T.C.

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

UÇUŞ GÜVERTELİ BİR SAVAŞ GEMİSİ ETRAFINDAKİ AKIŞIN DENEYSEL VE SAYISAL OLARAK İNCELENMESİ

Sarih SARI

DOKTORA TEZİ

Gemi İnşaatı ve Gemi Makineleri Mühendisliği Anabilim Dalı

Gemi İnşaatı ve Gemi Makineleri Mühendisliği Programı

Danışman

Prof. Dr. Seyfettin BAYRAKTAR

Eş Danışman

Doç. Dr. Ali DOĞRUL

Şubat, 2025

T.C.

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

UÇUŞ GÜVERTELİ BİR SAVAŞ GEMİSİ ETRAFINDAKİ AKIŞIN DENEYSEL VE SAYISAL OLARAK İNCELENMESİ

Sarih SARI tarafından hazırlanan tez çalışması 28.02.2025 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Gemi İnşaatı ve Gemi Makineleri Mühendisliği Anabilim Dalı, Gemi İnşaatı ve Gemi Makineleri Mühendisliği Programı **DOKTORA TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Prof. Dr. Seyfettin BAYRAKTAR
Yıldız Teknik Üniversitesi
Danışman

Doç. Dr. Ali DOĞRUL
Milli Savunma Üniversitesi
Eş-Danışman

Jüri Üyeleri

Prof. Dr. Seyfettin BAYRAKTAR, Danışman
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Prof. Dr. Fahri ÇELİK, Üye
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Doç. Dr. Ahmet YURTSEVEN, Üye
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Prof. Dr. Ömer Kemal KINACI, Üye
İstanbul Teknik Üniversitesi _____

Dr. Öğr. Üyesi Onur USTA, Üye
Milli Savunma Üniversitesi _____

Danışmanım Prof. Dr. Seyfettin BAYRAKTAR ve eş danışmanım Doç. Dr. Ali DOĞRUL sorumluluklarında tarafımca hazırlanan "Uçuş Güverteli Bir Savaş Gemisi Etrafındaki Akışın Deneysel ve Sayısal Olarak İncelenmesi" başlıklı çalışmada veri toplama ve veri kullanımında gerekli yasal izinleri aldığımı, diğer kaynaklardan aldığım bilgileri ana metin ve referanslarda eksiksiz gösterdiğimi, araştırma verilerine ve sonuçlarına ilişkin çarpıtma ve/veya sahtecilik yapmadığımı, çalışmam süresince bilimsel araştırma ve etik ilkelerine uygun davrandığımı beyan ederim. Beyanımın aksinin ispatı halinde her türlü yasal sonucu kabul ederim.

Sarih SARI

İmza

Bu çalışma, “TÜBİTAK tarafından 222M375 ” numaralı proje ile desteklenmiştir.

Aileme

ve

eşime

TEŞEKKÜR

Bu tez çalışmasının hazırlanmasında emeği geçen herkese teşekkür etmek istiyorum. Öncelikle, tez çalışmam süresince bilgi ve deneyimleriyle bana yol gösteren danışman hocam Prof. Dr. Seyfettin BAYRAKTAR ve eş danışman hocam Doç. Dr. Ali DOĞRUL'a içten teşekkürlerimi sunarım. Her iki hocamın da vermiş oldukları katkılar, destek ve sabır, çalışmamın ilerlemesinde ve başarılı bir şekilde tamamlanmasında büyük rol oynamıştır. Sağladıkları rehberlik ve anlayış, akademik gelişimime önemli ölçüde katkıda bulunmuştur. Ayrıca tez süresince desteğini esirgemeyen kıymetli jürü üyeleri Prof. Dr. Fahri ÇELİK ve Prof. Dr. Ömer Kemal KINACI hocalarıma da teşekkürlerimi sunarım.

Tez çalışmam boyunca yanımda olan ve her an yanımda olduğunu hissettiren canım eşim İmren'e ve dünyamı aydınlatan oğlum Aden'e teşekkürlerin en içtenini sunarım. Onlar olmadan bu yolculuk çok daha zor olurdu. Onların sevgisi bu sürecin en büyük motivasyon kaynağı oldu.

Hayatım boyunca maddi ve manevi desteklerini esirgemeyen değerli anneme ve babama, Şükran ve Hüseyin, sonsuz teşekkür ederim. Onların inancı ve teşvikleri, bu süreçte bana her daim güç verdi.

Ayrıca, çalışma arkadaşlarıma ve iş çevreme de teşekkür ederim. Özellikle bu süreçte, gerek bilgi ve tecrübelerini paylaşan, yardımlarıyla tezimin gelişimine değerli katkılar sunan gerekse akademik tartışmalarda yol gösteren ve moral desteği sağlayan Doç. Dr. Ahmet Yurtseven, Hasan Timurlek, Yasin Öztürk, Oğuz Öztürk ve Dr. Öğr. Üyesi Taner Çoşgun'a teşekkür etmek isterim. Sağladıkları destek ve paylaştıkları bilgiler, tezimin daha iyi bir seviyeye ulaşmasında önemli rol oynamıştır.

Bu tez çalışması, adı geçen herkesin destek ve katkılarıyla ortaya çıkmıştır. Her birine gönülden teşekkür ederim.

Sarih SARI

İÇİNDEKİLER

SİMGE LİSTESİ viii
KISALTMA LİSTESİ x
ŞEKİL LİSTESİ xii
TABLO LİSTESİ xvii
ÖZET xix
ABSTRACT 21
1 GİRİŞ 1
1.1 Literatür Özeti 1
1.2 Tezin Amacı 19
1.3 Hipotez 20
2 MATEMATİKSEL DENKLEMLER 21
2.1 Akışkanlar Mekaniği Temel Denklemleri 21
2.2 Sonlu Hacimler Yöntemi 22
2.2.1 Shear Stress Transport k-ω (SST k-ω) Modeli 23
2.2.2 Ayrık Girdap Simülasyonu (DES) Yöntemi 24
2.3 Atmosferik Sınır Tabaka (AST) 25
2.4 Benzerlik Teorisi 29
2.5 Belirsizlik 31
2.5.1 Deneysel Belirsizlik 31
2.5.2 Sayısal Belirsizlik 33
3 MODEL GEOMETRİLER VE HESAPLAMA HACMİ 35
3.1 Model Geometriler 35
3.1.1 ONRT (Office of Naval Research Tumblehome) Geometrisi 36
3.1.2 NATO-GD Geometrisi 37
3.1.3 Rotor Geometrisi 39
3.2 Hesaplama Alanı ve Ağ Yapısı 40

3.3 Evrensel Duvar Yasası 44
4 DENEYSEL ÇALIŞMALAR **47**
4.1 Deneysel Kurulum 47
4.1.1 Ses Altı Rüzgar Tüneli 47
4.1.2 Kuvvet Ölçer 48
4.1.3 U tipi Manometre 49
4.1.4 Gemi Modeli ve Blokaj Etkisi 50
4.1.5 Atmosferik Sınır Tabaka (AST) Üreteci 52
4.2 Deneysel Sonuçlar ile Sayısal Sonuçların Karşılaştırılması 55
4.2.1 Baştan Gelen Rüzgar Durumunda Farklı Hızlarda Kuvvetin Deneysel ve Sayısal Olarak Karşılaştırılması 55
4.2.2 Kıçtan Gelen Rüzgar Durumunda Kuvvetin Deneysel ve Sayısal Olarak Karşılaştırılması 58
5 SAYISAL ÇALIŞMALAR **59**
5.1 ONRT Gemisi için Sonuçlar 59
5.2 NATO-GD için Sonuçlar 64
5.2.1 Baştan Gelen Rüzgar Durumunda Farklı Hızlarda Girdap Bölgelerinin İncelenmesi 65
5.2.2 Sabit Hızda Farklı Rüzgar Açılarında Türbülans Karakteristiklerinin İncelenmesi 74
5.2.3 Atmosferik Sınır Tabaka Etkisi 76
5.2.4 DES Türbülans Yönteminin Etkisi 80
5.2.5 Rüzgar Geliş Açısının Etkisi 88
5.2.6 Uçuş Güvertesinin PSD Analizi Yapılarak İncelenmesi 97
5.2.7 Rotor Etkisi 106
6 SONUÇ **120**
KAYNAKÇA **123**
TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR **134**

SİMGE LİSTESİ

z_0	Aerodinamik pürüzlülük uzunluğu
z₀	Aerodinamik pürüzlülük uzunluğudur
V	Akış bölgesinin hacmi
P	Basınç
X	Belirsizlik için skaler büyüklük ifadesi
C_B	Blok katsayısı
τ_ω	Çeper kesme gerilmesi
Δ	Deplasman
T	Draft
y^+	Duvar fonksiyonları için boyutsuz parametre
Fr	Froude sayısı
λ	Geometrik ölçek
$\vec{w}$	Girdaplılık vektörü
q	Gözlemlenen değer
$\overrightarrow{U_i}$	Hız vektörü
U_i	Hız vektörü
υ	Kinematik Viskozite
υ	Kinematik viskozite
δ	Kroniker delta
z	Ölçüm yüksekliği
u_{ref}	Referans hız
z_{ref}	Referans yükseklik
Re	Reynolds Sayısı

St	Strouhal sayısı
L_{WL}	Su hattı boyu
B_{WL}	Su hattı genişliği
u*	Sürtünme hızı
ε	Türbülans enerjisinin yayılım oranı
k	Türbülans kinetik enerjisi
ω	Türbülans kinetik enerjisi kayıp oranı
c_μ	Türbülans viskozitesi sabiti
3D	Üç Boyutlu
s	Varyans
K	Von Karman sabiti
Δ_{maks}	Yerel ağ yapısının maksimum kalınlığı
ρ	Yoğunluk

KISALTMA LİSTESİ

AST	Atmosferik Sınır Tabaka
ADV	Doppler Hız Ölçer
CPB	Kanada Devriye Botu/Canadian Patrol Boat
CVG	Kolonar Girdap Üreteci
DDES	Gecikmeli Ayrık Girdap Simülasyonu/Delayed Detached Eddy Simulation
DNS	Doğrudan Sayısal Simülasyon/Direct Numerical Solution
DTMB 5613	David Taylor Model Basin
HAD	Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
HT-LES	Melez Zamansal LES
IDDES	Geliştirilmiş Gecikmeli Ayrık Girdap Simülasyonu/Improved Delayed Detached Eddy Simulation
ITTC	Uluslararası Çekme Tankı Konferansı/International Towing Tank Conferance
KVLCC2	KRISO Very Large Crude Carrier
LES	Büyük Girdap Simülasyonu/Large Eddy Simulation
LHA	Helikopter Çıkarma Gemisi
LHA	Amfibi Hücum Gemisi/Landing Helicopter Assault
LHD	Havuzlu Helikopter Gemisi/Landing Helicopter Dock
LPD	Amfibik Çıkarma Aracı/Landing Platform Dock
NATO-GD	NATO Jenerik Muhribi/NATO-Generic Destroyer
ONR	Office of Naval Research
ONRT	Office of Naval Research Tumblehome

PANS	Kısmen Ortalaması Alınmış Navier Stokes
PSD	Güç Spekturum Yoğunluğu/Power Spectral Density
PIV	Parçacık Görüntüleme Hız Ölçeri
RANS	Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes
RMS	Ortalama Karekök
RMS	Ortalama Karekök
RNG	Yeniden Normalleştirilen Grup
SHY	Sonlu Hacimler Yöntemi
sPOD	Spektral Doğru Ortogonal Ayrışma
SRM	Gemi Konuşlu Döner Kanat Modeli
SST	Shear Stress Transport
URANS	Zamana Bağlı Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes
WM-LES	Duvar yakını modellenmiş LES
WOD	Rüzgar Geliş Açısı/Wind Over Deck
WR-LES	Duvar yakını çözülmüş LES

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 2. 1 Bu çalışmada tanımlanan referans parametrelerin ve AST profilinin gösterimi 28
Şekil 3. 1 Literatürde yer alan gemi aerodinamiği konusunda kullanılan geometriler, a) SFS, b) SFS2, c) ONRT ve d) NATO-GD. 36
Şekil 3. 2 ONRT modelinin perspektif görünüşü 37
Şekil 3. 3 NATO-GD Jenerik Gemisinin Temel Boyutları 38
Şekil 3. 4 NATO-GD gemisi perspektif görünüşü 39
Şekil 3. 5 ONRT gemisi için kullanılan ağ yapısı 41
Şekil 3. 6 ONRT için kullanılan hesaplama hacmi ve sınır koşulları 41
Şekil 3. 7 NATO-GD gemisi için hesaplama alanı ve sınır koşulları 42
Şekil 3. 8 NATO-GD için genel ağ yapısı 43
Şekil 3. 9 NATO-GD için bölgesel ağ yapısı 43
Şekil 3. 10 NATO-GD için rotor etkisinin incelendiği durumdaki ağ yapısı 43
Şekil 3. 11 ONRT gemisi için kullanılan eksen takımı 44
Şekil 3. 12 NATO-GD gemisi için kullanılan eksen takımı 44
Şekil 3.13 NATO-GD için URANS (üstte) ve DES (altta) yöntemi için y^+ dağılımı 46
Şekil 4. 1 Flotek rüzgar tünelinin 3 boyutlu çizimi (üstte), ana boyutları (altta) .. 48
Şekil 4. 2 Kuvvet ölçer 49
Şekil 4. 3 U tipi manometre 50
Şekil 4. 4 Deneysel çalışmalarda kullanılan 1/350 geometrik ölçekli NATO-GD jenerik muhrip modelinin a) CAD ve b) 3D yazıcı çıktı görüntüleri 52
Şekil 4. 5 Rüzgar tüneli test kesiti girişine AST oluşturmak üzere konulan silindirik ahşap çubuklar ve hız ölçümünde kullanılan pitot statik tüp 53
Şekil 4. 6 RT test kesiti girişine konulmuş silindirik çubuklar ve modelin konumu 53
Şekil 4. 7 Rüzgar tüneli test kesiti öncesinde konumlandırılan yatay dairesel çubuklar 54

Şekil 4. 8 Rüzgar tüneli içerisinde ölçülen farklı hız profillerinin teorik hız profilleri ile mukayesesi 55
Şekil 4. 9 WOD=0° için farklı Re sayılarında aerodinamik direnç kuvvetinin deneysel ve sayısal değerleri 56
Şekil 4. 10 Uniform ve AST hız profilleri için deneysel ve sayısal kuvvet değerleri arasındaki yüzdesel fark (WOD=0°) 57
Şekil 4. 11 WOD=0° için farklı Re sayılarında aerodinamik direnç katsayısı değerlenin deneysel ve sayısal değerleri 57
Şekil 4. 12 Baştan ve kıçtan gelen rüzgar durumlarında kuvvetlerin kıyaslanması 58
Şekil 5. 1 Üst yapı kıç tarafında yer alan düşey hatlar 59
Şekil 5. 2 Güverte üzerindeki rüzgar açıları 60
Şekil 5. 3 Farklı model ölçeklerinde hız dağılımlarının((a) x yönünde, (b) z yönünde) deneylerle karşılaştırılması 61
Şekil 5. 4 x/L=0.708 kesitinde x yönünde farklı rüzgar açılarında boyutsuz hız dağılımları 62
Şekil 5. 5 x/L=0.708 kesitinde z yönünde farklı rüzgar açılarında boyutsuz hız dağılımları 63
Şekil 5. 6 x/L=0.883 kesitinde x yönünde farklı rüzgar açılarında boyutsuz hız dağılımları 63
Şekil 5. 7 x/L=0.883 kesitinde z yönünde farklı rüzgar açılarında boyutsuz hız dağılımları 64
Şekil 5. 8 Güverte üzerideki girdap merkezleri ve noktalar için kullanılan eksen takımı 65
Şekil 5. 9 Uçuş güvertesi üzerinde oluşan girdapların gösterimi 66
Şekil 5. 10 Uçuş güvertesi üzerinde yatay eksende gözlemlenen girdaplılık ve akım hatları 73
Şekil 5. 11 WOD rüzgar açılarının gösterimi 74
Şekil 5. 12 WOD=0° için farklı Re sayılarında uçuş güvertesinin merkez hattı üzerindeki noktalarda türbülans kinetik enerji dağılımı 75
Şekil 5. 13 Sabit Re sayısı için farklı WOD açılarında uçuş güvertesinin merkez hattı üzerindeki noktalarda türbülans yoğunluğu dağılımı 76
Şekil 5. 14 Uçuş güvertesi üzerinde bulunan kontrol noktaları 77

Şekil 5. 15 Akım yönünde gemiye doğru ilerleyen farklı düzlemlerdeki hız profilleri 78
Şekil 5. 16 Geminin akış alanında farklı düzlemlerdeki hız profilleri 79
Şekil 5. 17 WOD=0° durumunda URANS yöntemiyle uniform akım AST profiline sahip akım ile elde edilen hız dağılımları 79
Şekil 5. 18 DES upwind blending factor 80
Şekil 5. 19 WOD=0° durumunda URANS ve DES yöntemiyle uniform akım AST profiline sahip akım ile elde edilen hız dağılımları 81
Şekil 5. 20 URANS ve DES için yatay ve enine düzlemlerde girdap büyüklüğü (WOD=0°) 81
Şekil 5. 21 URANS ve DES (WOD=0°) için hız büyüklüğü ile renklendirilmiş Q-kriterinin gösterimi 82
Şekil 5. 22 Detaylı akış karakteristiğinin incelendiği düzlemler 83
Şekil 5. 23 Çeşitli düzlemlerde URANS yöntemi ile elde edilen hız dağılımı 84
Şekil 5. 24 Çeşitli düzlemlerde URANS yöntemi ile elde edilen hız dağılımı 85
Şekil 5. 25 Çeşitli düzlemlerde DES yöntemi ile elde edilen türbülans yoğunluğu 85
Şekil 5. 26 Gemi gövdesindeki duvar kayma gerilmesi 86
Şekil 5. 27 Helisite ile renklendirilmiş üst yapı etrafındaki girdap çekirdekleri ... 87
Şekil 5. 28 Tez çalışması kapsamında incelenen bağıl rüzgar açıları (WOD=0°, 15° ve 30°) 88
Şekil 5.29 WOD=0°, 15° ve 30° için URANS ile AST profiline sahip hız dağılımları 89
Şekil 5. 30 WOD=0°, 15° ve 30° için DES ile AST profiline sahip hız dağılımları 90
Şekil 5. 31 URANS yöntemi ile elde edilen R15 rüzgar koşulu için hız dağılımı 91
Şekil 5. 32 DES yöntemi ile elde edilen R15 rüzgar koşulu için hız dağılımı 92
Şekil 5. 33 R15 rüzgar koşulu için DES yöntemi ile elde edilen türbülans yoğunluğu 93
Şekil 5. 34 R15 rüzgar koşulunda gövde yüzeyindeki duvar kayma gerilmesi 94
Şekil 5. 35 URANS yöntemi ile elde edilen R30 rüzgar koşulu için hız dağılımı 94
Şekil 5. 36 DES yöntemi ile elde edilen R30 rüzgar koşulu için hız dağılımı 95
Şekil 5. 37 R30 rüzgar koşulu için DES yöntemi ile elde edilen türbülans yoğunluğu 96

Şekil 5. 38 R30 rüzgar koşulunda gövde yüzeyindeki duvar kayma gerilmesi.....97
Şekil 5. 39 Örnek bir nokta ve rüzgar durumu için boyutsuz hız - zaman 98
Şekil 5. 40 P1 noktası için x,y ve z yönlerinde R0, R15 ve R30 için PSD analizi 100
Şekil 5. 41 P5 noktası için x,y ve z yönlerinde R0, R15 ve R30 için PSD analizi 101
Şekil 5. 42 P10 noktası için x,y ve z yönlerinde R0, R15 ve R30 için PSD analizi 102
Şekil 5. 43 P19 noktası için x,y ve z yönlerinde R0, R15 ve R30 için PSD analizi 103
Şekil 5. 44 P25 noktası için x,y ve z yönlerinde R0, R15 ve R30 için PSD analizi 104
Şekil 5. 45 Rotorsuz durum için hız dağılımı 106
Şekil 5. 46 Rotor etkilerinin bulunduğu hız dağılımı 107
Şekil 5. 47 Gemi-Rotor etkileşimi için senaryolar 107
Şekil 5. 48 Helikopter rotorunun gemi kıçından düz bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P1 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri.....112
Şekil 5. 49 Helikopter rotorunun gemi kıçından dümdüz bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P5 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri.....113
Şekil 5. 50 Helikopter rotorunun gemi kıçından dümdüz bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P10 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri.....113
Şekil 5. 51 Helikopter rotorunun gemi kıçından dümdüz bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P19 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri.....114
Şekil 5. 52 Helikopter rotorunun gemi kıçından dümdüz bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P25 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri.....114
Şekil 5. 53 Helikopter rotorunun çapraz bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P1 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri 115
Şekil 5. 54 Helikopter rotorunun çapraz bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P5 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri 115

Şekil 5. 55 Helikopter rotorunun çapraz bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P10 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri 116
Şekil 5. 56 Helikopter rotorunun çapraz bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P19 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri 116
Şekil 5. 57 Helikopter rotorunun çapraz bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P25 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri 117
Şekil 5. 58 Helikopter rotorunun L şeklinde bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P1 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri 117
Şekil 5. 59 Helikopter rotorunun L şeklinde bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P5 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri 118
Şekil 5. 60 Helikopter rotorunun L şeklinde bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P10 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri 118
Şekil 5. 61 Helikopter rotorunun L şeklinde bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P19 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri 119
Şekil 5. 62 Helikopter rotorunun L şeklinde bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P25 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri 119

TABLO LİSTESİ

Tablo 3. 1 ONRT gemisinin ana boyutları 37
Tablo 3. 2 NATO-GD gemisinin ana boyutları 39
Tablo 3. 3 Helikopter rotoru parametreleri 39
Tablo 4. 1 Kuvvet ölçerin teknik özellikleri 49
Tablo 4. 2 Re=352162 uniform ve AST profiline göre güverte üzerindeki farklı seviyelerde oluşan girdaplar 72
Tablo 5. 1 Uçuş güvertesi üzerinde oluşan girdapların yarıçap değerleri 67
Tablo 5. 2 Uçuş güvertesi üzerinde oluşan girdapların yarıçap değerleri 68
Tablo 5. 3 Re=211297 uniform ve AST profiline göre güverte üzerindeki farklı seviyelerde oluşan girdaplar 69
Tablo 5. 4 Re=246513 uniform ve AST profiline göre güverte üzerindeki farklı seviyelerde oluşan girdaplar 69
Tablo 5. 5 Re=281729 uniform ve AST profiline göre güverte üzerindeki farklı seviyelerde oluşan girdaplar 70
Tablo 5. 6 Re=316946 uniform ve AST profiline göre güverte üzerindeki farklı seviyelerde oluşan girdaplar 71
Tablo 5. 7 Re=352162 uniform ve AST profiline göre güverte üzerindeki farklı seviyelerde oluşan girdaplar 72
Tablo 5. 8 Uçuş güvertesi üzerindeki yatay eksen üzerinde oluşan girdapların koordinat değerleri 73
Tablo 5. 9 Kontrol noktalarının gemi başına göre koordinat değerleri 77
Tablo 5. 10 Rüzgar açısına göre farklı noktalarda x yönündeki baskın frekans değerleri 99
Tablo 5. 11 Rüzgar açısına göre farklı noktalarda y yönündeki baskın frekans değerleri 99
Tablo 5. 12 Rüzgar açısına göre farklı noktalarda z yönündeki baskın frekans değerleri 99

Tablo 5. 13 Düz yanaşma senaryosunda farklı noktalarda x yönündeki baskın frekans değerleri 108
Tablo 5. 14 Düz yanaşma senaryosunda farklı noktalarda y yönündeki baskın frekans değerleri 108
Tablo 5. 15 Düz yanaşma senaryosunda farklı noktalarda z yönündeki baskın frekans değerleri 109
Tablo 5. 16 Çapraz yanaşma senaryosunda farklı noktalarda x yönündeki baskın frekans değerleri 109
Tablo 5. 17 Çapraz yanaşma senaryosunda farklı noktalarda y yönündeki baskın frekans değerleri 110
Tablo 5. 18 Çapraz yanaşma senaryosunda farklı noktalarda z yönündeki baskın frekans değerleri 110
Tablo 5. 19 L şeklinde yanaşma senaryosunda farklı noktalarda x yönündeki baskın frekans değerleri 110
Tablo 5. 20 L şeklinde yanaşma senaryosunda farklı noktalarda y yönündeki baskın frekans değerleri 111
Tablo 5. 21 L şeklinde yanaşma senaryosunda farklı noktalarda z yönündeki baskın frekans değerleri 111

ÖZET

Uçuş Güverteli Bir Savaş Gemisi Etrafındaki Akışın Deneysel ve Sayısal Olarak İncelenmesi

Sarih SARI

Gemi İnşaatı ve Gemi Makineleri Mühendisliği Anabilim Dalı
Gemi İnşaatı ve Gemi Makineleri Mühendisliği Programı
Doktora Tezi

Danışman: Prof. Dr. Seyfettin BAYRAKTAR

Eş-Danışman: Doç. Dr. Ali DOĞRUL

Uçuş güvertesine sahip askeri gemilerde hava akışı oldukça karmaşıktır ve helikopter operasyonlarının güvenliği açısından kritik bir rol oynar. Geminin hareketi, çevresel faktörler ve rüzgâr akışı, güverte üzerindeki türbülanslı yapıların oluşumuna neden olarak helikopter operasyonlarını etkileyebilir. Bu tezde, NATO-GD gemi modeli etrafındaki hava akışı deneysel ve sayısal yöntemlerle detaylı olarak analiz edilmiştir.

Deneysel çalışmalar, rüzgar tünelinde gerçekleştirilmiş ve gemi etrafındaki aerodinamik yükler farklı rüzgâr açılarında ölçülmüştür. Baş taraftan gelen rüzgâr (WOD = 0°) için beş farklı Reynolds (Re) sayısında, kıç taraftan gelen rüzgâr (WOD = 180°) için tek bir Re sayısında tek eksenli kuvvet ölçümleri yapılmıştır. Atmosferik sınır tabaka ve üniform akış olmak üzere iki farklı hız profili test edilmiş, her ölçüm 10 tekrar ile gerçekleştirilerek istatistiksel güvenilirlik artırılmıştır. Deneysel belirsizlik analizi ISO standardına göre hesaplanmıştır.

Sayısal analizlerde, URANS ve DES türbülans yöntemleri kullanılarak NATO-GD ve ONRT gemileri üzerinde hesaplamalar yapılmıştır. URANS yönteminin küçük girdapları ve türbülans yapılarının detaylarını yakalamakta yetersiz kaldığı, buna karşın DES yönteminin akış alanını daha iyi modellediği ve deneysel verilerle daha uyumlu olduğu görülmüştür. ONRT gemisi için ölçek etkisi analiz edilmiş, NATO-GD gemisi için girdap merkezleri belirlenmiş ve rüzgâr açısına bağlı değişimler değerlendirilmiştir.

Gemi üzerindeki hava akışı, helikopter rotor performansını doğrudan etkilediğinden, bu tezde gemi-rotor etkileşimi frekans düzleminde analiz edilmiştir. NATO-GD gemisi için, helikopterin güverteye farklı açılardan yaklaşmasını simüle eden düz, çapraz ve L şeklinde yanaşma senaryoları incelenmiştir. Her bir senaryoda rotorun maruz kaldığı türbülans yapıları analiz edilerek avantaj ve dezavantajlar belirlenmiştir. Her üç yanaşma şekli incelendiğinde L şeklinde yanaşma durumunda düşey yönlü frakanslar azaltırken, doğrudan yanaşma yatay hareketleri sınırlamaktadır. Çapraz yanaşma ise her iki yönde dengeli bir yapı sunmuştur.

Bu çalışma, deneysel ve sayısal analizleri birleştirerek askeri gemilerdeki hava akışının ve gemi-rotor etkileşiminin anlaşılmasına katkı sağlamaktadır.

Anahtar Kelimeler: Gemi aerodinamiği, PSD, gemi-rotor etkileşimi, DES, NATO-GD

ABSTRACT

Experimental and Numerical Investigation of Flow Around a Warship With a Flight Deck

Sarih SARI

Department of Naval Architecture of Marine Engineering
Doctor of Philosophy Thesis

Supervisor: Prof. Dr. Seyfettin BAYRAKTAR

Co-supervisor: Assoc. Prof. Dr. Ali DOĞRUL

A Airflow around naval ships with flight decks is highly complex and plays a critical role in the safety of helicopter operations. The ship's movement, environmental factors, and wind flow contribute to the formation of turbulent structures over the deck, which can affect helicopter performance. This thesis presents a detailed analysis of the airflow around the NATO-GD ship model using both experimental and numerical methods.

Experimental studies were conducted in a wind tunnel, where aerodynamic loads around the ship were measured at different wind speed. For headwind conditions (WOD = 0°), force measurements were performed at five different Reynolds (Re) numbers, while for tailwind conditions (WOD = 180°), a single Re number was tested. Experimental uncertainty was evaluated according to ISO standards.

In numerical analyses, computations were performed on NATO-GD and ONRT ship models using URANS and DES turbulence methods. It was observed that the URANS method struggled to capture small vortices and detailed turbulent structures, whereas the DES method provided a better representation of the flow

field and showed improved agreement with experimental data. Scale effects were analyzed for the ONRT ship, and vortex centers were identified for the NATO-GD model to assess variations with wind angle.

Since airflow over the ship directly affects helicopter rotor performance, ship-rotor interaction was analyzed in the frequency domain. For the NATO-GD ship, three different approach scenarios straight, oblique, and L-shaped were simulated. The turbulent structures affecting the rotor were examined for each case, and their advantages and disadvantages were identified. The L-shaped approach reduced vertical frequency components, while the straight approach limited lateral movement. The oblique approach provided a balanced response in both directions.

This study contributes to understanding airflow and ship-rotor interaction in military ships by integrating experimental and numerical analyses.

Keywords: Ship aerodynamics, PSD, ship-rotor interaction, DES, NATO-GD

1
GİRİŞ

Hava ve kara taşıtlarının aksine, gemiler hem su hem de hava akışı etkisi altında hareket eden karmaşık araçlardır. Bu durum, gemi aerodinamiği ve hidrodinamiği arasındaki etkileşimlerin dikkate alınmasını gerektirir. Ancak, havanın düşük viskozite ve yoğunluğu nedeniyle aerodinamik etkiler genellikle ihmal edilirken, hidrodinamik etkiler öncelikli olarak incelenmiştir. Bununla birlikte, askeri gemiler gibi özel çalışma koşullarda çalışan gemilerde aerodinamik akış alanlarının incelenmesi büyük önem taşımaktadır. Özellikle uçuş güvertesine sahip gemilerde, gemi çevresindeki akışın detaylı bir şekilde modellenmesi ve analiz edilmesi kritik çalışma koşulları için gerekli bilgiyi sağlamaktadır.

1.1 Literatür Özeti

Son yıllarda gemi aerodinamiği ve özellikle askeri gemilerin üst yapıları etrafındaki türbülanslı akışların analizi, bu gemilerde hava araçlarının daha yaygın kullanılmasıyla birlikte büyük önem kazanmış; hem deneysel hem de sayısal yöntemlerin katkılarıyla kapsamlı bir araştırma alanı haline gelmiştir. Uçuş güvertesine sahip gemilerde, karmaşık akış yapıları ve türbülansın etkileri, güvenliği ve performansı doğrudan etkileyen kritik unsurlar arasında yer almaktadır. Bu bağlamda, literatürde gemi üst yapısı çevresindeki hava akışının karakteristiklerini anlamaya yönelik çalışmalar hızla artmış ve bu çalışmalar, hem deneysel yöntemlerle akış özelliklerini gözlemlemeye hem de gelişmiş sayısal tekniklerle akış yapılarını modellemeye odaklanmıştır.

Türbülanslı akış yapılarının incelenmesi, sadece akışın dinamiklerini anlamakla sınırlı kalmamakta; aynı zamanda çalışma güvenliği ve tasarım optimizasyonu açısından da önemli sonuçlar ortaya koymaktadır. Bu nedenle, farklı modelleme yöntemleri, deneysel düzenekler ve analiz teknikleri kullanılarak yapılan

çalışmalar, gemi aerodinamiği alanında geniş bir bilgi birikimi oluşturmuştur. Bu tez kapsamında yapılan literatür incelemesi, özellikle gemi çevresindeki hava akışı, türbülans modelleme yaklaşımları, deneysel yöntemler ve sayısal analizlere odaklanmakta; alandaki mevcut bilgi birikimini ve kullanılan yöntemlerin gelişimini kapsamlı bir şekilde sunmayı amaçlamaktadır.

Askeri gemilerin aerodinamiği ile ilgili çalışmalar 1900'lü yılların ilk çeyreğinden itibaren başlamış olup 2. Dünya Savaşı ile birlikte hava araçlarının gemiler ile birlikte kullanılmaya başlamasıyla beraber hız kazanmıştır[1], [2]. Richards ve Hoxey yapmış oldukları çalışmada, 1992 yılında düzenlenen ilk Hesaplamalı Rüzgar Mühendisliği konferansında önerilen, k-ε türbülans modeli için uygun sınır koşullarının bir analizine yer verilmiştir. Çalışmada, akışın homojen bir yüzey sınır tabakası olarak modellenmesi ve üst sınırdaki kayma gerilimiyle yönlendirilmesiyle bu koşulların türetilebileceği gösterilmiştir. Bu yaklaşım, standart k-ε, RNG k-ε ve Wilcox k-ω türbülans modelleri için giriş profilleri ve sınır koşullarını oluşturacak şekilde genişletilmiş ve ticari bir HAD yazılımı olan CFX 12.0 içinde uygulanabilirliği açıklanmıştır. Türbülans modeli sabitlerinin, von Karman sabitinin etkin değerini nasıl belirlediği, modeller arasındaki küçük farklılıklarla birlikte incelenmiştir. Ayrıca, atmosferde gözlemlenen türbülans seviyeleri ile modellerin tahmin ettiği seviyeler arasındaki uyumsuzluklar, zemin yakınındaki aşırı türbülans üretimi, durma basınçlarının fazla tahmini gibi problemler ele alınmış ve çözüm önerileri sunulmuştur [3]. Polsky ve Bruner, bir LHA (Amfibi Hücum Gemisi/Landing Helicopter Assault) modelinin etrafındaki gemi hava akışını sayısal ve deneysel olarak incelemişlerdir. Girdaplılık, akış alanında dönme miktarını temsil eden bir vektörel büyüklüktür ve özellikle türbülanslı akış yapılarının incelenmesinde önemlidir. Bu bağlamda sayısal sonuçlar, farklı WOD (Rüzgar Geliş Açısı/Wind Over Deck) açılarına göre girdaplılık, yüzey basıncı ve hız dağılımı açısından rüzgar tüneli ölçümleriyle karşılaştırılmıştır. LHA güvertesindeki hava akışının oldukça kararsız olduğu bulunmuştur [4]. Bu çalışmada, Bogstad vd. beş farklı geminin hava akışlarını RANS yöntemi kullanarak ele almışlardır. Sayısal yöntem, Kanada devriye fırkateyni üzerinde gerçekleştirilen deneysel çalışmalarla doğrulanmış ve analizler farklı rüzgâr yönleri ile hızlarını kapsayacak şekilde genişletilmiştir. Bu kapsamda yürütülen çalışmaların temel amacı, Merlin sınıfı helikopterinin uçuş simülasyonları için

güvenilir ve kapsamlı bir veri tabanı oluşturmaktır. [5]. Başka bir çalışmada ise Polsky, büyük gemilerin üst yapıları, güverte vb. geometrik özelliklerinin hava akışına etkilerini incelenmiştir. Rüzgar tünellerinde ölçek faktörleri ve Reynolds sayısına bağlı sınırlamalar sebebiyle bu çalışmada HAD kullanılmıştır. HAD, tam ölçekli çözümler ve zamana bağlı detaylı akış verileri sağlayarak gemi hava akımını daha doğru bir şekilde modelleme imkanı sunmuştur [6]. Başka bir çalışmada, yazarlar LHA ve LPD (Amfibik Çıkarma Aracı/Landing Platform Dock) tipi gemilerin hava akışlarını sayısal olarak incelemişlerdir. Bu gemilerde birden fazla iniş pisti bulunduğundan, uçuş güvertesindeki hava akışı özellikleri analiz edilmiştir. Sonuçlar deneysel verilerle uyum göstermiştir. Zamana bağlı analizler, iniş bölgelerinde belirgin akış değişkenliklerini ortaya koymuş ve bu durumun pilot iş yükünü artırabileceği belirtilmiştir [7]. Yeşilel'in yaptığı doktora çalışması, gemi-helikopter etkileşimlerinin zamanla değişen türbülanslı hava akışını sayısal olarak incelemeye odaklanmaktadır. Bu kapsamda, jenerik fırkateyn modelleri (SFS, SFS2) ve DD-963 sınıfı muhrip, k-ε türbülans modeli kullanılarak incelenmiştir. Sonuç olarak, zamandan bağımsız simülasyonların akış alanının genel özelliklerini doğru bir şekilde temsil edebildiği bulunmuştur [8]. Başka bir çalışmada, yazarlar SFS2'nin üst yapısının arkasındaki hava akışı için sayısal çözücü Cobalt'ın işlevselliğini incelemişlerdir. Sayısal sonuçlar, deneysel sonuçlarla karşılaştırılmış ve iyi bir uyum elde edilmiştir. Sonuç olarak, gemi tarafından oluşturulan büyük girdapların iyi bir şekilde analiz edilebileceği sonucuna varılmıştır [9]. Kääriä vd. , gemi aerodinamiği üzerindeki güverte açısının etkisini altı serbestlik derecesi hareketi için incelemişlerdir. Bu amaçla, aynı anda helikopter ve gemi modelleri su tünelinde deneysel olarak test etmişlerdir. Sonuç olarak, farklı Reynolds sayıları ve akış açıları için hangar geometrisinin akış çizgileri üzerindeki etkilerinin önemini göstermişlerdir. Hangar yan yüzeylerinde yapılan değişimlerin helikopter üzerindeki aerodinamik yükleri %50'ye varan oranda azaltarak pilot iş yükünü düşürdüğü gözlemlenmiştir [10]. Liefvendahl ve Fureby, duvar-çözümlü ve duvar-modellenmiş Büyük Girdap Simülasyonu (LES) için ağ çözünürlük gereksinimlerinin, türbülanslı sınır tabakalarının önemli olduğu akışlar üzerindeki etkisi incelenmiştir. İzlenen yöntem, türbülanslı sınır tabakasının uzunluk ölçeklerine göre bir sınıflandırma şemasıyla açıklanmıştır. Ayrıca, gemi gövdesi hidrodinamiği simülasyonlarının model ve tam ölçekli durumları için hesaplama maliyetleri tartışılmıştır. Bu bağlamda, bir denizaltı ve bir dökme yük gemisi

gövdesi üzerine simülasyonlar yapılmış; kanıt olarak bir kanal akışı ve çıplak gövdeye sahip eksenel simetrik bir cisim akışı analiz edilmiştir. Sonuç olarak, WM-LES yaklaşımının tam ölçekli gemi hidrodinamiği simülasyonlarında hesaplama maliyetini makul seviyelerde tuttuğu ve uygulanabilir bir seçenek sunduğu görülmüştür. Ancak, her üç LES yöntemi (WR-LES, WM-LES ve hibrit RANS-LES) doğruluk ve maliyet açısından farklı avantajlar sağlamakta olup, simülasyonun amacına uygun yöntemin dikkatle seçilmesi önem taşımaktadır [11]. Mateer vd. tarafından İngiliz Kraliyet Donanması'na ait Type 23 ve Type 26 sınıfı fırkateynlerin üst yapıları etrafındaki hava akışı sayısal olarak incelenmiştir. Üst yapının helikopter güvertesi üzerindeki etkisine, anemometre yüksekliğinde ölçülen akış özelliklerine odaklanılmış ve tartışılmıştır. Sonuç olarak, Type 26 sınıfının daha geniş bir operasyonel alanı olduğu sonucuna varılmıştır [12]. Wang vd. tarafından hangarın gemi hava akışına etkisi incelenmiştir. Bu bağlamda, SFS2 gemisi, k-ε türbülans modeliyle bir RANS çözücüsü kullanılarak akış yönünde ve türbülans yoğunluğu açısından analiz edilmiştir ve doğrulanmıştır. Son olarak, helikopter operasyonlarının güvenliği için ideal hangar arka kenar eğriliği belirlenmiştir. Hangar arka kenar eğrisinin gemi hava akışı üzerindeki etkilerini inceleyerek, 90° eğrisinin pilot iş yükünü azaltarak uçuş güvertesindeki hava akışını iyileştirdiğini göstermektedir [13]. Thedin yapmış olduğu tez çalışmasında türbülans etkileri iki farklı şekilde incelenmiştir. Bu amaçla atmosferik sınır tabaka etkisi zamandan bağımsız ve zamana bağlı olarak modellenmiştir. Çalışmalar, SFS2 jenerik fırkateyn modeli üzerinde yoğunlaşmış ve sayısal analizler için OpenFOAM kullanılmıştır. Yapılan incelemeler sonucunda, üst yapı arkasındaki akış bölgesinde zamandan bağımsız ve zamana bağlı modellemeler arasında önemli bir fark olmadığı gözlemlenmiştir [14]. Bardera vd. çalışmasında, uçak gemilerinde oluşan konik girdapların, özellikle rüzgar geliş açısı (wind over deck/WOD) açıları 0°'den farklı olduğunda (WOD ≠ 0°), uçak operasyonlarını olumsuz etkileyebileceği belirtilmiştir. Bu girdapları azaltmak için ski-jump rampasında sütunlu girdap üreteçleri (CVG) kullanılmış ve çeşitli dizilimlerle test edilmiştir. Yapılan rüzgar tüneli ölçümleri, CVG'nin konik girdapları etkili bir şekilde azaltabildiğini göstermiştir [15].

