İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

HELİKOPTER ETRAFINDAKİ AKIŞIN SONLU HACİMLER YÖNTEMİYLE ANALİZİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Müh. Gülcan UÇAR
(511011107)

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 9 Mayıs 2005
Tezin Savunulduğu Tarih : 1 Haziran 2005

Tez Danışmanı : **Doç.Dr. Fırat Oğuz EDİS**

Diğer Jüri Üyeleri **Prof.Dr. M. Fevzi ÜNAL**

Prof.Dr. A. Rüstem ASLAN

HAZİRAN 2005

ÖNSÖZ

Helikopteri diğer hava araçlarından ayıran en belirgin özelliği dönen bir rotora sahip olmasıdır. Bu özellikle bir çok aerodinamik etkileşim bir araya toplanmakta ve doğası karmaşıklaşmaktadır. Hesaplamalı akışkanlar dinamiğinde rotoru tanımlamanın bir yolu da eyleyici disk yöntemidir. Bu çalışma, bu yöntem üzerine geliştirilmiştir. Uzun ve zorlu bir çalışmanın ardından ortaya güzel sonuçlar çıkmıştır. Umarım iyi bir referans olur. Ve teşekkürler... Her çıkmaza girdiğimde bana yol gösteren değerli danışman hocam Fırat Oğuz Edis'e, sağladıkları teknik ve manevi destekten dolayı Delta Denizcilik, MESH Bilgisayar ve Mühendislik AŞ.'ye ve her zaman yanımda olan sevgili eşim Bülent Tutkun'a teşekkürler.

Haziran 2005 Gülcan UÇAR

İÇİNDEKİLER

KISALTMALAR **v**
TABLO LİSTESİ **vi**
ŞEKİL LİSTESİ **vii**
SEMBOL LİSTESİ **ix**
ÖZET **xi**
SUMMARY **xii**

1. GİRİŞ **1**

2. AKIŞI YÖNETEN DENKLEMLER **3**
2.1. Süreklilik Denklemi **3**
2.2. Momentum Denklemi **3**

3. KULLANILAN HESAPLAMALI ANALİZ YÖNTEMLERİ **4**
3.1. Sonlu Hacimler Yöntemi **4**
3.2. Çözüm Algoritması **6**
3.3. Türbülans Modeli **9**
3.3.1. k-ω türbülans modeli 9

4. EYLEYİCİ DİSK FORMÜLASYONU **11**
4.1. Uygulama **12**
4.1.1. Momentum kaynağı hesabı 13
4.1.2. Trim 18
4.1.3. Program akış şeması 21

5. SONUÇLAR **23**
5.1. Kullanılan Deney Düzenekleri **23**
5.2. Askı Hali Analizi **25**
5.2.1. Sayısal model, çözüm ve sınır şartları 25
5.2.2. Sonuçlar ve BEMT karşılaştırması 29
5.3. İzole Rotor Analizi **32**
5.3.1. Sayısal model, çözüm ve sınır şartları 32
5.3.2. Sonuçlar ve deney ile karşılaştırma 34
5.4. Rotor/Gövde Analizi: Rotor Akışı **36**
5.4.1. Sayısal model, çözüm ve sınır şartları 36
5.4.2. Sonuçlar ve deney ile karşılaştırma 39
5.5. Rotor/Gövde Analizi: Gövde Basınç Dağılımı **41**
5.5.1. Sayısal model, çözüm ve sınır şartları 41
5.5.2. Sonuçlar ve deney ile karşılaştırma 44

5.6. İzole Gövde Analizi **48**

6. DEĞERLENDİRME **51**

KAYNAKLAR **53**

EKLER **55**

ÖZGEÇMİŞ **57**

KISALTMALAR

ROBIN	: Rotor Body Interaction
BEMT	: Birleşik Pala Eleman Momentum Teorisi
N-S	: Navier-Stokes
isk	: İskele
san	: Sancak

TABLO LİSTESİ

Sayfa No

Tablo 5.1.	**:** Deneylerde kullanılan parametreler.................………………….	25
Tablo 5.2.	**:** Bell 206 modelinin özellikleri ve çözüm şartları…………..........	26
Tablo 5.3.	**:** Bell 206 modeli için sayısal çözüm ağı bilgisi ….......................	26
Tablo 5.4.	**:** İzole Rotor için çözüm ağı bilgisi...	33
Tablo 5.5.	**:** Rotor/gövde için çözüm ağı bilgisi...	36
Tablo 5.6.	**:** Model 1 için çözüm ağı bilgisi…..	43
Tablo A1.	**:** ROBIN gövde şeklini belirleyen katsayılar.................................	55
Tablo A2.	**:** Paylon şeklini tanımlayan katsayılar..	56

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa No

Şekil 3.1 : Bir boyutlu uniform grid.. 5
Şekil 3.2 : SIMPLE algoritmasının akış diagramı..................................... 8
Şekil 4.1 : Disk koordinat sistemi... 13
Şekil 4.2 : Rotor silindirik koordinat sistemi... 13
Şekil 4.3 : Pala koordinat sistemi.. 14
Şekil 4.4 : Rotor koniklik açısı... 15
Şekil 4.5 : Pala üzerindeki kuvvetler... 16
Şekil 4.6 : Rotor düzlemindeki kuvvetler.. 16
Şekil 4.7 : Hesaplamalarda kullanılan kodun akış diagramı...................... 21
Şekil 4.8 : Yük dağılımı hesabı akış diagramı... 22
Şekil 5.1 : Birinci deney düzeneği.. 23
Şekil 5.2 : İkinci deney düzeneği.. 24
Şekil 5.3 : Bell 206 modeli... 25
Şekil 5.4 : Tüm çözüm ağı.. 27
Şekil 5.5 : Bell 206 gövde ve rotor çözüm ağı.. 27
Şekil 5.6 : Bell 206 için çözüm ağının y=0 düzleminden görünüşü........... 28
Şekil 5.7 : Sınır şartları………………………………………….............. 28
Şekil 5.8 : Bell 206 için rotor akış konturları.. 29
Şekil 5.9 : Bell 206 için rotor akış konturları (farklı açı).......................... 30
Şekil 5.10 : Bell 206 rotor akış sonuçlarının teori ile karşılaştırılması......... 30
Şekil 5.11 : Bell 206 etrafındaki hız vektörleri.. 31
Şekil 5.12 : Bell 206 etrafındaki hız vektörleri yakın görünüş..................... 31
Şekil 5.13 : y = 0 düzleminde statik basınç konturları................................ 32
Şekil 5.14 : x = 0 düzleminde z yönünde hız konturları……..................... 32
Şekil 5.15 : Momentum kaynağının uygulandığı rotor hacmi..................... 33
Şekil 5.16 : Deney[16] ve Boyd’un [13] rotor akış konturları..................... 34
Şekil 5.17 : İzole rotor akış konturları trimsiz ve trimli çözüm................... 35
Şekil 5.18 : İzole rotor için 0 ve 90 derecedeki rotor akış değerleri……….. 35
Şekil 5.19 : İzole rotor için 180 ve 270 derecedeki rotor akış değerleri…… 35
Şekil 5.20 : Rotor/gövde modelinin y = 0 düzleminde çözüm ağı………… 37
Şekil 5.21 : y = 0 düzleminden gövdeli çözüm ağının görünüşü………..... 37
Şekil 5.22 : x = 0 düzleminden gövdeli çözüm ağının görünüşü………..... 38
Şekil 5.23 : y = 0 düzleminden gövde üzerindeki sınır tabaka görünüşü….. 38
Şekil 5.24 : Gövde ve rotor üzerindeki çözüm ağının görünüşü…………... 39
Şekil 5.25 : Deney[16] rotor akış oranı konturları ………………………… 39
Şekil 5.26 : Rotor/gövde trimsiz ve trimli rotor akış oranı konturları……... 40
Şekil 5.27 : Rotor/gövde 0 ve 90 derecedeki rotor akış oranı değerleri…… 40
Şekil 5.28 : Rotor/gövde 180 ve 270 derecedeki rotor akış oranı değerleri.. 40
Şekil 5.29 : Rotor/Gövde, z yönündeki hız konturları …………………….. 41
Şekil 5.30 : Rotor/gövde modeli etrafında akım çizgileri ………………… 41

Şekil 5.31 : ROBIN gövde geometrisi…………………..………………… 42
Şekil 5.32 : Tüm çözüm ağı…………………………..…………………… 43
Şekil 5.33 : Rotor çözüm ağı……………………………………………… 44
Şekil 5.34 : Rotor/Gövde , iskele tarafındaki basınç konturları …................ 45
Şekil 5.35 : Rotor/Gövde , sancak tarafındaki basınç konturları ……......... 45
Şekil 5.36 : Rotor/Gövde , ön taraftaki basınç konturları ………………… 46
Şekil 5.37 : Deney 2 basınç ölçüm istasyonları……………….……….. 46
Şekil 5.38 : Rotor/Gövde, x/l = 0,35’de iskele ve sancak cp değerleri…… 47
Şekil 5.39 : Rotor/Gövde, x/l = 1,17’de iskele ve sancak cp değerleri …… 47
Şekil 5.40 : Rotor/Gövde, x/l = 1,35’de iskele ve sancak cp değerleri …… 47
Şekil 5.41 : Rotor/Gövde, x/l = 1,54’de iskele ve sancak cp değerleri …… 48
Şekil 5.42 : Deney[15] ve çözüm sonucu elde edilen gövde akım çizgileri.. 48
Şekil 5.43 : Rotor/Gövde ve izole gövde, x/l = 0,35’de iskele ve sancak cp değerleri……………………………………………………… 49
Şekil 5.44 : Rotor/Gövde ve izole gövde, x/l = 1,17’de iskele ve sancak cp değerleri……………………………………………………… 49
Şekil 5.45 : Rotor/Gövde ve izole gövde, x/l = 1,35’de iskele ve sancak cp değerleri……………………………………………………… 49
Şekil 5.46 : Rotor/Gövde ve izole gövde, x/l = 1,54’de iskele ve sancak cp değerleri……………………………………………………… 50
Şekil 5.47 : İzole gövde üzerinde statik basınç konturları………………… 50

38
Şekil 3.1 : Bir boyutlu uniform grid.. 5
Şekil 3.2 : SIMPLE algoritmasının akış diagramı..................................... 8
Şekil 4.1 : Disk koordinat sistemi... 13
Şekil 4.2 : Rotor silindirik koordinat sistemi... 13
Şekil 4.3 : Pala koordinat sistemi... 14
Şekil 4.4 : Rotor koniklik açısı.. 15
Şekil 4.5 : Pala üzerindeki kuvvetler.. 16
Şekil 4.6 : Rotor düzlemindeki kuvvetler.. 16
Şekil 4.7 : Hesaplamalarda kullanılan kodun akış diagramı...................... 21
Şekil 4.8 : Yük dağılımı hesabı akış diagramı... 22
Şekil 5.1 : Birinci deney düzeneği.. 23
Şekil 5.2 : İkinci deney düzeneği.. 24
Şekil 5.3 : Bell 206 modeli... 25
Şekil 5.4 : Tüm çözüm ağı.. 27
Şekil 5.5 : Bell 206 gövde ve rotor çözüm ağı.. 27
Şekil 5.6 : Bell 206 için çözüm ağının y=0 düzleminden görünüşü........... 28
Şekil 5.7 : Sınır şartları……………………………………….............. 28
Şekil 5.8 : Bell 206 için rotor akış konturları.. 29
Şekil 5.9 : Bell 206 için rotor akış konturları (farklı açı).......................... 30
Şekil 5.10 : Bell 206 rotor akış sonuçlarının teori ile karşılaştırılması......... 30
Şekil 5.11 : Bell 206 etrafındaki hız vektörleri.. 31
Şekil 5.12 : Bell 206 etrafındaki hız vektörleri yakın görünüş.................... 31
Şekil 5.13 : y = 0 düzleminde statik basınç konturları................................. 32
Şekil 5.14 : x = 0 düzleminde z yönünde hız konturları……...................... 32
Şekil 5.15 : Momentum kaynağının uygulandığı rotor hacmi..................... 33
Şekil 5.16 : Deney[16] ve Boyd’un [13] rotor akış konturları..................... 34
Şekil 5.17 : İzole rotor akış konturları trimsiz ve trimli çözüm................... 35

Şekil 5.18 : İzole rotor için 0 ve 90 derecedeki rotor akış değerleri……….. 35
Şekil 5.19 : İzole rotor için 180 ve 270 derecedeki rotor akış değerleri…… 35
Şekil 5.20 : Rotor/gövde modelinin y = 0 düzleminde çözüm ağı………… 37
Şekil 5.21 : y = 0 düzleminden gövdeli çözüm ağının görünüşü……….…... 37
Şekil 5.22 : x = 0 düzleminden gövdeli çözüm ağının görünüşü……….…... 38
Şekil 5.23 : y = 0 düzleminden gövde üzerindeki sınır tabaka görünüşü….. 38
Şekil 5.24 : Gövde ve rotor üzerindeki çözüm ağının görünüşü…………... 39
Şekil 5.25 : Deney[16] rotor akış oranı konturları ……………………… 39
Şekil 5.26 : Rotor/gövde trimsiz ve trimli rotor akış oranı konturları……... 40
Şekil 5.27 : Rotor/gövde 0 ve 90 derecedeki rotor akış oranı değerleri…… 40
Şekil 5.28 : Rotor/gövde 180 ve 270 derecedeki rotor akış oranı değerleri.. 40
Şekil 5.29 : Rotor/Gövde, z yönündeki hız konturları …………………….. 41
Şekil 5.30 : Rotor/gövde modeli etrafında akım çizgileri ………………… 41
Şekil 5.31 : ROBIN gövde geometrisi…………………..………………… 42
Şekil 5.32 : Tüm çözüm ağı……………………………..………………… 43
Şekil 5.33 : Rotor çözüm ağı……………………………………………… 44
Şekil 5.34 : Rotor/Gövde , iskele tarafındaki basınç konturları …............... 45
Şekil 5.35 : Rotor/Gövde , sancak tarafındaki basınç konturları ……......... 45
Şekil 5.36 : Rotor/Gövde , ön taraftaki basınç konturları ………………… 46
Şekil 5.37 : Deney 2 basınç ölçüm istasyonları…………………..……….. 46
Şekil 5.38 : Rotor/Gövde, x/l = 0,35’de iskele ve sancak cp değerleri……. 47
Şekil 5.39 : Rotor/Gövde, x/l = 1,17’de iskele ve sancak cp değerleri …… 47
Şekil 5.40 : Rotor/Gövde, x/l = 1,35’de iskele ve sancak cp değerleri …… 47
Şekil 5.41 : Rotor/Gövde, x/l = 1,54’de iskele ve sancak cp değerleri …… 48
Şekil 5.42 : Deney[15] ve çözüm sonucu elde edilen gövde akım çizgileri.. 48
Şekil 5.43 : Rotor/Gövde ve izole gövde, x/l = 0,35’de iskele ve sancak cp değerleri……………………………………………………… 49
Şekil 5.44 : Rotor/Gövde ve izole gövde, x/l = 1,17’de iskele ve sancak cp değerleri……………………………………………………… 49
Şekil 5.45 : Rotor/Gövde ve izole gövde, x/l = 1,35’de iskele ve sancak cp değerleri……………………………………………………… 49
Şekil 5.46 : Rotor/Gövde ve izole gövde, x/l = 1,54’de iskele ve sancak cp değerleri……………………………………………………… 50
Şekil 5.47 : İzole gövde üzerinde statik basınç konturları………………… 50

40
Şekil 3.1 : Bir boyutlu uniform grid.. 5
Şekil 3.2 : SIMPLE algoritmasının akış diagramı..................................... 8
Şekil 4.1 : Disk koordinat sistemi.. 13
Şekil 4.2 : Rotor silindirik koordinat sistemi.. 13
Şekil 4.3 : Pala koordinat sistemi.. 14
Şekil 4.4 : Rotor koniklik açısı.. 15
Şekil 4.5 : Pala üzerindeki kuvvetler... 16
Şekil 4.6 : Rotor düzlemindeki kuvvetler... 16
Şekil 4.7 : Hesaplamalarda kullanılan kodun akış diagramı..................... 21
Şekil 4.8 : Yük dağılımı hesabı akış diagramı.. 22
Şekil 5.1 : Birinci deney düzeneği... 23
Şekil 5.2 : İkinci deney düzeneği... 24
Şekil 5.3 : Bell 206 modeli.. 25
Şekil 5.4 : Tüm çözüm ağı.. 27

Şekil 5.5 : Bell 206 gövde ve rotor çözüm ağı.. 27
Şekil 5.6 : Bell 206 için çözüm ağının y=0 düzleminden görünüşü.......... 28
Şekil 5.7 : Sınır şartları…………………………………………............. 28
Şekil 5.8 : Bell 206 için rotor akış konturları.. 29
Şekil 5.9 : Bell 206 için rotor akış konturları (farklı açı)......................... 30
Şekil 5.10 : Bell 206 rotor akış sonuçlarının teori ile karşılaştırılması......... 30
Şekil 5.11 : Bell 206 etrafındaki hız vektörleri.. 31
Şekil 5.12 : Bell 206 etrafındaki hız vektörleri yakın görünüş.................... 31
Şekil 5.13 : y = 0 düzleminde statik basınç konturları................................ 32
Şekil 5.14 : x = 0 düzleminde z yönünde hız konturları……...................... 32
Şekil 5.15 : Momentum kaynağının uygulandığı rotor hacmi..................... 33
Şekil 5.16 : Deney[16] ve Boyd'un [13] rotor akış konturları..................... 34
Şekil 5.17 : İzole rotor akış konturları trimsiz ve trimli çözüm................... 35
Şekil 5.18 : İzole rotor için 0 ve 90 derecedeki rotor akış değerleri……….. 35
Şekil 5.19 : İzole rotor için 180 ve 270 derecedeki rotor akış değerleri…… 35
Şekil 5.20 : Rotor/gövde modelinin y = 0 düzleminde çözüm ağı………… 37
Şekil 5.21 : y = 0 düzleminden gövdeli çözüm ağının görünüşü……….…... 37
Şekil 5.22 : x = 0 düzleminden gövdeli çözüm ağının görünüşü……….…... 38
Şekil 5.23 : y = 0 düzleminden gövde üzerindeki sınır tabaka görünüşü….. 38
Şekil 5.24 : Gövde ve rotor üzerindeki çözüm ağının görünüşü…………... 39
Şekil 5.25 : Deney[16] rotor akış oranı konturları ………………………… 39
Şekil 5.26 : Rotor/gövde trimsiz ve trimli rotor akış oranı konturları……... 40
Şekil 5.27 : Rotor/gövde 0 ve 90 derecedeki rotor akış oranı değerleri…… 40
Şekil 5.28 : Rotor/gövde 180 ve 270 derecedeki rotor akış oranı değerleri.. 40
Şekil 5.29 : Rotor/Gövde, z yönündeki hız konturları …………………….. 41
Şekil 5.30 : Rotor/gövde modeli etrafında akım çizgileri ………………… 41
Şekil 5.31 : ROBIN gövde geometrisi………………….…………………. 42
Şekil 5.32 : Tüm çözüm ağı……………………….………………………. 43
Şekil 5.33 : Rotor çözüm ağı………………………………………………. 44
Şekil 5.34 : Rotor/Gövde , iskele tarafındaki basınç konturları ….............. 45
Şekil 5.35 : Rotor/Gövde , sancak tarafındaki basınç konturları ……......... 45
Şekil 5.36 : Rotor/Gövde , ön taraftaki basınç konturları ………………… 46
Şekil 5.37 : Deney 2 basınç ölçüm istasyonları…………………..……….. 46
Şekil 5.38 : Rotor/Gövde, x/l = 0,35'de iskele ve sancak cp değerleri……. 47
Şekil 5.39 : Rotor/Gövde, x/l = 1,17'de iskele ve sancak cp değerleri …… 47
Şekil 5.40 : Rotor/Gövde, x/l = 1,35'de iskele ve sancak cp değerleri …… 47
Şekil 5.41 : Rotor/Gövde, x/l = 1,54'de iskele ve sancak cp değerleri …… 48
Şekil 5.42 : Deney[15] ve çözüm sonucu elde edilen gövde akım çizgileri.. 48
Şekil 5.43 : Rotor/Gövde ve izole gövde, x/l = 0,35'de iskele ve sancak cp değerleri……………………………………………………… 49
Şekil 5.44 : Rotor/Gövde ve izole gövde, x/l = 1,17'de iskele ve sancak cp değerleri……………………………………………………… 49
Şekil 5.45 : Rotor/Gövde ve izole gövde, x/l = 1,35'de iskele ve sancak cp değerleri……………………………………………………… 49
Şekil 5.46 : Rotor/Gövde ve izole gövde, x/l = 1,54'de iskele ve sancak cp değerleri……………………………………………………… 50
Şekil 5.47 : İzole gövde üzerinde statik basınç konturları………………… 50

43
44

45
45
46
46
47
47
47
48
48

49

49

49

50
50

SEMBOL LİSTESİ

$\vec{n}$	: Yüzey normal vektörü
$\vec{V}, \vec{U}$	: Hız vektörü
u, v, w	: Hız vektör bileşenleri
dS	: Diferansiyel yüzey alanı
Ω	: Açısal hız
ρ	: Yoğunluk
p	: Basınç
$\bar{\bar{\tau}}$	: Gerilme Tensörü
$\vec{f}, \vec{Q}$	: Kaynak terimleri vektörü
$\vec{g}$	: Hacim kuvvetleri vektörü
$\vec{W}$	: Korunumlu değişkenler vektörü
$\vec{F}_c$	: Taşınım akıları vektörü
$\vec{F}_v$	: Viskoz akıları vektörü
ξ, η, ζ	: Disk koordinat bileşenleri
a	: Rotor diski yunuslama açısı, taşıma eğrisi eğimi
b	: Rotor diski yuvarlanma açısı
r, Ψ, ze	: Rotor silindirik koordinat bileşenleri
Ψ	: Rotor azimut açısı
ω	: Açısal hız
n,th,s	: Pala koordinat bileşenleri
θ	: Yunuslama açısı
θ_0	: Ortak yunuslama açısı
θ_{tw}	: Pala büküm açısı
θ_{1c}	: Yanlamasına devirli yunuslama açısı
θ_{1s}	: Boylamasına devirli yunuslama açısı
α	: Etkin hücum açısı
ϕ	: İndüklenen hücum açısı
β_0	: Rotor koniklik açısı
L	: Taşıma Kuvveti
D	: sürükleme kuvveti
dL	: Diferansiyel taşıma kuvveti
dD	: Diferansiyel sürükleme kuvveti
C_L	: Taşıma katsayısı
C_D	: Sürükleme katsayısı
c	: Profil veter uzunluğu
R	: Rotor disk yarıçapı
Δr	: Elemansal yarıçap parçası

F	: Pala üzerine gelen kuvvet
$\overline{F}$	: Ortalama kuvvet
n	: Pala sayısı
x,y,z	: Global kartezyen koordinat bileşenleri
C_T	: İtki katsayısı
C_M	: Moment katsayısı
A	: Rotor disk alanı
σ	: Rotor katılığı
μ	: İleri uçuş oranı
λ	: Rotor akış (inflow) oranı
ν	: Hücre hacmi
γ	: Difüzyon katsayısı

HELİKOPTER ETRAFINDAKİ AKIŞIN SONLU HACİMLER YÖNTEMİYLE ANALİZİ

ÖZET

Bu çalışmada ileri uçuş durumundaki helikopterlerin etrafındaki akış incelenmiştir. Özellikle rotor ve helikopter gövdesi arasındaki aerodinamik etkileşimler birçok açıdan önemlidir. Akım analizi sonlu hacimler yöntemi kullanılarak yapılmıştır. İki tane ayrı helikopter modeli üzerinde çalışılmıştır. Bunlardan biri Bell 206 helikopter modelidir. Bell 206 helikopter modeli için elde edilen rotor akış (inflow) değerleri teorik sonuçlar ile karşılaştırılmıştır. Kullanılan bir diğer helikopter modeli ise genel bir model olan ve geometrisi analitik olarak ifade edilebilen ROBIN helikopteridir. Bu model için de elde edilen rotor akış değerleri deney sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Çalışmada rotor palalarının ayrı ayrı modellenmesi yerine, bir eyleyici disk kullanılmıştır. Rotorun akış alanına olan etkisi kullanılan bu eyleyici disk ile sağlanmıştır. Bu etki disk bölgesindeki akışkanın momentum denklemine eklenen momentum kaynaklarıyla sağlanmıştır. Uygulanan bu yöntem ile palalar için ayrı bir modelleme yapılması gereği ortadan kalkmıştır. Bunun sonucunda, hem çözüm ağı oluşturmada kolaylık sağlanmış, hem de hesaplama daha az bilgisayar zamanı kullanılarak yapılabilmiştir.

