtsflug." Ph.D. Dissertation, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik. Universität Stuttgart, Herbert , utz Verlag, München. Germany, ISBN 3-89675- 141-7.
- [23] Wake. B.E., and Baeder, J.D., 1996. "Evaluation of a Navier-Stokes Analysis Method for Hover Performance Prediction," Journal of the American Helicopter Society, 41, No.1, 1-17.
- [24] Wehr, D., 1999. "Untersuchungen zum Wirbeltransport bei der Simulation der Instationären Umströmung von Mehrblattrotoren Mittels der Euler – Gleichungen," Ph.D. Dissertation Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart, Logos-Verlag, Berlin, Germany, ISBN 3-89722-285-X.

- [25] Pahlke, K., 1999. "Berechnung von Strömungsfeldern um Hubschrauberrotoren im Vorwärtsflug Durch die Lösung der Euler-Gleichungen," Ph.D. Disertation, Technische Universität Braunschweig, Forschungsbericht 1999-22, Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt, Braunschweig, Germany ISSN 1434-8454.
- [26] Hariharan, N.S., and Sankar, L.N., 1999. "First-Principles Based High order Methodologies for Rotorcraft Flow field studies." Annual Forum Proceedings. American Helicopter Society, Alexandria, VA., 2, 1921-1933.
- [27] Beaumier, P., Pahlke, K., and Chelli, E., 2000. "Navier-Stokes Prediction of Helicopter Rotor Performance in Hover Including Aero-Elastic Effects". 56th American Helicopter Society Forum, Virginia Beach (USA), May.
- [28] Caradonna, F.X., and Tung, C., 1981. "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover," NASA TM 81232, Sept.
- [29] U.S. Navy Photo Gallery web page. (<http://www.chinfo.navy.mil>)
- [30] ANSYS CFX Reference Manual.
- [31] Menter, F.R., 1994. "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications". *AIAA-Journal.*, 32(8).
- [32] Wilcox, D.C., 1986. "Multiscale model for turbulent flows". In *AIAA 24th Aerospace Sciences Meeting*. American Institute of Aeronautics and Astronautics,.
- [33] Menter, F.R., 1993. "Multiscale model for turbulent flows." In *24th Fluid Dynamics Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [34] Barth, T.J., and Jespersen, D.C., 1989. "The Design and Application of Upwind Schemes on Unstructured Meshes". AIAA Paper 89-0366,
- [29] Bird, R.B., Stewart, W.E. and Lightfoot, E.N.,
- [35] Srinivasan, G. R., Raghavan, V., Duque, E. P. N., and McCroskey, W.J., 1983. "Flowfield Analysis of Modern Helicopter Rotors in Hover by Navier-Stokes Method," *Journal of the American Helicopter Society*, 38, No. 3, July, 3-13
- [36] Allen, C.B., 2003. "Convergence of steady and unsteady formulations for inviscid hovering rotor solutions" *Int. J. Numer. Meth. Fluids*; 41:931-949.
- [37] Ahmad, J., Duque, Earl P.N., 1996. "Helicopter Rotor Blade Computation in Unsteady Flows Using Moving Overset Grids" *Journal of Aircraft*, 33 No:1, 54-60.

ÖZGEÇMİŞ

Murat CANİBEK 1972 yılında Kayseri’ de doğdu. Boğaziçi Behçet Kemal Çağlar Lisesi’ni bitirdikten sonra 1991 yılında İ.T.Ü Uzay Mühendisliği bölümüne girdi. 1996 yılında mezun olduktan sonra aynı yıl bölümde yüksek lisansa kabul edildi. Ders aşamasını bitirdikten sonra askerliğini İstanbul 15.Füze Üs Komutanlığı’ nda yedeksubay olarak tamamladı. Uzun yıllar özel sektörde bilgi sistemleri departmanında yazılım uzmanı olarak çalıştı. Evli ve 1 çocuk babasıdır.