Öksüz'ün tez çalışmasında, SFS2 jenerik firkateyni çevresinde sayısal analizler yapılmıştır. Ardından, farklı hangar geometrileri üretilmiş ve bunların gemi hava

akışı üzerindeki etkileri ayrıntılı olarak tartışılmıştır[16]. Lu vd. çalışmalarında, bir LHA sayısal olarak incelenerek helikopter iniş operasyonel özellikleri belirlenmiştir. LHA için tam ölçekli sayısal analizler yapılmıştır. Helikopterin inişi, baş rüzgarı koşulunda simüle edilmiştir. Bunun yanı sıra, helikopterin dinamik inişi de sayısal olarak modellenmiştir [17]. Shi vd. ise, iki helikopterin bir LPD ve fırkateyn üzerinde inişinin gemi-helikopter etkileşimi sayısal olarak incelenmiştir. Helikopterlerin farklı konumları, aerodinamik etkiler açısından karşılaştırılmıştır. Bu amaçla, farklı yüksekliklerin ve güverte üzerindeki rüzgar açılarını (WOD) iniş performansına etkisi araştırılmıştır. Bu çalışmada, eşzamanlı iki helikopter inişi sırasında gemi-helikopter etkileşimi sayısal yöntemlerle incelenmiş ve özellikle baş rüzgar koşullarında oluşan büyük girdabın arka helikopter üzerinde yüksek türbülans şiddeti ve kontrol zorluklarına yol açtığı gösterilmiştir. İniş yüksekliğinin artırılması bu olumsuz etkileri azaltırken, farklı rüzgar açılarında daha karmaşık akış yapıları pilotun iş yükünü önemli ölçüde artırmaktadır [18]. Dooley vd. yapmış oldukları çalışmada, ONR Tumblehome gemisinin hava akışına dalgaların ve gemi hareketlerinin etkileri, tam ölçekli bir helikopter ile birlikte incelenmiştir. Sayısal analizler, deniz durumu 3 ve 6'ya karşılık gelen baş dalga koşullarında gerçekleştirilmiştir. ONRT çıplak gövdesi ve S-60 Seahawk tabanlı bir jenerik helikopter sayısal inceleme için kullanılmıştır. Dalgalar nedeniyle gemi hareketlerinin etkileri, farklı deniz durumlarındaki uçuş güvertesi üzerindeki hız dağılımı açısından gözlemlenmiştir. Sonuçlar, helikopterin gemi arkasındaki varlığı ve yokluğu durumlarında tartışılmıştır. Çalışma sonucunda, büyük çaplı rotorların küçük ölçekli akış dalgalanmalarını baskılayarak performansı olumlu yönde etkilediği, küçük çaplı rotorların ise bu tür küçük akış yapılarından daha fazla etkilendiği görülmektedir [19]. Mateer tez çalışmasında, Type 23 ve Type 26 sınıfı savaş gemileri etrafındaki hava akışı sayısal olarak incelenmiştir. Üst yapı aerodinamiğinin helikopter operasyonları üzerindeki etkisi ve egzoz gazlarının dağılması analiz edilmiştir. Egzoz gazı dağılma analizleri, gemi türbülanslı akışının egzoz gazlarını karıştırarak önemli ölçüde soğutma sağladığını, ancak özellikle Green 30 rüzgar açısında uçuş güvertesi yakınında değişken ve yüksek sıcaklıkların helikopter operasyonlarını olumsuz etkileyebileceğini göstermektedir [20]. Di vd. çalışmalarında, otonom helikopter gemi üstü inişi için diferansiyel düzleştirilmeye dayalı bir yol planlaması ve izleme yöntemi önerilmiştir. Yöntem, helikopter dinamiklerinin basitleştirilmiş doğrusal olmayan bir modelini kullanır ve bu model

doğrusal bir forma dönüştürülür. Bu sayede zaman – en uygun yol planlaması için hesaplama açısından verimli bir optimizasyon problemi oluşturulabilir. Model, tutum dinamiklerini stabilize etmek ve planlanan yol boyunca izleme sağlamak için kullanılır. UH-60 helikopter modeli üzerinde yer etkisi ve gemi hava akımı bozulmaları dikkate alınarak gerçekleştirilen simülasyonlar, önerilen yöntemin gerçekçi iniş senaryolarında yüksek doğruluk sağladığını göstermektedir [21]. Linton ve Thornber ise yüksek doğruluklu HAD simülasyonları, LES veya DES gibi zamanla doğru, türbülans çözen yöntemler kullanılarak yapılmaktadır. Ancak literatür taramasında, bu simülasyonların sonuçlarındaki sonlu örnek hatası genellikle istatistiksel belirsizlik açısından ifade edilmemektedir. Bu durum, deneyle veya diğer simülasyonlarla meydana gelen uyumsuzlukların sonlu örnek süresi, ağ yapısı çözünürlüğü veya modelleme yaklaşıkları gibi faktörlerden hangisinden kaynaklandığını belirlemeyi zorlaştırmaktadır. Bu çalışmada, SFS1 geometrisi üzerinde hava akışı simülasyonları kullanılarak, sonlu örnek hatasının belirsizliğini nicelendirmenin ve tahmin edilen güven aralığını hesaplamanın bir yöntemi gösterilmektedir. Bu nicelendirmeye dayanarak, istatistiklerdeki güven seviyesi için belirli bir gereksinimle simülasyon süresinin ayarlanabileceği bir durdurma kriteri formüle edilmiştir [22]. Mucha'nın bu çalışmasında, ONR Tumblehome (ONRT) yüzey muharebe gemisinin hava akımı, RANS ve LES yöntemlerinden türetilmiş Hibrit-Zamansal LES yöntemi kullanılarak HAD ile analiz edilmiştir. Hava akımı analizi, uçakların iniş ve kalkış operasyonlarının güvenli ve etkin şekilde gerçekleştirilmesi için yüzey muharebe gemilerinin tasarımında kritik bir rol oynamaktadır. HTLES modeli, RANS ve LES geçişini duvar yakınından serbest akış bölgelerine göre değil, serbest akıştaki en büyük yapıların LES ile çözülüp, daha küçük yapıların RANS ile modellenmesine dayandırarak daha kaba bir ağ yapısıyla akışı çözmeyi mümkün kılmıştır [23]. Cindori vd. bu çalışmada, kesme gerilimi etkisiyle yönlendirilen (SSD), basınç etkisiyle yönlendirilen (PD) ve kütle kuvveti etkisiyle yönlendirilen (BFD) atmosferik sınır tabakası (EABL) modelleri, OpenFOAM® yazılımı ile ardıl ve öncül alan teknikleri kullanılarak değerlendirilmiştir. PD modelinin tüm RANS türbülans modelleri ile uyumlu olduğu ve RNG k−ε ile Menter'ın k−ω SST modellerinin deneysel verilerle en iyi uyumu sağladığı tespit edildi. Rüzgar etkileri ve yüzey basınçları üzerindeki farkların, EABL modelinden çok kullanılan türbülans modeline bağlı olduğu gözlendi [24]. Shukla vd. ise, ski-jump uçuş

pistine sahip bir uçak gemisi üzerindeki hava akımı aerodinamiği, farklı yan rüzgar koşulları altında daha iyi anlaşılabilmesi amacıyla incelenmiştir. Çalışma kapsamında, 1.1 m uzunluğunda (1:250 ölçekli) bir ilk model üzerinde rüzgar tünelinde deneysel bir araştırma gerçekleştirilmiştir. İlk model, dünya genelindeki çeşitli uçak gemilerinden esinlenerek tasarlanmıştır. Doğrulama amacıyla, uçak iniş eğimi boyunca tüm üç hız bileşenini ölçmek için beş delikli bir cobra probu kullanılmıştır. Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) yöntemine dayalı hesaplamalı analizler, uçuş güvertesi üzerindeki genel aerodinamiği öngörmek için gerçekleştirilmiştir. Ayrıca, göreceli rüzgar koşullarının uçak iniş eğimi üzerindeki etkilerini incelemek için detaylı bir parametrik çalışma yapılmıştır. Deneysel verilerle birlikte, uçak iniş eğimi boyunca hız değişimlerine ilişkin ayrıntılı karşılaştırmalar tartışılmıştır. Sonuçlar, güverte üstündeki ada yapısının ve eğik rüzgar koşullarının, uçuş güvertesi üzerindeki olumsuz aerodinamiğin iki ana nedeni olduğunu göstermektedir. Uçak gemisinin üst güverte ada yapısı ve çapraz rüzgar koşullarının, uçak iniş bölgesinin aerodinamiği üzerinde olumsuz etki yarattığı belirlenmiştir. [25].

Bu alandaki çalışmaların önemli bir kısmı, akış özelliklerinin doğru bir şekilde modellenmesi için türbülans modellerine odaklanmaktadır. Özellikle DES gibi hibrit türbülans yöntemleri, gemi üst yapısı etrafındaki karmaşık akışların çözümünde sıkça tercih edilmektedir. DES yönteminin kullanıldığı araştırmalar, hem daha hassas tahminler elde edilmesi hem de geleneksel türbülans modellerine kıyasla daha gerçekçi sonuçlar sunması açısından literatürde öne çıkmaktadır.

Forrest ve Owen yapmış oldukları çalışmalarında, SFS2 ve İngiliz Kraliyet Donanması Type 23 fırkateyni için hava akışını kapsamlı bir şekilde incelemişlerdir. DES türbülans yöntemi kullanarak büyük ölçekli girdapları modellemeyi başarmışlardır. Bu çalışmanın sonucunda, DES simülasyonlarının, gemi hava akımlarındaki büyük ölçekli türbülans yapıları doğru bir şekilde çözüp, farklı rüzgar koşullarının uçak-gemi etkileşimi üzerinde olumsuz etkiler yarattığı gözlemlenmektedir [26]. Bhushan vd. ise Athena gemisinin arkadan gelen akış koşullarındaki girdap yapıları ve düzensizlikler, DES yöntemiyle tam ölçekli koşullarda incelenmiştir. Karman benzeri girdap oluşumlarının gemi arkası dalga yüksekliklerinde kararsızlığa yol açtığı ve baskın frekanslarla ilişkili olduğu tespit edilmiştir. Model ve tam ölçekli tahminler deneysel verilerle doğrulanmış, at nalı girdapları ve kayma tabakası dengesizlikleri gibi çeşitli kararsızlık türleri

gözlemlenmiştir. Ölçek etkisinin, pervane kaynaklı etkilerin veya gemi hareketlerin bu düzensizlikler üzerinde belirgin bir etkisi olmadığı görülmüştür [27]. Yuan vd. yaptıkları çalışmalarında, SFS2 gemi geometrisi düşük deniz durumu için OpenFOAM kullanılarak doğrulanmıştır. Ardından, OpenFOAM kullanılarak Kanada karakol fırkateyni incelenmiş ve DDES ile analiz edilmiştir. Bu çalışma, direğin helikopter operasyonları üzerindeki etkilerini sayısal ve deneysel verilerle karşılaştırarak, direk yapısının helikopter iniş ve kalkış sırasında hava akışını bozarak turbulans seviyelerini artırdığını ve bu durumun pilotun kontrol kabiliyetini olumsuz etkileyebileceğini ortaya koymaktadır [28]. J. Zhang vd. SFS2 genel fırkateyn modelinin etrafındaki akışın tahmini için kısmen ortalaması alınmış Navier Stokes (PANS) türbülans modelini kullanmıştır. PANS türbülans modelinin yeteneklerini görmek için, LES analiz sonuçları ve deneysel verilerle karşılaştırmalar yapılmıştır. Bu çalışmadan, PANS modelinin, gemi arkasındaki türbülanslı akışı tahmin etmede LES ile benzer eğilimler gösterdiği ve düşük çözünürlükteki ağ yapısının PANS'in URANS gibi davranmasına neden olabileceği anlaşılmaktadır [29]. Choi ve Miklosovic çalışmalarında SFS2 geometrisinin uçuş güvertesindeki hava akışını incelemek için LES analizleri gerçekleştirmiştir. Sayısal sonuçlar, rüzgar tüneli sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır. Hareketli ağ algoritmasına dayalı sayısal bulgular, ölçümlerle iyi bir uyum göstermektedir. Sinüzoidal yan rüzgarların uçuş güvertesindeki gemi hava akışını, helikopterlerin iniş ve kalkış hareketlerini zorlaştıracak şekilde etkilediğini göstermektedir [30]. Li vd. SFS ve SFS2 gemileri için minimum geri sirkülasyon bölgesi ile en uygun hangar uzunluğunu belirlemeye yönelik sayısal analizler yapmışlardır. Küçük girdapları yakalayabilmek için DDES türbülans modeli kullanılmış ve en uygun hangar geometrisi elde edilmiştir [31]. Shi, vd. iki farklı fırkateyn etrafındaki gemi hava akışı sorununu ele almışlardır. Gemi-helikopter etkileşimi, DES simülasyonları ile modellenmiştir. Bu kapsamda, helikopterin inişi ve/veya alçalması sırasında akış zorluklarını ortadan kaldırmak için pasif ve aktif akış kontrol mekanizmaları karşılaştırılmıştır [32]. Nisham vd. çalışmalarında DES yöntemi kullanarak sayısal analizler gerçekleştirmiştir. Tam ölçekli SFS2 geometrisi, çeşitli karşılaşma frekansları ve güvertedeki rüzgar açılarında baş dalga koşulunda incelenmiştir. Sayısal sonuçlar, atmosferik sınır tabaka ile ve uniform akış koşullarında yapılan analizlerle elde edilmiştir ve sonuçlar, boyutsuz hız dağılımı ve gemi hareketleri açısından tartışılmıştır. Atmosferik sınır tabakanın

gemi hareketlerini önemli ölçüde etkilediği, yalpa hareketlerinde %20 ile %38 aralığında değişen azalmalara sebep olduğu görülmektedir [33]. Shipman ve Bin ise bu çalışmada, atmosferik sınır tabakadaki türbülans özelliklerini çözmek için LES türbülans yöntemi kullanılmıştır. LES yöntemi ile elde edilen sonuçlar, CREAT-AV Helios yazılımından elde edilen sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Bu yazılım sayesinde atmosferik sınır tabakada uçuş hareketleri yüksek bir doğrulukla simüle edilebilmiştir. Türbülanslı sınır tabakanın iz dinamiği üzerindeki etkileri, atmosferik sınır tabakanın varlığı ve yokluğu durumlarında yapılan simülasyonların karşılaştırılmasıyla gösterilmiştir. Atmosferik sınır tabaka etkisinin hava taşıtlarının hareketlerini yorumlamak açısından hesaplamalara katılmasının daha doğru sonuçlar verdiği görülmektedir [34]. Shukla vd. URANS, SAS ve DES türbülans yöntemlerinin, türbülanslı gemi hava akımı karakteristiklerini doğru bir şekilde tahmin etme kapasiteleri kapsamlı bir şekilde karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma sonucunda, DES ve SAS türbülans yöntemleri ile elde edilen değerlerin gerçeğe daha yakın olduğu gözlemlenmiştir [35]. J. Zhang vd. bu çalışmada, sadeleştirilmiş bir fırkateyn modelinin kıç kısmında oluşan akış yapısı, LES yöntemini kullanarak incelemiştir. Modelin kıç tasarımı, üst üste iki basamaklı bir yapıya sahiptir ve bu, akışın çift kararlı bir yapıya bürünmesine neden olmuştur. İncelemelerde, 0° rüzgâr açısında her iki basamakta asimetrik bir akış yapısı gözlenmiş ve bu yapı, kararlı iki farklı duruma geçiş yapabilmiştir. Küçük rüzgâr açılarında dahi bu çift kararlı yapı korunmuş, ancak asimetri düzeyi artmıştır. Daha büyük rüzgâr açılarında ise asimetrik yapı bastırılmış ve akış düzenli bir hâle gelmiştir. Bu sonuçlar, gelen rüzgârın yönü ve basamak uzunluğunun akışın davranışını belirleyen temel etmenler olduğunu göstermektedir. Çalışma, bu tür kararsız akış yapılarını anlamak ve gemi tasarımlarında aerodinamik performansı iyileştirmek için önemli bir veri sağlamaktadır [36].

Numerik yöntemlerle yapılan analizler, akış alanını anlamada önemli katkılar sağlasa da, deneysel çalışmalar bu sonuçların doğrulanması ve fiziksel durumların daha detaylı incelenmesi açısından vazgeçilmezdir. Rüzgar tüneli gibi kontrollü deney ortamlarında elde edilen veriler, özellikle karmaşık akış yapılarının ve türbülans özelliklerinin daha iyi anlaşılmasına olanak tanımaktadır. Literatürde, gemi üst yapıları ve helikopter rotorları etrafındaki akışları incelemek için deneysel yöntemlerin kullanıldığı çeşitli çalışmalar bulunmaktadır. Bu çalışmalar, hem

sayısal modellerin geliştirilmesine hem de pratik uygulamalarda karşılaşılabilecek sorunların öngörülmesine katkı sağlamıştır.

S. Polsky yapmış olduğu çalışmada, farklı ölçeklerdeki değişken akış alanlarının deneysel ve sayısal araştırmalarına odaklanmıştır. Model ölçeğinde SFS ve tam ölçekli LHA sınıfı gemiler sayısal olarak incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar, rüzgar tüneli ve deniz denemesi verileriyle karşılaştırılmıştır. Sonuç olarak, geniş ayrılmış bölgeler için ağ yapısının kalitesinin etkisinin daha önemli olduğu anlaşılmaktadır [37]. Lee ve Zan ise, rüzgar tüneli deneyleriyle helikopterin gemiye inişi sırasında oluşan rüzgar zarfının belirlenmesi için maliyet azaltıcı bir simülasyon yöntemi geliştirilmiştir. Helikopter gövdesi, dönen rotorun aşağı doğru akımı ve gemi hava akışı etkisi altında incelenmiştir. Sonuçlar, rotorundan kaynaklı akımın düzensiz yüklenmeyi artırdığını ve rüzgar hızı ile etkileşiminin, iniş-kalkış limitlerinin değerlendirilmesinde önemli bir faktör olduğunu göstermektedir [38]. Shipman vd. bir uçak gemisinin hava akışı üzerindeki çeşitli modelleme parametrelerinin etkileri incelenmiştir. Sayısal analizler, rüzgar tüneli testleriyle karşılaştırılmıştır. Geometrik karmaşıklık ve bu geometriden kaynaklanan sınır katmanı araştırılmış ve küt cisim geometrisinden kaynaklanan girdap salınımlarının hava akışını karakterize ettiği sonucuna varılmıştır [39]. Ariffin yapmış olduğu tez çalışmasında, model ölçeğinde bir Malezya Kraliyet Donanması gemisi arkasındaki gemi hava akışına odaklanmıştır. Deneyler, düşük hızlı bir rüzgar tünelinde gerçekleştirilmiş ve egzoz gazı dağılımı gözlemlenmiştir. Elde edilen sonuçlar doğrultusunda, yazar HVAC hava girişleri için en uygun pozisyonları önermiştir Sonuçlar, düşük hızda (3 m/s ile 9 m/s arası) rüzgar hızlarında, geminin HVAC sistemi emişinin egzoz gazından etkilendiğini ve geminin ön kısmında, özellikle 30 derece rüzgar açısında, düşey yönlü akışın iç hava kalitesini kötüleştirdiğini göstermektedir [40]. Rosenfeld vd. bu çalışmada, SFS2 geometrisi, hava akışı analizinin yapılması amacıyla rüzgar tüneli deneyleriyle incelenmiştir. Farklı model ölçeklerinde SFS2 geometrileri üretilmiştir. Bu farklı ölçekler, tünel test bölümünde blokaj oranını belirlemek için incelenmiştir. Sonuçlar, farklı rüzgar yönleri için sunulmuştur. Blokaj etkisinin rüzgar yönüne göre değiştiği bulunmuştur [41]. Bardera ve Meseguer ise, SFS2 fırkateyn modeline ait hava akışını deneysel olarak incelemiştir. PIV ölçümlerine dayanarak, farklı gemi modelleri için helikopter harekatlarına yönelik risk azaltıcı çözümler önerilmiştir [42]. Janssen ve diğerlerinin yapmış olduğu çalışmada,

model ölçeğinde bir konteyner gemisi üzerindeki rüzgar yükleri sayısal olarak incelenmiştir. Konteyner gemisi farklı şekillerde basitleştirilmiş ve bu farklı basitleştirmeler aerodinamik açıdan karşılaştırılmıştır. Sonuçlar tartışılmış ve farklı blokaj oranları elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlar rüzgar tüneli testleriyle doğrulanmış ve blokaj etkisi için bir düzeltme önerilmiştir [43]. G. M. Dooley vd. ise, gemi aerodinamiği üzerine gemi-helikopter etkileşimi deneysel ve sayısal olarak incelemiştir. ONR Tumblehome modeli ve tam ölçekli gemi için helikopter rotorunun akım çizgileri üzerindeki etkileri değerlendirilmiştir. Gemi hareketleri, dalga etkileri ve türbülansın birleşik etkileri, çeşitli hızlar ve deniz durumları altında geminin hava akımı üzerindeki etkileri açısından tartışılmıştır. Gemi hareketlerinin hava akışını en fazla etkileyen faktör olduğu gösterilmiştir [44]. Watson vd. bir uçak gemisinin model deneylerini rüzgar tüneli yerine akustik Doppler hız ölçer kullanarak bir su kanalında gerçekleştirmiştir. Model ölçeğinde yapılan deney ve analizler sonucunda, tam ölçekli gemi için sayısal analizler yapılmış ve her iki ölçek uçuş güvertesi üzerindeki hız dağılımı açısından karşılaştırılmıştır [45]. Bir diğer çalışmalarında ise, STOVL tipi bir uçağın bir uçak gemisi üzerinde havada kalma aerodinamik performansı incelenmiştir. Uçak ile gemi süper yapısının etkileşimi, HAD yöntemi kullanılarak analiz edilmiştir. Ardından, uçak yüzeylerine olan etkileşimler, strip teorisine dayalı bir aerodinamik modelle modellenmiştir. Böylece, uçuş simülatörleri için veri sağlamak amacıyla zamanla değişen kuvvetler ve momentler elde edilmiştir [46]. Bardera vd. tarafından yapılan çalışmada, bir uçak gemisinin uçuş güvertesi üzerindeki akış özelliklerini belirlemek için PIV tekniği kullanılmıştır. Farklı WOD koşulları türbülans yoğunluğu ve hız dağılımı açısından incelenmiştir. Ada ve keskin kenarlardan etkilenen en önemli iniş noktaları belirlenmiştir. Ayrıca 60° ve 90° rüzgar açılarında yüksek türbülans oluşumunun hava taşıtları açısından risk yarattığı açıklanmıştır [47]. Bir başka çalışmalarında ise, helikopter rotoru-gemi etkileşimini deneysel olarak incelenmektedir. Farklı senaryolar için PIV ölçümleri, bir Sea King deniz helikopterinin, fırkateyn üzerindeki rotor etkisi taklit edilmiştir. Helikopter rotoru, helikopter performansı üzerindeki zemin etkisini incelemek amacıyla farklı pozisyonlarda yerleştirilmiştir. Rotorun yarı güverte yarı deniz üzerinde bulunduğu konumun pilotun iş yükünü önemli oranda artırdığı gösterilmiştir [48]. Rahimpour'un tez çalışmasında, yazar, Kanada'ya ait bir kutup buzkıranının helikopter platformu üzerindeki gemi hava akışını yüksek hızlı PIV tekniği

kullanarak incelemiştir. Çalışmada rüzgâr yönü ve geminin gövde pozisyonu değiştirilmiş ve sonuçlar [49], [50], [51] ayrıntılarıyla tartışılmıştır [52]. Krebill tez çalışmasında, gemi hareketlerinin ve gemi hava akışının etkileşimine odaklanmıştır. ONR Tumblehome gemisi, PIV ve LDA teknikleri kullanılarak incelenmiş ve akış özellikleri ayrıntılı bir şekilde ele alınmıştır. Çalışmanın sonucunda, gemi hareketlerinin hız dalgalanmalarında önemli bir rol oynadığı bulunmuştur [53]. Farish tarafından yapılan tez çalışması ise, SFS2 geometrisinin model ölçeğinde yapılan gemi hava akışı incelemesine odaklanmaktadır. Model ölçeği deneyleri, sıcak tel anemometri ve PIV kullanılarak gerçekleştirilmiş ve sonuçlar daha büyük ölçekli rüzgar tüneli ölçümleriyle karşılaştırılmıştır. Sonuçlar, hız dağılımı ve türbülans yoğunluğu açısından tam ölçekli LES analizleriyle karşılaştırılmıştır. Sonuçların, Reynolds sayısı farkına rağmen iyi bir uyum gösterdiği bulunmuştur [54]. P. Wang vd. bir kruvazör gemisinin aerodinamik performansını rüzgar tüneli deneyleri gerçekleştirerek incelemişlerdir. Deneysel sonuçlar, ampirik ve sayısal sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Ampirik formülasyonların geçerli olmadığı, ancak sayısal sonuçların deneylerle iyi bir uyum sağladığı bulunmuştur [55]. Bardera ve Garcia, geminin üst yapısına etki eden kuvvetler ve momentlerin ölçülmesine odaklanmıştır. Rüzgar tüneli testlerinde model ölçeğinde bir fırkateyn kullanılmış ve sonuçlar, farklı rüzgar akış yönleri ve Reynolds sayıları için tartışılmıştır. Çalışmada kullanılan ölçüm yönteminin kuvvet ve moment hesaplamalarını yapmada başarılı olduğu sonucuna varılmıştır [56]. Gnanamanickam vd. SFS2 üzerindeki hava akımının detaylı yapısı, düşük hızlı bir rüzgar tünelinde incelemiştir. PIV ölçümleri ve sayısal analiz sonuçlarına göre, uçuş güvertesi üzerinde geri dönen akış ve geniş ölçekli enerjik yapılar tespit edilmiştir. Düşük frekanslı girdap hareketlerinin enerjik olduğu ve uçuş güvertesi üzerindeki akış yapılarında heterojenlik bulunduğu görülmüştür. Akış yapılarının, güvertenin biraz yukarısında neredeyse iki boyutlu hale geldiği belirtilmiştir [57]. G. M. Dooley vd. farklı Reynolds sayılarında ONR Tumblehome gemisinin hava akışını sayısal ve deneysel olarak incelemiştir. Sayısal sonuçlar, PIV sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Ölçek etkileri, birden fazla ölçekle de incelenmiştir. Özellikle düşük Reynolds sayıları için, ağ yapısının akış üzerindeki bağımlılığı vurgulanmıştır [58]. Seth vd. tarafından ise SFS2 fırkateyn modelinin kıç bölgesindeki zamana bağlı akışlar düşük hız rüzgâr tünelinde incelenmiştir. Zamana bağlı PIV ölçümleri, farklı düzlemlerde yapılmış ve AST'yi temsil eden

Cowdrey çubuğu ızgaraları kullanılmıştır. Ölçümler, uçuş güvertesi üzerinde akış ayrılmaları, girdap akışları ve yüksek türbülans yoğunluğu olduğunu göstermiştir. Kayma tabakaları ve ters dönen girdapların oluşumu gözlemlenmiş, AST'nin varlığının bu akış yapılarını etkilediği belirlenmiştir. Enerji spektrumu analizi ve Spektral Doğru-Ortogonal Ayrıştırma (sPOD) yöntemi, güverteye yakın düşük frekanslı ve büyük ölçekli akış yapılarını ortaya çıkarmıştır [59]. Thornhill vd. bu çalışmada, helikopter taşıyan bir Halifax sınıfı fırkateynin direğinde bulunan anemometreler etrafındaki akış bozulmalarına odaklanmıştır. Akış bozulmalarının ölçümler üzerindeki yanlılık etkileri, kanat hızı ve hız açısından incelenmiştir. Rüzgar tüneli testleri yapılmış ve sonuçlar seyir testi verileriyle doğrulanmıştır. Anemometre yanlılıklarını azaltmak için uygun anemometre yerleşimi önerilmiş ve ciddi yanlılık durumlarında gerçek zamanlı düzeltme yapılması tavsiye edilmiştir. [60]. Seth vd. başka bir çalışmalarında SFS2 tipi genel bir fırkateynin kıç kısmındaki hava akışını düşük hızda rüzgar tüneli deneyi ile gözlemlemişlerdir. PIV ve Cowdrey ızgara yöntemiyle yapılan rüzgar tüneli testlerinin sonucunda, türbülans yoğunluklarının özellikle uçuş güvertesi bölgesinde yüksek olduğu bulunmuştur. Çalışmada kullanılan SFS2 tipi genel fırkateyn etrafındaki akışta, uçuş güvertesi yakınlarında büyük ölçekli, düşük frekanslı enerjik akış ölçeklerinin bulunduğu gözlemlenmiştir [61]. Bardera vd. bu makalede, SFS2 firkateyninin güverte üzerindeki hava akışının türbülanslı etkilerini incelemiştir. Düşük hızdaki rüzgar tüneli ve PIV teknikleri kullanılarak güverte üzerindeki hız akış alanı elde edilmiştir. Sayısal çalışmalarda, düşük hızdaki bölgeler k-ε türbülans modeli kullanılarak belirlenmiştir. Bu yöntem, güverte alanındaki akış dinamiklerini ve türbülans seviyelerini daha iyi anlamak için önemli bir katkı sağlamıştır [62]. Bardera ve Matias yapmış oldukları bu deneysel çalışmada, farklı helikopter yaklaşım senaryoları için bir firkateynin helikopter güvertesindeki gemi hava akışını incelemişlerdir. Gemi-helikopter etkileşimini modellemek amacıyla, Sea King SH-3 helikopterinin rotoru farklı pozisyonlarda yerleştirilmiş ve güverte üzerindeki akış özelliklerini elde etmek için PIV tekniği kullanılmıştır. Bu yöntem, helikopter hareketleri sırasında güverte üzerindeki hava akışını ayrıntılı bir şekilde ölçmeye olanak tanımış ve gemi hava akışının, helikopterin iniş ve kalkış performansı üzerindeki etkilerini daha iyi anlamaya yardımcı olmuştur [63].

Wall vd. ise çevresel faktörlerin gemi üzerindeki helikopter operasyonlarına etkisini incelemektedir. Özellikle, gemi hava akışı özelliklerinin serbest akım,

rüzgar hızı ve gemi hareketinden nasıl etkilendiği araştırılmıştır. Farklı ölçekte iki gemi modeli üzerinde yapılan rüzgar tüneli testlerinin yanı sıra, bir tam ölçekli seyir testi de sunulmuştur. Araştırma, gemi hareket enerjisinin rüzgar enerjisine dönüştüğünü ve bu dönüşümün tek frekanslı gemi hareketlerinde yalnızca hareket frekansında gerçekleştiğini göstermektedir. Gerçek deniz koşullarında ise, hareket frekans aralığına karşılık gelen bir dizi frekansta enerji aktarımı gözlemlenmiştir [64].

Gemi-rotor etkileşimleri, özellikle uçuş güvertesine sahip askeri gemilerde helikopter operasyonlarının güvenliği ve etkinliği açısından kritik bir öneme sahiptir. Helikopter rotorundan kaynaklanan aşağı yönlü akım (downwash) ve gemi üst yapısından kaynaklanan hava akımı etkileşimleri, karmaşık bir akış yapısı oluşturur. Bu dinamik etkileşimler, hem akış alanında meydana gelen türbülans seviyelerini artırır hem de helikopterin iniş ve kalkış manevralarını zorlaştırabilir. Literatürde, gemi ve rotor etkileşimlerini detaylı bir şekilde inceleyen çalışmalar, bu konudaki bilgi boşluklarını doldurmaya ve operasyonel riskleri azaltmaya yönelik önemli veriler sunmaktadır.

Barakos vd. yapmış oldukları çalışmada, rotor etkileri Kanada Devriye Botu (Canadian Patrol Boat/CPB) üzerinde sayısal yöntemlerle incelenmiştir. Çalışmada, aktüatör disk yöntemi kullanıldığında, rotorun gemiye yakın konumlarında belirgin bir etkileşim gözlemlenmiştir. Ancak bu etkileşim, superposition yöntemi ile görülmemektedir. Sayısal analiz sonuçlarının deneysel verilerle karşılaştırılması, rotor yüklerinin güverteye yakın uçuş ile ileri uçuş arasında farklılık gösterdiğini ortaya koymuştur [65]. Crozon vd. ise Kanada Devriye Fırkateyni için helikopter rotor etkilerini belirlemek amacıyla sayısal hesaplamalar yapmışlardır. Navier-Stokes denklemlerini çözüp aktüatör disk yöntemi kullanarak, helikopter ve rotor etrafındaki hava akışı modellenmiştir. Sonuç olarak, güverteye yakın helikopter gövdesinde farklı hava yüklerinin meydana gelebileceği gösterilmiştir [66]. Scott vd. gerçekleştirdikleri çalışmada, gemi hava akışlarının hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) ile hesaplanarak gemi boyutunun helikopter-gemi dinamik ara yüzündeki pilot iş yüküne etkisi araştırılmıştır. Farklı ölçeklerdeki gemiler için 40 knot hızında kararsız hava akışları analiz edilmiştir. Strouhal ölçeklendirme ile hava akışı verileri düzenlenmiş ve yöntem uygulanabilir bulunmuştur. Gemi boyutunun artmasıyla türbülans enerjisi ve dolayısıyla pilot iş yükünün arttığı görülmüştür [67]. Orbay tez

çalışmasında, SFS2 modelinin hava akışı problemini RANS/LES çözücü kullanarak incelemiştir. Gemi modeli, literatürde bulunan benzer boyutlardaki gemilerin gemi hareketi verileri kullanılarak farklı konumlarda modellenmiştir. Ardından, helikopter rotoru etkisi, farklı güverte eğim açıları için bir aktüatör disk ile modellenmiştir. HAD kullanılarak gerçekleştirilen analizlerle gemi hava akışı veritabanı oluşturulmuş, bu süreçte Euler çözümlerinin ve akış gradyanlarına bağlı dalgalanmaların hava akışını doğru bir şekilde temsil etmek için yeterli olduğu, dolayısıyla daha detaylı Navier-Stokes çözümlerinin bu kapsamda gereksiz olduğu sonucuna ulaşılmıştır [68]. Shi vd. tarafından yapılan çalışmada ise helikopterin gemiye inişinin sayısal araştırmasına odaklanmıştır. Rotor etkilerini modellemek için iki yöntem kullanmışlardır. İlk olarak, momentum kaynağı yaklaşımına dayanan kararlı rotor modeli (Shipborne Rotory Model/SRM) kullanılmıştır. Diğer model ise hareketli örtüşen ağ yapısına dayanan kararsız rotor modelidir. İnceleme sonucunda, her iki modelin de karmaşık etkileşimleri iyi bir şekilde yakaladığı gözlemlenmiştir [69]. Tan vd. tandem rotorlu helikopterlerin kanat aerodinamiği ve zamana bağlı hava yükleri panel yöntemiyle sayısal olarak incelemiştir. Model ölçeğindeki CH-46 Helikopter LHA gemisi üzerinde yapılan hesaplamalar, NASA Ames Araştırma Merkezi'nde gerçekleştirilen deneysel verilerle karşılaştırılmıştır. Sayısal analizler, düşey hızların deneysel verilerle yüksek oranda benzer olduğunu ortaya koymuştur. Ayrıca, CH-46'nın iz bölgesinde bulunan V-22 yön değiştirebilen pervane etkisi de simüle edilmiştir. Bu etkileşimin, gemi üzerindeki döner kanatlı uçak operasyonları üzerindeki güvenlik ve performans üzerindeki olumsuz etkileri vurgulanmıştır. Çalışma, rotorlar arası etkileşimlerin ve helikopter operasyonlarının güvenliğini iyileştirme amacıyla önemli bir sayısal model sunmaktadır [70]. Bardera vd. uçuş güvertesi üzerindeki düşük hızda yeniden dolaşım bölgelerine deneysel ve sayısal olarak odaklanmıştır. Çalışmanın amacı, helikopter rotorunun gemi (SFS2) üzerindeki etkilerini, helikopter operasyonel sınırları açısından incelemektir. Sonuç olarak, farklı türbülans yoğunluklarında helikopter rotorunun karmaşık manevralar üzerindeki etkisi belirlenmiştir [71]. Shukla vd. tarafından yapılan araştırma yapıldığı dönemin son altı on yılını kapsayan gemi-helikopter aerodinamiği üzerine kapsamlı bir inceleme yapılmıştır. Çalışmalar, genellikle gemi hava akışı ve helikopter hava akışı olarak iki ana kategoriye ayrılmıştır. Gemi hava akışı, geriye bakan basamaksız problem olarak basitleştirilmiş ve helikopter rotor etkileri bir grup girdap olarak tanımlanmıştır.

Çalışmaların kategorileri daha sonra türbülans modeli, ağ yapısı, alan geometri ve gemi geometrisi gibi unsurlarla genişletilmiştir [72]. Sharma vd. tarafından helikopterlerin gemi güvertesine inişi sırasında WOD ve zemin etkilerini dikkate alan bir fizik temelli simülasyon geliştirilmiştir. İniş senaryosu, sabit seviyeli uçuşun ardından eğimli bir iniş rotası boyunca güverte üzerinde belirli bir pozisyona alçalma şeklinde modellenmiştir. WOD etkileri, tam ölçekli SFS2 gemisinin hava akımı üzerinde DES kullanılarak hesaplanmıştır. Simülasyon sonuçları, WOD'un rotor ve helikopter bileşenleri üzerindeki etkilerinin önemli olduğu ve bu etkilerin kontrol çabası gerektirdiğini göstermektedir. Özellikle iskele ve sancak yönlerinden gelen rüzgarların asimetrik kontrol girişleri oluşturduğu, bu nedenle operasyonel sınırların her iki rüzgar yönü için ayrı ayrı değerlendirilmesi gerektiği vurgulanmıştır. Zemin etkisi, ana rotor kolektif girişini yaklaşık %22 oranında azaltarak iniş dinamiklerini etkilemektedir [73]. Su vd. gemi üzerinde dikey iniş gerçekleştiren eksenel çift rotor helikopterin rotor yüklerini incelemek amacıyla Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) çözücüsüne dayalı simülasyonlar gerçekleştirmiştir. Karmaşık ve son derece değişken aerodinamik etkileşimleri simüle etmek için hareketli örtüşen ağ yöntemi kullanılmıştır. Çalışma, rotor yüklerinin zamana bağlı ortalama ve kök ortalama karekök (RMS) değerlerini analiz ederek pilot iş yükü ve kontrol stratejileri hakkında bilgi sunmaktadır. Sonuçlar, dikey iniş sırasında alt ve üst rotorlar arasında tork farkının keskin bir şekilde azaldığını ve çekişin arttığını göstermektedir. Pilotun, eksenel rotor helikopterin yön stabilitesini sağlamak için hem kolektif kontrol girişini hem de diferansiyel kolektif perde açısını azaltması gerektiği belirtilmiştir. RMS sonuçları, alt ve üst rotorların aerodinamik yüklerinin birbiriyle etkileşime girebileceğini ve genel yük seviyelerini artırabileceğini göstermektedir. Ayrıca, yer etkisinin yanı sıra geri dönen akış rejiminin güçlenerek RMS yatış momentini artırdığı ifade edilmiştir. Çalışmada hangar kapısı durumu ve iniş noktası konumunun etkileri de incelenmiştir. Bulgular, hangar kapısının açık olmasının pilot iş yükünü önemli ölçüde azaltabileceğini ve helikopterin hangara daha yakın bir iniş noktasına indirilmesinin RMS yük seviyelerini düşürebileceğini göstermektedir. Bununla birlikte, helikopterin hangar kapısına doğru çekilme eğiliminin arttığı vurgulanmıştır [74]. R. Thedin vd. tarafından yapılan çalışmada atmosferik sınır tabakasının etkileri ve helikopter-gemi dinamik ara yüz simülasyonundaki rolü incelenmiştir. SFS2 modeli, gerçekçi bir atmosferik sınır

tabakasını modelleyen ve türbülansı çözümleyen LES ile analiz edilmiştir. Uniform bir rüzgâr profili ile yapılan simülasyonlarla kıyaslandığında, atmosferik sınır tabakasının varlığı gemi hava akışında belirgin farklılıklar yaratmıştır. Simülasyon sonuçları, uçuş dinamiği analizinde harici etkiler olarak kullanılmış ve helikopter yaklaşma senaryoları ile farklı havada asılı kalma noktalarında pilot iş yükü değerlendirilmiştir. Frekans analizleri, atmosferik sınır tabakasının özellikle 0.1–2 Hz aralığındaki kontrol girişlerini etkileyerek pilot iş yükünü artırdığını göstermiştir [75]. Shukla vd. gemi hava akışını ve gemi-helikopter akış olaylarını göz önünde bulundurarak deneysel ve sayısal bir inceleme yapmışlardır. SFS2 tipi jenerik bir firkateyn, ROBIN [76], [77] helikopter geometrisi ile farklı gemi hızlarında incelenmiştir. Firkateyn, bacasız olarak modellenmiş ve sonuçlar hız dağılımı üzerinden tartışılmıştır. Çalışmada, gemi-helikopter etkileşiminin gövde etrafındaki akış özelliklerini önemli ölçüde etkilediği sonucuna varılmıştır [78]. Bardera vd. ise SFS2 jenerik firkateyninin hava akışı analizine deneysel ve sayısal olarak odaklanmıştır. Farklı baloncuk şeklindeki hangar geometrileri, uçuş güvertesindeki akış özellikleri açısından incelenmiştir. PIV ile elde edilen deneysel sonuçlar, sayısal sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Yazarlar, optimum hangar geometrisiyle tasarlanmış bir firkateynin, güvenli helikopter operasyonları için önemli olduğunu belirtmişlerdir [79]. Barakos vd. çalışmalarında, rotor izi rotor momentum teorisi kullanılarak incelemiştir. Aktüatör disk yöntemi ile 3 boyutlu yük etkileri ve uç kayıpları belirlenmiştir. Tam türbülanslı akış için k-w SST modeli kullanılarak sayısal çalışmalar gerçekleştirilmiştir. Aktüatör diskle yapılan sayısal çalışmalar sonucunda, rotor diski etrafındaki girdap yapıları başarılı bir şekilde modellenmiştir [80]. Silva ve Barber tarafından yürütülen çalışmada DIVE modelleme ve simülasyon bileşenlerinin doğrulama ve geçerliliğini sağlamak amacıyla gerçekleştirilecek deneysel testler detaylı bir şekilde açıklanmıştır. Çalışmada, gerçekçilik, test edilebilirlik ve doğruluk gereksinimlerini dikkate alan kapsamlı bir yaklaşım benimsenmiştir. V-22 uçuş testlerinin, gemi üzerindeki test koşullarını ve ilave veri toplama sistemlerini içerecek şekilde planlandığı belirtilmiştir. Bu testler kapsamında, uçak ve gemi arasındaki ilişkiyi gösteren göreli konum verileri ile hız alanı ölçümlerinin elde edildiği ifade edilmiştir. Ayrıca, iki farklı model ölçeğinde testlerin yapılacağı vurgulanmıştır. İlk model ölçeği, gemi yapısının neden olduğu akış geri dönüşlerini incelerken, ikinci model ölçeği, gemi üzerindeki tipik rotor/gemi etkileşimlerini araştırmak amacıyla

tasarlanmıştır. Bu testlerin, rotor dinamikleri ve hava art izi etkileşimleri hakkında daha fazla bilgi sağlayarak gemi taşıyan hava araçlarının modellerinin geliştirilmesine önemli katkılar sunduğu belirtilmiştir [81]. Thomas vd. tarafından helikopter pilotlarının gemi güvertelerine iniş yaparken izledikleri stratejileri incelenmiştir. Özellikle küçük gemilerin hareketli güvertelerinde iniş yapmanın zorlukları göz önüne alındığında, pilotların helikopter-güverte etkileşimini anlamaları önemli bir güvenlik faktörü oluşturuyor. Araştırma, iki farklı deniz durumu ve bunların güverte hareketleriyle ilişkisini ele almıştır. Helikopterin iniş sırasında yüksekliği ile güverte yükselme hareketlerinin korelasyonu izlenmiş ve bu etkileşimin pilotların güvenliğini artırabileceği görülmüştür. Çalışma, helikopterin dikey hareketlerinin güverte hareketleriyle eş zamanlı hale gelmesinin, inişte kinetik enerji miktarını azalttığını ve güvenliği iyileştirdiğini ortaya koymuştur. Bu tür etkileşimlerin, pilotların güvenliğini artırma açısından verimli bir strateji olduğu, ancak bu davranışın arkasındaki mantık ve algısal nedenlerin daha fazla araştırılması gerektiği vurgulanmıştır [82]. Sarı vd. yapmış oldukları çalışmada, NATO-GD isimli modern bir yüzey muharebe gemisinin hava akışını sayısal olarak incelemiştir. Gemi etrafındaki üç boyutlu, zamana bağlı hava akışı, URANS ve DES türbülans yöntemleri kullanılarak çözülmüştür. Çalışmada, uçuş güvertesi üzerindeki hava akışı detaylı bir şekilde analiz edilerek helikopter ve drone gibi hava araçlarının güvenli operasyonları için uygun yaklaşım yolları belirlenmiştir. Ayrıca, gelen akışın etkisi, uniform hız profili ile atmosferik sınır tabaka (AST) profili kullanılarak farklı rüzgâr açılarında incelenmiştir. AST hız profilinin gemi aerodinamiği hesaplamalarında daha doğru sonuçlar verdiği belirlenmiş ve bu etkinin hız bileşenlerindeki sapmaları önemli ölçüde etkilediği görülmüştür. URANS ve DES yöntemlerinin sonuçları kıyaslandığında, DES yönteminin girdap ve iz yapılarının detaylı analizinde daha uygun olduğu tespit edilmiştir. Rüzgârın gemi iskele tarafından 15 derece (R15) açısıyla geldiği durumda yoğun türbülans alanının sancak tarafında düşük türbülanslı bir bölge oluşturduğu, R30 açısında ise bu bölgenin küçük ölçekli girdaplarla bozulduğu gözlemlenmiştir [83].

1.2 Tezin Amacı

Bu tezde, NATO-GD gemi modeli, gerçek muhripler etrafındaki hava akışının farklı hız profilleri, türbülans yöntemleri ve rüzgâr açılarına bağlı olarak nasıl değiştiğini anlamak amacıyla bir araç olarak kullanılmıştır. Çalışmanın temel hedefi, bu değişkenlerin gemi üzerindeki aerodinamik etkilerini saptamak ve elde edilen bulguların gerçek savaş gemileri için nasıl uygulanabileceğini ortaya koymaktır. Bu kapsamda, gemi üzerindeki rüzgâr yükleri ve akış yapıları hem deneysel hem de sayısal yöntemlerle detaylı olarak incelenmiştir.