ANALYSIS OF THE FLOW AROUND HELICOPTER WITH FINITE VOLUMES METHOD

SUMMARY

The flow around helicopters in the case of forward flight is investigated in this study. Especially, aerodynamic interactions between rotor and helicopter fuselage very important in several ways. The flow analysis is made by using finite volume method. Two different helicopter models are worked on. One of them is Bell 206 helicopter model. Calculated rotor inflow values for Bell 206 model are compared to theoretical results. Another used model is ROBIN. ROBIN is a generic model and its geometry may be defined analytically. Also, the obtained rotor inflow results for the ROBIN is compared to values coming from experiments. In this study, instead of modelling each blade seperately, an actuator disk is employed. Effects of the rotor on the flow field are simulated by actuator disk. For this simulation, momentum sources are added to momentum equation of the fluid inside disk region. Therefore, necessity of modelling the blades seperately is disappered with this method. As a result of this approach, a considerable easiness is provided in terms of grid generation and computation time.

1. GİRİŞ

Rotor ve gövde arasındaki aerodinamik etkileşimler, yeni bir helikopter tasarımında hesaba katılması gereken önemli faktörlerdir. Helikopterin içinde bulunduğu akış alanına bakılacak olursa, rotor iz bölgesinde girdapların, helikopter gövdesinde de viskozitenin etkili olduğu görülür. Önceki analitik çalışmalar gövdenin etkisini hesaba katmadan izole rotorun performansını tahmin etmeye yönelik çalışmalardır. Halbuki, gövdenin helikopterin genel performansı üzerinde oldukça fazla etkisi vardır. Gövde üzerindeki aerodinamik kuvvetler, ileri uçuş sonucu üzerine gelen hız ve rotor iz bölgesiyle etkileşimden ortaya çıkan çalkantılar sonucunda oluşurlar. Gövde üzerindeki akım ayrılması sürüklemenin artmasına sebep olur. Rotor iz bölgesinin gövde üzerindeki etkisi titreşim yüklerine sebep olabilir. Geçen 15-20 yıl içinde, araştırmacılar rotor ve gövde arasındaki aerodinamik etkileşimi açıklamak için birçok yöntem geliştirdiler. İlk çalışmalar potansiyel teori yöntemlerine odaklanmışlardı. Daha sonraları ise, Navier-Stokes denklemlerinin çözüldüğü daha ileri yöntemler kullanılmaya başlandı.

Mavris [1] gövdeyi modellemek için bir panel yöntemi kullandı. Bu panel yöntemi, rotor ve gövde arasındaki daimi olmayan etkileşimleri elde etmek için, taşıma hattı/serbest iz bölgesi kodu ile "coupled" çalıştırıldı. Berry [2] ayrıca daimi olmayan analiz için bir "coupled" taşıma yüzeyi/serbest iz bölgesi ve kaynak panel yöntemi geliştirdi. Crouse [3] gövdeyi modellemek için daimi olmayan bir panel yöntemi kullandı ve rotor gövde arasındaki etkileşimi çözmek için tanımlanmış bir iz bölgesiyle bir taşıma hattı modeli uyguladı. Bu yöntemlerin bazı avantajları vardır. Bilgisayar zamanı açısından çok elverişli yöntemlerdir. Çözüm zamanları çok kısadır ve kullanıcıya farklı parametrelerin etkisini kısa zamanda görmesi açısından avantaj sağlarlar. Gövde üzerindeki viskoz akışı çözme yetenekleri ise kötüdür ve başarılarının en büyük sınırlamasını oluşturur.

Uçuş koşullarının ve helikopter gövde şekillerinin oldukça fazla çeşitlilik içerdiğini düşünürsek, gövde üzerinde bir miktar akım ayrılmasının öyle veya böyle kesinlikle ortaya çıkacağı söylenebilir. Bazı potansiyel yöntemler akım ayrılmasını modelleme yeteneğine sahiptir fakat bu yöntemler kullanıcıdan ayrılmanın nerede olacağını belirtmesini isterler. Bir helikopter için karakteristik olan geniş uçuş koşulları içinde akım ayrılmasının olacağı yer çok değişiklik göstermektedir. Diğer taraftan, Navier-Stokes yöntemleri ayrılmanın olduğu yeri kendiliğinden tahmin edebilirler. Chaffin and Berry [4] genel bir helikopter gövdesi üzerindeki basınçları potansiyel teori yöntemi ve Navier-Stokes yöntemi ile hesaplayıp deney ile karşılaştırdılar. Ulaşılan sonuçlar gösterdi ki, gövde üzerindeki viskoz etkileri yakalamak için Navier-Stokes yöntemine ihtiyaç duyulmaktadır. Navier-Stokes yöntemleri hem hesaplama bakımından hem de sayısal ağ oluşturulması bakımından potansiyel yöntemlerden daha fazla bilgisayar zamanına ihtiyaç duymaktadır.

Navier-Stokes yöntemleri ayrıca rotor etrafındaki akım analizi için de kullanılmaktadır. Srinivasan [5] asılı durum ve ileri uçuş durumu için izole bir rotor etrafında Navier-Stokes denklemlerini çözmüştür. Fakat, rotor etrafındaki akımın çözülmesi için Navier-Stokes yöntemlerinin kullanılması fazla maliyetlidir.

Bu çalışmada rotorun akım alanına etkisi bir disk kullanılarak modellenmiştir. Bu yöntem kullanıcıya zamana bağlı çözüm vermez, akışın zamana bağlı olmayan bir temsilini ortaya koyar. Bu yaklaşım hem çözüm hem de sayısal ağ oluşturma açısından daha az zaman gerektirmektedir. Rotor palaları teker teker modellenmediğinden her biri için ayrı sayısal ağ oluşturmak da gerekmez. Bu durum hesaplama zamanını önemli miktarda azaltmakta ve rotor geometrisinde yapılacak değişikliklere kolaylıkla izin vermektedir.

2. AKIŞI YÖNETEN DENKLEMLER

2.1. Süreklilik Denklemi

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho u)+\frac{\partial}{\partial y}(\rho v)+\frac{\partial}{\partial z}(\rho w)=0 \qquad \textbf{(2.1)}$$

2.2. Momentum Denklemi

x-momentum;

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho uu)+\frac{\partial}{\partial y}(\rho vu)+\frac{\partial}{\partial z}(\rho wu)=\frac{\partial}{\partial x}\left(\mu\frac{\partial u}{\partial x}\right)+\frac{\partial}{\partial y}\left(\mu\frac{\partial u}{\partial y}\right)+\frac{\partial}{\partial z}\left(\mu\frac{\partial u}{\partial z}\right)-\frac{\partial p}{\partial x}+f_x \qquad \textbf{(2.2)}$$

y- momentum;

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho uv)+\frac{\partial}{\partial y}(\rho vv)+\frac{\partial}{\partial z}(\rho wv)=\frac{\partial}{\partial x}\left(\mu\frac{\partial v}{\partial x}\right)+\frac{\partial}{\partial y}\left(\mu\frac{\partial v}{\partial y}\right)+\frac{\partial}{\partial z}\left(\mu\frac{\partial v}{\partial z}\right)-\frac{\partial p}{\partial y}+f_y \qquad \textbf{(2.3)}$$

z-momentum;

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho uw)+\frac{\partial}{\partial y}(\rho vw)+\frac{\partial}{\partial z}(\rho ww)=\frac{\partial}{\partial x}\left(\mu\frac{\partial w}{\partial x}\right)+\frac{\partial}{\partial y}\left(\mu\frac{\partial w}{\partial y}\right)+\frac{\partial}{\partial z}\left(\mu\frac{\partial w}{\partial z}\right)-\frac{\partial p}{\partial z}+f_z \qquad \textbf{(2.4)}$$

Bu yönetici denklemler şu sınır koşulları altında çözülmüştür.

- Sabit hız giriş sınır koşulu
- Sabit basınç çıkış sınır koşulu
- Duvar; kaymazlık sınır koşulu, $U_{flu} = U_{wall}$
- Simetri sınır koşulu

3. KULLANILAN HESAPLAMALI ANALİZ YÖNTEMLERİ

3.1. Sonlu Hacimler Yöntemi

Sonlu hacimler yöntemi kısmi diferansiyel denklemlerin çözümünde kullanılan sayısal bir yöntemdir. Çözüm sonucunda korunumlu değişkenlerin değerleri kontrol hacmi üzerinde hesaplanır. Sonlu hacimler yönteminde kısmi diferansiyel denklem kontrol hacmi üzerinde integre edilir. Bu hacim integrasyonundaki diverjans içeren terimler diverjans teoremi ile yüzey integrallerine dönüştürülür. Daha sonra bu terimler her bir sonlu hacimin yüzeylerindeki akılar olarak değerlendirilir. Bir hacime giren akı miktarı ona komşu hacimden çıkan akı miktarına eşit olacağından yöntem korunumlu bir yöntemdir. Yapısal çözüm ağlarında olduğu kadar yapısal olmayan çözüm ağlarında da başarılı sonuçlar vermesi bu yöntemin bir avantajıdır.

Akışı yöneten denklemlere bakarsak, denklemler arasında birçok ortak yön görürüz. Eğer genel bir değişken olan ϕ'yi düşünür ve bu ortak yönlerden yola çıkarsak genel bir taşınım denklemi aşağıdaki şekilde yazılabilir.

$$\operatorname{div}\left(\rho\phi\vec{V}\right) = \operatorname{div}\left(\gamma \operatorname{grad} \phi\right) + f_{\phi} \qquad \textbf{(3.1)}$$

Yukarıdaki denklem sonlu hacimler yönteminde hesaplama işlemi için başlangıç noktasıdır. Denklemdeki ϕ yerine 1, u, v, w ve γ için de uygun difüzyon katsayısı konarak çözüm yapılır.

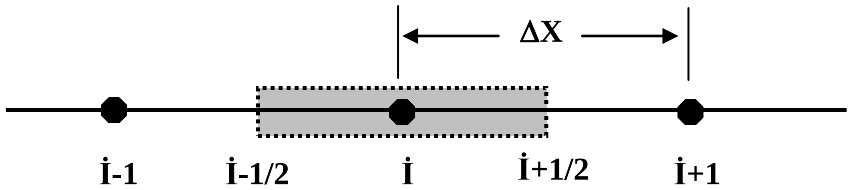
Sonlu hacimler yönteminde önemli bir işlem yukarıdaki denklemin kontrol hacmi üzerinde integrasyonudur. Denklemin integre edilmiş şekli aşağıdaki biçimde ortaya çıkar:

$$\int_{CV} \operatorname{div}\left(\rho\phi\vec{V}\right) dV = \int_{CV} \operatorname{div}\left(\gamma \operatorname{grad} \phi\right) dV + \int_{CV} f_{\phi}\, dV \qquad \textbf{(3.2)}$$

Yukarıdaki hacim integrasyonu üzerinde diverjans teoremini kullanırsak elde edilen denklem bir kontrol hacmindeki akı dengesini göstermektedir. Sol taraftaki terim net taşınım akısını, sağ taraftaki terimler ise net difüzyon akısını ve hacimdeki ϕ kaynağını gösterirler. Daha sonra elde edilen bu denklem kullanılarak ayrıklaştırılmış ifadeler bulunur. Basit ve anlaşılır olması açısından bir boyutlu bir problem düşünelim. Denklem kontrol hacmi üzerinde integre edilir ve diverjans teoremi uygulanırsa oluşan denklem aşağıdadır:

$$\int_A \vec{n}\,(\rho u \phi)\, dA = \int_A \vec{n} \left(\gamma \frac{d\varphi}{dx} \right) dA + \int_{CV} f_\phi \, dV \tag{3.3}$$

Aşağıdaki şekilde bir boyutlu üniform grid ve “i” düğüm noktası etrafındaki kontrol hacmi görülmektedir.



Şekil 3.1: Bir boyutlu üniform grid

Kontrol hacmi üzerinde integre edilmiş denklemden ayrıklaştırma işlemi aşağıdaki şekilde yapılabilir.

$$(\rho u A\, \phi)_{i+1/2} - (\rho u A\, \phi)_{i-1/2} = \left(\gamma A \frac{\partial \phi}{\partial x} \right)_{i+1/2} - \left(\gamma A \frac{\partial \phi}{\partial x} \right)_{i-1/2} + f \Delta V \tag{3.4}$$

$\dfrac{\partial \phi}{\partial x}$ için merkezi fark yaklaşımını kullanırsak ve $A_{i+1/2} = A_{i-1/2} = A$ olduğunu düşünürsek, yukarıdaki ayrıklaştırılmış denklem şu hale gelir:

$$(\rho u \phi)_{i+1/2} - (\rho u \phi)_{i-1/2} = \frac{\gamma}{\Delta x}(\phi_{i+1} - \phi_i) - \frac{\gamma}{\Delta x}(\phi_i - \phi_{i-1}) + f_\phi \tag{3.5}$$

Hücre kenarlarındaki değişken değerleri için de aşağıdaki şekilde lineer interpolasyon kullanılabilir.

$$\phi_{i+1/2} = \frac{\phi_i + \phi_{i+1}}{2} \qquad \phi_{i-1/2} = \frac{\phi_{i-1} + \phi_i}{2} \tag{3.6}$$

Bu değerler yukarıdaki (3.5) eşitliğinde yerlerine konursa ayrıklaştırılmış ifade aşağıdaki biçimde elde edilir.

$$\frac{\gamma}{\Delta x}\left(2-\rho\left(\frac{u_{i-1/2}+u_{i+1/2}}{2}\right)\right)\phi_i=\left(\frac{\gamma}{\Delta x}+\frac{\rho u_{i-1/2}}{2}\right)\phi_{i-1}+\left(\frac{\gamma}{\Delta x}-\frac{\rho u_{i+1/2}}{2}\right)\phi_{i+1}+f_{\phi} \quad \textbf{(3.7)}$$

İki ve üç boyutlu problemler için ayrıklaştırılmış ifadeler bir boyutlu durumdakine benzer şekilde elde edilebilir.

3.2 Çözüm Algoritması

Momentum denklemlerinin lineer olmaması ve denklemler arasındaki “coupling” durumundan kaynaklanan problemler iteratif bir çözüm yöntemi kullanmayı gerektirmektedir. Bu çalışmada SIMPLE iteratif çözüm algoritması kullanılmıştır. SIMPLE, ingilizce “basınç bağlantılı denklemler için yarı-kapalı yöntem”in kısaltmasıdır. Algoritma ilk olarak Patankar ve Spalding (1972) tarafından önerilmiştir ve genel olarak basınç hesabı için tahmin-et-düzelt işleminden oluşur.

SIMPLE algoritmasının başlangıcında, bir basınç alanı tahmin edilir (p^*). Bu tahmin edilen basınç alanı ile ayrıklaştırılmış momentum denklemleri çözülür ve buna karşılık gelen hızlar bulunur (u^*, v^*, w^*). Daha sonra bir düzeltme basınç alanı ($p^/$) tanımlanır. Düzeltme basınç alanı doğru basınç alanıyla tahmini basınç alanı arasındaki farktır. İfadesi aşağıda gösterilmiştir.

$$p = p^* + p^/ \quad \textbf{(3.8)}$$

Buna benzer olarak hız düzeltme alanları da tanımlanabilir.

$$\begin{aligned} u &= u^* + u^/ \\ v &= v^* + v^/ \\ w &= w^* + w^/ \end{aligned} \quad \textbf{(3.9)}$$

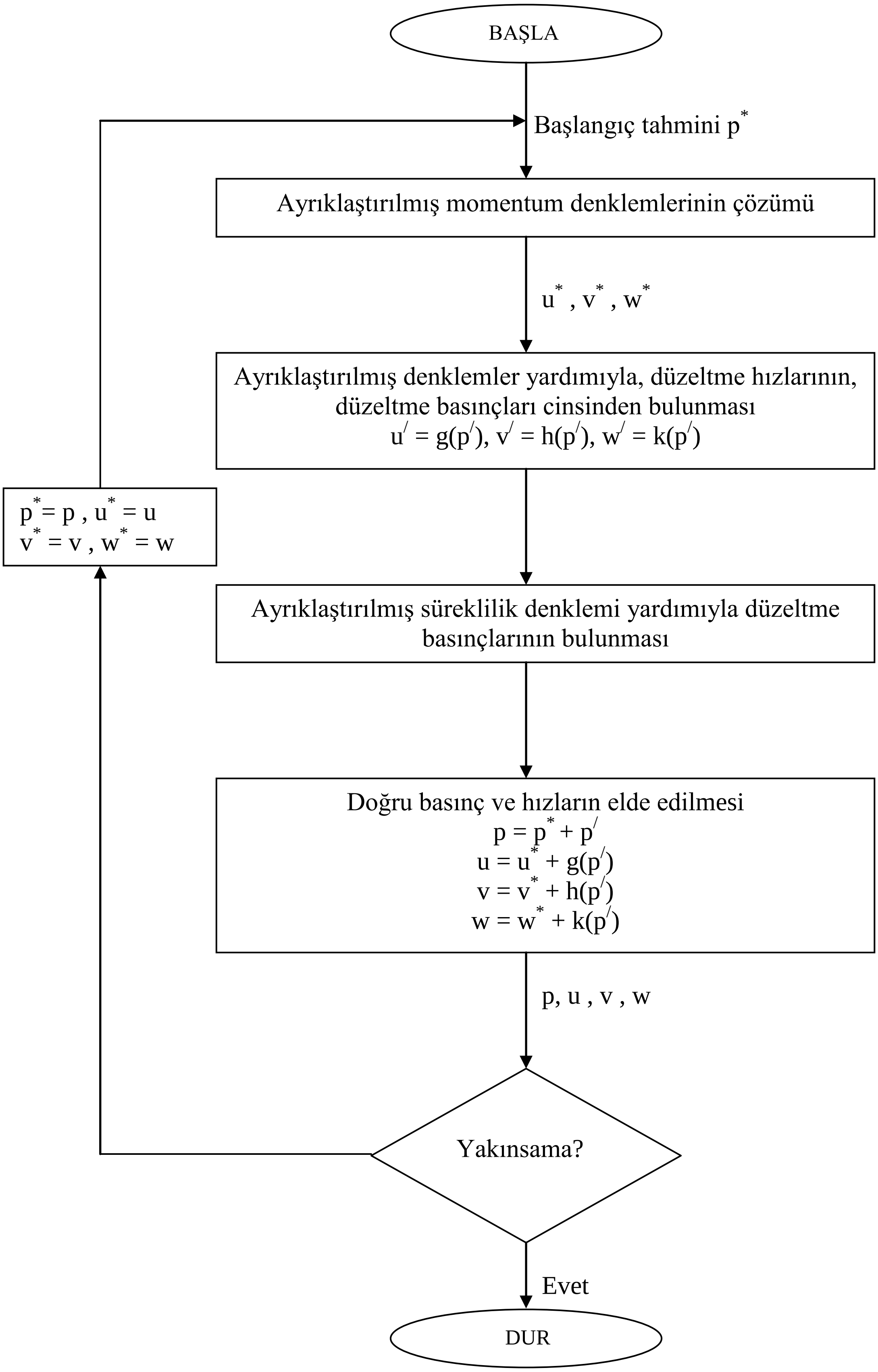
Gerçek ayrıklaştırılmış denklemlerden, tahmini basınç alanını koyarak elde ettiğimiz denklemleri çıkarırsak, düzeltme hız alanını düzeltme basınç alanının fonksiyonu olarak bulabiliriz. Bu durumu aşağıdaki şekilde gösterebiliriz.

$$u^{/} = g(p^{/})$$
$$v^{/} = h(p^{/}) \qquad \textbf{(3.10)}$$
$$w^{/} = k(p^{/})$$

Doğru hız alanı da tahmini hız alanı ile düzeltme basınç alanına bağlı fonksiyonun toplamı haline gelir.

$$u = u^{*} + u^{/}$$
$$v = v^{*} + v^{/} \qquad \textbf{(3.11)}$$
$$w = w^{*} + w^{/}$$

Buraya kadar sadece momentum denklemi ile işlemler yapıldı. Halbuki hız alanı süreklilik denklemini de sağlamalıdır. Yukarıda ulaşılan doğru hız alanı (3.11) ayrıklaştırılmış süreklilik denkleminde yerine konursa düzeltme basınç alanı için bir denklem takımı oluşur. Bu denklem takımı çözülerek her bir grid noktası için düzeltme basınç değerine ulaşılır. Bundan sonra artık iterasyonun bir sonraki adımında kullanılacak basınç ve hız değerleri (3.8) ve (3.11) denklemleri yardımıyla bulunabilir. İterasyonlar sonucunda tahmini değerler ile hesaplama sonucunda bulunan doğru değerler eşit ise yakınsama gerçekleşmiş doğru değerlere ulaşılmış demektir.
Aşağıda SIMPLE algoritmasının akış diagramı görülmektedir.



Şekil 3.2: SIMPLE algoritmasının akış diagramı

3.3. Türbülans Modeli

İncelediğimiz problemde Reynolds sayısı yüksek olduğundan bir türbülans modeli kullanılması uygun görülmüştür. Yüksek Reynolds sayılarında, akışkanın atalet kuvvetleri viskoz kuvvetlere göre daha baskın bir hal alırlar. Bunun sonucunda akışkan hareketi kararsız olmaya başlar. Hız ve diğer tüm akış özellikleri rastgele ve kaotik bir şekilde değişmeye başlar ve akış üç boyutlu olur. Akışkanın bu durumuna türbülans denir. Türbülanslı bir problemin çözümü de doğası gibi karmaşıklaşır. Türbülanslı problemlerin çözümünde kullanılmak üzere çeşitli türbülans modelleri geliştirilmiştir. Bu modeller genel olarak aşağıdaki gibi sınıflandırılabilir:

1) Cebirsel Modeller :

Örnek olarak ; Baldwin-Lomax, Cebeci Smith.

2) Bir-Denklem Modelleri:

Örnek olarak ; Spalart-Allmaras, Baldwin-Barth

3) İki-Denklem Modelleri:

Örnek olarak ; k-ω, k-e

4) Stres Taşınım Modelleri:

Örnek olarak ; Launder-Reece-Rodi, Wilcox-Stress-ω

Bu çalışmada İki-Denklem Modellerinden biri olan k-ω türbülans modeli kullanılmıştır.

3.3.1. k-ω türbülans modeli

İlk kez Kolmogorov (1942) tarafından ileri sürülen k-ω türbülans modeli ilk iki-denklem türbülans modelidir. Model türbülans kinetik enerjisi (k) ve kinetik enerji dağılmasının kinetik enerjiye oranı (ε/k) için yazılan taşınım denklemlerinin çözümünü içerir. Geçen zaman içerisinde Kolmogorov modelinin farklı ve geliştirilmiş versiyonları önerilmiştir. Değişikliklerin çoğu ω'nın yorumlanmasında ve ω taşınım denklemi üzerine yoğunlaşmıştır. ω'nın yorumlanışı yıllar içerisinde araştırmacıdan araştırmacıya farklılıklar göstermiştir. Saffman (1970) ω'yı türbülans eksilmesi işleminin bir frekans karakteristiği olarak tarif etmiştir. Spalding (1972), Wilcox ve Alber (1972) ve Robinson, Harris ve Hassan (1995) ω'yı RMS salınımlı girdap olarak tanımladılar. Wilcox ve Rubesin (1980), Wilcox (1988) ve Speziale

(1990) ω'yı basitçe ε/k oranı olarak kabul ettiler. Geçen elli yıl boyunca k-ω modeli gelişirken ω denklemi de değişikliklere uğradı. Kolmogorov'dan sonra gelen bütün araştırmacılar ω denklemine bir üretim terimi eklediler. Wilcox (1988), Speziale (1990) ve Peng (1997), Kolmogorov'un yaptığı gibi ω denklemini ω cinsinden yazarken, diğer birçok araştırmacı ω^2 cinsinden yazmışlardır.

k-ω türbülans modelinin avantajları şu şekilde sıralanabilir. k-ω modeli ters basınç gradyeni olduğunda ve geçiş (transitional) akışlarında daha iyi sonuçlar vermektedir. Modelin bir diğer avantajı ise sayısal olarak çok kararlı olmasıdır. Duvar fonksiyonu gerektirmemesi ise kullanıcıya avantaj getiren bir başka özelliğidir. Bu modelin ana dezavantajı ise, serbest "shear" akışlarında serbest akım sınır koşullarına fazla duyarlı olmasıdır.

4. EYLEYİCİ DİSK FORMÜLASYONU

Rotor etrafında oluşan daimi olmayan akışın modellenmesinde, karmaşıklığı azaltmak ve hesaplama yükünü oldukça hafifletmek için fiziksel bir basitleştirme yapılabilir. Bu çalışmada rotorun, palaların taradığı düzleme yerleştirilen sonsuz incelikte bir disk ile taklit edilmesidir. Bu diske uygulanan koşullarla gerçekte rotorun akışa olan etkisi modellenebilmektedir.

Literatürde bu kapsam dahilinde çalışmalar mevcuttur. Bu çalışmalardan bazıları eyleyici (actuator) disk ile rotorun daimi olmayan özelliklerini de temsil etmişlerdir. Bu yöntemde gerçek palalar disk üzerine izdüşürülür böylece rotor ekseni boyunca dönerlerken sadece kendi izdüşümleri akışkanı etkilemektedir. Bu yöntem yakın zamanda Boyd ve Barnwell [6] ve Tadghighi [7] tarafından kullanılmıştır. Geometrik olarak kolaylık sağlayan bu yöntem, hesaplama yükü açısından fazla bir avantaj getirmez. En azından daimi olmayan durumdaki ilk harmoniği yakalayabilir.

