



**KANAT ÜZERİNDE DAĞITILMIŞ İTKİNİN AERODİNAMİK ETKİSİNİN
SAYISAL İNCELENMESİ**

Safa DUMANLI

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

TEMMUZ 2024

ETİK BEYAN

Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmada;

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmada yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Safa DUMANLI

01/07/2024

KANAT ÜZERİNDE DAĞITILMIŞ İTKİNİN AERODİNAMİK ETKİSİNİN SAYISAL İNCELENMESİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Safa DUMANLI

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Temmuz 2024

ÖZET

Bu tez çalışmasında, dağıtılmış itki sistemlerinin aerodinamik etkileri sayısal olarak incelenmiştir. Dağıtılmış itki, hava araçlarında itki kuvvetinin tek bir merkezden değil, birçok noktadan birden fazla rotor ile sağlanmasıdır. Bu yaklaşım, geleneksel merkezci itki sistemlerine kıyasla daha yüksek performans ve enerji verimliliği sağlamayı amaçlar. Çalışmada, “Bıçak Eleman Momentum Teorisi” (BEM) teorisine dayalı bir kod geliştirilmiş ve bu kod açık kaynaklı Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) çözücüsü olan SU2 yazılımına entegre edilmiştir. Geliştirilen BEM kodu, çeşitli rotor konfigürasyonları üzerinde yapılan deneysel testlerle doğrulanmış ve dağıtılmış itki sistemlerinin farklı uçuş senaryoları altındaki aerodinamik katsayılar üzerindeki etkileri detaylı bir şekilde analiz edilmiştir. Deneysel doğrulamalarda, BEM kodunun SU2 yazılımına entegrasyonu sayesinde dağıtılmış itki sistemlerinin aynı itkiyi sağlarken daha az güç tükettiği ve aerodinamik performansı önemli ölçüde artırdığı gözlemlenmiştir. Yapılan analizlere göre dağıtılmış itki ile tek rotorlu sistemin C_L/C_D oranları 1.004 ve 1.034 arasında değişmektedir, bu da aerodinamik verimliliğin arttığını göstermektedir. Ayrıca, rotor sayısının artırılması ile 8 rotorlu sistemin C_L/C_D oranı 6 rotorlu sisteme oranla daha yüksek verim sağladığı, tüm senaryolarda doğrulanmıştır. Sonuç olarak, dağıtılmış itki sistemlerinin itki ve rotor gücü arasındaki ilişkileri inceleyerek, bu sistemlerin aerodinamik performansını ve enerji verimliliğini artırma potansiyelini ortaya koymuştur. Araştırma ayrıca, yenilikçi bir hava aracı konsepti olarak dağıtılmış itkinin avantajlarını ve pazardaki tercih edilebilirliğini incelemiş ve bu bulguları nümerik analizlerle desteklemiştir. Dağıtılmış itki sistemlerinin havacılık endüstrisinde enerji verimliliği ve performans hedeflerine ulaşmada kritik bir role sahip olduğu ve bu alandaki gelecekteki araştırmalar için önemli bir temel sunduğu gösterilmiştir.

Bilim Kodu : 91411
Anahtar Kelimeler : Dağıtılmış itki, aerodinamik optimizasyon, bıçak eleman
momentum teorisi, rotorlu sistemler
Sayfa Adedi : 79
Danışman : Doç. Dr. Nureddin DİNLER

NUMERICAL INVESTIGATION OF THE AERODYNAMIC EFFECT OF DISTRIBUTED PROPULSION ON THE WING

(M. Sc. Thesis)

Safa DUMANLI

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

July 2024

ABSTRACT

In this thesis, the aerodynamic effects of distributed propulsion systems have been numerically investigated. Distributed propulsion means that the thrust force in aircraft is provided not from a single center but from multiple points with multiple rotors. This approach aims to provide higher performance and energy efficiency compared to traditional centralized propulsion systems. In this study, a code based on the “Blade Element Momentum Theory” (BEM) was developed and integrated into the open-source Computational Fluid Dynamics (CFD) solver SU2. The developed BEM code was validated through experimental tests on various rotor configurations, and the effects of distributed propulsion systems on aerodynamic coefficients under different flight scenarios were analyzed in detail. In experimental validations, it was observed that the integration of the BEM code into the SU2 software allowed distributed propulsion systems to consume less power while providing the same thrust and significantly enhancing aerodynamic performance. According to the analyses, the CL/CD ratios of the distributed propulsion system compared to the single-rotor system range between 1.004 and 1.034, indicating improved aerodynamic efficiency. Additionally, it was confirmed in all scenarios that increasing the number of rotors resulted in the 8-rotor system having a higher efficiency in terms of CL/CD ratio compared to the 6-rotor system. In conclusion, the study examined the relationships between thrust and rotor power in distributed propulsion systems, revealing their potential to enhance aerodynamic performance and energy efficiency. The research also explored the advantages and market viability of distributed propulsion as an innovative aircraft concept, supported by numerical analyses. It was shown that distributed propulsion systems play a critical role in achieving energy efficiency and performance goals in the aviation industry, providing an important foundation for future research in this field.

Science Code : 91411
Key Words : Distributed propulsion, aerodynamic optimization, blade
: element momentum theory, rotorcraft systems
Page Number : 79
Supervisor : Assoc. Prof. Dr. Nureddin DİNLER

TEŞEKKÜR

Tez çalışmamın her aşamasında bana yol gösteren, bilimsel ve akademik desteğini hiçbir zaman esirgemeyen, değerli danışmanım Doç. Dr. Nureddin DİNLER'e en içten şükranlarımı sunarım. Kendisinin değerli öneri, eleştiri ve yönlendirmeleri bu çalışmanın temelini oluşturmuştur ve başarıya ulaşmasındaki büyük katkıları olmuştur.

Bu tez sürecinde teknik konularda yardımlarıyla önemli katkıda bulunan Kaan YUTÜK'e de ayrıca teşekkür ederim. Uzman bilgisi ve deneyimi, araştırmalarımnda karşılaştığım teknik zorlukların üstesinden gelmemde yardımları olmuştur.

Son olarak, bu akademik yolculuğumda her zaman yanımda olan, moral ve motivasyon kaynağım olan aileme en derin minnettarlığımı ifade etmek isterim. Onların sonsuz sabrı, anlayışı ve sağladıkları maddi manevi destek, bu çalışmanın tamamlanmasında vazgeçilmez bir rol oynamıştır. Her daim bana inanan ve arkamda duran aileme duyduğum sevgi ve şükranın tarifi yoktur.

Bu vesileyle, çalışmalarım boyunca bana destek aileme, çalışma arkadaşlarıma ve öğretmenlerime teşekkür eder, şükranlarımı sunarım.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGE LİSTESİ	xii
ŞEKİLLERİN LİSTESİ	xiii
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xv
1. GİRİŞ	1
2. LİTERATÜR TARAMASI	5
2.1. Bıçak Eleman Momentum Teorisi	5
2.2. Metodoloji	7
2.3. Kod İçin Geliştirilen Algoritma Ve SU2 Programına Entegrasyonu	11
2.4. Çözüm Ağı Oluşturma Stratejisi	14
3. BEM KODUNUN DOĞRULAMA ÇALIŞMALARI	17
3.1. NASA'nın ROBIN Deneylerine Genel Bakış.....	17
3.2. BEM İçin Veri Analizi (C_l Ve C_d 'nin Hesaplanması).....	19
3.3. Çözüm Ağı Bağımsızlık Çalışması	20
3.4. Orta Çözüm Ağı İçin Seçim Gerekçesi	22
3.5. NASA'nın ROBIN Deneyleriyle Doğrulama	22
4. DAĞILIMLI İTKİ SENARYOLARI	35
4.1. NACA 4412 Kanat Profili Ve 5 Metrelik Kanat Geometrisi	35
4.2. Jenerik Geometri Çözüm Ağı Bağımsızlaştırma Çalışmaları	37
4.3. Dağıtılmış İtki Analizleri Şartları.....	42

Sayfa

4.4. Farklı Rotor Çap Ve Sayılarındaki Senaryoların İtke Ve Güç Sonuçları	52
4.5. Farklı Rotor Çap Ve Sayılarındaki Senaryoların Aerodinamik Katsayı Sonuçları	54
5. SONUÇ.....	57
KAYNAKLAR	61
ÖZGEÇMİŞ.....	79



ÇİZELGE LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 2.1. BEM Girdi Dosyası İçerisi	12
Çizelge 3.1. Rotor Profili Çözüm Ağı Bağımsızlaştırma Parametreleri	20
Çizelge 3.2. Bilgisayar Özellikleri	22
Çizelge 3.3. NACA0012 İçin Çözüm Ağı Katsayıları	22
Çizelge 3.4. ROBIN Çözüm Ağı Bağımsızlaştırma Parametreleri	24
Çizelge 3.5. ROBIN Çözüm Ağı Bağımsızlaştırma Sonuçları	25
Çizelge 3.6. ROBIN Doğrulama Senaryo Parametreleri	28
Çizelge 3.7. Farklı Senaryolarda Yapılan Analiz Sonuçları ve Hata Oranı	34
Çizelge 4.1. Jenerik Geometri Çözüm Ağı Bağımsızlaştırma Parametreleri	37
Çizelge 4.2. Jenerik Geometri Sonuçları	41
Çizelge 4.3. Jenerik Geometri Fark oranları	41
Çizelge 4.4. Jenerik Geometri Farklı Analiz Senaryoları	45
Çizelge 4.5. Jenerik Geometride Farklı Senaryolar İçin Analiz Sonuçları – İtki ve Güç	53
Çizelge 4.6. Jenerik Geometride Farklı Senaryolar İçin Analiz Sonuçları – C_L ve C_D ..	55

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 2.1. Efektif Hücüm Açısı.....	8
Şekil 2.2. BEM Düzlemi.....	10
Şekil 2.3. Geliştirilen Akış Şeması	11
Şekil 2.4. İndüklenen Akış Çizgileri.....	16
Şekil 2.5. BEM Düzlemi (Actuator Disk)'in Akışa Etkisi	16
Şekil 3.1. ROBIN Deneysel Test Görseli (Raymond, 2000)	17
Şekil 3.2. ROBIN Geometrisinin Parametreleri (Raymond, 2000)	18
Şekil 3.3. NACA0012 için a) Seyrek, b) Orta ve c) Yoğun Çözüm Ağı Yapısı.....	21
Şekil 3.4. NACA0012 için a) Seyrek, b) Orta, c) Yoğun Çözüm Ağı Sınır Tabaka Kesiti.....	21
Şekil 3.5. ROBIN a) Seyrek, b) Orta, c) Yoğun Çözüm Ağı Üstten Görünümü.....	24
Şekil 3.6. ROBIN a) Seyrek, b) Orta ve c) Yoğun Çözüm Ağı Basınç Katsayıları	25
Şekil 3.7. Seyrek, Orta ve Yoğun Çözüm Ağı Kanat Boyunca y Yönünde Basınç Kıyaslaması.....	26
Şekil 3.8. Helikopter 1s Kontrol Açısı.....	27
Şekil 3.9. Helikopter 1c Kontrol Açısı.....	27
Şekil 3.10. Senaryo 1 - Gövde Üzerinde Basınç Katsayısı.....	28
Şekil 3.11. Senaryo 1 - Z Momentum değerleri– Altan Görünüm	29
Şekil 3.12. Senaryo 1: +x doğrultusunda ve $y=0,007$ 'de HAD Basınç Katsayıları ile Deneysel Veriler	29
Şekil 3.13. Senaryo 2 - Gövde Üzerinde Basınç Katsayısı.....	30
Şekil 3.14. Senaryo 2 - Z Momentum değerleri – Altan Görünüm	30
Şekil 3.15. Senaryo 2: +x doğrultusunda ve $y=0,007$ 'de HAD Basınç Katsayıları ile Deneysel Veriler	31
Şekil 3.16. Senaryo 3 - Gövde Üzerinde Basınç Katsayısı.....	31

Şekil	Sayfa
Şekil 3.17. Senaryo 3 - Z Momentum değerleri – Alttan Görünüm	32
Şekil 3.18. Senaryo 3: +x doğrultusunda ve $y=0,007$ 'de HAD Basınç Katsayıları ile DeneySEL Veriler	33
Şekil 4.1. Jenerik BEM Düzlemi için a - Seyrek, b - Orta, c - Yoğun ve d - Çok Yoğun Çözüm Ağı Yapısı.....	38
Şekil 4.2. Jenerik Kanat Geometrisi için a - Seyrek, b - Orta, c - Yoğun ve d - Çok Yoğun Çözüm Ağı Kesiti.....	39
Şekil 4.3. Jenerik Kanat Geometrisi için a) Seyrek, b)Orta, c) Yoğun ve d) Çok Yoğun Çözüm Ağı	39
Şekil 4.4. Jenerik Kanat Geometrisi için a - Seyrek, b - Orta, c - Yoğun ve d - Çok Yoğun Üst Yüzey Basınç Katsayıları	40
Şekil 4.5. Rotor Momentum Teorisi	42
Şekil 4.6. Senaryo 1 Tek Rotorlu Sistem - Momentum ve Basınç Katsayısı	45
Şekil 4.7. Senaryo 1 (a) $R = 0,25$ m , $N = 6$ (b) $R = 0,25$ m , $N = 8$ - Momentum ve Basınç Katsayısı.....	46
Şekil 4.8. Senaryo 1 – a) $R = 0,3$ m , $N = 6$ b) $R = 0,3$ m , $N = 8$ - Momentum ve Basınç Katsayısı.....	47
Şekil 4.9. Senaryo 1 (a) Tek Rotorlu Sistem (b) $R = 0,25$ m , $N = 6$ (c) $R = 0,25$ m , $N = 8$ (d) $R = 0,3$ m , $N = 6$ (e) - $R = 0,3$ m , $N = 8$ Analizleri Emiş Tarafı Basınç Katsayısı Kıyaslaması	48
Şekil 4.10. Senaryo 1 $x = 0,25$, Emiş Tarafı Normali Basınç Katsayısı Kıyaslaması ...	49
Şekil 4.11. Senaryo 1 $x = 0,25$, Basınç Tarafı Basınç Katsayısı Kıyaslaması.....	50
Şekil 4.12. Senaryo 1 $x = 0,5$, a) Emiş, b) Basınç Tarafı Normali Basınç Katsayısı Kıyaslaması.....	51

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklamalar
ω	Açısal Hız [1/s]
α_i	İndüklenme Açısı [derece]
α_e	Efektif Hücum Açısı [derece]
θ	Bıçak Burulma Açısı [derece]
γ	Kontrol Açısı [derece]
σ	Katılık Oranı
φ	Azimuth Açısı [derece]
ρ	Yoğunluk [kg/m ³]
$1c$	Kollektif Kontrol Açısı [derece]
$1s$	Açısal Kontrol Açısı [derece]
c	Veter [m]
$\vec{n}$	Normal Vektör
$\vec{t}$	Tanjant Vektörü
r	Yerel Yarıçap [m]
u_i	Hız Bileşeni [m/s]
y^+	Boyutsuz Sınır Tabaka Uzunluğu
A	Rotor Alanı [m ²]
c	Veter Uzunluğu [m]
C_l	2 Boyutlu Kaldırma Kuvveti Katsayısı
C_d	2 Boyutlu Sürüklemeye Kuvveti Katsayısı
C_L	3 Boyutlu Kaldırma Kuvveti Katsayısı
C_D	3 Boyutlu Sürüklemeye Kuvveti Katsayısı
C_t	İtke Katsayısı
C_P	Basınç Katsayısı
D	Sürüklemeye Kuvveti [N]
F_{drag}	Sürüklemeye Kuvveti Bileşeni [N]

Simgeler**Açıklamalar**

F_N	Rotor Düzlemi Normal Kuvveti [N]
F_T	Rotor Düzlemi Tanjant Kuvveti [N]
$\overrightarrow{F_{rotor}}$	Toplam Rotor Kuvveti [N]
L	Kaldırma Kuvveti [N]
N	Bıçak Sayısı
P	Rotor Gücü [W]
R	Yarıçap [m]
T	İtke Kuvveti [N]
V_{rel}	Göreceli Bıçak Hızı [m/s]
V_{Blade}	Bıçak Hızı [m/s]
V_{tip}	Bıçak Uç Hızı [m/s]
V_{hub}	Bıçak Kök Hızı [m/s]

Kısaltmalar**Açıklamalar**

AOA	Hücum Açısı
AOA_{eff}	Efektif Hücum Açısı
AOA_{ind}	İndüklenmiş Hücum açısı
BEM	Bıçak Eleman Momentum
HAD	Hesaplama Akışkanlar Mekaniği
ROBIN	Rotor Gövde Etkileşimi (Rotor Body Interaction)
ST	Sınır Tabaka
SU2	Standford University Unstructured
URF	Under Relaxion Factor

1. GİRİŞ

Günümüzde havacılık sektörü, artan enerji maliyetleri ve çevresel düzenlemeler nedeniyle aerodinamik verimliliği artırma ve itki sistemlerinin enerji kullanımını optimize etme konularına yoğunlaşmaktadır. Bu bağlamda, dağıtılmış itki sistemleri, uçakların performansını, verimliliğini ve çevresel sürdürülebilirliğini iyileştirme potansiyeli sunan yenilikçi çözümler olarak öne çıkmaktadır. Bu sistemler, hava aracına etki eden aerodinamik yükleri daha etkin yöneterek ve itki gücünü optimize ederek, geleneksel itki sistemlerine alternatif olabilme potansiyeline sahiptir.

Ancak, mevcut itki sistemlerinin yerini alması beklenen dağıtılmış itki sistemleri hala erken gelişim aşamasındadır ve kapsamlı araştırma ve testler gerektiren birçok zorlukla karşı karşıyadır. Bu sistemlerin aerodinamik etkileri, operasyonel performansı ve enerji verimliliği üzerindeki etkileri, yeterli deneysel ve simülasyon verisi ile tam olarak modellenmiş değildir. Özellikle, dağıtılmış itki sistemlerinin karmaşık yapıları, hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) modellerinin sınırlarını zorlamakta ve araştırmacıları daha gelişmiş analiz yöntemleri geliştirmeye teşvik etmektedir.

Rotorlu sistemlerin analizlerinde gerçek geometrilerin çözümü yüksek bilgisayar gücü gerektirdiği için, rotorun modellendiği Bıçak Eleman Momentum (Blade Element Momentum) metodu yaygın olarak kullanılmaktadır (Su, 2018). BEM metodunun faydalarının daha iyi anlaşılabilmesi için rotorlu sistemlerin analizlerine bakılması gerekmektedir. Rotorlu sistemlerin analizlerinin örneği olarak BEM metodu kullanarak rüzgâr türbinleri analizleri de yapılmaktadır. Enerji üretimi sektöründe de yenilikçi BEM modellerinin geliştirilmesi bu alandaki mühendislerin ana konularından birisidir. Bunun sebebi, doğruluk oranı yüksek, yenilikçi BEM modellerinin kullanılmasının ekonomik ve insanlar üzerindeki çevresel etkileri oldukça önemli konulardır (Sebastian, 2018). BEM ile yapılan rüzgâr türbini analizleri, sistemlerin aerodinamik karakteristiklerini anlamakta önemli bir rol oynar (Mehedi, 2017).

BEM metodunun avantajlarından bir diğeri de aero-elastik analizler için bir dayanak noktası oluşturmasıdır. Rotorlu araçların analizleri sırasında belirlenebilecek yerel yükler, sonraki

çalışmalarda kullanılabilinecek aero-elastik analizler için girdi oluşturmak için kullanılabilmektedir (Simone, 2022).

Bu sistemlerin aerodinamik avantajlarının yanı sıra, yakıt verimliliği ve emisyon azaltımı gibi konularda da ciddi potansiyel taşıdığına dair literatürde bulgular yer almaktadır (Wenyuan, 2022). Ayrıca, dağıtılmış itki sistemlerinin geliştirilmesi, geleneksel itki sistemlerine kıyasla bakım ve operasyonel maliyetlerde azalma vaat etmektedir, ancak bu iddiaların doğrulanması daha fazla araştırmaya ihtiyaç duymaktadır (Manuel, 2021). Dağıtılmış İtki Sistemlerinin entegrasyonu, itki dağılımını optimize ederek uçak yakıt tüketimini önemli ölçüde azaltabilir (Darwin, 2022).

Buna ek olarak, dağıtılmış itki sistemlerinin uçak tasarımlarına entegrasyonu sırasında ortaya çıkan yapısal ve tasarım ile ilgili zorluklar, mühendisler ve tasarımcılar için yeni sorunlar teşkil etmektedir (Pavel, 2022). Mevcut uçak tasarım paradigması, merkezi itki sistemlerine dayanmaktadır. Bu paradigmaların dağıtılmış itki sistemleri için yeniden dūřünölmesi gerekmektedir (Mithun, 2023).

Düzensiz akış senaryolarının bulunduğu senaryolar, HAD analizleri için kompleks süreçleri gerektirmektedir. Yeni geliştirilen bıçak elemanı momentum analizi yaklaşımlarında, düzensiz giriş akış senaryolarında daha doğru tahminler sağlamak için tasarlanmıştır (Ning, 2015).

Dağıtılmış itki konfigürasyonu, sürüklenme azaltarak ve kaldırma gücünü iyileştirerek uçak performansını artırma potansiyelini keşfetmeyi amaçlamaktadır (Abedi, 2022). Ayrıca uçak kanatlarında, dağıtılmış itkinin kanat ucundaki indüklenmiş sürüklenme kuvvetine karşı olan etkileri aerodinamik performansını arttırmaktadır (Brown, 2019).

Bu yeni itki sistemlerinin havacılık endüstrisindeki yaygın kabulü ve uygulanabilirliği, geniş kapsamlı ve disiplinler arası araştırmalar gerektirmektedir. Bu araştırmalar, sistemin mühendislik, çevresel ve ekonomik yönlerini kapsamalı ve bu yenilikçi sistemlerin mevcut ve gelecekteki uçuş platformlarına etkin bir şekilde entegrasyonunu hedeflemelidir (Simone, 2022).

Bu çalışmanın amacı, dağıtılmış itki sistemlerinin aerodinamik performansını, enerji verimliliğini daha iyi anlamak ve bu sistemlerin havacılık endüstrisine entegrasyonunun olası etkilerini değerlendirmektir. Yapılan çalışma, bu yenilikçi itki sisteminin mevcut ve potansiyel uygulamalarını incelemeyi, var olan sınırlılıkları belirlemeyi ve gelecekteki araştırmalar için bir yol haritası sunmayı hedeflemektedir.

Öncelikli olarak, dağıtılmış itki sistemlerinin aerodinamik avantajları ve enerji tasarrufu potansiyeli teorik olarak analiz edilecektir. Bu analizler, sistemin enerji verimliliği ve aerodinamik etkiler açısından somut faydalarını ortaya koymak için gerekli olan verileri sağlayacaktır.

Bu sistemlerin geliştirilmesi ve test edilmesi sırasında, gelecekteki çalışmalarda uygulanacak metodolojilerin ve kullanılacak malzeme ve teknolojilerin yeni mühendislik zorlukları ve çözümlerini de ortaya çıkarması beklenmektedir. Bu durum, dağıtılmış itki sistemlerinin daha geniş uygulama alanlarına ve operasyonel senaryolara adaptasyonu için önemli bir adımdır.

Son olarak, dağıtılmış itki sistemlerinin uygulanabilirliği ve kabulü üzerine yapılacak olan çalışma, havacılık endüstrisindeki tasarımcılar, mühendisler için değerli bir referans noktası olması beklenmektedir. Araştırmanın, sektördeki yenilikçi tasarım ve işletme stratejilerine katkı sağlaması ve gelecekteki teknolojik gelişmelere yön vermesi amaçlanmaktadır. Bu çalışma ile, dağıtılmış itki sistemlerinin havacılık endüstrisindeki potansiyelini anlamak, geliştirilen teknolojinin mevcut ve gelecekteki uçuş araçlarına etkin bir şekilde entegre edilmesini sağlamak ve bu teknolojinin avantajlarını maksimize etmek için gerekli zeminin hazırlanmasında önemli bir rol oynaması hedeflemektedir.

Dağıtılmış itki sistemlerinin araştırılması, mühendislik tasarımlarında, enerji verimliliği ve çevre bilimi alanlarında önemli bir dönüm noktası teşkil etmektedir. Havacılık endüstrisindeki yakıt tüketiminin azaltılması ve karbon emisyonlarının düşürülmesi, uluslararası havacılık projelerinde önem taşıyan konulardandır. Bu sistemlerin geliştirilmesi, bu alandaki çabaları büyük ölçüde destekleyebilir ve önemli ilerlemeler kaydedilmesine katkıda bulunabilir (Hyun, 2018).

Dağıtılmış itki sistemi teknolojisi, geleneksel itki mekanizmalarına göre daha düşük operasyonel ve bakım maliyetlerine imkân tanıyarak, havayolu şirketlerinin bütçelerinde önemli tasarruflar sağlamaktadır. Bu tasarruflar, daha rekabetçi havacılık endüstrisi ve genişleyen hizmet alanları ile tüketiciye doğrudan fayda olarak yansıyabilir (Dae, 2010).

Ayrıca, bu teknoloji mühendislik ve tasarım süreçlerine yenilikçi yaklaşımlar getirerek, yeni nesil hava araçlarının tasarımını dönüştürebilir. Dağıtılmış itki sistemlerinin entegrasyonu, uçak gövdelerinin daha aerodinamik ve hafif yapılmasına olanak tanır, böylece sektördeki teknolojik ilerlemeleri hızlandırır. Bu yenilikçi sistemler, mühendislerin ve tasarımcıların daha verimli ve yüksek performanslı hava araçları geliştirmesine katkıda bulunur.

Dağıtılmış itki sistemleri, uçuşların gürültü seviyelerini düşürme potansiyeline de sahiptir. Bu, özellikle şehir içi ve havaalanı çevresi gibi gürültü kısıtlamalarının sıkı olduğu bölgelerde yaşam kalitesine olumlu etkiler sağlar. Gürültü kirliliğinin azalması, havacılık operasyonlarının daha sürdürülebilir ve toplum dostu hale gelmesine yardımcı olur, bu da toplumsal kabul edilebilirliği artırır.

Enerji verimliliği açısından, dağıtılmış itki sistemlerinin incelenmesi, alternatif enerji kaynakları ve sürdürülebilir teknolojilerin havacılık sektörüne entegrasyonuna ışık tutar. Bu yaklaşım, gelecek nesil hava araçlarının daha temiz enerji kullanarak çalışmasını ve karbon ayak izlerinin azalmasını sağlar. Sürdürülebilir enerji çözümlerinin havacılık endüstrisine entegrasyonu, çevresel etkilerin minimize edilmesine önemli katkılarda bulunur.