Tezde deneysel ve sayısal yöntemler birlikte kullanılmıştır. Deneysel çalışmalarda imkânların kısıtlı olması nedeniyle yalnızca gemi üzerindeki toplam kuvvetler ölçülmüştür. Buna karşılık, sayısal analizler sayesinde akış alanının tamamında hız ve türbülans yapıları detaylı bir şekilde incelenmiş ve farklı rüzgâr hızları, türbülans yöntemleri ve rüzgâr açıları için geniş bir veri seti elde edilmiştir. Bu sayede deneysel ve sayısal sonuçlar bir arada değerlendirilerek daha kapsamlı bir analiz yapılmıştır.

Deneysel çalışmalar, ses altı rüzgâr tünelinde yürütülmüş olup, NATO-GD gemi modelinin 1/350 ölçekli hali 3 boyutlu yazıcıda üretilmesi ve tünel ortamındaki blokaj etkilerinin dikkate alınmasıyla planlanmıştır. Rüzgâr yükleri, farklı hızlar ve profillerde, tek eksenli bir kuvvet ölçüm cihazı kullanılarak ölçülmüş, elde edilen veriler üzerinden deneysel belirsizlik analizleri ITTC'nin Tip A belirsizlik hesaplama yöntemleriyle yapılmıştır.

Sayısal çalışmalar, HAD yöntemleriyle gerçekleştirilmiş ve farklı türbülans yöntemlerinin (URANS ve DES) performansı, özellikle ağ yapısının (mesh) hassasiyeti ve y^+ değerleri üzerindeki etkisi detaylı bir şekilde değerlendirilmiştir. Ayrıca, geminin güvertesi üzerindeki hız alanları, girdap yapıları ve türbülans yoğunlukları incelenmiş, akış yapısındaki hakim girdapların pozisyonları ve çapları belirlenmiştir.

Tezin temel amacı, deneysel ve sayısal yöntemlerin bir arada kullanılmasıyla elde edilen bulguların karşılaştırılması ve bu yöntemlerin gemi aerodinamiği çalışmalarında nasıl bir bütünleyici yaklaşım sunabileceğini göstermektir. Bunun yanında güverte üzerindeki akış koşulları farklı rüzgar açıları, farklı hız profilleri, farklı türbülans yöntemleri ve rotor etkisi açısından incelenerek olası hava aracı

hareketlerinin güvenlik sınırlarının belirlenmesi tezin temel amaçları arasında yer almaktadır. Bu kapsamda, rüzgâr tüneli deneylerinden elde edilen sonuçlar ile HAD analizleri karşılaştırılmış, iki yöntemin avantajları ve sınırlılıkları tartışılmıştır. Çalışmanın bir diğer amacı, gemi aerodinamiği alanında blokaj etkileri, deneysel belirsizlikler ve türbülans modellemesi gibi teknik konularda literatüre katkı sağlamaktır. Ayrıca, güverte üzerindeki akış yapısının kapsamlı bir şekilde incelenmesi ve gemi-rotor etkileşiminin farklı yanaşma durumlarına göre analiz edilmesi, bu alanda sınırlı sayıda çalışma bulunması nedeniyle büyük önem taşımaktadır. Sayısal analizler ve deneysel çalışmaların bir arada yürütülmesi, mevcut literatüre katkı sunmanın yanı sıra gelecekteki araştırmalar için önemli bir referans niteliği taşımaktadır.

1.3 Hipotez

Bu tez çalışmasında, farklı türbülans yöntemleri (URANS ve DES) ve ağ yapısı hassasiyeti dikkate alınarak yapılacak hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizlerinin, deneysel yöntemlerle elde edilecek rüzgâr yükleri ve akış yapıları ile büyük ölçüde uyum sağlayacağı öngörülmektedir. Özellikle, HAD analizlerinin türbülans yoğunluğu, girdap yapıları ve hız alanları gibi gemi aerodinamiği açısından kritik değişkenleri doğru bir şekilde tahmin edebileceği düşünülmektedir.

Bu tezde, savaş gemilerinin aerodinamik performansının, deneysel ve sayısal yöntemlerin birlikte kullanılmasıyla güvenilir şekilde analiz edilebileceği varsayılmaktadır. Özellikle NATO-GD gemi modeli etrafındaki akış yapılarının incelenmesi, gerçek savaş gemileri üzerinde oluşabilecek akış davranışlarını anlamak için bir araç olarak değerlendirilmektedir. Bunun yanı sıra, uygun ölçeklendirme ve blokaj etkilerinin dikkate alınmasıyla rüzgâr tüneli deneylerinden elde edilen sonuçların, HAD analizlerini doğrulayan güvenilir bir referans olarak işlev göreceği öngörülmektedir. Bu hipotez, deneysel ve sayısal verilerin birlikte değerlendirilmesinin, savaş gemilerinin aerodinamiği alanında daha kapsamlı ve doğru analizler yapılmasına katkı sağlayacağına dayanmaktadır.

2
MATEMATİKSEL DENKLEMLER

Gemi aerodinamiği de dahil olmak üzere tüm akış problemlerinin çözümünde kullanılan yönetici denklemler mevcuttur. Bu yönetici denklemler akışkan problemlerine temel oluşturmaktadırlar. Bu tez çalışmasında kullanılan HAD yöntemi de bu denklemleri temel alarak çözüm sunmaktadır. Bu bölüm içerisinde bu denklemler anlatılacak olup, tez çalışmasında kullanılan sayısal yöntemlere ait özel denklemler açıklanacaktır.

2.1 Akışkanlar Mekaniği Temel Denklemleri

Akışkanlar mekaniği problemlerinde kullanılan temel denklemler diferansiyel formda olup bu denklemlerin analitik çözümlerini yapmak oldukça zordur. Kullanılan teori ve yönteme göre bazı basitleştirmeler yapılarak bu denklemlerin çözümü yapılabilir. Bu kısımda açıklanacak denklemler herhangi bir basitleştirme yapılmadan temel haliyle anlatılacaktır.

Akışkanlar mekaniğinde en temel denklemler, kütlenin korunumu, momentumun korunumu ve enerjinin korunumu prensiplerine dayanır. Bu tez çalışması kapsamında gerçekleştirilen sayısal analizler ticari bir hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Akışın sıkıştırılamaz, Newtonyen, izotermal ve zamana bağlı olduğu göz önüne alındığında, ana denklemler süreklilik (2.1) ve RANS momentum (2.2) denklemleridir.

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \tag{2.1}$$

$$\frac{\partial U_i}{\partial t} + U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\upsilon\left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i}\right)\right] \rho\overline{u_i u_j} \tag{2.2}$$

Burada ρ yoğunluğu temsil ederken, U_i hız vektörünü ifade etmektedir. P basıncı temsil etmektedir. Son iki terim ise viskoz gerilme tensörünü göstermektedir. υ ise kinematik viskozite ifadesidir.

Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes modeli ile gerçekleştirilen çözümlerde Reynolds gerilme tensörünün çözümü için Boussinesq kabulü kullanılır. Boussinesq kabulü ortalama gerilmeler ile türbülans kayma gerilmeleri arasında ilişki olduğunu göstermektedir. Boussinesq kabulü denklem (2.3) ile gösterilmiştir.

$$-\overline{u_i' u_j'} = \upsilon_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_j} \right) - \frac{2}{3} k \delta_{ij} \tag{2.3}$$

2.2 Sonlu Hacimler Yöntemi

Bu doktora çalışması kapsamında kullanılan ticari HAD yazılımı olan Siemens PLM Star CCM+ sonlu hacimler yöntemini kullanmaktadır. Sonlu Hacimler Yöntemi (SHY), diferansiyel denklemlerin sayısal çözümünde kullanılan bir sayısal yöntemdir ve akışkanlar mekaniği, ısı transferi gibi mühendislik problemlerinin çözümünde sıkça tercih edilir. Bu yöntem, çözüm alanını küçük, sonlu sayıda hacimlere böler ve her bir hacim içinde denklemleri yaklaşık olarak çözer.

Elde edilen cebirsel denklemler ile bir lineer denklem sistemi oluşturulur. Bu sistem çeşitli sayısal yöntemlerle çözülerek tüm kontrol hacimlerindeki akışkan özellikleri belirlenir.

SHY'nin avantajlarından biri, özellikle akışkanlar mekaniği problemlerinde kütlenin, momentumun ve enerjinin korunmasını doğrudan sağlamasıdır.

Bu çalışmada, NATO-GD jenerik gemisinin uçuş güvertesi üzerindeki zamana bağlı türbülanslı akış, URANS ve DES türbülans yöntemleri kullanılarak sayısal yöntemlerle incelenmiştir. DES türbülans yöntemi, URANS yaklaşımının istenen bir bölgede girdap yapısını görselleştirme hedeflendiğinde, zamana bağlı ve türbülanslı akışı tam olarak modelleyemeyeceği için tercih edilmiştir. Ancak DES yaklaşımı çok fazla hesaplama kapasitesi gerektirmektedir. Bu sebeplerden dolayı, bu çalışmada hem zamana bağlı RANS (SST k-ω) hem de DES yöntemleri kullanılmış ve NATO-GD gemisi üzerindeki aerodinamik performansları

karşılaştırılmıştır. Bahsi geçen türbülans modellerinin detayları sonraki bölümde alt başlıklar halinde sunulmaktadır.

2.2.1 Shear Stress Transport k-ω (SST k-ω) Modeli

SST k-ω türbülans modeli, mühendislik ve akışkanlar mekaniği alanında yaygın olarak kullanılan türbülans modelidir. Bu model, özellikle sınır tabakası akışları gibi karmaşık akışlar için oldukça başarılı sonuçlar verir. SST k-ω modeli, k-ω modelinin düşük Reynolds sayılarındaki avantajlarını k-ε modelinin yüksek Reynolds sayılarındaki başarısıyla birleştirir.

k-ω Modeli (Orijinal): k-ω modeli, türbülans kinetik enerjisini (k) ve türbülansın özgül dağılım hızını (ω) kullanarak türbülanslı akışları tanımlar. Bu model, özellikle sınır tabakası yakınlarındaki bölgelerde çok hassas sonuçlar verir[84], [85], çünkü duvarın yakınındaki türbülansı doğru bir şekilde modelleyebilir. Ancak bu model, serbest akış bölgelerinde (örneğin serbest akışlı jetler) sorunlar yaşayabilir ve bu bölgelerde aşırı duyarlı olabilir.

k-ε Modeli: k-ε modeli ise türbülans kinetik enerjisini (k) ve türbülans enerjisinin yayılım oranını (ε) kullanır. Bu model serbest akış bölgelerinde daha iyi sonuçlar verir ve geniş bir yelpazede türbülanslı akış problemleri için uygundur. Ancak, duvar yakınındaki sınır tabakası akışlarında o kadar iyi sonuç vermeyebilir.

SST k-ω Modelinin Avantajı: SST k-ω modeli, bu iki modelin en iyi yanlarını birleştirir. Duvar yakınındaki bölgelerde k-ω modelini kullanırken, serbest akış bölgelerinde k-ε modeline geçiş yapar. Bu sayede, hem sınır tabakası akışlarını doğru bir şekilde simüle eder hem de serbest akış bölgelerinde daha güvenilir sonuçlar verir. Ek olarak, SST k-ω modeli, kayma gerilimi taşınımını dikkate alarak türbülanslı akışların daha doğru bir şekilde hesaplanmasını sağlar. SST k-ω modeli, aerodinamik ve hidrodinamik uygulamalarda, özellikle uçak kanatları, gemi gövdeleri, turbo makineler ve otomotiv sektöründe sıkça kullanılır[84]. Yüksek türbülanslı akışlarda ve girdap yapılarının analizinde de güvenilir sonuçlar verir.

Bazı güncel çalışmalar [45], [86], [87] gemi uçuş güvertesi üzerindeki son derece karmaşık türbülanslı akışı modellemek için SST k-ω türbülans modeli ile URANS yaklaşımını ve DES yöntemini kullanarak gemi etrafındaki hava akışını incelemiştir. Bu nedenle, mevcut çalışmada SST k-ω tabanlı türbülans modelleri kullanılmıştır. Wilcox vd. yapmış oldukları yayınlarında SST k-ω türbülans modeli

hakkında ayrıntılı bilgilere yer vermişlerdir [84], [85]. SST k-ω türbülans modeline ait temel denklemler aşağıda sunulmaktadır. Buradaki k terimi denklem (2.4) ile ω terimi denklem (2.5) ile gösterilmiştir.

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_i \frac{\partial k}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i}\left[\left(\upsilon + \sigma^* \frac{k}{\omega}\right)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right] + P_k - \beta^* k\omega \tag{2.4}$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\upsilon + \sigma \frac{k}{\omega}\right)\frac{\partial \omega}{\partial x_j}\right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k + \beta^2 \omega^2 + \frac{\sigma_d}{\omega}\frac{\partial k}{\partial x_j}\frac{\partial \omega}{\partial x_j} \tag{2.5}$$

2.2.2 Ayrık Girdap Simülasyonu (DES) Yöntemi

DES, karmaşık türbülanslı akışları simüle etmek için kullanılan melez bir türbülans yöntemidir. LES ve RANS yöntemlerinin avantajlarını birleştirir. DES yöntemi, özellikle yüksek akış çözünürlüğü gerektiren mühendislik uygulamalarında ve uçak kanatları, gemi uçuş güvertesi gibi karmaşık yüzeylerin etrafındaki akışların modellenmesinde tercih edilir. Bu aşamada LES türbülans yönteminden kısaca bahsetmek gerekir.

LES yöntemi, serbest akış bölgelerinde kullanılır ve daha büyük girdapları doğrudan çözer. Bu sayede, LES yöntemi, daha büyük ölçekli türbülanslı yapıların doğru bir şekilde yakalanmasını sağlar.

DES yöntemi, sınır tabakası gibi daha hesaplama açısından verimli bir çözüm gerektiren alanlarda RANS yöntemini kullanırken, serbest akış bölgelerinde LES yöntemine geçiş yapar. Böylece her iki yöntemin avantajlarını bir araya getirir [88].

DES, akış alanının farklı bölgelerinde RANS ve LES yöntemleri arasında geçiş yapar. Bu geçiş, akışın yerel özelliklerine bağlıdır. Genellikle, duvar yakınındaki y+ değerlerine göre bu geçiş belirlenir. Düşük y+ değerlerinde RANS kullanılırken, daha büyük girdapların hakim olduğu serbest akış bölgelerinde LES devreye girer. DES, bu geçişi sağlamak için bir karıştırma fonksiyonu kullanır.

LES ile daha büyük türbülans yapılarını çözerek, özellikle akışın ayrıldığı ve yeniden birleştiği bölgelerde daha yüksek çözünürlük sağlar. LES'in yüksek hesaplama maliyetlerini sınırlandırmak için sınır tabakası bölgelerinde RANS kullanarak, hesaplama kaynaklarını daha verimli kullanır. DES yöntemi, LES'in büyük türbülans yapılarını yakalama yeteneği ile RANS'ın daha düşük maliyetli çözümleme kapasitesini bir araya getirerek, geniş bir uygulama yelpazesinde gerçekçi türbülans simülasyonları sağlar. DES yöntemi, ilk olarak Spalart

tarafından önerilmiştir [89]. LES'in, özellikle yüksek Reynolds sayılı akışlarda sınır tabakası bölgelerinde büyük hesaplama maliyetine neden olmasını aşmak için geliştirilmiştir. DES yöntemi, uçak kanatları, gemi aerodinamiği, türbülanslı jetler ve motorlarda kullanılan karmaşık türbülanslı akışların modellenmesinde yaygın olarak kullanılır.

DES'in bir çeşidi olan IDDES (Improved Delayed DES), daha düşük y^+ değerlerine sahip bölgelerde daha hassas sonuçlar elde etmek için geliştirilmiştir. Bu yöntem, daha karmaşık akış alanları için kullanılır ve LES ile RANS arasındaki geçişi daha etkili bir şekilde gerçekleştirir.

$$\phi^{hibrit} = f\emptyset^{RANS} + (1-f)\emptyset^{LES} \text{ burada } 0 \leq f \leq 1 \tag{2.6}$$

$$C_{DES}\Delta_{DES} > L_t, RANS\ için, C_{DES}\Delta_{DES} \leq L_t, LES\ için, \Delta_{maks} = maks(\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z) \tag{2.7}$$

Burada Δ_{maks} yerel ağ yapısının maksimum kenar uzunluğunu ifade eder. İki denklemden oluşan SST k- ω aşağıdaki gibi sunulmaktadır.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = P_k - \rho \frac{k^{3/2}}{\min(L_t, C_{DES}\Delta_{maks})} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right] \tag{2.8}$$

$$L_t = \frac{k^{3/2}}{\varepsilon} = \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega} \tag{2.9}$$

DES türbülans yöntemi ve hibrit yaklaşımı ile ilgili detaylı bilgiler Shukla vd. çalışmalarında mevcuttur [35].

2.3 Atmosferik Sınır Tabaka (AST)

Atmosferik sınır tabaka (AST), yer yüzeyine yakın hava akımlarının yüzeyle etkileşime girerek hız, türbülans ve diğer akış özelliklerinde belirgin değişimlere neden olduğu atmosferin en alt katmanıdır. Yüzeyin pürüzlülüğü, sıcaklık farkları ve basınç değişimleri bu tabakanın yapısını doğrudan etkiler. Kalınlığı 100 m ile 3 km arasında değişebilir ve yüzeye yakın bölgelerde sürtünme etkisi nedeniyle türbülans yoğunken, yükseklik arttıkça akış daha düzgün hale gelir. Bu katman, özellikle mühendislik ve çevresel çalışmalar açısından büyük önem taşır, çünkü yapıların, araçların ve gemilerin etrafındaki akış dinamikleri atmosferik sınır tabakadaki değişimlerden doğrudan etkilenir.

Yüksek binalar, uçaklar ve yüksek üst binaya sahip gemiler için rüzgar etkileri önemlidir. Bu konuda 19. yüzyıldan beri çok sayıda çalışma yapılmıştır ve rüzgar hızının yüksekliğe bağlı bir profil şeklinde modellenmesi gerektiği sonucuna varılmıştır [3], [24], [90], [91]. Atmosferik sınır tabaka (AST), aerodinamik hesaplamalarda özellikle dış akış problemleriyle ilgili olan uygulamalarda büyük önem taşır. Aerodinamik analizler, genellikle rüzgar türbinleri, bina aerodinamiği, gemi ve uçak gibi mühendislik yapılarının atmosferik şartlar altındaki performansını değerlendirmek için yapılır. AST, bu tür yapıların çevresindeki akış koşullarını etkileyerek aerodinamik hesaplamalarda dikkate alınması gereken kritik bir unsurdur.

Atmosferik sınır tabakada rüzgar hızı, yüzeye yakın bölgelerde sürtünme nedeniyle azalır ve yükseldikçe artar. Bu hız artışı, aerodinamik yapıların maruz kaldığı yükleri belirler. Örneğin, bir rüzgar türbininin kanatları, rüzgarın hızının yükseklikle değişiminden etkilenir. Yüksek rüzgar hızları, daha fazla enerji üretimine yol açarken, aynı zamanda türbin kanatlarına uygulanan aerodinamik yükleri artırır. AST'de rüzgar hızının yüzeyden itibaren logaritmik bir profile sahip olduğu kabul edilir. Bu, aerodinamik simülasyonlarda hız profilinin doğru bir şekilde modellenmesi gerektiği anlamına gelir. Bu hız profili genellikle logaritmik kanun ile ifade edilir ve yüksek yapılar, uçaklar ya da gemiler üzerinde oluşan aerodinamik kuvvetlerin hesaplanmasında kritik öneme sahiptir.

Aerodinamik hesaplamalarda HAD, atmosferik sınır tabaka türbülansı genellikle RANS veya LES gibi yöntemlerle modellenir. Bu tür türbülans yöntemleri, sınır tabakadaki karmaşık akış yapılarının ve girdapların doğru bir şekilde hesaplanmasını sağlar.

Atmosferik sınır tabakadaki yüzey pürüzlülüğü (örneğin, şehirlerdeki binalar veya ağaçlar) akış yapısını etkiler. Pürüzlülük ne kadar fazlaysa, türbülans o kadar artar ve aerodinamik hesaplamalarda daha fazla dikkat gerektirir. Rüzgar türbinleri gibi mühendislik yapılarının yerleştirileceği bölgelerde, pürüzlülük katsayısı hesaplamalara dahil edilmelidir. Pürüzlülük katsayısı ile ilgili detaylar aşağıda verilmiştir.

AST, atmosferin alt kısmını oluşturur ve atmosferik süreçlerden etkilenir. Yüksek yapılar, köprüler, rüzgar türbinleri ve kara, hava ile deniz araçları üzerindeki rüzgar

etkilerinin sayısal çalışmalarla doğru şekilde tahmin edilebilmesi için, AST'nin HAD analizlerinde modellenmesi gereklidir. Çünkü AST, yer ile atmosfer arasındaki sürtünmeyi içerir. Bu nedenle, AST içindeki akışın özelliklerini anlamak ve bunun akış üzerindeki etkilerini göz önünde bulundurmak önem taşır. Gemilere iniş ve kalkış yapan hava araçları dikkate alındığında AST'deki rüzgar koşulları, uçuş şartlarını daha zorlu hale getirir ve pilotun manevra kabiliyetini ile iş yükünü artırır. Sayısal analizler ve rüzgar tüneli testlerinde genellikle gemi modeline sabit bir giriş akışı uygulanır. Oysa doğadaki akış, AST'yi karşılayan bir hız profiline sahiptir ve bu dikkate alınmadığında önemli bir ihmal ortaya çıkar. Bu nedenle bazı rüzgar tünellerinde, daha gerçekçi bir hız profili oluşturmak amacıyla oransall ızgaralar veya benzeri yapılar kullanılmaktadır. Bu çerçevede, AST profilinin sayısal analizlerde de göz önünde bulundurulması ve hesaplama alanı ile birlikte ağ çözünürlüğü önem arz etmektedir [92].

Bu tez kapsamında AST gemi güvertesi aerodinamiği üzerindeki etkileri AST ve kuvvet yasası profilleri kullanılarak incelenmiştir [93]. İki profil ile gerçekleştirilen simülasyonlar, Şekil 2.1'de gösterildiği gibi oldukça benzer hız dağılımları vermiştir. Burada dikkat edilmesi gereken nokta, yalnızca hız profili değil, aynı zamanda k (Denklem 2.10) ve ω (Denklem 2.11) değerlerinin de, AST etkilerini varsayılan değerlerle hesaplamak yerine, aşağıdaki denklemler kullanılarak z yönündeki her bir konumda ayrı ayrı hesaplanmış olmasıdır [94].

$$k(z) = \frac{(u^*)^2}{\sqrt{c_\mu}} \tag{2.10}$$

$$\omega(z) = \frac{u^*}{K.\sqrt{c_\mu}}.\frac{1}{z + z_0} \tag{2.11}$$

Burada, k türbülans kinetik enerjisini, ω ise özgül dağılım hızını ifade eder. z, hızın hesaplandığı yüksekliği, K ise von Karman sabiti olup 0.40 olarak alınmıştır. z_0, serbest yüzeyi temsil etmek amacıyla kılavuzda belirtildiği şekilde 0.0002 olarak kabul edilen aerodinamik pürüzlülük uzunluğudur. c_μ, türbülans viskozitesi sabitidir ve ilgili referansta belirtildiği üzere 0.09 olarak alınmıştır. u*, sürtünme hızını ifade eder ve aşağıda verilen denklem ile hesaplanmıştır [94], [95].

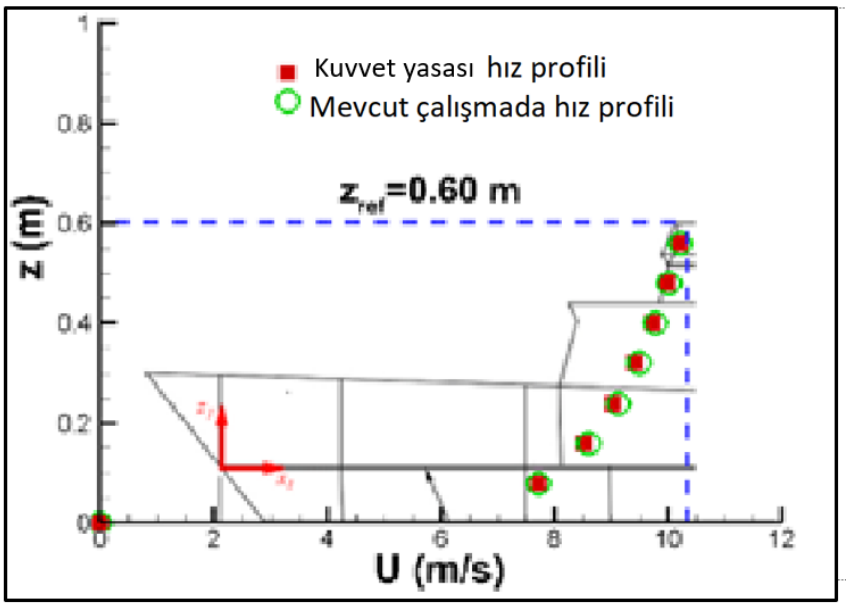
$$u^* = K.\frac{u_{ref}}{\ln\left(\frac{z_{ref}+z_0}{z_0}\right)} \tag{2.12}$$

Burada z_{ref} referans yüksekliği 0.60 m, u_{ref} ise referans hız olarak 10.3 m/s tanımlanmıştır. Şekil 2.1, hız profilindeki referans parametreleri göstermektedir. Referans yüksekliği, rüzgar anemometresinin yerleştirildiği gemi direğindeki en yüksek nokta olarak Şekil 2.1'de de belirtilmiştir. Ayrıca, sayısal analizlerde tanımlanan hız profili u(z), aşağıdaki denklemle hesaplanmış olup Şekil 2.1'de verilmiştir.

$$u(z) = \frac{u^*}{K}.\ln\left(\frac{z+z_0}{z_0}\right) \tag{2.13}$$

Kuvvet yasası hız profili aşağıdaki denklemle hesaplanabilir. Şekil 2.1, mevcut çalışmada kullanılan AST profilinin kuvvet yasası yaklaşımının profiliyle örtüştüğünü göstermektedir.

$$u(z) = u_{ref}.\left(\frac{z}{z_{ref}}\right)^{1/7} \tag{2.14}$$



Şekil 2.1 Bu çalışmada tanımlanan referans parametrelerin ve AST profilinin gösterimi

2.4 Benzerlik Teorisi

Benzerlik teorisi fiziksel sistemlerin davranışlarını modellemek ve farklı ölçeklerdeki sistemler arasında ilişki kurabilmek için kullanılan bir yöntemdir. Temelde fiziksel olaylar arasında geometrik, kinematik ve dinamik benzerliklerin sağlanması üzerine kurulmuştur. Bu teori, karmaşık mühendislik problemlerinin çözümünde deneysel ve sayısal çalışmaları kolaylaştırmak için kullanılmaktadır.

Benzerlik teorisi üç temel benzerlik prensibine dayanmaktadır. Bunlardan birincisi geometrik benzerliktir. Bu benzerlik türüne göre model ve gerçek sistemin tüm geometrik ölçüleri aynı oranda küçültülmesi veya büyütülmesi gerekmektedir. Bir diğer benzerlik ise kinematik benzerliktir. Bu da model ölçeğinde kullanılan hızlar ile tam ölçekteki hızların orantılı olması gerektiğine dayanmaktadır. Son olarak dinamik benzerlik ise model ve tam ölçekli sistem üzerindeki kuvvetler arasında bir benzerlik bulunması gerektiğine dayanmaktadır.

Gemi mühendisliğinde benzerlik teorisi, özellikle gemi hidromekanik performansının tespitinde kullanılan deneysel ve sayısal yöntemlerde akış fiziğinin modellenmesinde kullanılır. Geometrik benzerlik, model ve tam ölçekli gemi arasındaki boyutların oranının korunmasını ifade eder; yani her bir boyut (uzunluk, genişlik, yükseklik) aynı oranda küçültülür veya büyütülür. Gemiler genellikle büyük yapılar olduğundan tam ölçekli deney yapmak mümkün olmayıp sayısal analizlerde ise tam ölçekte çalışmalar yapmak çok yüksek hesaplama kapasitesi gerektirmektedir. Bu nedenle, geminin ölçekli bir modeli kullanılarak, deneyler ve sayısal analizler gerçekleştirilir ve sonuçlar gerçek gemi ölçeğine dönüştürülür.

Dinamik benzerliğin sağlanması için gemi hidrodinamiğinde iki önemli parametre olan Froude sayısı (denklem 2.15) ve Reynolds (denklem 2.16) sayısı kullanılır.

$$Fr = \frac{V}{\sqrt{gL}} \tag{2.15}$$

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \tag{2.16}$$

Froude sayısı atalet kuvvetlerin yerçekimi kuvvetlerine oranını gösterir ve gemiye etkiyen basınç kaynaklı kuvvetleri temsil eder. Froude benzerliği satıhta ilerleyen bir geminin serbest yüzey ile etkileşimi önemli olduğu için tercih edilmektedir.

Reynolds sayısı atalet kuvvetlerin viskoz kuvvetlere oranını belirler ve akışın laminer veya türbülanslı olup olmadığını gösterir. Bu iki boyutsuz sayının benzerliği sağlandığında, gemi modelinden elde edilen sonuçlar tam boyutlu gemi için geçerli olur. Ancak Froude ve Reynolds sayılarının aynı anda tam olarak sağlanması zordur. Her iki dinamik benzerliğin aynı anda sağlanması için ölçek değerinin bir olması, model gemi hızının oldukça yüksek olması ya da model deneylerinin yapıldığı akışkanın viskozitesinin oldukça düşük olması gerekmektedir. Bu üç koşul da hiçbir şekilde sağlanamamaktadır. Ayrıca, gemi aerodinamiği üzerine yapılan hemen hemen tüm çalışmalarda serbest yüzey etkisi ihmal edildiği için Froude benzerliğinin sağlanması, akış fiziğinin doğru şekilde temsil edilmesi açısından gerekli görülmemektedir. Bunun dışında, önceki araştırmalar [41], [59], [96] uçuş güvertesi üzerindeki akış alanının hız profili açısından Reynolds sayısından bağımsız hale geldiğini ve bu nedenle benzerliğin yalnızca Strouhal sayısı ile sağlanabileceğini belirtmektedir. Bunun sebebi akış hacminde elde edilen hız alanlarının nihai durumda frekans düzlemde incelenecek olmasıdır. Strouhal sayısı (St), akışkanlar mekaniğinde periyodik bir akış yapısının frekansını boyutsuz hale getiren bir sayıdır. Özellikle salınım oluşumu, girdap oluşumu ve periyodik akışların analizinde kullanılır. Strouhal sayısının genel formülü ise denklem 2.17'da verilmiştir.

$$St = \frac{fL}{U} \tag{2.17}$$

Burada f frekans [1/s], L karakteristik uzunluk [m], U akış hızını [m/s] ifade etmektedir. Gemi aerodinamiğinde Strouhal sayısı, geminin hareketi sırasında periyodik olarak oluşan girdap ve türbülans yapılarını analiz etmek için kullanılır.

Strouhal sayısı, model ölçekte ölçülen frekansın tam ölçeğe ölçeklenmesini sağlayarak dinamik benzerliği mümkün kılar. Gemi aerodinamiği için dinamik benzerlik kuralı şu şekilde (denklem 2.18) ifade edilmektedir:

$$\left(\frac{f_s}{f_m}\right).\left(\frac{L_s}{L_m}\right).\left(\frac{U_m}{U_s}\right) = 1 \tag{2.18}$$

Denklem 2.16, model ve tam ölçekli geminin Strouhal sayısının eşit olduğu ve bu nedenle dinamik benzerliğin sağlandığını göstermektedir. Bu tez kapsamında NATO-GD gemisi için doğrulama çalışmaları kapsamında geometrik benzerlik

1/50 = (L_m/L_s), kinematik benzerlik 1/2 = (U_m/U_s) ölçek faktörü ile elde edilmiştir. Bu nedenle, model ve tam ölçekli gemi arasındaki frekans için ölçek faktörü 1/25 = (f_s/f_m) olarak belirlenmiştir. Ayrıca, rüzgar tüneli deneylerinde blokaj etkileri ve ölçüm alanı kısıtlarından dolayı deneysel çalışmalar ve deneysel çalışmaları doğrulamak için yapılan ilave sayısal analizler ile rotor etkisinin incelendiği analizlerde ise geometrik benzerlik 1/350 = (L_m/L_s), kinematik benzerlik 1/2 = (U_m/U_s) ölçek faktörü ile elde edilmiştir. Bu nedenle, model ve tam ölçekli gemi arasındaki frekans için ölçek faktörü 1/175= (f_s/f_m) olarak belirlenmiştir (Tablo 2. 1).

Bu değişkenlerin ölçek faktörleri hem deneysel hem de sayısal yaklaşımlar için geçerlidir. Strouhal benzerliğinin Reynolds ve Froude benzerliği yerine sağlanmasının temel nedeni, deneysel sonuçların Strouhal dinamik benzerliğini sağlamış olmasıdır. Deneylerde yüksek akış hızı nedeniyle Reynolds benzerliğini sağlamak zordur, diğer yandan Froude benzerliği, deneylerin tek fazda (hava) gerçekleştirilmesi nedeniyle rüzgar tüneli koşullarında gerekli değildir.

Tablo 2. 1 Doğrulama ve deney ölçekleri için benzerlik oranları

Özellik	Tanım	Doğrulama ölçeği	Deney ölçeği
L_m/L_s	Geometrik benzerlik oranı	1/50	1/350
U_m/U_s	Kinematik benzerlik oranı	1/2	1/2
f_s/f_m	Ölçek faktörü	1/25	1/175

2.5 Belirsizlik

2.5.1 Deneysel Belirsizlik

Deneysel ölçümler aynı koşullar tekrarlanarak gerçekleştirilmiştir. Ancak, elde edilen sonuçlar arasında farklılıklar gözlemlenebilmektedir. Deneysel koşullar aynı olmasına rağmen ortaya çıkan bu durum, ölçüm cihazlarının belirsizlikleri, çevresel değişkenler (hava sıcaklığı, nem vb.) gibi nedenlerden kaynaklanmaktadır. Bu sebeplerle, elde edilen deneysel verilerin belirsizliğinin hesaplanması gerekmektedir.

İstatistiksel açıdan bakıldığında, standart sapma, bir değişkenin değerlerinin ortalama değerinden ne kadar saptığını ölçen bir göstergedir. Düşük standart sapma,

veri kümesindeki değerlerin ortalamaya yakın olduğunu ifade ederken, yüksek standart sapma değerlerin geniş bir aralığa yayıldığını gösterir.

Literatürde belirsizlik analizi için iki farklı yöntem bulunmaktadır: ISO [97] ve ASME [98]. Bu tez çalışmasında belirsizlik hesaplamaları ISO standardına göre gerçekleştirilmiştir. Kullanılan yönteme bağlı olarak her iki belirsizlik türü de tercih edilmektedir. ISO belirsizliği, tekrarlı ölçümlerin belirsizliğini hesaplamak için kullanılırken, ASME belirsizliği ölçüm sürecindeki önceki deneyimler de dahil olmak üzere tüm bilgiler kullanılarak hesaplanır [99], [100].

ISO belirsizliği kullanıldığında elde edilen test sonuçlarının ortalama değeri, denklem 2.19 kullanılarak hesaplanır.

$$\bar{q} = \frac{1}{n}\sum_{k=1}^{n} q_k \tag{2.19}$$

Aynı tekrarlanabilirlik koşulları altında elde edilen "n" bağımsız ve rastgele değişen veriler için bir büyüklük olan "q"nun beklenen değerine ilişkin en iyi tahmin, aritmetik ortalama ya da diğer bir ifadeyle basit ortalamadır.

"q" büyüklüğüne ait normal olasılık dağılımını temsil eden verilerin deneysel varyansı ise şu şekilde hesaplanabilir:

$$s^2(q_k) = \frac{1}{n-1}.\sum_{j=1}^{n}\left(q_j - \bar{q}\right)^2 \tag{2.20}$$

Burada "s", varyans tahmininin karekökü ya da deneysel standart sapmadır. Bu değer, gözlemlenen "q" büyüklüğünün değişkenliğini, daha detaylı olarak ise (q_k) değerlerinin ortalama etrafındaki dağılımını karakterize eder.

$$s^2(\bar{q}) = \frac{s^2(q_k)}{n} \tag{2.21}$$

$$s(\bar{q}) = \sqrt{\frac{s^2(q_k)}{n}} \tag{2.22}$$

Toplam belirsizlik, birden fazla bağımsız belirsizlik kaynağının birleşiminden elde edilir. Her bir belirsizlik kaynağının katkısı, ilgili belirsizliğin karesinin alınarak toplam belirsizliğe katkı sağlayacak şekilde hesaplanır. Matematiksel olarak,

toplam belirsizlik U_{toplam}, her bir belirsizlik bileşeninin karesinin toplamının karekökü alınarak elde edilir:

$$U_{toplam} = \sqrt{u_1^2 + u_2^2 + \cdots + u_n^2} \tag{2.23}$$

Buradaki $u_1, u_2, \ldots, u_n$ terimleri, her bir belirsizlik kaynağını temsil eder. Bu yöntem, bağımsız belirsizlik bileşenlerinin toplam etkisini birleştirerek, ölçümün doğruluğu ve güvenilirliği hakkında daha kapsamlı bir değerlendirme yapılmasını sağlar. Her bir belirsizlik kaynağının etkisi, ilgili ölçümdeki hata payı ve çevresel koşullara bağlı olarak değişiklik gösterebilir.

Yapılmış olan her bir deney senaryosu, 10'ar tekrar ile gerçekleştirilmiş ve her bir senaryo için belirsizlik değerleri yukarıda bahsedilen yöntemle hesaplanmıştır. Daha sonra tüm senaryolar için ölçüm belirsizliği değeri 0.005064069 olarak hesaplanmış, bu değer yüzdesel olarak ifade edildiğinde %0.5064'e tekabül etmektedir.

2.5.2 Sayısal Belirsizlik

Bu tez çalışması kapsamında sayısal analizler için HAD analizlerinde, ITTC ve AIAA gibi çeşitli kurumların önerdiği ağ yakınsama indeksi (Grid Convergence Index/GCI) kullanılmıştır [101], [102]. Bu önerilen yöntemle sayısal çalışmalarda oluşan sayısal belirsizlik hesaplanabilmekte, uygun ağ yapısı ve zaman adımı seçimi kolaylaşmaktadır. Belirsizlik çalışmaları ilk olarak Richardson [1] tarafından yapılmış olup günümüzde bu konuda yapılmış olan birçok çalışma ile bu yöntemler daha ileriye getirlmiştir [103], [104]. Yöntem ile ilgili matematiksel altyapı aşağıda kısaca verilmiştir.

Ağ uzunlukları h_1, h_2, h_3 ile temsil edilirse ve $h_1 < h_2 < h_3$ ise düzeltme faktörü aşağıdaki gibidir (denklem 2.24):

$$r_{21} = \frac{h_2}{h_1}, r_{32} = \frac{h_3}{h_2} \tag{2.24}$$

Ağ uzunluklarının değişim oranı $\sqrt{2}$ olarak belirlenmiştir [83], [105], [106], [107]. Düzeltme faktörünün hesaplanmasında ağ algoritması nedeniyle ağ sayısı dikkate alınmıştır. Bu seçim, özellikle yapılandırılmamış ağ yapıları için belirsizlik analizinde büyük öneme sahiptir. Bu nedenle bu değerler farklılaştırılmıştır (denklem 2.25).

$$r_{21} = \left(\frac{N_1}{N_2}\right)^{1/3}, r_{32} = \left(\frac{N_2}{N_3}\right)^{1/3} \quad (2.25)$$

Oluşturulan ağ sayıları arasındaki fark aşağıdaki gibi hesaplanabilir (denklem 2.26):

$$\varepsilon_{21} = X_2 - X_1, \varepsilon_{32} = X_3 - X_2 \quad (2.26)$$

Burada X ifadesi belirsizlik analizi için kullanılan skaler büyüklüğü ifade etmektedir. Bu tez çalışması kapsamında ise belirsizlik analizi boyutsuz hız değerleri üzerinden yapılmıştır. Bu noktada, yakınsama durumu R aşağıdaki şekilde incelenebilir (denklem 2.27):

$$R = \frac{\varepsilon_{21}}{\varepsilon_{32}} \quad (2.27)$$

Çözüm, -1<R<0 olduğunda salınımlı bir yakınsamaya sahipken, 0<R<1 olduğunda monoton bir yakınsama gösterir.

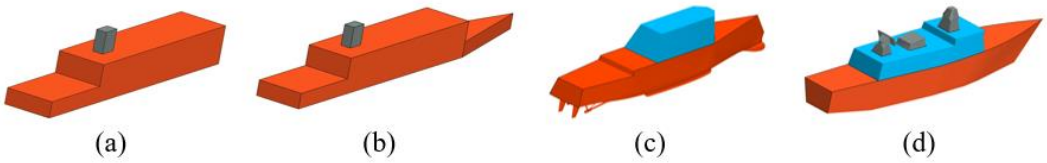
3
MODEL GEOMETRİLER VE HESAPLAMA HACMİ

3.1 Model Geometriler

Bu bölümde tez kapsamında kullanılmış olan gemi modelleri ve helikopter rotoru modeli ile ilgili bilgiler sunulmaktadır.

Bazı ülkelerin envanterinde bulunan belirli gemi türleri, örneğin Kanada Sahil Güvenlik gemileri [50], Halifax sınıfı devriye fırkateyni [108], Tejo sınıfı devriye gemileri [109] ve Çin Liaoning uçak gemisi [110] gibi modeller ulusal donanmaların özel gereksinimlerini karşılamak amacıyla incelenmiş olsa da, hava akımı çalışmaları ağırlıklı olarak uçuş güvertesine sahip tipik muharip gemiler üzerindeki hava akışını modellemek amacıyla jenerik gemi geometrileri üzerine yoğunlaşmıştır. Jenerik geometriler, genel aerodinamik bilgiye ulaşmayı mümkün kıldığı için tercih edilmektedir. Bu tür gemi modelleri geometrik olarak basit olup detay içermediğinden, sayısal analizler açısından çalışılması kolaydır. Literatürde yaygın olarak kullanılan jenerik gemi geometrileri arasında Simple Frigate Shape (SFS) [111], gelişmiş versiyonu SFS2 [112], [113], Office of Naval Research Tumblehome (ONRT) ve Kuzey Atlantik Antlaşması Örgütü (NATO) tarafından önerilen NATO-GD [86], [96], [114], [115], [116] bulunmaktadır. Bu geometriler arasında SFS en basit form olup, özellikle uçuş güvertesi üzerindeki hava akımı çalışmalarında yaygın olarak kullanılmıştır. Ancak SFS modeli baş kısmı içermediğinden, baş kısmı eklenerek SFS2 modeli geliştirilmiş ve böylece gemi pruvası üzerindeki rüzgâr akışlarının incelenmesine olanak sağlanmıştır. ONRT, ABD Donanması için özel olarak tasarlanmış Zumwalt sınıfı bir muhripi temsil etmektedir [96], [117]. Bununla birlikte, bu tür jenerik modellerin formu modern

askeri gemi tasarımları ile tam olarak örtüşmediğinden, NATO Uygulamalı Araç Teknolojisi Grubu (Applied Vehicle Technology Group) tarafından NATO-GD adı verilen yeni bir jenerik muharip gemi modeli önerilmiştir. SFS ve SFS2 gibi jenerik geometrilerden farklı olarak, NATO-GD modeli modern bir yüzey muhrip gemisinin genel formuna daha yakın olup, belirli bir gemi sınıfını temsil etmemekle birlikte direk, radar, su altı formu gibi modern savaş gemilerinde bulunan çeşitli bileşenleri içermektedir. Bu yönüyle, hidrodinamik ve aerodinamik araştırmalarda daha gerçekçi sonuçlar elde edilmesini sağlaması beklenmektedir. Yaygın olarak kullanılan bu jenerik gemi geometrilerinin karşılaştırmalı Şekil 3.1'de verilmiştir.

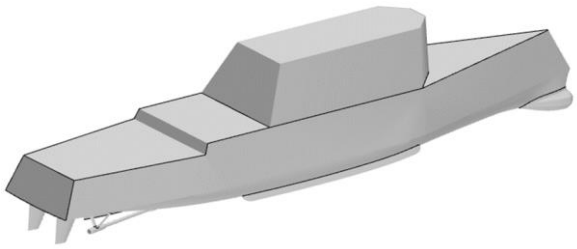


Şekil 3.1 Literatürde yer alan gemi aerodinamiği konusunda kullanılan geometriler, a) SFS, b) SFS2, c) ONRT ve d) NATO-GD.