Bu tez kapsamında da kullanılan bir diğer yaklaşım ise daimi akış kabulüdür. Bu yaklaşımda tüm disk "azimuthal" yön boyunca palalarla doldurulur. Bu durumda akışın daimi olmayan özellikleri kaybolur fakat hem geometrik açıdan hem de hesaplama yükü olarak büyük avantaj sağlanır.Literatürdeki çalışmaların büyük çoğunluğu bu yaklaşımı kullanmaktadır; Chaffin [8], Chuiton [9].

Sayısal bir çözümde katı cismin etkisi kendini sınır koşullarıyla gösterir. Eyleyici (Actuator) disk de etkin katı bir cisim olarak bu şekilde uygulanabilir. Rotorun etkisini sadece yüzeyinde gösterebileceği sıfır hacimli bir disk ile yer değiştirdiği düşünülebilir. Bu açıdan bakıldığında eyleyici (actuator) diskin etkisi kontrol hacminin yüzeyinde sınır koşulu olarak görülebilir ve bu denklemlerde bir kaynak terimi olarak yer alabilir. Araştırmacılar bu konuda ikiye ayrılmış durumdadırlar: Birinci gurup sınır koşulu taraftarlarıdır [8,10], ikinci gurup ise kaynak terimi kullananlardır [11,12]. Aslında bu ayrım çok da açık değildir. Zira formülasyonlar bazen ortak noktalar içerirken bazen de birbirlerine dönüştürülebilirler. Uygulamalar şu şekilde olabilmektedir.

Dirichlet sınır şartı olarak: Bu durumda eyleyici “actuator” diskin akış alanına olan etkisi korunumlu değişkenin kendisi yenilenerek ve sınır şartı olarak aktarılır. Sonuçta kaynak terimi olmayacaktır.

Neumann sınır şartı olarak: Bu durumda eyleyici “actuator” diskin etkisi disk üzerindeki akı veya kaynak terimi için verilen Neumann tipi sınır şartı ile iletilir.

Hacimde kaynak terimi verilerek: Bu çalışmada yukarıdaki durumlardan farklı olarak, eyleyici (actuator) diskin etkisi yüzey üzerinde tanımlanan kaynak terimi ile değil hacimdeki akışkan denklemlerine eklenen momentum kaynak terimi ile temsil edilmiştir..

4.1. Uygulama

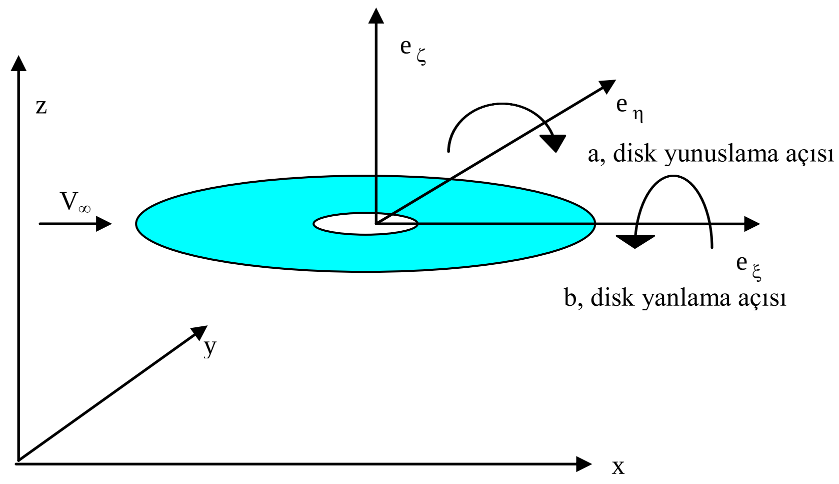
Bu çalışmada kaynak terimi yaklaşımı kullanılmıştır. Pala eleman teorisini kullanan bir kod yardımı ile hesaplanan momentum kaynağı eyleyici “actuator” disk akışkan denklemlerine eklenmiştir. Momentum korunum denklemi aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\vec{v}) + \nabla \bullet (\rho\vec{v}\vec{v}) = -\nabla p + \nabla \bullet (\bar{\bar{\tau}}) + \rho\vec{g} + \vec{f} \qquad \textbf{(4.1)}$$

Hesaplanan momentum kaynağı yukarıdaki denklemde $\vec{f}$ teriminde gözükecektir. Momentum kaynağının birimi N/m^3 ‘tür.

4.1.1 Momentum kaynağı hesabı

Programdan x,y ve z hızları alınarak koordinat dönüşümleriyle yeni hızlar elde edilir.



Şekil 4.1: Disk koordinat sistemi

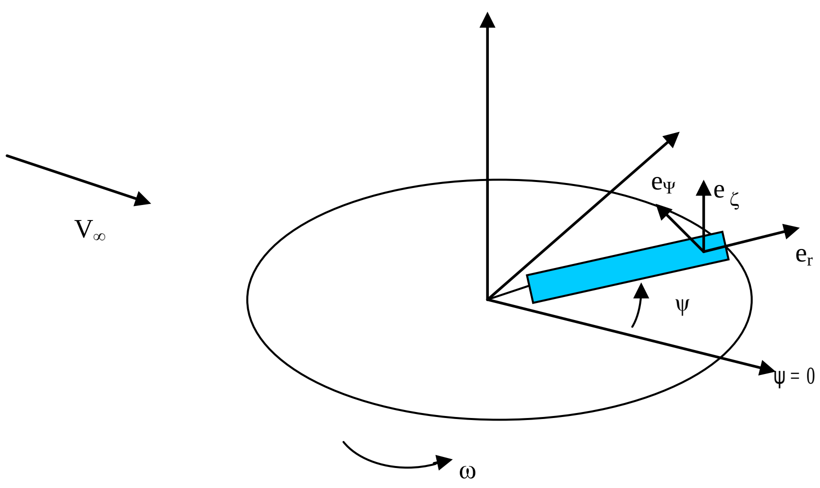
İlk yapılan dönüşümde a ve b açıları kullanılmaktadır. Bunlar sırasıyla diskin yunuslama ve yanlama açılarıdır. Eğer diskimiz askı durumundaysa a ve b açıları sıfır olacağından koordinat eksenimiz diskin merkezinde x,y ve z ile aynı doğrultuda olacaktır. Dönüşüm denklemleri aşağıda gösterilmiştir.

$$U_\xi = U_x \cos a - U_y \sin a \quad \textbf{(4.2)}$$

$$U_\eta = U_x \sin a \sin b + U_y \cos b + U_z \cos a \sin b \quad \textbf{(4.3)}$$

$$U_\zeta = U_x \sin a \cos b - U_y \sin b + U_z \cos a \cos b \quad \textbf{(4.4)}$$

İkinci dönüşüm rotor silindirik koordinatları için yapılmaktadır. r yönü pala boyunca, Ψ yönü azimuthal yönde, zeta yönü ise palaya dik gelmektedir.



Şekil 4.2: Rotor silindirik koordinat sistemi

Bu sistemdeki hız dönüşüm denklemleri aşağıdaki gibidir.

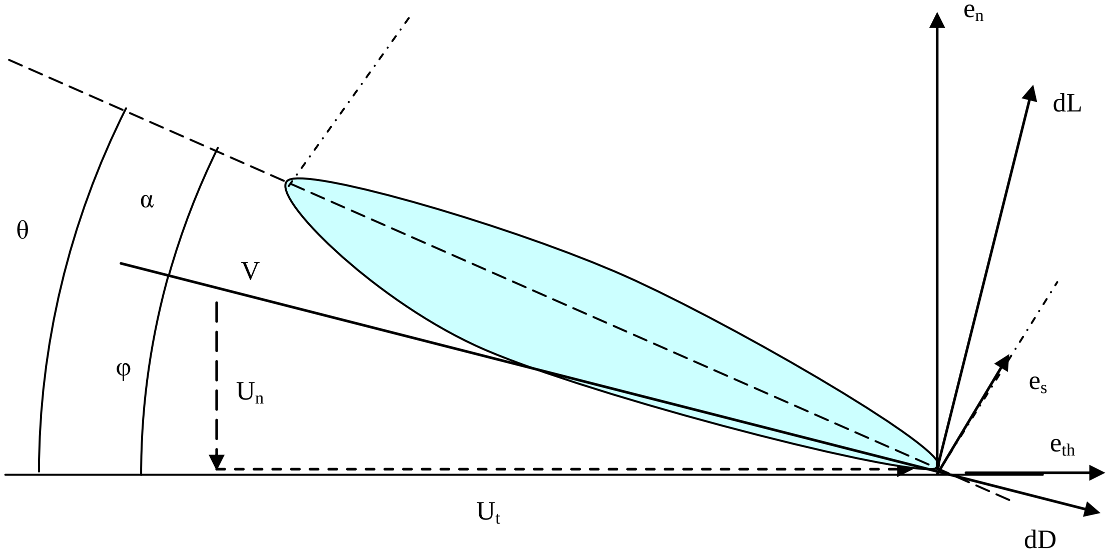
$$U_r = U_\xi \cos\psi + U_\eta \sin\psi \tag{4.5}$$

$$U_\psi = -U_\xi \sin\psi + U_\eta \cos\psi \tag{4.6}$$

$$U_{ze} = U_\zeta \tag{4.7}$$

Burada ψ rotor “azimuth” açısıdır. Diskin arkasında sıfır derecedir ve saat yönünün ters istikametinde ilerler.

Son olarak palanın koniklik açısından dolayı oluşacak yer değişikliklerini hesaba katan koordinat dönüşümü yapılır.



Şekil 4.3: Pala koordinat sistemi

Burada U_t, helikopterin ileri uçuşundan kaynaklanan hız U_{th} ve rotorun dönmesinden kaynaklanan tip hızının $V_{tip} = \Omega R$ toplamıdır. Bu koordinat sistemindeki hız dönüşümleri aşağıdaki gibidir.

$$U_n = -U_r \sin\beta_0 + U_{ze} \cos\beta_0 \tag{4.8}$$

$$U_{th} = -U_\psi \tag{4.9}$$

$$U_s = U_r \cos\beta_0 + U_{ze} \sin\beta_0 \tag{4.10}$$

Şekilde görülen açılar;

$$\theta = \theta_0 + \theta_{tw}\frac{r}{R} + \theta_{1c}\cos\psi + \theta_{1s}\sin\psi \quad \textbf{(4.11)}$$

θ_{1c} = Yanlamasına devirli (cyclic) yunuslama açısı

θ_{1s} = Boylamasına devirli (cyclic) yunuslama açısı

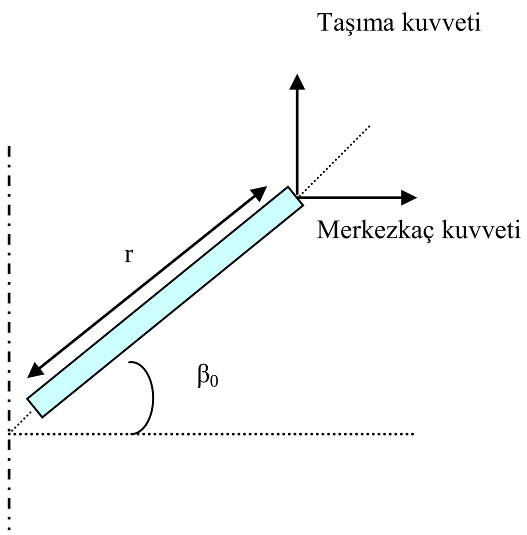
$$\varphi = a\tan(U_n)/abs(U_{th} + V_{tip}) \quad \textbf{(4.12)}$$

Buradan etkin hücum açısı

$$\alpha = \theta - \varphi \quad \textbf{(4.13)}$$

olarak bulunur.

Denklemlerde kullanılan β_0 rotor koniklik açısıdır. Aşağıdaki şekilde görülebilir:



Şekil 4.4: Rotor koniklik açısı

Üç hız bileşeni kullanılarak bulunan toplam hız büyüklüğü:

$$U_{tot} = \sqrt{(U_n)^2 + (U_{th} + V_{tip})^2 + U_s^2} \quad \textbf{(4.14)}$$

Etkin hücum açısı, dolayısıyla profil taşıma ve sürükleme katsayıları ve toplam hız bulunduktan sonra, aşağıdaki ifadeler ile taşıma ve sürükleme kuvvetleri hesaplanır.

$$L = \frac{1}{2}\rho U_{tot}^2 C_L c \Delta r \quad \textbf{(4.15)}$$

$$D = \frac{1}{2}\rho U_{tot}^{2} C_D c \Delta r \qquad \textbf{(4.16)}$$

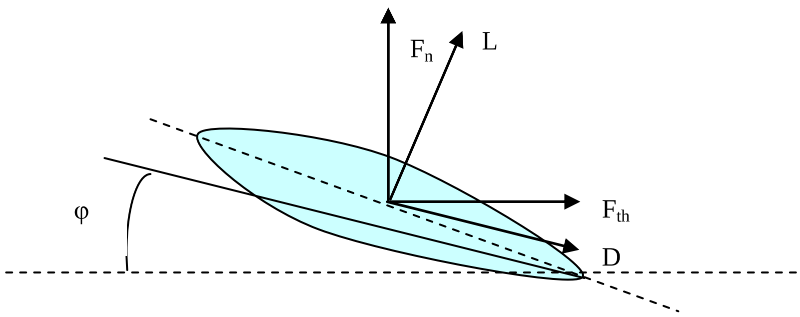
Burada C_L ve C_D bulunurken, programımızda hesaplanan hücum açısı NACA 0012'nin çeşitli hücum açılarında taşıma ve sürükleme bilgilerinin olduğu dosya ile karşılaştırılır. Elimizdeki hücum açısını içine alan açı aralığı belirlendikten sonra ilgili değerlerden enterpolasyon yapılır. Böylece uygun C_L ve C_D değerlerine ulaşılır.

Hesaplanan taşıma ve sürükleme kuvvetlerinin yardımıyla profil üzerine gelen kuvvetin bileşenleri bulunabilir:

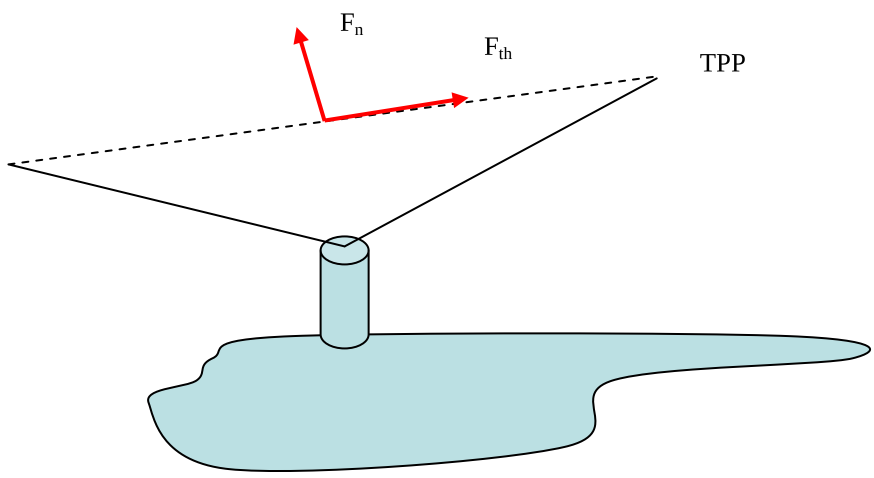
$$F_n = L\cos\varphi - D\sin\varphi \qquad \textbf{(4.17)}$$

$$F_{th} = L\sin\varphi + D\cos\varphi \qquad \textbf{(4.18)}$$

$$F_s = 0 \qquad \textbf{(4.19)}$$



Şekil 4.5: Pala üzerindeki kuvvetler



Şekil 4.6: Rotor düzlemindeki kuvvetler

Pala sisteminde hesaplanan bu kuvvetler global x-y-z sistemine aşağıdaki denklemler ile transfer edilebilir.

Rotor silindirik kutupsal koordinatlarda kuvvetler:

$$F_r = -F_n \sin \beta_0 + F_s \cos \beta_0 \quad \textbf{(4.20)}$$

$$F_\psi = -F_{th} \quad \textbf{(4.21)}$$

$$F_{ze} = F_n \cos \beta_0 + F_s \sin \beta_0 \quad \textbf{(4.22)}$$

Rotor kartezyen sistemde kuvvetler:

$$F_\xi = F_r \cos \psi - F_\psi \sin \psi \quad \textbf{(4.23)}$$

$$F_\eta = F_r \sin \psi + F_\psi \cos \psi \quad \textbf{(4.24)}$$

$$F_\zeta = F_{ze} \quad \textbf{(4.25)}$$

Global kartezyen koordinatlardaki kuvvetler:

$$F_x = F_\xi \cos a + F_\eta \sin a \sin b + F_\zeta \sin a \cos b \quad \textbf{(4.26)}$$

$$F_y = F_\eta \cos b \quad \textbf{(4.27)}$$

$$F_z = F_\xi \sin a + F_\eta \cos a \sin b + F_\zeta \cos a \cos b \quad \textbf{(4.28)}$$

Bulunan bu kuvvetler diski “azimuth” yönünde tarayarak yani çok fazla sayıda pala varmış gibi düşünülerek hesaplandığından, bir ortalama alma işlemi gerekmektedir. Aşağıdaki ifadelerde bu ortalama alma işlemini görebiliriz.

$$\overline{F}_x = F_x (n\Delta\psi / 2\pi) \quad \textbf{(4.29)}$$

$$\overline{F}_y = F_y (n\Delta\psi / 2\pi) \quad \textbf{(4.30)}$$

$$\overline{F}_z = F_z (n\Delta\psi / 2\pi) \quad \textbf{(4.31)}$$

Burada z yönündeki kuvvet $\overline{F}_z$ rotorun itki kuvveti T’ye karşılık gelmektedir.

Son olarak üç bileşeni de bulunan kuvvet, kullanılan hacme (υ) bölünerek, üç yönde momentum kaynağına ulaşılır:

$$f_x = \frac{\overline{F}_x}{\upsilon}$$

$$f_y = \frac{\overline{F}_y}{\upsilon} \qquad \textbf{(4.32-33-34)}$$

$$f_z = \frac{\overline{F}_z}{\upsilon}$$

Bu momentum kaynakları eyleyici "actuator" disk içerisindeki akışa eklenecektir, bu durumda momentum denklemine kaynak terimi olarak eklenmiş olacak ve çözüm bu şekilde yapılacaktır.

4.1.2 Trim

Programa girdiğimiz başlangıç değerleriyle ($\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s}$) ulaşmak istediğimiz taşıma katsayısını elde edemeyebiliriz. Doğru değere ulaşmak için trim yapmak mümkündür. Trim itki, x ve y momentleri için yapılmaktadır. İtki için trim ortak (collective) yunuslama açısıyla , moment trimleri ise devirli (cyclic) yunuslama açıları ile yapılmaktadır. Bu açıların birbirleriyle ilişkisi (4.11) denkleminde belirtilmişti. Trim yapma işine rotorumuzun sahip olduğu itki ve momentleri bilerek başlarız. İtki kuvveti "T" toplam z yönündeki ortalama kuvvettir. Aşağıda sırasıyla itki ve moment katsayıları verilmektedir.

$$C_T = T / \rho A V_{tip}^2 \qquad \textbf{(4.35)}$$

$$C_{Mx} = M_x / \rho A V_{tip}^2 \qquad \textbf{(4.36)}$$

$$C_{My} = M_y / \rho A V_{tip}^2 \qquad \textbf{(4.37)}$$

Burada ρ havanın yoğunluğu, $A = \pi R^2$ diskin alanıdır

Ulaşmak istediğimiz katsayılardan hesaplanan katsayıları çıkartarak aradaki farkı bulabiliriz. Ulaşmak istediğimiz katsayıyı $(\ )^0$ üst indisiyle, hesapladığımız katsayıda $(\ )^1$ üst indisiyle gösterirsek farkları aşağıdaki gibi ifade edebiliriz.

$$\Delta C_T = C_T^0 - C_T^1 \qquad \textbf{(4.38)}$$

$$\Delta C_{Mx} = C_{Mx}^0 - C_{Mx}^1 \qquad \textbf{(4.39)}$$

$$\Delta C_{My} = C_{My}^0 - C_{My}^1 \qquad \textbf{(4.40)}$$

İkinci adım bulunan katsayı farklarından açı farklarına geçmektir. Farklar arasındaki ilişki aşağıda görülmektedir. Denklemler Newton-Raphson iteratif yöntemiyle elde edilmektedir[13].

$$\begin{Bmatrix} \Delta\theta_0 \\ \Delta\theta_{1c} \\ \Delta\theta_{1s} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \partial C_T / \partial\theta_0 & \partial C_T / \partial\theta_{1c} & \partial C_T / \partial\theta_{1s} \\ \partial C_{Mx} / \partial\theta_0 & \partial C_{Mx} / \partial\theta_{1c} & \partial C_{Mx} / \partial\theta_{1s} \\ \partial C_{My} / \partial\theta_0 & \partial C_{My} / \partial\theta_{1c} & \partial C_{My} / \partial\theta_{1s} \end{bmatrix}^{-1} \begin{Bmatrix} \Delta C_T \\ \Delta C_{Mz} \\ \Delta C_{My} \end{Bmatrix} \qquad \textbf{(4.41)}$$

Bu çalışmada ortak (collective) yunuslama açısına göre trim yapılmıştır. Yani C_T katsayısından faydalanılarak $\Delta\theta_0$ hesaplanır θ_{1c} θ_{1s} açıları da kullanılmadığından yukarıdaki formül oldukça basit hale gelir.

$$\Delta\theta_0 = \frac{\partial\theta_0}{\partial C_T}\Delta C_T \qquad \textbf{(4.42)}$$

C_T yi θ_0 a bağlı olarak aşağıdaki gibi yazabiliriz [14].

$$C_T = \frac{\sigma a}{2}\left[\frac{\theta_0}{3}\left\{1 + \frac{3}{2}\mu^2\right\} + \frac{\theta_{tw}}{4}\left\{1 + \mu^2\right\} + \mu\frac{\theta_{1s}|_{TPP}}{2} - \frac{\lambda_{TPP}}{2}\right] \qquad \textbf{(4.43)}$$

Burada

a = taşıma eğrisi eğimi ≅ 2π

σ = katılık = pala alanı /disk alanı = bc / πR

b = pala sayısı

c = profilin veter uzunluğu

R= Diskin yarıçapı

μ = ileri uçuş oranı = V_∞/V_{tip}

λ= Rotor akış (inflow) oranı = ν/V_{tip} (ν; rotordan indüklenen hız)

Bu denklemin θ_0 a göre türevini, μ=0 askı durumuna göre, alırsak ve a yerine de 2π yazarsak

$$\partial C_T / \partial\theta_0 = \sigma\pi/3 \qquad \textbf{(4.44)}$$

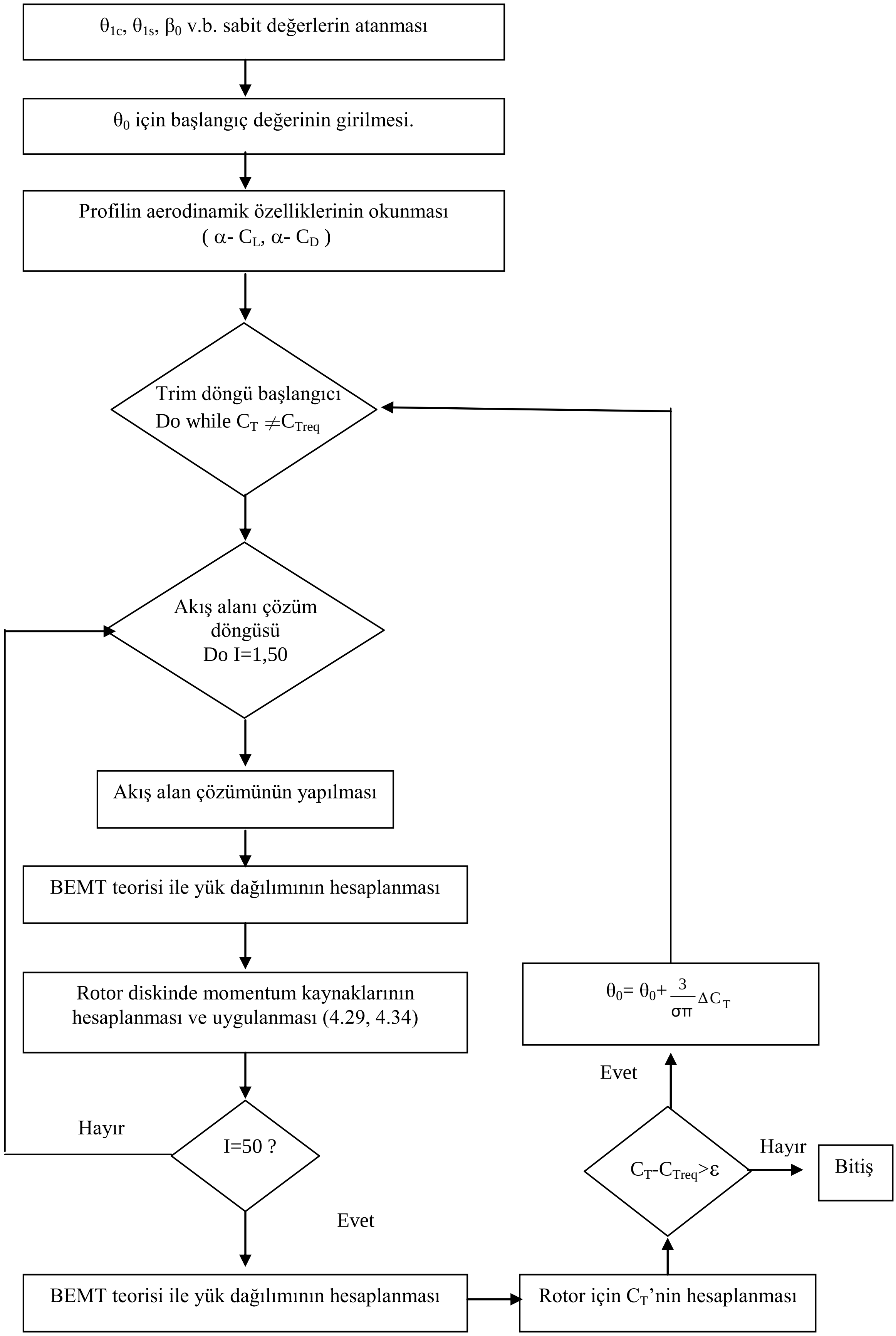
olacaktır.