Ayrıca, itki gücünün etkin dağılımı, daha stabil ve yüksek manevra kabiliyetine sahip hava araçları geliştirilmesini sağlar. Bu, acil müdahalelerde daha hızlı ve güvenilir çözümler sunar, operasyonel verimliliği artırır. Son olarak, dağıtılmış itki sistemlerinin araştırılması, üniversiteler, araştırma kurumları ve endüstri ortaklarını bir araya getirerek, bilimsel bilgi birikiminin ve teknolojik yeniliklerin gelişimine katkıda bulunur. Bu hipotezler, araştırma çerçevesini belirler ve sonuçların yorumlanmasında önemli bir rol oynar. Dağıtılmış itki için yapılan varsayımlar, çalışma kapsamında değerlendirilen ve kapsam dışında kalan başlıklarla birlikte aşağıda belirtilmiştir.

2. LİTERATÜR TARAMASI

Bu başlıkta dağıtılmış itki sistemleri ve bu sistemlerin nümerik olarak incelenmesi için gerekli teorilerin literatür araştırılması anlatılmıştır. Dağılımlı itki sistemlerinin nümerik analizlerinde BEM teorisi kullanılacaktır.

2.1. Bıçak Eleman Momentum Teorisi

BEM, rotorlu hava araçlarının aerodinamik analizinde olarak kullanılan teorilerden biridir. Bu teori, özellikle helikopterlerin, rüzgâr türbinlerinin ve diğer türbin kanatlı araçların kanatlarının aerodinamik performansını hesaplamak için kullanılır. BEM hem kanat elemanlarının hem de kanadın dönme dinamiklerinden (momentum) kaynaklanan etkileri hesaba katarak, bu sistemlerin aerodinamik özelliklerini anlamada kritik bir rol oynayan fiziksel bir modelleme yöntemidir (Marten, 2020).

BEM teorisi, rotor kanatlarının her bir segmentinin ayrı bir aerodinamik eleman olarak ele alınması fikrini esas alır. Bu segmentler, genellikle kanatın uzunluğu boyunca değişen hava senaryolarına ve aerodinamik kuvvetlere maruz kalır. Bu teori, BEM teori ve Momentum Teorilerinin birleşmesinden oluşur. Bu teoriler:

BEM Teorisi: Bu teoride, kanatın her bir segmentinin bağımsız bir 2 boyutlu aerodinamik profil olarak modellendiği yerdir. Her bir bıçak elemanı için kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri, yerel hava hızı ve efektif hücum açısı dikkate alınarak hesaplanır. Bu yaklaşım, kanat üzerindeki basınç dağılımını ve dolayısıyla üretilen itki ve torku belirlemek için kullanılır. Bu yöntem ile yapılan hesaplar, genellikle 3 boyutlu etkileri göz ardı ederek çözümleme yapar. 3 boyutlu etkileri modellemek için literatürde geliştirilen farklı modeller bulunmaktadır (Mahmuddin, 2017).

Momentum Teori: Momentum teorisi, kanadın indüklediği akışın tüm rotor diski boyunca nasıl değiştiğini ele alır. Bu bölüm, kanatların havayı nasıl indüklediğini ve bu etkileşimin sonucunda ortaya çıkan hız ve basınç değişimlerini inceler. Momentum teorisi, kanatların hava üzerindeki etkisini ve bu etkinin sonuçlarını daha geniş bir perspektiften değerlendirir. Genellikle aktüatör disk adındaki rotorun modellendiği geometriler ile momentum analizleri

yapılır. Rotor belli bir itki katsayısı, C_t katsayısı kadar itki ürettiği varsayılarak bu parametreye bağlı değerler hesaplanır (Jhonson, 2013).

BEM teorisi, birçok farklı alanda uygulama bulmaktadır. Bunların başında helikopter rotorlarının tasarımı ve performans analizi için kullanılır. BEM, farklı uçuş senaryolarında rotor performansını tahmin etmeye yardımcı olur. Diğer bir yandan rüzgâr enerjisi sektöründe, türbin kanatlarının aerodinamik tasarımını optimize etmek ve enerji çıkışını maksimize etmek için kullanılır. Ek olarak uçak pervanelerinin aerodinamik analizi ve tasarımında etkilidir.

Avantajlarının başlıca olanları detaylı ve lokalize aerodinamik veri sağlar. Bununla birlikte rotor ve pervane tasarımında aerodinamik parametrelerin basit bir modelle daha kolay ve hızlı hesaplanmasını sağlayarak kritik bilgiler sunar (Mahmuddin, 2017).

Sınırlamalar ise yüksek indüklenmiş hızlarda veya çok yüksek atalet açılarında doğruluğu azalabilir ve 3D akış etkilerini ve viskoz etkileri tam olarak modellemekte yetersiz kalabilir (Mahmuddin, 2017).

Dağıtılmış itki sistemlerinin etkin bir şekilde tasarlanması ve işletilmesi, enerji verimliliğini artırma ve operasyonel performansı iyileştirme potansiyeli taşımaktadır. BEM teorisi, bu yenilikçi itki sistemlerinin tasarım ve optimizasyon çalışmalarında kritik bir rol oynar (Dae, 2010).

Dağıtılmış itki sistemlerinde en iyileme çalışmalarının yapılabilmesi için, rotorların her birinin akış üzerindeki etkileri doğru bir şekilde hesaplanması gerekmektedir. BEM teorisi, bu motorlar tarafından üretilen itki ve torkun, genel uçak aerodinamik performansına olan etkilerini modellemektedir. Bu teori, aynı zamanda motor konfigürasyonlarının aerodinamik etkileşimlerini analiz ederken, farklı hava senaryoları ve uçuş senaryoları altında simülasyon yapılmasını mümkün kılmaktadır. Bu simülasyonlar, tasarımların nasıl optimize edilebileceğini ve itki sisteminin performansını nasıl artırabileceğini belirlemek için büyük bir öneme sahiptir (Hyun, 2018). Pervaneli sistemlerin HAD analizleri, kompleks bir süreç gerektirir. Her bir bıçak elemanına ayrı ayrı sınır tabaka çözüm ağı oluşturulması gerekmektedir. Bu kompleks çözüm ağının oluşturulması ve çözülmesi uzun zaman almaktadır. Bununla birlikte pervane analizlerinin zamana bağlı olarak dönen alan çözüm

ağı ile çözülmesi gerekmektedir. Bu da analiz süresini uzatmaktadır. BEM metodu ile bu kompleks çözüm ağı ve zamana bağlı analize gerek kalmadan, zamandan bağımsız olarak pervanenin akışa etkisi, momentum olarak HAD çözücüsüne entegre edilebilmektedir. Özellikle dağıtılmış itki sistemi gibi birden fazla rotorlu sistemin analizi çok daha kompleks bir süreç gerektirirken, HAD çözücüsüne entegre edilmiş BEM metodunda analizler çok daha hızlı bir şekilde tamamlanabilmektedir (Abdelkhalig, 2022).

Sonuç olarak BEM teorisi, daha düşük çözünürlüğe sahip olmasına rağmen daha hızlı ve basit bir metot olarak dağıtılmış itki sistemlerinin tasarım ve analizinde önemli bir araç olarak öne çıkmaktadır. Bu teori, kompleks aerodinamik yapıların daha iyi anlaşılmasını ve bu sistemlerin aerodinamik verimliliklerinin maksimize edilmesini sağlayarak, havacılık sektöründeki enerji verimliliği ve performans hedeflerine ulaşmada kritik bir role sahiptir (Abdelkhalig, 2022).

2.2. Metodoloji

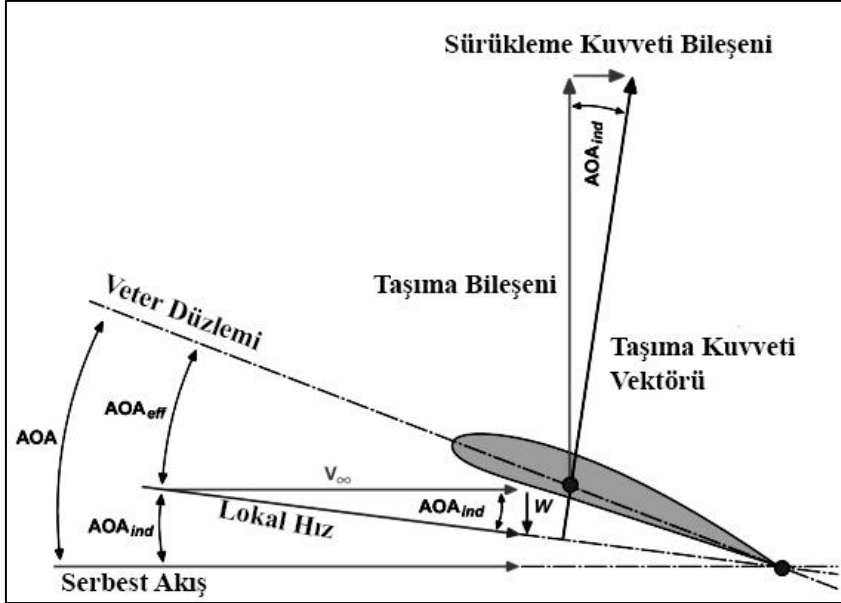
Bu başlıkta, BEM teorisine dayalı bir kod geliştirilmesi süreci ve bu kodun açık kaynaklık HAD çözücüsü olan SU2 (Stanford University Unstructured) programına entegre edilme süreci ele alınmıştır. BEM hesaplamalarında kullanılacak denklemler “An Implementation and Validation Study on the Actuator Disk Mode” makalesi referans alınarak hesaplanmıştır (Guzel, 2007).

BEM analizlerinin yapılması için hesaplanması gereken kritik değer efektif hücum açısıdır. Bu açı geometrik burulma ile indüklenme açısının farkı ile hesaplanır. Geometrik burulma açısı sabitken indüklenme açısı akışa bağlı olarak değişir. İndüklenme açısı:

$$\alpha_i = \tan^{-1} \left(\frac{V_{rel} * \vec{n}}{V_{rel} * \vec{t}} \right) \quad (2.1)$$

BEM metodunda kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerinin hesaplanmasında efektif hücum açısının hesaplanması gerekmektedir. Rotorun indüklenme açısının nasıl hesaplandığı Şekil 2.1.’de gösterilmiştir. Rotorun indüklediği akış, bıçak elemanının efektif hücum açısını azaltacak şekilde etki eder.

Şekil 2.1 efektif hücum açısı gösterilmektedir. Efektif hücum açısı, rotorun geometrik burulma açısından indükleme açısı çıkarılarak elde edilir.



Şekil 2.1. Efektif Hücum Açısı

Efektif hücum açısı, indükleme açısı ve kontrol açılarından oluşmaktadır. Buradaki kontrol açısı rotorun yaptığı kollektif ve açısal kontrol açılarına olarak iki bileşenden oluşur. Bunlar:

$$\alpha_e = \alpha_i + \gamma \quad (2.2)$$

Yukarıdaki denklemde kontrol açısı(γ) genellikle helikopter rotorlarında kullanılan bir parametredir. Bu rotorlarda açısal kontrol ihtiyacının olmasının sebebi, helikopterlerin ileri uçuşları sırasında rotorun sağ tarafı (ilerleyen taraf) akışı “leading edge” tarafından karşıladığı için daha yüksek taşıma kuvveti üretir. Ancak sol tarafta (gerileyen taraf) akış rotora “trailing edge” tarafından gelir. Bu durumda taşıma kuvvetine negatif etkisi olur. Helikopterin sağ ve sol tarafında asimetrik taşıma kuvveti oluşturur ve bu helikopter yuvarlanma momenti oluşturur. Bu momenti nötrlemek için helikopter rotorlarının sağ tarafında hücum açısı azaltılırken, sol tarafta artırılır. Bu kontrol açıları azimuta açısına bağlı olarak ifade edilir. Bu bağlantı aşağıdaki denklemde gösterilmektedir. Geliştirilen kodun helikopter geometrilerinde de kullanılabilmesi için koda bu kapasite de eklenmiştir.

$$\gamma = 1c * \cos(\varphi) + 1s * \sin(\varphi) \quad (2.3)$$

C_l ve C_d parametreleri daha öncesinden rüzgâr tüneli ya da HAD analizleri ile hesaplanır. Efektif hücum açısı hesaplamaları sonucunda elde edilen açığa karşılık gelen C_l , C_d parametreleri ile taşıma ve sürüklenme kuvvetleri hesaplanır. Normal taşıma ve sürüklenme kuvvetinden farklı olarak bu denklemler katılık oranı (Solidity) ile çarpılır. Katılık oranı rotor bıçaklarının alanının, döndükleri rotor düzlemin alanına oranı ile hesaplanır. BEM ile yapılacak analizlerde zamandan bağımsız analizlerde bu parametre kullanılmadığında rotor bıçağı her zaman diliminde, bıçak elemanı o lokasyondaymış gibi momentum üretir. Bu durumun önüne geçmek için katılık oranı kullanılır. Katılık oranı ve taşıma sürüklenme kuvvetleri aşağıdaki gibidir:

$$\sigma = \frac{N * A}{2 * \pi * r} \quad (2.4)$$

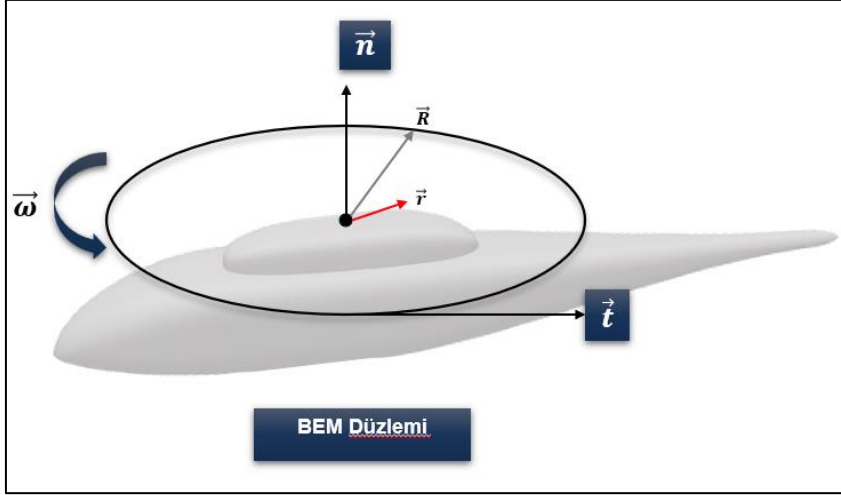
$$L = \frac{N * A}{4 * \pi * r} * c * \rho * V_{rel}^2 * C_l \quad (2.5)$$

$$D = \frac{N * A}{4 * \pi * r} * c * \rho * V_{rel}^2 * C_d \quad (2.6)$$

İndüklenen hız parametresi HAD çözüşünden hesaplanır. Bıçak üzerindeki yerel hızlar ise aşağıdaki denkleme bağlı olarak bulunur. Bu hız aşağıdaki denklem ile hesaplanır:

$$\vec{V}_{Blade} = \vec{r} * \vec{\omega} \quad (2.7)$$

Şekil 2.2 görselinde BEM parametrelerinin hesaplandığı rotor düzlemi görülmektedir. Bu rotor boyunca her bir bıçak elemanının üreteceği kuvvetler hesaplanır. Ancak hesaplanan bu kuvvetler tam olarak BEM düzleminde değildir. Bu düzleme geçmek için trigonometrik dönüşümler yapılır. Bunun ardından kuvvetler BEM düzlemine normal ve tanjant yönünde olacak şekilde güncellenir.



Şekil 2.2. BEM Düzlemi

Şekil 2.2 görseline göre kuvvetler:

$$F_N = L * \cos(a_i) - D * \sin(a_i) \quad (2.8)$$

$$F_T = L * \sin(a_i) + D * \cos(a_i) \quad (2.9)$$

Kuvvetler BEM düzlemine göre hesaplandıktan sonra vektörel olarak F_{rotor} kuvvetinde bir araya getirilir. Hazırlanan kodda bu vektörel kuvvet, elemanların alanıyla birlikte momentum denkleminde kaynak momentum olarak x, y, z yönlerinde eklenmektedir.

$$\overrightarrow{F_{rotor}} = F_N * \vec{n} + F_T * \vec{t} \quad (2.10)$$

Yukarıda bulunan rotor kuvveti, momentum denkleminde aşağıdaki gibi eklenmektedir.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int \rho u_i dV = - \oint u_i (\rho u \cdot \hat{n} dS) - \oint P \cdot \hat{n} dS + \oint \sigma \cdot \hat{n} dS + \oint f_{rotor} dS \quad (2.11)$$

İlerleyen çalışmalarda rotorun güç performans verimliliği hesaplamalarında kullanmak üzere, rotorun tork ve güç tüketimi de hesaplanmaktadır. Güç hesaplamaları aşağıdaki denklemlerde gösterilmektedir.

$$dT = r * dF_{drag} \quad (2.12)$$

$$dT = \frac{1}{2} * c * \rho * V_{rel}^2 * C_d * r * dr \quad (2.13)$$

$$T = \int dT \quad (2.14)$$

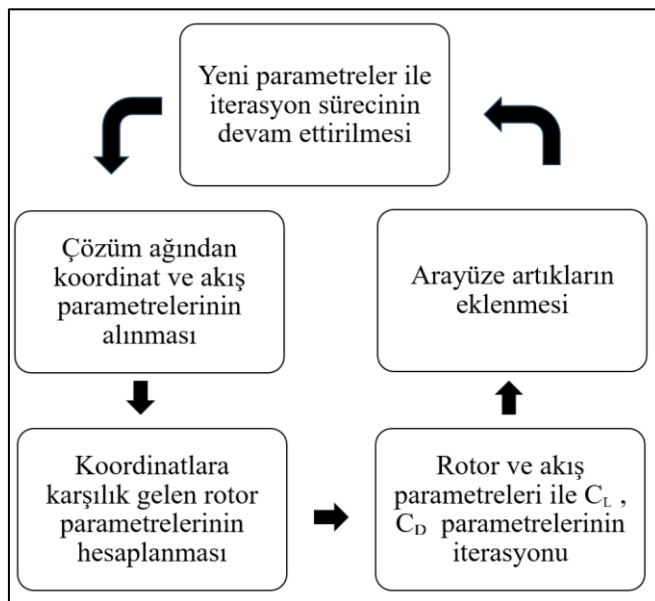
$$P = T * w \quad (2.15)$$

İlk aşamada, BEM teorisinin temel prensipleri detaylı olarak incelenmiştir. Bu teori, özetle rotor kanatlarının her bir elemanı için yerel hızları, itki ve tork değerlerini hesaplayarak, tüm rotorun performansını modellemek için kullanılır. Kodun girdi olarak kullanacağı parametreler, bu parametreler arasındaki korelasyon belirlenerek çıktılar belirlenmiştir.

2.3. Kod İçin Geliştirilen Algoritma ve SU2 Programına Entegrasyonu

Teorik modellemelerin ardından, bu teorileri simülasyon ortamında uygulayabilecek algoritmalar geliştirilmiştir. Algoritma, BEM teorisinin matematiksel ifadelerini, bilgisayar ortamında işlenebilir hale getirerek, rotor tasarımlarının aerodinamik performansını etkin bir şekilde değerlendirebilmek için tasarlanmıştır.

Geliştirilen kodun akış şeması Şekil 2.3’de verilmiştir.



Şekil 2.3. Geliştirilen Akış Şeması

Geliştirilen kod ilk olarak 2 boyutlu, farklı Reynolds ve Mach değerleri ile yapılan analizlerden elde edilen aerodinamik katsayı değerlerini girdi olarak almaktadır. Bununla birlikte rotoru tanımlayan Çizelge 2.1'deki BEM değerlerini de girdi olarak almaktadır.

Çizelge 2.1. BEM Girdi Dosyası İçerişi

Dosya adı: Rotor_model_input
Rotor Sayısı
Aktüatör diski için gevşeme faktörü (Under Relaxation Factor)
Rotor kuvvetleri için dosyaya yazma frekansı
Aktüatör diskinin, çözüm ağındaki yüzey adları
Rotorun bıçak sayısı
Rotorun yarıçapı (m)
Rotorun dönme hızı (rad/s)
Rotor merkezinin koordinatları (m)
Rotor diskinin eğimi ve yatış açısı (pitch and bank angle) (derece)
Yanal ve boyuna kontrol açıları (derece)
Bıçaktaki segment sayısı
Rotorun kanat aralığı kolektifi (derece)
Her segment için; veter (chord) uzunluğu (m), burulma açısı(derece), bıçak üzerindeki konum (r/R) ve kanat profilinin.

Girdi değerleri okunduktan sonra hesaplama süreci, SU2'nun içerisindeki arayüz fonksiyonunun içinde yapılmaktadır. Bu fonksiyonun temel amacı ayrı bölgeler olarak oluşturulan çözüm ağının arayüzündeki parametrelerin bölgeler arasındaki geçişi sağlamaktır. Geliştirilen kod bu fonksiyonun içindeki okunan arayüz koordinatlarının, rotorun merkez koordinatları ve rotor çapına bağlı olarak rotorun içerisinde kalıp kalmadığını kontrol eder. Rotorun içerisinde kalması durumunda buradaki hız, yoğunluk değerleri ile Mach ve Reynolds Number değerleri hesaplanmaktadır. Bu değerler ve rotorun burulma açısı ile, ilgili koordinattaki C_l , C_d parametreleri hesaplanır. Bu hesaplamada Mach, Reynold ve hücum açısına bağlı olarak, girdi olan C_l , C_d parametrelerinin iterasyonu yapılır. Örneğin girdi dosyasında 3 ve 5 hücum açısı için aerodinamik değerler varsa, burulma

açısının 4 olduğu lokasyon için aerodinamik katsayılar iterasyon ile bulunur. Bu iterasyon, açısı, Reynolds Number, Mach parametrelerinin her biri için ayrı olarak yapılır.

Bu katsayılar ile taşıma ve sürüklenme katsayıları hesaplanarak çözüm ağındaki hücrelerin yüzey alanıyla birlikte akışa artık (residual) olarak eklenir. Çözüm ağı bölgeleri arasındaki parametrelerin geçişi karşılıklı gelen çözüm ağı koordinatlarının artık değerlerinin aktarılmasıyla yapılır. BEM ile hesaplanan basınç değeri buradaki artığa eklenerek akışın indüklenmesi sağlanır.

Akış çözülürken her adımda güncellenen akış parametrelerine göre BEM'in artık değerleri yeniden hesaplanır. BEM etkisi ile yapılan iterasyonlar sonucunda analiz yakınsadığında rotorun etkileri akışa eklenmiş olur.

Geliştirilen algoritmalar, SU2 simülasyon yazılımı ile uyumlu çalışacak şekilde kodlanmıştır. Bunun için SU2 programına ait “CFVMFlowSolverBase.inl” dosyasının içine entegrasyon yapılmıştır. Bu dosyanın içerisinde “BC_FluidInterface” adlı bir fonksiyon bulunmaktadır. Bu arayüz fonksiyonu çoklu bölge çözüm ağları arasındaki parametre geçişlerini sağlamaktadır. Burada çözüm ağı hücrelerinin sahip olduğu hız, yoğunluk gibi parametreler alınarak geliştirilen koda aktarılmıştır. BEM analizlerinin yapılması için gerekli olan C_l , C_d parametreleri için Reynolds ve Mach değerleri gerekmektedir. Bu fonksiyonun içerisinde ilgili parametreler hesaplanarak, rotor profili veri seti ile interpolasyon yapılarak taşıma ve sürüklenme kuvvetleri hesaplanmaktadır.

Arayüz fonksiyonu içerisinde, arayüzün bir tarafından diğer bölgeye aktarılabilecek olan artık değerlere, BEM ile hesaplanan basınç artık değerleri, hücre alanları ile çarpılarak aktarılan artıklara eklenmektedir. Bu sayede rotorun indükleyeceği momentum akışa bu şekilde eklenmiş olur.

İlk yapılan analizlerde, akışın yüksek miktarlarda indüklenmesi gerektiğinde, akışa eklenen büyük artık değerleri, ıraksamaya sebep olmuştur. Bunun için akışa artıklar eklenirken aşağıdaki “Under Relaxation Factor (URF)” eşitliği kullanılmıştır.

$$Residual = Residual_{old} + \varepsilon (Residual_{new} - Residual_{old}) \quad (2.16)$$

Bu denkleme göre ilk adımlarda BEM ile eklenecek olan artıkların etkisi kontrol edilebilmektedir. URF değerinin 1 olması durumunda akışa BEM ile hesaplanan artık değerleri eklenmektedir. URF değeri 0'a yaklaştıkça BEM etkisi akışa daha geç eklenmeye başlanacaktır.

Kodun geliştirilmesinden sonra, doğrulama sürecine geçilmiştir. Bu aşamada, NASA'nın ROBIN deneylerinin veri setleri kullanılarak kod ile hesaplanan itki değerleri ve gövde üzerindeki basınç değerleri kontrol edilerek kodun doğruluğu test edilmiştir. Bu testler, kodun rüzgâr tüneli verileriyle ne kadar uyumlu çalıştığını ve tahminlerinin doğruluğunu değerlendirme fırsatı sunar.

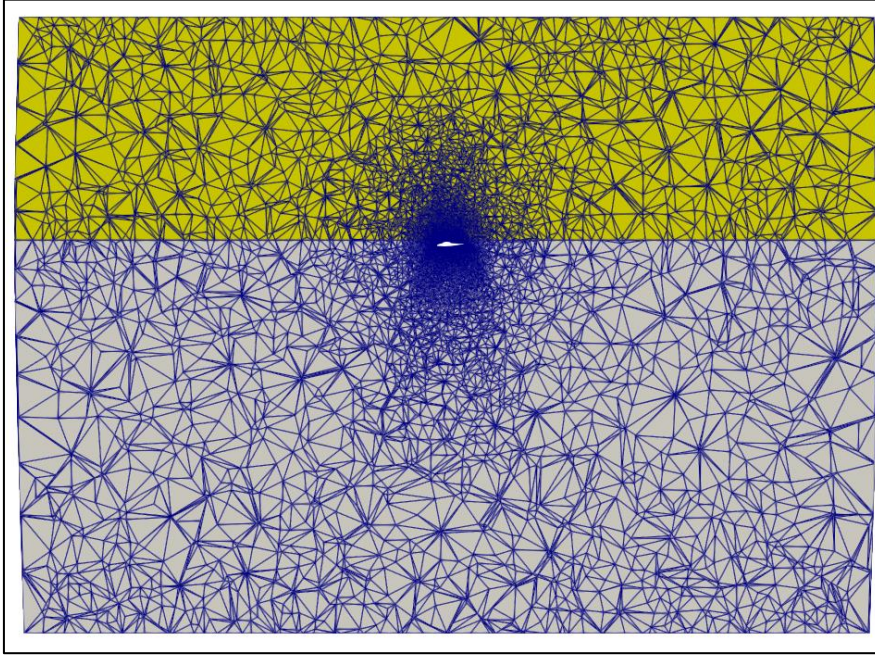
2.4. Çözüm Ağı Oluşturma Stratejisi

Çözüm Ağı oluşturma stratejisi, aerodinamik simülasyonlarda doğruluk ve verimlilik açısından kritik bir öneme sahiptir. Bu tez çalışmasında, BEM teorisinden hesaplanan aerodinamik yüklerin ve artıkların simülasyonlara entegre edilmesi, çok bölgeli (Multi-zone) çözüm ağı oluşturma stratejisi kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu strateji, rotorun bulunduğu düzlemden çözüm ağını iki parçaya bölerek, geometride bir değişiklik yapmadan bütün düzlem boyunca rotorun konumunun değiştirilmesine, rotor sayısının değiştirilebilmesine olanak sağlar.