NATO 315 (AVT-315) araştırma grubu tarafından modern gemi tasarımlarına yönelik ortak çalışmalar için NATO-GD gemi geometrisinin tanıtılması, daha önce kullanılan SFS ve SFS2 geometrileriyle karşılaştırmalı analizlere yön veren bazı araştırmacılar tarafından incelenmiştir. Modern bir savaş gemisini daha iyi temsil etmesi nedeniyle, NATO-GD hava akımının türbülans yoğunluğunun SFS2 hava akımına kıyasla daha yüksek olduğu bulunmuş ve bu durum, NATO-GD hava akımının SFS2'ye göre daha zorlu bir uçuş ortamı oluşturduğunu ortaya koymuştur [118].

3.1.1 ONRT (Office of Naval Research Tumblehome) Geometrisi

Bu tez çalışması kapsamında güncel yayınlarda da sıklıkla kullanılan bir kıyaslama geometrisi olan ONRT modelinin ölçek etkisi yönünden aerodinamik araştırması yapılmıştır. Bu model fırkateyn, ONR (Office of Naval Research) tarafından tasarlanmış olan Zumwalt Sınıfı ABD donanması muhrip gemisi DTMB 5613'ün ön tasarımıdır. Gemi, büyük bir üst yapıya ve içeri eğimli borda gövde tasarımına sahiptir [114]. Modelin 3 boyutlu perspektif görünümü Şekil 3.2'de verilmiştir.



Şekil 3.2 ONRT modelinin perspektif görünüşü

Geminin karakteristik özellikleri çalışma sırasında kullanılan ölçekler ve tam ölçek olmak üzere Tablo 3.1'de sunulmuştur. Bu aşamada literatürde deney verileri bulunan 1/48.935 ölçeğinde analizler yapılmış olup ölçek etkisinin incelenmesi amacıyla ikinci bir ölçek olarak 1/77 ölçeği ile analizler tekrarlanmıştır. Analiz sonuçları ile ilgili detaylar sayısal analizler bölümünde sunulmuştur.

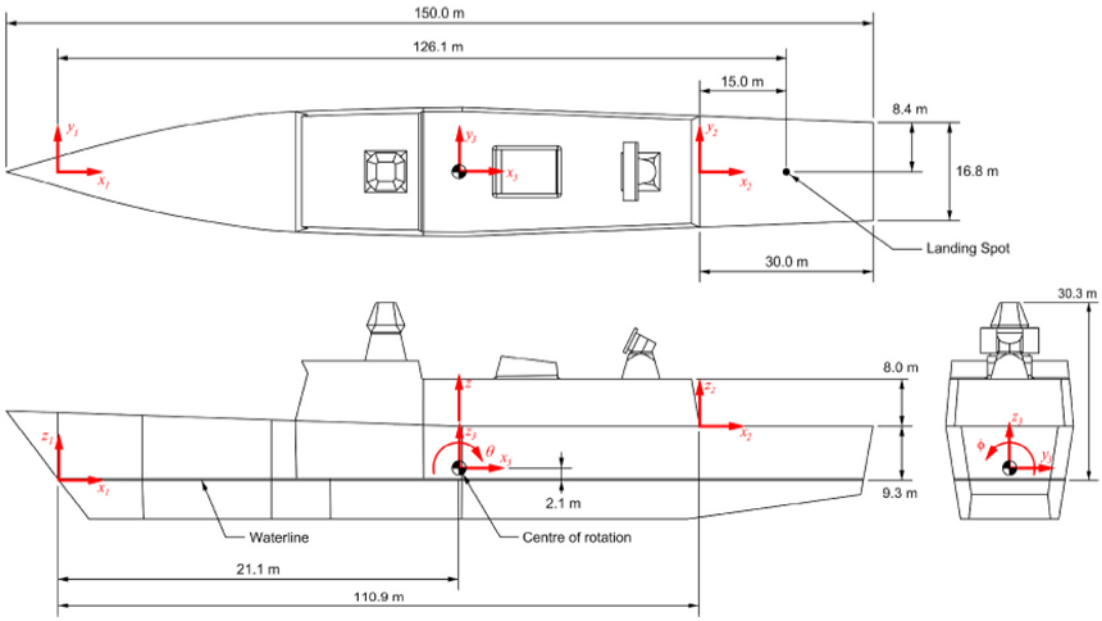
Tablo 3.1 ONRT gemisinin ana boyutları

Özellik	Tanım	Gerçek	Model 1	Model 2
λ	Ölçek	1	48.935	77
L_{WL} (m)	Su hattı boyu	154.0	3.147	2.0
B_{WL} (m)	Su hattı genişliği	18.78	0.384	0.244
T (m)	Draft	5.494	0.112	0.071
Δ	Deplasman	8507 ton	72.6 kg	18.64 kg
C_B	Blok Katsayısı	0.535	0.535	0.535

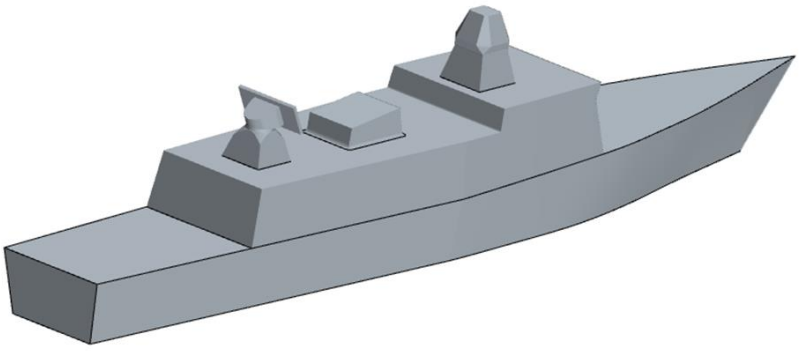
3.1.2 NATO-GD Geometrisi

Bu tez çalışması kapsamında, gemi ve özellikle uçuş güvertesi üzerindeki türbülanslı hava akışı ve baskın frekansların etkilerini güvenli helikopter iniş-kalkışı açısından incelemek amacıyla NATO-Jenerik Muhribi (NATO-Generic Destroyer) modeli tercih edilmiştir. NATO-GD, literatürde geniş kabul gören, geçerliliği kanıtlanmış ve birçok çalışmada referans olarak kullanılan bir kıyaslama modelidir. Modelin seçilme sebebi, hem hidrodinamik hem de aerodinamik çalışmalarda kullanılabilecek kadar gerçek savaş gemilerine yakın bir geometriye sahip olmasıdır. NATO-GD, türbülanslı akışlar, hava yapı etkileşimleri ve helikopter-gemi etkileşimleri gibi aerodinamik simülasyonlarda yüksek doğrulukla sonuç veren ve sağlayan bir yapı sunar. Ayrıca, bu modelin geometrik yapısı diğer karmaşık modellerle kıyaslandığında daha gerçekçi hale getirilmiştir. NATO-GD,

helikopter güvertesi üzerindeki hava akımı karakteristiklerinin incelenmesi için uygun bir platform sunmakta olup, helikopter iniş pisti üzerindeki hava akımı yapılarının değerlendirilmesi ve helikopter güvenliği açısından önemli parametrelerin analizine olanak tanımaktadır. Bunun yanı sıra, modelin literatürde yaygın olarak kullanılmaması ve önceki çalışmalarda elde edilen sonuçlarla karşılaştırma imkanı sunması, çalışmanın gerçek gemilere uygulanabilirliği açısından değerini artırmaktadır. Bu nedenlerle NATO-GD modeli, bu çalışmanın amacı doğrultusunda en uygun geometri olarak değerlendirilmiş ve seçilmiştir. Modelin temel boyutları Şekil 3. 3'te perspektif görünüşü ise Şekil 3.4'te gösterilmiştir. Geminin karakteristik özellikleri çalışma sırasında kullanılan ölçekler ve tam ölçek olmak üzere Tablo 3.2'de sunulmuştur.



Şekil 3. 3 NATO-GD Jenerik Gemisinin Temel Boyutları



Şekil 3.4 NATO-GD gemisi perspektif görünüşü

Tablo 3.2 NATO-GD gemisinin ana boyutları

Özellik	Tanım	Gerçek	Model 1	Model 2
λ	Ölçek	1	50	350
L_{WL} (m)	Su hattı boyu	150	3	0.4285
B_{WL} (m)	Su hattı genişliği	16.8	0.336	0.048
Δ	Deplasman	6167	0.0493	0.0031

3.1.3 Rotor Geometrisi

Bu tez çalışması kapsamında, geminin uçuş güvertesi üzerine yerleştirilen bir helikopter rotorunun aerodinamik etkilerini incelemek amacıyla sanal disk modeli kullanılmıştır. NASA'nın raporunda sunulan rotor geometrisi ve karakteristik değerler kullanılarak, rotorun gemi üzerindeki etkisi detaylı bir şekilde analiz edilmiştir [76]. Rotorun boyutları, kanat profili özellikleri ve dönüş hızı gibi kritik parametreler sanal disk modellemesine entegre edilmiştir. Tablo 3.3'te, analizlerde kullanılan rotor için rapordan alınan karakteristik parametreler sunulmaktadır.

Tablo 3.3 Helikopter rotoru parametreleri

Özellik	Gerçek	Model
Ölçek	1	1/350
Çap (m)	16.36	0.04674
Dönme sayısı (devir/dk)	258	45150
Kolektif hücum açısı	7.7°	
Kanat sayısı	4	
Rotor yoğunluğu (solidity)	0.098	

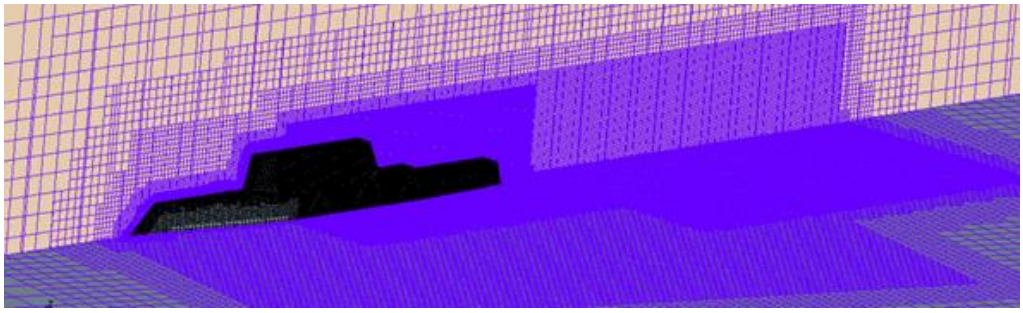
3.2 Hesaplama Alanı ve Ağ Yapısı

Bu tez kapsamında farklı gemi modelleri için hesaplama hacmi ve sınır koşulları dikkatle belirlenerek, analiz sonuçlarının doğruluğu ve güvenilirliği sağlanmıştır. Çalışma süresince, hem ONRT hem de NATO-GD gemi modelleri için ayrı ayrı hesaplama hacmi ve sınır koşulları oluşturulmuştur. İki farklı gemi modeli kullanmak, yalnızca belirli bir gemi geometrisine bağlı kalmaksızın elde edilen sonuçların genelleştirilebilmesi ve farklı ölçekteki modellerin davranışlarının analiz edilmesi açısından önemli bir katkı sunmaktadır.

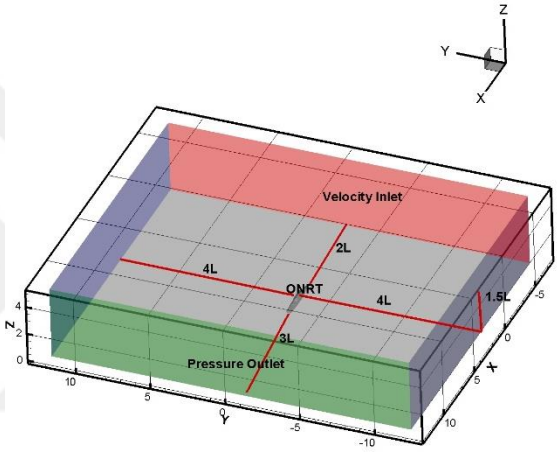
Bu bölümde, her iki gemi modeli için tanımlanan hesaplama hacmi ve sınır koşullarının oluşturulma süreci detaylandırılacaktır. Kullanılan sayısal yöntemler ve sınır koşulları, her iki modelin farklı geometrik özellikleri ve hidrodinamik davranışları göz önünde bulundurularak optimize edilmiştir. Bu sayede, gemi geometrisinin akış özelliklerine etkisi ve akışın model sınırlarında gösterdiği davranışların detaylı bir şekilde analiz edilmesi amaçlanmıştır. Farklı gemi modelleri kullanılarak gerçekleştirilen bu kapsamlı çalışma, yalnızca tek bir gemi tipi için elde edilen verilerin doğruluğunu sağlamanın ötesine geçerek, benzer geometrilere sahip diğer gemiler için de geçerlilik sağlamaktadır. Bu yöntemle, hesaplama hacmi ve sınır koşullarının seçiminin, model ölçekleri ve gemi üzerindeki akışın doğruluğu üzerindeki etkisi değerlendirilmiş ve sonuçların genel uygulanabilirliği gösterilmiştir.

ONRT gemisi için gerçekleştirilmiş olan sayısal analizler için hesaplama alanı, serbest yüzey etkilerini göz ardı edecek şekilde, rüzgar tüneli deney koşullarına benzer olarak oluşturulmuştur. Böylelikle, sayısal ve deneysel çalışmaların sonuçlarının karşılaştırılmıştır. Hesaplama alanı, dikdörtgensel ağ algoritması kullanılarak sonlu altıgen hacim elemanları ile ayrıklaştırılmıştır ve gemi üst yapısı ile uçuş güvertesi etrafındaki karmaşık akış yapılarını daha iyi çözmek amacıyla yerel ağ iyileştirmeleri yapılmıştır. Sınır tabakası akışını doğru bir şekilde modelleyebilmek için gövde üzerinde prizma katmanları oluşturulmuştur. Bu amaçla gövde üzerindeki y+ değeri 30 ile 100 arasında tutulmuş, yerel bölgelerde ise 1’den küçük olacak şekilde sınırlandırılmıştır. Hesaplama alanında uygulanan sınır koşulları ve ağ yapısı, Şekil 3.5 ve Şekil 3.6'da sunulmuştur. ONRT gemisi yüzeyleri ve taban yüzeyi kaymaz çeper olarak tanımlanırken, çıkış yüzeyi basınç

çıkışı olarak belirlenmiştir. Diğer yüzeyler, giriş, üst ve yan yüzeyler de dahil olmak üzere, hız girişi olarak ayarlanmıştır.

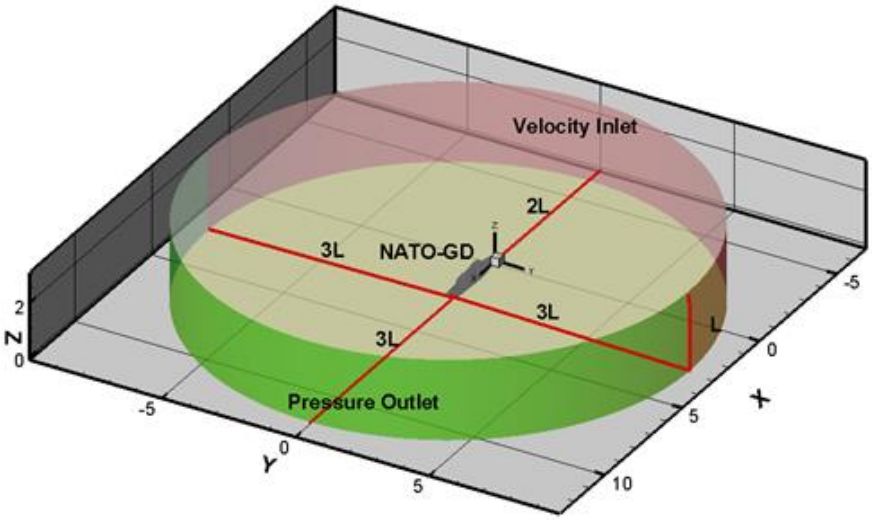


Şekil 3.5 ONRT gemisi için kullanılan ağ yapısı



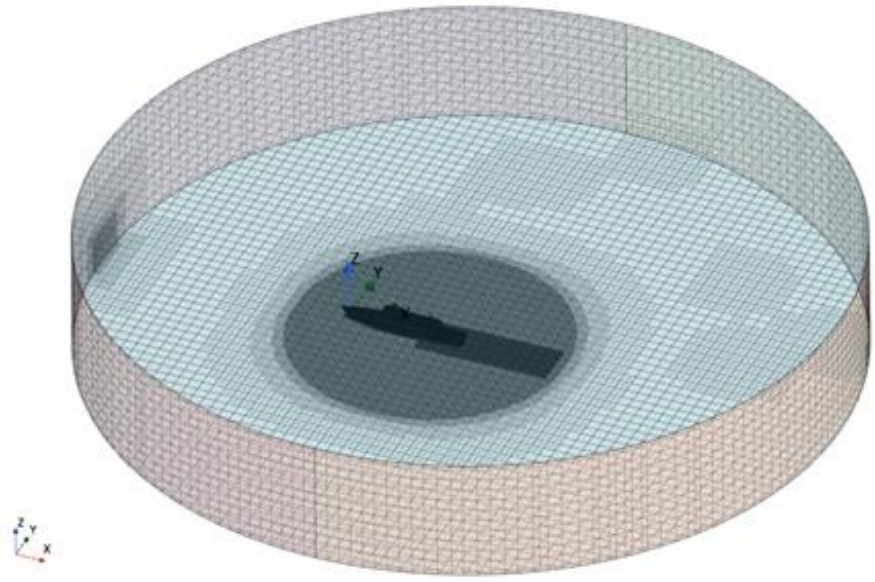
Şekil 3.6 ONRT için kullanılan hesaplama hacmi ve sınır koşulları

NATO-GD gemi modeli kullanılarak gerçekleştirilmiş olan çalışmalar için gemi üst yapısı hava ortamında modellenmiş ve rüzgar tüneli deneylerine benzer şekilde, gemi etrafındaki akışı etkileyen değişkenler incelenmiştir. Bu model için yapılan HAD çalışmaları sonlu hacimler yöntemi ile gerçekleştirilmiştir. Ağ elemanları oluşturulmadan önce Thornhill vd. önerdiği şekilde silindirik bir hesaplama alanı kullanılmıştır [60]. Giriş yüzeyi ve üst yüzey hız girişi olarak tanımlanırken, çıkış yüzeyi basınç çıkışı olarak tanımlanmıştır. Tabandaki yüzey ve gemi modeli Şekil 3.7'de gösterildiği gibi kayma olmaksızın duvar sınır koşulu olarak tanımlanmıştır. Burada L geminin toplam uzunluğunu ifade ederken, boyutlar metre cinsinden verilmiştir.

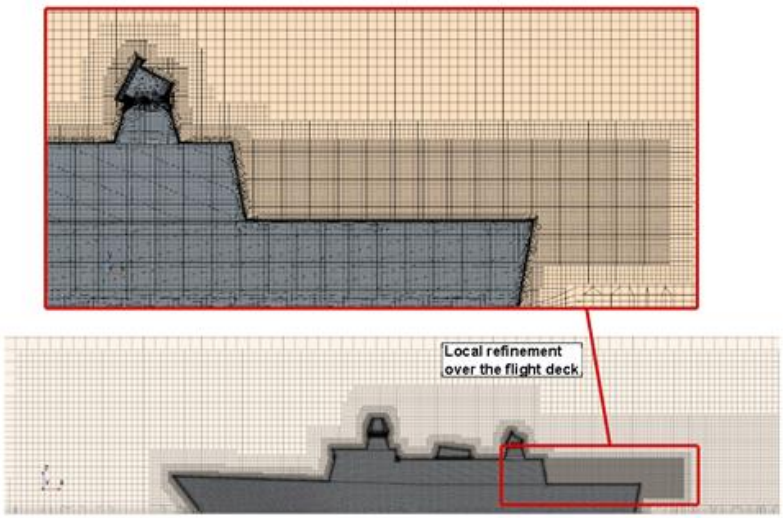


Şekil 3.7 NATO-GD gemisi için hesaplama alanı ve sınır koşulları

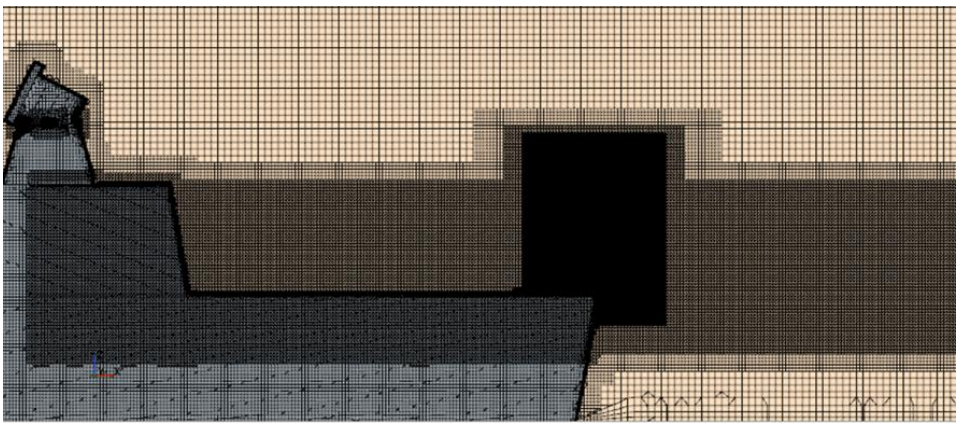
Sayısal çalışmalar Siemens PLM Star CCM+ ticari HAD yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. URANS simülasyonu, SST k-ω ve SST k-ω tabanlı DES yöntemleri, sonlu hacim yöntemiyle çözülmüştür. NATO-GD modeli, rüzgar tüneli koşullarına benzer şekilde bir hesaplama alanına yerleştirilmiş olup serbest yüzey etkileri ihmal edilmiştir. Hesaplama alanı, sonlu hegzagonal hacim elemanları ile ayrıklaştırılarak trimmer mesh algoritması uygulanmıştır. Gemi üstyapısı ve uçuş güvertesi çevresinde yerel ağ iyileştirmeleri yapılmıştır. Sınır tabaka akışını doğru bir şekilde modellemek için prizma katmanları kullanılmıştır. Gemi yüzeyi üzerindeki y^+ değerleri 30'un altında tutulmuştur. Yerel ağ iyileştirmeleriyle, uçuş güvertesi üzerindeki yerel y^+ değerleri 1'in altında tutulmuştur. Şekil 3.8'de hesaplama alanına uygulanan silindirik hesaplama alanı gösterilmektedir. Şekil 3. 9'da ise NATO-GD için bölgesel ağ yapısı gösterilmektedir. Şekil 3. 10 ise NATO-GD gemisi için rotor etkisinin incelendiği durumdaki ağ yapısı gösterilmektedir.



Şekil 3.8 NATO-GD için genel ağ yapısı

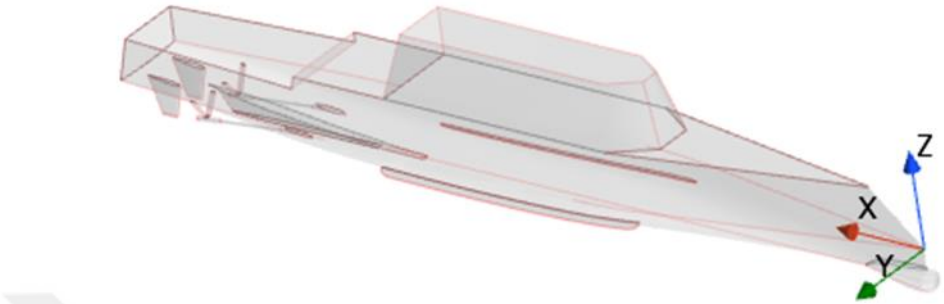


Şekil 3. 9 NATO-GD için bölgesel ağ yapısı

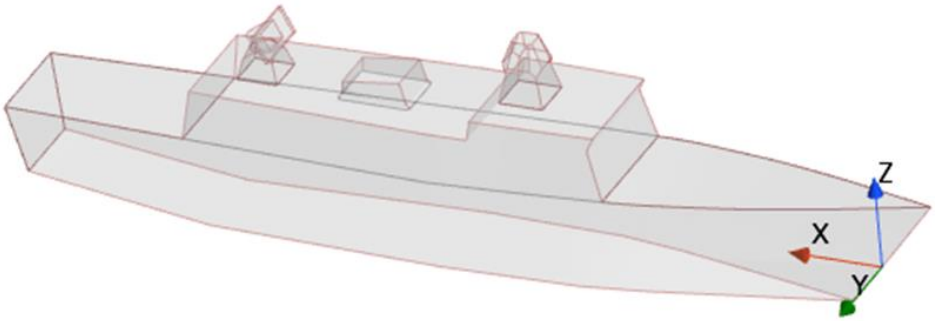


Şekil 3. 10 NATO-GD için rotor etkisinin incelendiği durumdaki ağ yapısı

ONRT ve NATO-GD modelleri için yapılan çalışmalarda kullanılan eksen takımları ve orjin konumları sırasıyla Şekil 3. 11 ve Şekil 3. 12'de gösterilmiştir. Her iki gemi için orjin noktası baş bodoslamanın su hattını kestiği noktadadır. ONRT gemisi için 180° baştan gelen rüzgar durumunu ifade ederken NATO-GD gemisi için 0° baştan gelen rüzgar koşulunu ifade etmektedir.



Şekil 3. 11 ONRT gemisi için kullanılan eksen takımı



Şekil 3. 12 NATO-GD gemisi için kullanılan eksen takımı

3.3 Evrensel Duvar Yasası

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği uygulamalarında y^+ değeri duvar yakınında oluşturulan ağ yapısının hassasiyetini ve akışın özelliklerine olan uyumunu değerlendirmek için kullanılan boyutsuz bir sayıdır. Başka bir ifade ile, y^+ değeri türbülanslı akışın modellenmesi sırasında duvar bölgesindeki akış çözünürlüğünü tanımlayan bir ölçüttür. Bu değer, özellikle duvar fonksiyonlarının kullanıldığı SST k-ω gibi türbülans modellerinde önemli bir rol oynar. Genellikle y^+ değeri, bir yüzeyin yakınındaki ilk hücre yüksekliğinin ve akış hızının bir fonksiyonudur [84], [119]. y^+ ile ilgili bağıntı denklem 3.1'de ifade edilmiştir.

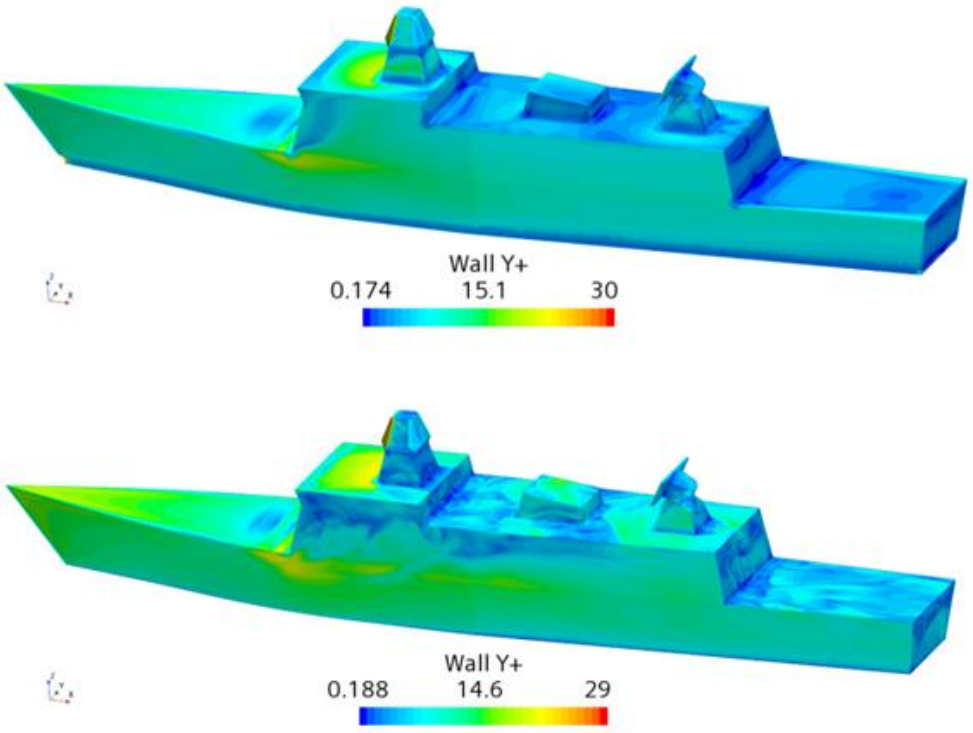
$$y^+ = \frac{U_T y}{\nu} \tag{3.1}$$

y^+ değerinin uygun aralıkta olmaması yapılan çözümün doğruluğunu etkileyebilir ve bu durum duvar bölgesinde oluşan akış karakteristiklerinin (örneğin, duvar aerodinamik kuvvetleri, basınç dağılımları vs.) hatalı tahmin edilmesine sebep olabilir. Bu sebeplerden ötürü y^+ değerinin dikkatli bir şekilde kontrol edilerek sayısal analizlerin tamamlanması önem arz etmektedir.

y^+ değeri farklı türbülans modelleri ve uygulama tipine göre değişkenlik göstermektedir. Yüksek y+ değerleri ($y^+ > 30$), duvar fonksiyonlarının kullanıldığı durumlarda uygundur. Bu yaklaşımda, duvar bölgesi detaylı olarak çözülmez, bunun yerine duvar fonksiyonları yardımıyla duvar yakınındaki akış yaklaşık olarak modellenir. Duvar gerilmeleri ve sınır tabakası etkileri bu fonksiyonlar ile hesaplanır ve bu sayede hesaplama maliyeti önemli ölçüde azalır. Ancak bu durumda viskoz alt tabakanın çözülmesi ihmal edilir. Düşük y^+ değerleri ($y^+ < 1$) ise duvar bölgesinin doğrudan çözülmesi gereken LES yöntemlerinde kullanılır. Bu durumda viskoz alt tabaka detaylı olarak çözümlenir ve duvara yakın akışın hassas bir şekilde modellenmesi sağlanır. Özellikle yüksek doğruluk gerektiren simülasyonlar için bu yaklaşım tercih edilir. Orta y^+ değerleri ($1 < y^+ < 30$) ise kararsız bir bölge olarak kabul edilir. Bu bölgede hem duvar fonksiyonları hem de viskoz tabakanın doğrudan çözülmesi için yeterli çözünürlük sağlanamayabilir, bu da çözümlerde hatalara ve doğruluk kayıplarına neden olabilir. Bu yüzden bu aralığın dışında kalmak genellikle daha güvenilir sonuçlar elde edilmesi için önerilir. Bu sebeple y^+ değeri DES simülasyonlarında önemli bir rol oynamaktadır.

DES yöntemi, duvar yakınlarındaki RANS bölgesinde genellikle $y^+ < 1$ olacak şekilde çözünürlük gerektirir. Bu sayede sınır tabaka detaylı bir şekilde modellenebilir ve viskoz tabaka etkileri doğru bir şekilde hesaplanabilir. Bu bölgeye yakın hesaplamalar, klasik RANS yöntemleriyle benzer şekilde ele alınır ve yüksek hassasiyet sağlar. DES'in serbest akış bölgesinde ise y^+ değerinin daha büyük olmasına izin verilebilir, çünkü bu bölgedeki türbülans yapıları LES yönteminin girdap çözme kapasitesine dayanır. Böylece DES, hem duvar yakınlarındaki RANS çözümleme bölgesinde hem de serbest akış LES bölgesinde geçişi sağlayarak karmaşık akış yapılarının detaylı bir şekilde simülasyonunu mümkün kılar.

Şekil 3.13'te, NATO-GD gemisi için elde edilen y^+ değerleri hem URANS hem de DES türbülans yöntemleri kullanılarak sunulmuştur. Çalışmada, her iki türbülans yönteminin de duvar yakınlarındaki akış özelliklerini nasıl temsil ettiğini analiz etmek amacıyla detaylı bir ağ iyileştirme süreci gerçekleştirilmiştir. Bu doğrultuda, DES yöntemi için yapılan ağ yapısı iyileştirmeleri, özellikle y^+ değerlerinin daha düşük ve homojen bir dağılıma sahip olmasını sağlamıştır. DES yönteminde, duvar bölgelerinde daha yüksek çözünürlük gerektirdiğinden, yapılan ağ iyileştirmeleri viskoz alt tabakanın çözülmesini kolaylaştırmış ve sınır tabaka üzerindeki akış özelliklerinin daha doğru bir şekilde hesaplanmasına imkan tanımıştır. Şekil 3.13'te görüldüğü üzere, URANS yöntemi, duvar fonksiyonları kullanarak belirli bir y^+ aralığında sabit bir çözüm elde ederken, DES yöntemi için uygulanan daha ince ağ yapısı sayesinde, y^+ değerlerinde önemli bir iyileşme sağlanmış ve bu sayede türbülans yönteminin doğruluğu artırılmıştır. Özellikle DES yöntemi için elde edilen sonuçlar, duvar yakını bölgelerde akış özelliklerinin daha hassas bir şekilde çözüldüğünü ve türbülanslı akış yapılarına dair daha yüksek doğrulukla bilgi elde edildiğini göstermektedir. Bu durum, DES yönteminin, URANS'a kıyasla daha karmaşık akış yapılarını temsil etme kapasitesini ortaya koymakta ve yapılan mesh iyileştirmelerinin y^+ değerleri üzerindeki olumlu etkisini doğrulamaktadır.



Şekil 3.13 NATO-GD için URANS (üstte) ve DES (altta) yöntemi için y^+ dağılımı

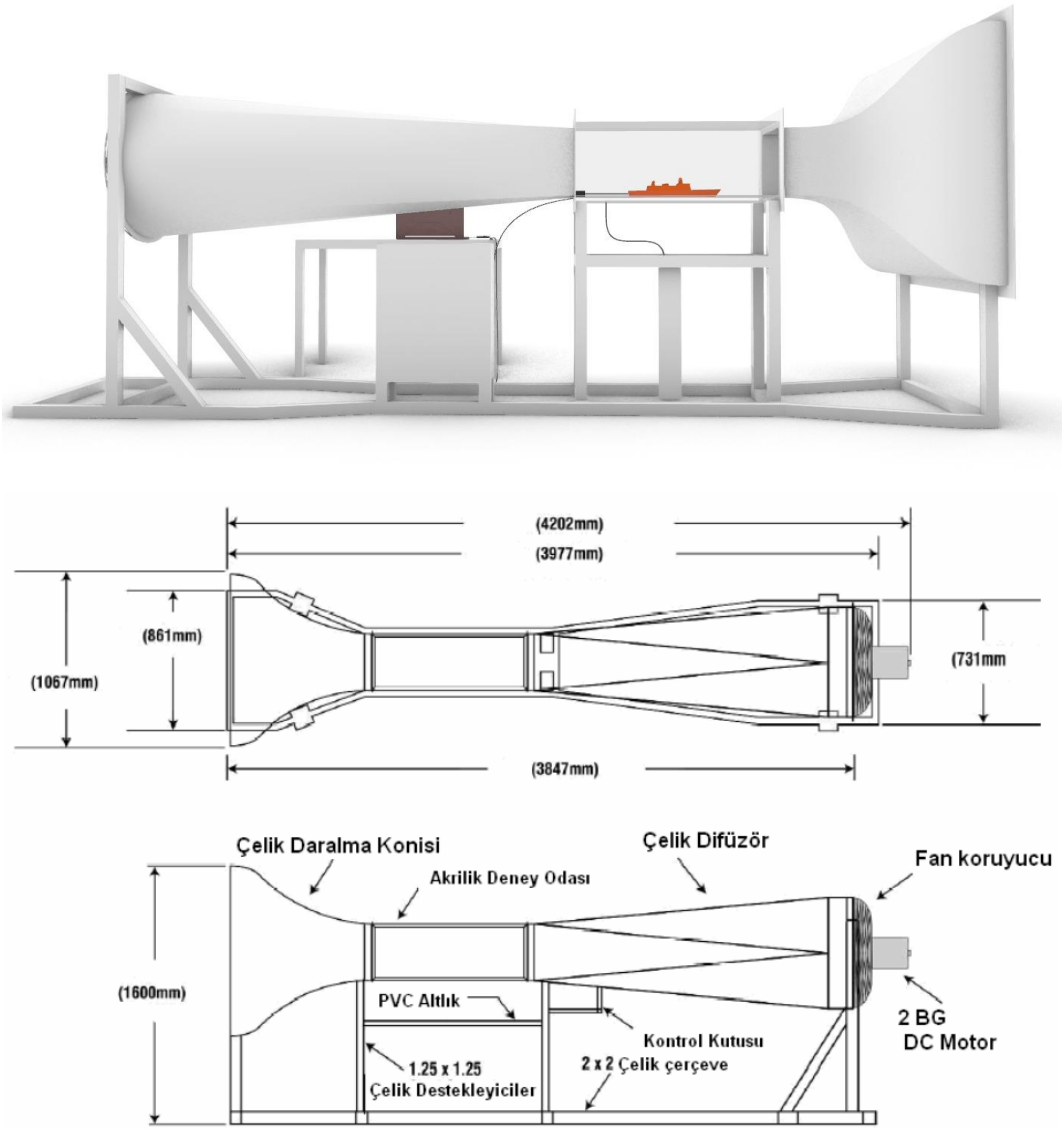
4
DENEYSEL ÇALIŞMALAR

4.1 Deneysel Kurulum

Rüzgar tüneli testleri, özellikle gemi aerodinamiği gibi karmaşık akış alanlarının anlaşılması ve incelenmesi açısından kritik bir yere sahiptir. Bu çalışmalar sayısal çalışmalara ek olarak deneysel veriler sunarak gemi aerodinamiğinin ve gemiye etkiyen rüzgar kuvvetlerinin daha iyi şekilde değerlendirilebilmesini sağlar. Gemi aerodinamiği çalışmaları sırasında, modelleme, benzerlik kuralları, blokaj etkisi ve ölçüm yöntemleri gibi çeşitli parametrelerin dikkatli bir şekilde ele alınması gerekmektedir. Tezin bu bölümünde, öncelikle rüzgar tüneli deneylerinin gerçekleştirilme süreci, kullanılan ekipmanlar ve deneysel koşullar detaylandırılacaktır.

4.1.1 Ses Altı Rüzgar Tüneli

Deneysel çalışmada kullanılan FLOTEK marka rüzgar tüneli, 305 mm x 305 mm x 914 mm boyutlarındaki test kesidi ile gemi aerodinamiği üzerine yapılan testlerde önemli bir araçtır. Tünele hava, giriş konisinden emilerek fan yardımıyla çekilir ve fanı çalıştıran motor, değişken hızlı 2 beygir gücündeki Baldor motorudur. Giriş kısmında kullanılan plastik bal peteği, havanın düzgün bir şekilde dağılmasını sağlarken, 10:1 yükseklik/genişlik oranına sahiptir. Havanın giriş konisinin 1067 mm x 1067 mm ölçülerindeki kesitinden geçerken karşılaştığı 12:1 daralma oranı, havanın hızında düzgün bir artışa olanak tanıyarak düşük türbülans seviyesinde test kesitine giriş yapmasını sağlar. Bu düzgün akış, ters basınç gradyanlarının önlenmesi ve sınır tabaka ayrılmalarının oluşmaması açısından önemlidir. FLOTEK rüzgar tüneli, 11 adet çelik parça üzerine monte edilmiştir ve tünelin ana boyutları deney koşullarında optimum sonuç elde etmek için dikkatle tasarlanmıştır [120]. Söz konusu tünelin 3 boyutlu resmi ve temel ölçüleri Şekil 4. 1'de verilmiştir.



Şekil 4. 1 Flotek rüzgar tünelinin 3 boyutlu çizimi (üstte), ana boyutları (altta)

4.1.2 Kuvvet Ölçer

Bu tez çalışması kapsamında, düşük kapasiteli kuvvet ölçümleri için Interface firmasının Ulc Ultra-Düşük Kapasiteli Yük Hücresi kullanılmıştır. Cihaz, özellikle küçük kuvvetlerin yüksek doğrulukla ölçülmesi için tasarlanmış olup, alüminyum yapısı ve kompakt tasarımı Şekil 4. 2'de gösterilmiştir.



Şekil 4. 2 Kuvvet ölçer

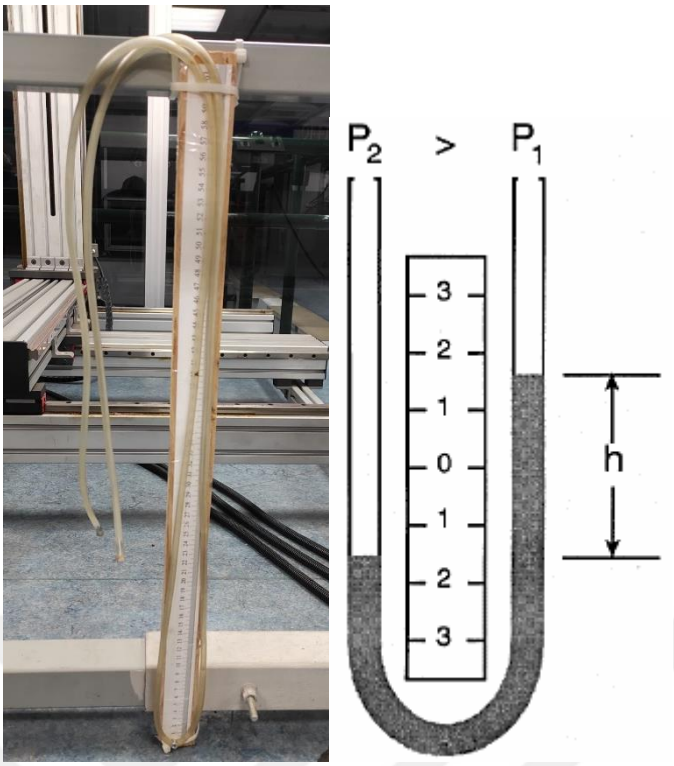
Aşırı yük koruma özelliği sayesinde hassasiyeti artırılmıştır. USB tabanlı 5 VDC besleme ile çalışmakta olup, özellikle hassas bileşenlerin kuvvet ölçümleri gibi uygulamalarda tercih edilmektedir. Kullanılan yük hücresinin teknik özellikleri, düşük kapasite ölçümünde stabil sonuçlar elde edilmesini sağlamıştır. Bahsi geçen kuvvet ölçerin teknik özellikleri Tablo 4. 1'de verilmiştir.

Tablo 4. 1 Kuvvet ölçerin teknik özellikleri

Özellik	Değer
Kapasite	0.1 N – 2 N
Hassasiyet	±0.05
Belirsizlik	±0.05
Çalışma Sıcaklığı	-10 °C – 45 °C

4.1.3 U tipi Manometre

Rüzgar tüneli testlerinde akış hızını belirlemek için, tarafımca tasarlanıp hazırlanan bir U tipi manometre kullanılmıştır. Şekil 4. 3'te görüldüğü üzere, bu manometre, içi saf su dolu esnek bir plastik borudan oluşmaktadır ve iki ucu açık yapıdadır. Borunun uçları, pitot tüpünün toplam ve statik basınç deliklerine bağlanmıştır.



Şekil 4. 3 U tipi manometre

Pitot tüpü, akış içerisindeki toplam ve statik basınçları ölçmek amacıyla kullanılmıştır. Akışın toplam ve statik basınçları arasındaki fark, manometrede sıvı seviyelerinde bir yükseklik farkı olarak gözlemlenmiştir. Bu yükseklik farkı, Bernoulli prensibine dayanarak akış hızının belirlenmesinde kullanılmıştır.

Tarafımdan özel olarak tasarlanan bu basit ve düşük maliyetli manometre, ölçümlerde güvenilir sonuçlar sağlamış ve deneysel çalışmalara katkıda bulunmuştur.

4.1.4 Gemi Modeli ve Blokaj Etkisi

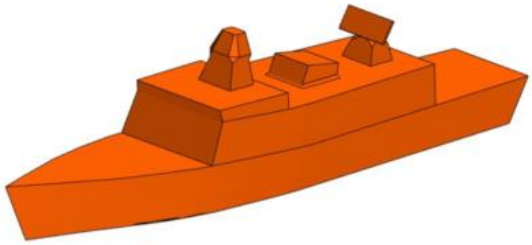
Blokaj etkisi, rüzgar tüneli deneylerinde kullanılan modelin boyutlarının, rüzgar tünelinin test kesiti ile kıyaslandığında büyük olması durumunda, tünel duvarları ve model etrafındaki akış karakteristiğinin bozulmasına yol açan bir problemdir. Bu etki, modelin tünel kesitinde büyük bir yer kaplaması sonucu, akış hızının ve basınç dağılımlarının gerçekte olduğundan farklı bir şekilde oluşmasına neden olur. Bu durum, elde edilen deneysel verilerin doğruluğunu azaltır ve gerçek ölçekteki sonuçlara doğrudan uyarlanmasını zorlaştırır.