Bu durumda başlangıç açımıza trim yapmak için ekleyeceğimiz yeni açının formülü aşağıdaki gibi olacaktır.

$$\Delta\theta_0 = \frac{3}{\sigma\pi}\Delta C_T \qquad \textbf{(4.45)}$$

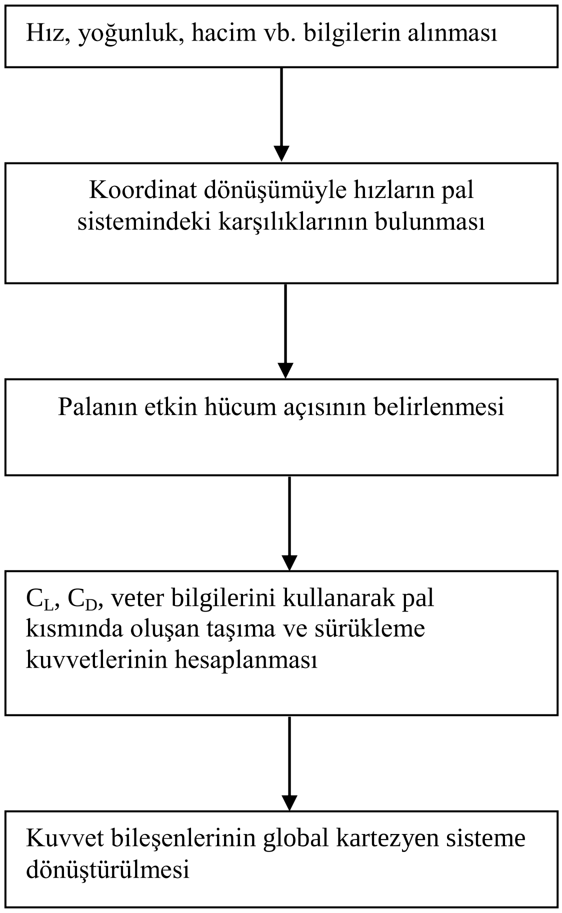
4.1.3 Program akış diagramı

Hasaplamalarda kullanılan program kodunun akış diagramı aşağıda görülebilir.



Şekil 4.7: Hesaplamalarda kullanılan kodun akış diagramı

Yukarıda verilen akış şemasındaki, “BEMT teorisi ile yük dağılımının hesaplanması” adımının ayrıntılı akış diagramı ise aşağıdadır.

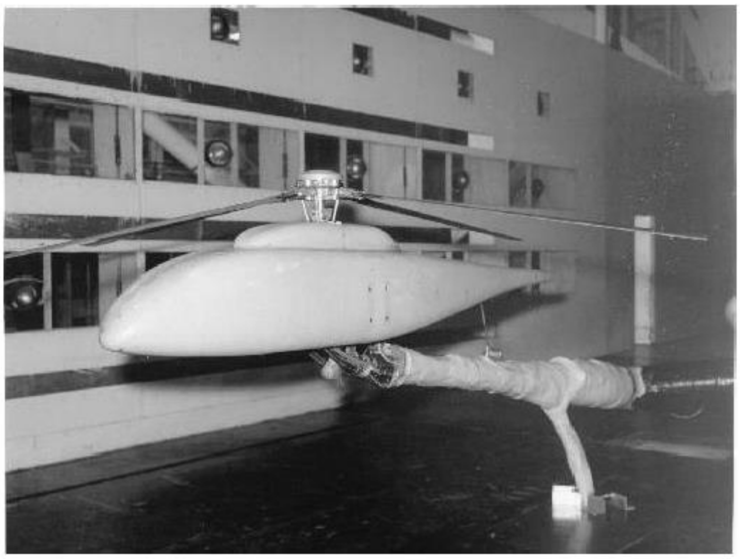


Şekil 4.8: Yük dağılımı hesabı akış diagramı

5. SONUÇLAR

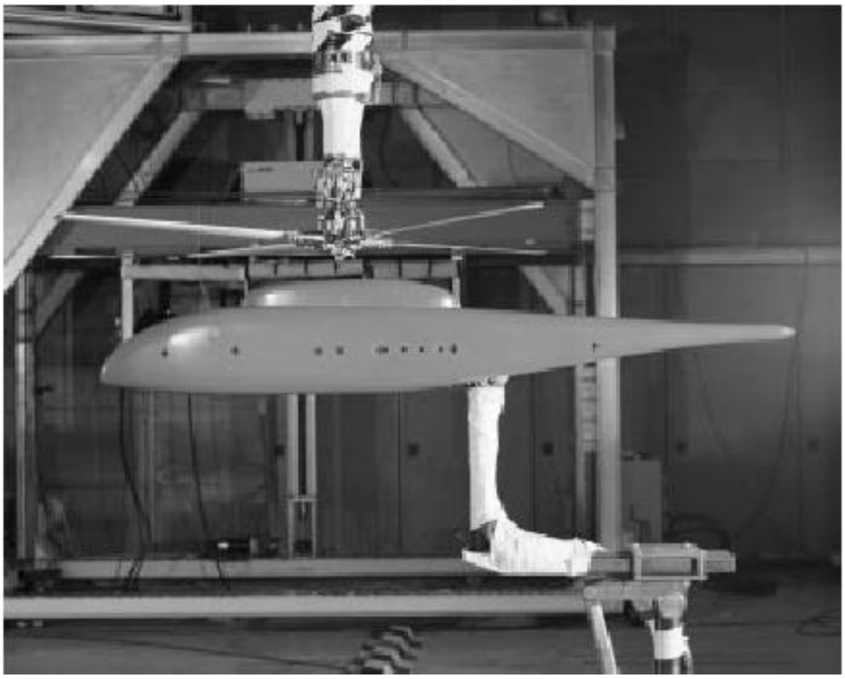
5.1 Kullanılan Deney Düzenekleri

Hesaplamalı yöntem ile elde edilen sonuçlar, deneyden elde edilen sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Bu çalışmada kullanılan deneyler başka referanslarda etraflıca anlatılmıştır[15,16]. Kullanılan iki deney bu bölümde kısaca özetlenecektir. Deneyde helikopter gövdesi olarak, şekli analitik olarak ifade edilebilen ROBIN (ROtor Body INteraction)(EK.A) kullanılmıştır. Kullanılan rotor sistemi ise dört tane dikdörtgen paladan oluşmaktadır. Palalarda kullanılan profil NACA 0012'dir. Deneylerin her ikisi de Langley Araştırma Merkezi'ndeki 4.2 x 6.7 metrelik ses-altı tünelinde yapılmıştır. Birinci deneyde[16] lazer ile hız ölçümü yapılmıştır. Rotor düzleminden bir pala veteri kadar yukarıdaki düzlemde indüklenen rotor akış ölçümleri yapılmıştır. Bu deneyde rotor ve gövde ayrı ayrı değillerdir. Rotoru döndüren sistem gövdenin içindedir. Deney düzeneği aşağıdaki şekilde görülebilir. Bu çalışmada kullanılan rotor akış değerleri bu deneyden elde edilmiş değerlerdir.



Şekil 5.1: Birinci deney düzeneği[16]

İkinci deneyde[15] rotor tavana monte edilmişken, helikopter gövdesi ise rotordan bağımsız olarak tabana monte edilmiştir. Gövde üzerinde statik basınç ölçümü yapabilmek için boylamasına dört istasyonda basınç delikleri açılmış ve ölçümler yapılmıştır. Bazı üretim ve birleştirme problemleri rotor ve gövdenin aynı hizada olmasını engellemiştir. Bunun sonucunda rotor şaft merkezi gövde simetri düzleminin 5 cm sağ tarafına kaymıştır. Bu çalışmada kullanılan gövde üzerindeki basınç değerleri bu deneyden elde edilmiş değerlerdir. Deney düzeneği ve kullanılan model aşağıda görülebilir.



Şekil 5.2: İkinci deney düzeneği[15]

Bu ölçümler sırasında rotor sistemi ve gövde için kullanılan çeşitli parametreler aşağıda Tablo 5.1'de görülebilir.

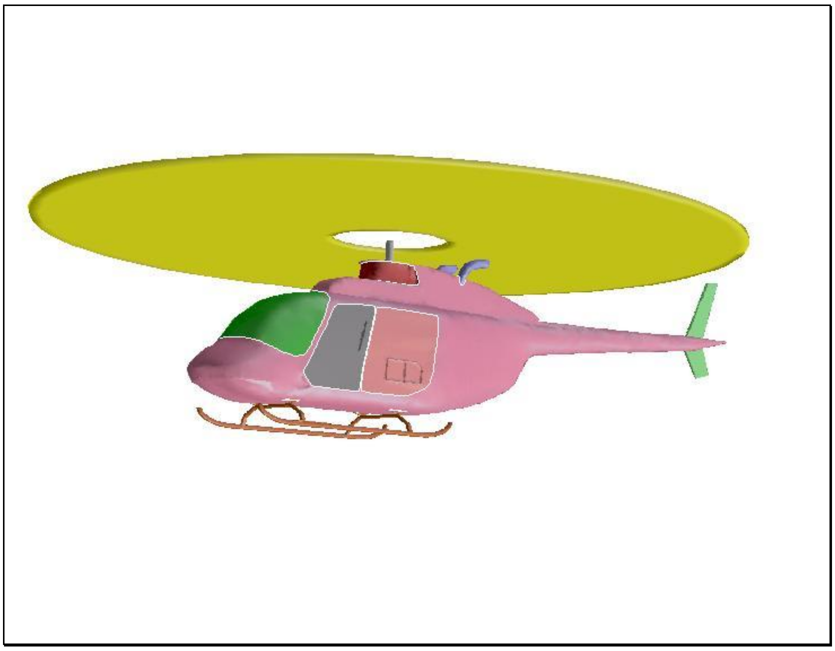
Tablo 5.1: Deneylerde kullanılan parametreler.

	Deney 1	Deney 2
Helikopterin Boyu	2 m	2 m
Rotor yarıçapı	0.86055 m	0.86055 m
Cut out	% 24	% 24
Profil	Naca 0012	Naca 0012
Veter	0.066 m	0.066 m
θ_{twist}	-8 deg	-8 deg
β_0	1.5 deg	1.5 deg
Ω	221.2 rad/s	209.34 rad/s
C_T	0.00643	0.00643
μ	0.15	0.15
α_{rotor}	-3 deg	-3 deg
θ_0 (0.75R)	9.37 deg	10.3 deg
θ_{1c}	-1.11 deg	-2.7 deg
θ_{1s}	3.23 deg	2.4 deg
V_∞	28.5 m/s	27 m/s
V_{tip}	190 m/s	180 m/s

5.2 Askı Hali Analizi

5.2.1 Sayısal model, çözüm ve sınır şartları

Bu çalışmada ilk olarak hazır bir model üzerinde çalışılmıştır. Bu model Fluent Inc. tarafından gerçek boyutlarında tasarlanan Bell 206 helikopteridir. Aşağıdaki şekilde bu model görülmektedir.



Şekil 5.3: Bell 206 modeli

Bu model askı durumu düşünülerek çözülmüştür. Bu çözümde ileri uçuş hızı ve ileri uçuş durumunda ortaya çıkan yanlamasına ve boylamasına yunuslama açıları θ_{1c} ve θ_{1s} kullanılmamıştır. Karşılaştırma için bir deney bulunmadığından bu sonuçlar BEMT (Birleşik Pala Eleman-Momentum Teorisi) yöntemiyle karşılaştırılmıştır. Aşağıdaki tabloda helikopterin özellikleri ve çözüm şartları verilmiştir.

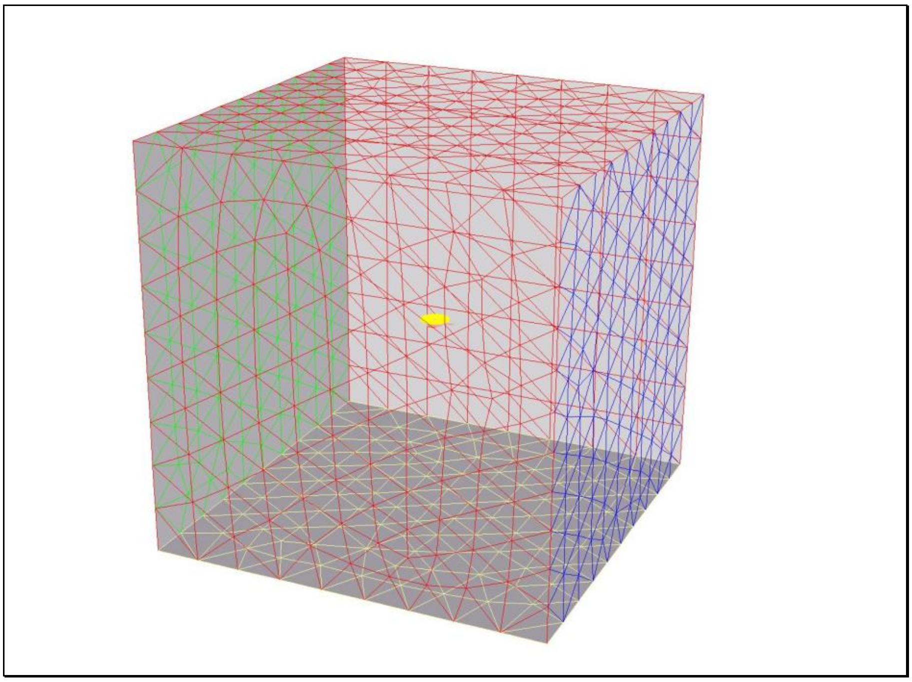
Tablo 5.2: Bell 206 modelinin özellikleri ve çözüm şartları

Helikopterin Boyu	16.8 m
Rotor yarıçapı	8.1343 m
Cut out	% 16.4
Profil	Naca 0012
Veter	0.42
θ_{twist}	-8 deg
β_0	0 deg
Ω	23 rad/s
V_{tip}	187 m/s
C_T	0.005668

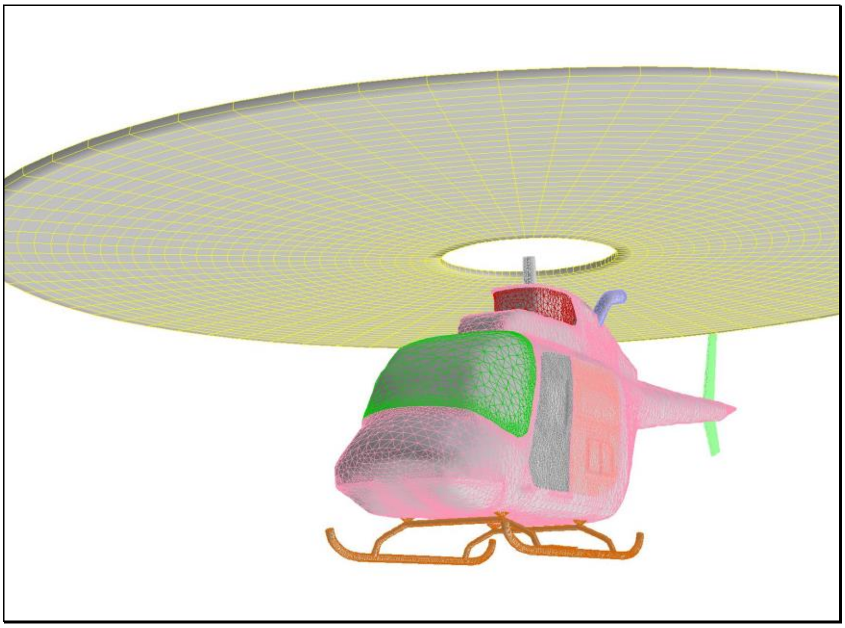
Çözüm alanı, bir boyutu 230 m olan küpün ortasına helikopterin yerleştirilmesiyle oluşturulmuştur. Helikopterin gövdesi üçgen elemanlarla, rotor ise karesel elemanlarla sonlu hacimlere bölünmüştür. Aşağıdaki tablo tüm çözüm alanındaki sayısal çözüm ağı bilgisini içermektedir. Şekillerde ise çözüm ağları görülmektedir.

Tablo 5.3: Bell 206 modeli için sayısal çözüm ağı bilgisi

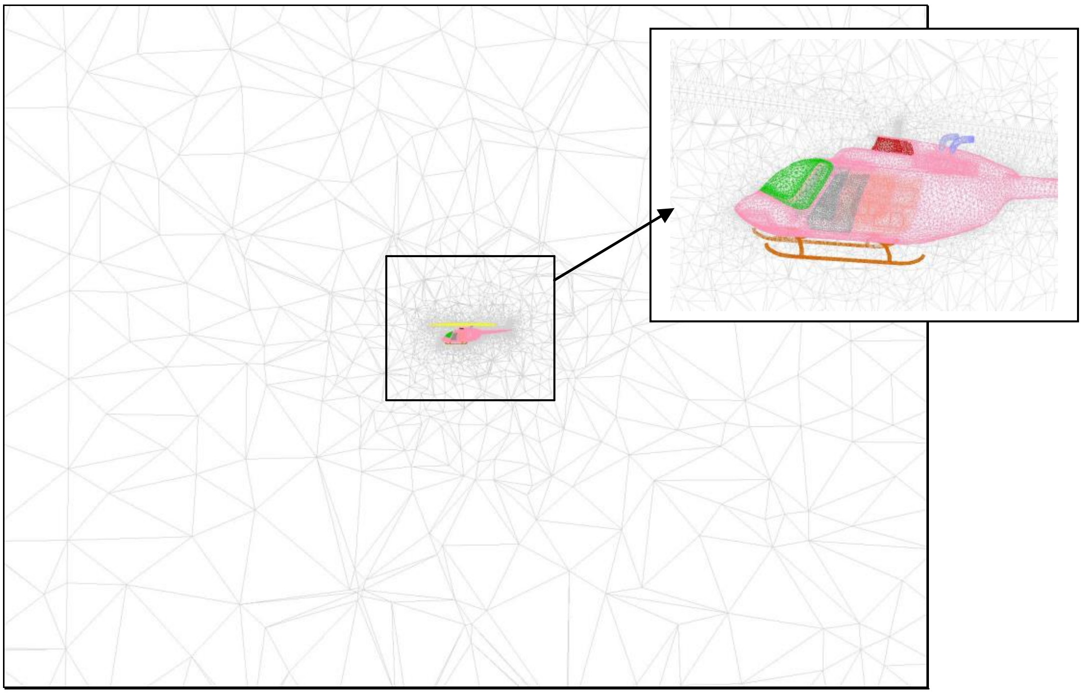
	Gövde	**Rotor**	**Tüm Ağ**
Hücreler		2160	357082
Yüzeyler	44640		741472
Düğümler			73867



Şekil 5.4: Tüm çözüm ağı

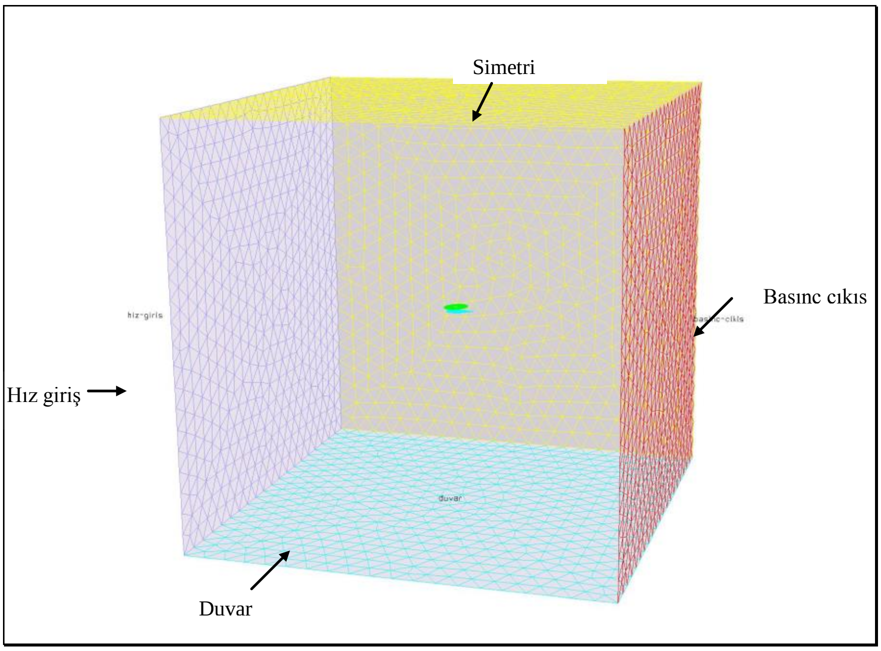


Şekil 5.5: Bell 206 gövde ve rotor çözüm ağı



Şekil 5.6: Bell 206 için çözüm ağının y = 0 düzleminden görünüşü

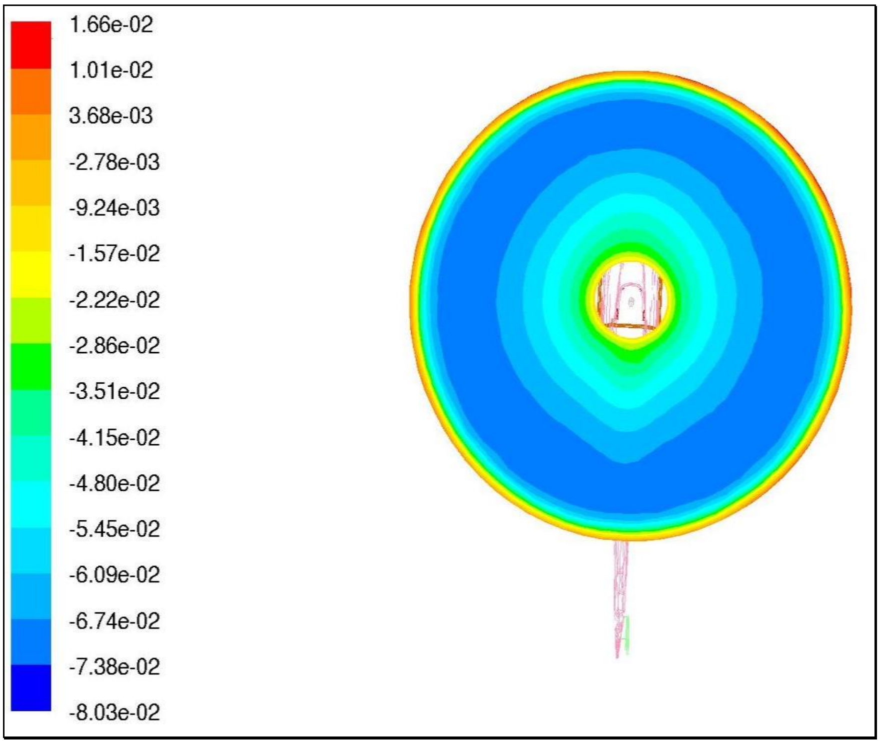
Tüm modellerde aynı sınır şartları uygulanmıştır. Helikopterin önünde hız-giriş şartı, arkasında basınç-çıkış şartı, yanlarda ve üstte simetri, tabanda duvar şartı ve bu çalışmanın da konusu olan momentum kaynağı şartı rotorun iç hacmine akışkan özelliği olarak verilmiştir. x, y ve z yönündeki momentum kaynakları buradan çözüme eklenmektedir. Bu konunun ayrıntıları eyleyici disk bölümünde anlatılmaktadır. Aşağıdaki şekilde sınır şartları gösterilmektedir.