Dağıtılmış itki sistemlerinde, rotorlar ve diğer aerodinamik yüzeyler farklı hava akışı karakteristiklerine sahip bölgeler yaratır. Bu nedenle, simülasyonun başında, analiz yapılacak olan geometriye göre iki ayrı bölge tanımlanması gerekir. Her bölge için ayrı çözüm ağı detaylandırmaları yapılır, bu da simülasyon sırasında hesaplama yükünün optimize edilmesine ve daha doğru sonuçların elde edilmesine olanak tanır.

Rotor düzlemi etrafında, yüksek detay gerektiren rotor bölgesi ve bu bölgenin dışındaki alanlar olmak üzere iki ana bölge oluşturulur. Rotor bölgesi, yüksek çözünürlükte Çözüm Ağı ile modellenirken, dış bölgeler daha düşük çözünürlükte Çözüm Ağı ile tanımlanır. Bu yaklaşım, hesaplama kaynaklarının verimli kullanımını sağlar ve simülasyon sürelerini kısaltır.

Şekil 2.1 görselinde ROBIN (Rotor Body Interaction) için oluşturulan çözüm ağı yapısı görülmektedir. ROBIN'in rotor düzleminin bulunduğu koordinatlardan çözüm ağı iki ayrı bölgeye bölünmüştür. BEM ile hesaplanan akış parametreleri bu arayüzden çözüm ağına eklenmektedir. ROBIN'in rotorunun bulunduğu bölgede daha yüksek çözünürlüklü çözüm ağı yapısı oluşturulmaktadır.

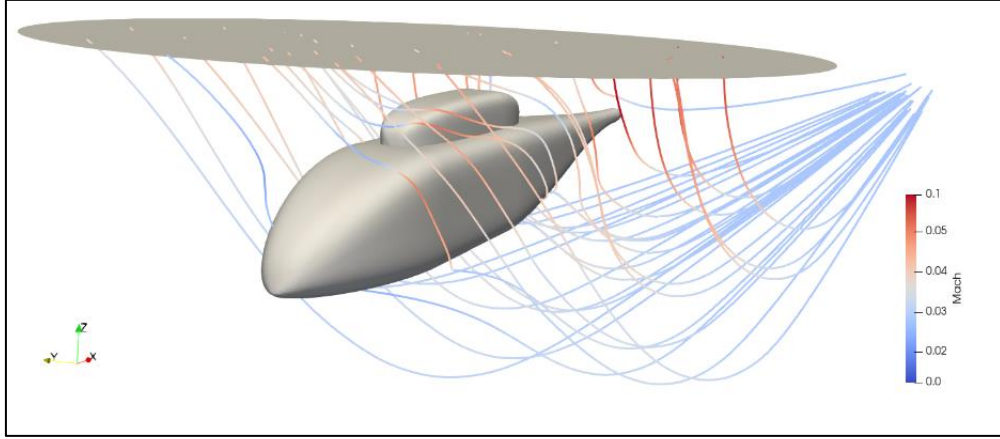


Şekil 2.4. Çok Bölge Çözüm Ağı Yapısı

Şekil 2.4 görselinde eklenecek kaynak terimler, akışı sarı bölgeden gri bölgeye indükleyecek şekilde çözüm ağı oluşturulmuştur.

BEM ile hesaplanan aerodinamik artıklar, iki alan arasındaki arayüzden akışa eklenir. Bu yöntemle, rotorun aerodinamik yükleri ve basınç değişimleri doğrudan ilgili bölgelerde simüle edilir. Arayüzde artıkların doğru bir şekilde entegre edilmesi, simülasyonun doğruluğunu artırır.

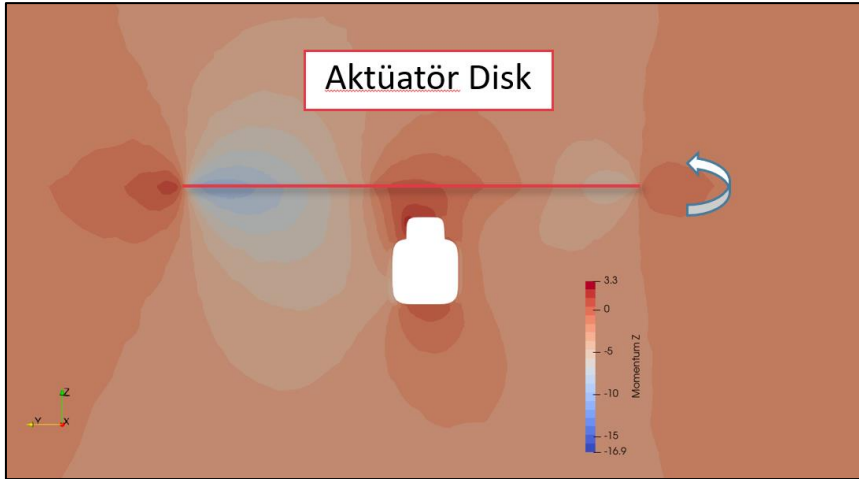
Şekil 2.2 görselinde ROBIN geometrisinin üstünde aktüatör disk görülmektedir. Burada gerçek bir rotor geometrisi yerine sanal bir disk kullanılarak rotorun akış üzerindeki etkisi bu sanal düzlemden akışa eklenmektedir.



Şekil 2.5. İndüklenen Akış Çizgileri

Akış çizgilerindeki kavisli hareketler, eklenen kaynak terimlerin vorteks etkilerini göstermektedir.

Önceki başlıklarda anlatılan helikopter rotorlarındaki asimetric itki kuvveti Şekil 2.6 görselinde görülebilmektedir. İndüklenen akış kırmızıdan maviye geçen renk eğrilerinde görülebilmektedir. Rotorun etkisi z momentumunu negatif yöne doğru indükleyecektir. Renk eğrileri mavi olan bölge akışın negatif z yönünde ilerlediğini göstermektedir.



Şekil 2.6. BEM Düzlemi (Actuator Disk)'in Akışa Etkisi

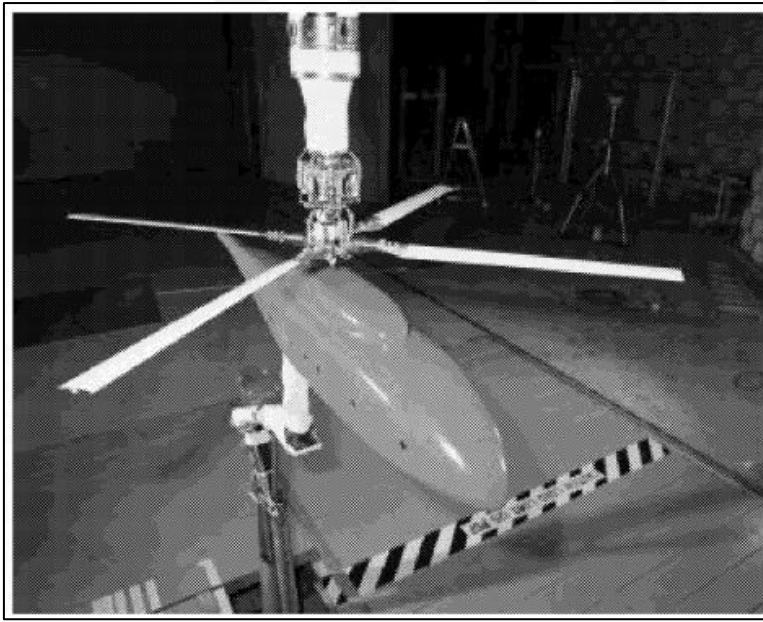
Şekil 2.6 görselinde uç vorteksler belirgin bir şekilde görülmektedir. Bu vorteksler uça kayıplarına sebep olmaktadır.

3. BEM KODUNUN DOĞRULAMA ÇALIŞMALARI

Bu başlıkta SU2 programına entegre edilen BEM kodunun literatürde var olan ROBIN deneyleri ile doğrulama çalışmaları anlatılmaktadır. ROBIN'in rüzgâr tünel verileri kullanılarak doğrulama çalışmaları yapılmıştır.

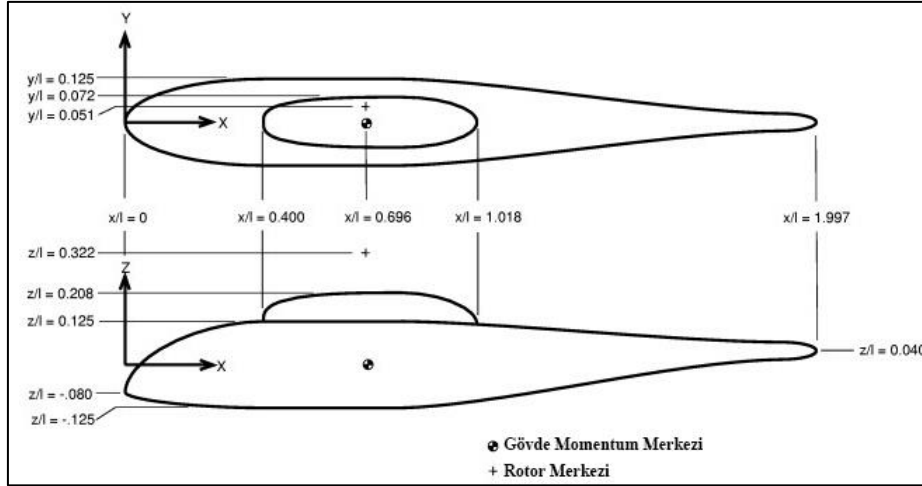
3.1. NASA'nın ROBIN Deneylerine Genel Bakış

NASA'nın ROBIN deneyleri, rotor ve gövde etkileşimlerini incelenmek üzere tasarlanmış bir deneysel çalışmadır. Bu deneyler, havacılık mühendisliği ve aerodinamik alanında, özellikle rotor aerodinamikleri ve rotorların çeşitli yapılarla etkileşimleri üzerine yapılan analizlerde kritik veriler sağlamaktadır. ROBIN deneyleri hem teorik modellerin doğrulanması hem de yeni simülasyon tekniklerinin geliştirilmesi için temel bir referans noktası olarak işlev görür. Rüzgâr tünelinde yapılan testlerin modeli Şekil 3.1 görselinde görülmektedir.



Şekil 3.1. ROBIN Deneysel Test Görseli (Raymond, 2000)

Oluşturulan olan çözüm ağında kullanılan ölçüler, Şekil 3.2 görselindeki parametrelere bağlı olarak hazırlanmıştır.



Şekil 3.2. ROBIN Geometrisinin Parametreleri (Raymond, 2000)

Deneylerin amacı ve yapısı

NASA'nın ROBIN deneyleri, özellikle helikopter rotorlarının ve diğer döner kanatların gövde yapısı ile olan aerodinamik etkileşimlerini anlamak amacıyla düzenlenmiştir. Deneyler, rotor performansını doğrudan etkileyen aerodinamik yükler üzerinde yoğunlaşır. Bu çalışmalar, rotor tasarımlarının optimizasyonu ve itki sistemlerinin verimliliğinin artırılması için önemli veriler sunar.

Deneyler sonucunda elde edilen itki parametreleri ve ROBIN geometrisi gövde üzerindeki basınç değerleri “NASA/TM-2000-210286” (Raymond, 2000) kodlu makalede paylaşılmıştır. Geliştirilen kod ile hesaplanan itki değerleri ve akışa yapılan indüklemenin doğruluğu bu makaledeki veri setine bağlı olarak yapılmıştır.

Deney metodolojisi

ROBIN deneylerinde, çeşitli rotor konfigürasyonları, farklı hava akış senaryoları altında test edilmiştir. Deneyler hem statik hem de dinamik test ortamlarında gerçekleştirilmiş olup, ölçüm cihazları ve sensörler aracılığıyla detaylı veri toplanmıştır. Rotor ve gövde arasındaki etkileşimler, aerodinamik basınçlar, itki ve tork değerleri gibi parametreler ölçülmüştür. Bu farklı senaryolarda ölçülen değerler doğrulama çalışmalarının tutarlılığı için önemlidir.

Veri analizi ve uygulamalar

Testler sonucunda sunulan veriler hem mevcut teorik modellerin doğrulanması hem de yeni simülasyon metodolojilerinin geliştirilmesi açısından değerlendirilmiştir. Ayrıca bu veriler, BEM teorisi gibi analitik yöntemlerle elde edilen sonuçların gerçek dünya koşulları ile uyumluluğunu test etmek için kullanılmıştır. NASA'nın ROBIN deneyleri, özellikle BEM kodunun geliştirilmesi ve doğrulanmasında kullanılarak, kodun hesapladığı aerodinamik parametrelerin gerçek test sonuçlarıyla karşılaştırılmasını sağlamıştır.

3.2. BEM İçin Veri Analizi (C_l ve C_d 'nin hesaplanması)

BEM teorisinin uygulanmasında, aerodinamik performansı değerlendirmek için kaldırma C_L ve sürüklenme C_D katsayılarının analizi büyük önem taşır. Bu projede, NACA 0012 profili üzerinde yapılan tarama analizleri, BEM kodunun doğruluğunu ve güvenilirliğini artırmak amacıyla gerçekleştirilmiştir. NACA 0012, simetrik bir profil sunması ve geniş bir hız ve açı aralığında stabil performans sergilemesi nedeniyle aerodinamik çalışmalarda sıkça kullanılan bir profil modelidir. ROBIN geometrisinde rotor profili olarak NACA 0012 profili kullanılmıştır. Doğrulama çalışmalarında ROBIN için tarama analizleri yapılan NACA 0012 profili, dağıtılmış itki sisteminin rotorlarında da kullanılacaktır.

Çözüm ağı bağımsızlık çalışmaları:

Analizlerde ilk adım olarak, çözüm ağı bağımsızlık çalışması yapılmıştır. Bu çalışma, seyrek, orta ve yoğun olmak üzere üç farklı çözüm ağı oluşturulmuştur. Her bir çözüm ağı seviyesi için C_L ve C_D değerleri hesaplanarak, sonuçların çözüm ağı yoğunluğuna olan duyarlılığı analiz edilmiştir. Bu sayede, analiz sonuçlarının çözüm ağı detay seviyesinden bağımsız olduğu ve dolayısıyla güvenilir olduğu doğrulanmıştır.

Farklı Reynolds ve Mach sayılarında analizler:

NACA 0012 profili üzerinde, farklı Reynolds ve Mach sayılarında aerodinamik performans testleri yapılmıştır. Bu testler, profilin çeşitli hava senaryolarındaki davranışını gözlemlemek için tasarlanmıştır. Reynolds sayısı, profil üzerindeki hava akışının laminar veya türbülanslı olma durumunu; Mach sayısı ise akışın ses hızına göre göreceli hızını ifade

eder. Her iki parametrede yapılan değişiklikler, C_l ve C_d değerlerinin nasıl etkilendiğini ortaya koymaktadır.

Doğruluk ve karşılaştırmalar:

Elde edilen C_l ve C_d değerleri, literatürde mevcut olan verilerle karşılaştırılarak doğrulanmıştır. Bu karşılaştırma, geliştirilen BEM kodunun ve kullanılan analiz metodolojisinin doğruluğunu ve güvenilirliğini teyit etmek için önemli bir adımdır.

3.3. Çözüm Ağı Bağımsızlık Çalışması

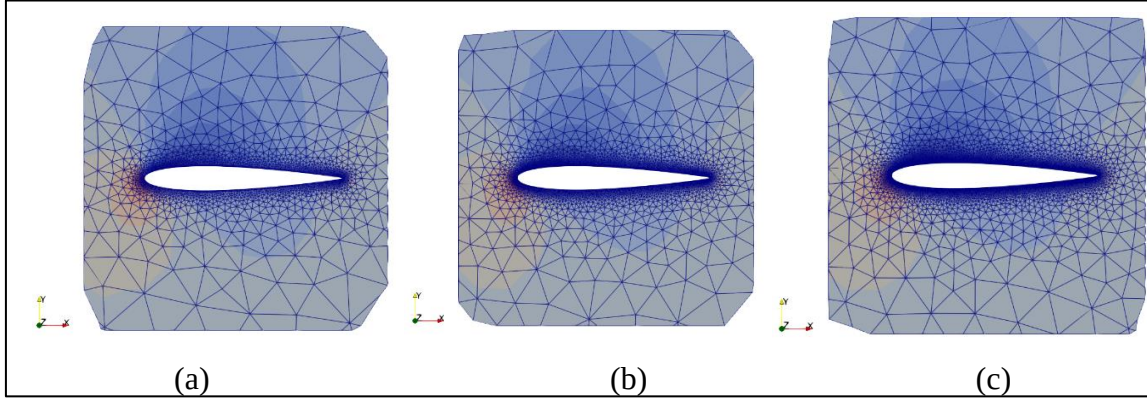
Analizler sırasında kullanılacak aerodinamik katsayılarının elde edilmesi için HAD analizlerinin yapılması gerekmektedir. Bu analizlerde kullanılacak rotor profilinin çözüm ağı için çözüm ağı bağımsızlık çalışması yapılmıştır. Bağımsızlık çalışmalarında çözüm ağı parametrelerinin uzunluk ya da aralıkları yarı değerlerine indirilerek yapılmıştır (Thompson, 2017).

Rotor bıçak profilinin ilk katman yüksekliği $3,79 \times 10^{-6}$ m'dir. Bu değer y^+ değeri 1 hedeflenmesi durumu için hesaplanan değerdir. Analizlerin yapıldığı serbest akış alanı 50 veter ($50 \times \text{chord}$) uzunluğundadır. Çözüm ağı parametreleri Çizelge 3.1'de verilmiştir.

Çizelge 3.1. Rotor Profili Çözüm Ağı Bağımsızlaştırma Parametreleri

	Hücre Sayısı	Katman Sayısı	Büyüme Oranı	Profil Hücreleri	Ayrışma	ST Yüksekliği (m)
Seyrek	8912	19	1,24	250	0,5	0,000925
Orta	21927	30	1,12	500	0,6	0,000915
Yoğun	58715	47	1,06	1000	0,7	0,000914

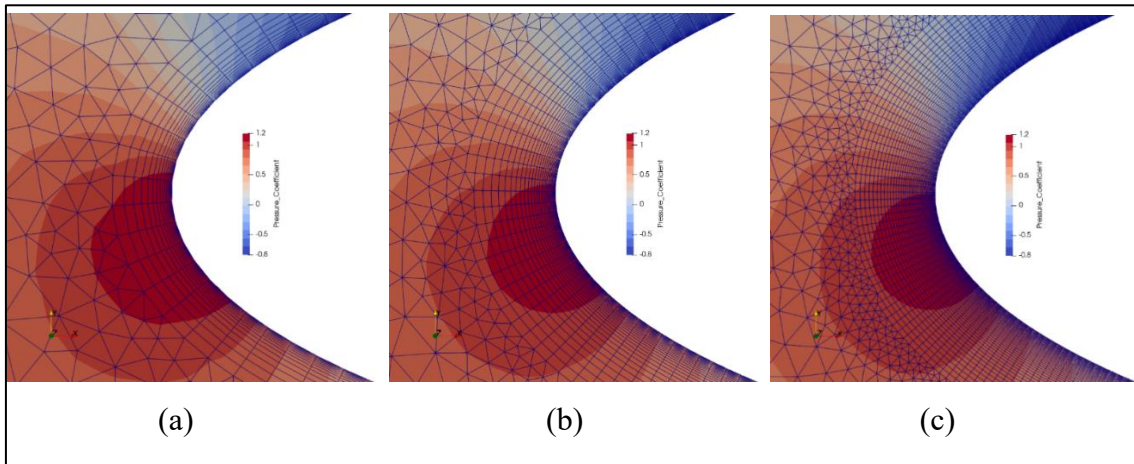
Bu parametreler ile üretilen seyrek, orta ve yoğun çözüm ağlarının görselleri Şekil 3.3’da verilmiştir.



Şekil 3.3. NACA0012 için (a) Seyrek (b) Orta (c) Yoğun Çözüm Ağı Yapısı

Çözüm ağı bağımsızlaştırma çalışmalarındaki ağ yapısının sıklaşma seviyesi ve çözüm ağı yoğunluğu Şekil 3.3 görselinde görülmektedir.

Şekil 3.4. görselinde seyrek çözüm ağı sınır tabakası görülmektedir. Eş basınç eğrileri sert geçişleri görselde görülebilmektedir.



Şekil 3.4 NACA0012 için (a) Seyrek (b) Orta (c) Yoğun Çözüm Ağı Sınır Tabaka Kesiti

Seyrekten yoğunla doğru oluşturulan çözüm ağı ile yapılan analizler sonucunda bulunan basınç katsayı değerleri Şekil 3.4 görselinde verilmiştir. Bu basınç katsayılarının daha yumuşak geçişlere sahip olması tutarlılığın daha yüksek olduğunu göstermektedir.

3.4. Orta Çözüm Ağı İçin Seçim Gerekçesi

Analizlerin yapıldığı bilgisayarın özellikleri Çizelge 3.2’de verilmiştir. Analiz süreleri bu bilgisayara göre hesaplanmıştır.

Çizelge 3.2. Bilgisayar Özellikleri

	Değer
Çekirdek Sayısı	192
Toplam Ram	248 Gb

Yapılan analizler sonucunda bulunan değerler Çizelge 3.3’de verilmiştir. Analizler ve deneysel veriler (Charles, 1987) NACA0012 profilinin 4 derecedeki analiz sonuçlarını göstermektedir.

Çizelge 3.3. NACA0012 İçin Çözüm Ağı Katsayıları

	Cl	Cd	Analiz Süresi (dk)	Cl Hata Oranı (%)	Cd Hata Oranı (%)
Deneysel	0,4228	0,06402			
Seyrek	0,417664	0,074144	9	-1,21476	15,81381
Orta	0,421671	0,064887	21	-0,26703	1,169346
Yoğun	0,422156	0,063958	45	-0,15232	0,09555

NACA0012 için hata oranı orta ve yoğun çözüm ağları arasında oldukça düşük bir değişim göstermiştir. Bilgisayar gücü ve analiz süresi açısından orta çözünürlükteki çözüm ağı ile bulunan değerler doğru kabul edilerek analizlere devam edilmiştir.

3.5. NASA'nın ROBIN Deneyleriyle Doğrulama

Bu başlıkta NASA’nın ROBIN deneyleri için yapılan doğrulama çalışmaları anlatılmıştır. Doğrulama çalışmalarında ROBIN’e ait rüzgâr tüneli verileri kullanılmıştır.

ROBIN için çözüm ağı bağımsızlığı:

ROBIN deneyleri kapsamında yapılan Çözüm Ağı bağımsızlığı analizi, rotor-gövde etkileşimlerini içeren karmaşık aerodinamik simülasyonlarda özellikle önem taşır. Bu analiz, simülasyonun doğruluğunu ve tekrarlanabilirliğini garantilemek için kritik bilgiler sağlar.

Çözüm Ağı Bağımsızlığı Çalışmasının Adımları aşağıdaki gibi belirlenmiştir:

Çözüm ağı seviyelerinin belirlenmesi:

Çözüm ağı bağımsızlığı testi için çeşitli çözüm ağı yoğunluk seviyeleri belirlenir. NACA 0012 çözüm ağı çalışmalarına benzer olarak seyrek, orta ve yoğun olarak adlandırılan üç ana seviye kullanılacaktır. Bu seviyeler, çözüm ağı elemanlarının boyutu ve çözüm ağının aerodinamik yüzeyler üzerinde ne kadar detaylı olduğunu belirler.

Simülasyon parametrelerinin ayarlanması:

Her bir çözüm ağı seviyesi için aynı simülasyon parametreleri kullanılarak testler gerçekleştirilecektir. Bu parametreler, sınır koşulları, fiziksel modeller, çözüm algoritmaları ve iterasyon sayıları gibi unsurları içerir. Bu yaklaşım, çözüm ağı yoğunluğunun sonuçlar üzerindeki etkisini izole edilmiş bir şekilde incelemeyi mümkün kılar.

Optimal çözüm ağı yoğunluğunun seçilmesi:

Sonuçların karşılaştırılması sonucunda, simülasyonun hem yeterli doğruluğu sağladığı hem de hesaplama süresini minimize ettiği bir çözüm ağı yoğunluğu seviyesi seçilir. Bu seviye, genellikle en ince çözüm ağının sağladığı sonuçlarla, bir üst seviye çözüm ağının sonuçları arasındaki farkın kabul edilebilir bir hata marjı içinde olduğu durumlarda belirlenir. Yapılan analizler sonucunda bulunan aerodinamik kuvvetler ve basınç değerleri incelenerek seçim yapılır.

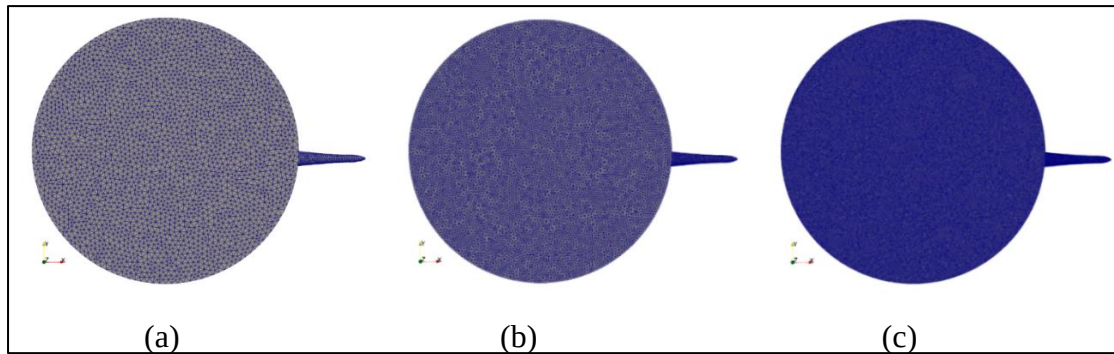
ROBIN için çözüm ağı parametreleri:

ROBIN geometrisi için kullanılan çözüm ağı bağımsızlaştırma parametreleri Çizelge 3.4'te verilmiştir. İlk katman uzunluğu $1,35 \times 10^{-6}$ metredir. Bu değer hedef y^+ değerini 1 olarak hesaplanması için gerekli olan değerdir. Serbest akış alanının çapı ROBIN geometrisinin uzunluğunun 50 katı olarak ayarlanmıştır. Sınır tabaka yüksekliğinin yakalanması için gerekli katman parametreleri ve çözüm ağı gövde ve BEM arayüzü aralık değerleri Çizelge 3.4'te verilmiştir.