Blokaj etkisi, genellikle geometrik blokaj, duvar blokajı ve yer blokajı olmak üzere üç temel türde incelenir. Geometrik blokaj, modelin kesit alanının rüzgar tüneli kesit alanına oranının büyüklüğünden kaynaklanır. Duvar blokajı ise modelin yan duvarlarla olan etkileşimini ifade eder ve bu durumda yan duvarlar akışın doğal yapısını bozarak sonuçları etkiler. Yer blokajı ise genellikle kara veya deniz araçlarının yere yakın konumlandırıldığı testlerde ortaya çıkar ve zemine yakın akış alanında, model çevresinde basınç gradyanlarının bozulmasına neden olur.

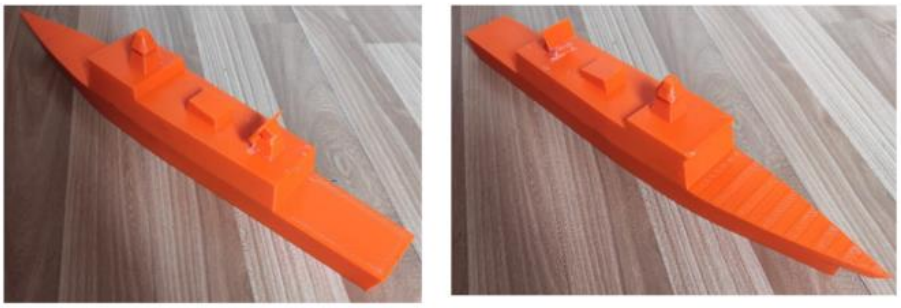
Blokaj etkisi, modelin tünel kesitine oranla %5'ten fazla yer kapladığı durumlarda önemli hale gelir ve düzeltme yapılmazsa ölçülen direnç, kaldırma ve basınç değerlerinde sapmalara neden olabilir. Bu sapmalar, genellikle akış hızının model çevresinde daha fazla artması ve bu hız artışının basınç dağılımını değiştirmesi ile kendini gösterir. Ayrıca, bu etki sınır tabakada oluşan ayrılmaları etkileyebilir ve türbülanslı yapıların yanlış hesaplanmasına yol açabilir [121].

Tez çalışması kapsamında kullanılan rüzgar tünelinin boyut ve özellikleri ilgili bölümde açıklanmıştır. Mevcut tünelde kullanılacak model geometrisi blokaj etkileri de göz önünde bulundurularak en fazla 1/350 geometrik ölçek ile üretilebilmiştir. Bu ölçekte kullanılan gemi modeli ile rüzgarın ancak baştan (Wind Over Deck, WOD=0°) ve kıçtan WOD=180° gelmesi halinde kuvvet ölçümü yapılabilmektedir. WOD=0° ve 180° hariç, modele farklı açılarda etkiyen rüzgar yüklerinin bulunması deneysel çalışmalarda mümkün olmadığından dolayı diğer açılardaki aerodinamik kuvvet ve hız dağılımlarının belirlenmesi için HAD metodu kullanılmıştır.

Ölçüleri bilinen geometrinin üç-boyutlu bir modeli *Rhinoceros 3D* yazılımı vasıtasıyla elde edildikten sonra RT test kesiti ölçüleri dikkate alınarak 1/350 geometrik ölçekte olacak şekilde üç-boyutlu yazıcı kullanılarak elde edilmiştir (Şekil 4. 4).



(a)



(b)

Şekil 4. 4 Deneysel çalışmalarda kullanılan 1/350 geometrik ölçekli NATO-GD jenerik muhrip modelinin a) CAD ve b) 3D yazıcı çıktı görüntüleri

4.1.5 Atmosferik Sınır Tabaka (AST) Üreteci

Konuyla ilgili çoğu deneysel ve sayısal çalışmalarda model üzerine gönderilen havanın üniform olduğu varsayımı yapılmış ise de [28], gerçekte havanın atmosferik sınır tabaka (AST) denilen bir hız profiline sahip olarak gemiye etkidiği bilinmektedir [59]. Bu nedenle, gemi aerodinamiği ile ilgili çalışmaların doğru bir şekilde yürütülebilmesi için AST'nin dikkate alınması gerekmektedir. Rüzgar tüneli testlerinde AST oluşturabilmek amacıyla eliptik veya üçgen kesitli kamalar, daire kesitli çubuklar ve ızgara gibi bir takım tekniklere başvurulmuş ise de bunlar arasında Cowdrey çubuklarının tipik bir AST'daki hız gradyenlerini sağlamada oldukça iyi sonuçlar verdiği raporlanmıştır [41], [59].

Askeri gemi aerodinamiği ile ilgili deneysel ve sayısal çalışmalarda üniform akış veya AST benzeri bir hız profillinin elde edilerek model üzerine gelmesini sağlamak ve bu iki yaklaşımla elde edilen sonuçları karşılaştırmak üzere proje kapsamında iki farklı durum çalışması yapılmıştır.

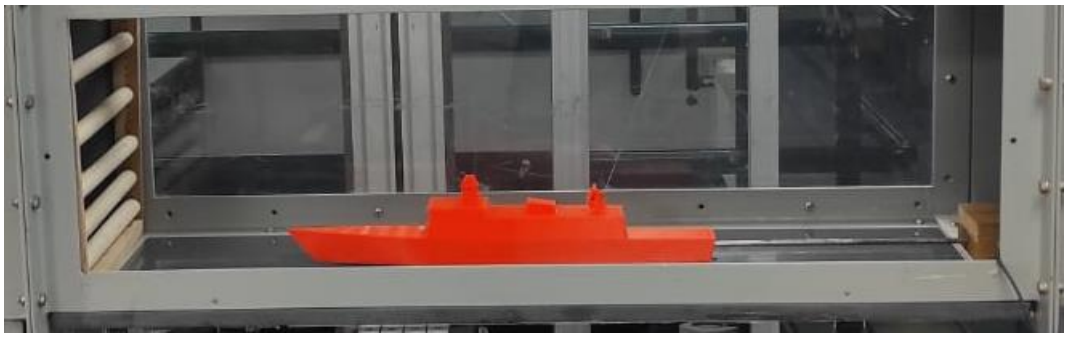
- Birinci durumda RT test kesiti olduğu gibi bırakılarak tünel çalıştırılmış ve modele havanın bu şekilde gelmesi sağlanmıştır.

- İkinci durumda ise RT test kesiti girişine AST hız profili oluşturmak üzere çapları D=20 mm olarak dairesel kesitli 4 adet çubuk yerleştirilerek deneyler tekrarlanmıştır (Şekil 4. 5).



Şekil 4. 5 Rüzgar tüneli test kesiti girişine AST oluşturmak üzere konulan silindirik ahşap çubuklar ve hız ölçümünde kullanılan pitot statik tüp

RT test kesiti girişinde AST oluşturmak amacıyla dairesel kesitli ahşap çubuklar kullanılmasının bir diğer sebebi de, akışın tam gelişmesine imkan tanıyacak şekilde test kesiti girişi ile model gemi arasında uzun mesafelerin bırakılmasına ihtiyaç duyulmamasıdır çünkü çubuklardan hemen sonra daha gerçekçi bir hız profili zaten oluştuğundan model gemi daha uygun bir konuma konularak ölçümlerin yapılmasına olanak sağlanmıştır (Şekil 4. 6).



Şekil 4. 6 RT test kesiti girişine konulmuş silindirik çubuklar ve modelin konumu

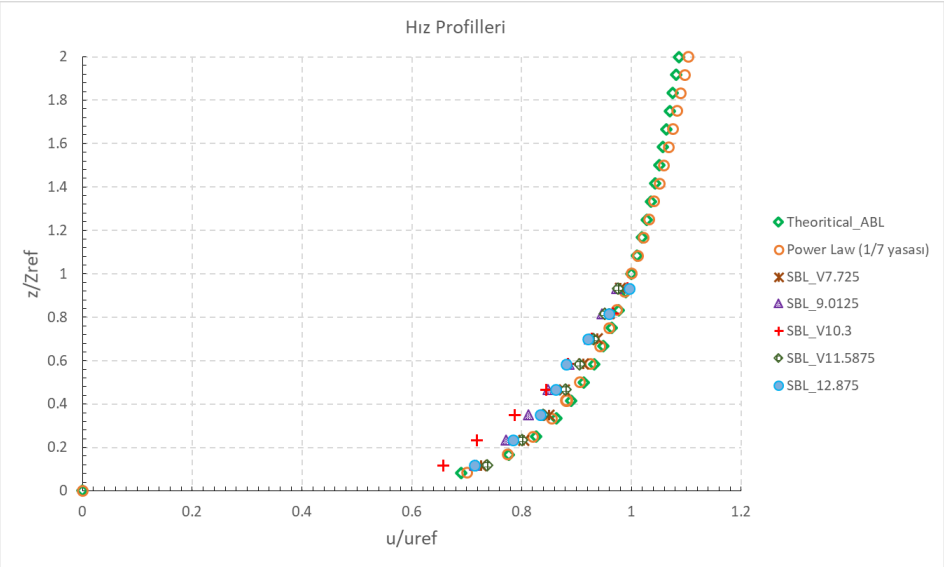
Uçuş güverteli savaş gemilerinin aerodinamiği ile ilgili çalışmalarda, atmosferik sınır tabakanın (AST) dikkate alınması önem arz etmesine rağmen bazı çalışmalarda bu etkinin dikkate alınmadığı görülmüştür [122]. Oysaki AST üniform bir hava tabakası olmayıp atmosferin en alt parçasıdır ve yeryüzünden

etkilenmektedir. Bundan dolayı rüzgar hızı suyüzeyi veya yeryüzünden itibaren artarak türbülansa neden olmakta, oluşan bu ilave türbülans ise geminin şeklinden dolayı oluşan türbülansa eklenerek gemi arkasındaki hava artizine tesir etmektedir [123]. AST'nin gemi hava artizine nasıl etkidiğini anlamak gemi davranışının doğru bir şekilde analiz edilmesi açısından önemli olduğundan dolayı, bir rüzgar tünelinde AST'nın oluşturulabilmesi gemi hava artizinin anlaşılması için elzemdir. Bu tez çalışmasında daha önce konuyla ilgili yapılan çalışmalarda [41], [123] olduğu gibi rüzgar tüneli test kesitinin girişine rijit yatay çubuklar koyulmuştur (Şekil 4. 7).



Şekil 4. 7 Rüzgar tüneli test kesiti öncesinde konumlandırılan yatay dairesel çubuklar

Atmosferik sınır tabakanın (AST), esasında 1/7 hız üs yasası olarak bilinen hız dağılımına benzer şekilde bir dağılıma sahip olduğu yapılan ölçümlerde görülmüş olup Gnanamanickam vd. tarafından da rapor edilmiştir[123]. Bu proje çalışması kapsamında, RT test kesiti girişine çubuklar yerleştirilmeden ve yerleştirildikten sonra test kesiti giriş ve çıkışında oluşan hız profilleri elde edilerek teorik AST ve 1/7 üs yasası hız profilleri ile karşılaştırılmıştır (Şekil 4. 8). Görüldüğü üzere RT test kesiti öncesinde yatay çubuklar kullanılmasıyla teorik AST ve 1/7 üs yasası hız profillerine yakın bir dağılım elde edilerek daha gerçekçi sonuçların alınması sağlanmıştır. Bu durum, gemi aerodinamiği ile ilgili çalışmalarda AST üretilmesinin ne kadar önemli olduğunu ortaya koymaktadır çünkü bu tür çubuklar kullanılmadığı takdirde oluşan hız dağılımının neredeyse üniform olduğu görülmektedir.



Şekil 4. 8 Rüzgar tüneli içerisinde ölçülen farklı hız profillerinin teorik hız profilleri ile mukayesesi

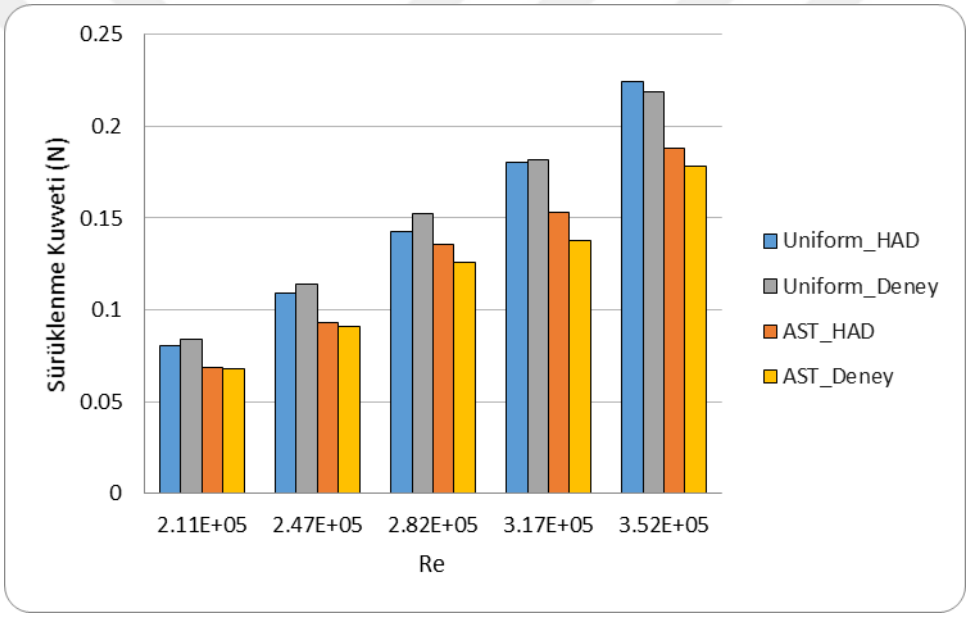
4.2 Deneysel Sonuçlar ile Sayısal Sonuçların Karşılaştırılması

4.2.1 Baştan Gelen Rüzgar Durumunda Farklı Hızlarda Kuvvetin Deneysel ve Sayısal Olarak Karşılaştırılması

Tek-eksenli kuvvetölçer ile hava 1/350 geometrik ölçekli NATO-GD jenerik modeline bu hız profilleri var iken gönderilmiş ve en az on (10) adet ölçüm yapılarak modele etkiyen aerodinamik rüzgar kuvvetleri ölçülmüştür (Şekil 8). İlgili tabloda görülen G0, rüzgarın 0° derece ile baştan geldiği koşuldaki (WOD=0°), G180 ise rüzgarın kıç taraftan geldiği (WOD=180°) durumu vurgulamaktadır. Bilindiği üzere denizcilikte sancak tarafından gelen rüzgarlara 'yeşil (Green, G) rüzgarlar', iskele tarafından gelenlere ise 'kırmızı (Red, R) *rüzgarlar'* adı verilir. Karşı rüzgarlar ve arka rüzgarlar sırasıyla 0° ve 180°'den esen rüzgarları ifade eder [60].

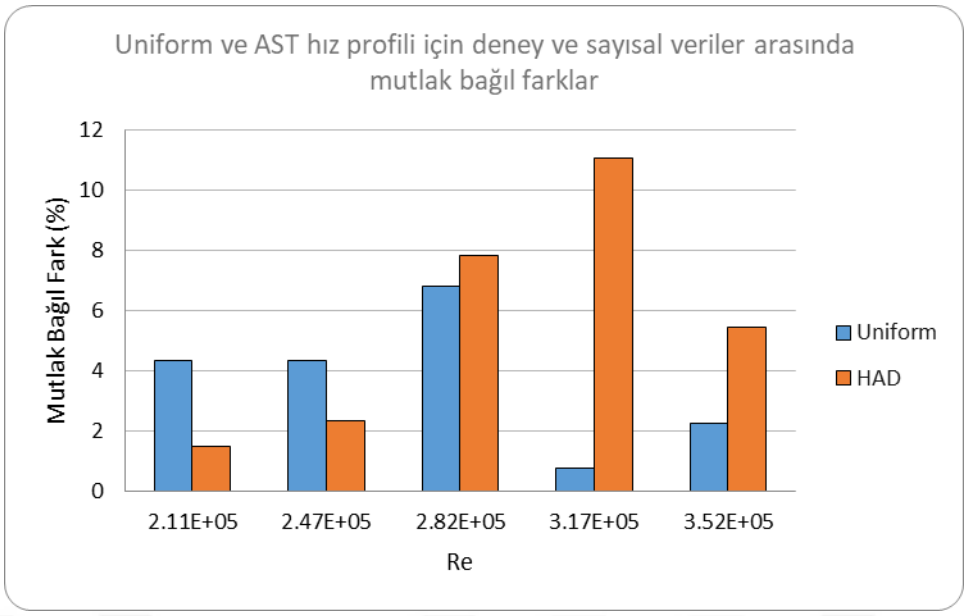
Modele etkiyen aerodinamik direnç kuvvetlerinin anlamlı değerler olup olmadıklarını anlamak üzere proje kapsamında yapılan deneysel çalışmalar ile HAD analiz sonuçlarının mukayese edilerek aralarındaki farklar gösterilmiştir. Deneysel çalışmalar, 1/350 geometrik ölçeğe sahip NATO-GD jenerik gemi modeline etkiyen aerodinamik direnç kuvvetinin modele sadece baştan (WOD=0°) ve kıçtan (WOD=180°) gelen hava akışlarının ölçülmesiyle sınırlıdır. Bunun nedeni, daha önceden de ifade edildiği üzere RT test kesitinin ancak bu açılarda

konumlandırmaya izin verecek kadar küçük olmasıdır. WOD=0° için rüzgar hızı referans hızın %25 düşük hızı olan 7.725 m/s'den başlayarak, referans hızdan %25 yüksek olan 12.875 m/s hıza kadar 5 farklı hızda hem AST yapıcı kullanılarak hem de AST yapıcı kullanılmadan deneyler gerçekleştirilmiştir. Bu deneylere paralel olarak aynı hızlarda AST ve uniform hız profillerindeki sayısal analizler yapılmıştır. WOD=0° açısında gerçekleştirilen farklı Re hızı ve akış profillerine ait sonuçlar Şekil 4. 9'da sunulmuştur. Deneysel sonuçlar ve HAD yöntemine dayalı sayısal sonuçlar hem uniform hem de AST hız profili için ayrı ayrı incelenmiş olup, deneysel ve sayısal sonuçlar arasında genel bir uyum gözlemlenmiştir. Tüm bu veriler için deneysel ve sayısal sonuçlar arasındaki ortalama yüzde fark ise %4.67 olarak hesaplanmıştır.



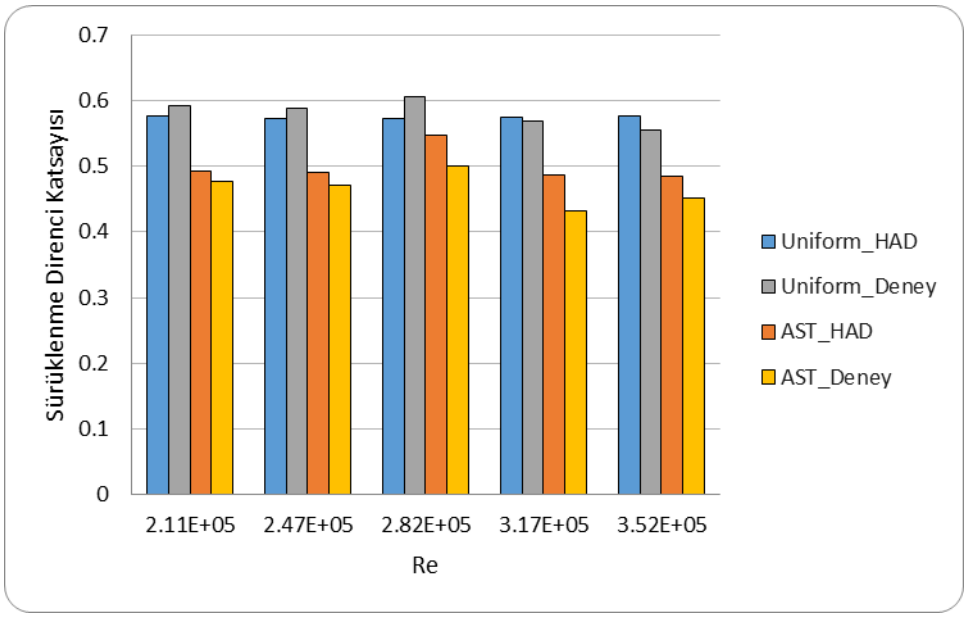
Şekil 4. 9 WOD=0° için farklı Re sayılarında aerodinamik direnç kuvvetinin deneysel ve sayısal değerleri

Şekil 4. 10'da ise Şekil 4. 9'da gösterilmiş olan kuvvet değerlerinin yüzdesel farkı gösterilmektedir. Uniform hız dağılımı için elde edilen sonuçların ortalama fark değeri %3.70 iken AST hız profili sonuçların ortalama fark değeri %5.63 olarak tespit edilmiştir. Her iki durum ve 5 farklı Re sayısı için yapılan hesaplamaların ortalama fark değeri ise %4.67 olarak hesaplanmıştır.



Şekil 4. 10 Uniform ve AST hız profilleri için deneysel ve sayısal kuvvet değerleri arasındaki yüzdesel fark (WOD=0°)

Şekil 4. 11'de ise Şekil 4. 9'da gösterilmiş kuvvet katsayısı değerlerinin yüzdesel farkı gösterilmektedir. Uniform hız dağılımı için elde edilen sonuçların ortalama fark değeri %3.12 iken AST hız profili sonuçların ortalama fark değeri %7.41 olarak tespit edilmiştir. Her iki durum ve 5 farklı Re sayısı için yapılan hesaplamaların ortalama fark değeri ise %5.27 olarak hesaplanmıştır.

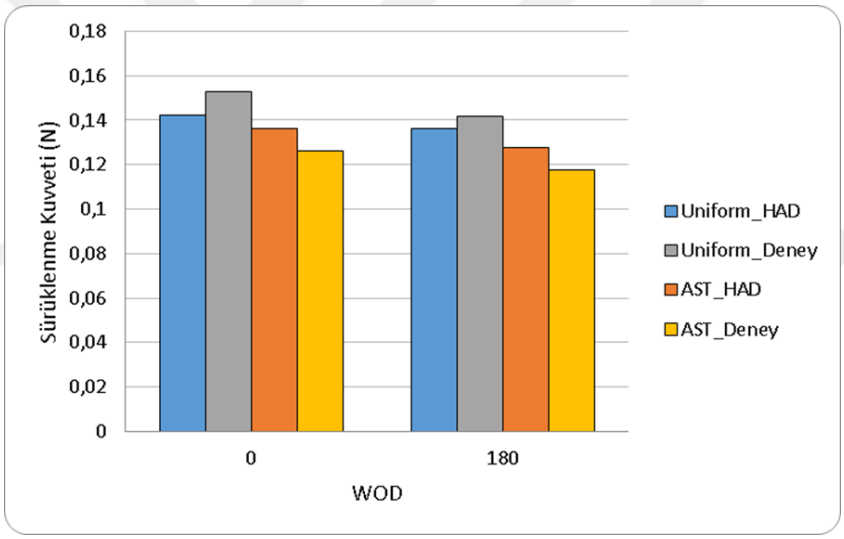


Şekil 4. 11 WOD=0° için farklı Re sayılarında aerodinamik direnç katsayısı değerlenin deneysel ve sayısal değerleri

4.2.2 Kıçtan Gelen Rüzgar Durumunda Kuvvetin Deneysel ve Sayısal Olarak Karşılaştırılması

Deney çalışmaları kapsamında model ölçeği ve blokaj etkilerinden dolayı gemi modelinin rüzgar tüneli içerisinde akışa dik pozisyonda olacak şekilde konumlandırılması gerekmektedir. Bu sebeplerden dolayı baştan gelen rüzgar koşulunda (0°) yapılan detaylı incelemeler bir önceki bölümde sunulmuştuır. Bu bölümde ise kıçtan gelen rüzgar koşulu için (180°) yapılan deneysel ve sayısal çalışma sunulacaktır.

Kıçtan gelen rüzgar koşulunda gemi modeli tek bir hızda, iki farklı hız profilinde incelemeye tabi tutulmuştur. Elde edilen sonuçlar Şekil 4. 12'de sunulmuştur. Bu sonuçlardan da anlaşılacağı üzere kıçtan gelen rüzgar koşulunda gemiye etkiyen kuvvette azalma tespit edilmiştir.



Şekil 4. 12 Baştan ve kıçtan gelen rüzgar durumlarında kuvvetlerin kıyaslanması

5
SAYISAL ÇALIŞMALAR

Bu tezde yürütülen sayısal analizler, gemi üzerindeki aerodinamik akış özelliklerini detaylı bir şekilde incelemek ve harekat ile ilgili şartlara yönelik öngörülerde bulunmak amacıyla gerçekleştirilmiştir. Çalışma boyunca, kullanılan ağ yapısının hassasiyeti, türbülans yöntemlerinin etkileri ve sınır koşullarının tanımları gibi unsurlar dikkatle ele alınmış ve sonuçların doğruluğunu artırmak için gerekli iyileştirmeler yapılmıştır. Bununla birlikte, deneysel verilerle yapılan karşılaştırmalar, sayısal sonuçların geçerliliğini değerlendirmek için kritik bir rol oynamıştır. Bu bölümde, tüm bu süreçler, kullanılan yöntemler ve alınan kararların dayanakları detaylı bir şekilde ele alınacaktır.

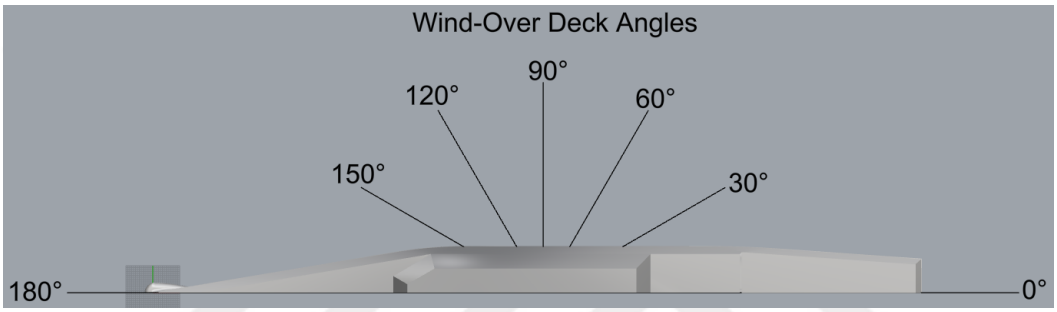
5.1 ONRT Gemisi için Sonuçlar

Farklı ölçeklerdeki ($\lambda_1 = 77, \lambda_2 = 48.935$) ONRT gemisi, rüzgarın baştan alınması durumunda (WOD=0°) incelenmiş ve iki farklı kesitteki eksenel ve teğetsel hız bileşenleri açısından analiz edilmiştir. Şekil 5.1'de gösterildiği gibi, geminin kıç tarafında iki dikey hat belirlenmiş ve bu bölgelerde elde edilen hız dağılımları, $\lambda_1 = 77$ model ölçeği için deneysel verilerle [58] karşılaştırılarak boyutsuz hızların doğrulukları test edilmiştir. Kullanılan modellerin geometrik olarak benzer olduğu ve dinamik benzerliğin Reynolds sayısı üzerinden sağlandığı belirtilmelidir. Bu bağlamda, her iki modelin Reynolds sayılarının eşit olduğu kabul edilmiş ve bu değer 10^6olarak alınmıştır.

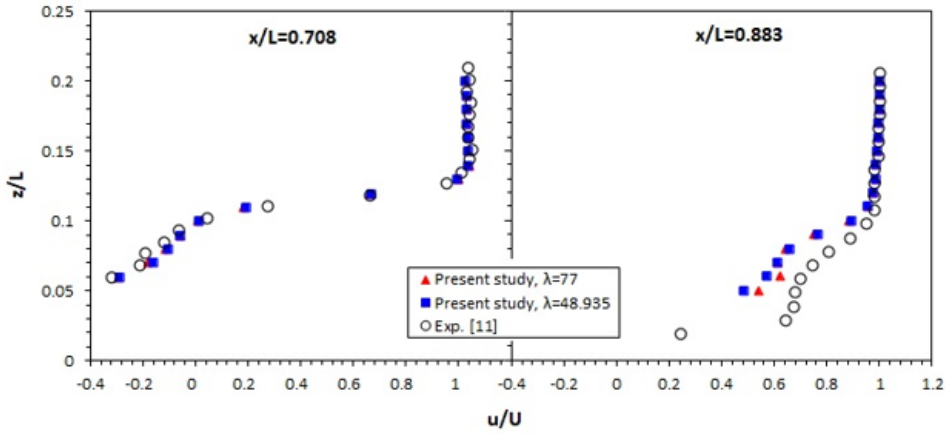


Şekil 5.1 Üst yapı kıç tarafında yer alan düşey hatlar

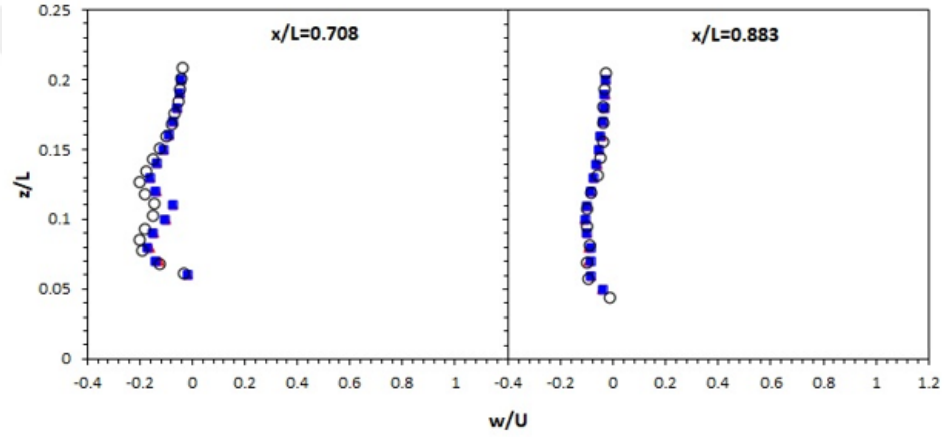
Şekil 5.3'te verilen eksenel ve teğetsel hız dağılımları, iki dikey çizgi boyunca sayısal sonuçların deneysel sonuçlarla büyük ölçüde uyumlu olduğunu göstermektedir. x/L=0.708 konumunda, eksenel hızlar her iki model ölçeğinde de deney sonuçlarına oldukça yakındır. Bu durum, üst yapı arkasındaki bu akış bölgesinde Reynolds sayılarına dayalı dinamik benzerliğin iyi çalıştığını ve hız alanında ölçek etkisinin neredeyse olmadığını ifade etmektedir. Aynı dikey çizgide, teğetsel hız dağılımında da ölçek etkisi göz ardı edilebilir düzeydedir. Bununla birlikte, dikey hızlar, x/L=0.708'de 0.05<z/L<0.1 aralığında deneysel sonuçlarla iyi bir uyum göstermemektedir. Bu fark, RANS yaklaşımı ile girdap modellemesinin yetersizliğinden kaynaklanıyor olabilir.



Şekil 5.2 Güverte üzerindeki rüzgar açıları



(a)



(b)

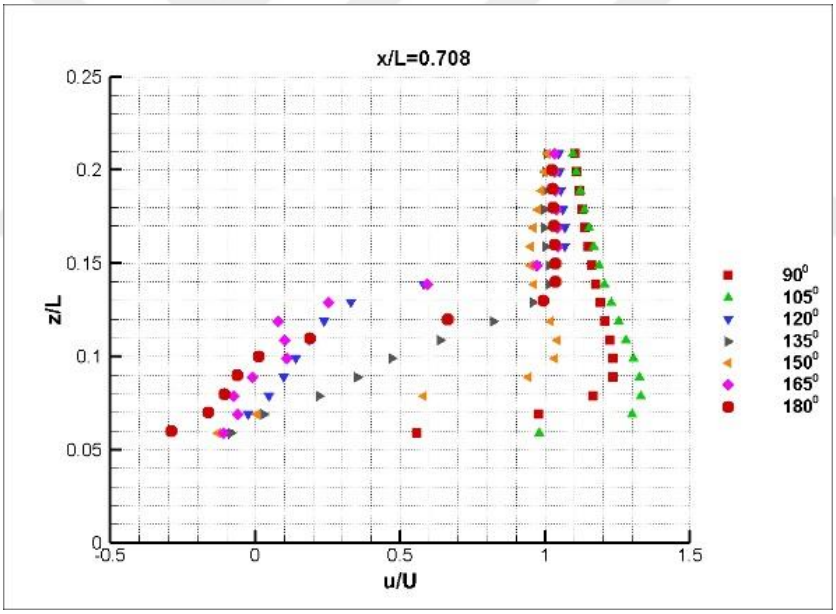
Şekil 5.3 Farklı model ölçeklerinde hız dağılımlarının((a) x yönünde, (b) z yönünde) deneylerle karşılaştırılması

x/L=0.883'te, sayısal ve deneysel sonuçlar arasındaki fark her iki hız bileşeni için de oldukça büyüktür. Ancak, her iki hız bileşeni için de dikey çizgide ölçek etkileri gözlemlenmemektedir. 0<z/L<0.1 aralığında, iki yöntem arasındaki fark artmakta olup, bu akış bölgesi, büyük girdapların akışta baskın olduğu yeniden birleşim bölgesidir. Üst yapıyı takip eden akış hatları, geriye doğru yüzey akışına yol açarak hız bileşenlerinde yüksek dalgalanmalara neden olmaktadır.

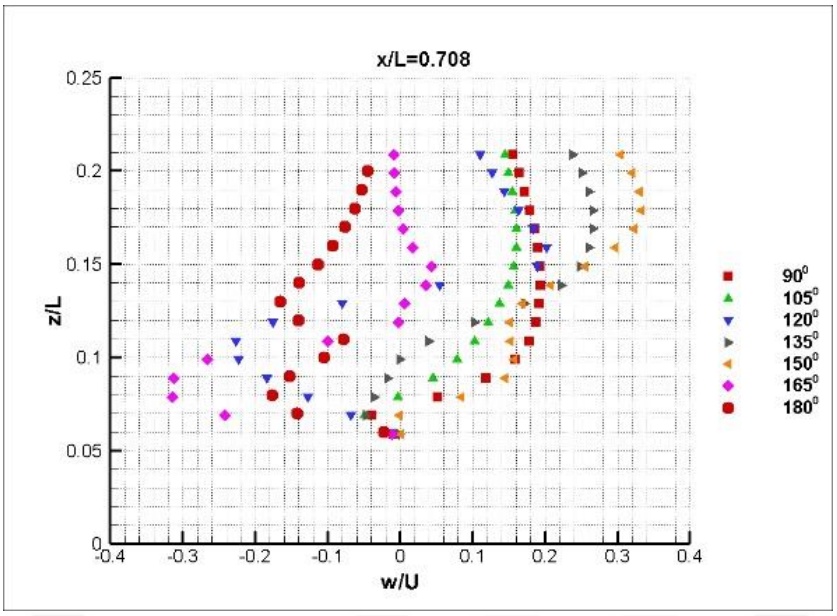
Güverte üzerindeki rüzgar açısının etkileri $\lambda_2 = 48.935$ için incelenmiştir. Sayısal analizler, baş rüzgarı ve borda rüzgarı koşullarını kapsayacak şekilde 180° ile 90° arasındaki açılar için yapılmıştır. Şekil 5.2, rüzgar yönlerini ve açılarını

göstermektedir. Burada, 180° baş rüzgarı koşulunu, 90° ise borda rüzgarı koşulunu temsil etmektedir.

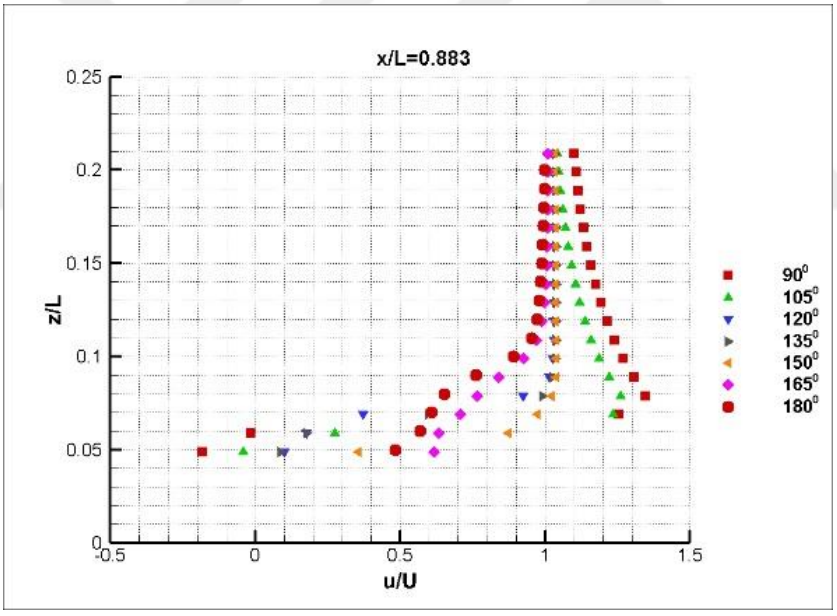
Şekil 5. 4, Şekil 5. 5, Şekil 5. 6 ve Şekil 5. 7'de, farklı güverte üzerindeki rüzgar açıları için hız dağılımları, geminin üstyapısının arkasındaki iki dikey çizgide sunulmuştur. x/L=0.708 noktasında, eksenel hızdaki değişim, üstyapının geometrisi nedeniyle düzensiz bir eğilim göstermektedir. Hız dağılımı, rüzgar açısındaki değişimle uyumlu bir şekilde değişmemektedir. Ancak, borda rüzgar koşullarından üstyapı etkilenmemekte ve hızlar 90° ve 105° arasında benzerdir. Teğetsel hız bileşeni için bu benzerlik, 90° ile 120° arasındaki açıların tamamında geçerlidir. x/L=0.883 noktasında, eksenel hız dağılımları, uçuş güvertesindeki açık alan nedeniyle rüzgar açılarından daha az etkilenmiştir. Hangar bölmesinin altındaki hızlar, tüm açılar için aynı değere sahipken, teğetsel hız, baş rüzgar koşulundan tamamen farklıdır. Borda rüzgar koşulu, 90° ile 120° arasındaki açıları kapsar.



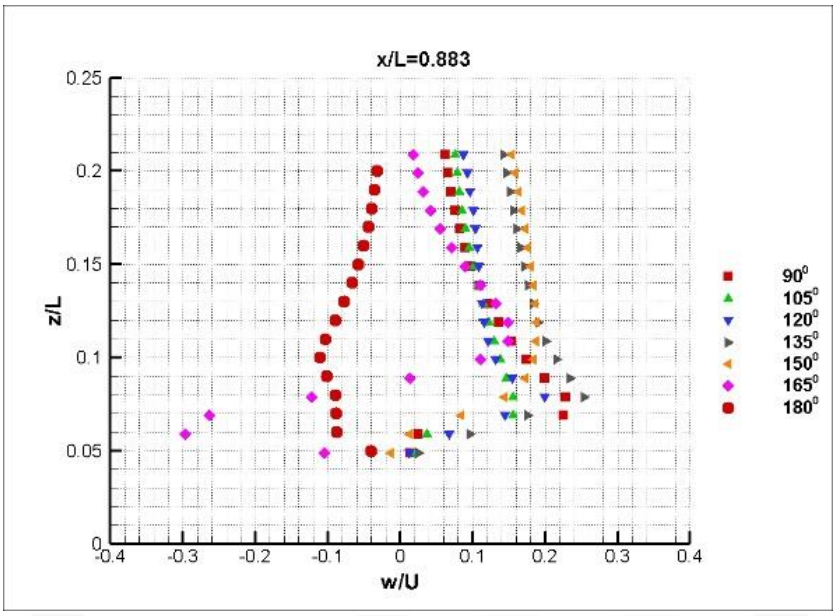
Şekil 5. 4 x/L=0.708 kesitinde x yönünde farklı rüzgar açılarında boyutsuz hız dağılımları



Şekil 5. 5 x/L=0.708 kesitinde z yönünde farklı rüzgar açılarında boyutsuz hız dağılımları



Şekil 5. 6 x/L=0.883 kesitinde x yönünde farklı rüzgar açılarında boyutsuz hız dağılımları



Şekil 5. 7 x/L=0.883 kesitinde z yönünde farklı rüzgar açılarında boyutsuz hız dağılımları

5.2 NATO-GD için Sonuçlar

Bu tez çalışmasında, NATO-GD gemi modeli üzerinde gerçekleştirilen kapsamlı deneysel ve sayısal analizlerle askeri gemi aerodinamiği incelenmiştir. Çalışma kapsamında, öncelikle rüzgar tüneli deneyleri gerçekleştirilmiş ve farklı rüzgar hızları ile açıları için gemi üzerindeki aerodinamik kuvvetler ölçülmüştür. Bu deneysel veriler, sayısal hesaplamaların doğruluğunu değerlendirmek ve modelleme süreçlerini geliştirmek için temel bir referans oluşturmuştur.

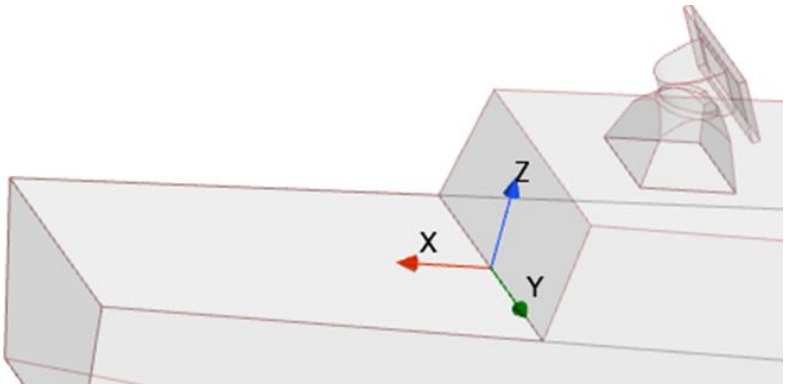
Sayısal analizlerde, hem URANS hem de DES türbülans yöntemleri kullanılarak gemi üzerindeki akış yapıları ve türbülans özellikleri analiz edilmiştir. Çalışmada, ağ yapısının hassasiyeti, y+ değerleri, ve ağ inceliklerinin sonuçlara olan etkisi de kapsamlı bir şekilde değerlendirilmiştir. Ayrıca, deneysel ölçümler ve sayısal analizler karşılaştırılarak modelleme doğruluğu artırılmış ve farklı akış koşulları altındaki gemi davranışları incelenmiştir.

Bunun yanı sıra, gemi ve rotor etkileşimlerini anlamak için rotor izi etkileri detaylı bir şekilde ele alınmış ve bu etkileşimlerin gemi üzerindeki aerodinamik akışlara olan etkisi analiz edilmiştir. Ayrıca, hız alanlarının frekans analizleri gerçekleştirilmiş ve bu kapsamda güç spektrum yoğunluğu (PSD) analizleri kullanılarak baskın frekans bileşenleri belirlenmiştir.

Genel olarak, bu çalışmada elde edilen bulgular, NATO-GD gemisi gibi su altı ve su üstü formu bulunan daha gerçekçi bir jenerik geminin aerodinamik performansını anlamak ve iyileştirmek adına değerli veriler sunmaktadır. Elde edilen sonuçlar, hem akademik literatüre katkı sağlamakta hem de askeri platformların tasarım ve harekat süreçleri için yol gösterici nitelikte önemli bilgiler içermektedir.