Şekil 5.7: Sınır Şartları

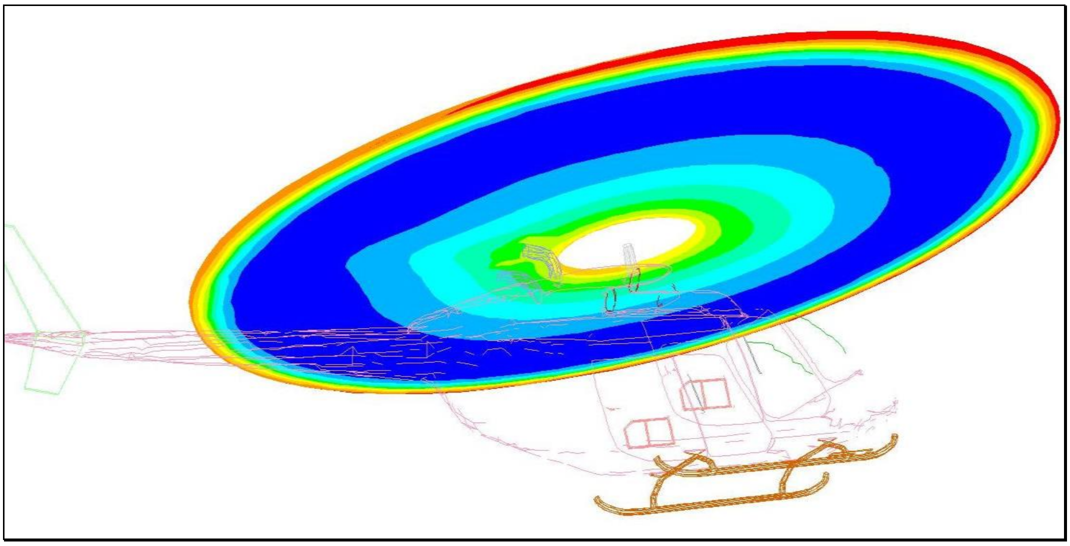
5.2.2 Sonuçlar ve BEMT karşılaştırması

Askı durumunda ileri doğru bir uçuş olmadığından giriş hızı sıfır olarak alınmıştır. Çözüm başlatılırken “-z” yönünde 1 m/s hız verilmiştir. Rotor üzerinde elde edilen rotor akışı değerleri aşağıdaki şekillerde görülmektedir.



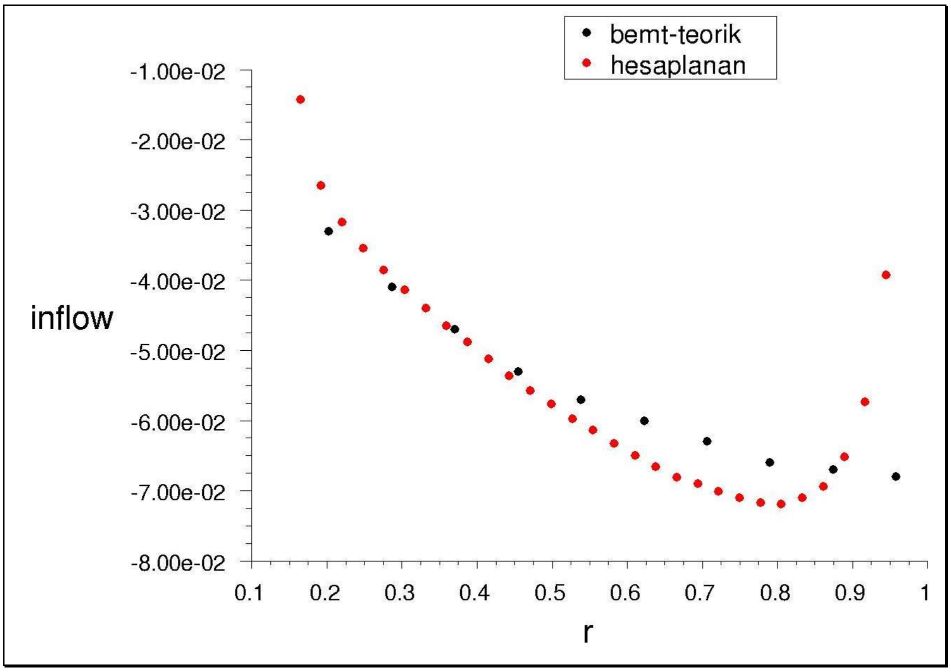
Şekil 5.8: Bell 206 için rotor akış konturları

Askı durumu için verilen yukarıdaki şekilde. Helikopterin kuyruk kısmının rotor akışına dağılımına etkisi açıkça görülmektedir. Aşağıdaki şekilde ise bu etki daha yakından görülebilir.



Şekil 5.9: Bell 206 için rotor akış konturları (farklı açı)

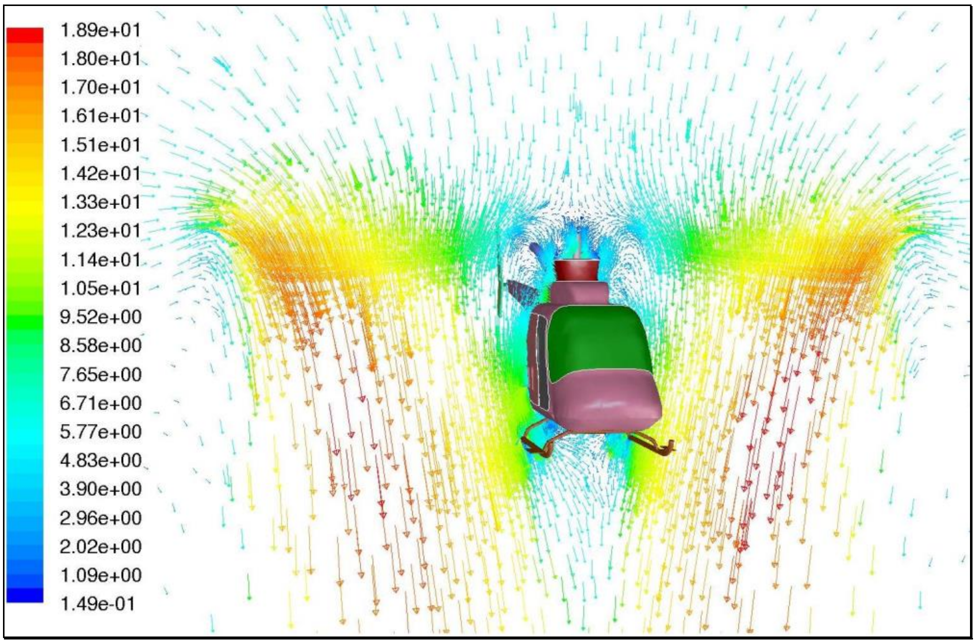
Yukarıdaki resimde rotor diskine alttan bakılmakta ve helikopter geometrisi daha ayrıntılı ve yakından görülmektedir. Şekilden de görüleceği gibi diskin hemen altında kalan iki adet egzoz borusunun etkisi rotor akış dağılımında çok açık bir şekilde görülmektedir. Bu rotor akış değerlerinin BEMT ile karşılaştırıldığı grafik aşağıdadır.



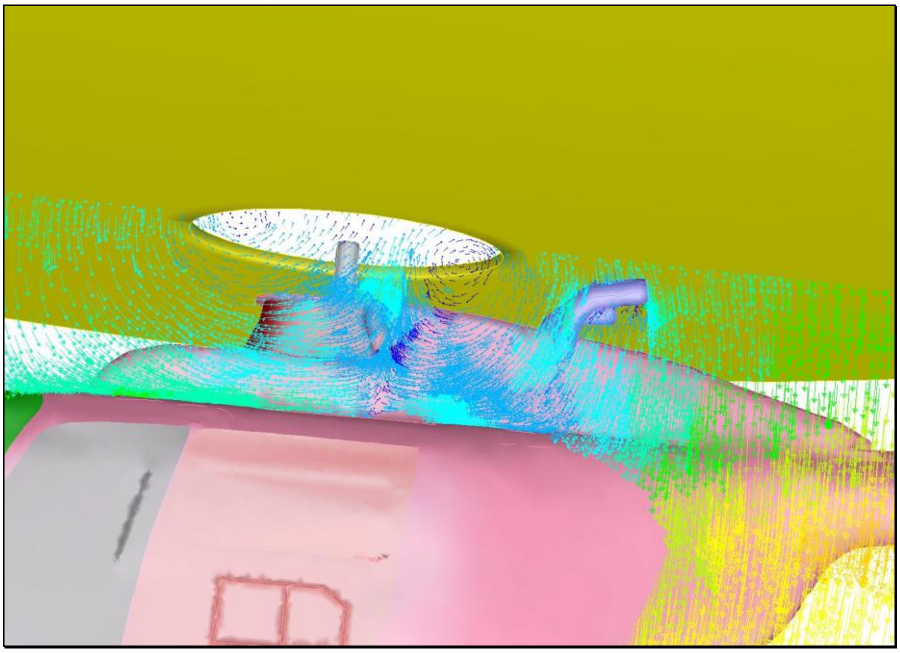
Şekil 5.10: Bell 206 rotor akış sonuçlarının teori ile karşılaştırılması

BEMT teorisinde gövde etkisi hesaba katılmadığından ve çözüm metotlarının farklı olmasından grafikte görülen sapmanın makul olduğu kabul edilmiştir. Şekil 5.8 ve

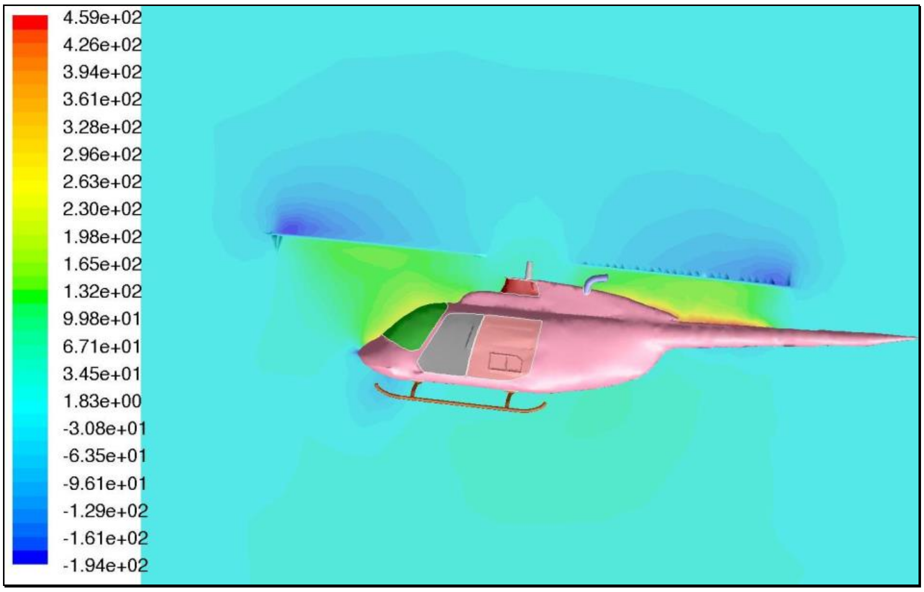
5.9’da da konturların gövde geometrisinden oldukça etkilendiği görülmektedir. Aşağıdaki şekiller de askı durumunu iyi bir şekilde betimlemektedir.



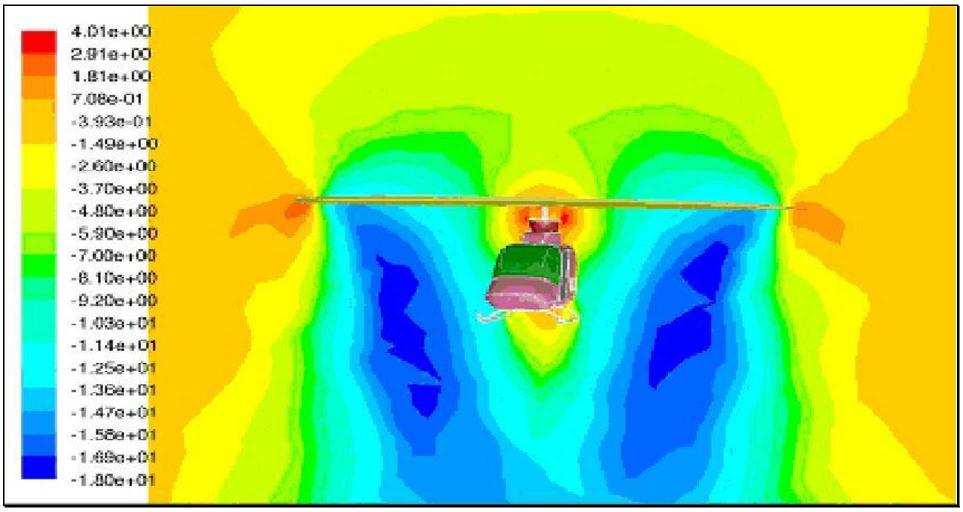
Şekil 5.11: Bell 206 etrafındaki hız vektörleri



Şekil 5.12: Bell 206 etrafındaki hız vektörleri yakın görünüş



Şekil 5.13: y = 0 düzleminde için statik basınç konturları



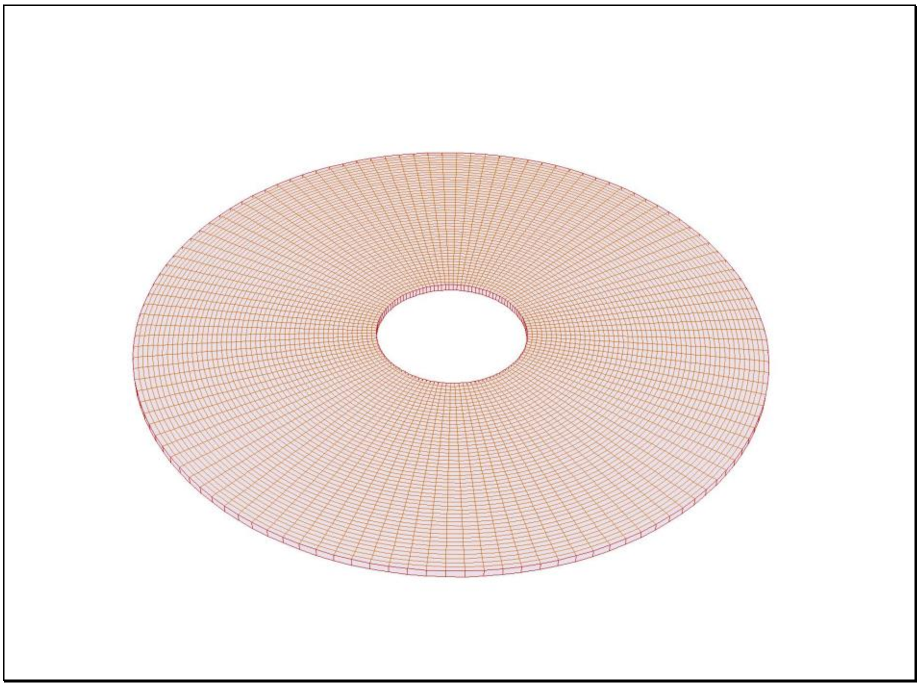
Şekil 5.14: x = 0 düzleminde z yönünde hız konturları

5.3 İzole Rotor Analizi

5.3.1 Sayısal model, çözüm ve sınır şartları

Bu çalışma, hem gövde etkisi olmayınca ne olacağını görmek hem de daha çabuk çözüme ulaşılabileceğinden, çözüm hakkında genel bir fikir kazanmak açısından faydalıdır. Yapılan bu çalışma sonucunda rotor akış alanı ilk deney ile karşılaştırılacaktır, bu deneyin çözüm şartları tablo 5.1'de verilmiştir.

Çözüm ağı oluşturulurken bir önceki bölümde eyleyici disk olarak anlatılan rotor, 0.86055 m yarıçapında, aşağıdaki şekilde de görüldüğü gibi, ince bir hacim olarak modellenmiştir.



Şekil 5.15: Momentum kaynağının uygulandığı rotor hacmi

Rotor hacmi r yönünde 50 parçaya azimuthal yönde ise 3 derecelik parçalara bölünmüştür. Dikey yönde ise tek hücre vardır. Rotor hacminin 30 m'lik bir küpün ortasına konulmasıyla tüm çözüm hacmi oluşturulmuştur. Rotor üzerindeki karesel elemanlar piramit elemanlarla çözüm hacmine katılmış, tetra elemanlarla çözüm ağı oluşturulmuştur.Aşağıdaki tabloda çözüm ağına ilişkin bilgiler mevcuttur.

Tablo 5.4: İzole Rotor için çözüm ağı bilgisi

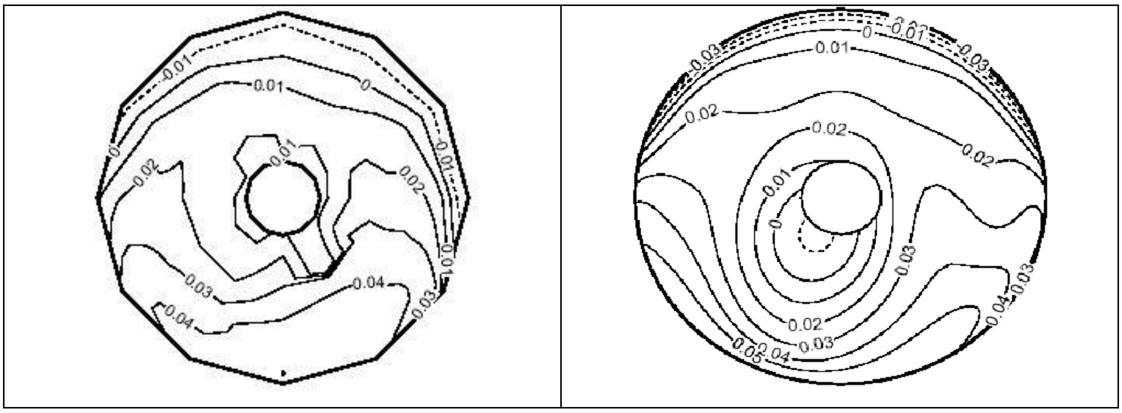
	Rotor	Tüm Ağ
Hücreler	6000	201847
Yüzeyler		417330
Düğümler		41402

Problemin sınır şartları askı halinde anlatıldığı gibidir. Yalnız gövde olmadığından rotora yakın olan duvar etkisi ortadan kalkmıştır. Hız-giriş şartı ileri uçuş yönünde sabit bir hız değeri girilerek verilmiştir ve yine basınç-çıkış şartı olarak da sabit bir basınç değeri verilmiştir.

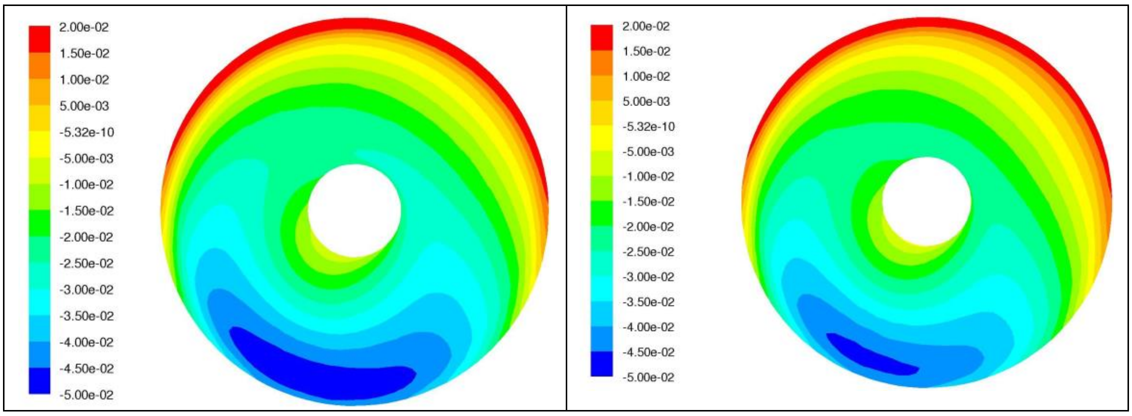
5.3.2 Sonuçlar ve deney ile karşılaştırma

İzole rotor çözümünde gövde modele dahil olmadığından çözüm ağını oluşturmak hem basitleşmiş hem de çözüm ağının yükü hafiflemiştir. Bu sebepten, sonuçlarda gövdeli modellere nazaran daha hızlı yakınsamıştır. Sonuçlar deneydeki rotor akışı sonuçlarıyla karşılaştırıldığında, deneydeki sonuçların gövdeli olmasına rağmen, elde edilen sonuçların gerçeğine yakın olduğu görülmüştür. Bu durumda izole rotor çözümü hızlı bir şekilde rotor akışı hakkında genel bir görüş edinmek açısından yararlıdır diyebiliriz.

İzole rotor sonuçları ilk deneyle ve Boyd'un aynı çözüm şartlarıyla yapmış olduğu sayısal çalışma ile karşılaştırılmıştır. Aşağıdaki şekillerde rotor akış oranı, rotordan aşağıya indüklenen hızın rotor uç hızına oranı, konturları görülmektedir. Aşağıda görülen sonuçlar trimsiz ve trimli olmak üzere iki şekilde verilmiştir. Trimsiz sonuçlarda çözümün başlangıcında verilen ortak yunuslama açısıyla rotorun sahip olduğu itki kuvvetine ulaşılamamıştır. Bu nedenle ortak yunuslama açısı istenilen itki kuvvetine ulaşacak yönde değiştirilerek trim yapılmıştır. Bu şekilde elde edilen sonuçlar daha doğru olacaktır. Aşağıdaki şekillerde de trim yapılmış sonuçların deney verilerine daha yakın olduğu görülmektedir.

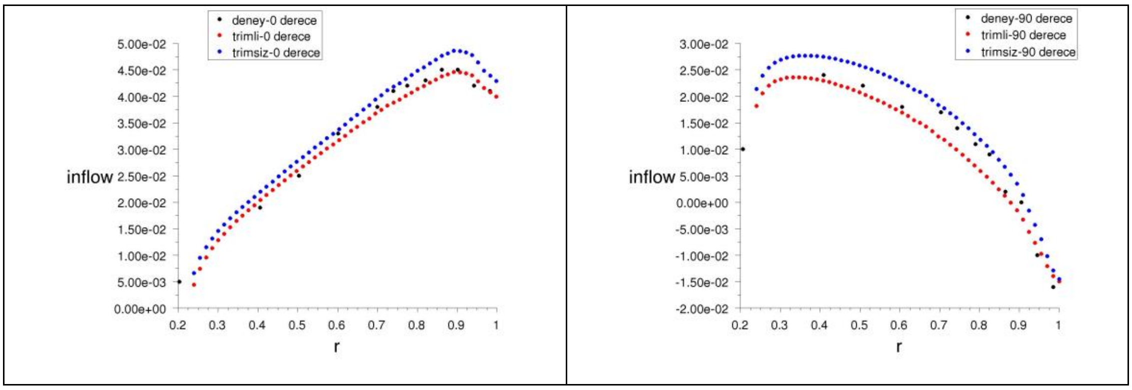


Şekil 5.16: Deney[16] ve Boyd'un [13] rotor akış konturları

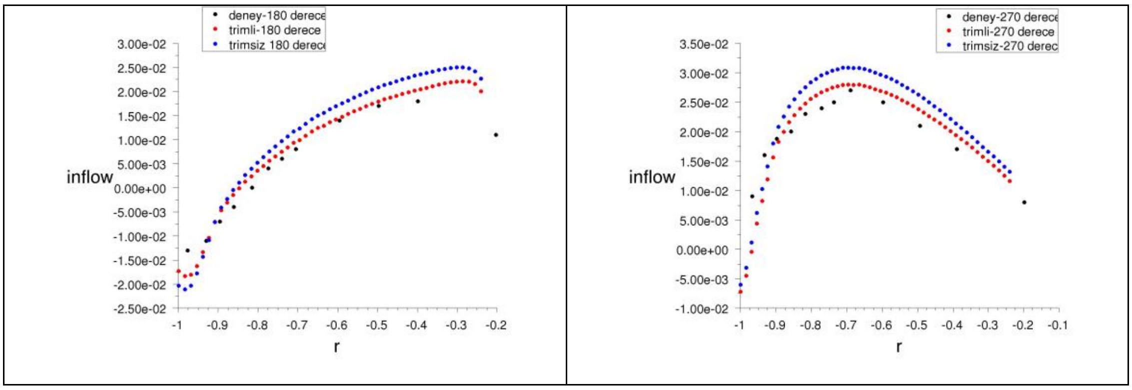


Şekil 5.17: İzole rotor akış konturları trimsiz ve trimli çözüm

Diğer bir karşılaştırma palanın arka tarafta 0 derece, ilerleyen tarafta 90 derece, ön tarafta 180 derece ve gerileyen tarafta 270 derecedeki konumlarında rotor akışının pala boyunca nasıl değiştiğini göstermektedir. Trimli ve trimsiz sonuçlar deney ile karşılaştırılmıştır. Grafikler aşağıda gösterilmektedir.