Çizelge 3.4. ROBIN Çözüm Ağı Bağımsızlaştırma Parametreleri

	BEM	Gövde	ST Yüksekliği(m)	Büyüme Oranı	Katman Sayısı	Hücre Sayısı
Seyrek	0,02	0,008	0,028319	1,2	25	2 862 336
Orta	0,01	0,004	0,038218	1,15	33	12 253 654
Yoğun	0,005	0,002	0,31372	1,1	45	40 596 381

Çözüm ağının çözünürlüğü BEM ile yapılacak hesaplamalar ve akışa eklenecek artıklar açısından önem arz etmektedir. Çözüm ağının rotorun etkilerini yakınsayacak çözüm ağı detayında olması gerekmektedir. Bununla birlikte aktüatör disk üzerindeki çözüm ağı olması gerekenden fazla detaylı olduğunda, akışa BEM ile eklenen artık değerler SU2 çözücüsünde ıraksamaya sebep olmaktadır. ROBIN oluşturulan çözüm ağları Şekil 3.5 görselindeki gibidir.

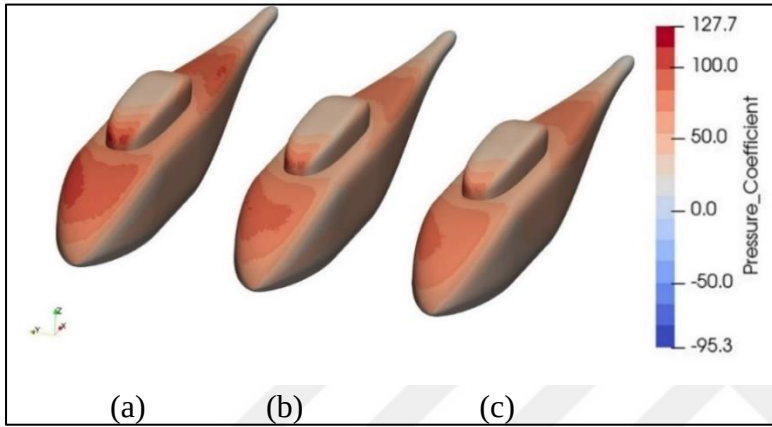


Şekil 3.5. ROBIN (a) Seyrek (b) Orta (c) Yoğun Çözüm Ağı Üstten Görünümü

Şekil 3.5 görselinde çözüm ağının yoğunluğunun seyrekten yoğun çözüm ağına doğru nasıl sıklaştığı görülmektedir.

Seyrek, orta ve yoğun çözüm ağı karşılaştırması:

Seyrek, orta ve yoğun çözüm ağları ile yapılan analizlere ait basınç katsayısı kontürleri Şekil 3.6 görselinde gösterilmiştir. Çözüm ağına karar verilirken görseldeki kontürlerin tutarlılığının kontrol edilmesi gerekmektedir. Kontürler geçişlerinde farklı parametreler için yumuşak bir geçiş olması gerekmektedir. Bu kontür çizgileriyle birlikte basınç katsayı grafiklerinin çizilmesi daha sağlıklı sonuçlar vermektedir.



Şekil 3.6. ROBIN (a) Seyrek (b) Orta (c) Yoğun Çözüm Ağı Basınç Katsayıları

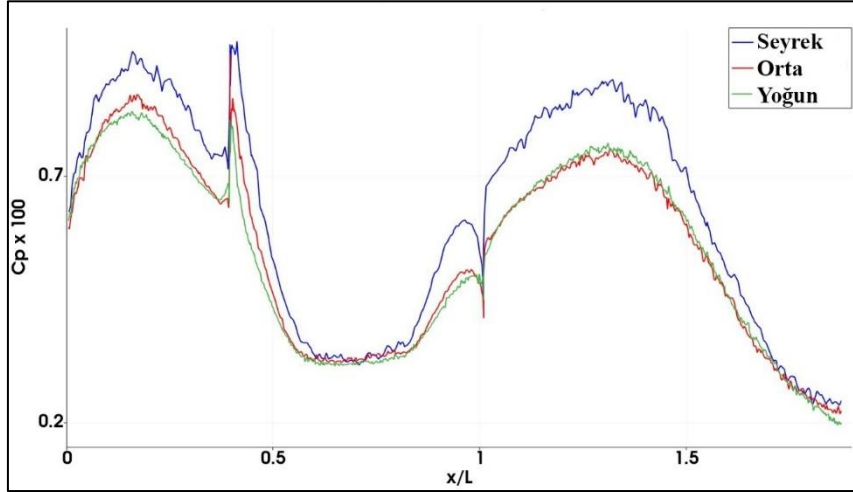
Orta ve yoğun için olan görsellerdeki kontür geçişlerine birbirlerine paralellik göstermektedir. Kontür çizim aralığına bağlı olarak grafiklerde farklılıklar da gözlemlenebilmektedir.

Yapılan analizler sonucunda elde edilen itki değerleri ve analiz süreleri saniye cinsinden Çizelge 3.5'te gösterilmiştir. Çözüm ağı bağımsızlaştırması için hazırlanan çözüm ağları ile rüzgar tüneli verileri kıyaslanarak farklar yazılmıştır.

Çizelge 3.5. ROBIN Çözüm Ağı Bağımsızlaştırma Sonuçları

	İtki (N)	Analiz Süresi (dk)	Fark %
Deneyisel	743		
Seyrek	787	27	5,92
Orta	771,9	58	3,89
Yoğun	766	107	3,10

Gövde üzerindeki basınç katsayıları y normalinden $y=0,007$ metredeki noktadan çizdirilmiştir. Seyrek, orta ve yoğun çözüm ağı basınç katsayıları sonuçları Şekil 3.7. görselinde gösterilmiştir.



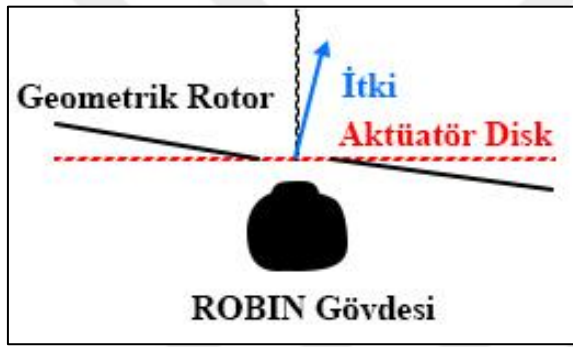
Şekil 3.7. Seyrek, Orta ve Yoğun Çözüm Ağı Kanat Boyunca y Yönünde Basınç Kıyaslaması

Basınç grafiğinin iniş ve çıkış trendleri ROBIN geometrisine bağlıdır. x/L 'nin 0 olduğu pozisyonda durma noktası (stagnation point) bulunduğu için basınç nispeten yüksektir. Serbest akışın ya da indüklenen akışın dominant olma durumuna göre basıncın buradaki değeri daha yüksek değerlere ulaşabilir. Bunun arkasından rotorun indüklediği akış ile yüzey üzerindeki basınç artar. Bunun ardından helikopter gövdesinin taç kısmının başladığı yerdeki pik noktası görülür. Burada da durma noktasının etkisi basıncın artmasına sebep olur. Rotorun kök bölgesi taç bölgesinin üstüne geldiği için bu bölgede akış indüklenmez ve basınç düşer. Taç bölgesinin bittiği noktada tersine bir basınç azalış hareketi görülmektedir. Ardından indüklenen akış ile taç arkası bölgede basınç artışı görülür ve rotorun etkisinin yitirilmesiyle basıncın azalma grafiği görülmektedir. ROBIN ile yapılan diğer analizlerde çizdirilen C_p değerlerinin değişimi yaklaşık olarak bu açıklama ile paralellik gösterecektir. Orta ve yoğun çözüm ağlarının itki kuvvetindeki hata oranları birbirine oldukça yakındır. Yine Gövde üzerindeki basınç katsayıları da birbiri ile örtüşmektedir. Hata oranının kabul edilebilir limitlerde olduğu varsayılarak doğrulama çalışmalarına orta çözüm ağı ile devam edilmiştir.

Farklı senaryolarda ROBIN doğrulaması:

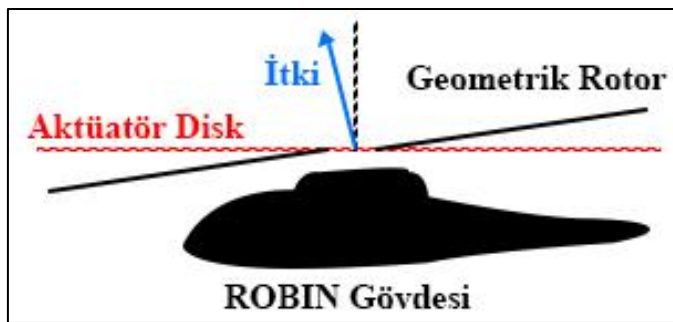
Doğrulama çalışmalarında NASA'nın ROBIN için yapılan rüzgâr tüneli verileri (Raymond, 2000) kullanılmıştır.

Yapılan testlerde farklı ileri uçuş hızlarında rotorun kontrol açıları değiştirilerek itki ve basınç değerleri elde edilmiştir. Analizler sırasında kullanılan 1c ve 1s açıları Şekil 3.8. ve Şekil 3.9. görsellerinde gösterilmiştir. Helikopterlerde bulunan bu kontrol açıları BEM modelinin tutarlılığını düşürmektedir. Bunun nedeni aktüatör diskin, gerçek rotorun yani geometrik rotorun bulunduğu düzlemden uzak kalmasıdır.



Şekil 3.8. Helikopter 1s Kontrol Açısı

Şekil 3.8. görselinde helikopter rotorunun yuvarlanma kontrol açısı görülmektedir.



Şekil 3.9. Helikopter 1c Kontrol Açısı

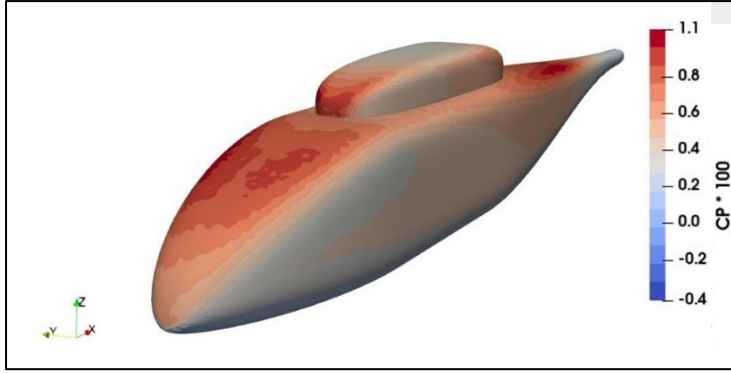
Şekil 3.9. görsellerinde helikopter rotorunun yunuslama kontrol açısı görülmektedir. Buradaki kontrol açılarıyla birlikte burulma açıları da değiştirilerek farklı analiz senaryoları oluşturulmuştur. Doğrulama analizleri sırasında kullanılan parametreler Çizelge 3.6.'da gösterilmektedir.

Çizelge 3.6. ROBIN Doğrulama Senaryo Parametreleri

Senaryo	İleri Uçuş Hızı (m/s)	0,75R Burulma Açısı	Kök Açısı	Uç açısı	1s	1c
1	1,80	9,4	15,4	7.4	0,2	-0,1
2	2,16	11,8	17,8	9.8	0,2	-0,1
3	9,19	11,9	17,9	9.9	1,3	-1,3

Senaryo 1:

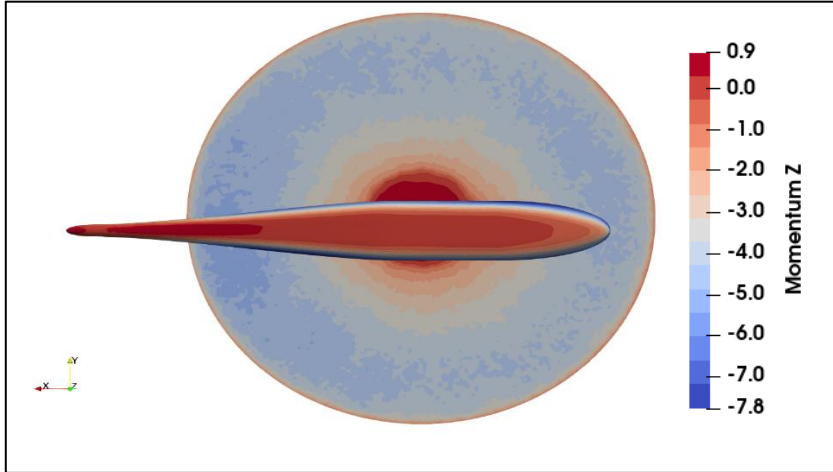
1. senaryo için yapılan analizler sonucunda elde edilen gövde basınç parametreleri Şekil 3.10. görselinde gösterilmiştir. Aktüatör diskin oluşturduğu indüklemeye etkisi gövdenin üst yüzeyinde görülebilmektedir.



Şekil 3.10. Senaryo 1 - Gövde Üzerinde Basınç Katsayısı

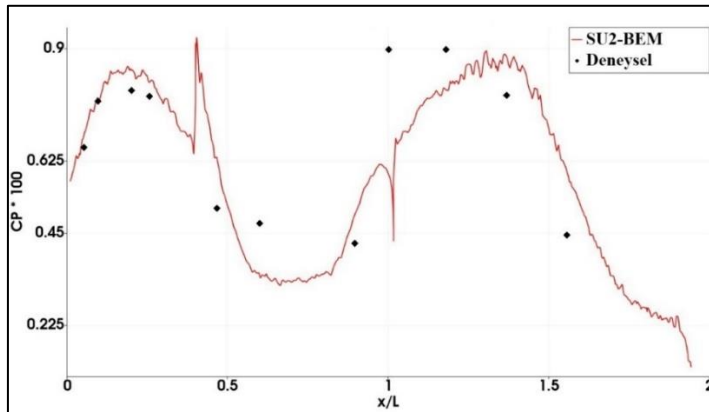
Şekil 3.10. görselinde gövde üzerindeki yüksek basınç değerleri, gövdeye doğru havanın indüklendiğini göstermektedir.

Analiz sonucunda elde aktüatör disk üzerinde elde edilen momentum değerleri Şekil 3.11. görselinde görülmektedir. Kontrol açıları çok küçük olduğu için neredeyse simetrik bir momentum dağılımı olduğu söylenebilir. Kontrol açıları ve ileri uçuş hızına bağlı olarak momentum dağılımında asimetri gözlemlenebilmektedir.



Şekil 3.11. Senaryo 1 - Z Momentum değerleri– Alttan Görünüm

Momentumun negatif olduğu bölgeler akışın rotor düzleminde ROBIN gövdesine doğru olduğunu göstermektedir. Bu da geliştirilen kodun akışı doğru yöne indüklediğini gösterir. ROBIN deneysel verilerinin bulunduğu makalede rotorun dönüş anına bağlı olarak belirli aralıklarla zamana bağlı değişen basınç değerleri verilmiştir. BEM ile yapılan analizler zamandan bağımsız olarak çözülmektedir. Bu nedenle, verilen basınç değerlerin ortalaması alınarak yüzey üzerindeki basınç değerleri kıyaslanmıştır. Basınç ölçümleri y normalinde ve $y=0,007$ m uzunluğunda yapılmıştır. Buna uygun olarak alınan kesit ile yapılan kıyaslama Şekil 3.12. görselinde görülmektedir.

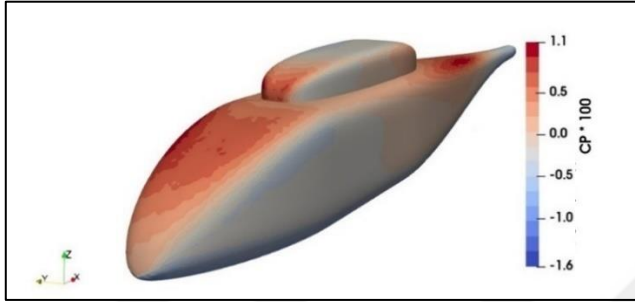


Şekil 3.12. Senaryo 1: +x doğrultusunda ve $y=0,007$ 'de HAD Basınç Katsayıları ile Deneysel Veriler

Şekil 3.12. görselinde deneysel veriler ile, BEM ile hesaplanan verilerin oldukça yakın olduğu ve değişim eğrilerinin benzerlikleri görülmektedir.

Senaryo 2:

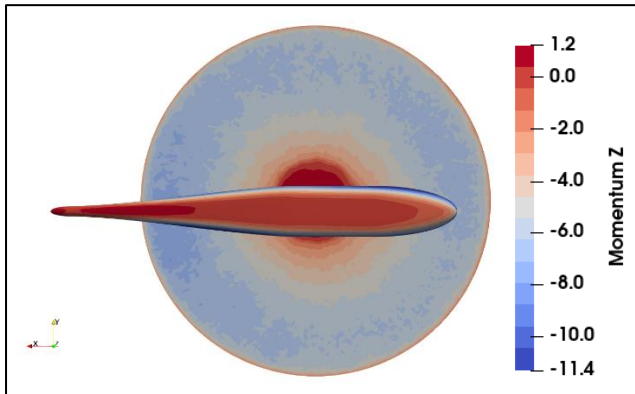
1. senaryo için yapılan analizler sonucunda elde edilen gövde basınç parametreleri Şekil 3.13 görselinde gösterilmiştir. Aktüatör diskin oluşturduğu indüklemeye etkisi gövdenin üst yüzeyinde görülebilmektedir.



Şekil 3.13. Senaryo 2 - Gövde Üzerinde Basınç Katsayısı

Şekil 3.13. görselinde asimetrik itki dağılımı ve vortekslerin etkisi ile ROBIN gövdesinin artı y yönünde yüksek basınçların olduğu gözlemlenmektedir.

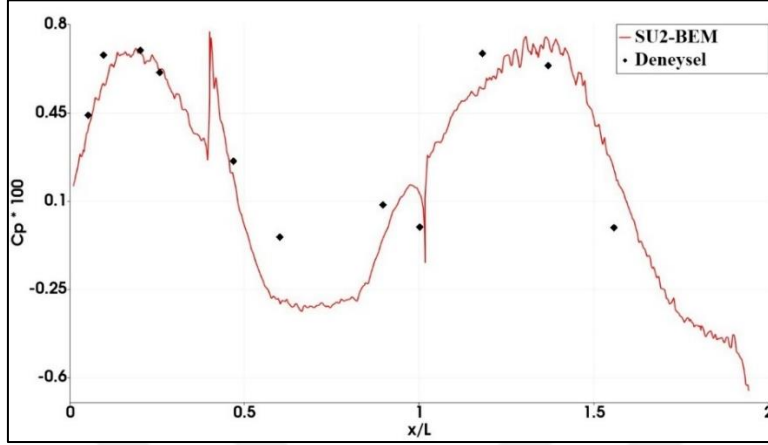
Analiz sonucunda elde aktüatör disk üzerinde elde edilen momentum değerleri Şekil 3.14. görselinde görülmektedir. Kontrol açıları çok küçük olduğu için neredeyse simetrik bir momentum dağılımı olduğu söylenebilir. Kontrol açıları Senaryo 1 ile aynıdır. Yakın ileri uçuş hızı momentum grafiği Senaryo 1'e benzerdir.



Şekil 3.14. Senaryo 2 - Z Momentum değerleri – Altan Görünüm

Düşük kontrol açılarında vortekslerin etkisi asimetrik itki dağılımından daha baskındır. Basınç dağılımında asimetri görülürken Şekil 3.14. görselinde asimetrik itki dağılımının görülmemesinin sebebi bu baskın etkilerdir.

Basınç ölçümleri y normalinde ve $y=0,007$ m uzunluğunda yapılmıştır. Buna uygun olarak alınan kesit ile yapılan kıyaslama Şekil 3.15. görselinde görülmektedir.

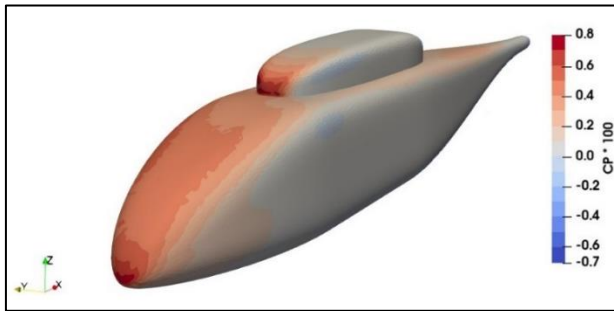


Şekil 3.15. Senaryo 2: +x doğrultusunda ve $y=0,007$ 'de HAD Basınç Katsayıları ile Deneysel Veriler

Şekil 3.15. görselinde deneysel veriler ile, BEM ile hesaplanan verilerin oldukça yakın olduğu ve değişim eğrilerinin benzerlikleri görülmektedir.

Senaryo 3:

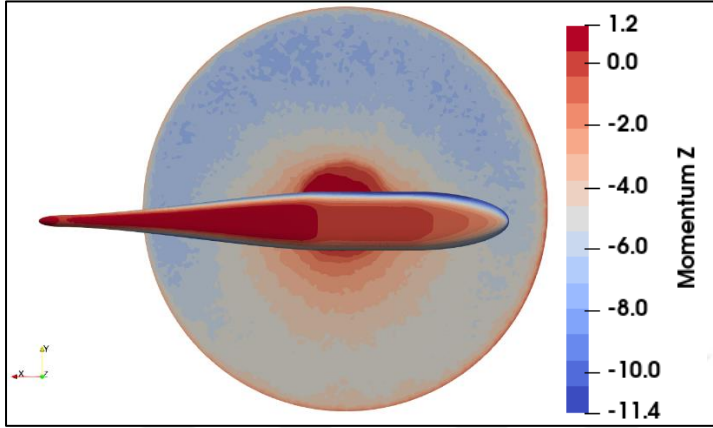
3. senaryo için yapılan analizler sonucunda elde edilen gövde basınç parametreleri Şekil 3.16. görselinde gösterilmiştir. Aktüatör diskin oluşturduğu indükleme etkisi gövdenin üst yüzeyinde görülebilmektedir.



Şekil 3.16. Senaryo 3 - Gövde Üzerinde Basınç Katsayısı

Artan kollektif kontrol açısı, basınç dağılımlarının ROBIN'in ön tarafındaki durma noktasında yoğunlaştığını göstermektedir.

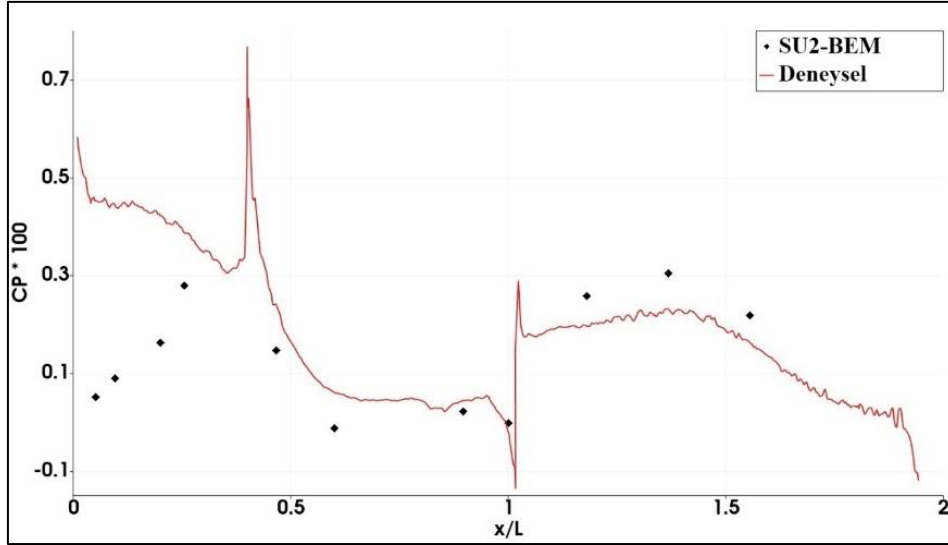
Analiz sonucunda elde aktüatör disk üzerinde elde edilen momentum değerleri Şekil 3.17. görselinde görülmektedir. Kontrol açıları diğer senaryolardan daha fazladır. Bahsedilen momentumdaki asimetri burada görülebilmektedir.



Şekil 3.17. Senaryo 3 - Z Momentum değerleri – Alttan Görünüm

Yüksek kontrol açılarında oluşan asimetrik itki dağılımı Şekil 3.17. görselinde belirgin bir şekilde görülmektedir.

Basınç ölçümleri y normalinde ve $y=0,007$ m uzunluğunda yapılmıştır. Buna uygun olarak alınan kesit ile yapılan kıyaslama Şekil 3.18. görselinde görülmektedir. Çözüm ağı bağımsızlaştırma çalışmalarında basınç grafiğinin hareketi açıklanmaktadır. Ancak 3. senaryo için kontrol açıları daha yüksektir. Bu da deneysel veri seti ile uyumsuzluğa sebep olmaktadır. Sonuçlar daha ayrıntılı olarak ROBIN analizi sonuçları başlığında değerlendirilmiştir.



Şekil 3.18. Senaryo 3: +x doğrultusunda ve $y=0,007$ 'de HAD Basınç Katsayıları ile Deneysel Veriler

Şekil 3.18. görselindeki hata oranının daha düşük olabilmesi için rotor düzleminin kontrol açılarına bağlı olarak rotorun döndüğü ekseninde oluşturulması gerekmektedir. Senaryo 3 analizleri özelinde çözüm ağı oluşturulurken BEM düzlemine 1,3 derece yunuslama ve 1,3 derece yat yatma açısı verilmesi gerekmektedir.

ROBIN analizi sonuçları:

ROBIN referans makalesinde (Raymond, 2000) itki kuvveti C_T/σ olarak verilmiştir. Bu itki katsayısı ile hesaplanan itkinin denklemi, Denklem 3. 1'de verilmiştir.

$$T = \rho * A * V_{tip}^2 * \frac{C_T}{\sigma} * \sigma \quad (3.1)$$

Farklı senaryolarda verilen itki katsayısına bağlı olarak hesaplanan itki ve BEM ile hesaplanan itki değerleri Çizelge 3.7.'de görülmektedir. Çizelgede BEM ile hesaplanan itki ile deneysel veri arasındaki hata oranı da görülmektedir.

Çizelge 3.7. Farklı Senaryolarda Yapılan Analiz Sonuçları ve Hata Oranı

	Ct/ σ	DeneySEL İtKi (N)	BEM - İtKi (N)	Hata Oranı (%)
Senaryo 1	0,041	743	783	5,37297
Senaryo 2	0,0639	1158	1143	1,3046
Senaryo 3	0,0649	1117	1108	0,8057

BEM kodu hesaplamalar için ihtiyaç duyduğu parametreleri SU2 çözücüsünden almaktadır. İndüklenen akışın efektif hücum açısında doğrudan bir etkisi bulunmaktadır. BEM ile hesaplanan artık değerlerin doğru olmaması durumunda akış doğru indüklenemeyeceği için itki değerlerinin yanında yüzeydeki basınç değerleri de doğru değerler olmayacaktır. İtKi değerlerinin ve basınç değerlerinin tutarlı olması, geliştirilen BEM kodunun aynı geometri üzerinde iki kez valide edildiğini gösterir.