5.2.1 Baştan Gelen Rüzgar Durumunda Farklı Hızlarda Girdap Bölgelerinin İncelenmesi

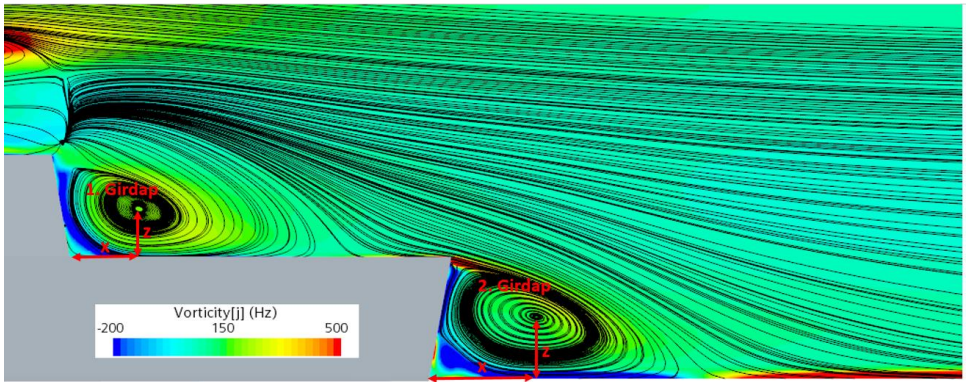
Deneylerde elde edilen sonuçlar ile HAD analiz sonuçları, her iki hız profili ve beş farklı hız değeri için karşılaştırılmış ve sonuçların birbirleriyle uyumlu olduğu görülmüştür. Bu uyum, yapılan sayısal analizlerin güvenilirliğini ortaya koyarak çalışmanın doğrulama sürecini tamamlamıştır. Bu noktadan itibaren, aynı hız ve hız profilleri kullanılarak, iz bölgesindeki akış yapısının daha detaylı incelenmesi amacıyla girdap ve akım hatları analizlerine odaklanılmıştır. Bu kapsamda, helikopter güvertesi, gemi kıçı ve deniz yüzeyi arasında iz bölgesinde oluşan girdap merkezlerinin konumları ve girdap yarıçaplarının belirlenmesine yönelik değerlendirmelere geçilmiştir. Şekil 5. 8'de güverte üzerindeki noktalar ve girdap merkezleri için kullanılan bölgesel koordinat sistemi görülmektedir.



Şekil 5. 8 Güverte üzerideki girdap merkezleri ve noktalar için kullanılan eksen takımı

Şekil 5. 9'da görüldüğü üzere geminin uçuş güvertesi ve gemi kıçı ile satıh arasında birer girdap oluşumu gözlenmektedir. Bu çalışma gemi üst yapısına etki eden kuvvetlerin hesaplanmasında olduğu gibi 5 farklı rüzgar hızı ve 2 farklı hız profili ile gerçekleştirilmiş olup her bir analizden elde edilen girdap yarıçap değerleri

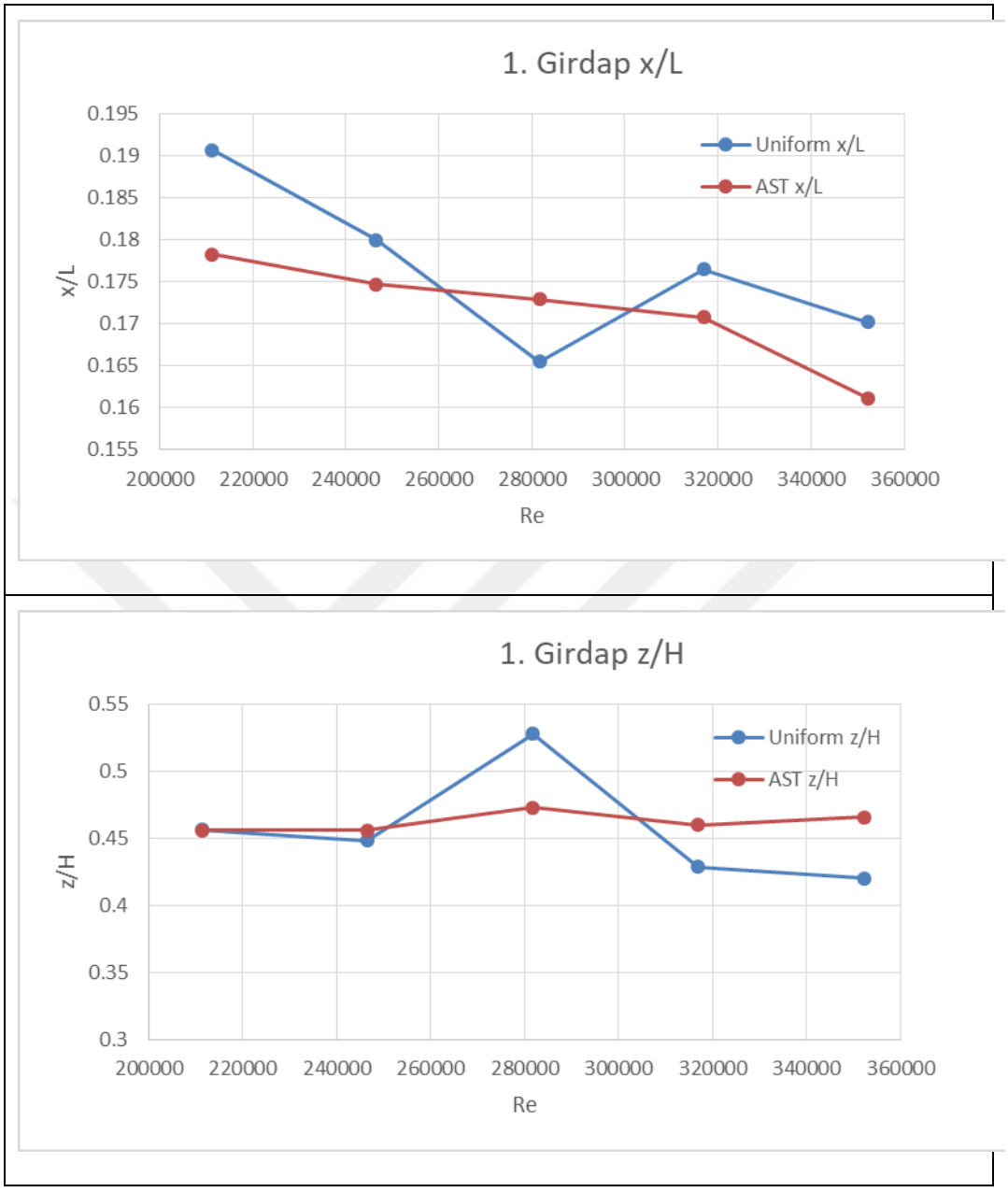
Tablo 5. 1'de sunulmuştur. X yönündeki değerler uçuş güvertesinin boyu ile y yönündeki değerler ise hangar yüksekliği kullanılarak boyutsuzlaştırılmıştır.



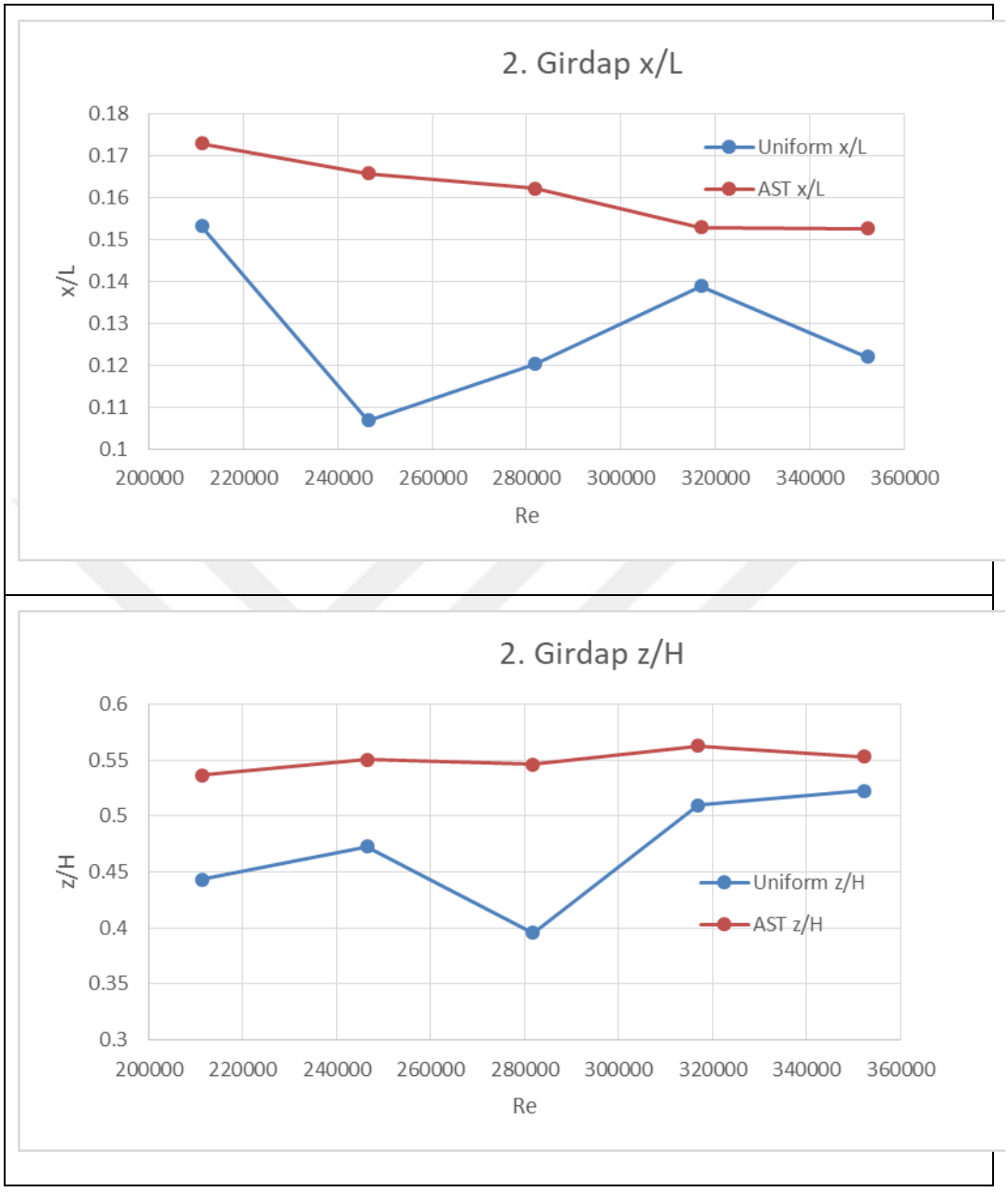
Şekil 5. 9 Uçuş güvertesi üzerinde oluşan girdapların gösterimi

Tablo 5. 1'de görüldüğü üzere özellikle 1. Girdap için rüzgar hızının artması ile birlikte akışın taşıdığı kinetik enerji ve momentum da artar. Ancak oluşan girdapların yarıçap değerlerinin Re sayısı arttıkça küçülmesi, iz bölgesindeki akışın daha ince ve enerjik bir yapıya dönüştüğünü göstermektedir. Böylece türbülanslı akışın daha ufak bir alanda yoğunlaştığı ve girdap enerjisinin daha küçük bir alanda etkili olduğu görülmektedir. Bu durum olası bir helikopter operasyonu sırasındaki riskin güverte üzerindeki daha ufak bir alanda arttığına işaret etmektedir. Düşey eksende girdap yarıçaplarının hem uniform akım hem de AST hız profiline sahip akış için Re sayısı ile birlikte artması, iz bölgesindeki akışın daha geniş bir alana yayıldığını ve türbülanslı yapıların büyüdüğünü göstermektedir. Bu durum, düşük Re sayılarında viskoz kuvvetlerin baskın olması nedeniyle girdapların daha geniş ve eliptik formda oluştuğunu, ancak Re sayısı arttıkça atalet kuvvetlerinin etkisinin ön plana çıkması ile birlikte girdapların daha kompakt ve simetrik bir yapıya dönüştüğünü göstermektedir.

Tablo 5. 1 Uçuş güvertesi üzerinde oluşan girdapların yarıçap değerleri

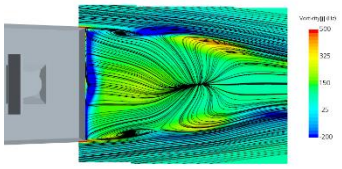
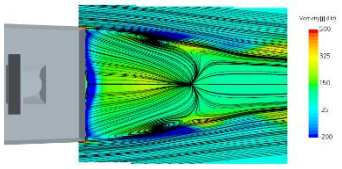
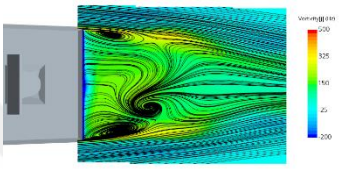
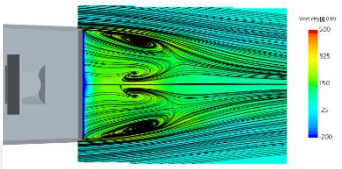
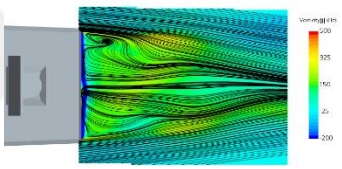
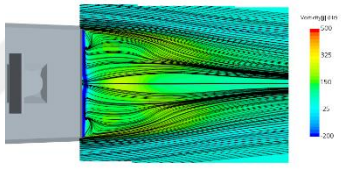
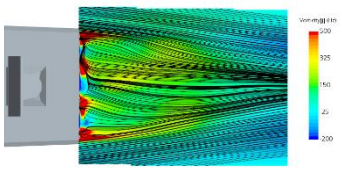
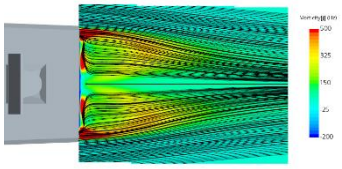


Tablo 5. 2 Uçuş güvertesi üzerinde oluşan girdapların yarıçap değerleri

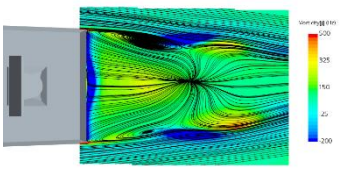
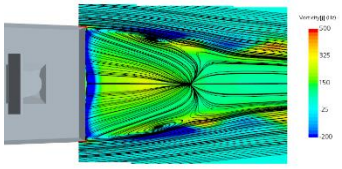


Düşey eksende oluşan girdapların merkezleri ve yarıçaplarının belirlenmesine paralel olarak yatay eksende oluşan girdaplar da deney ölçeği olan 1/350 ölçeğinde incelenmiştir. Uniform akım koşullarında gelişen bir hız profili olmaması sebebiyle gemiye gelen akım hızı AST hız profile sahip akıma göre yüksek olduğundan güverte üzerinde oluşan girdaplar daha karmaşık yapıdadır.Tablo 5. 3'den Tablo 5. 6'e kadar sunulan veriler incelendiğinde güverte yüzeyi ve hangarın en yüksek noktasının tam arasında kalan alanda girdapların diğer seviyelere oranla çok daha yoğun oluştuğu gözlenmektedir.

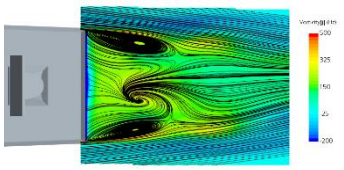
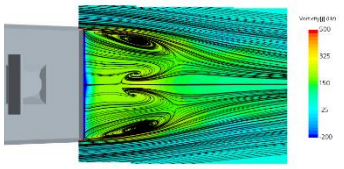
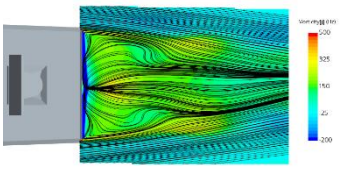
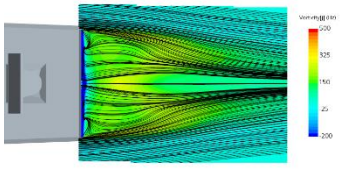
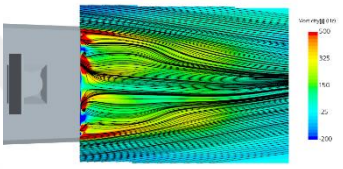
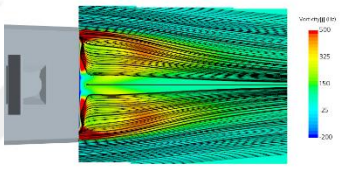
Tablo 5. 3 Re=211297 uniform ve AST profiline göre güverte üzerindeki farklı seviyelerde oluşan girdaplar

Re= 2.11x10^5		
WL	UNIFORM	AST
0.25 (A)		
0.50 (B)		
0.75 (C)		
1.00 (D)		

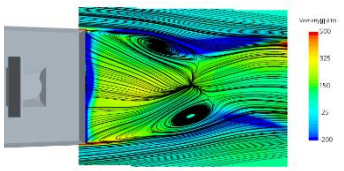
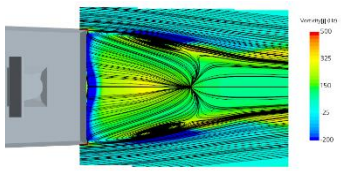
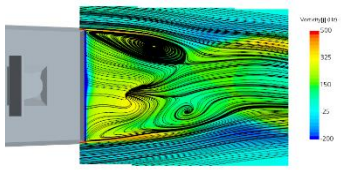
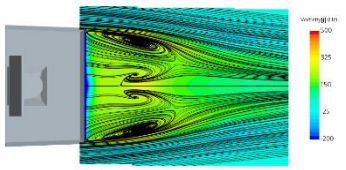
Tablo 5. 4 Re=246513 uniform ve AST profiline göre güverte üzerindeki farklı seviyelerde oluşan girdaplar

Re= 2.46 x10^5		
WL	UNIFORM	AST
0.25 (A)		

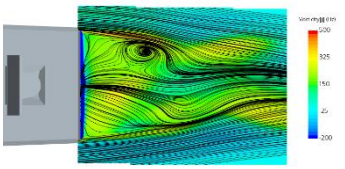
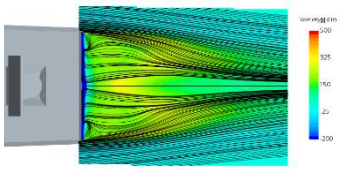
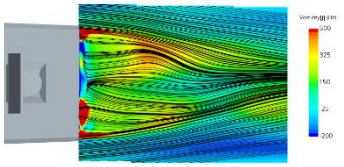
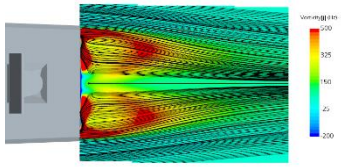
Tablo 5. 4 Re=246513 uniform ve AST profiline göre güverte üzerindeki farklı seviyelerde oluşan girdaplar (devamı)

0.50 (B)		
0.75 (C)		
1.00 (D)		

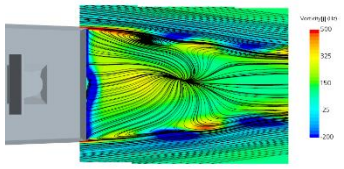
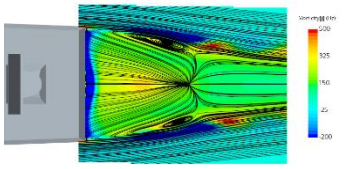
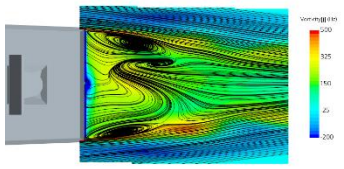
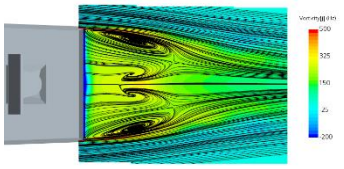
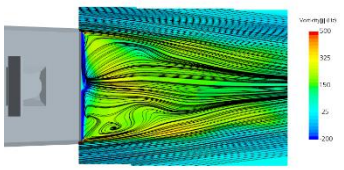
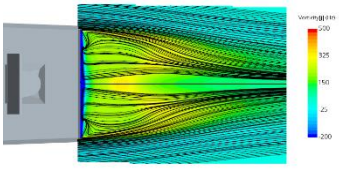
Tablo 5. 5 Re=281729 uniform ve AST profiline göre güverte üzerindeki farklı seviyelerde oluşan girdaplar

Re= 2.81 x10^5		
WL	UNIFORM	AST
0.25 (A)		
0.50 (B)		

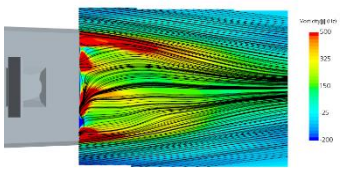
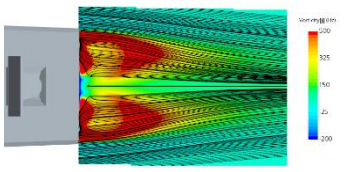
Tablo 5. 5 Re=281729 uniform ve AST profiline göre güverte üzerindeki farklı seviyelerde oluşan girdaplar(devamı)

0.75 (C)		
1.00 (D)		

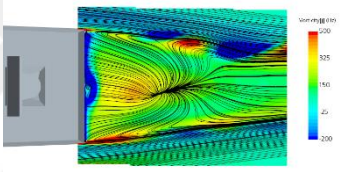
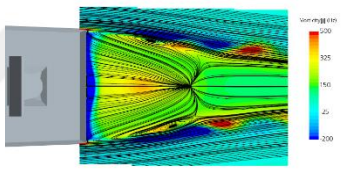
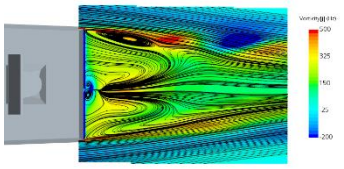
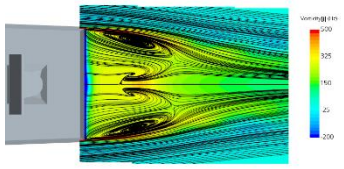
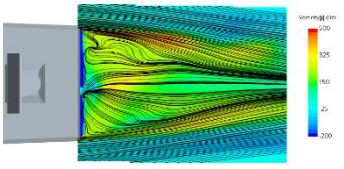
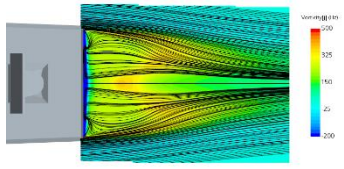
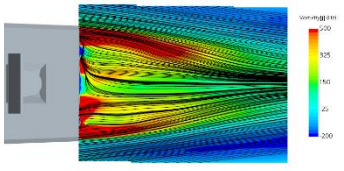
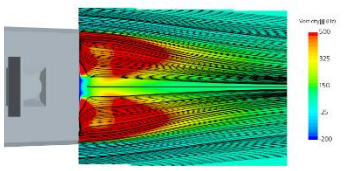
Tablo 5. 6 Re=316946 uniform ve AST profiline göre güverte üzerindeki farklı seviyelerde oluşan girdaplar

Re= 3.16 x10^5		
WL	UNIFORM	AST
0.25 (A)		
0.50 (B)		
0.75 (C)		

Tablo 5. 6 Re=316946 uniform ve AST profiline göre güverte üzerindeki farklı seviyelerde oluşan girdaplar (devamı)

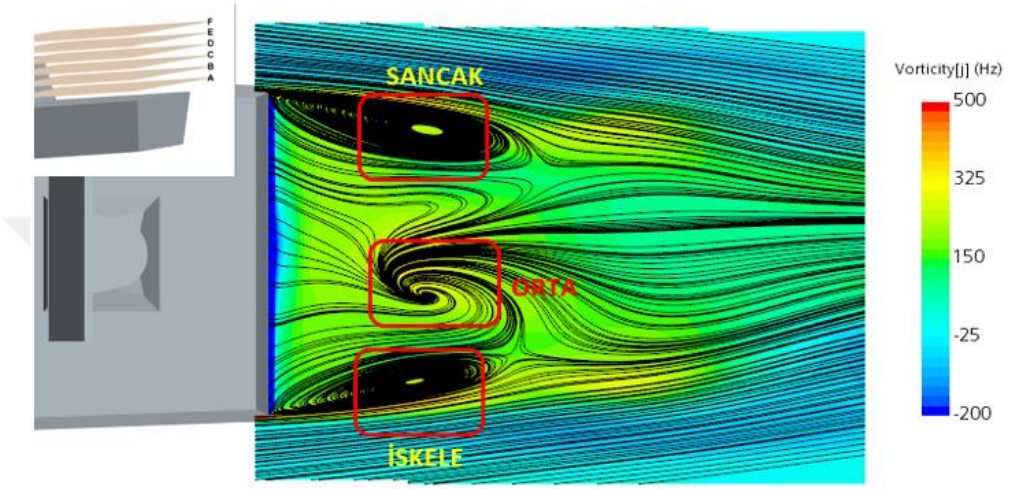
1.00 (D)		

Tablo 5. 7 Re=352162 uniform ve AST profiline göre güverte üzerindeki farklı seviyelerde oluşan girdaplar

Re= 3.52 x10^5		
WL	UNIFORM	AST
0.25 (A)		
0.50 (B)		
0.75 (C)		
1.00 (D)		

Şekil 5. 10'te ise Tablo 5. 3'te gözüktüğü üzere uçuş güvertesi ve hangar yüksekliğinin tam orta kesitine (B) denk gelen bölgedeki vortisite ve akım hatları

görülmektedir. Bazı Re sayısı ve hız profillerinde gözüken girdapların tamamı oluşmamaktadır. Güverte hizası ile geminin merkez hattının kesiştiği nokta başlangıç koordinatı olmak üzere bu referanstan ölçülen girdap merkezlerinin boyutsuz koordinat değerleri Tablo 5. 8'de sunulmuştur. Girdap merkezlerinin özellikle atmosferik sınır tabaka hız profili altında Re sayısı arttıkça x yönünde azalması ve y yönünde artması Tablo 5. 1'de bahsedilen durumu desteklemektedir.



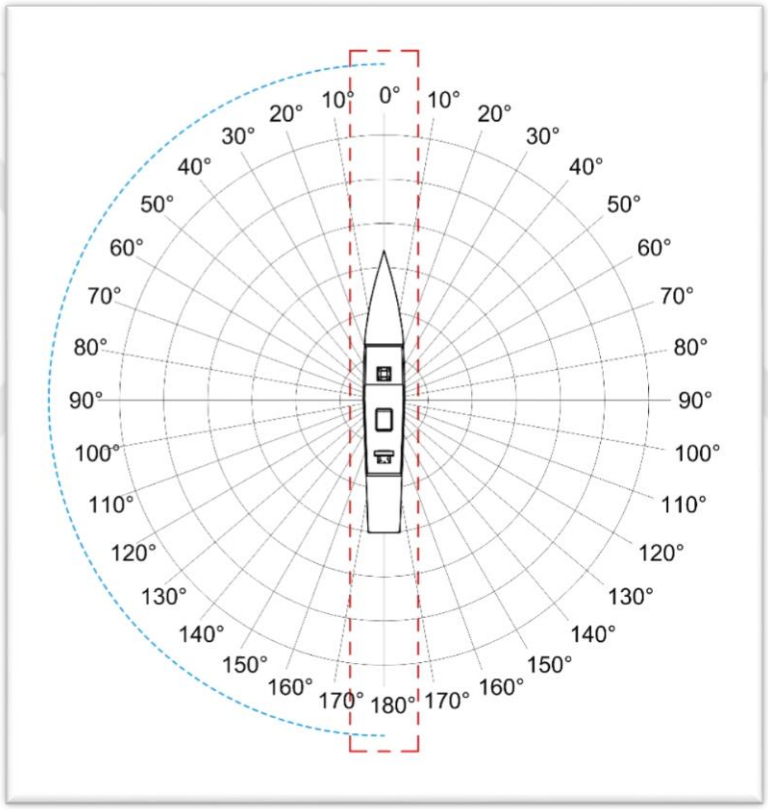
Şekil 5. 10 Uçuş güvertesi üzerinde yatay eksende gözlemlenen girdaplılık ve akım hatları

Tablo 5. 8 Uçuş güvertesi üzerindeki yatay eksen üzerinde oluşan girdapların koordinat değerleri

		İSKELE		SANCAK		ORTA	
Hız Profili	**Re**	**x/L**	**y/B**	**x/L**	**y/B**	**x/L**	**y/B**
Uniform_V7.725	2.11 x 10^5	0.178	-0.428	0.142	0.463	0.348	-0.208
Uniform_V9.0125	2.47 x 10^5	0.262	-0.413	0.282	0.394	0.277	-0.140
Uniform_V10.3	2.82 x 10^5	0.550	-0.241	0.365	0.368	-	-
Uniform_V11.5875	3.17 x 10^5	0.189	-0.442	0.271	0.384	0.381	0.188
Uniform_V12.875	3.52 x 10^5	-	-	0.237	0.421	-	-
AST_V7.725	2.11 x 10^5	0.307	-0.392	0.296	0.400	-	-
AST_V9.0125	2.47 x 10^5	0.303	-0.392	0.282	0.403	-	-
AST_V10.3	2.82 x 10^5	0.279	-0.400	0.276	0.400	-	-
AST_V11.5875	3.17 x 10^5	0.263	-0.408	0.263	0.405	-	-
AST_V12.875	3.52 x 10^5	0.256	-0.405	0.260	0.400	-	-

5.2.2 Sabit Hızda Farklı Rüzgar Açılarında Türbülans Karakteristiklerinin İncelenmesi

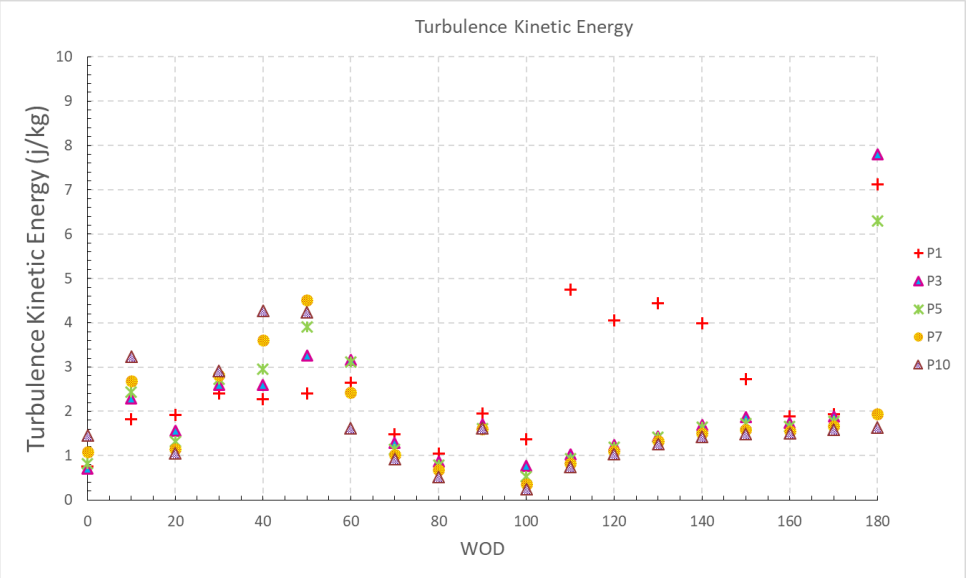
Girdap merkezlerinin rüzgar hızı ve profiline bağlı olarak incelenmesinin ardından, rüzgar açısının uçuş güvertesi üzerindeki merkez hattındaki noktalar üzerindeki kinetik enerji dağılımı ve türbülans yoğunluklarına etkileri de değerlendirilmiştir. Bu analizler, deney ölçeği olan 1/350 ölçeğinde gerçekleştirilmiştir. Çalışma kapsamında, gemiye 0° ile 180° arasında, 10'ar derece aralıklarla değişen rüzgar açıları uygulanarak geminin maruz kalabileceği tüm rüzgar durumları detaylı bir şekilde incelenmiştir. Bu rüzgar açıları Şekil 5. 11'de açıkça görülmektedir.



Şekil 5. 11 WOD rüzgar açılarının gösterimi

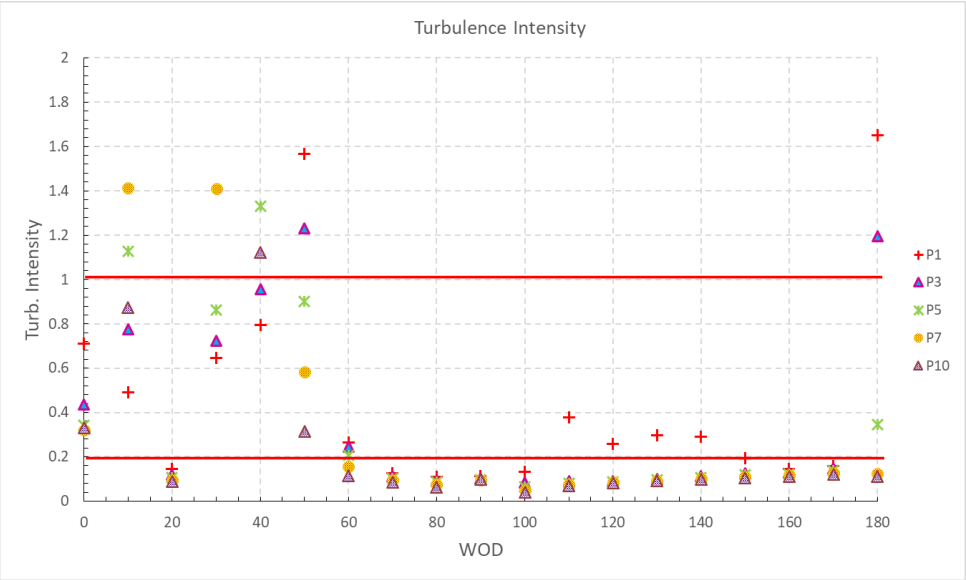
Şekil 5. 12'de ise rüzgar geliş açısına göre uçuş güvertesinin merkez hattı üzerindeki noktalarda türbülans kinetik enerji dağılımı görülmektedir. Özellikle rüzgarın baş ve baş omuzluktan alındığı durumlarda gemi üst yapısı kaynaklı bozucu etkilerin yoğun olması sebebiyle türbülans kinetik enerjisi de artış eğilimi göstermektedir. Özellikle 40° ve 50° açıları için türbülans kinetik enerjisi incelendiğinde bu rüzgar açısının kritik bir değerde olduğu görülmektedir. Ancak rüzgarın bordadan geldiği 90° ve sonrasındaki açılarda bozucu etkilerin baştan

gelen durumlara göre az olması sebebiyle türbülans kinetik enerjinin daha stabil bir dağılım gösterdiği görülmektedir. Yalnızca güverteye en yakın hizada olan P1 noktasında yüzey etkilerinden kaynaklı türbülans oluşumu nedeniyle düzensiz bir dağılım gözlenmiştir.



Şekil 5. 12 WOD=0° için farklı Re sayılarında uçuş güvertesinin merkez hattı üzerindeki noktalarda türbülans kinetik enerji dağılımı

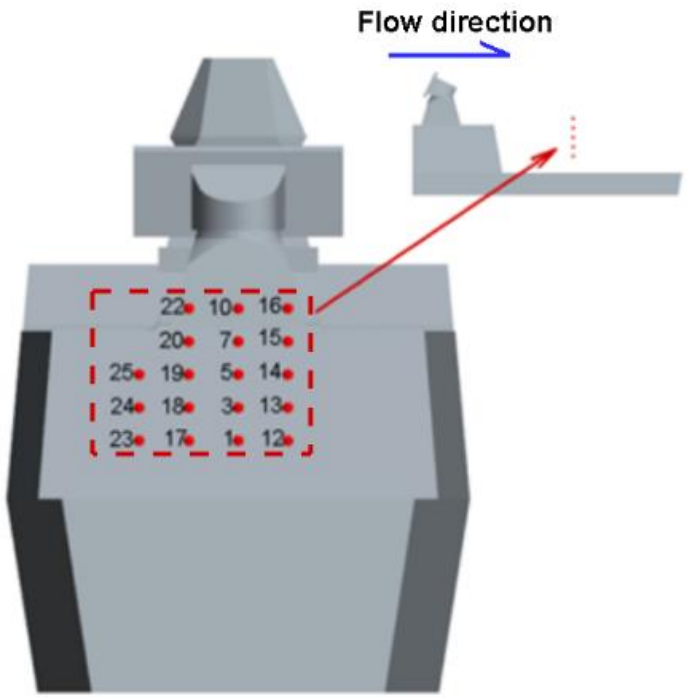
Şekil 5. 13'te ise rüzgar geliş açısına göre uçuş güvertesinin merkez hattı üzerindeki noktalarda türbülans yoğunluğu dağılımı görülmektedir. Rüzgar açısının baş taraftan geldiği açılarda yüksek türbülans yoğunluğu, baş taraftan gelen rüzgarın etkisiyle oluşan dalgalanmalar ve karmaşık akım yapılarının oluşumu ile ilişkilendirilebilir. Oluşan akım ayrılmaları, girdap oluşumları bu bölgede türbülanslı yapıyı artırdığını gösterir. Türbülans yoğunluğunun 0.2'den yüksek olduğu durumlar riskli kabul edilirken 1'in üzerinde olduğu durumlar ise olağan üstü durumlardır. Bu sebeplerden dolayı rüzgar açısı için 0°-50° arası helikopter operasyonları açısından risk teşkil etmektedir. Öte yandan 50° sonrasındaki açılarda ise akım hatlarının güverte üzerinde daha düzenli ilerlediğini ve iz bölgesindeki türbülans enerjisi kayıplarının yüksek oranda sürtünme direnci kaynaklı olduğunu ifade etmektedir.



Şekil 5. 13 Sabit Re sayısı için farklı WOD açılarında uçuş güvertesinin merkez hattı üzerindeki noktalarda türbülans yoğunluğu dağılımı

5.2.3 Atmosferik Sınır Tabaka Etkisi

Gemi etrafındaki aerodinamiğin atmosferik sebeplerden etkilendiği açıktır. Bu nedenle özellikle uçuş güvertesi üzerindeki hava akımı tahminlerinde doğru ve güvenilir sonuç elde etmek amacıyla sayısal çalışmalarda atmosferik sınır tabaka (AST) etkisinin ele alınması zorunludur. AST ile ilgili olarak binalar [124], arazi [92] ve SFS2 gemisi [123] etrafındaki akış üzerine çeşitli çalışmalar literatürde yayımlanmıştır. NATO-GD gemisinin uçuş güvertesi üzerindeki hava akımı için AST etkileri incelenmiş olup, uçuş güvertesi üzerindeki 18 farklı noktadan hız alanı gözlemlenerek incelenmiştir. Şekil 5.14'de gösterildiği gibi bu noktalar akım yönüne yatay ve dikey doğrultuda alınmıştır [86].



Şekil 5.14 Uçuş güvertesi üzerinde bulunan kontrol noktaları

Tam ölçekli gemi boyuna göre, bu noktaların koordinat değerleri **Tablo 5. 9**'de verilmiştir. Noktaların x koordinatı x=11.811 metre olarak sabit tutulmuştur.

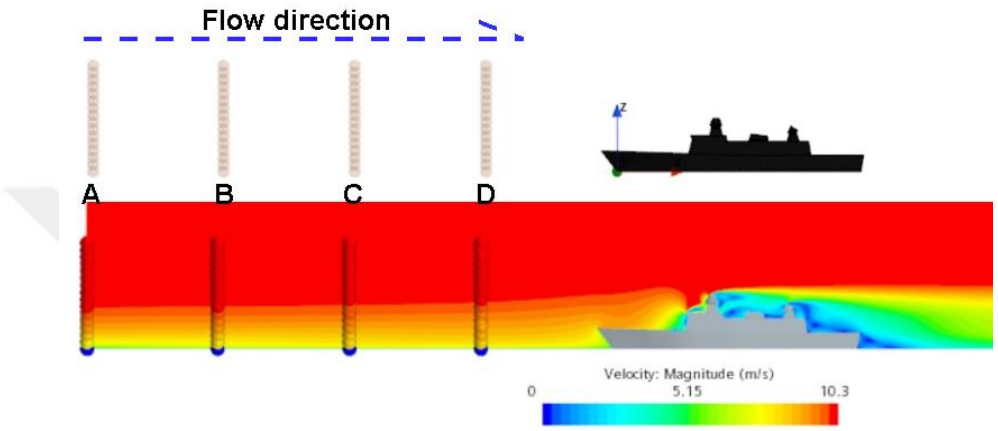
Tablo 5. 9 Kontrol noktalarının gemi başına göre koordinat değerleri

Kontrol noktaları	y (m)	z (m)	Kontrol noktaları	y (m)	z (m)
1	0	2.756	16	2.362	9.055
3	0	4.331	17	-2.362	2.756
5	0	5.906	18	-2.362	4.331
7	0	7.48	19	-2.362	5.906
10	0	9.055	20	-2.362	7.48
12	2.362	2.756	22	-2.362	9.055
13	2.362	4.331	23	-4.724	2.756
14	2.362	5.906	24	-4.724	4.331
15	2.362	7.48	25	-4.724	5.906

Bu noktalardaki üç hız bileşeni, iki farklı giriş koşulu için elde edilmiştir. İlk durum, U=10.3 m/s uniform hız girişi koşuluna dayanmaktadır. İkinci durumda ise AST etkilerini incelemek üzere AST hız profili hız girişi olarak tanımlanmıştır. Bu bölümde her iki giriş hız profili için elde edilen sonuçlar, AST etkilerinin dikkate alınmadan elde edilen deneysel veriler ile kıyaslanmıştır [86]. Bu sayede AST

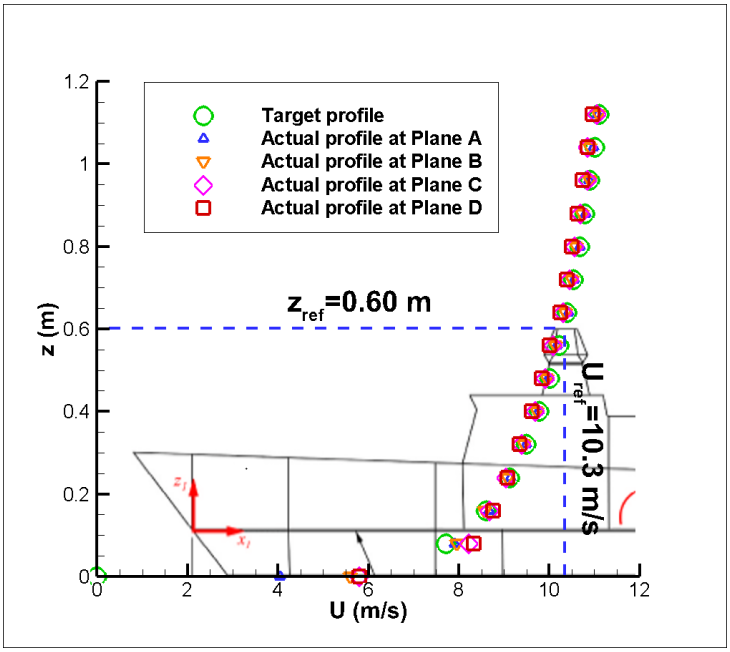
etkilerinin uçuş güvertesi üzerinde bulunan farklı konumlardaki hız bileşenlerinin karşılaştırılarak sayısal performans değerlendirilmiştir.

Sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılmasından önce, istenilen hız profilinin hız girişi olarak tanımlandığından emin olunmalıdır. Bu amaçla, istenilen hız profilinin gemi üstyapısına tam olarak ulaşabileceğini göstermek için geminin akış yukarısında dört farklı düzlemde hız değerleri elde edilmiştir. Bu düzlemler ve geminin konumu Şekil 5.15'te gösterilmektedir.