Şekil 5.18: İzole rotor için 0 ve 90 derecedeki rotor akış değerleri



Şekil 5.19: İzole rotor için 180 ve 270 derecedeki rotor akış değerleri

5.4 Rotor/Gövde Analizi: Rotor Akışı

5.4.1 Sayısal model, çözüm ve sınır şartları

Bu model kullandığımız birinci deney sistemine göre tasarlanmıştır. İki ayrı deney kullanmamızın sebebi ilk deneyde üzerindeki rotor akış değerlerini, ikinci deneyde ise gövde üzerindeki basınç dağılımını kullanabilmemizdir. Bu çalışmada asıl amaç rotoru doğru çözebilmek olduğu için bu model üzerinde yapılan çalışmalar daha önemlidir.Bu modelde de diğer modelde olduğu gibi ROBIN gövdesi ve 0.86055 m yarıçapında rotor kullanılmıştır. Diğer modelden farkı rotorun hub merkezinde olmasıdır.

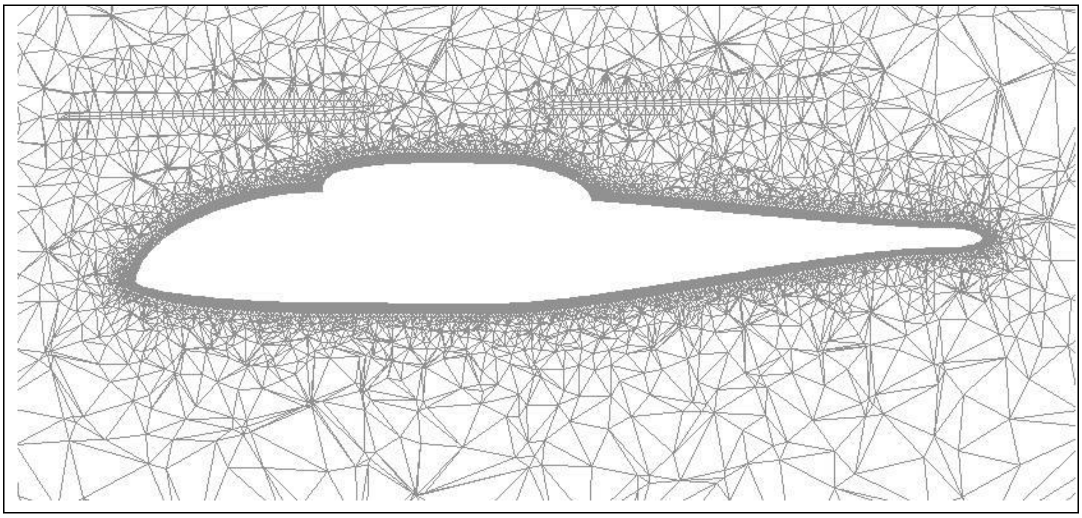
Bu modelde ileri uçuş durumu incelenmiş elde edilen sonuçlarla birinci deneyden alınan rotor akış değerleri karşılaştırılmıştır. Bu çalışmada ilk deneyden alarak kullandığımız çözüm şartları Tablo 5.1'de görülebilir.

Çözüm ağı, ROBIN gövdesi ve rotorun 30 m'lik bir küpün ortasına yerleştirilmesiyle oluşturulmuştur. Çözüm ağı oluşturma işlemi Gambit ve Tgrid programları ile gerçekleştirilmiştir. Gambit programında, tüm yüzeylerin çözüm ağı yapıldıktan sonra Tgrid programında hacim elemanları oluşturulmuştur. ROBIN gövdesi üçgen elemanlarla, rotor ise karesel elemanlarla bölünmüştür. Rotor r yönünde 30 bölüme, azimuthal yönde ise 5 derecelik bölümlere ayrılmıştır. Gövdenin üzerine prizma elemanlarla 10 kat sınır tabaka konulmuştur. Rotor üzerindeki karesel elemanlar piramit elemanlarla yapısal olmayan çözüm alanına geçiş yapmıştır. Çözüm ağı bilgisi aşağıdaki tabloda verilmiştir.

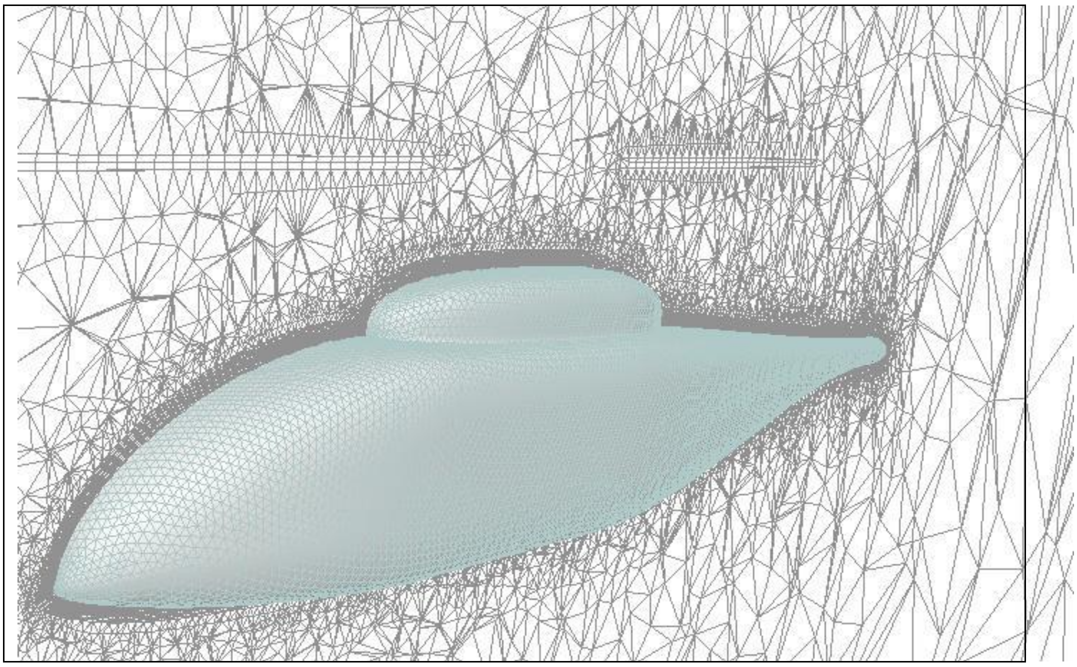
Tablo 5.5: Rotor/gövde için çözüm ağı bilgisi

	Gövde	Rotor	Tüm Ağ
Hücreler		2160	749432
Yüzeyler	30304		1748391
Düğümler			288112

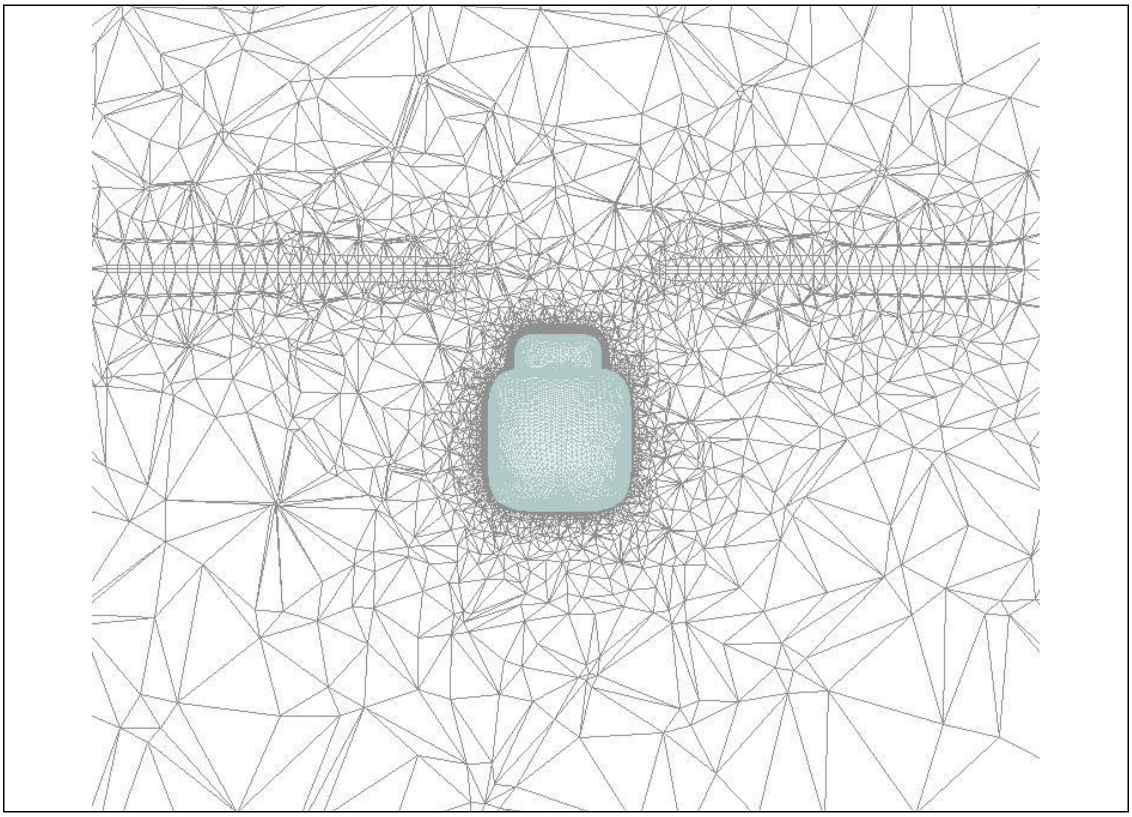
Oluşturulan çözüm ağının bazı görüntüleri aşağıdadır.



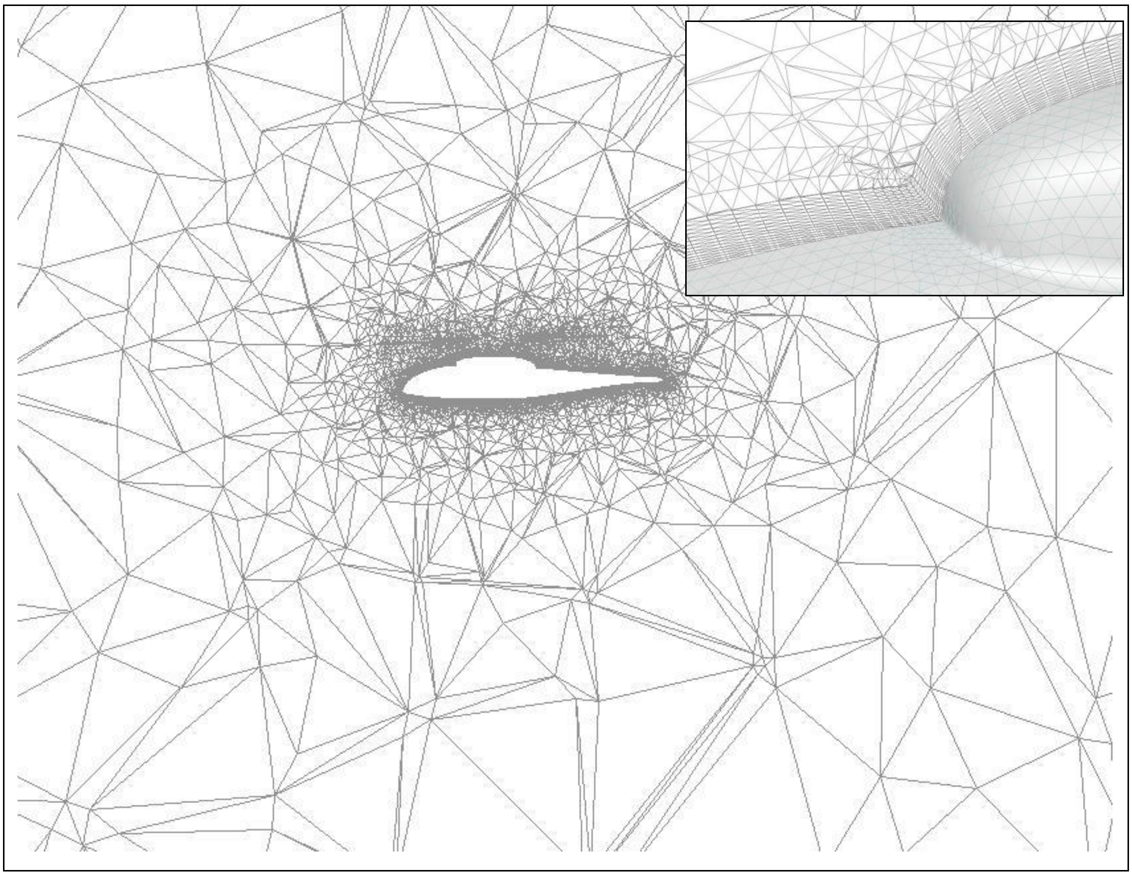
Şekil 5.20: rotor/gövde modelinin y = 0 düzleminde çözüm ağı



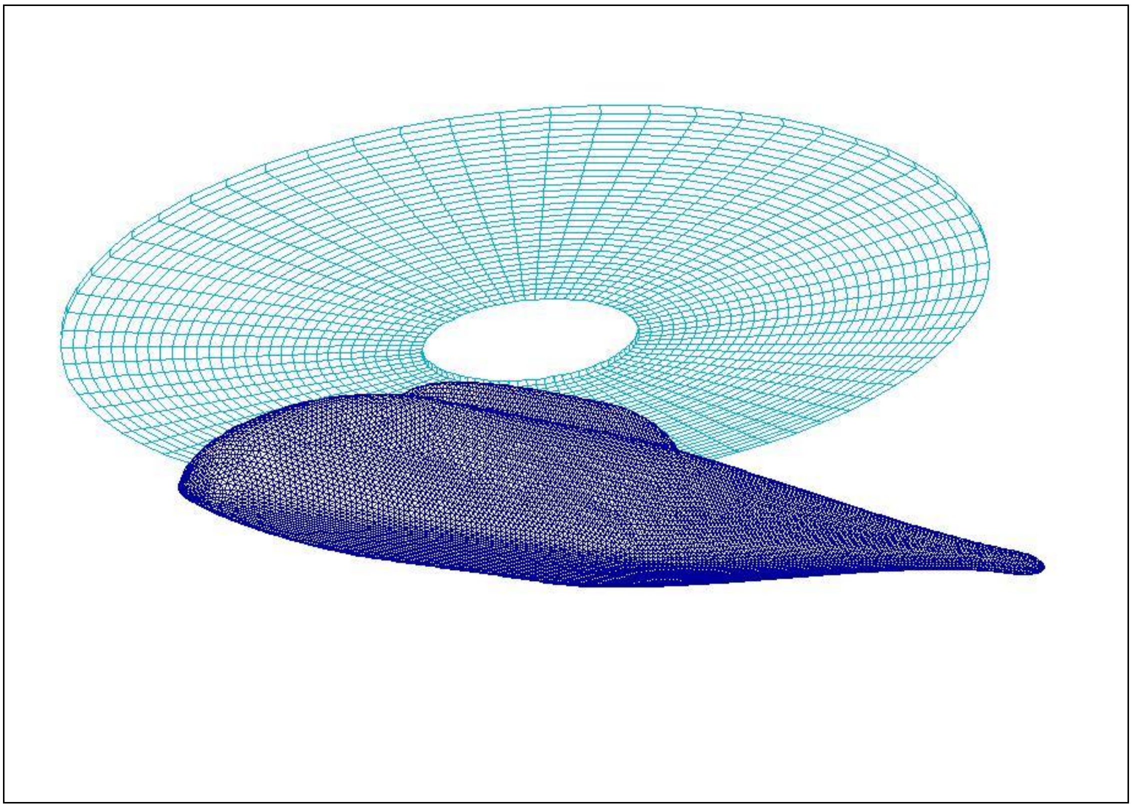
Şekil 5.21: y = 0 düzleminden gövdeli çözüm ağının görünüşü



Şekil 5.22: x = 0 düzleminden gövdeli çözüm ağının görünüşü



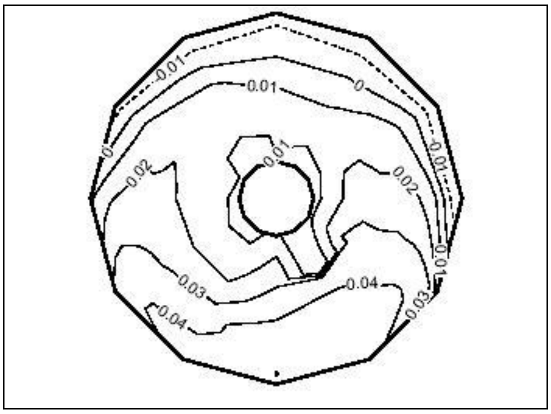
Şekil 5.23: y = 0 düzlemine uzaktan bakış ve gövde üzerindeki sınır tabakanın yakından görünüşü



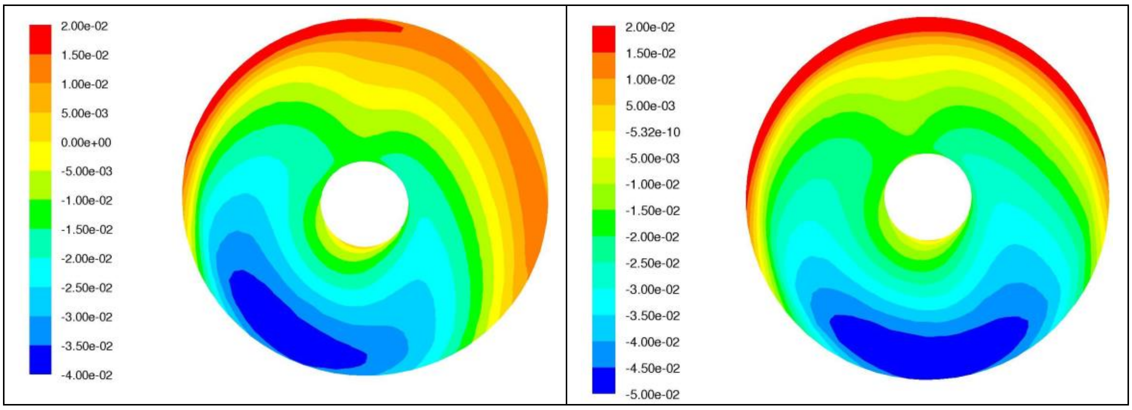
Şekil 5.24: Gövde ve rotor üzerindeki çözüm ağının görünüşü

5.4.2 Sonuçlar ve deney ile karşılaştırma

Aşağıdaki şekillerde rotor üzerindeki akış oranı (vi/Vtip) deney ve sayısal bir çalışma olan Boyd'un sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır. Gövde/rotor etkileşiminin incelendiği bu çalışmada da sonuçların iyileştirilmesi için trim yapılmıştır. İlk olarak aşağıda rotor üzerinde görülen akış oranı için dağılımı deneyden alınan ve bizim elde ettiğimiz konturlar karşılaştırılmaktadır.

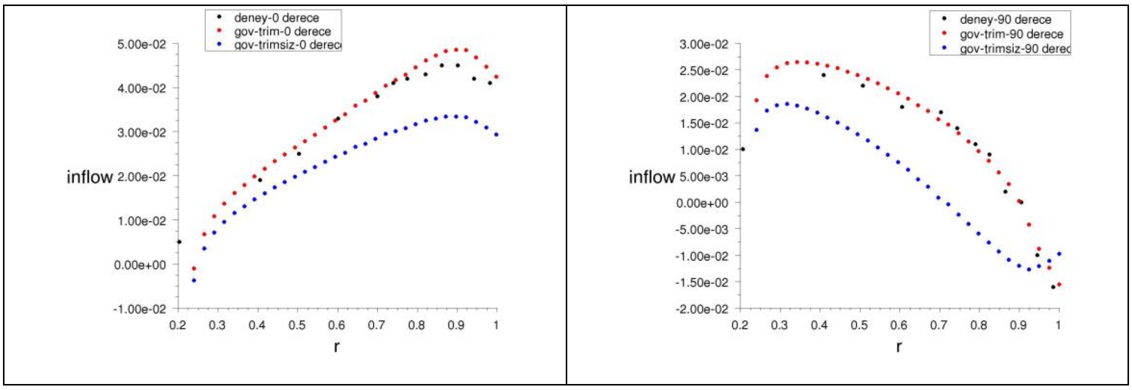


Şekil 5.25: Deney[16] rotor akış oranı konturları

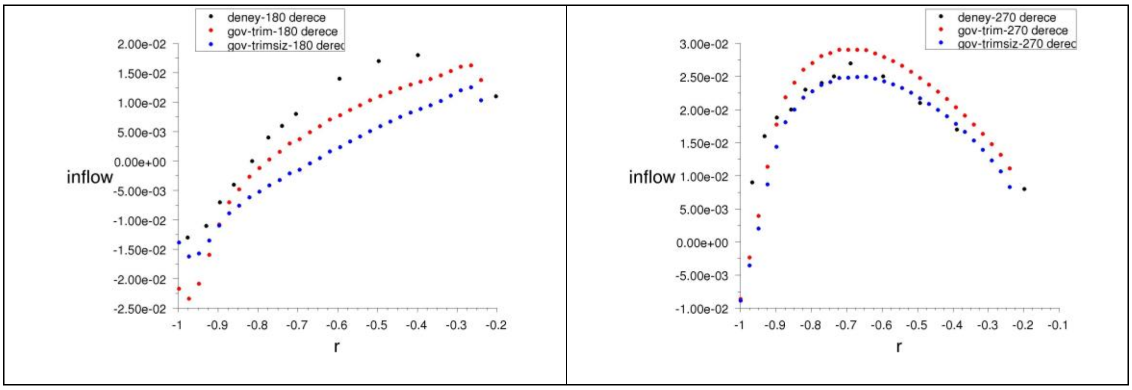


Şekil 5.26: Rotor/Gövde trimsiz ve trimli rotor akış oranı konturları

Aşağıdaki şekillerde deney ile rotor akışı karşılaştırılması yapılırken, azimuth açıları dikkate alınmıştır. Rotor üzerinde azimuthal yönde (helikopterin arka tarafı 0 derece olmak üzere saatin dönüş istikametine ters yönde) 0, 90, 180 ve 270 derecelerde ki palalar üzerindeki rotor akış sonuçları deney verileri ile karşılaştırılmıştır.



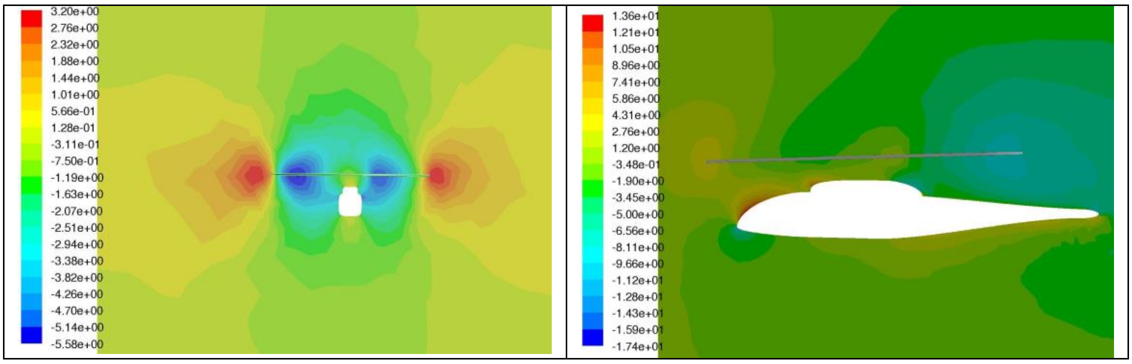
Şekil 5.27: Rotor/Gövde 0 ve 90 derecedeki rotor akış oranı değerleri



Şekil 5.28: Rotor/Gövde 180 ve 270 derecedeki rotor akış oranı değerleri

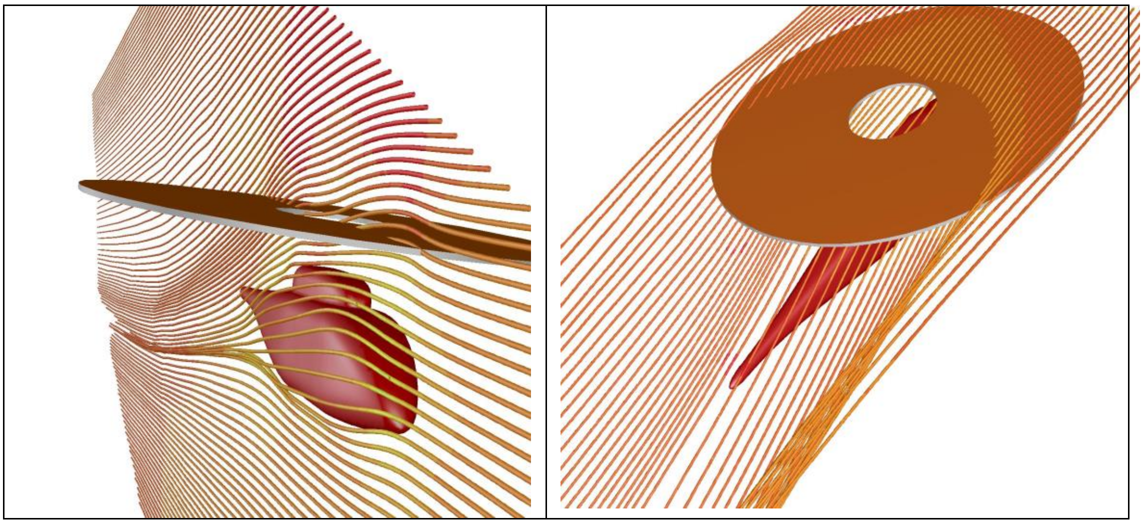
Grafiklerde yine trimli sonuçların daha iyi olduğu görülmektedir. Ayrıca rotor üzerindeki konturlarda izole rotorda görülmeyen gövde etkisini görmek mümkündür.