Literatürde yapılan nümerik çalışmalarda %5 hata oranı genel olarak kabul edilmektedir. Fizik modellerinde ise çözünürlük düştüğü için genelde grafik trendlerinin uyumlu olması beklenmektedir. HAD çözücüsüne entegre edilmiş BEM kodu ise hibrit bir modeldir. Bu nedenle iki değerlendirme durumunun arasında bir yorum ile kodun doğruluk ve tutarlılığı değerlendirilmelidir. Arada farkın bulunması: zamandan bağımsızlaştırma için ortalama değerlerin alınması, BEM modelinin bir fizik modellemesi olup daha düşük çözünürlüklü olması, nümerik hata oranı sebepleri ile açıklanabilir.

Düşük kontrol açılarında BEM kodu daha tutarlıdır. Ancak kontrol açısı arttıkça rotor, aktüatör diskinden daha uzaklaşacaktır. BEM kodunun hata oranının bu senaryoda artması durumu bu şekilde yorumlanabilir. BEM kodunu açısal kontrolü olmayan, rotorun tek bir düzlemde döndüğü analizlerde daha tutarlı sonuçlar verdiği çıktısı yapılabilir. Açısal kontrolü olmayan rüzgâr tüneli, hava aracı itki sistemlerinde geliştirilen kod kullanılabilir. Ancak açısal kontrollü helikopter vb. sistemlerde BEM modeli dikkatli kullanılmalıdır.

4. DAĞILIMLI İTKİ SENARYOLARI

Bu başlıkta tezin konusu olan dağıtılmış itkinin aerodinamik etkilerinin gözlemlenebileceği, dış etkilerden izole, jenerik bir geometrinin oluşturulma süreci ve farklı senaryolarda yapılan analizler anlatılmıştır.

4.1. NACA 4412 Kanat Profili ve 5 Metrelik Kanat Geometrisi

Dağıtılmış itki teknolojisi henüz yeni geliştirilmekte olan bir konfigürasyondur. Bu nedenle bu konfigürasyonun aerodinamik etkilerinin gözlemlenebildiği analiz çalışmaları kısıtlıdır. Bilgisayar ortamında dağıtılmış itkiyi döner çözüm ağı ile çözmek zorlu ve uzun süren kompleks bir işlemdir. Literatürde daha çok periyodik sınır tabaka analizleri ile tek rotorlu sistemler aynalama yapılarak çözülmektedir. Bu metotların olumsuz yanı 3 boyutlu etkenler tam olarak gözlemlenemeyebilir. Bu nedenle geliştirilen BEM kodu ile yapılacak HAD analizleri 3 boyutlu etkileri göz önünde bulundurarak aerodinamik etkileri gözlemleme imkânı sağlamaktadır.

Rotorların kanat üzerinde aerodinamik etkilerini gözlemlemek için jenerik bir geometri oluşturulmuştur. Bu geometri oluşturulurken göz önünde bulundurulmuş hususlar aşağıdaki anlatıldığı gibidir:

Kanat profili uzatılarak sonsuz kanat geometrisi modeli oluşturulacaktır. Bunun sebebi uç kayıp gibi etkenlerin, dağıtılmış itkinin etkilerini domine ederek sonuçlarda hata payı oluşturulmamasıdır. Kanadın iki tarafına simetrik sınır tabaka senaryosu verilerek duvar ya da serbest akış etkilerini elimine edebilmektir.

Kanat profili olarak simetrik kanat profil geometrileri düşük açılarda düşük aerodinamik kuvvetler üreteceği için dağıtılmış itkinin etkilerini gözlemlemek zorlu olacaktır. Bunun yerine kamburlu bir kanat profili geometrisi seçilerek, dağıtılmış itkinin etkileri daha büyük oranlarla gözlemlenebilmektedir.

Kanat profili geometrisinin taşıma kuvveti üretilmesi için kanadın emiş tarafında akışın daha hızlı olması istenmektedir. Rotor dizilimi için bu durum önemlidir. Rotorların hızlandıracağı

havanın kanadın emiş tarafında olması için rotorların kanadın üst hizasında konumlandırılması gerekmektedir.

Kanadın üzerine yerleştirilen rotorların etkisinin kanadın sadece emiş tarafında olabilmesi için, rotor dizilimi kanadın kaçış bölgesine yerleştirilecektir. Bu konfigürasyon yüksek hücum açılarında akışın kanata tutunmasını sağlayarak uçağın perdövites senaryosuna girmesine de geciktirecektir.

Daha önce ROBIN geometrisinde kullanılan, çözüm ağı bağımsızlığı ve doğrulama çalışmaları yapılmış olan NACA0012 profili bu jenerik analizlerde de kullanılacaktır.

Kanatın uzunluğu 5 metre ve veter uzunluğu 1 metre olarak tasarlanmıştır. Rotor boyutları ise farklı analiz senaryolarına göre değişiklik göstermektedir.

Kabuller:

Kanadın oluşturduğu artık akışın rotorlar üzerindeki etkisi oldukça düşüktür. Bu nedenle artık akışın rotorlar üzerinde etkisi göz ardı edilmektedir. Ayrıca rotorların ürettiği itki ve tükettiği güç arasındaki ilişkiyi tam olarak gözlemleyebilmek için rotorların optimum itki üreteceği burulma açıları ile tasarlanmış olması gerekmektedir. Bıçak üzerinde hız dağılımı rotor çapı ile doğru orantılıdır. Ancak taşıma kuvveti denkleminde V_{ref}^2 parametresi bulunduğu için bıçağın kökünden uç kısmına doğru logaritmik bir kuvvet artışı olur. Yapısal dayanımın sağlanması ve optimum itkinin üretilmesi için bu itki dağılımı, burulma açısı ile kontrol edilir. Optimum itki üretilmesi için bıçak üzerinde lineer itki dağılımı gerekmektedir. Rotorun kök (Hub) bölgesi düşük hızlarda dönmektedir. Diğer bir yandan uç (tip) bölgesi ise yüksek hızlarda dönmektedir. Aradaki taşıma kuvveti dağılımı için kök bölgesinde maksimum C_L , uç bölgesinde maksimum C_L/C_D değerini verecek burulma açıları ile tasarım yapılır. Rotorlarda kullanılan kanat profili geometrisi NACA0012 profilidir. Bu profil için maksimum C_L değeri 13° ve maksimum C_L/C_D değeri 9° 'dedir. Analizlerdeki rotorlar bu burulma açısına göre tasarlanacaktır.

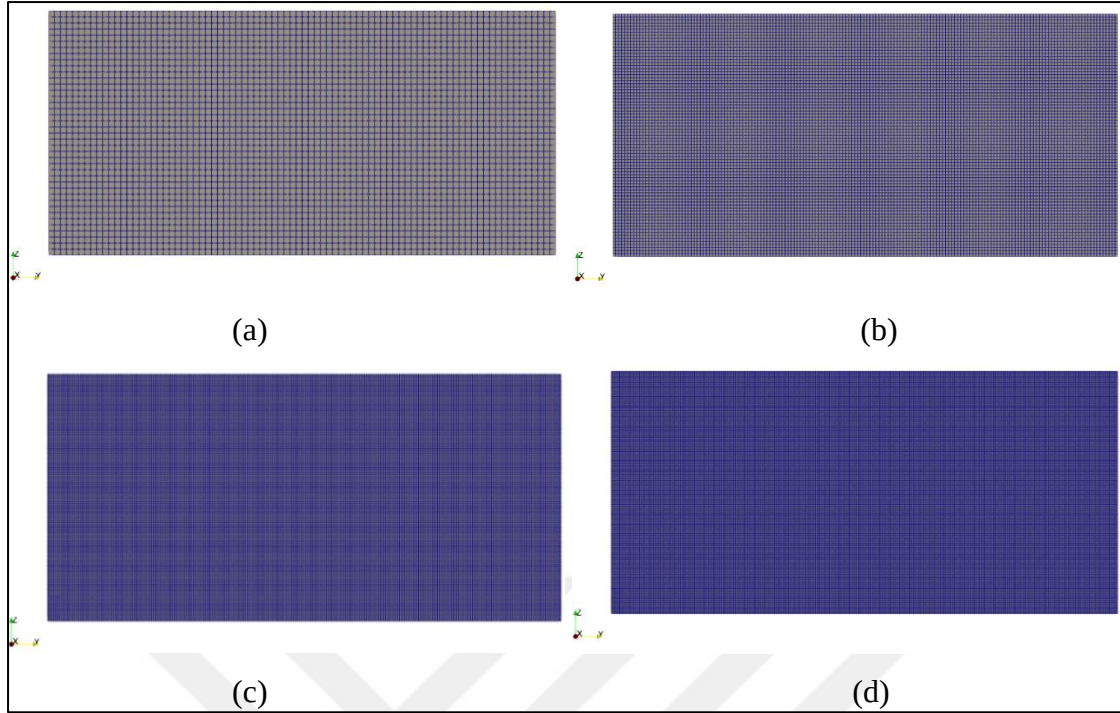
4.2. Jenerik Geometri Çözüm Ağı Bağımsızlaştırma Çalışmaları

Çözüm ağı bağımsızlaştırma için yapılan çalışmada kullanılan parametreler Çizelge 4.1’de verilmiştir. y^+ değeri 1 olacak şekilde ilk hücre yüksekliği 5×10^{-5} m olarak hücreler oluşturulmaya başlanmıştır. Çizelgede sırasıyla, hücrelerin sınır tabaka çıkarken büyüme oranları (a), bu büyüme oranında aynı sınır tabaka uzunluğunu yakalayacak katman sayısı (b), bu büyüme oranında ulaşılan sınır tabaka uzunluğu metre cinsinden (c), profilin alt ve üst yüzeylerinin kaç hücreye ayrıldığı ayrı olarak (d), kanadın y uzunluğunda kaç hücreye ayrıldığı (e), BEM düzleminin hücreler arası boşlukları metre cinsinden (f), ve bu parametrelerle oluşturulan çözüm ağının hücre sayısı (g) verilmiştir.

Çizelge 4.1. Jenerik Geometri Çözüm Ağı Bağımsızlaştırma Parametreleri

	a	b	c	d	e	f	g
Seyrek	1,3	21	$5,33 \times 10^{-2}$	50	100	0,06	555 319
Orta	1,25	25	$6,59 \times 10^{-2}$	100	200	0,03	2 327 688
Yoğun	1,2	31	$8,52 \times 10^{-2}$	200	400	0,017	9 284 519
Çok Yoğun	1,25	40	$1,02 \times 10^{-1}$	400	800	0,015	33 457 258

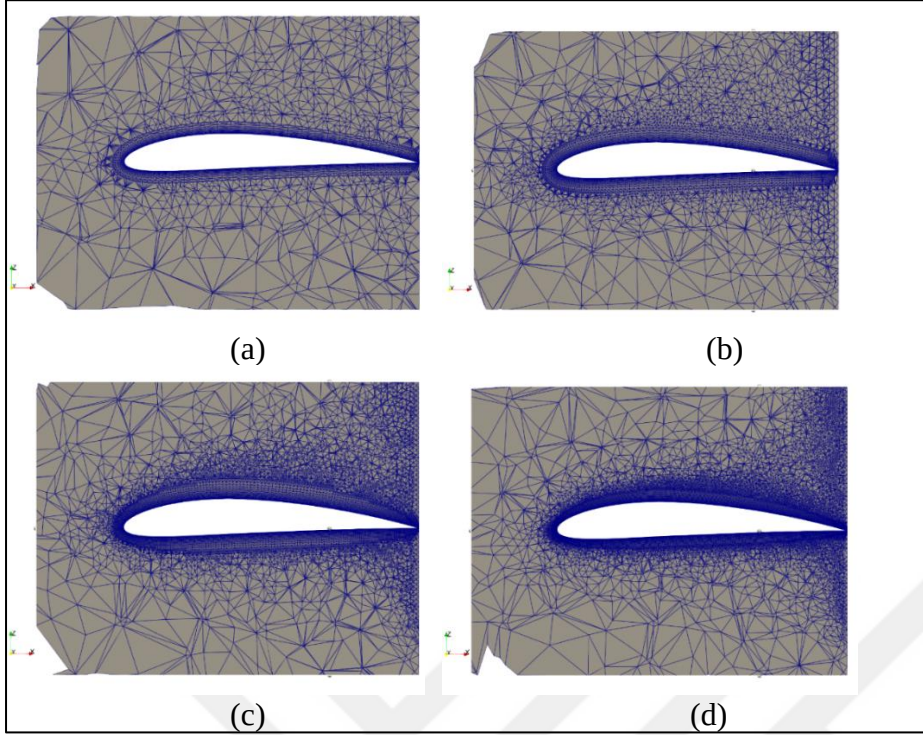
Parametreler belirlenirken ROBIN geometrisinde olduğu gibi rotor etkilerinin modellenebileceği çözünürlüğün yakalanması hedeflenmiştir. Bununla birlikte BEM düzleminin ayrıntı seviyesi arttığında SU2 çözücüsüne eklenen artıklar ıraksamaya sebep olacaktır. Diğer bir yandan da olması gerekenden fazla detaylı çözüm ağı bilgisayar gücü gereksinimi arttıracaktır. Bu iki konuya dikkat edilerek parametreler belirlenmiştir. Seyrek, orta, yoğun ve çok yoğun parametreleri oluşturulurken literatürdeki metotlara uygun olarak parametreler bir üst ayrıntı seviyesine geçerken yarıya indirgenerek belirlenmiştir (Thompson, 2017).



Şekil 4.1. BEM Düzlemi (a) Seyrek (b) Orta (c) Yoğun (d) Çok Yoğun Çözüm Ağı Yapısı

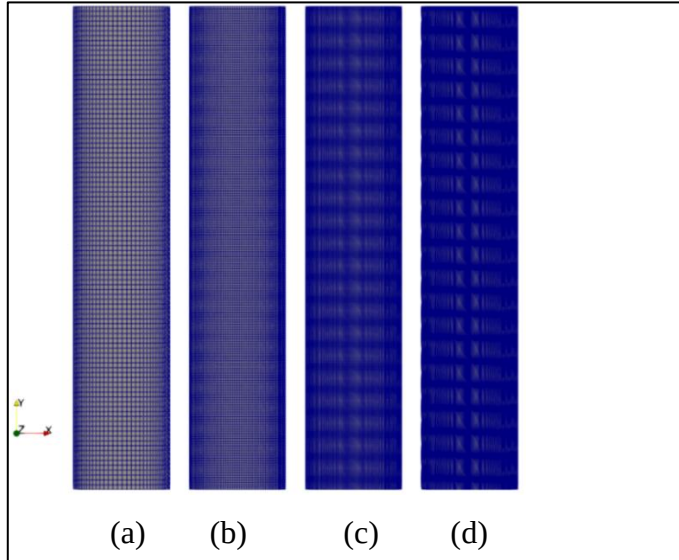
Kanat üzerindeki sınır tabakanın daha ayrıntılı gözlemlenebileceği çözüm ağı Şekil 4.2. görselinde verilmiştir. Büyüme oranına bağlı olarak sınır tabaka katman sayıları değiştirilerek, yaklaşık olarak aynı sınır tabaka kalınlığını yakalayacak şekilde çözüm ağı oluşturulmuştur.

Çözüm ağı oluşturulurken sınır tabakanın yakalanması, akış simülasyonlarının doğruluğunu ve güvenilirliğini sağlamak açısından kritik bir öneme sahiptir. Sınır tabakası, akışkanın yüzeyle temas ettiği bölgede oluşan, hız ve diğer akışkan özelliklerinin büyük değişimler gösterdiği ince bir katmandır. Bu bölgede yüksek hız ve basınç gradyanları bulunur, bu nedenle bu ince yapının doğru bir şekilde çözülmesi, genel akış alanının doğru modellenmesi için hayati önem taşır. Sınır tabakasının doğru bir şekilde yakalanmaması, yüzey üzerindeki sürtünme kuvvetlerinin ve türbülans oluşumlarının yanlış hesaplanmasına neden olabilir. Bu da simülasyon sonuçlarının güvenilirliğini azaltır. İnce bir sınır tabakasının doğru çözülmesi için yüksek yoğunluklu bir çözüm ağı kullanmak, özellikle yüzeye yakın bölgelerde daha küçük hücre boyutlarına sahip olmak gerekmektedir. Bu yaklaşım, sınır tabakası profillerinin ve ilişkili akış özelliklerinin hassas bir şekilde yakalanmasını sağlamakta ve böylece daha doğru ve güvenilir sonuçlar elde edilmektedir.



Şekil 4.2. (a) Seyrek (b) Orta (c) Yoğun (d) Çok Yoğun Çözüm Ağı Kesiti

Kanat üzerindeki çözüm ağının sıklığı Şekil 4.3 görselinde gösterilmiştir. Kanat üzerindeki çözüm ağının ayrıntı görseli Şekil 4.3 görselinde gösterilmiştir.

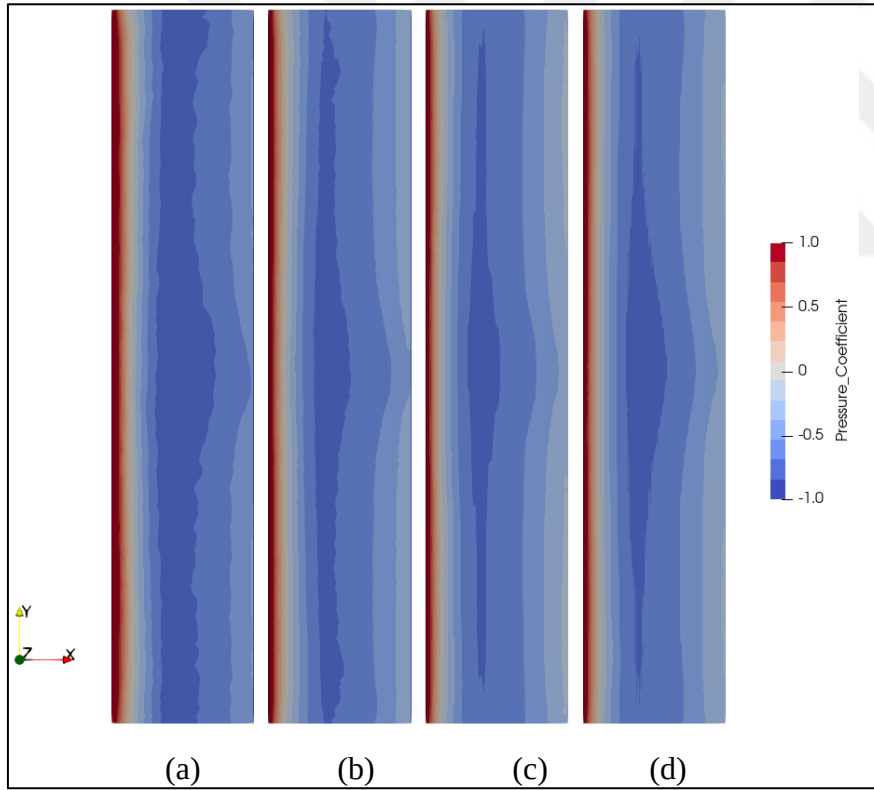


Şekil 4.3. (a) Seyrek (b) Orta (c) Yoğun (d) Çok Yoğun Çözüm Ağı

Şekil 4.3 görselinde seyrekten çok yoğun çözüm ağına doğru düğümlerin ne kadar sıklaştığı görülebilmektedir. Çözümlerin çözüm ağından bağımsız olduğu senaryonun olması gereken yoğunluk seviyeleri bu görselde belirtilmiştir.

Kanat üzerinde yapılandırılmış (structured) çözüm ağı oluşturulmuştur. Bunun sebebi yapılandırılmış çözüm ağı, düzenli ve tek tip hücrelerden oluşur. Bu tür bir çözüm ağı kullanmanın en büyük avantajlarından biri, akışın yönü boyunca hizalanmış hücreler sayesinde daha doğru ve istikrarlı hesaplamalar yapılabilmesidir. Hücrelerin düzgün bir şekilde hizalanması, özellikle sınır tabakası ve kanat çevresindeki karmaşık akış yapılarının daha hassas bir şekilde yakalanmasını sağlar. Ayrıca, yapılandırılmış çözüm ağı kullanımı, HAD simülasyonlarında sayısal difüzyonu azaltır ve hesaplama sürecinde daha hızlı yakınsama sağlar. Yapılandırılmış çözüm ağı, çözüm ağının düzenliliği sayesinde bellek kullanımı ve veri yönetimi açısından da daha verimlidir (Thompson, 2017).

Analizler sonucunda kanadın üzerindeki emiş tarafındaki rotorun etkisi ve çözüm ağından bağımsızlığı Şekil 4.4 görselinde gösterilmiştir.



Şekil 4.4. (a) Seyrek, (b) Orta, (c) Yoğun (d) Çok Yoğun Üst Yüzey Basınç Katsayıları

Şekil 4.4. görselinde basınç katsayılarının seyrek çözüm ağından yoğun çözüm ağına doğru daha yumuşak geçişlerinin olduğu çözüm metodunun daha doğru ve gerçeğe yakın sonuçlar verdiğini göstermektedir.

Jenerik geometri çözüm ağı belirleme sonuçları:

Yapılan analizler sonucunda bulunan rotorun ürettiği itki kuvveti, rotor gücü, jenerik kanat geometrisi üzerinde hesaplanan C_L ve C_D değerleri Çizelge 4.2’da verilmiştir.

Çizelge 4.2. Jenerik Geometri Sonuçları

	İtki (N)	Güç (W)	C_L	C_D	Analiz Süresi (dk)
Seyrek	-183,299	11 179	0,32073	0,224331	19
Orta	-181,332	11 141,9	0,33045	0,161656	38
Yoğun	-180,03	11 088,7	0,32682	0,139114	62
Çok Yoğun	-180,448	11 118,3	0,32170	0,137519	112

Jenerik geometrinin kıyaslanabileceği deneysel bir veri bulunmadığı ve BEM kodunun yapılan doğrulama çalışmalarına göre doğru olduğu varsayılarak analizlerin farkları üzerinden çözüm ağı bağımsızlaştırma çalışmaları yapılmıştır.

Çizelge 4.3. Jenerik Geometri Fark oranları

	Fark %			
	İtki (N)	Güç (W)	C_L	C_D
Seyrek ve Orta	1,07	0,33	3,03	27,94
Orta ve Yoğun	0,72	0,29	1,1	13,94
Yoğun ve Çok-Yoğun	0,23	0,27	1,07	1,15

Çalışma sonucunda yüzdelik değişim yoğun ve çok yoğun çözüm ağları arasında kabul edilebilir seviyeye indirgendiği için yoğun çoğum ağı kullanılarak analizlere devam edilecektir.

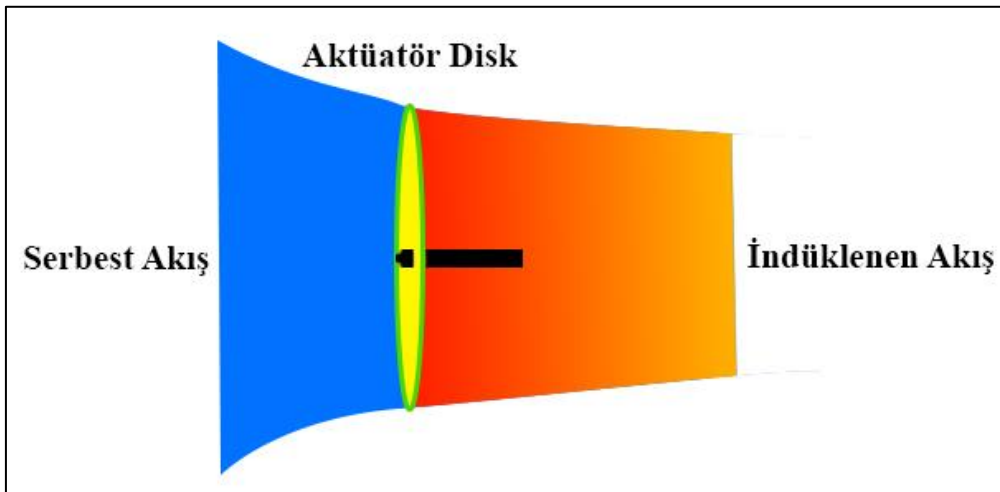
4.3. Dağıtılmış İtki Analizleri Şartları

Analizlerin iki ayrı hedefi vardır:

Bunlardan birincisi tek rotorlu sistem ile dağıtılmış itkide aynı itkinin elde edilmesi gerekmektedir. Bu itki üretilirken rotorun ihtiyacı olan güç de hesaplanmalıdır. Dağıtılmış itkinin etkilerini inceleyebilmek için tek rotorlu sistemle aynı itki kuvvetini, dağıtılmış itki sisteminde elde edildiğinde aynı ya da daha az güç gereksiniminin olması gerekmektedir. Dağıtılmış sistemin aerodinamik açıdan daha iyi olması durumunda, güç gereksinimi de bu konfigürasyonun değerlendirilmesi gereken bir parametresidir.

Diğer hedef ise aynı itki kuvveti üretildiğinde aerodinamik verimin artması beklenmektedir. Kanadın emiş tarafındaki hızın artması taşıma kuvvetini arttırmakla birlikte sürüklenme kuvvetini de arttıracaktır. Bunun için C_L 'deki değişimle birlikte C_D 'deki değişim oranına bakmak da gerekmektedir. C_L 'deki değişim oranının, C_D 'deki değişim oranından yüksek olması durumunda dağıtılmış itkinin aerodinamik açıdan daha verimli olduğu söylenebilir.

Rotor çapı değiştirildiğinde aynı itkinin sağlanması için tez kapsamında yeni bir yaklaşım oluşturulmuştur. Bu yaklaşımda itkinin bağlı olduğu parametreler üzerinden Buckingham Pi teorisi uygulanmıştır. Rotor momentum teorisi Şekil 4.5. görselinde görülmektedir.



Şekil 4.5. Rotor Momentum Teorisi

Şekil 4.5 görselindeki mavi bölge aktüatör diske gelen hava akımlarını ve turuncu bölge de indüklenen akışı göstermektedir. Sarı gösterilen aktüatör disk ise akışa momentumun kaynak olarak eklendiği BEM düzlemini temsil etmektedir.