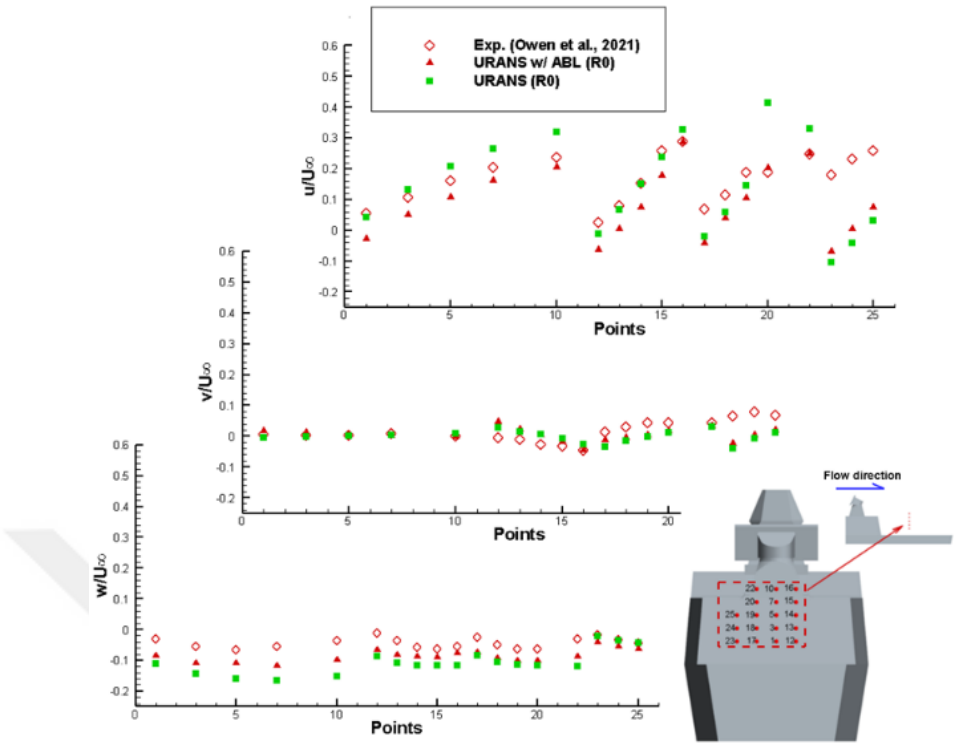


Şekil 5.15 Akım yönünde gemiye doğru ilerleyen farklı düzlemlerdeki hız profilleri

Şekil 5.16, farklı düzlemlerdeki gerçek hız profillerinin istenen hız profili ile iyi bir uyum gösterdiğini ortaya koymaktadır. Bu durum, atmosferik sınır tabakasının sayısal yönteme başarıyla uygulandığını göstermektedir.



Şekil 5.16 Geminin akış alanında farklı düzlemlerdeki hız profilleri

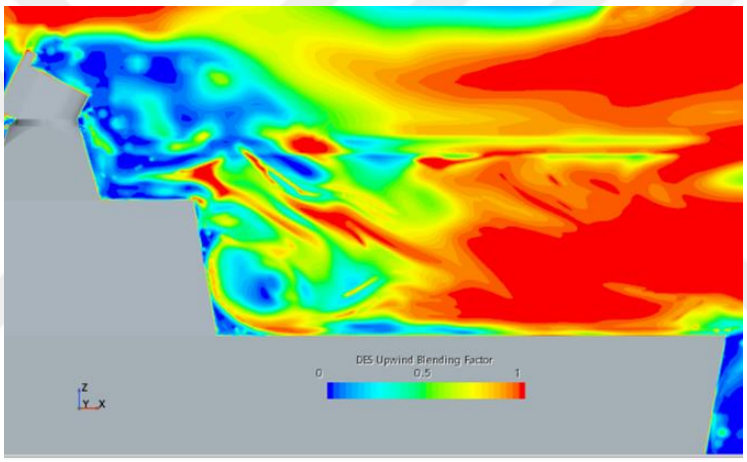


Şekil 5.17 WOD=0° durumunda URANS yöntemiyle uniform akım AST profiline sahip akım ile elde edilen hız dağılımları

Şekil 5.17, URANS yaklaşım sonuçlarının deneysel veriler ile karşılaştırılmasını göstermektedir. Sayısal sonuçlar, baştan gelen rüzgar durumu için AST profili varlığında ve yokluğunda elde edilmiştir. Burada G0 kırmızı ve sıfır açıyı ifade eder ve rüzgarın iskele yönünden sıfır açıyla geldiği anlamına gelir. Sonraki bölümlerde G15 ve G30 durumları olarak farklı sonuçlar da sunulacaktır. Sonuçlar Şekil 10'da açıklandığı üzere önceden tanımlanmış 18 nokta üzerinden elde edilen deneysel veri ile karşılaştırılmıştır [86]. Hız dağılımları, AST profiline sahip URANS sonuçlarının üç hız bileşeni için deneysel verilerle daha iyi bir uyum sağladığını göstermektedir. Özellikle hızın x ve z bileşenlerinde AST profilinin önemi vurgulanırken, y bileşeni üzerinde belirgin bir etkisi gözlenmemektedir. Z bileşeninde göreli fark daha yüksek olmasına rağmen deneysel eğilimle uyumludur. Y bileşeni sonuçları, özellikle merkez noktalarda deneysel verilerle oldukça iyi bir uyum göstermektedir. Genel bakış açısından değerlendirildiğinde, sancak ve iskele yan noktalarındaki sapmalar daha yüksekken, merkez noktalarda iyi bir uyum bulunmaktadır.

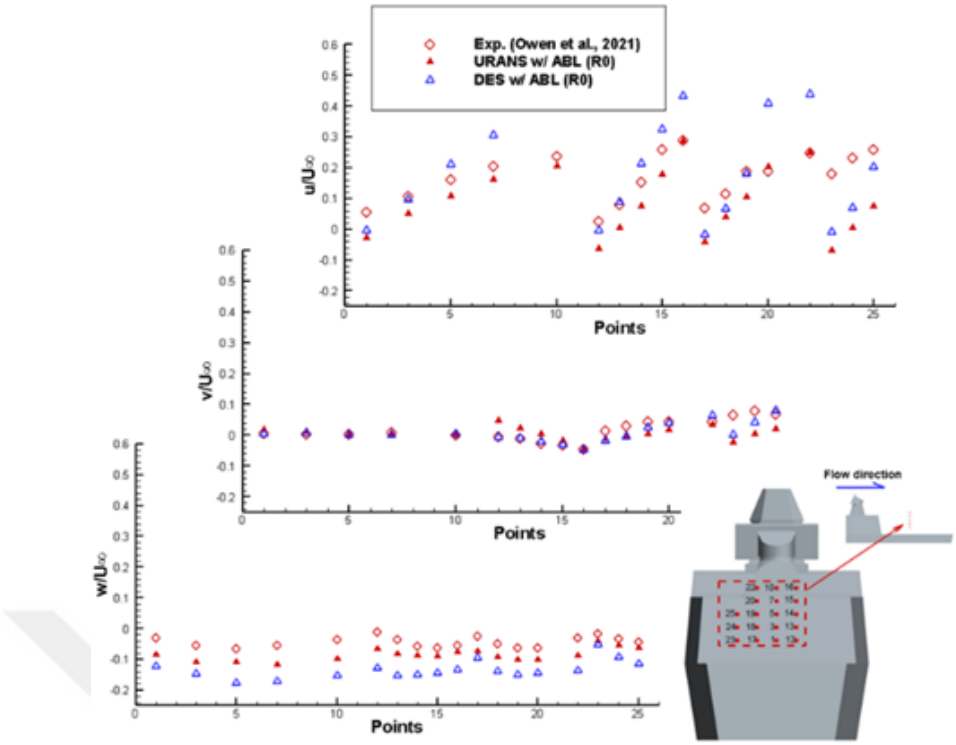
5.2.4 DES Türbülans Yönteminin Etkisi

Hem URANS hem de DES yöntemi için Menter's Sheer Stress Transport (SST) k-ω türbülans modeli [125], [126] ters basınç gradyanları ve akım ayrılmaları için kullanılmıştır [127]. Reynolds sayısından bağımsız, akım ayrılmaları için kullanılan DES yöntemi ise makul bir hesaplama maliyeti ile kullanılabilmektedir [128], [129]. Şekil 5. 18'de DES yöntemi için 'upwind blending factor' olarak tanımlanan değerin güverte üzerindeki dağılımı gösterilmektedir. Bu değer 0'a yakın olduğunda, çözümün LES türbülans modeline daha yakın olduğu; 1'e yaklaştığında ise RANS tabanlı bir çözüm elde edildiği görülmektedir (denklem 2.6). Çalışma kapsamında incelenen noktaların bulunduğu bölgelerde, çözümleme ağırlıklı olarak LES yöntemine dayalı olarak gerçekleştirilmiştir.



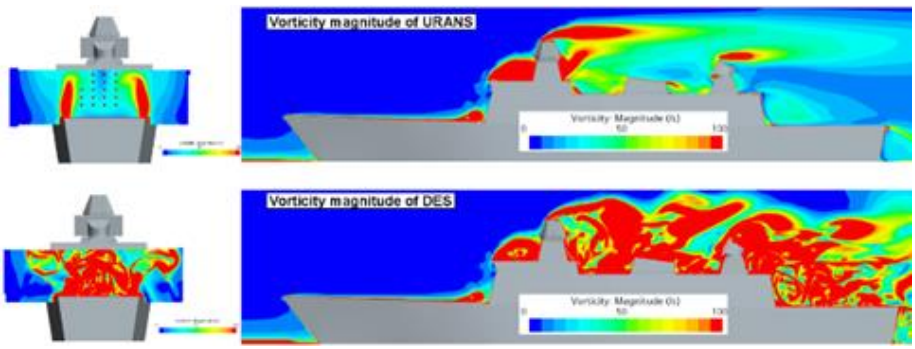
Şekil 5. 18 DES upwind blending factor

Şekil 5.17'de verilen sonuçlara ek olarak, Şekil 5.19'da URANS ve DES yöntemlerinin AST hız profili durumundaki sayısal sonuçları deneysel veriler ile karşılaştırmalı olarak sunulmuştur. Hızın x bileşeni için, en yüksek irtifadaki noktalarda (22, 10, 16 numaralı noktalar), DES sonuçları deneylerle karşılaştırıldığında URANS sonuçlarına göre daha fazla uyumsuzluk göstermektedir. Merkez hattı, sancak ve iskele tarafında bulunan diğer noktalarda her iki yöntem de deneylerle iyi bir uyum gösterirken, DES yöntemi deneylerle daha iyi örtüşmektedir. DES yaklaşımı ile deneyler arasındaki fark, merkez noktalarla karşılaştırıldığında sancak ve iskele tarafındaki noktalarda daha küçük olmaktadır.



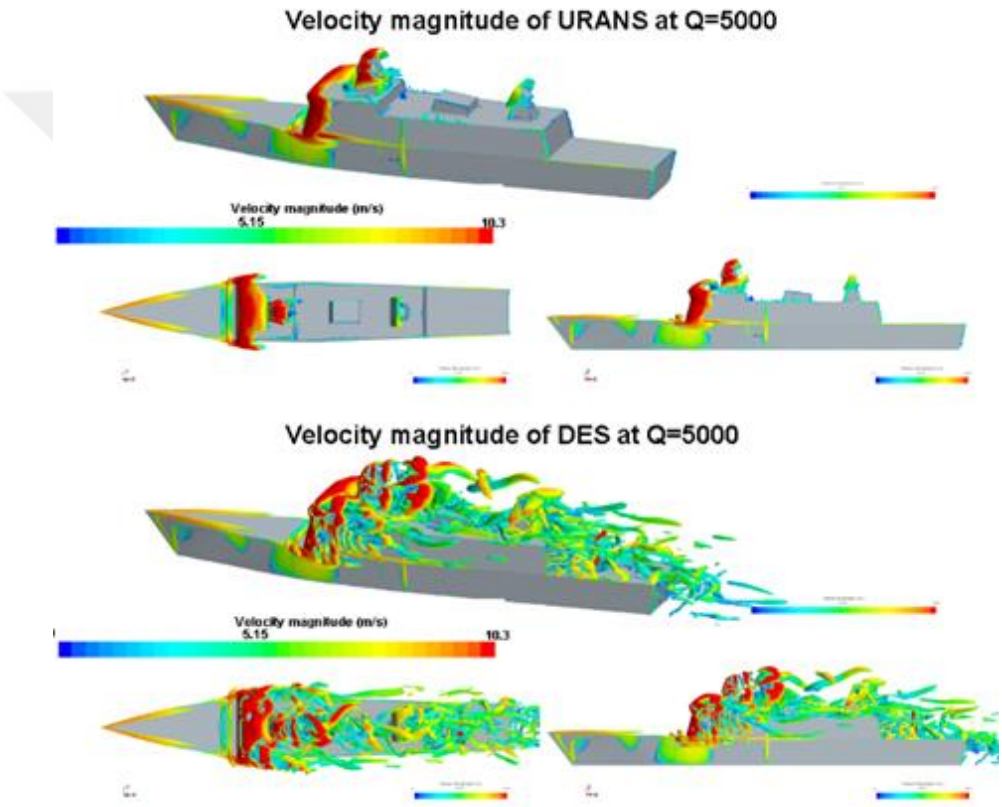
Şekil 5.19 WOD=0° durumunda URANS ve DES yöntemiyle uniform akım AST profiline sahip akım ile elde edilen hız dağılımları

Hızın y bileşeni için, merkez hattında bulunan noktalarda (noktalar 1, 3, 5, 7, 10) URANS ve DES sonuçları benzer çıkarken, iskele ve sancak tarafındaki noktalarda DES yaklaşımı daha iyi uyum göstermektedir. Hızın z bileşeni, her iki yöntemde de deneylerle benzer bir eğilim göstermektedir; URANS sonuçları daha iyi bir uyum sunmaktadır. Z bileşeni için, DES sonuçları iskele tarafında dış noktalarda (noktalar 25, 24 ve 23) daha az fark göstermektedir.



Şekil 5.20 URANS ve DES için yatay ve enine düzlemlerde girdap büyüklüğü (WOD=0°)

Şekil 5.20, iki türbülans yöntemi arasındaki farkı, baştan rüzgar koşulları (R0) altında yatay ve enine düzlemlerde girdap büyüklüğü konturları açısından göstermektedir. Beklendiği gibi, URANS yaklaşımı girdap alanı hakkında sınırlı bilgi sağlarken, DES tekniği tüm girdap alanını çözümleyip alan içerisindeki küçük girdapları göstermektedir. Yeniden yapışma bölgesinin URANS ve DES yöntemleri arasında farklılık gösterdiği gözlemlenebilir. URANS yöntemi radar direği üzerindeki üst yapıda aynı girdap büyüklüğünü öngörmektedir. Direk geometrisinden sonra DES yöntemi girdapları daha ayrıntılı bir şekilde tahmin etmektedir.

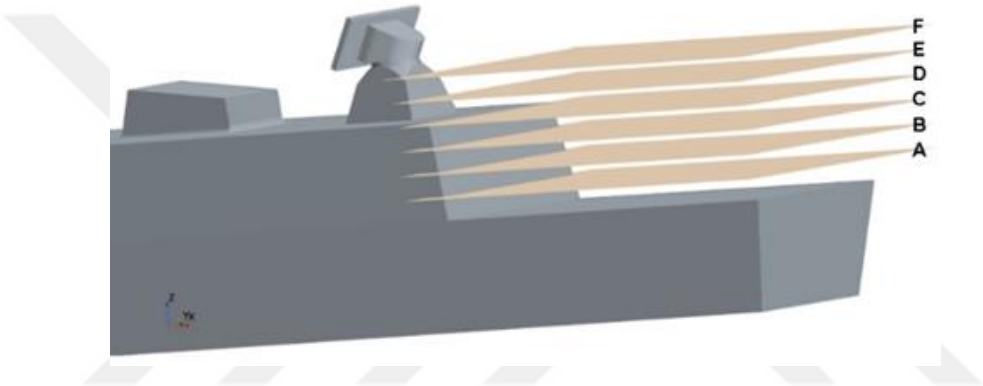


Şekil 5.21 URANS ve DES (WOD=0°) için hız büyüklüğü ile renklendirilmiş Q-kriterinin gösterimi

Şekil 5.21, baştan gelen rüzgar koşulu (R0) için her iki türbülans yöntemi için hız büyüklüğü ile renklendirilmiş Q-kriterinin izo yüzeylerini göstermektedir. Q-kriteri, girdap tanımlama yöntemi olarak yaygın bir şekilde kullanılmaktadır [130], [131] ve bu değer için herhangi bir sınırlama yoktur. Adil bir karşılaştırma yapmak amacıyla, bu çalışmada Q kriteri, Q=5000 olarak seçilmiştir. Şekil 5.20'de olduğu gibi, URANS simülasyonu kullanıldığında radar direğinin arkasında girdaplar

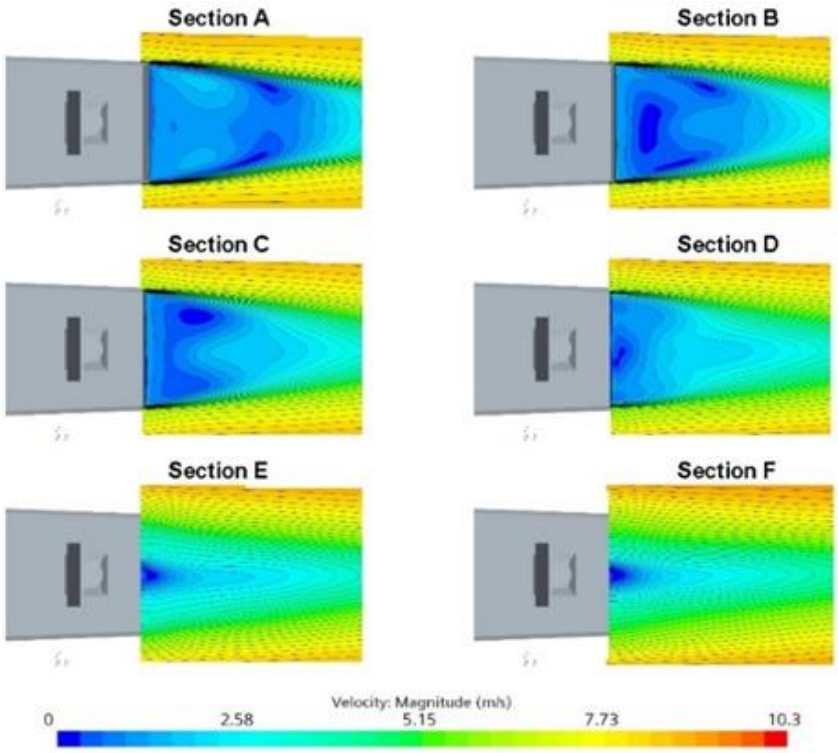
görülemezken, DES simülasyonu, gemi üst yapısı üzerinde oldukça detaylı girdap yapıları sağlayabilmektedir.

Hız bileşenlerinin karşılaştırılmasında kullanılan yukarıda belirtilen 18 noktanın yanı sıra, uçuş güvertesi üzerinde konumlanan altı farklı düzlemde detaylı akış alanı analizi gerçekleştirilmiştir. URANS ve DES yöntemleri arasındaki farkı göstermek amacıyla, girdaplık, helisite ve türbülans kinetik enerjisi gibi çeşitli parametreler incelenmiştir. Burada, B düzlemi hangar yüksekliğinin ortasında, D düzlemi ise hangar yüksekliğinin üst kısmında konumlandırılmıştır. E ve F düzlemleri, yangın kontrol radarının arkasındaki iz akışını görselleştirmek amacıyla yerleştirilmiştir (Şekil 5.22).



Şekil 5.22 Detaylı akış karakteristiğinin incelendiği düzlemler

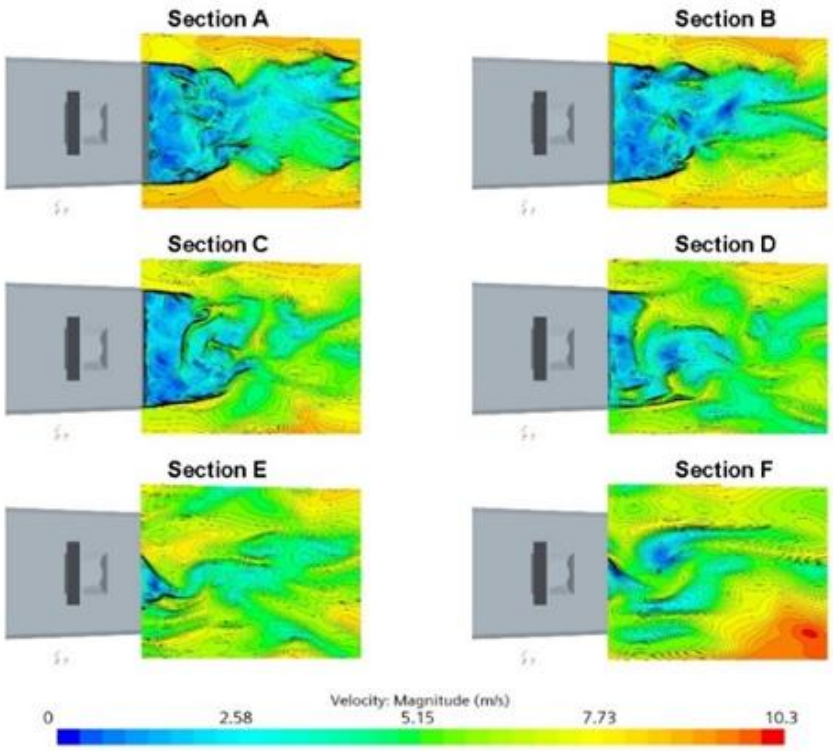
Bu çalışmada sayısal yöntemlerin karşılaştırılması, uçuş güvertesinin ortasında konumlanan çeşitli noktalardaki hız bileşenleri üzerinden yapılmıştır. URANS ve DES yöntemlerinin sonuçları birbirine benzerdir; ancak bazı noktalarda DES yöntemi, deneylerden URANS yöntemine kıyasla daha fazla sapma göstermektedir. Bu nedenle, URANS ve DES yöntemlerinin akış alanı detaylarını analiz etmedeki farklarını göstermek amacıyla altı düzlem kesitindeki hız dağılımı da Şekil 5.23 ve Şekil 5.24'te sunulmuştur.



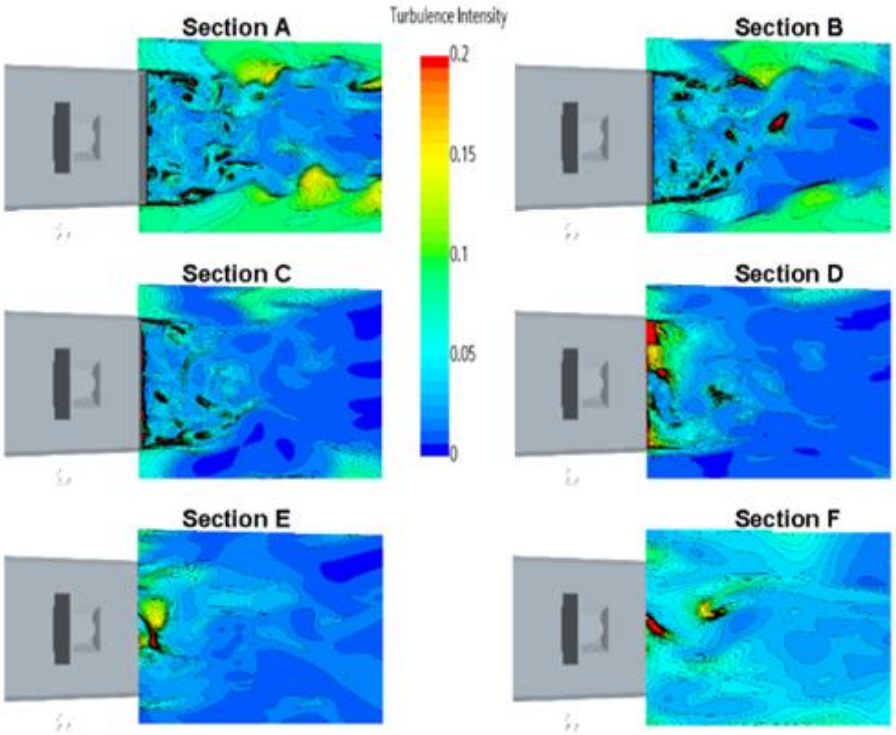
Şekil 5.23 Çeşitli düzlemlerde URANS yöntemi ile elde edilen hız dağılımı

Şekil 5.23, çeşitli yüksekliklerdeki hız büyüklüğünü gösteren URANS sonuçlarını sunmaktadır. Beklendiği gibi, üst yapının arkasındaki ayrılma bölgesinde hız alanı oldukça düşükken, yanlarda hızda çok az kayıp bulunmaktadır. Ayrıca, D ile F düzlemlerinde akış alanında bir simetri gözlemlenebilir; ancak radar, bu düzlem kesitlerinin yukarısında yer almaktadır.

Diğer yandan, Şekil 5.24'te verilen DES sonuçları, akış alanının incelenmesinde çok daha faydalıdır. Beklendiği gibi, tüm yüksekliklerde akış oldukça karmaşık ve asimetriktir. Ayrılma bölgesine giren ters akışlar görülebilmektedir. Hangar bölmesi ve üst yapının keskin kenarları nedeniyle yanlarda küçük girdaplar oluşmaktadır. Yangın kontrol radarının arkasında konumlanan en üst düzlem, bu engelden güçlü bir şekilde etkilenmektedir. Geminin sancak tarafındaki girdaplar kaybolmakta ve bu bölge helikopterler için güvenli bir yaklaşma rotası olarak değerlendirilebilmektedir. Tüm yüksekliklerde, bu bölge helikopterler için en güvenli alan olarak görünmektedir. Şekil 5.23 ve Şekil 5.24'e bakıldığında, URANS, helikopter yaklaşma bölgesindeki ani rüzgar değişimlerini yetersiz temsil etmekte ve bu bölgeyi helikopter operasyonu için güvenliymiş gibi göstermektedir. Bununla birlikte DES'in, belirlenen alanlarda uçuş güvenliğini etkileyen zorlu faktörleri öne çıkarabildiği sonucuna varılabilir.



Şekil 5.24 Çeşitli düzlemlerde URANS yöntemi ile elde edilen hız dağılımı

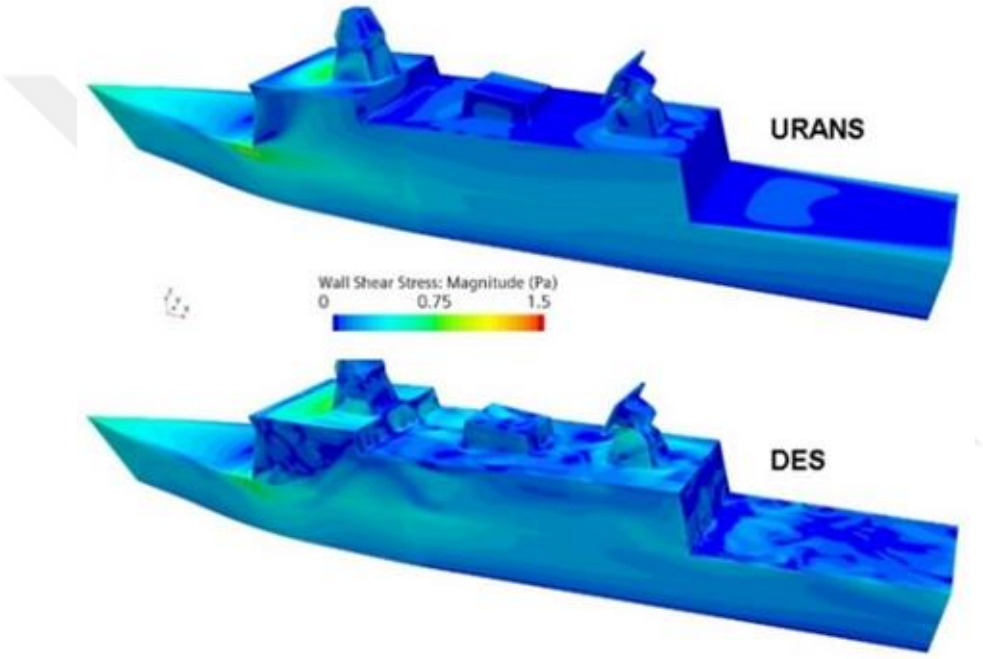


Şekil 5.25 Çeşitli düzlemlerde DES yöntemi ile elde edilen türbülans yoğunluğu

Hız dağılımına ek olarak, türbülans yoğunluğu hesaplanmış ve kontur olarak Şekil 5.25'te sunulmuştur. Türbülans yoğunluğu, rüzgar hızındaki sapmanın gerçek

rüzgar hızına oranıdır. Denizcilik ve açık deniz uygulamaları gibi birçok alanda, güvenli helikopter operasyonları için türbülans yoğunluğu farklı yüksekliklerde sabit bir değere sınırlıdır. Türbülans yoğunluğu değeri bu sınırı aşmamalıdır; aksi halde helikopter operasyonu tehlikeye girebilir.

Şekil 5.25'ten görüldüğü üzere, daha düşük yükseklikler, uçuş güvertesi ve üst yapıya yakınlıklarından dolayı karmaşık ve yoğun türbülans desenlerine sahiptir. Türbülans yoğunluğu, güverteden yükseklik arttıkça azalmakta ve girdap ölçekleri de küçülmektedir. Radar ile aynı hizada olan yükseklik, güvenli bir helikopter operasyonu için en güvenli deseni sunmaktadır.



Şekil 5.26 Gemi gövdesindeki duvar kayma gerilmesi

Şekil 5.26, her iki türbülans yöntemi ile elde edilen gövde yüzeyindeki duvar kayma gerilmesini göstermektedir.

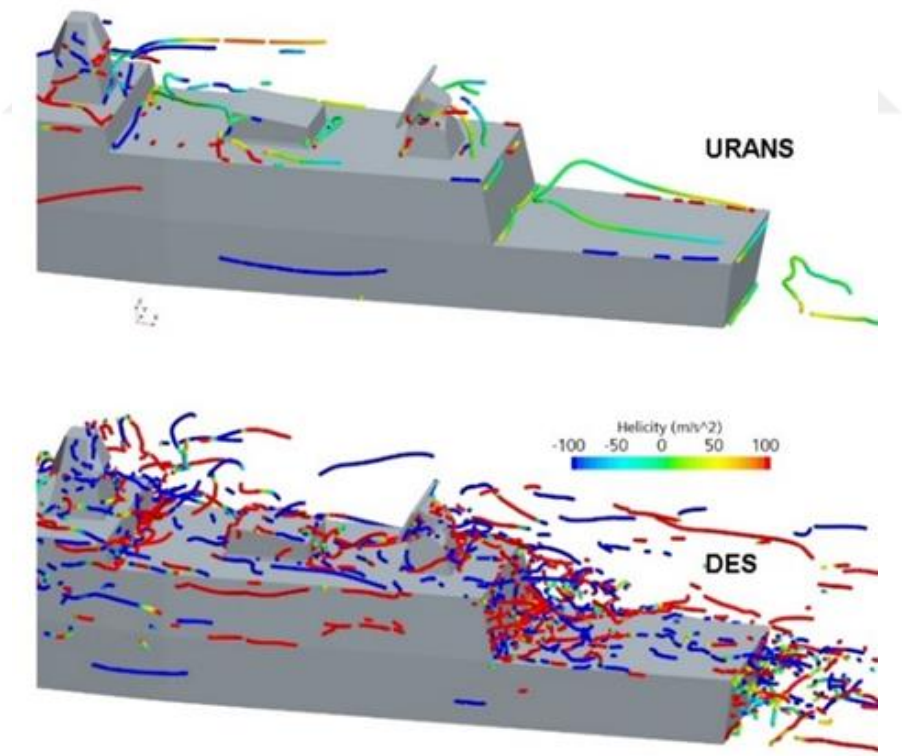
URANS sonuçları, uçuş güvertesinin neredeyse tüm bölgelerinde duvar kayma gerilmesinin sıfır olduğunu, yani güverte yüzeyinde neredeyse hiç akım ayrılması olmadığını göstermektedir. Öte yandan, DES sonuçları, uçuş güvertesindeki akım ayrılmalarını daha gerçekçi bir şekilde vurgulamaktadır. Her iki yöntemin de uçuş güvertesi üzerindeki belirli noktalarda benzer hız bileşenleri verdiği gözlemlenebilir, ancak DES yöntemi güverte yüzeyindeki akım ayrılmalarını daha doğru bir şekilde öngörmektedir. Yine, URANS yöntemi güverte yüzeyinde akım

ayrılması olmadığını belirtirken, DES yöntemi uçuş güvertesinde personel için tehlike arz eden akım ayrılmalarını göstermektedir.

Helisite (H), türbülanslı akışlarda akışın sarmal (helical) yapısını karakterize eden önemli bir büyüklüktür. Helisite, hız vektörü ile vortisite vektörünün skaler çarpımının hacim üzerinde alınan integrali olarak tanımlanır ve denklem 5.1'deki gibi ifade edilmektedir [132].

$$H = \int_V \vec{u}.\vec{w}\, dV \tag{5.1}$$

Helisite pozitif veya negatif değerler alabilir. Pozitif değerler saat yönünde sarmal bir yapıyı, negatif değerler ise saat yönünün tersine sarmal bir yapıyı temsil eder. Türbülanslı akışlarda helisitenin korunumu, akışın topolojik özelliklerinin korunmasıyla ilişkilidir ve türbülans dinamiklerinin daha iyi anlaşılmasına katkı sağlar.



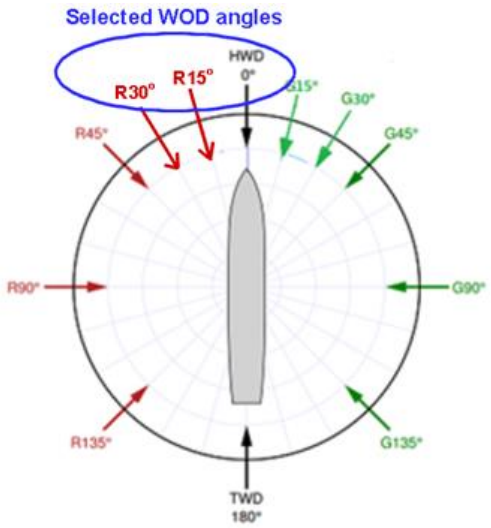
Şekil 5.27 Helisite ile renklendirilmiş üst yapı etrafındaki girdap çekirdekleri

Helisite, girdap merkezlerini ifade etmesi nedeniyle türbülanslı akış bölgelerinin detaylı incelenmesinde önemli bir parametredir. Özellikle güverte arkasında yoğun

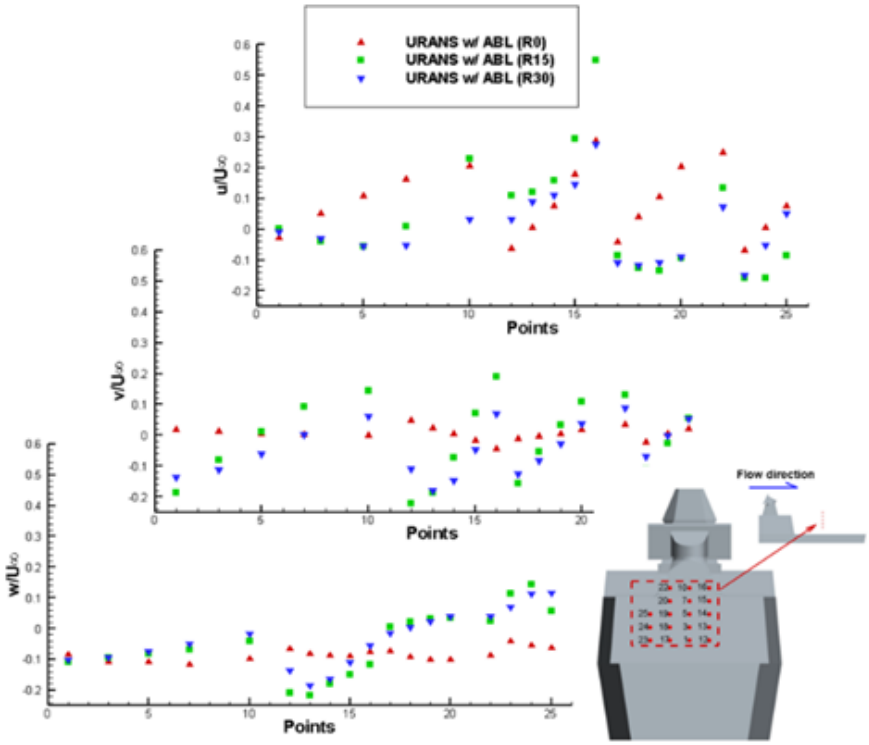
girdap oluşumları gözlendiğinden, bu bölgelerdeki girdaplılık yapısının daha net anlaşılabilmesi için helisite görselleştirmeleri Şekil 5.27'de sunulduğu üzere kullanılmıştır. Hangar bölmesinin arkasındaki bölgeye odaklanıldığında, ters yönlerde karmaşık girdap çekirdekleri olduğu açıkça görülmektedir; çünkü mavi ve kırmızı renkler, girdapların yönünü belirleyen helisitenin negatif ve pozitif değerlerini göstermektedir. URANS yöntemi, sadece uçuş güvertesinin üzerinde bir helisel girdap çekirdeği gösterirken, DES yöntemi farklı yönlere sahip daha küçük helisel girdap çekirdeklerini simüle etmektedir. Girdap çekirdeklerinin eksenel yönde uçuş güvertesinin yarısından sonra kaybolduğu görülebilmektedir.

5.2.5 Rüzgar Geliş Açısının Etkisi

Muharip bir askeri geminin uçuş güvertesi üzerinde gerçekleştirilen helikopter operasyonları tüm rüzgar açılarıyla yapılmamaktadır. Çoğunlukla, iniş ve kalkış operasyonları sırasında baş bodoslama rüzgar senaryoları özellikle önemlidir; bu nedenle, Şekil 5.28'de gösterildiği gibi, güvertedeki rüzgar açıları olarak 0, 15 ve 30 derece dikkate alınmıştır. Şekil 5.28'de HWD ve TWD sırasıyla Baş Rüzgar Yönü ve Kıç Rüzgar Yönü anlamına gelmektedir. R15 ve R30 ise rüzgarın sancak tarafından geldiğini belirtmektedir (Kırmızı).



Şekil 5.28 Tez çalışması kapsamında incelenen bağıl rüzgar açıları (WOD=0°, 15° ve 30°)



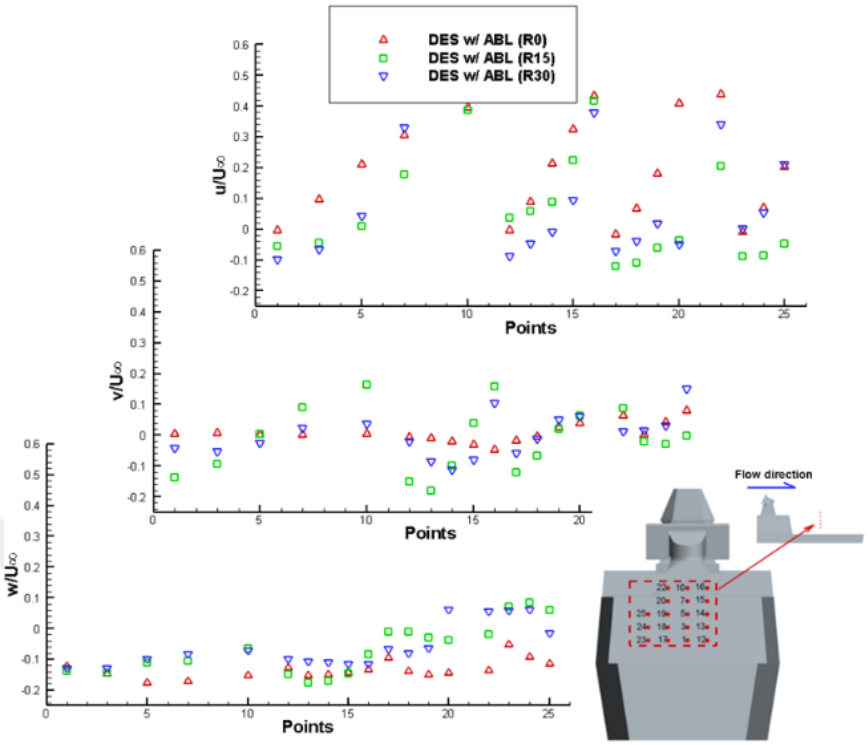
Şekil 5.29 WOD=0°, 15° ve 30° için URANS ile AST profiline sahip hız dağılımları

Şekil 5.29, güvertedeki rüzgar açılarının 0, 15 ve 30 derece olduğu üç farklı durumda URANS yaklaşımının sonuçlarını göstermektedir. X yönündeki hız bileşeni için, tüm noktalarda sıfır açılı baş rüzgarı, çoğunlukla baş bodoslama rüzgar açılarından sapma gösterir. Şekil 5.29'da gösterildiği gibi rüzgarın sancak tarafından geldiği düşünüldüğünde, sancak tarafındaki noktalarda (nokta 12, 13, 14, 15, 16), bağıl rüzgar açısının hız dağılımı üzerinde bazı etkileri varken, iskele tarafındaki noktalarda (nokta 17, 18, 19, 20, 22), 15 ve 30 derece için neredeyse hiçbir etki görülmemektedir.

Y yönündeki hız bileşeni için, yine sıfır açılı baş rüzgarı diğer göreli rüzgar açılarına kıyasla farklılıklar göstermektedir. Hem 15 derece hem de 30 derece arasındaki noktalarda tüm noktalar boyunca bazı tutarsızlıklar gözlemlenmekle birlikte, her iki açının hız dağılımı eğilimleri benzerdir. Dış borda tarafında (23, 24, 25 numaralı noktalar) ise hız dağılımı üzerinde WOD açısının neredeyse hiçbir etkisi bulunmamaktadır.

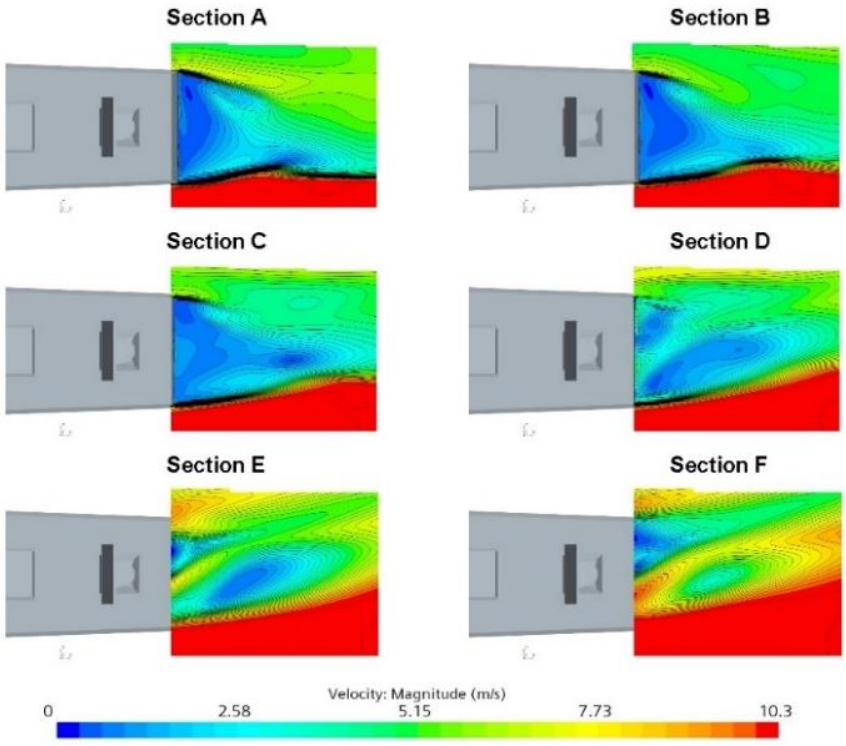
Z yönündeki hız bileşeni için, merkez hattı noktalarında çok az açı etkisi gözlemlenmiştir. Ancak, sancak ve iskele taraflarında, baş rüzgarı için elde edilen

sonuçlar diğer bulgulardan farklılık göstermekte olup, göreli rüzgar açısı 15 ve 30 derece olduğunda hız dağılımı neredeyse aynı olmaktadır.