Aşağıdaki şekiller akım alanındaki bazı konturları göstererek yapılan çözümün akış alanı hakkında bilgiler vermektedir.



Şekil 5.29: Rotor/Gövde, z yönündeki hız konturları

Yukarıdaki şekiller hız alanının farklı bileşenlerinin konturlarını gösterirken. Aşağıdaki şekiller ise çözüm sonucunda elde edilen akım çizgilerini göstermektedir.

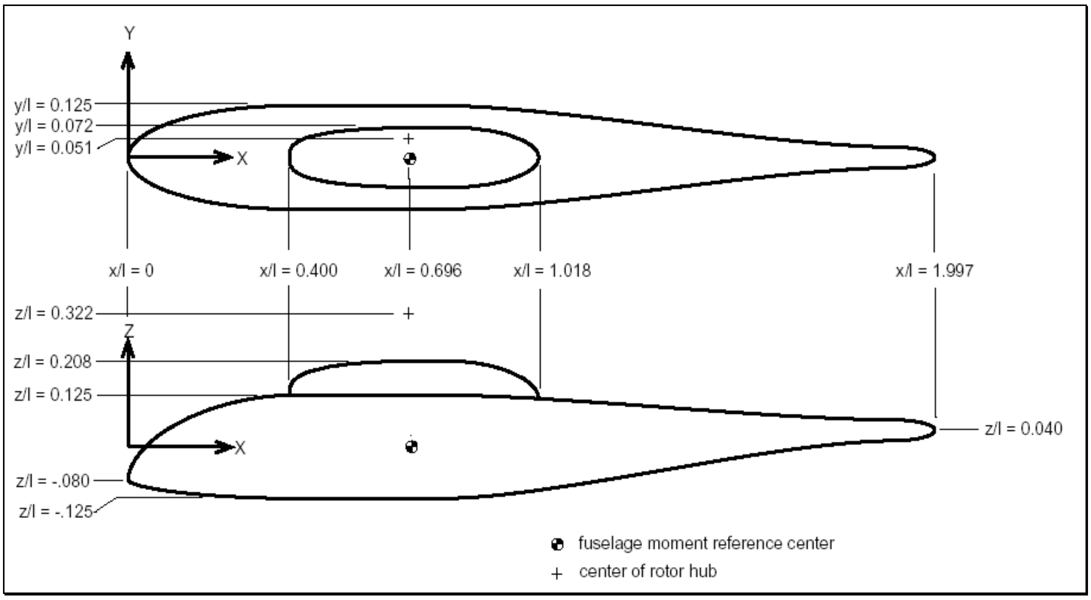


Şekil 5.30: Rotor/gövde modeli etrafında akım çizgileri

5.5 Rotor/Gövde Analizi: Gövde Basınç Dağılımı

5.5.1 Sayısal model, çözüm ve sınır şartları

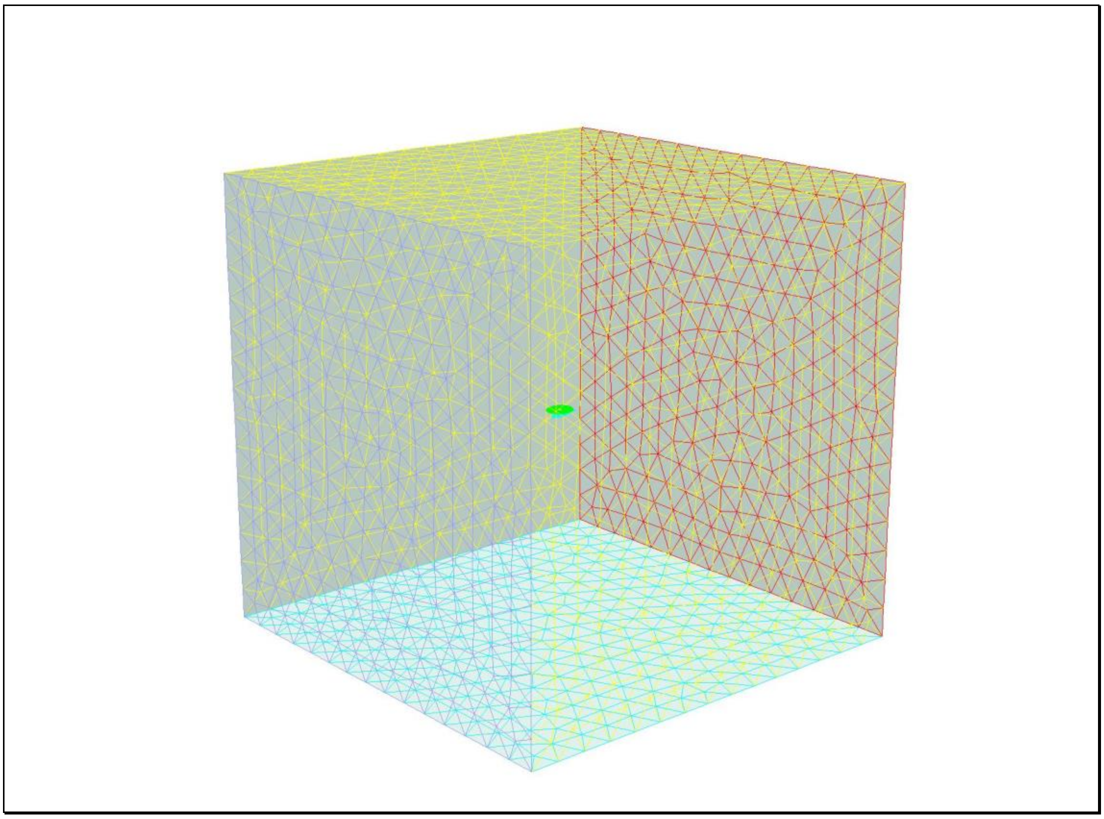
Bu model kullandığımız ikinci deney düzeneğine göre tasarlanmıştır. Model, 2 m uzunluğunda ROBIN gövdesi ve 0.86055 m yarıçapında rotordan oluşmuştur. Deney sırasındaki aksaklıklar sonucunda rotor şaftı merkezden yaklaşık olarak 5 cm sancak tarafına sapmıştır. Bu durum oluşturduğumuz modele de yansıtılmıştır. Gövdenin ayrıntılı uzunlukları aşağıdaki şekilde görülmektedir. Burada boyutsuzlaştırmada kullanılan “l” referans uzunluğu gövdenin yarı uzunluğudur. Aşağıdaki şekilde görülen x/l’nin tam 2 değerini almamasının sebebi ise yine üretim sırasında ortaya çıkan hatadan kaynaklanmaktadır.



Şekil 5.31: ROBIN gövde geometrisi

Bu model ileri uçuş şartlarına göre analiz edilmiştir. Elde edilen çözümlerle deneyden alınan gövde üzerindeki C_P değerleri karşılaştırılmıştır. Bu çalışmanın çözümünde kullanılan deneysel veriler tablo 5.1’de verilmiştir.

Çözüm ağı aynen bir önceki Rotor/Gövde çalışmasında olduğu gibi hazırlanmıştır.
30 m’lik kübün ortasına konularak hazırlanan çözüm ağı hacminin bütün görüntüsü aşağıdaki gibidir.

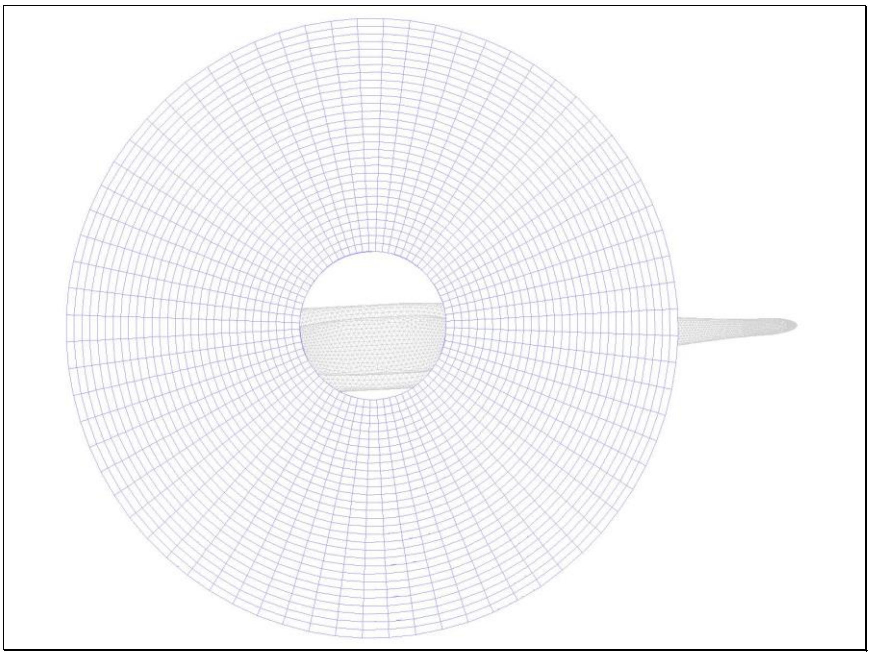


Şekil 5.32: Tüm çözüm ağı

Bu çalışma için oluşturulan çözüm ağı bilgileri aşağıdaki tabloda görülebilir. Problemin sınır şartları diğer çözümlerde olduğu gibidir.

Tablo 5.6: Model 1 için çözüm ağı tablosu

	Gövde	Rotor	Tüm Ağ
Hücreler		2160	490164
Yüzeyler	24936		1123386
Düğümler			174561

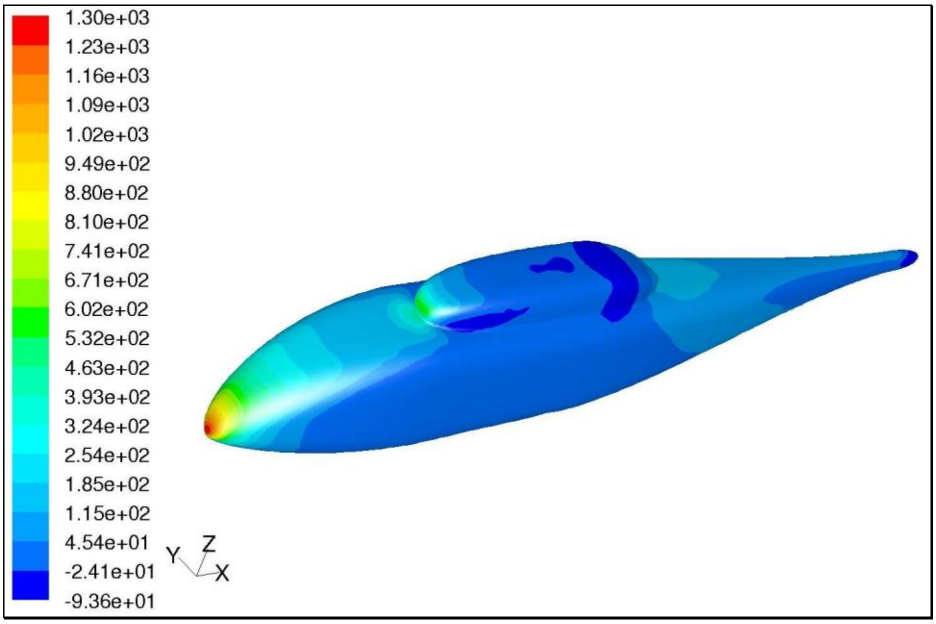


Şekil 5.33: Rotor çözüm ağı

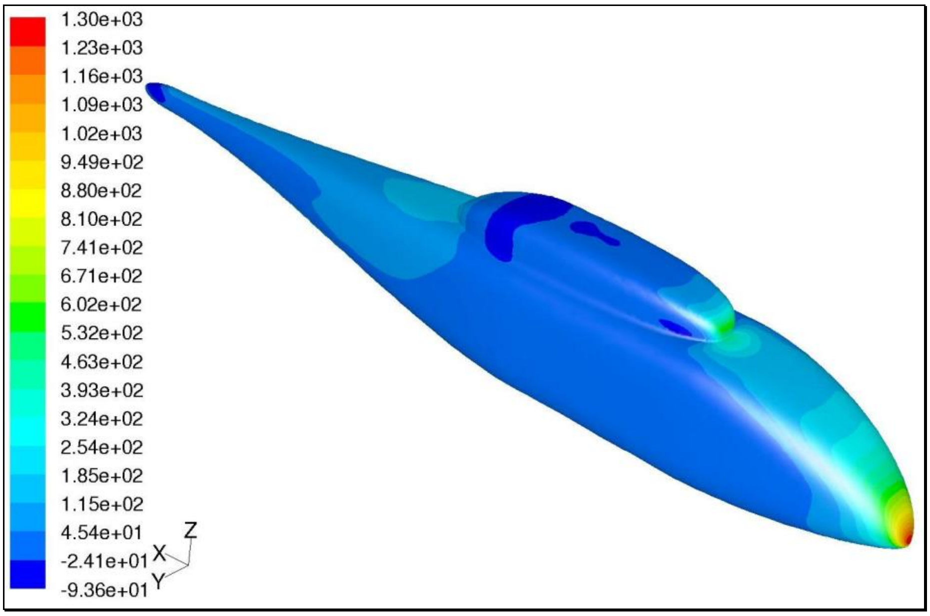
5.5.2 Sonuçlar ve deney ile karşılaştırma

Rotor üzerindeki akış durumlarını inceledikten sonra ikinci bir adım olarak gövde üzerinde neler olduğu hakkında bir çalışma yapmanın gerekli olduğu düşünülmüştür. Yukarıda anlatılan çalışmalarda önce izole rotor çözülmüş daha sonrada rotor/gövde beraber çözülmüştü ve böylece gövdenin rotora olan etkisi gözlenebilmişti. Bu çalışmada da öncelikle, rotor/gövde beraber çözülmüş gövde üzerindeki sonuçlar deney ile karşılaştırılmıştır. Daha sonra rotorun etkisi kaldırılarak izole gövde çözümü yapılmış sonuçlar elde edilen rotorlu sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Böylece rotorun gövdeye olan etkisi göz önüne koyulmuştur.

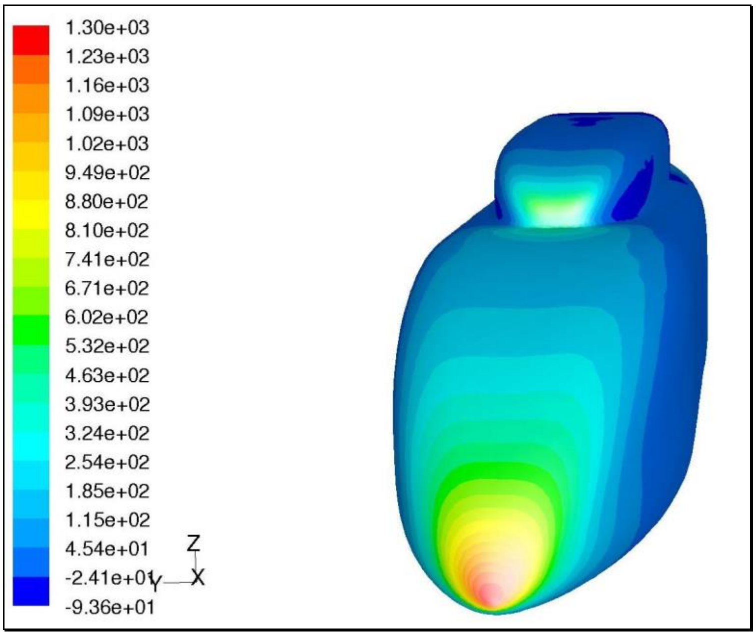
Rotor/gövde etkileşimli analiz soncunda ortaya çıkan gövde üzerindeki basınç konturları aşağıdaki şekillerde görülebilir.



Şekil 5.34: Rotor/Gövde , iskele tarafındaki basınç konturları

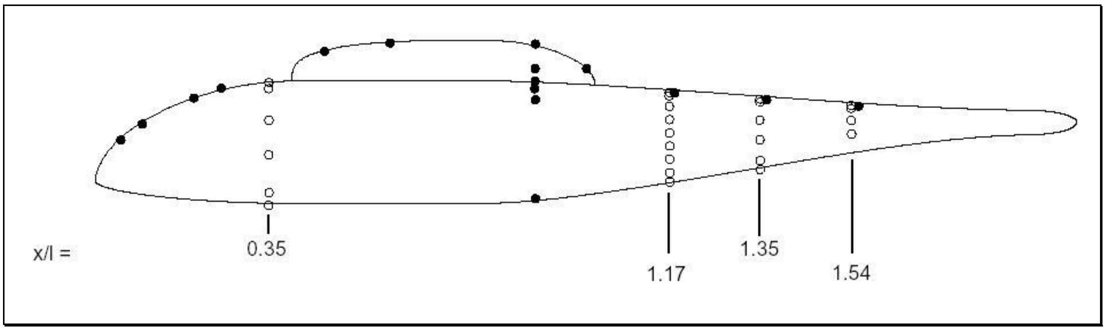


Şekil 5.35: Rotor/Gövde, sancak tarafındaki basınç konturları

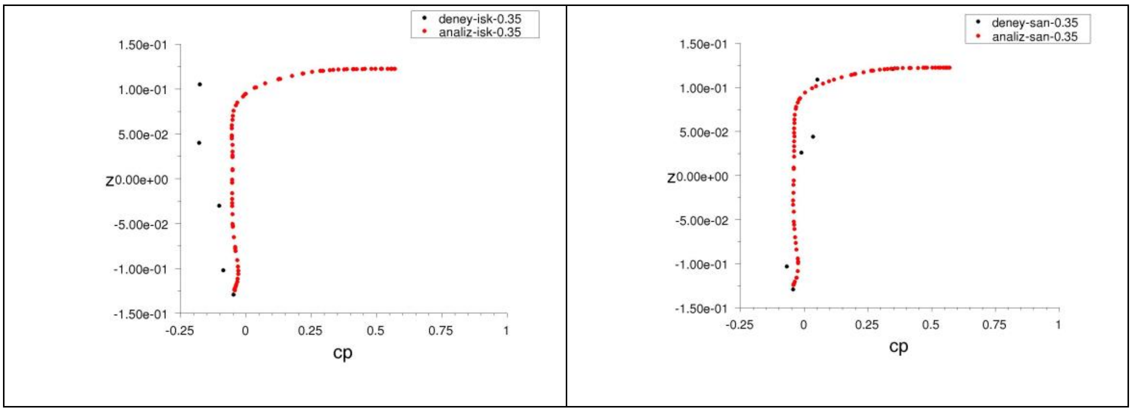


Şekil 5.36: Rotor/Gövde, ön taraftaki basınç konturları

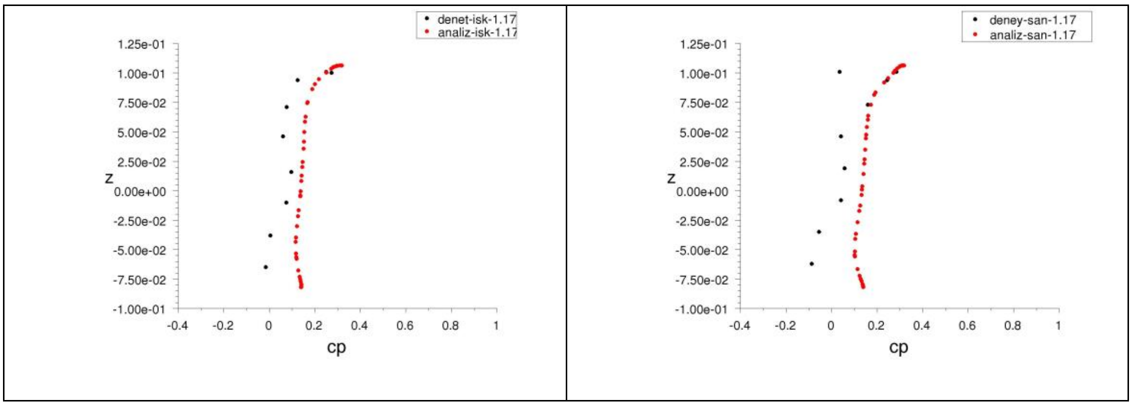
ROBIN gövdesi üzerindeki belli istasyonlarda alınan basınç katsayıları deney [15] ile karşılaştırılmıştır. Aşağıdaki şekillerde ilk önce gövde üzerinde nerelerde ölçüm yapıldığı, daha sonra da karşılaştırmalar görülebilir.



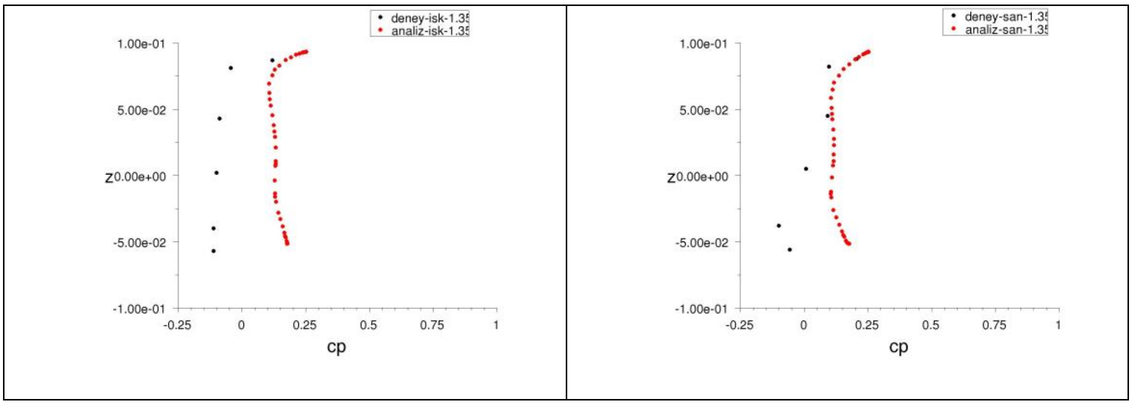
Şekil 5.37: Deney 2 basınç ölçüm istasyonları



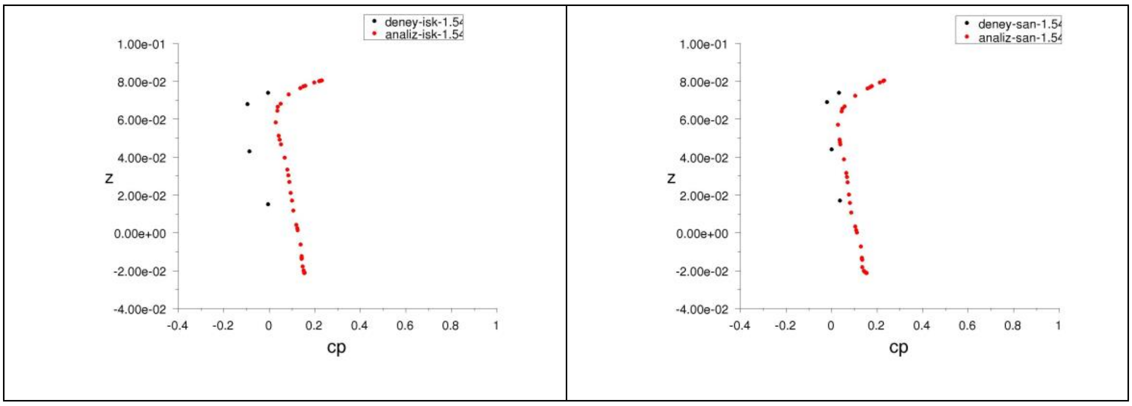
Şekil 5.38: Rotor/Gövde, x/l = 0,35’de iskele ve sancak cp değerleri



Şekil 5.39: Rotor/Gövde, x/l = 1,17’de iskele ve sancak cp değerleri



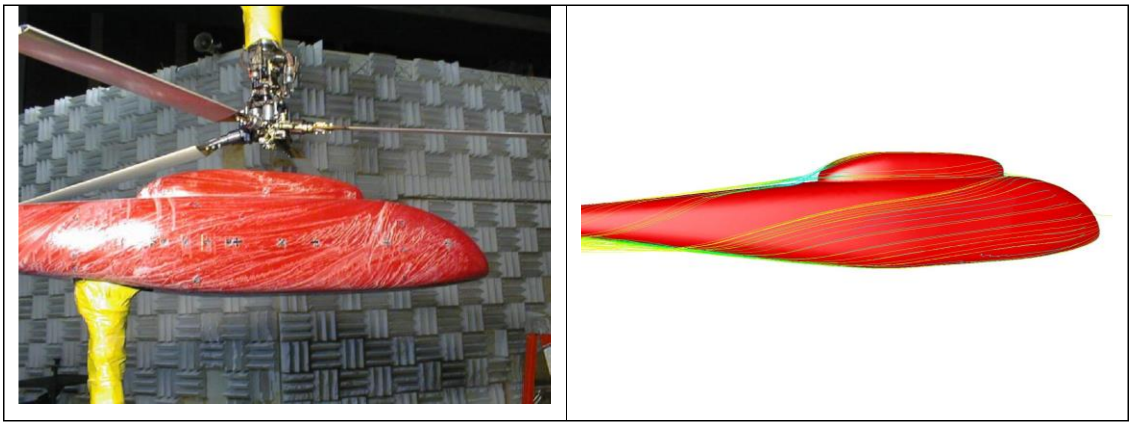
Şekil 5.40: Rotor/Gövde, x/l = 1,35’de iskele ve sancak cp değerleri



Şekil 5.41: Rotor/Gövde, x/l = 1.54'de iskele ve sancak cp değerleri

Yukarıdaki karşılaştırmalara bakıldığında çözümün bir istasyon haricinde deneyle uyumlu çıktığı gözlemlenmektedir. Bu istasyondaki rahatsızlığın olası sebepleri arasında deneydeki hata payının hesaba katılmamış olması gösterilebilir. Bu rahatsızlığı gidermek amacıyla farklı çözüm ağları ve farklı çözüm teknikleri kullanılarak yapılan bir çok hesaplama yapılmış fakat daha uygun bir durum elde edilememiştir.