Momentum teoriye göre itki:

$$T = \rho * A * \Delta V \quad (4.1)$$

Şeklinde gösterilebilir. Buradaki itkinin bağlı olduğu parametreler yoğunluk, rotorun alanı ve akış hızındaki değişimdir. Çok küçük bir diferansiyel alanda hızın değişimi rotorun açısal hızı olarak kabul edilebilir. Rotor alanı ise rotor sayısına ve rotor çapına bağlıdır. Buna göre itkinin bağlı olduğu parametreler aşağıdaki denklem şeklinde gösterilebilir.

$$T = Thrust(N, \rho, V_{tip}, r) \quad (4.2)$$

Bu parametrelere göre itkinin birimi:

$$T = Thrust \left[kg * \frac{m}{s^2} \right] \quad (4.3)$$

İtki denklemini daha basite indirgemek için aşağıdaki dönüşümler kullanılmıştır:

$$A = \pi * r^2 \quad (4.4)$$

$$V_{tip} = w * r \quad (4.5)$$

Bu parametrelere uygun olarak iki ayrı rotor sisteminin ürettiği itki kuvvetinin aynı olması için aşağıdaki denklemin sağlanması gerekmektedir.

$$Thrust_1 = Thrust_2 \quad (4.6)$$

$$N_1 * \rho_1 * w_1^2 * r_1^4 = N_2 * \rho_2 * w_2^2 * r_2^4 \quad (4.7)$$

Bu denklemin ifade ettiği bağlantı aşağıda bir örnekle gösterilmiştir. Denklemdaki yoğunlukların aynı senaryolar altında eşit olduğu varsayılmıştır. Belli bir rotorun ürettiği itkiyi ele alındığında, rotor çapı yarıya indirilip açısal hızı 2 katına çıkarılıp 4 rotor kullanıldığında tek rotorlu sistemle aynı itki elde edilebilecektir.

$$N_1 * w_1^2 * r_1^4 = (4 * N_2) * (2 * w_2)^2 * \left(\frac{1}{2} * r_2\right)^4 \quad (4.8)$$

$$w_1 = 2 * w_2 \quad (4.9)$$

$$r_2 = 2 * r_1 \quad (4.10)$$

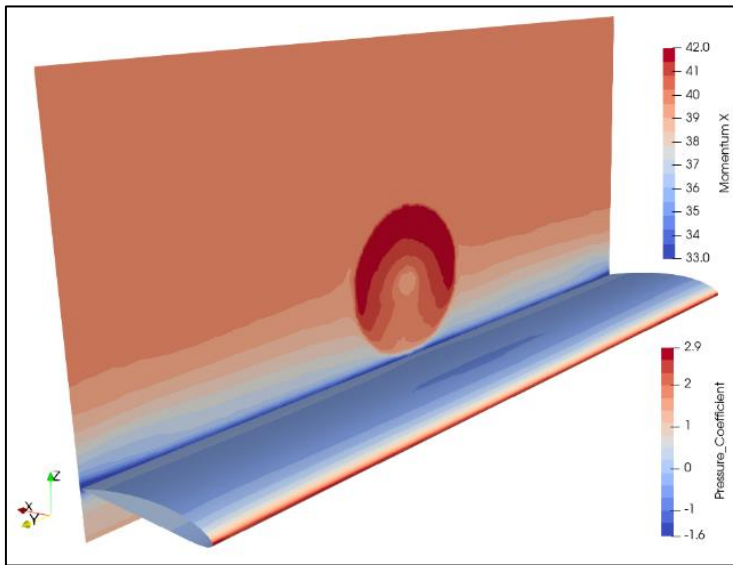
Bu denklemde **N** rotor sayısı, **w** rotorun açısal hızını, **r** rotorun çapını göstermektedir. Denklem 4.11'e bağlı olarak aynı itki kuvvetinin elde edileceği farklı analiz senaryoları oluşturulmuştur. 3 ayrı senaryoda farklı rotor çaplarında tek rotor ve 300 (rad/s) açısal hızında farklı analizlerin yapılacağı senaryolar oluşturulmuştur. Daha sonra bu senaryoların rotor çapı ve rotor sayısı değiştirilerek dağıtılmış itki senaryoları oluşturulmuştur. Rotor sayısı ve rotor çapının değişmesine bağlık olarak elde edilen açısal hız değerleri izelge 4.4'de verilmiştir.

Çizelge 4.4. Jenerik Geometri Farklı Analiz Senaryoları

Senaryo	Yarı çap	Rotor Sayısı	Açısal Hız (rad/s)
1	0,5	1	300,00
	0,25	6	489,90
	0,3	6	340,21
	0,3	8	294,63
	0,25	8	424,26
2	0,4	1	300,00
	0,25	6	313,53
	0,25	8	271,53
	0,2	6	489,90
	0,2	8	424,26
3	0,3	1	300,00
	0,2	6	275,57
	0,2	8	238,65
	0,15	6	489,90
	0,15	8	424,26
	0,12	6	765,47
	0,12	8	662,91

Senaryo 1:

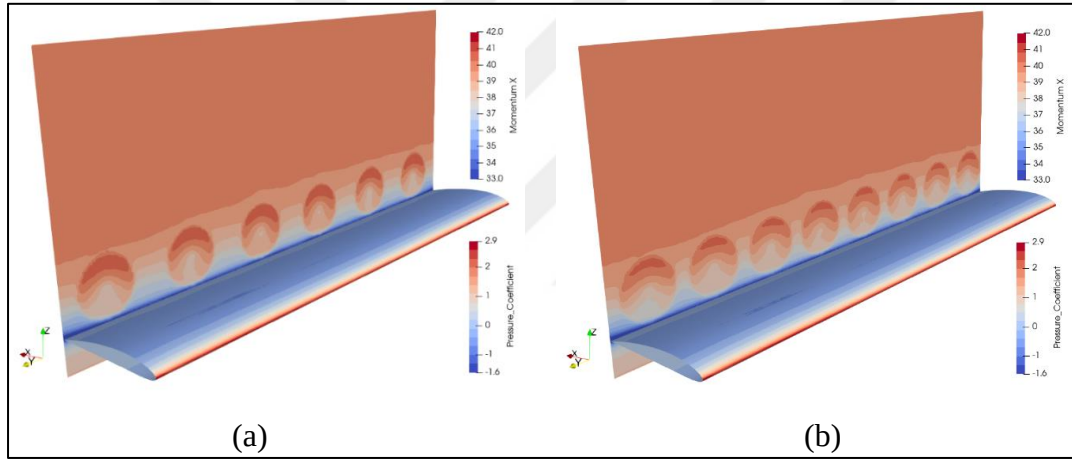
Şekil 4.6 görselinde kanat üzerinde basınç katsayısı dağılımı görülmektedir. Arkasındaki düzlem ise BEM düzlemini göstermektedir. Rotor çapı 0,5 m olan tek rotorlu sistem için aktüatör diske ait ve düzlemdeki x yönündeki momentum grafiği çizdirilmiştir.



Şekil 4.6. Senaryo 1 Tek Rotorlu Sistem - Momentum ve Basınç Katsayısı

Şekil 4.6. görselinde tek rotorlu sistemin momentum ve basınç katsayısı grafikleri incelendiğinde, tek bir rotorun etkisiyle emiş tarafında belirgin bir basınç düşüşü görülmektedir. Bu basınç düşüşü, hava akışının hızlanmasına ve statik basıncın azalmasına neden olur. Rotor çapı büyük olduğunda, bu etki daha belirgin hale gelir ve kaldırma kuvveti artar. Ancak, tek rotorlu sistemlerde basınç tarafında yüksek basınç oluşumu sınırlı kalır ve bu durum sistem verimliliğini etkileyebilir.

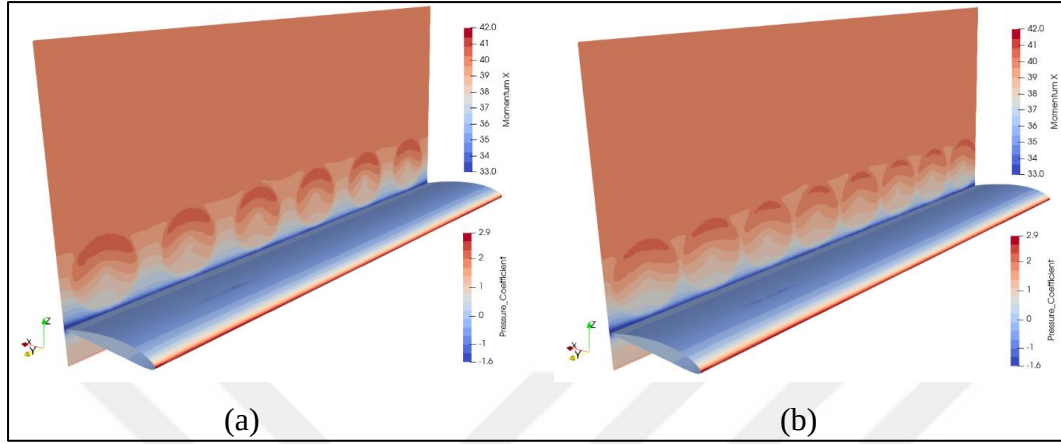
Şekil 4.7. görselinde kanat üzerinde basınç katsayısı dağılımı görülmektedir. Arkasındaki düzlem ise BEM düzlemini göstermektedir. Rotor çapı 0,25 m olan 6 rotor ve 8 rotordan oluşan sistemler için aktüatör diske ait ve düzlemdeki x yönündeki momentum grafiği çizdirilmiştir.



Şekil 4.7. (a) $R = 0,25$ m, $N = 6$ (b) $R = 0,25$ m, $N = 8$ - Momentum ve Basınç Katsayısı

Şekil 3.29. görselinde a) kısmında görüldüğü gibi, rotor çapı 0.25 m ve rotor sayısı 6 olduğunda emiş tarafındaki basınç düşüşü, tek rotorlu sisteme göre daha belirgin hale gelmektedir. Bu durum, rotor sayısının artmasıyla hava akışının daha fazla hızlanmasına ve statik basıncın daha fazla düşmesine neden olur. Basınç tarafında ise rotorların indüklediği akış nedeniyle basınç artışı gözlemlenir. Küçük rotor çaplarında, emiş ve basınç tarafları arasındaki fark azalır, bu da sistemin genel verimliliğini artırabilir. Şekil 3.29 görselinde b) kısmında rotor sayısının 8'e çıkması, emiş tarafındaki basınç düşüşünü daha da belirgin hale getirir. Rotor sayısının artmasıyla birlikte, hava akışı hızlanır ve statik basınç daha fazla düşer. Bu durum, kaldırma kuvvetinin artmasına katkı sağlar.

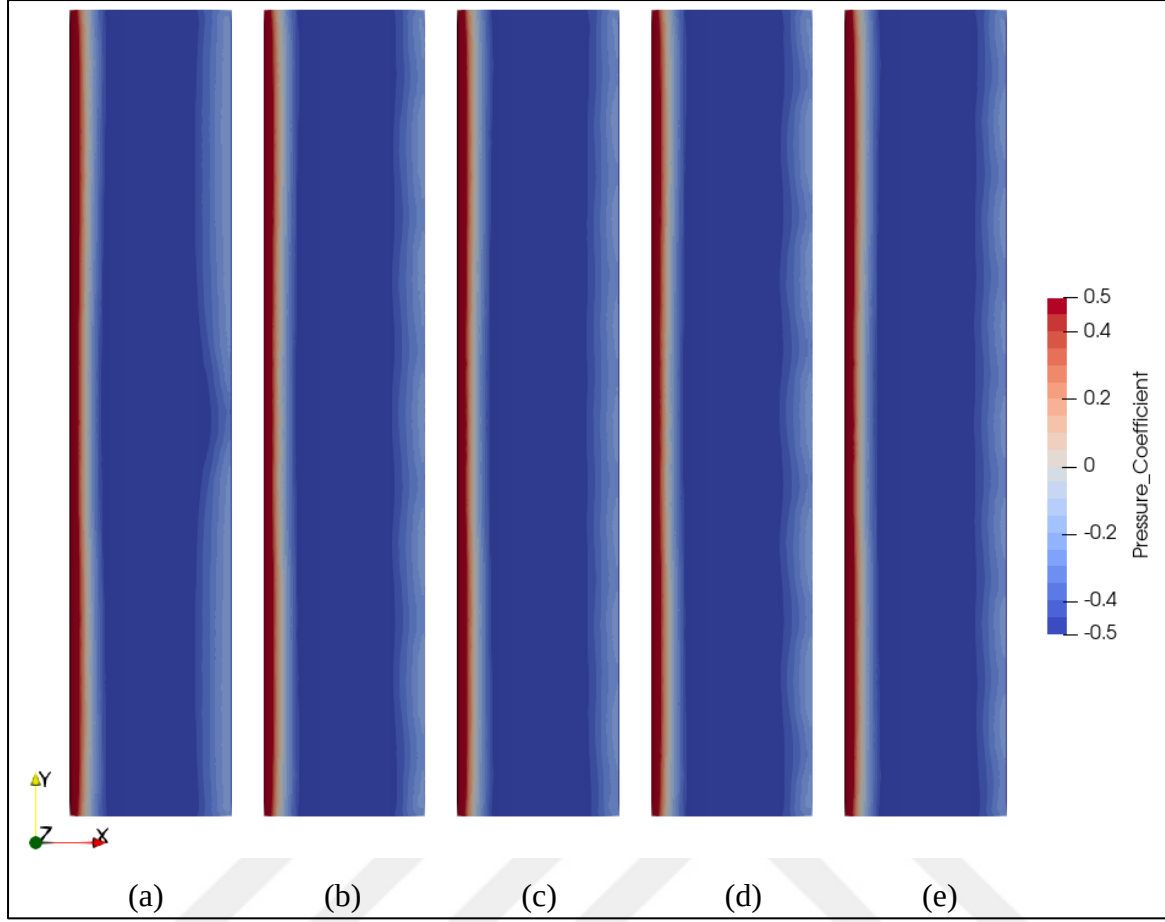
Şekil 4.8 görselinde kanat üzerinde basınç katsayısı dağılımı görülmektedir. Arkasındaki düzlem ise BEM düzlemini göstermektedir. Rotor çapı 0,3 m olan 6 rotordan oluşan sistem için aktüatör diske ait ve düzlemdeki x yönündeki momentum grafiği çizdirilmiştir.



Şekil 4.8. (a) $R = 0,3 \text{ m}$, $N = 6$ (b) $R = 0,3 \text{ m}$, $N = 8$ - Momentum ve Basınç Katsayısı

Şekil 4.8. görselinde a) kısmında rotor çapı 0,3 m ve rotor sayısı 6 olduğunda, emiş tarafındaki basınç düşüşü daha belirgin hale gelir. Büyük rotor çapı, hava akışını hızlandırarak statik basıncın düşmesine neden olur. Bu durum, kaldırma kuvvetinin artmasına katkıda bulunur. Basınç tarafında ise daha yüksek basınç değerleri gözlemlenir, bu da sistemin verimliliğini artırır. Büyük rotor çapları, basınç farklarını belirgin hale getirir ve aerodinamik performansı artırır. Görselin b) kısmında rotor çapı 0,3 m ve rotor sayısı 8 olduğunda, emiş tarafındaki basınç düşüşü daha da belirginleşir.

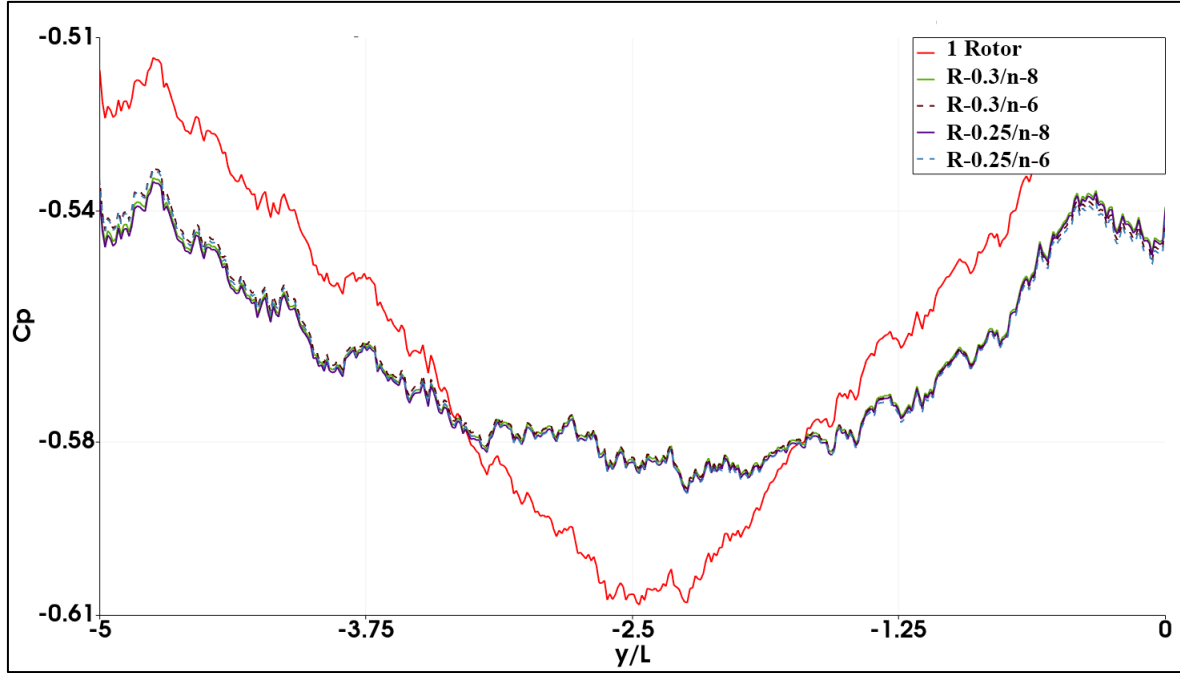
Şekil 4.9. görselinde kanadın emiş tarafındaki basınç dağılımı verilmiştir. Rotorların basınç dağılımı üzerinde oluşturduğu etki emiş tarafında görülebilmektedir.



Şekil 4.9. Senaryo 1 (a) Tek Rotorlu Sistem (b) $R = 0,25$ m , $N = 6$ (c) $R = 0,25$ m , $N = 8$ (d) $R = 0,3$ m , $N = 6$ (e) - $R = 0,3$ m , $N = 8$ Analizleri Emiş Tarafı Basınç Katsayısı Kıyaslaması

Emiş tarafında dizilen rotorların kanat üzerindeki basınç dağılıma etkisi belirgin bir şekilde gözlemlenebilmektedir. Dalgalı bir yapı şeklinde görülen basınç katsayılarının çizgileri dağılımlı itki sisteminde kanadın daha arkalarına ilerlemekte ve emiş tarafında basıncı daha fazla azalttığı görülmektedir. Aerodinamik verimlilik açısından bu istenilen bir durumdur.

Şekil 4.10. görselinde $x=0,25$ m mesafesinde ve kanat boyunca y yönünde, kanat üzerinde emiş tarafındaki basınç katsayısı dağılımı verilmiştir.



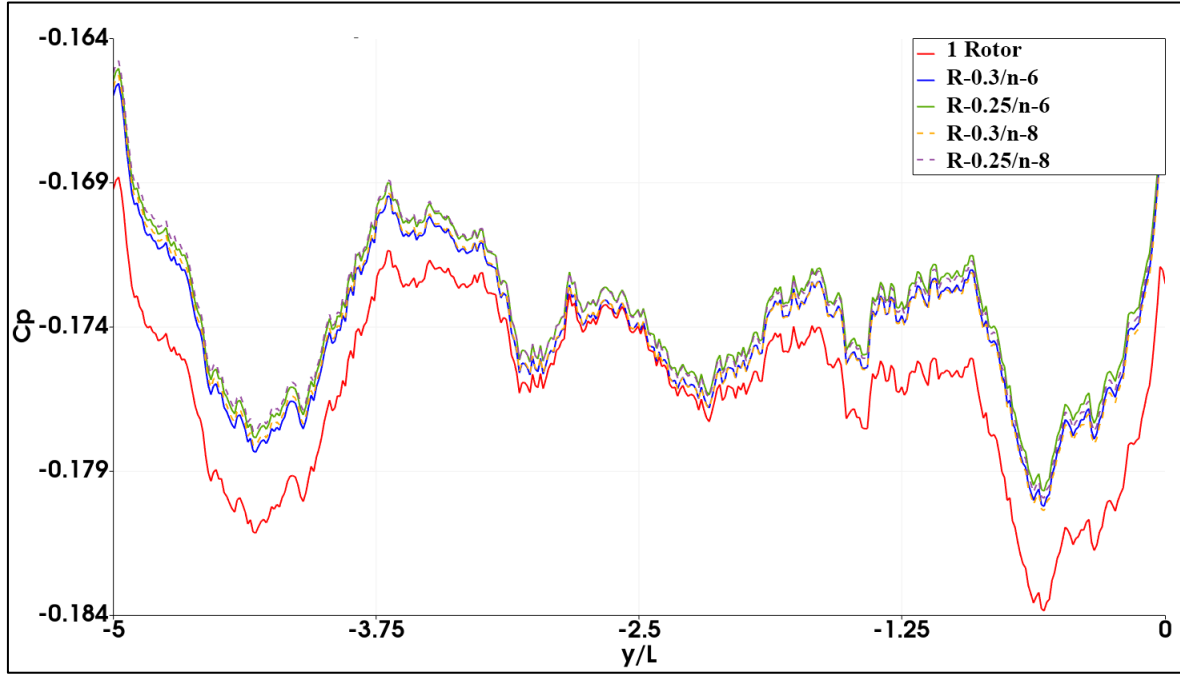
Şekil 4.10. Senaryo 1 $x = 0,25$, Emiş Tarafı Normali Basınç Katsayısı Kıyaslaması

Emiş tarafı grafiğinin açıklaması:

Şekil 4.10. görselinde sağ ve sol tarafında simetrik sınır koşulları nedeniyle birbirine eşit ve grafiğin kalan kısımlarına oranla daha yüksek basınç değerleri görülmektedir. Emiş tarafındaki havanın hızının artması statik basıncı düşürecektir. Taşıma kuvvetinin oluşmasının sebebi buradaki basıncın, basınç tarafındaki basınçtan daha düşük olmasıdır. Daha yüksek taşıma kuvveti için emiş tarafındaki statik basıncın olabildiğince düşük, basınç tarafındaki statik basıncın ise olabildiğince yüksek olması istenir. 1 rotorlu sistemde, rotor kanadın ortasındadır. Bu bölgede akış hızlanacak ve statik basınç düşecektir. Bu etki kanadın ortasında baskın bir şekilde görülmektedir. Grafikteki diğer eğriler dağıtılmış itki sistemlerine aittir. Grafiklerden görüldüğü üzere kanat genelinde, emiş tarafında daha düşük statik basınçlar oluşmaktadır. Dağıtılmış itki sistemlerini bu grafik üzerinden kıyaslamak mümkün değildir. Rotorların akışı indükleme miktarı tek rotorlu sisteme oranla daha azdır. Bu nedenle yerel bölgelerde statik basınç değerleri birbirlerine çok yakın değerler gelmekte ve yerleri değişebilmektedir. Bu yüzden kanat boyunca integralleri alınarak toplam basınç değerlerine bakılarak ancak doğru sonuçlara ulaşılabilir. Bu grafik hareketleri diğer senaryolardaki emiş tarafı grafikleri için de geçerli olmaktadır. Diğer senaryolarda birinci senaryoya oranla daha küçük rotor çapları ve eğriler arasındaki değişim miktarı daha az olacaktır. Yine bu noktada da kanat boyunca statik basınç değişiminin integrali alınarak elde

edilen kuvvetler ile sonuçlar daha iyi anlaşılabilir. İntegrali alınarak elde edilen aerodinamik katsayılar Çizelge 4.6'te gösterilmektedir.

Şekil 4.11. görselinde $x=0,25$ m mesafesinde ve kanat boyunca y yönünde, kanat üzerinde basınç tarafındaki basınç katsayısı dağılımı verilmiştir.



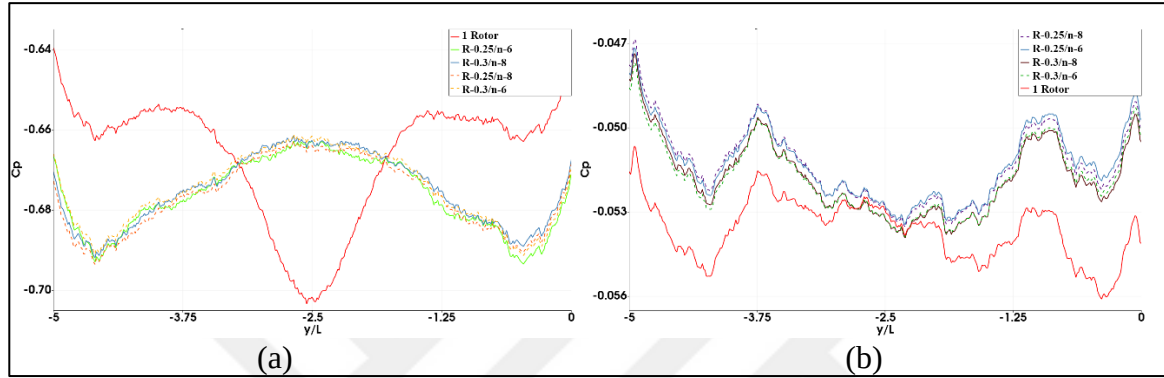
Şekil 4.11. Senaryo 1 $x = 0,25$, Basınç Tarafı Basınç Katsayısı Kıyaslaması

Basınç tarafı grafiğinin açıklaması:

Yukarıdaki Şekil 4.11. görselinde sağ ve sol tarafında simetrik sınır koşulları nedeniyle birbirine eşit ve grafiğin kalan kısımlarına oranla daha düşük basınç değerleri görülmektedir. Jenerik geometri oluşturulurken rotorların etkisinin emiş tarafını etkilemesi için kanadın arkasına ve emiş tarafı bölgesine rotor yerleşimi yapılmıştır. Bu nedenle basınç tarafında rotorların birebir etkisi görülmektedir. Ancak emiş tarafındaki statik basınçtaki değişim, HAD çözüşündeki artıkların eliptik dağılımıyla birlikte kanadın basınç tarafında sebep olduğu değişimler grafikte gözlemlenebilmektedir. Geometri ve çözüm ağına bağlı olan grafiklerin trendleri paralellik göstermektedir. Dağıtılmış itki sistemleri ise, gelen serbest akışın emiş tarafına yönelmesiyle basınç tarafında daha yüksek basınçlara sebep olmaktadır. Rotorların etkisi 0,75 veter uzunluğunda, yani rotorlara daha yakın olan kesitlerde daha baskın görülmektedir. Rotor dizilimine bağlı olarak, kanat boyunca eğriler birbirlerinin

üzerinde ya da altında kalabilmektedir. Bu grafik hareketleri diğer senaryolardaki grafikler için de geçerli olmaktadır. Diğer senaryolarda birinci senaryoya oranla daha küçük rotor çapları ve eğriler arasındaki değişim miktarı daha az olacaktır.

Şekil 4.12 görselinde $x = 0,5$ m mesafesinde ve kanat boyunca y yönünde, kanat üzerinde emiş tarafındaki basınç katsayısı dağılımı verilmiştir.