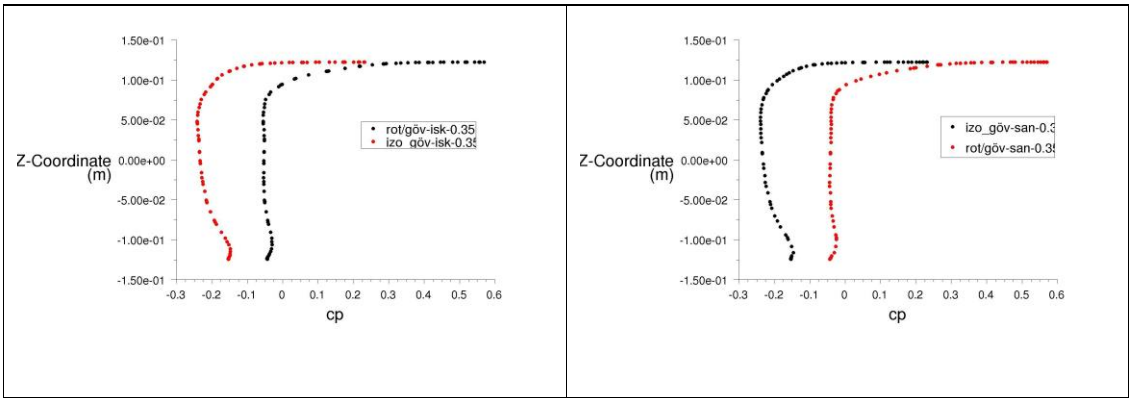
Aşağıdaki iki şekilde deney sırasında gövde üzerindeki akım çizgileri ile hesaplamalar sonucunda elde edilen akım çizgileri görülmektedir.



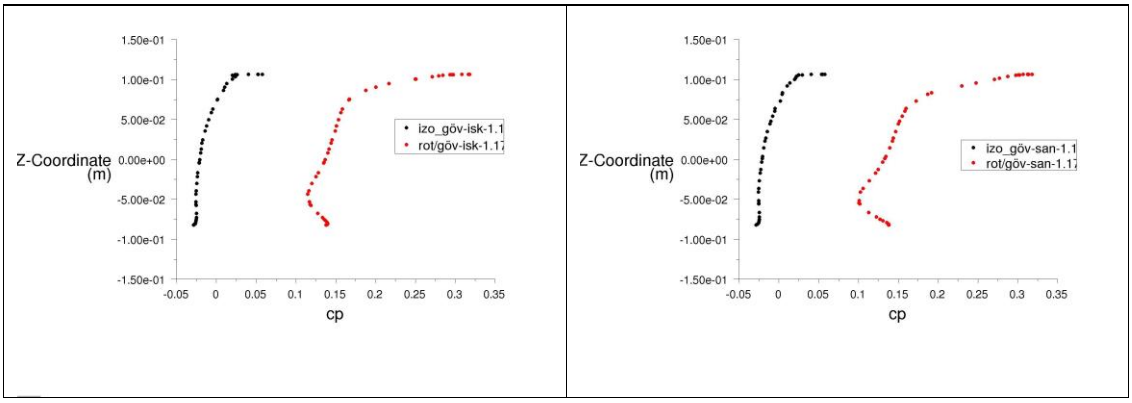
Şekil 5.42: Deneyde[15] ve çözüm sonucu elde edilen gövde akım çizgileri

5.6. İzole Gövde Analizi

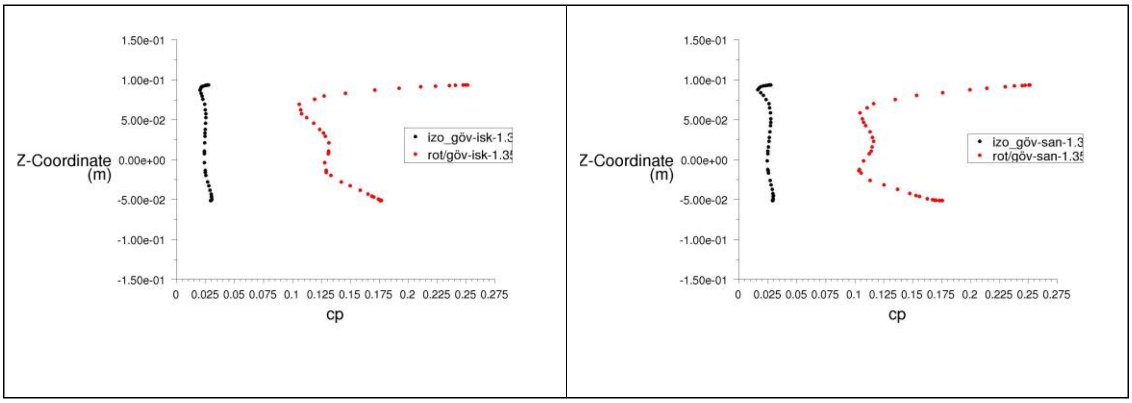
İzole gövde analizi aynı çözüm ağı hacmi kullanılarak yapılmıştır. Rotora eklenen momentum kaynakları kaldırılarak, rotor çözüm alanı serbest akış alanına çevrilmiştir. Rotorlu çözümde kullanılan ileri uçuş hızı hız-girişinde sabit olarak verilmiştir. Böylece akış karşısında duran yada ileri uçuş hızıyla ilerleyen helikopter gövdesi tasvir edilmiştir. Sonuçlar rotor/gövde için elde edilen sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırma gövde üzerindeki aynı istasyonlarda Cp değerleri ile yapılmıştır. Aşağıda karşılaştırma grafikleri görülmektedir.



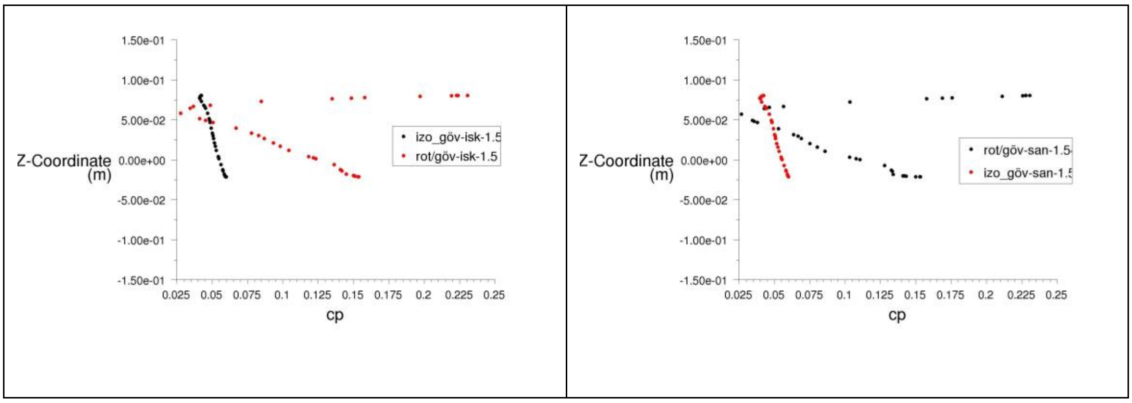
Şekil 5.43: Rotor/Gövde ve izole gövde, x/l = 0,35'de iskele ve sancak cp değerleri



Şekil 5.44: Rotor/Gövde ve izole gövde, x/l = 1,17'de iskele ve sancak cp değerleri

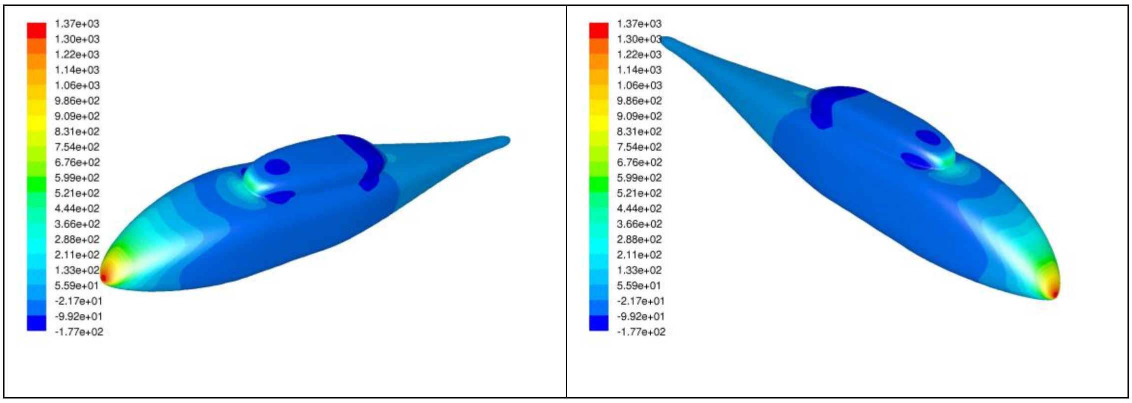


Şekil 5.45: Rotor/Gövde ve izole gövde, x/l = 1,35'de iskele ve sancak cp değerleri



Şekil 5.46: Rotor/Gövde ve izole gövde, x/l = 1,54’de iskele ve sancak cp değerleri

Aşağıda izole gövde üzerindeki statik basınçlar görülmektedir.



Şekil 5.47: İzole gövde üzerinde statik basınç konturları

6. DEĞERLENDİRME

Çalışmaların sonucunda söylenebilecek ilk şey kullanılan çözüm metodu hakkındadır. Rotorun eyleyici disk olarak modellenmesi bir çok avantaj getirmektedir. Palalar modellenmediğinden rotor için oluşturulacak çözüm ağı hem basitleşmiş hem de hafiflemiştir. Bu hafifleme çözüm zamanına da yansımıştır. Ayrıca rotoru modellemeyip zamana bağlı bir çözüm yapıldığında rotoru hareketli çözüm ağı ile döndürmek de çok zahmetli bir iş olacaktı. Halbuki rotorun dönmesiyle ortaya çıkan aerodinamik kuvvetlerin eyleyici diske momentum kaynağı olarak eklenmesiyle olay basitleşmiş, fakat iyi tasvir edilmiştir. Elde edilen sonuçlardan da bu yöntemin oldukça kullanışlı olduğu ortaya çıkmıştır.

Bu metotla yapılan çalışmalara askı durumunda analiz yapılmasıyla başlanmıştır. Askı halinin, ileri uçuş durumuna göre fiziği ve çözümü daha basittir. Rotordan aşağı doğru yönelen akışa karışacak ve karmaşıklık yaratacak ileri yönde bir hız yoktur. Ayrıca ileri doğru uçuşta helikopterin kontrolünü sağlayan çevrimsel yunuslama açıları kullanılmamaktadır. Bu çalışma yapılırken Bell 206 helikopteri kullanılmıştır. Bu helikopter en ince ayrıntılarıyla modellenmiştir. Çözüm sonucunda askı hali akış durumunun iyi bir şekilde gözlemlenmesi haricinde, karmaşık helikopter gövdesinin rotor akış alanını etkilediği de gözlenmiştir. Rotor iz bölgesi helikopterin tepesindeki egzoz borularından ve helikopterin kuyruğundan etkilenmiştir. Çözümde elde edilen pala boyunca rotor akışı teorik bir yöntem olan BEMT ile karşılaştırılmış sonuçlar kabul edilebilir bulunmuştur. Elde edilen olumlu sonuçlardan sonra ileri uçuşla ilgili çalışmalara geçilmiştir.

İleri uçuş için öncelikle izole rotor modeli kullanılmıştır. Gövde olmadığında model ve çözüm basitleşmiştir. Böylelikle rotorun doğru çözümüne daha hızlı ulaşmak için zaman kazanılmıştır. Çeşitli çözümler sonucunda en son ulaşılan sonuçlar deney rotor akış sonuçlarıyla ve Boyd'un[13] aynı şartlarda sayısal bir yöntem olan GDWT (Genelleştirilmiş Dinamik İz Teorisi) ile elde ettiği sonuçlar ile karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırmalar için rotor üzerinde rotor akış oranının konturlarına ve palaların belli konumlarında üzerlerindeki rotor akış oranlarına bakılmıştır. Elde edilen bu sonuçların tutarlı ve ölçümlerle yakın olduğu gözlenmiştir. Sonuç olarak gövde olmadığı halde de sonuçların kabul edilebilirliği saptanmıştır. Problem hakkında genel bir bilgi edinmek için izole rotor ile daha kolay ve hızlı bir çözüm yapmak mümkündür.

İzole rotor ile olumlu sonuçlar elde edildikten sonra modele ROBIN gövdesi eklenerek çözüm yinelenmiştir. Elde edilen sonuçlar aynı deney ile karşılaştırılmış, yine uyumlu sonuçlar elde edilmiştir. Bu sefer rotor düzleminde gövdenin varlığından ortaya çıkan değişimlerde gözlenmiştir. Bu sonuçlar gerçeğe daha uygundur, fakat çözüm hacmi daha fazladır.

Rotor akış alanından tatmin edici sonuçlara ulaşıldıktan sonra gövde üzerinde ve çevresinde neler olduğu hakkında çalışmalara devam edilmiştir. Bunun için de ROBIN gövdesi ile çalışılmıştır. İleri uçuş sırasında genellikle helikopterin arka tarafında akım ayrılmaları oluştuğunu biliyoruz. Fakat kullandığımız ROBIN gövdesinin formu çok düzgün olduğundan, çözüm şartları da bu durumu etkiliyor tabii ki, herhangi bir ayrılma saptanmamıştır. Gövde üzerinde elde ettiğimiz basınç katsayıları kullandığımız deneyde verilen çeşitli istasyonlarda ki basınç katsayıları ile karşılaştırılmıştır. Bir istasyon haricinde, sonuçlar ölçümlerle uyumlu çıkmıştır. Bir önceki çalışmada rotor akışı incelenirken gövdeli ve gövdesiz çözümler yapılarak gövdenin etkisi gözlenmişti. Burada da rotorun gövdeye olan etkisini görebilmek için rotor etkisi kaldırılarak çözüm yapılmış elde edilen basınç katsayıları rotorlu sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Beklendiği gibi izole gövdede basınç katsayıları sadece gövde formundan etkilenmiştir ve rotorlu sonuçlardan oldukça farklı çıkmıştır.

Son bir değerlendirme de çalışmada kullanılan trim fonksiyonu hakkındadır. Tüm çözümlerde rotorun sahip olduğu itki kuvvetine ulaşmak amacıyla ortak yunuslama açısının değiştirilmesi suretiyle trim yapılmıştır. Trim yapılan sonuçların trimsiz olanlara nazaran çok daha iyi sonuçlar verdiği görülmüştür. Trimli ve trimsiz sonuçların karşılaştırılması rotor akış çözümlerinde verilmiştir.

KAYNAKLAR

[1] **Mavris, D. N., Komerath, N. M., and McMahon, H. M.,** 1989. Prediction of Aerodynamic Rotor-Airframe Interactions in Forward Flight, *Journal of the American Helicopter Society,* **34-4**, 37-46.

[2] **Berry, J. D.,** 1990. A Method of Computing the Aerodynamic Interactions of a Rotor-Fuselage Configuration in Forward Flight, *PhD Thesis*, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia.

[3] **Crouse, G. L., Jr., Lieshman, J. G., and Bi, N.,** 1992. Theoretical and Experimental Study of Unsteady Rotor/Body Aerodynamic Interactions, *Journal of the American Helicopter Society,* **37**-1, 55-65.

[4] **Chaffin, M. S., and Berry, J. D.,** 1994. Navier-Stokes and Potential Theory Solutions for a Helicopter Fuselage and Comparison with Experiment, *NASA TM 4566, ATCOM TR 94-A-013.*

[5] **Srinivasan, G. R., Baeder, J. D., Obayashi, S., and McCroskey, W. J.,** 1992. Flowfield of a Lifting Rotor in Hover: A Navier-Stokes Simulation, *AIAA Journal,* **30-10**, 2371-2378.

[6] **Jr., Boyd, D. D., and Barnwell, R. W.,** 1998 Rotor-Fuselage Interactional Aerodynamics: An Unsteady Rotor Model, *Proceedings of the American Helicopter Society*, 54th Annual Forum, Washington DC.

[7] **Tadghighi, H.,** 2001. Simulation of Rotor-Body Interactional Aerodynamics: An Unsteady Rotor Source Distributed Disk Model, *Proceedings of the American Helicopter Society*, 57th Annual Forum, Washington DC.

[8] **Chaffin, M. S., and Berry, J. D.,** 1995. Navier-Stokes Simulation of a Rotor Using a Distributed Pressure Disk Model, *Proceedings of the American Helicopter Society,* 51th Annual Forum, Fort Worth.

[9] **Chuiton, F.,** 2004. Actuator Disc Modelling for Helicopter Rotors, *Aerospace science and Technology,* **8**, 285-297.

[10] **Fejtek, I., and Roberts, L.,** 1991. Navier-Stokes Computation of Wing/Rotor Interaction for a Tilt Rotor in Hover, *AIAA 91-0707*, 29th Aerospace Sciences Meeting, Nevada.

[11] **Rajagopalan, R. G., and Mathur, S. R.,** 1991. Three Dimensional Analysis of a Rotor in Forward Flight, *Proceedings of the American Helicopter Society*, 47th Annual Forum, Phoenix.

[12] **Zori, L., Mathur, S., and Rajagopalan, R.,** 1992. Three Dimensional Calculations of Rotor-Airframe Interaction in Forward Flight, *Proceedings of the American Helicopter Society*, 48th Annual Forum, Washington DC.

[13] **Boyd, D. D.,** 1999. Rotor/Fuselage Unsteady Interactional Aerodynamics: A New Computational Model, *PhD Thesis*, Virginia Polytechnic Institute, Blacksbug, Virginia.

[14] **Johnson, W.,** 1994. Helicopter Theory, *Dover Publications Inc*, New York.

[15] **Mineck, R. E., and Gorton, A.,** 2000. Steady and Periodic Pressure Measurements on a Generic Helicopter Fuselage Model in the Presence of a Rotor, *NASA/TM-2000-210286*.

[16] **Elliott, J. W., and Althoff, S. L.,** 1988. Inflow Measurement Made with a Laser Velocimeter on a Helicopter Model in Forward Flight, *NASA Technical Memorandum 100541*.

EK A-ROBIN GÖVDESİNİN ANALİTİK TANIMI

ROBIN gövdesinin koordinatları süper-elips denklemleri ile tanımlanmaktadır. Boylamasına alınan (x/l) istasyonları için, o istasyonlardaki dik kesit şekli (y/l ve z/l) model için tanımlanmış yükseklik (H), genişlik (W), kamburluk (Z_0) ve eliptik kuvvet (N) analitik fonksiyonları kullanılarak elde edilir. Fonksiyonların yapısı aynı olup, sadece her bir fonksiyon için kullanılan sekiz katsayı (C_1.....C_8) değişmektedir. Gövde dört, paylon ise 2 bölgeye ayrılmıştır. Bu altı bölgede de farklı katsayılar kullanılmaktadır. Bu katsayılar aşağıdaki tabloda verilmiştir.

Tablo A1: Gövde şeklini tanımlayan katsayılar.

Fonksiyon	**0.0<x/l<0.4**							
	C_1	**C_2**	**C_3**	**C_4**	**C_5**	**C_6**	**C_7**	**C_8**
H	1.0	-1.0	-0.4	0.4	1.8	0.0	0.25	1.8
W	1.0	-1.0	-0.4	0.4	2.0	0.0	0.25	2.0
Z_0	1.0	-1.0	-0.4	0.4	1.8	-0.08	0.08	1.8
N	2.0	3.0	0.0	0.4	1.0	0.0	1.0	1.0
Fonksiyon	**0.4<x/l<0.8**							
	C_1	**C_2**	**C_3**	**C_4**	**C_5**	**C_6**	**C_7**	**C_8**
H	0.25	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
W	0.25	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
Z_0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
N	5.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
Fonksiyon	**0.8<x/l<1.9**							
	C_1	**C_2**	**C_3**	**C_4**	**C_5**	**C_6**	**C_7**	**C_8**
H	1.0	-1.0	-0.8	1.1	1.5	0.05	0.2	0.6
W	1.0	-1.0	-0.8	1.1	1.5	0.05	0.2	0.6
Z_0	1.0	-1.0	-0.8	1.1	1.5	0.04	-0.04	0.6
N	5.0	-3.0	-0.8	1.1	1.0	0.0	0.0	0.0
Fonksiyon	**1.9<x/l<2.0**							
	C_1	**C_2**	**C_3**	**C_4**	**C_5**	**C_6**	**C_7**	**C_8**
H	1.0	-1.0	-1.9	0.1	2.0	0.0	0.05	2.0
W	1.0	-1.0	-1.9	0.1	2.0	0.0	0.05	2.0
Z_0	0.04	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
N	2.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0

Tablo A2: Paylon şeklini tanımlayan katsayılar.

Fonksiyon	0.4<x/l<0.8							
	C_1	**C_2**	**C_3**	**C_4**	**C_5**	**C_6**	**C_7**	**C_8**
H	1.0	-1.0	-0.8	0.4	3.0	0.0	0.145	3.0
W	1.0	-1.0	-0.8	0.4	3.0	0.0	0.166	3.0
Z_0	0.125	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
N	5.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0

Fonksiyon	0.8<x/l<1.018							
	C_1	**C_2**	**C_3**	**C_4**	**C_5**	**C_6**	**C_7**	**C_8**
H	1.0	-1.0	-0.8	0.218	2.0	0.0	0.145	2.0
W	1.0	-1.0	-0.8	0.218	2.0	0.0	0.166	2.0
Z_0	1.0	-1.0	-0.8	1.1	1.5	0.065	0.06	0.6
N	5.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0

Fonksiyonlar aşağıdaki şekilde ifade edilmektedir.

$$\begin{bmatrix} H(x/L) \\ W(x/L) \\ Z_0(x/L) \\ N(x/L) \end{bmatrix} = C_6 + C_7 \left(C_1 + C_2 \left(\frac{\frac{x}{L} + C_3}{C_4} \right)^{C_5} \right)^{1/C_8} \qquad \textbf{(A1)}$$

Verilen bir $\frac{x}{L}$ istasyonu için koordinatlar kutupsal koordinatlar kullanılarak tanımlanır. Belli bir istasyondaki dik kesit için radyal koordinat aşağıdaki şekilde tanımlanır.

$$r = \left(\frac{\left(\frac{H}{2} \frac{W}{2} \right)^N}{\left(\frac{H}{2} \sin \varphi \right)^N + \left(\frac{W}{2} \cos \varphi \right)^N} \right)^{1/N} \qquad \textbf{(A2)}$$

Radyal koordinat değerini kullanarak ve φ açısını 0 ile 2π arasında değiştirerek dik kesit koordinatlarını şu şekilde bulabiliriz.

$$\begin{aligned} y/L &= r \sin \varphi \\ z/L &= r \cos \varphi + Z_0 \end{aligned} \qquad \textbf{(A3)}$$

ÖZGEÇMİŞ

1978 yılında İstanbul'da doğmuş, ilk ve orta öğrenimini İzmit'te tamamlamıştır.1996 yılında İTÜ'de hazırlık sınıfında okumuş, 1997 yılında İTÜ Uzay Mühendisliği Bölümüne başlamıştır. 2001 yılında bölümden birincilikle mezun olmuş, 2002 yılında aynı bölümde yüksek lisansa başlamıştır.2003 yılından beri Delta Denizcilik Müh. ve Bil. San. AŞ, MESH Müh. ve Bil. AŞ.'de çalışmaktadır.