Şekil 4.12. $x = 0,5$ (a) Emiş (b) Basınç Tarafı Normali Basınç Katsayıları

Yukarıdaki Şekil 4.12 görselinde görüldüğü gibi, $x = 0,5$ pozisyonunda emiş tarafındaki basınç dağılımları incelendiğinde, rotor sayısının artmasıyla emiş tarafındaki basınç düşüşü belirginleşmektedir. Rotor sayısının artması, emiş tarafındaki hava hızını artırarak statik basıncın daha da düşmesine neden olur. Bu durum, daha yüksek kaldırma kuvveti elde edilmesini sağlar. Büyük rotor çaplarında daha düşük basınç farkları gözlemlenir, bu da daha yüksek aerodinamik verimlilik anlamına gelir. Grafikte, farklı rotor konfigürasyonlarının etkilerini görmek mümkündür.

Basınç tarafındaki basınç dağılımları incelendiğinde, rotor sayısının artması basınç tarafında daha yüksek toplam basınç artışına neden olur. Bu artış, emiş tarafındaki basınç düşüşüyle kombine edildiğinde, toplamda daha etkili bir kaldırma kuvveti oluşur. Yüksek rotor çaplarında, basınçlar arasındaki fark daha belirgin hale gelir, bu da sistemin daha yüksek verimle çalışmasına olanak tanır. Basınç tarafındaki bu artış, rotorların kanat boyunca oluşturduğu indüklemeye etkisinin bir sonucudur ve kanat performansının optimizasyonunda kritik bir rol oynar.

Senaryo 2 ve Senaryo 3:

Diğer iki senaryoda da analizler senaryo 1'dekine paralel olarak yapılmıştır. Basınç kaysatısı grafikleri ve momentum grafikleri EK-3. Senaryo 2 ve Senaryo 3 Grafikleri'nde görülebilir. Farklı rotor çaplarında ve rotor sayılarında yapılan analizlerin akıştaki momentum ve kanat üzerindeki basınç katsayılarındaki değişim yine bu ekte incelenebilir.

4.4. Farklı Rotor Çap ve Sayılarındaki Senaryoların İtki Ve Güç Sonuçları

Analiz sonucunda bulunan değerler Çizelge 4.5 ve Çizelge 4.6'te verilmiştir. Çizelge 4.5'de farklı senaryolarda yapılan analizler sırasında hesaplanan itki ve güç değerleri verilmektedir. Analizlerde tek rotorlu sistem ile aynı itki kuvveti elde edilmesi hedeflenmiştir. Ancak yapılan varsayımlar ve nümerik hata oranları ile itki değerinde sapmalar mevcuttur. İtki oranı olarak verilen değer dağıtılmış itki kuvvetinin, mavi satırlarda gösterilen tek rotorlu sistemde üretilen itki değerine oranıdır ($T_{\text{dağıtılmış itki}}/T_{\text{tek rotor}}$). Yine güç oranı, dağıtılmış itki gücünün tek rotorlu sistem gücü oranını göstermektedir ($P_{\text{dağıtılmış itki}}/P_{\text{tek rotor}}$).

Çizelge 4.5. Jenerik Geometride Farklı Senaryolar İçin Analiz Sonuçları – İtki ve Güç

Senaryo	Yarıçap (m)	Rotor Sayısı	İtki (N)	Güç (W)	İtki Oranı	Güç Oranı	T/P
1	0,5	1	-180,03	11088,7			
	0,3	6	-183,9516	10216,89	1,02	0,92	1,11
	0,3	8	-185,8881	10062,72	1,03	0,90	1,14
	0,25	6	-181,9769	10444,43	1,01	0,94	1,07
	0,25	8	-183,2617	10190,49	1,01	0,91	1,11
2	0,4	1	-74,9427	4353,08			
	0,25	6	-75,6756	4106,929	1,01	0,94	1,07
	0,25	8	-76,83524	4069,098	1,02	0,93	1,09
	0,2	6	-77,4486	4098,48	1,03	0,94	1,09
	0,2	8	-78,90017	4138,218	1,05	0,95	1,10
3	0,3	1	-24,1431	1315,57			
	0,2	6	-25,81556	1347,612	1,06	1,02	1,04
	0,2	8	-26,42817	1406,527	1,09	1,06	1,02
	0,15	6	-24,76048	1274,623	1,02	0,96	1,05
	0,15	8	-25,28011	1294,006	1,04	0,98	1,06
	0,12	6	-24,17204	1271,137	1,00	0,96	1,03
	0,12	8	-24,56826	1263,881	1,01	0,96	1,05

Dağıtılmış itki sisteminin aerodinamik etkilerini inceleyebilmek için, dış etkenlerin minimize edilerek dağıtılmış itkinin etkilerinin izole edilmesi gerekmektedir. Bu noktada ilk bakılması gereken durum dağıtılmış itki sisteminin üreteceği itkinin tek rotorlu sistemdeki itki kuvveti ile aynı olması gerekmektedir. Örneğin dağıtılmış itki sistemi ile daha fazla itki üretilip kanat üzerindeki akışa daha fazla enerji verilmesi durumundaki aerodinamik etkileri olumlu ya da olumsuz yorumlamak çok mümkün değildir. İki sistemde de aynı itki değeri elde edildiği durum için aerodinamik parametrelerin değişimi üzerine yorum yapılması gerekmektedir.

Çizelge 4.5’de itki oranı olarak verilen değerin 1 olması hedeflenmiştir. İki farklı sistemde aynı itkiyi elde etmek için geliştirilen teori Denklem 4. 12’de verilmiştir. Farklı senaryolarda yapılan analizler sonucunda itki oranı 1,01 ve 1,09 aralıklarında gelmiştir. Aradaki bu hatanın olması yapılan varsayımlar ve nümerik hata oranı ile açıklanabilir. Örnek verilebilecek varsayımlardan bir tanesi kanadın art akış etkilerinin göz ardı edilmesi Çizelge 4.5 – Senaryo 3’deki rotorların çaplarının çok küçük olması durumunda art akıştan etkilenme oranları diğer senaryolardan daha fazla olmuştur. İtki oranı senaryo 1 ve senaryo 2’de 1,01 ve 1,05 aralığında iken senaryo 3’de bu oranın 1,09’a çıktığı gözlemlenmiştir. Aerodinamik etkilerin yorumlanabilmesi için bu itki oranının 1 ya da kabul edilebilir bir aralıkta olması gerekmektedir. Çizelge 4.5’de paylaşılan itki oranları kabul edilebilir aralıkta olduğu kanısı ile analiz sürecine devam edilmiştir.

Bununla birlikte dağıtılmış itki sisteminin güç tüketimi de değerlendirilmiştir. Çizelge 4.5’de güç oranı olarak verilen değerin itki oranından küçük olması durumunda enerji verimliliği sağladığını söyleyebiliriz. Çizelge 4.5’de verilen güç oranları, itki oranı ile doğrudan ilişkidir. İtki oranındaki varsayımlar ve nümerik hata oranı, güç hesaplamaları için geçerli değildir. İtki hesabı sırasındaki kullanılan C_L , C_D parametreleri ile güç hesaplamaları yapılmıştır. İtki oranının 1 olması durumu için güç oranı değerlerinin 1’den küçük olup olmaması değerlendirilerek enerji verimliliğine dair yorum yapılması mümkündür ancak itki oranı tam olarak 1 olmadığı için itki oranının güç oranına arasındaki ilişki ile enerji verimliliği yorumlanabilir. Çizelge 4.5’de T/P olarak verilen değer “İtki oranı/Güç oranı” şeklinde tanımlanmıştır. Bu oranın 1’den büyük olması dağıtılmış itki sisteminin enerji verimliliği açısından daha avantajlı olduğunu göstermektedir. T/P oranı 1.02 ile 1.14 değerleri arasında değişmektedir. Bu aralık değerlendirildiğinde dağıtılmış itkinin enerji verimliliği açısından daha avantajlı olduğu yorumu yapılabilir.

4.5. Farklı Rotor Çap ve Sayılarındaki Senaryoların Aerodinamik Katsayı Sonuçları

Çizelge 4.6’de farklı senaryolarda yapılan analizler sırasında hesaplanan taşıma ve sürükleme katsayı değerleri verilmektedir. Analizlerde tek rotorlu sistemden daha yüksek C_L/C_D oranı elde edilmesi hedeflenmiştir. C_L oranı olarak verilen değer dağıtılmış itki sisteminin taşıma katsayısının, mavi satırlarda gösterilen tek rotorlu sistemde elde edilen taşıma katsayısı değerine oranıdır (C_L dağıtılmış itki / $C_{L\text{tek rotor}}$). Yine C_D oranı, dağıtılmış itki

sisteminin sürüklenme katsayısının tek rotorlu sistemin taşıma katsayısına oranını göstermektedir (C_D dağıtılmış itki / C_D tek rotor).

Çizelge 4.6. Jenerik Geometride Farklı Senaryolar İçin Analiz Sonuçları – C_L ve C_D

Senaryo	Yarıçap (m)	Rotor Sayısı	C_L	C_D	C_L oranı	C_D oranı	C_L/C_D	n8/n6
1	0,5	1	0,326824	0,139113				
	0,3	6	0,338293	0,140155	1,035092	1,00749	1,027397	1,000785
	0,3	8	0,338602	0,140173	1,036038	1,00762	1,028203	
	0,25	6	0,341146	0,14052	1,043822	1,010114	1,03337	1,000295
	0,25	8	0,341288	0,140537	1,044256	1,010236	1,033675	
2	0,4	1	0,311455	0,138629				
	0,25	6	0,316344	0,139115	1,015697	1,003506	1,012149	1,000619
	0,25	8	0,316592	0,139138	1,016494	1,003672	1,012775	
	0,2	6	0,317594	0,139293	1,019711	1,00479	1,01485	1,000451
	0,2	8	0,317783	0,139313	1,020318	1,004934	1,015308	
3	0,3	1	0,302997	0,138293				
	0,2	6	0,304693	0,138467	1,005597	1,001258	1,004334	1,000277
	0,2	8	0,304806	0,13848	1,00597	1,001352	1,004612	
	0,15	6	0,305117	0,138532	1,006997	1,001728	1,005259	1,000193
	0,15	8	0,3052	0,138543	1,007271	1,001808	1,005453	
	0,12	6	0,30546	0,138583	1,008129	1,002097	1,006019	1,000067
	0,12	8	0,305496	0,13859	1,008248	1,002148	1,006087	

Teorik olarak kanadın emiş tarafına yerleştirilen rotorlar, akışı hızlandırarak kanadın bu bölgesindeki dinamik basıncı arttıracaktır. Dolaylı olarak statik basınç da düşeceği için, kanadın basınç tarafındaki statik basınç daha dominant olacaktır. Bu durum da C_L/C_D oranını iyileştirecektir. Çizelge 4.6’te dağıtılmış itki ile tek rotorlu sistemin C_L ve C_D kıyaslamaları gösterilmektedir. Statik basınç değişimi iki parametreyi de etkilediği için bu noktada C_L/C_D oranının değişimine bakmak gerekmektedir. Çizelge 4.6’te “ C_L/C_D ” olarak verilen değerler C_L ’deki değişim oranının C_D ’deki değişim oranı ile olan ilişkisini göstermektedir. Bu oran 1,004 ve 1,034 değerleri arasında değişmektedir. Buna göre aerodinamik verimliliğin, dağıtılmış itki sisteminde arttığı söylenebilir.

Birçok tasarım parametresinin optimum olduğu tasarım noktaları vardı. Dağıtılmış itki için rotor sayısının da optimum olduğu bir nokta bulunmaktadır. Rotor sayısının artırılması durumunda rotorun akışı hızlandırma etkisi yerel bir noktadan kanat üzerine yayıldıkça verim bir noktaya kadar artacaktır. Ancak bir noktadan sonra, rotorların indüklediği hava serbest hava akımından daha pasif kalacak ve kanadın emiş tarafındaki etkisini yitirecektir. ONERA AMPERE gibi konseptlerde 30 rotorlu sistemler denenmektedir. Tez kapsamında yapılan 6 ve 8 rotorlu sistemler bu değerlerin çok daha altındadır. Bu senaryolarda tez kapsamında yapılan 8 rotorlu sistemin 6 rotorlu sisteme oranla daha iyi sonuçlar vermesi beklenmektedir. Çizelge 4.6'de " n_8/n_6 " olarak verilen değer 8 rotorlu sistemin " C_L/C_D " değerinin, 6 rotorlu sistemin " C_L/C_D " değerine oranı verilmektedir. Bu durumda bu değer 1'den büyük olması 8 rotorlu sistemin 6 rotorlu sistemden daha verimli olacağını göstermektedir. Bu durum, dağıtılmış itki sisteminin ileri sürdüğü tek rotorlu sisteme oranla dağıtılmış itki sisteminin daha verimli olduğu teorisini destekler. Çizelge 4.6'e göre de " n_8/n_6 " değerleri tüm senaryolarda 1'den büyüktür. Bu durumda rotor sayısının artışının, kanat üzerindeki etkilerinin yitirildiği belirli bir noktaya kadar aerodinamik verimliliği arttırdığı çıkarımı yapılabilir.

5. SONUÇ

Bu tez çalışmasında, dağıtılmış itki sistemlerinin aerodinamik performans üzerindeki etkileri detaylı bir şekilde incelenmiştir. Çalışmada geliştirilen BEM kodu, SU2 yazılımına entegre edilmiştir ve bu entegrasyon, sayısal analizlerin hızını ve tutarlılığını artırmıştır. Dağıtılmış itki sistemlerinin farklı konfigürasyonlardaki performansı analiz edilmiş, rotor sayısının ve konfigürasyonlarının aerodinamik katsayılar üzerindeki etkileri incelenmiştir. Sonuçlar, dağıtılmış itki sistemlerinin aynı itkiyi sağlarken daha az güç tükettiğini ve aerodinamik performansı önemli ölçüde artırdığını göstermiştir.

BEM kodunun SU2 yazılımına entegrasyonu, dağıtılmış itki sistemlerinin analizi için önemli bir araç sağlamıştır. Bu entegrasyon, sadece sayısal analizlerin hızını artırmakla kalmamış, aynı zamanda sonuçların doğruluğunu ve güvenilirliğini de artırmıştır. Bu da dağıtılmış itki sistemlerinin tasarım ve optimizasyon süreçlerinde önemli bir avantaj sağlamaktadır. Çalışma boyunca yapılan deneysel doğrulamalar ve sayısal analizler, dağıtılmış itki sistemlerinin geleneksel merkezci itki sistemlerine kıyasla daha düşük güç tüketimi ile aynı itkiyi sağladığını ve aerodinamik verimliliği artırdığını ortaya koymuştur.

Grafikler, dağıtılmış itki sistemlerinin kanat üzerindeki basınç ve moment dağılımlarını detaylı bir şekilde göstermektedir. Örneğin, Şekil 4.10 ve Şekil 4.11, rotorların basınç tarafında daha yüksek basınç değerleri oluşturduğunu ve bu etkinin özellikle rotorların yakınındaki kesitlerde (0,75 veter uzunluğunda) daha baskın olduğunu ortaya koymaktadır. Rotor sayısının artması, emiş tarafındaki basınç düşüşünü belirginleştirmekte ve statik basıncın daha da düşmesine neden olmaktadır. Bu durum, daha yüksek kaldırma kuvveti elde edilmesini sağlamaktadır.

Senaryo 1'de, $x = 0,5$ pozisyonunda emiş tarafındaki basınç dağılımları rotor sayısının artmasıyla birlikte belirginleşmektedir. Merkezci büyük rotor çaplarında daha düşük basınç farkları gözlemlenirken dağıtılmış itki sistemlerinde daha yüksek basınç farkları görülmüştür. Bu, daha yüksek aerodinamik verimlilik anlamına gelmektedir. Senaryo 2 ve Senaryo 3'te de benzer grafik eğrileri gözlemlenmiştir. Analiz sonucunda bulunan değerler Çizelge 4.5. ve Çizelge 4.6.'da verilmiştir. Çizelge 4.5.'te farklı senaryolarda yapılan analizler sırasında hesaplanan itki ve güç değerleri gösterilmektedir. Analizlerde, dağıtılmış

itki sistemlerinin enerji verimliliği açısından daha avantajlı olduğu, T/P oranının 1,02 ile 1,14 arasında değiştiği ve bu oranın 1'den büyük olmasının enerji verimliliği açısından önemli bir gösterge olduğu ortaya konulmuştur.

Dağıtılmış itki sistemlerinin aerodinamik avantajları detaylı bir şekilde incelenmiştir. Bu sistemler, hava akışını daha etkin bir şekilde yöneterek sürüklenme kuvvetini azaltmakta ve kaldırma kuvvetini artırmaktadır. Bu sayede, uçakların genel performansı iyileşmekte ve daha verimli bir uçuş sağlanmaktadır. Çok rotorlu sistemlerde, her bir rotorun aerodinamik yükleri optimize edilerek, uçuş stabilitesi ve kontrol kabiliyeti artırılmaktadır. Rotor sayısının artırılması, itki ve güç tüketimi arasındaki verimliliği daha da artırmaktadır. Özellikle büyük ve karmaşık hava araçlarında, rotor sayısının artırılması itki gücünün daha homojen bir şekilde dağıtılmasını ve böylece uçuş stabilitesinin artmasını sağlamaktadır.

Dağıtılmış itki sistemlerinin enerji verimliliği üzerindeki etkileri de detaylı bir şekilde incelenmiştir. Bu sistemler, daha düşük güç tüketimi ile aynı itkiyi sağlayarak, yakıt tasarrufu ve emisyon azaltımı sağlamaktadır. Özellikle uzun menzilli uçuşlarda, bu tasarruflar önemli ölçüde artmaktadır. Dağıtılmış itki sistemleri, sadece enerji verimliliğini artırmakla kalmamakta, aynı zamanda operasyonel maliyetleri de azaltmaktadır. Daha az yakıt tüketimi ve daha düşük bakım gereksinimleri, bu teknolojinin havacılık endüstrisinde geniş bir uygulama alanı bulmasını sağlamaktadır. Çalışma kapsamında yapılan analizler daha yüksek aerodinamik verimli konfigürasyonlar ile, dağıtılmış itki sistemlerinin çevresel sürdürülebilirlik açısından da önemli avantajlar sunduğunu göstermiştir. Daha düşük yakıt tüketimi ve emisyon oranları, çevresel etkilerin azaltılmasına katkı sağlamaktadır. Bu, özellikle havacılık sektöründe giderek daha önemli hale gelen çevresel düzenlemelere uyum sağlama açısından büyük bir avantajdır.

HAD çözücülerinde farklı optimizasyon teknikleri kullanılmaktadır. Bu tez çalışmasında rotor optimizasyon süreci bulunmamaktadır. Rotorların bulunduğu konum, burulma açısı, açısız hızı gibi BEM analizlerinin yapılmasında kullanılan parametrelerin optimizasyonu ile dağıtılmış itki sistemlerinin optimize edilmesi hedeflenmektedir. Bu yol haritası için metodoloji olarak SU2'nun optimizasyon modülleri düşünülebilir. SU2'nun "adjoint optimizasyon" modülü, akıştan aldığı çözüm ile analiz sırasındaki parametrelerin değişimi sonucunda, hedef değerin değişimini istenen yönde değiştirerek optimize eder. BEM ile

yapılan analizde kullanılan parametrelerin “adjoint metodu” ile alınan diferansiyelleri ile aynı anda hem rotorlar hem dağıtılmış itki optimize edilebilir.

Diğer yandan, dağıtılmış itki sistemlerinin daha geniş kapsamlı uygulanabilirliğini test etmek için, çeşitli uçuş senaryoları ve operasyonel senaryolar altında kapsamlı testler yapılmalıdır. Bu testler, sistemlerin farklı iklimlerde, farklı uçuş yüksekliklerinde ve çeşitli uçuş profilleri altında nasıl performans gösterdiğini anlamak için gereklidir. Ayrıca, bu sistemlerin ticari uçuş operasyonlarına entegrasyonu, kapsamlı sertifikasyon ve düzenleyici onay süreçlerini gerektirecektir.

Sonuç olarak, bu tez çalışması dağıtılmış itki sistemlerinin aerodinamik performans ve enerji verimliliği üzerindeki olumlu etkilerini kapsamlı bir şekilde ortaya koymuş, gelecekteki araştırmalar için önemli bir temel sağlamıştır. Dağıtılmış itki sistemlerinin performans analizi, bu teknolojinin havacılık endüstrisinde geniş bir uygulama alanı bulabileceğini göstermektedir. Bu sistemler, sadece enerji verimliliği ve performans açısından değil, aynı zamanda operasyonel ve çevresel sürdürülebilirlik açısından da önemli avantajlar sunmaktadır. Gelecekteki çalışmalar, dağıtılmış itki sistemlerinin daha geniş uygulama alanlarında ve farklı uçuş senaryolarında performansını inceleyerek, bu yenilikçi teknolojinin havacılık endüstrisindeki potansiyelini daha da artırabilir. Bu çalışma, havacılık mühendisliğinde enerji verimliliği ve aerodinamik performans hedeflerine ulaşmada dağıtılmış itki sistemlerinin önemini vurgulayan önemli bir adım olmuştur. Dağıtılmış itki sistemlerinin geleceğe yönelik çalışmaları, teknolojik yenilikler, çevresel duyarlılık ve endüstriyel uygulamalar arasında dengeli bir ilerleme sağlamayı hedeflemektedir. Bu çalışmalar, havacılık endüstrisini daha sürdürülebilir, verimli ve yenilikçi bir geleceğe taşıyacak olan temel taşları oluşturacaktır.



KAYNAKLAR

- Abdelkhalig, A., and Elgendi, M. (2022). *Review on validation techniques of blade element*. IOP Conf. Series: Earth and Environmental Science AUA-SEGT 2022, Hasselt, 5-8.
- Abedi, H., Uribe, C. I., and Fahlbeck, J. (2022). *Development of blade element momentum (BEM) method for hydropower*. 31st IAHR Symposium on Hydraulic Machinery and Systems, Snegoul, 4-5.
- Charles, L., and Aequilla, H. (1987). Pressure Distributions from High Reynolds Number Transonic Tests of an NACA 0012. *NASA Journals*, 42, 3-5.
- D. Marten, C. O. (2020). Predicting Wind Turbine Wake Breakdown Using A Free Vortex Wake Code. *AIAA Journal*, 38, 1-3.
- Dae, K. H. (2010). *Review of Distributed Propulsion Vehicles*. 27th International Congress Of The Aeronautical Sciences, Sidney, 2-11.
- Darwin, J., and Esteban, V. (2022). Evaluation of Series and Parallel Hybrid Propulsion Systems for UAVs Implementing Distributed Propulsion Architectures. *Aerospace*, 17, 1-4.
- de Vries, R., Brown, M., and Vos, R. (2019). Preliminary Sizing Method for Hybrid-Electric Distributed-Propulsion Aircraft. *Journal of Aircraft: Devoted to Aeronautical Science and Technology*, 27, 2.
- Goktan Guzel, Y. O. (2007). *An Implementation and Validation Study on the Actuator Disk Model*. International Forum on Rotorcraft Multidisciplinary Technology, Seoul, The Republic of Korea, 2-15.
- Hasan, Mehedi, M., El-Shaha, Adel, and Rahman, M. (2017). Performance Investigation of Three Combined Airfoils Bladed Small Scale Horizontal Axis Wind Turbine by BEM and CFD Analysis. *Journal of Power and Energy Engineering*, 14, 2-6.
- Jhonson, W. (2013). Investigation of Rotorcraft Aeromechanic. *Journal of Aircraft: Devoted to Aeronautical Science and Technology Journals*, 7, 2 -4.
- Kim, H. D., and Perry, A. T. (2018). A Review of Distributed Electric Propulsion Concepts. *NASA Armstrong Flight Research Center Journals*, 24, 4-15.
- Mahmuddin, F. (2017). *Rotor Blade Performance Analysis with Blade Element Momentum Theory*. The 8th International Conference on Applied Energy – ICAE2016, Ankara, 2.
- Manuel, A. R., and Carlos, D. (2021). Aircraft Hybrid-Electric Propulsion: Development Trends, Challenges . *Journal of Aircraft*, 43, 1-4.
- Mithun, E., Matthew, M., Nuwantha, F., and Graham, W. (2023). Design Factors of High-Speed Turbo-Electric Distributed Propulsion. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 16, 1-4.

- Ning, A., Hayman, G., and Damiani, R. (2015). Development and Validation of a Blade Element Momentum Theory. *National Renewable Energy Journals*, 22, 1-3.
- Pavel, H., and Jan, K. (2022). *Aerodynamic and Structural Aspects of a Distributed Propulsion System for Commuter Airplane*. Proceedings of the 53rd Annual Forum of the American, Gatlin, 1-4.
- Raymond, E. M., and Susan, A. G. (2000). Steady and Periodic Pressure Measurements on a Generic Helicopter Fuselage Model in the Presence of a Rotor. *NASA*, 34, 10-155.
- Sebastian, E., Carl, M. , and Hamid, R. (2018). Comparison of the Blade Element Momentum Theory. *Applied Science Journals*, 28, 2.
- Simone, M., Koen, B., Marco, C., and Koen, H. (2022). An engineering modification to the blade element. *The Science of Making Torque from Wind*, 32, 3.
- Su, L., and Isam, J. (2018). Development and Application of an Improved Blade Element Momentum Method on Horizontal Axis Wind Turbine. *International Journal of Energy and Environmental Engineering*, 12, 2-6.
- Wenyuan, Z., and Yanlai, Z. (2022). The Impact of Distributed Propulsion on the Aerodynamic Characteristics of a Blended-Wing-Body Aircraft. *Aerospace*, 26, 2-8.



EKLER

EK-1. Rotor Model Input

number_of_rotors

1

underrelaxation_factor

0.5

force_output_frequency

10

marker_up_name

bem_up

marker_down_name

bem_down

number_of_blades

2

rotor_radius(m)

0,5

rotor_speed(rad/sec)

300

rotor_center_x_pos(m)

1,0043463

rotor_center_y_pos(m)

-2,5

rotor_center_z_pos(m)

0,52

rotor_disk_pitch_angle(deg)

-90

EK-1. (devam) Rotor Model Input

rotor_disk_bank_angle(deg)

0

blade_pitch_collective(deg)

60

theta1c

0

theta1s

0

number_of_sections

6

section_position(r/R)

0

chord(m)

0,05

twist(deg)

0

section

hub.dat

section_position(r/R)

0,187394

chord(m)

0,05

twist(deg)

0

EK-1. (devam) Rotor Model Input

section

hub.dat

section_position(r/R)

0,187395

chord(m)

0,05

twist(deg)

0

section

structured.dat

section_position(r/R)

1

chord(m)

0,05

twist(deg)

0

section

structured.dat

section_position(r/R)

1,0000001

chord(m)

0,03

twist(deg)

0

EK-1. (devam) Rotor Model Input

section

hub.dat

section_position(r/R)

15

chord(m)

0,05

twist(deg)

0

section

hub.dat

EK-2. Konfigürasyon Dosyası

% ----- DIRECT, ADJOINT, AND LINEARIZED PROBLEM DEFINITION -----%

SOLVER= RANS

KIND_TURB_MODEL= SST

MATH_PROBLEM= DIRECT

RESTART_SOL= NO

OBJECTIVE_FUNCTION= DRAG

% ----- COMPRESSIBLE FREE-STREAM DEFINITION -----%

MACH_NUMBER= 0,1

AOA= 0

SIDELIP_ANGLE= 0

FREESTREAM_TEMPERATURE= 288,15

FREESTREAM_PRESSURE= 95750

REYNOLDS_NUMBER= 2,5E6

REYNOLDS_LENGTH= 1

INIT_OPTION= TD_CONDITIONS

REF_DIMENSIONALIZATION= DIMENSIONAL

%IDEAL GAS, POLYTROPIC, VAN DER WAALS AND PENG ROBINSON
CONSTANTS %

GAMMA_VALUE= 1,4

GAS_CONSTANT= 287,058

CRITICAL_TEMPERATURE= 131,00

CRITICAL_PRESSURE= 3588550,0

CRITICAL_DENSITY= 263,0

% ----- VISCOSITY MODEL -----%

EK-2. (devam) Konfigürasyon Dosyası

VISCOSITY_MODEL= SUTHERLAND

MU_CONSTANT= 1.716E-5

MU_REF= 1.716E-5

MU_T_REF= 273,15

SUTHERLAND_CONSTANT= 110,4

% ----- REFERENCE VALUE DEFINITION -----%

REF_ORIGIN_MOMENT_X = 0,1

REF_ORIGIN_MOMENT_Y = -1,00

REF_ORIGIN_MOMENT_Z = 0,1

REF_LENGTH= 1

REF_AREA= 5

SEMI_SPAN= 2,5

% ----- BOUNDARY CONDITION DEFINITION -----%

MARKER_HEATFLUX= (body,0)

MULTIZONE = YES

MARKER_ZONE_INTERFACE= (bem_down, bem_up, int_down, int_up)

MARKER_FLUID_INTERFACE= (bem_down, bem_up, int_down, int_up)

MARKER_SYM = (symmetry_up, symmetry_down)

MARKER_FAR= (pff_up, pff_down)

MARKER_PLOTTING = (body, bem_down)

MARKER_MONITORING = (body, bem_up)

NUM_METHOD_GRAD= GREEN_GAUSS

CFL_NUMBER= 25

EK-2. (devam) Konfigürasyon Dosyası

CFL_ADAPT= YES

CFL_ADAPT_PARAM= (0,98, 1,01, 1, 50)

RK_ALPHA_COEFF= (0.66667, 0.66667, 1.000000)

OUTER_ITER=50000

% ----- LINEAR SOLVER DEFINITION -----%

LINEAR_SOLVER= FGMRES

DISCADJ_LIN_SOLVER= FGMRES

LINEAR_SOLVER_PREC= LU_SGS

DISCADJ_LIN_PREC= ILU

LINEAR_SOLVER_ERROR= 1E-5

LINEAR_SOLVER_ITER= 20

MGLEVEL= 0

MGCYCLE= V_CYCLE

MG_PRE_SMOOTH= (1, 2, 2, 2)

MG_POST_SMOOTH= (2, 2, 2, 2)

MG_CORRECTION_SMOOTH= (0, 0, 0, 0)

MG_DAMP_RESTRICTION= 0,7

MG_DAMP_PROLONGATION= 0,7

% ----- FLOW NUMERICAL METHOD DEFINITION -----%

CONV_NUM_METHOD_FLOW= ROE

ENTROPY_FIX_COEFF = 0,01

ROE_LOW DISSIPATION = NONE

LOW_MACH_CORR=YES

EK-2. (devam) Konfigürasyon Dosyası

LOW_MACH_PREC=YES

MUSCL_FLOW= NO

SLOPE_LIMITER_FLOW= VENKATAKRISHNAN

VENKAT_LIMITER_COEFF= 0,05

LAX_SENSOR_COEFF= 0,15

JST_SENSOR_COEFF= (0,5, 0,02)

TIME_DISCRE_FLOW= EULER_IMPLICIT

% ----- TURBULENT NUMERICAL METHOD DEFINITION -----
-%

CONV_NUM_METHOD_TURB= SCALAR_UPWIND

MUSCL_TURB= NO

SLOPE_LIMITER_TURB= VENKATAKRISHNAN

TIME_DISCRE_TURB= EULER_IMPLICIT

CFL_REDUCTION_TURB= 1,0

CONV_RESIDUAL_MINVAL= -8,5

CONV_STARTITER= 50

CONV_CAUCHY_ELEMS= 200

CONV_CAUCHY_EPS= 1E-5

CONV_FIELD= RMS_DENSITY[1], RMS_DENSITY[0], RMS_DENSITY, LIFT

% ----- INPUT/OUTPUT INFORMATION -----%

MESH_FILENAME= naca4412.su2

MESH_FORMAT= SU2

% Mesh output file

MESH_OUT_FILENAME= mesh_out.su2

EK-2. (devam) Konfigürasyon Dosyası

% Restart flow input file

SOLUTION_FILENAME= restart_flow.dat

SOLUTION_ADJ_FILENAME= restart_adj.dat

OUTPUT_FILES=(RESTART,PARAVIEW, SURFACE_PARAVIEW_ASCII)

TABULAR_FORMAT= CSV

CONV_FILENAME= history

RESTART_FILENAME= restart_flow.dat

RESTART_ADJ_FILENAME= restart_adj.dat

VOLUME_FILENAME= flow

VOLUME_ADJ_FILENAME= adjoint

SURFACE_FILENAME= surface_flow

SURFACE_ADJ_FILENAME= surface_adjoint

OUTPUT_WRT_FREQ= 500

SCREEN_OUTPUT =
(OUTER_ITER,WALL_TIME,LIFT[0],DRAG[0],RMS_DENSITY[1],RMS_DENSITY[0
)

HISTORY_OUTPUT = (ITER[1], CFL_NUMBER[1], RMS_RES[1], AERO_COEFF[1],
CFL_NUMBER[0], RMS_RES[0], AERO_COEFF[0], PRESSURE[0],INNER_ITER[0],
FORCE_X[0],FORCE_Y[0], FORCE_Z[0], FORCE_X[1], FORCE_Y[1], FORCE_Z[1])

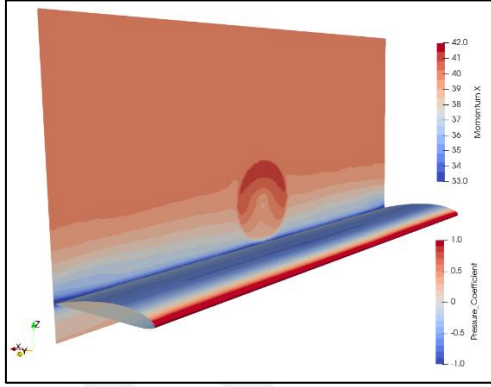
VOLUME_OUTPUT= (Y_PLUS, MOMENTUM-X , MOMENTUM-Y , MOMENTUM-
Z , PRESSURE_COEFF , PRESSURE , MACH , RESIDUAL, LAMINAR_VISCOSITY,
SKIN_FRICTION-X[0],SKIN_FRICTION-Y[0],SKIN_FRICTION-Z[0],
SKIN_FRICTION-X[1], SKIN_FRICTION-Y[1], SKIN_FRICTION-Z[1]))

WRT_FORCES_BREAKDOWN=YES

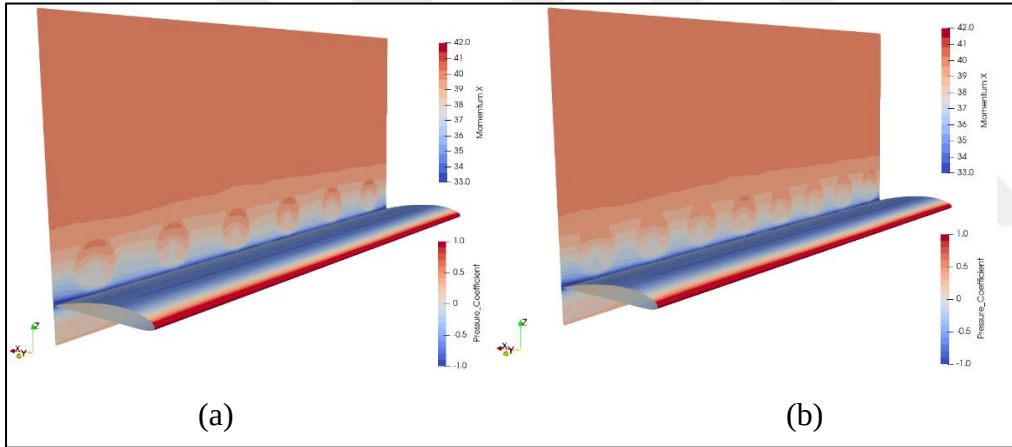
BREAKDOWN_FILENAME= forces_breakdown.dat

EK-3. Senaryo 2 ve Senaryo 3 Grafikleri

Senaryo 2 – Analiz sonuçları:

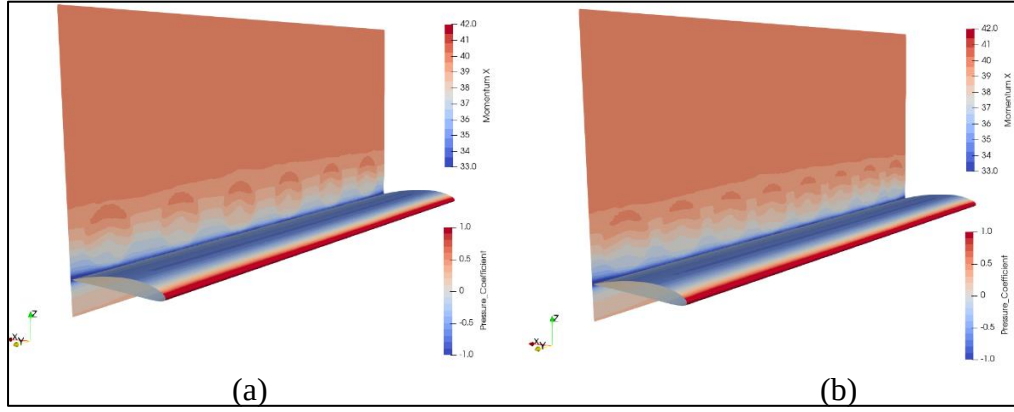


Şekil 3.1. Senaryo 2 Tek Rotorlu Sistem - Momentum ve Basınç Katsayısı

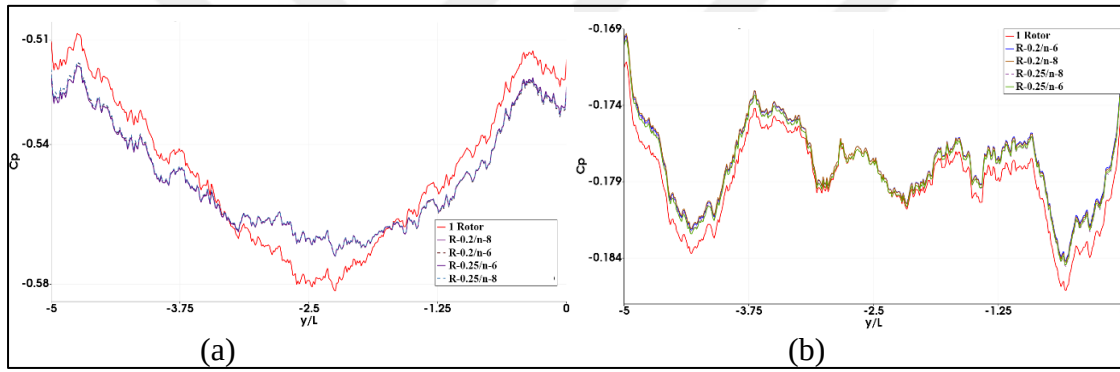


Şekil 3.2. Senaryo 2 (a) $R = 0,20 \text{ m}$, $N = 6$ (b) $R = 0,20 \text{ m}$, $N = 8$ - Momentum ve Basınç Katsayısı

EK-3. (devam) Senaryo 2 ve Senaryo 3 Grafikleri

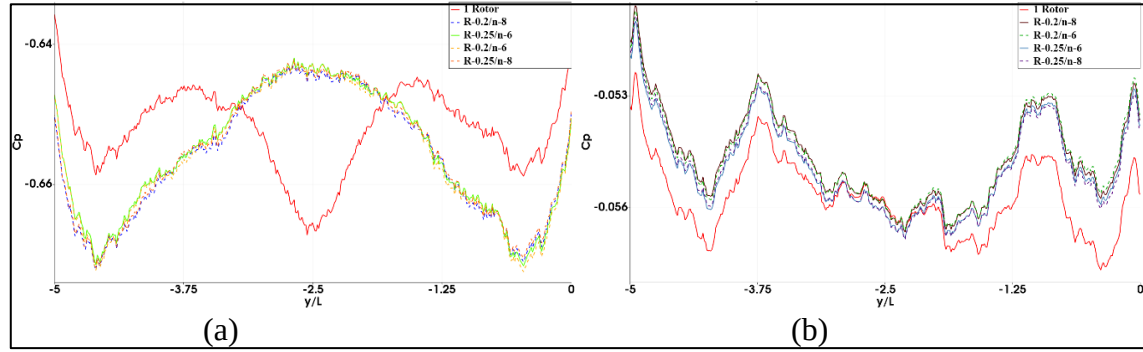


Şekil 3.3. Senaryo 2 (a) $R = 0,25 \text{ m}$, $N = 6$ (b) $R = 0,25 \text{ m}$, $N = 8$ - Momentum ve Basınç Katsayısı

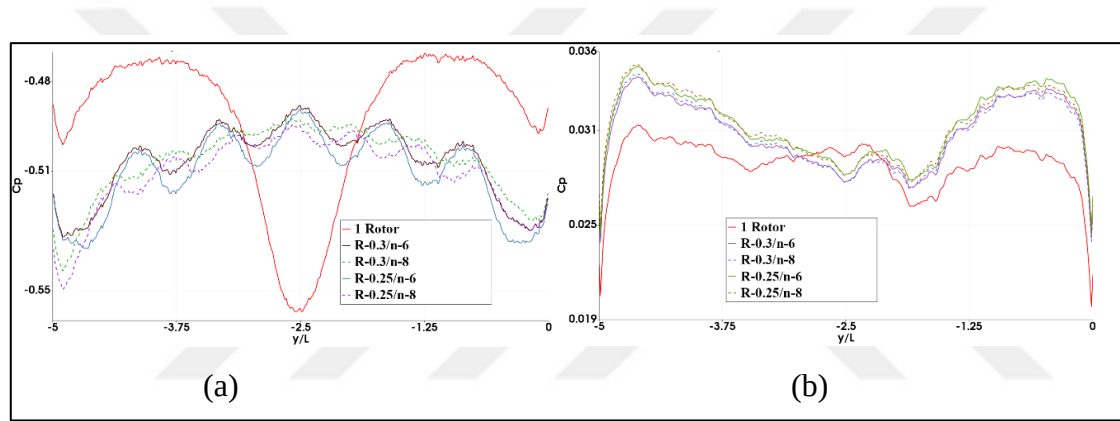


Şekil 3.4. Senaryo 2: $x = 0,25$ (a) Emiş (b) Basınç Tarafı Kanat Boyunca y Yönünde Basınç Katsayısı Kıyaslaması

EK-3. (devam) Senaryo 2 ve Senaryo 3 Grafikleri



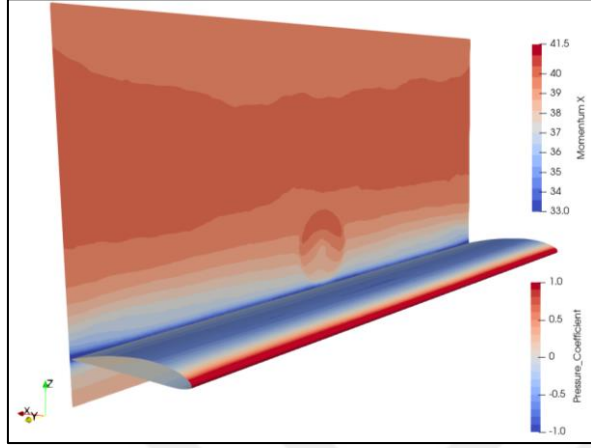
Şekil 3.5. Senaryo 2: $x = 0,5$ Kanat Boyunca y Yönünde (a) Emiş (b) Basınç Tarafı Basınç Katsayısı Kıyaslaması



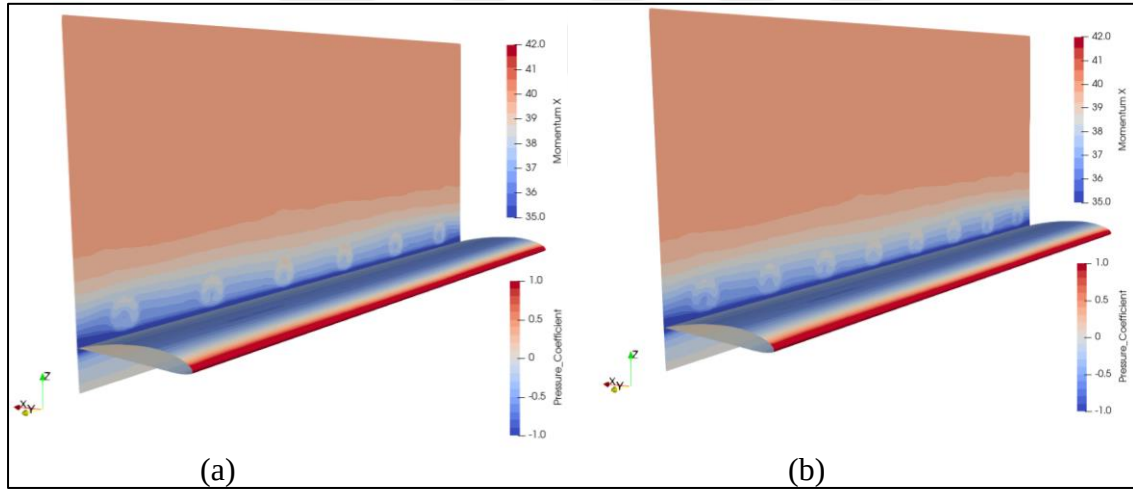
Şekil 3.6. Senaryo 1 $x = 0,75$ (a) Emiş (b) Basınç Tarafı Kanat Boyunca y Yönünde Basınç Katsayısı Kıyaslaması

EK-3. (devam) Senaryo 2 ve Senaryo 3 Grafikleri

Senaryo 3 – Analiz sonuçları:

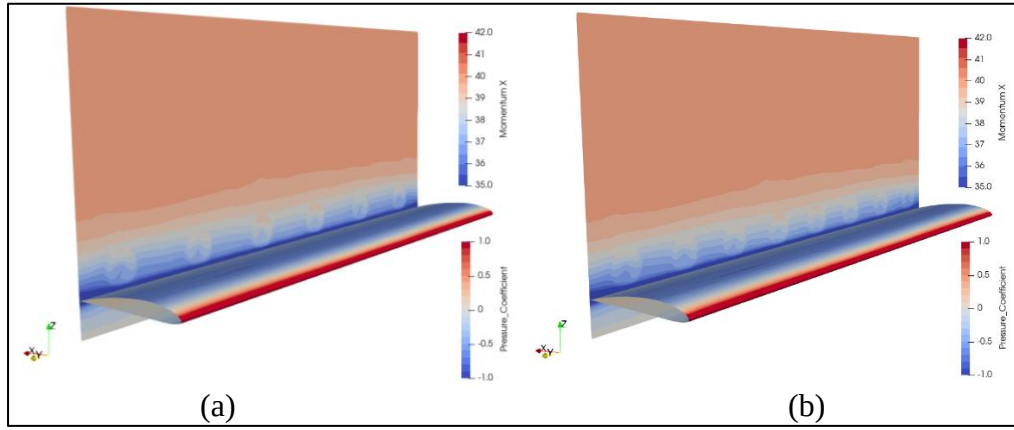


Şekil 3.7. Senaryo 3 Tek Rotorlu Sistem - Momentum ve Basınç Katsayısı

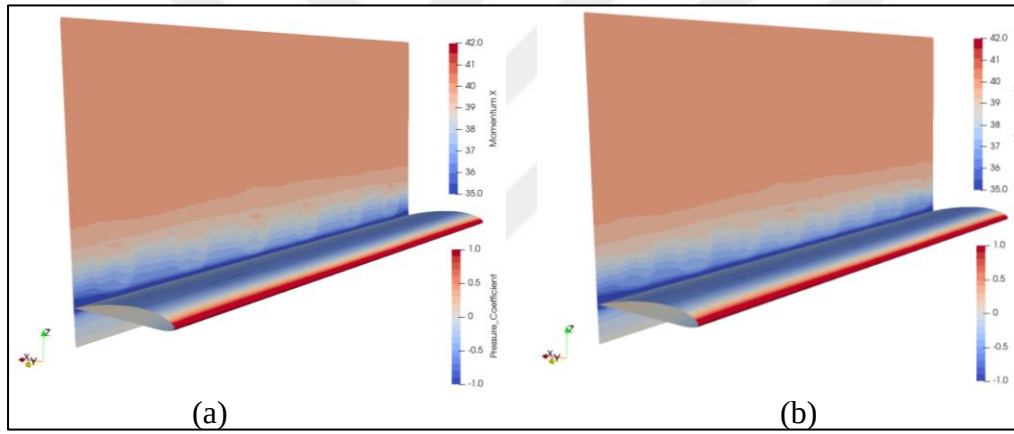


Şekil 3.8. Senaryo 3 (a) $R = 0,12$ m, $N = 6$ (b) $R = 0,12$ m, $N = 8$ - Momentum ve Basınç Katsayısı

EK-3. (devam) Senaryo 2 ve Senaryo 3 Grafikleri

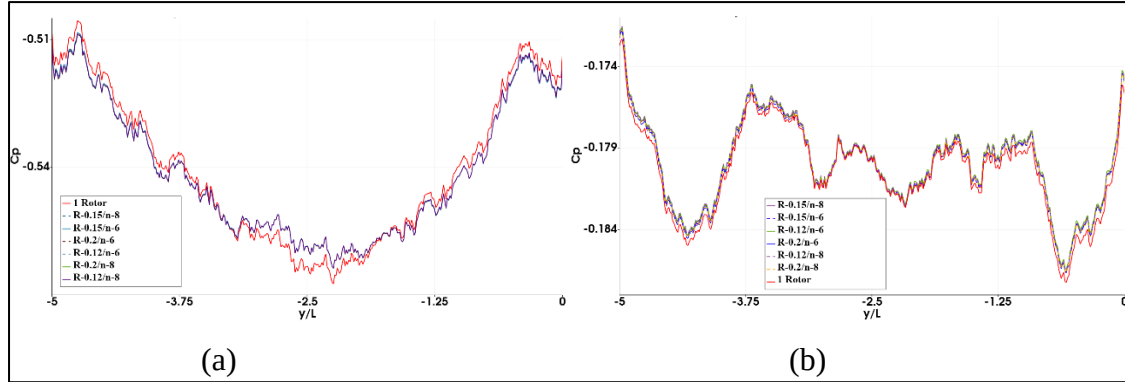


Şekil 3.9. Senaryo 3 (a) $R = 0.15$ m, $N = 6$ (b) $R = 0.15$ m, $N = 8$ - Momentum ve Basınç Katsayısı

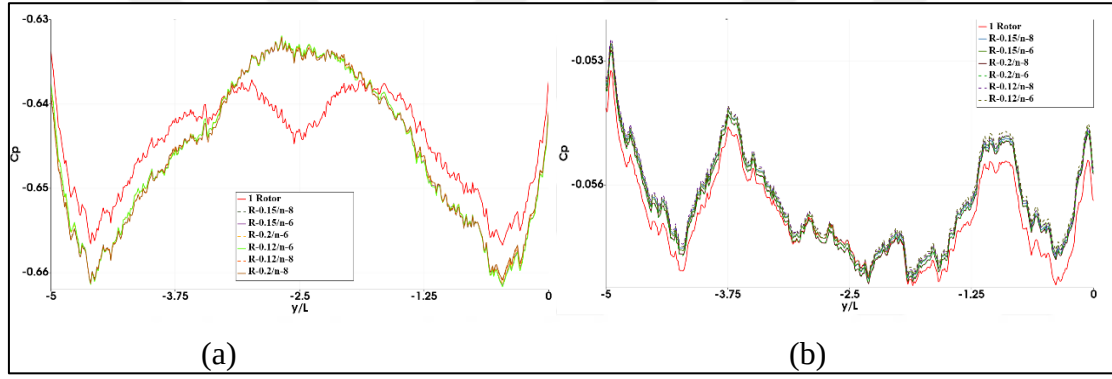


Şekil 3.10. Senaryo 3 (a) $R = 0.2$ m, $N = 6$ (b) $R = 0.2$ m, $N = 8$ - Momentum ve Basınç Katsayısı

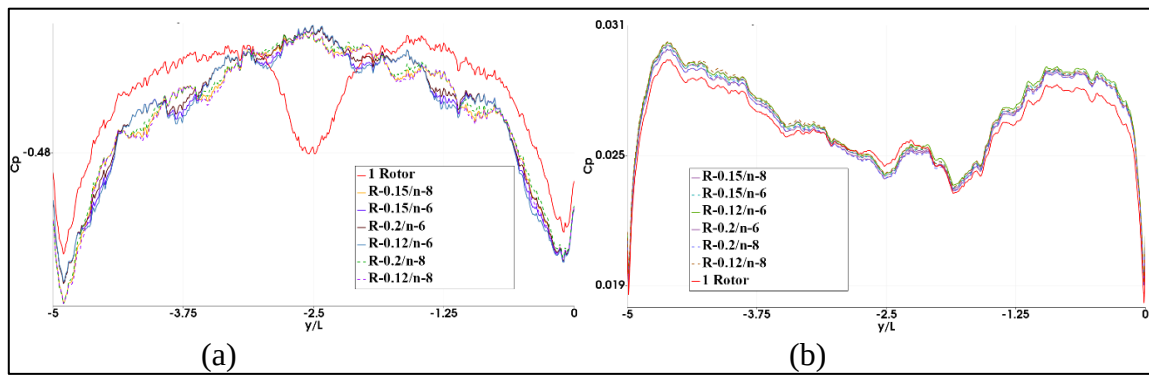
EK-3. (devam) Senaryo 2 ve Senaryo 3 Grafikleri



Şekil 3.11. Senaryo 3 - $x = 0,25$ Kanat Boyunca y Yönünde (a) Emiş (b) Basınç Tarafı Emiş Katsayısı Kıyaslaması



Şekil 3.12. Senaryo 3 - $x = 0,5$ Kanat Boyunca y Yönünde (a) Emiş (b) Basınç Tarafı Emiş Katsayısı Kıyaslaması



Şekil 3.13. Senaryo - 3 $x = 0,75$ Kanat Boyunca y Yönünde (a) Emiş (b) Basınç Tarafı Emiş Katsayısı Kıyaslaması



Gazili olmak ayrıcalıktır