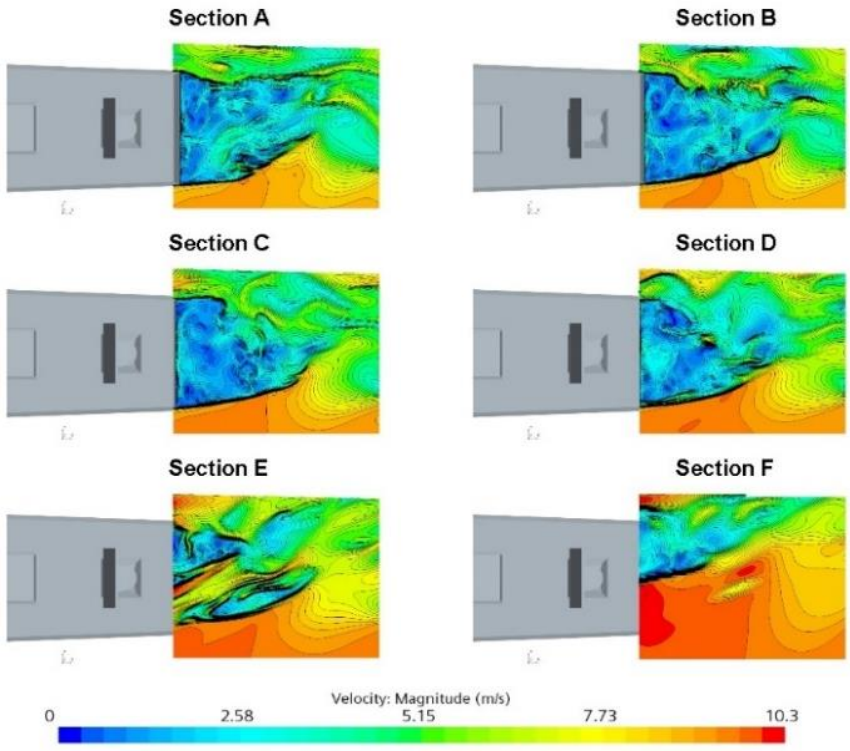
Şekil 5.30 WOD=0°, 15° ve 30° için DES ile AST profiline sahip hız dağılımları

DES yöntemi ile elde edilen sonuçlar, 0, 15 ve 30 derece olmak üzere üç farklı güverte üzeri rüzgar açısı için Şekil 5.30'de gösterilmiştir. X-hız bileşeni için baş rüzgar açısı tüm noktalarda diğer rüzgar açılarından ayrılırken, merkez hattı noktalarında 15 ve 30 derece arasında minimum fark bulunmaktadır. Şekil 5.23'te görüldüğü gibi, DES ve URANS yaklaşımları ile elde edilen akış davranışı genel olarak benzerdir.



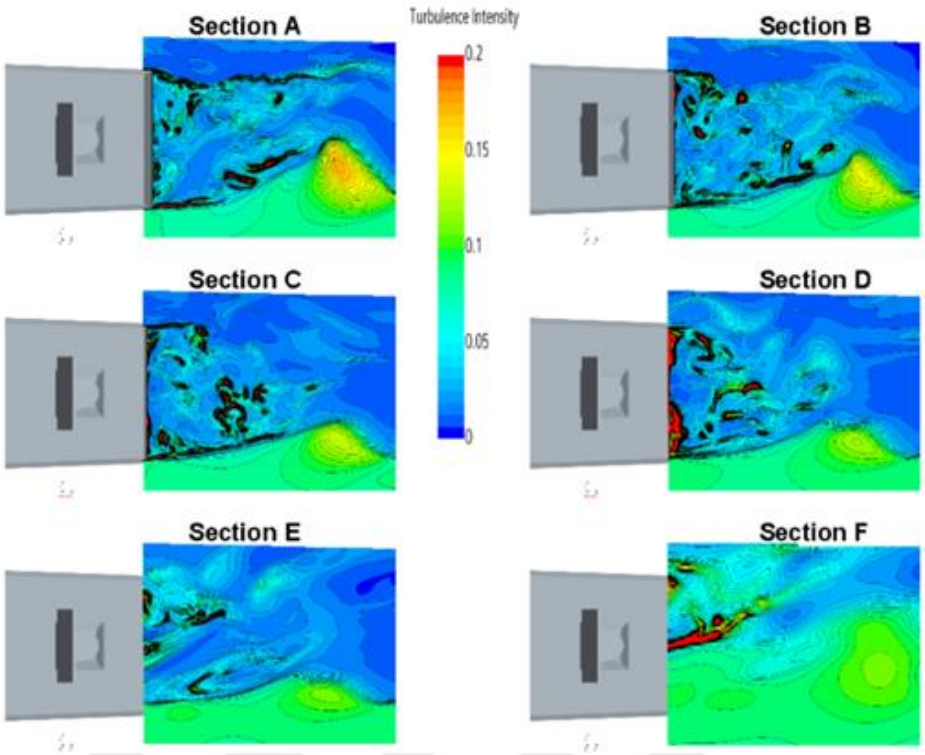
Şekil 5.31 URANS yöntemi ile elde edilen R15 rüzgar koşulu için hız dağılımı

Şekil 5.31, URANS ile R15 rüzgar koşulu altında (rüzgarın 15 derece açı ile iskele tarafından gelmesi) üstyapının arkasındaki farklı yüksekliklerdeki hız dağılımını göstermektedir. Bu rüzgar koşulunda, rüzgar beklendiği gibi akışı iskele tarafından süpürmektedir. Ancak, neredeyse tüm yüksekliklerde rüzgar yönünün etkisi hangar yüksekliğine kadar sınırlıdır. Atış kontrol radarının ardındaki akış bölgesinde ise akış daha fazla etkilenmektedir.



Şekil 5.32 DES yöntemi ile elde edilen R15 rüzgar koşulu için hız dağılımı

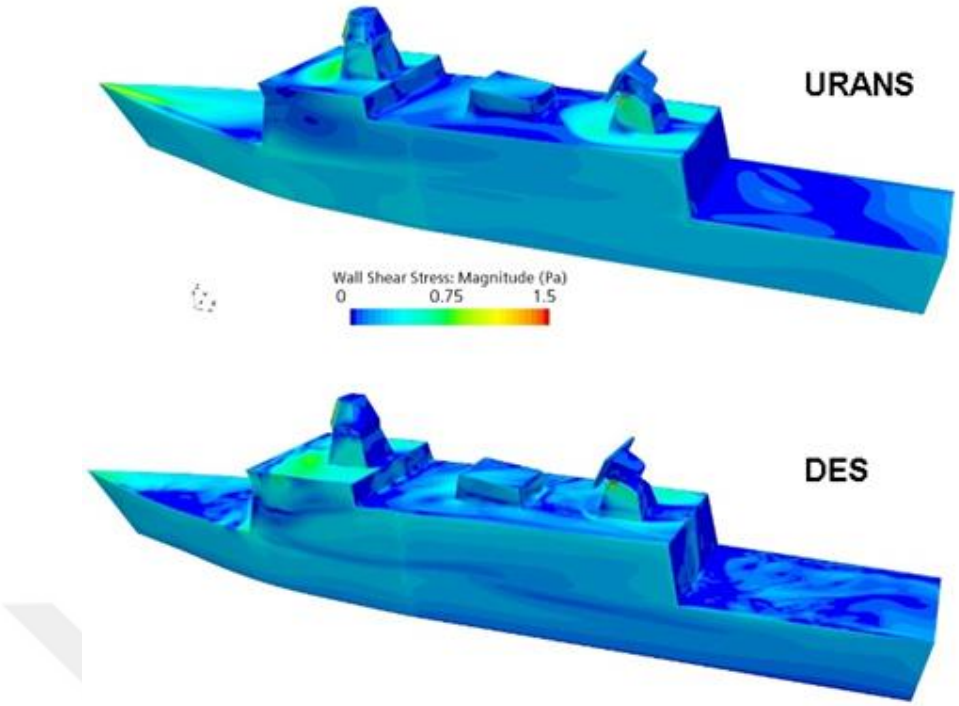
Şekil 5.32, rüzgar yönünün etkisini daha net bir şekilde gösteren DES yönteminin sonuçlarını sunmaktadır. URANS yönteminden farklı olarak, geri akış bölgelerinde önemli bir değişiklik gözlemlenebilir. Hangar bölmesinin arkasında ayrılma bölgesi neredeyse sabit kalırken, baş rüzgarı durumu (R0) ile karşılaştırıldığında rüzgar açısındaki değişimle radarın altındaki akış bölgesinde geri akışlar meydana gelmektedir. Baş rüzgarı durumuna benzer şekilde, URANS yöntemi, DES yöntemi ile karşılaştırıldığında ayrıntılı akış yapılarını göstermede yetersiz kalmaktadır. Özellikle Şekil 5.32'de, hangar bölmesi üzerindeki geri akışlar ve rüzgar değişimleri gözlemlenmekte olup, bu durum helikopterler için güvenli bir yaklaşma modeli hakkında fikir verebilir.



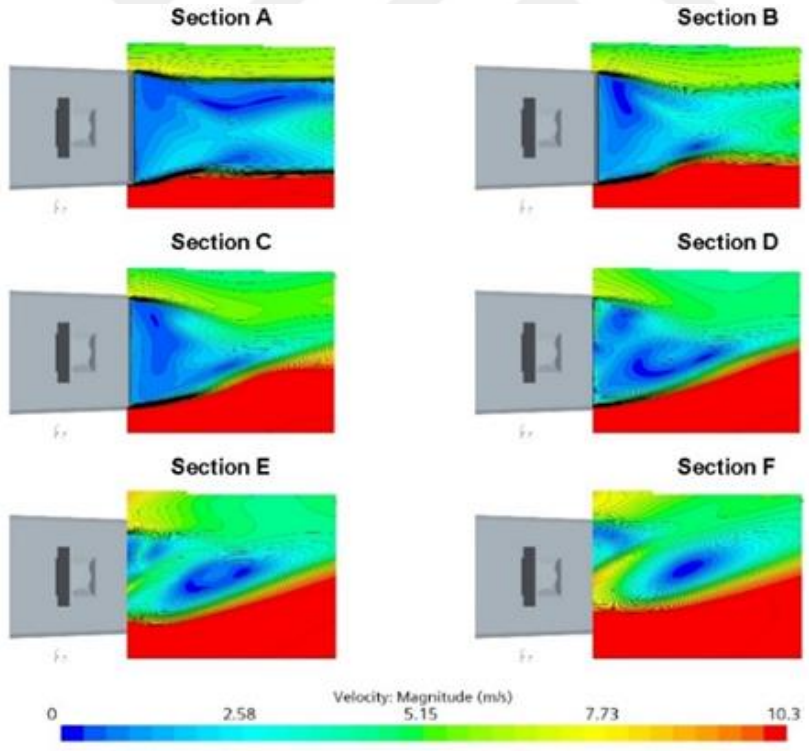
Şekil 5.33 R15 rüzgar koşulu için DES yöntemi ile elde edilen türbülans yoğunluğu

Şekil 5.33, R15 rüzgar koşulu altında, farklı yüksekliklerdeki güverte üzerindeki türbülans yoğunluğunu göstermektedir. Baştan gelen rüzgar (R0) durumu ile karşılaştırıldığında, akışın karmaşıklığı ve türbülans yoğunluğu önemli ölçüde artmaktadır. Ancak, rüzgar iskele tarafından geldiği için, düşük yüksekliklerde bile sancak tarafında daha güvenli bir bölge oluşmaktadır.

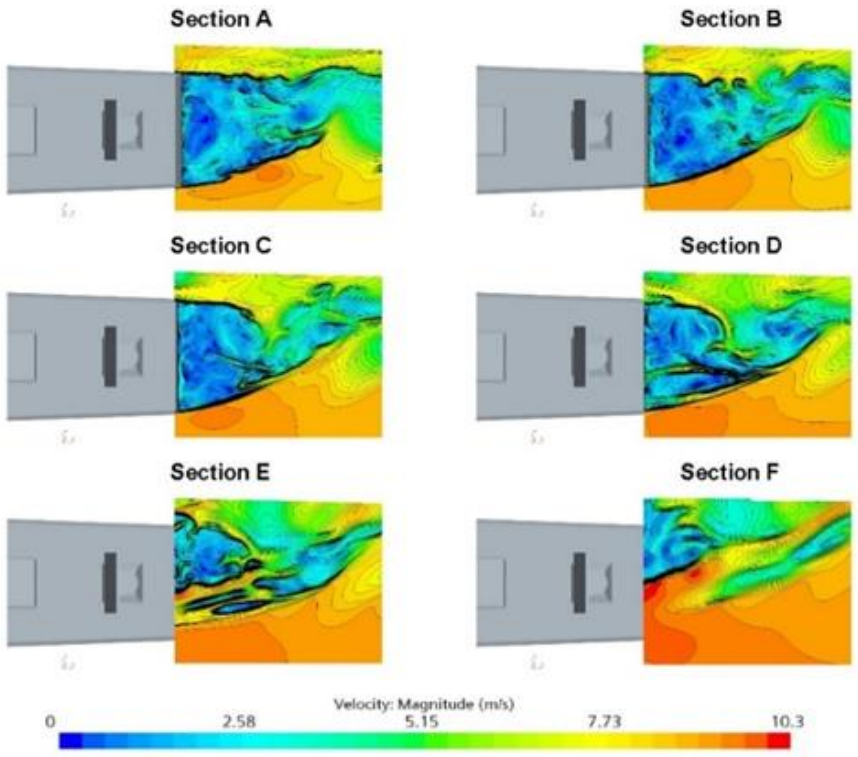
Duvar kayma gerilmesiyle ilgili olarak, Şekil 5.34'te gösterildiği gibi, uçuş güvertesi yüzeyindeki akış ayrılması DES yönteminde daha belirgin hale gelirken, URANS yöntemi hala baş rüzgarı koşuluna benzer şekilde az bir ayrılma göstermektedir.



Şekil 5.34 R15 rüzgar koşulunda gövde yüzeyindeki duvar kayma gerilmesi

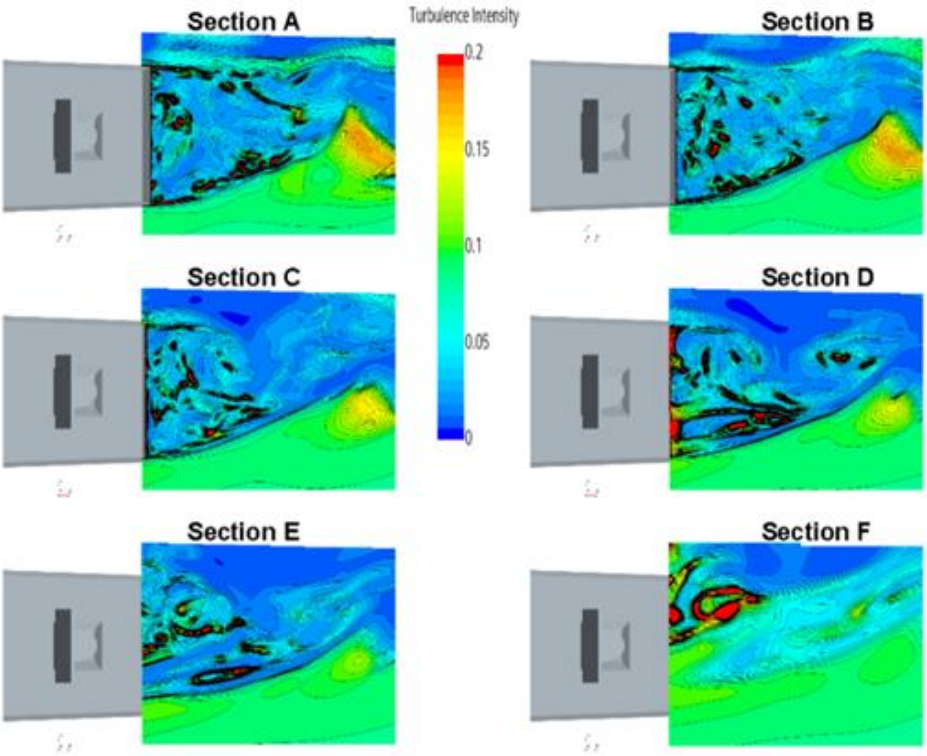


Şekil 5.35 URANS yöntemi ile elde edilen R30 rüzgar koşulu için hız dağılımı



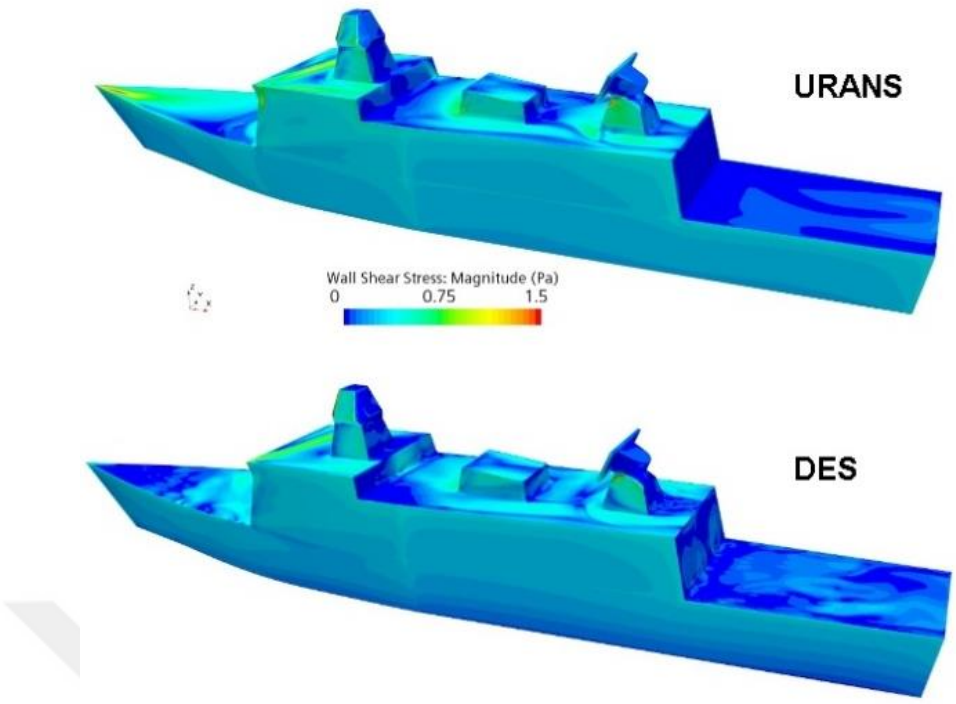
Şekil 5.36 DES yöntemi ile elde edilen R30 rüzgar koşulu için hız dağılımı

Şekil 5.35 ve Şekil 5.36, 30 derece rüzgar geliş açısı (WOD) için üst yapı arkasındaki farklı yüksekliklerdeki hız dağılımını göstermektedir. Bu durumda, rüzgarın sancak tarafından geldiği kabul edilmektedir ve rüzgar yönü etkileri üst yüksekliklerde daha belirgindir. Pilot, helikopter operasyonu sırasında aşağı yöndeki düzlemde oluşan büyük bir girdaptan haberdar olmalıdır. DES sonuçları, doğal olarak, bu akış alanını daha ayrıntılı bir şekilde simüle etmektedir. Rüzgar açısı etkileri, üst yapının kendisinin, hangar bölgesinin arkasında yer alan daha düşük yüksekliklerdeki girdapları engellemesi nedeniyle, radarın arkasında daha belirgin hale gelir. Radarın arkasındaki akış alanı, rüzgar yönünden güçlü bir şekilde etkilenir; girdaplar büyür ve akış ayrılmaları, helikopter operasyonları için tehlikeli olabilecek küçük ayrılma bölgelerine bölünür.



Şekil 5.37 R30 rüzgar koşulu için DES yöntemi ile elde edilen türbülans yoğunluğu

Şekil 5.37, R30 rüzgar koşulunda farklı yüksekliklerde uçuş güvertesi üzerindeki türbülans yoğunluğunu göstermektedir. Bu koşulda, rüzgar açısının etkisi tüm yüksekliklerde belirgin hale gelmektedir. R0 koşuluna kıyasla daha güvenli operasyon bölgesi bu koşulda küçülmektedir. Bu durum, rüzgar açısının hava akışını önemli ölçüde etkilediğini ve açı ile düşük türbülans bölgeleri arasında doğrusal bir ilişki olmadığını göstermektedir. R15 rüzgarı sancak tarafında düşük türbülanslı bir bölge yaratırken, R30 rüzgarı bu bölgeyi tüm yüksekliklerde bozmuştur.



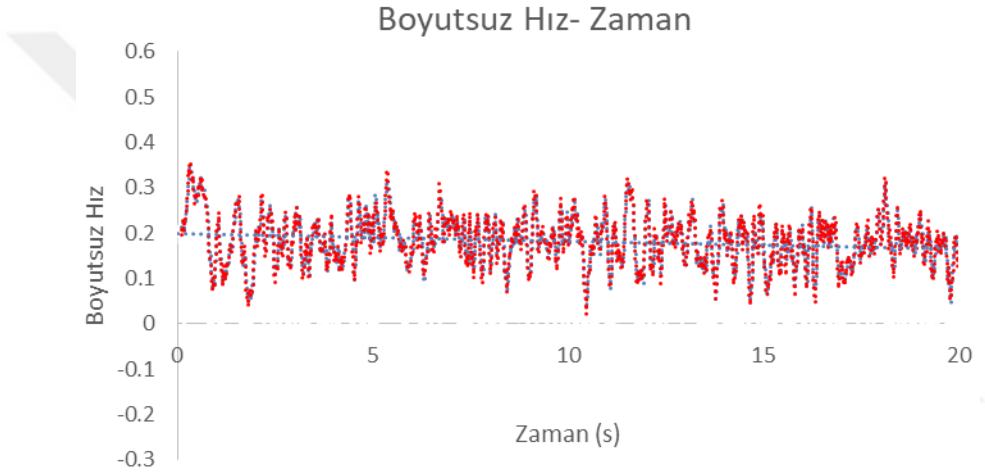
Şekil 5.38 R30 rüzgar koşulunda gövde yüzeyindeki duvar kayma gerilmesi

Şekil 5.38, R30 rüzgar koşulu için uçuş güvertesi yüzeyindeki duvar kayma gerilmesini göstermektedir. URANS yöntemi yüzeydeki akış ayrılmalarını düşük tahmin ederken, DES yöntemi akış ayrılması hakkında daha ayrıntılı bilgi sağlamaktadır.

5.2.6 Uçuş Güvertesinin PSD Analizi Yapılarak İncelenmesi

Güç Spektrum Yoğunluğu (Power Spectral Density/PSD) analizi, akışkanlar dinamiği ve aerodinamik analizlerde sıklıkla kullanılan bir yöntemdir. Bu analiz, bir sistemdeki sinyallerin frekans bileşenlerine ayrılmasını sağlayarak, akışın zamanla değişimini ve frekans düzeyindeki davranışlarının anlaşılmasına yardımcı olur. Özellikle gemi aerodinamiği ve uçuş testlerinde, farklı bölgelerdeki hız bileşenlerinin ve girdapların etkisini değerlendirmek için kullanılır. Bu analiz, belirli bir bölgedeki akışın karakteristik frekanslarını ortaya koyarak, yapı üzerindeki titreşimlerin, gürültülerin ve dinamik yüklerin incelenmesine olanak tanır. Nokta bazında yapılan PSD analizi, farklı rüzgar açıları ve hız bileşenleriyle yapılan testler sonucu elde edilen verileri değerlendirerek, gemi üzerindeki aerodinamik etkilerin daha derinlemesine anlaşılmasına imkan verir. PSD analizine geçmeden önce, bu analizde kullanılan verilerin elde edilme süreci detaylı olarak açıklanmalıdır. Fiziksel çözüm süresi toplamda 20 saniye olarak

belirlenmiş olup, zamana bağlı boyutsuz hız değerleri bu süre boyunca kaydedilmiştir. PSD analizi için, daha güvenilir ve anlamlı sonuçlar elde edebilmek amacıyla yaklaşık olarak analiz süresinin son 10 saniyesindeki veriler değerlendirilmiştir. Bu süreçte, 2^{11} numune kullanılmış ve zaman adımı 0.005 saniye olarak seçilmiştir. Böylelikle, elde edilen veriler ile frekans bileşenleri tespit edilebilmiştir. Şekil 5. 39'da, örnek bir nokta ve rüzgar durumu için zamana bağlı boyutsuz hız grafiği sunulmuştur. Bu grafik, PSD analizi yapılırken kullanılan verilerin daha iyi anlaşılmasına yardımcı olmayı amaçlamaktadır. Diğer rüzgar durumları ve farklı noktalar için de benzer eğilimler gözlemlenmiştir, dolayısıyla bu şekil genel veri yapısını temsil eden bir örnek olarak seçilmiştir.



Şekil 5. 39 Örnek bir nokta ve rüzgar durumu için boyutsuz hız - zaman

Bu aşamada, geminin uçuş güvertesi üzerinde stratejik olarak seçilmiş olan P1, P5, P10, P19 ve P25 noktalarındaki hız verileri kullanılarak PSD analizi gerçekleştirilmiştir. Bu noktalar P1, P5 ve P10 merkez hattında olup güverte yüzeyinden yukarıya doğru olan doğrultudaki akış hareketlerinin anlaşılması için seçilmiştir. Öte yandan ise P5, P19 ve P25 noktaları ise güverte ile hangar yüksekliğinin orta kesitinde yer alıp, merkezden iskele yönüne doğru yapılan incelemelere ışık tutmak amacıyla seçilmiştir. PSD analizi, belirli bir noktadaki hız bileşenlerinin frekans içeriğini ortaya koyarak, gemi üzerindeki aerodinamik etkilerin zamanla nasıl değiştiğini göstermektedir. Elde edilen sonuçlar, çeşitli frekans seviyelerinde gözlemlenen yoğunlukların dağılımını inceleyerek, geminin dinamik davranışını anlamamıza olanak tanımıştır. Bu değerlendirme süreci sonucunda, geminin uçuş güvertesindeki belirli bölgelerde baskın frekansların ve kritik frekans değerlerinin tanımlanması sağlanmış, bu frekanslar, geminin

aerodinamik performansını etkileyebilecek potansiyel riskleri belirlemede etkili olmuştur.

Bu çalışma kapsamında her bir durumda incelenen noktalardaki baskın frekans değerleri Tablo 5. 10, Tablo 5. 11ve Tablo 5. 12'de sunulmuştur.

Tablo 5. 10 Rüzgar açısına göre farklı noktalarda x yönündeki baskın frekans değerleri

Nokta	R0 (Hz)	R15 (Hz)	R30 (Hz)
1	2.92	1.46	5.17
5	3.41	5.36	0.48
10	4.97	0.78	1.36
19	1.65	0.97	4.48
25	0.39	0.29	0.87

Tablo 5. 11 Rüzgar açısına göre farklı noktalarda y yönündeki baskın frekans değerleri

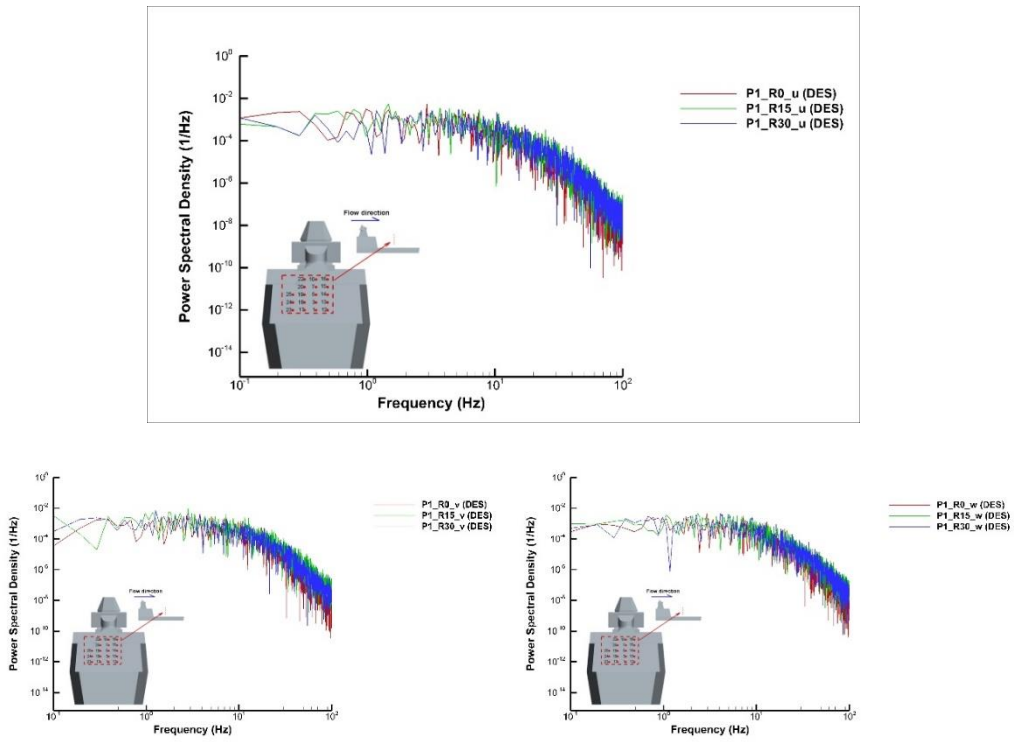
Nokta	R0 (Hz)	R15 (Hz)	R30 (Hz)
1	2.73	2.83	1.26
5	3.41	4.29	1.36
10	0.68	0.39	10.83
19	6.53	0.29	0.78
25	4.78	5.27	0.87

Tablo 5. 12 Rüzgar açısına göre farklı noktalarda z yönündeki baskın frekans değerleri

Nokta	R0 (Hz)	R15 (Hz)	R30 (Hz)
1	2.92	2.34	4.09
5	3.41	0.87	0.87
10	3.41	4.39	1.36
19	4.39	0.97	0.58
25	0.39	0.39	1.36

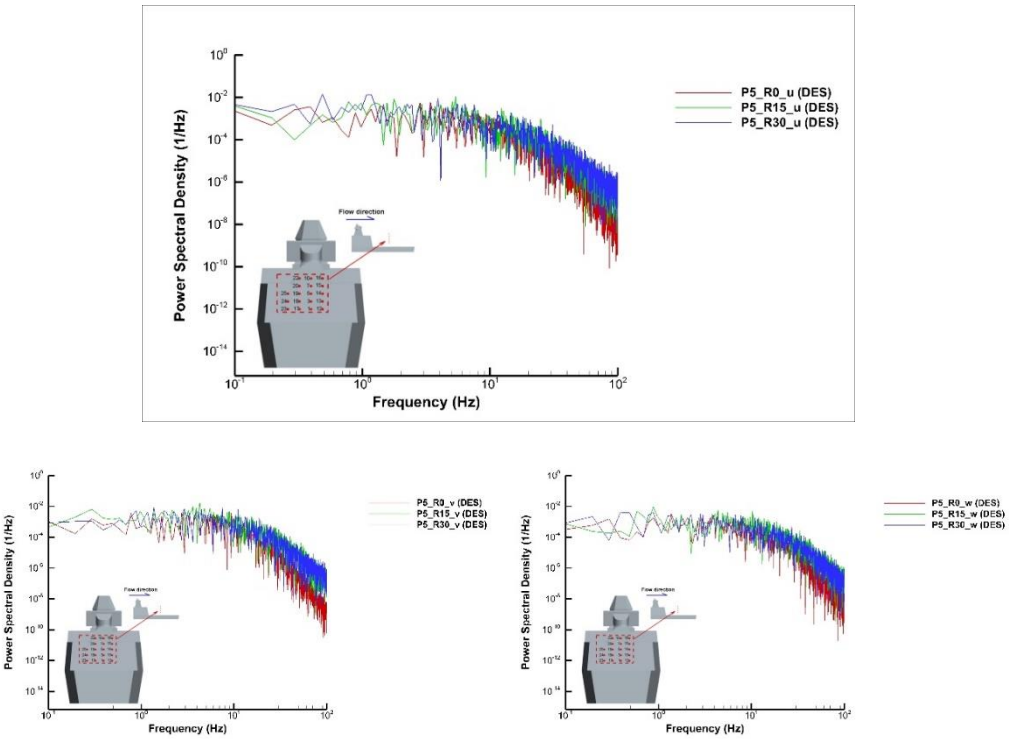
Şekil 5.40'ta görüldüğü üzere P1 noktasına ait hız kaynaklı frekans grafikleri sunulmaktadır. Tablo 5. 10, Tablo 5. 11 ve Tablo 5. 12'den de anlaşılacağı üzere P1 noktası için x ve z yönlerinde baskın frekans değeri rüzgar açısının R30 olduğu durumda en yüksek değerine sahiptir. Y yönünde ise rüzgar açısına bağlı olarak önemli bir değişim gözlenmemektedir. Buradan da rüzgar açısının 0°'den 30°'ye doğru kaymasıyla birlikte güverte yüzeyine en yakın nokta olan P1 noktasında

baskın frekansın x ve z yönündeki değerlerinde artış gözlemlenmiştir. Dolayısıyla aynı yönlerdeki türbülans enerjilerinde de artış olduğu sonucuna varılabilmektedir.



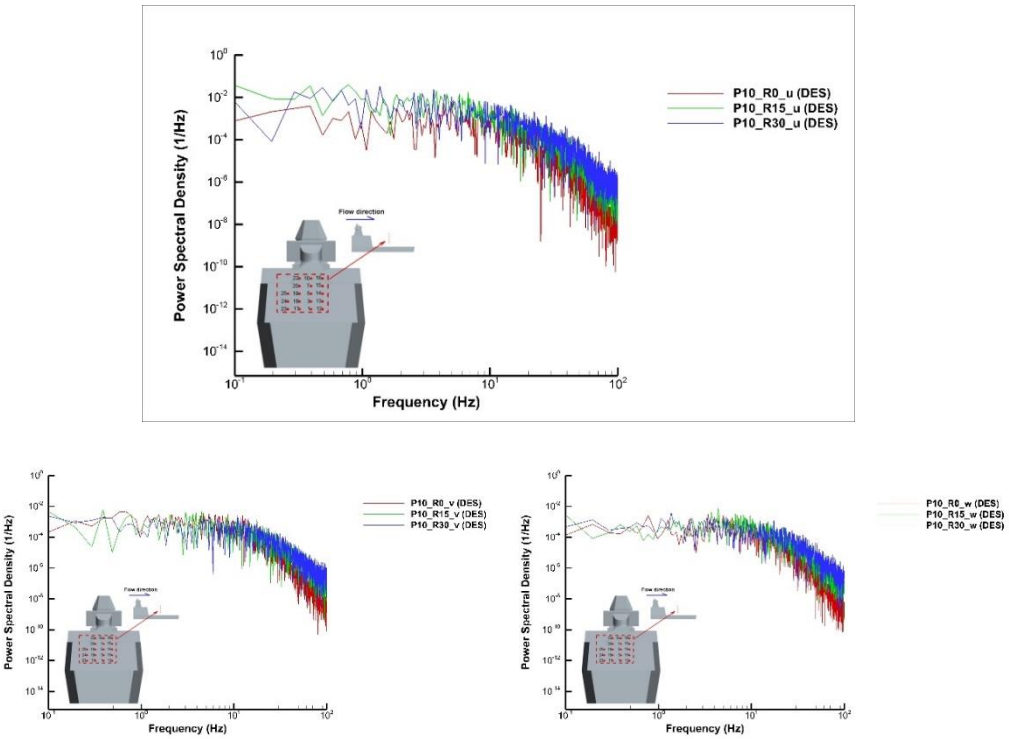
Şekil 5.40 P1 noktası için x,y ve z yönlerinde R0, R15 ve R30 için PSD analizi

Şekil 5.41'de ise güvertenin orta kesitinde bulunan P5 noktasına ilişkin sonuçlar sunulmaktadır. P5 noktası için yapılan PSD analizi, geminin uçuş güvertesindeki rüzgar açılarına bağlı olarak hız bileşenlerinin farklı yönlerdeki etkilerini ortaya koymaktadır. Bu nokta konumu irtibariyle güverte yüzeyi ile hangar yüksekliğinin orta seviyesinde yer almasından dolayı yüzey kaynaklı etkilerin P1'e oranla daha az gözlemlendiği bir konumdadır. Dolayısıyla düşey eksen olan z ekseninde hesaplanan baskın frekans değerlerinin rüzgar açısının değişimi ile çok fazla etkilenmediği gözlemlenmektedir. Öte yandan x ve y eksenlerinde ise gemi üst yapısının bozucu etkisi sebebiyle R15 açısında bu noktadaki baskın frekans değerlerinde artış gözlemlenmekte olur açının artmasıyla birlikte baskın frekans değerinin de azalma eğiliminde olduğu tespit edilmiştir. Geminin sevki sırasında güvertenin bu bölümünde bulunabilecek teçhizat ve personel için R15 açısından gelen rüzgarın risk teşkil edebileceği öngörülmektedir.



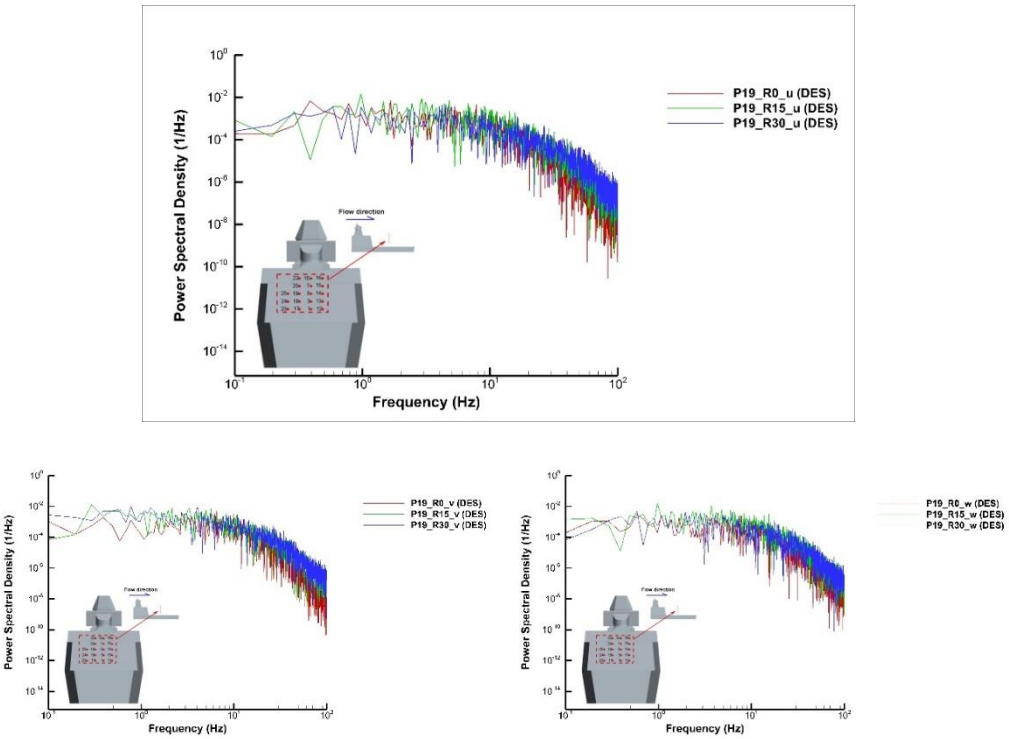
Şekil 5.41 P5 noktası için x,y ve z yönlerinde R0, R15 ve R30 için PSD analizi

Şekil 5.42'de görüldüğü üzere P10 noktasına ait sonuçlar sunulmaktadır. P10 noktası için yapılan PSD analizi, geminin uçuş güvertesinde Z yönünde daha yukarıda yer alan bir noktada rüzgar açılarına bağlı hız bileşenlerinin nasıl değiştiğini anlamaya yönelik önemli sonuçlar sunmaktadır. P10 noktası hangarın üst seviyesi civarında bulunduğundan dolayı akım ayrılmaları ve girdapların yoğun bulunduğu bir bölgede yer almaktadır. R0 ve R15 açılarında x ve z yönlerinde baskın frekans gözlemlenirken R30 açısında ise x ve z eksenlerindeki baskın frekans değeri azalmış, y yönündeki baskın frekans değeri artmıştır. Buradan da P10 noktası vey akın çevresinde bulunabilecek araç, teçhizat veya personelin iskele-sancak doğrultusunda rüzgar açısı 0°'den 30°'ye doğru değiştikçe risk oluşturabilecek bir frekans ve dolayısıyla türbülans etkilerine maruz kalabileceği öngörülmektedir.



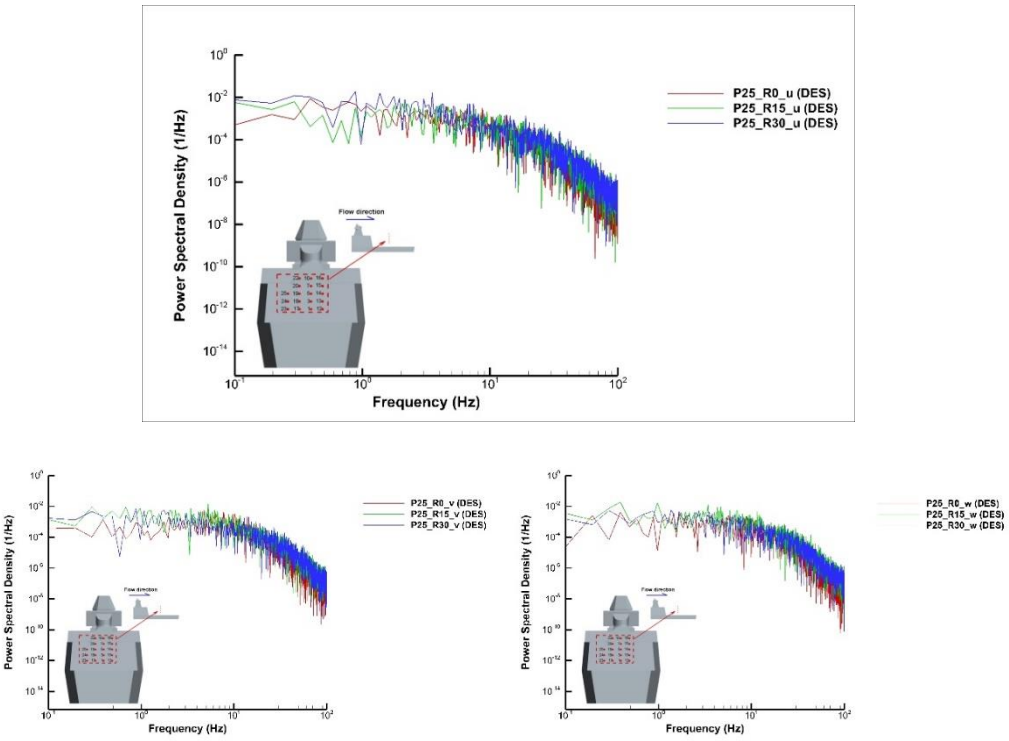
Şekil 5.42 P10 noktası için x,y ve z yönlerinde R0, R15 ve R30 için PSD analizi

Şekil 5.43'te P19 noktası için elde edilen PSD analiz sonuçları sunulmuştur. Bu nokta için rüzgar açısının değişimine bağlı olarak x ekseninde artış gösterdiği ancak buna ters olarak y ve z eksenlerinde ise azaldığı görülmektedir. Genel olarak baskın frekans değerinin ise 0.6-6.5 Hz aralığında değiştiği gözlemlenmektedir. Buradan da anlaşılabileceği üzere türbülans şiddetinin yönünün de y ve z doğrultularından x doğrultusuna doğru değiştiği görülmektedir.



Şekil 5.43 P19 noktası için x,y ve z yönlerinde R0, R15 ve R30 için PSD analizi

Şekil 5.44'te P25 noktasına ait sonuçlar sunulmaktadır. Bu nokta iskele hizasına en yakın noktası olmasından dolayı üst yapının bozucu etkilerinden diğer noktalara kıyasla çok fazla etkilenmemektedir. X ve z eksenlerindeki baskın frekans değeri rüzgar açısı değişiminden etkilenmezken, y yönünde ise R30 açısında baskın frekansın azaldığı görülmektedir.



Şekil 5.44 P25 noktası için x,y ve z yönlerinde R0, R15 ve R30 için PSD analizi

Yapılan PSD analizleri, gemi üzerindeki farklı noktaların rüzgar açısına bağlı olarak nasıl değişen frekans bileşenlerine maruz kaldığını göstermektedir. P1 noktasında, güverte yüzeyine en yakın konumda bulunmasından dolayı x ve z yönlerinde baskın frekans değerlerinde rüzgar açısı arttıkça belirgin bir artış gözlemlenmiştir. Bu durum, türbülans enerjisinin bu yönlerde yoğunlaştığını ve rüzgar açısının değişiminin yüzeye yakın bölgelerde daha büyük etkiler yarattığını göstermektedir. P5 noktasında ise hangar yüksekliğinin orta seviyesinde bulunmasından dolayı yüzey etkileri görece azalırken, üst yapı kaynaklı akış bozulmalarının baskın frekans üzerinde daha belirgin hale geldiği tespit edilmiştir. Özellikle R15 açısında bu noktada yüksek frekans değerleri gözlenmiş, bu da belirli rüzgar açılarının güvertenin bu bölgesinde operasyonel riskleri artırabileceğini göstermektedir.

P10 noktasında yapılan analizler, helikopter operasyonları açısından kritik bir bölge olan hangar üst seviyesinde farklı eksenlerdeki türbülans değişimlerini ortaya koymaktadır. Akım ayrılmalarının yoğun olduğu bu bölgede, R0 ve R15 açılarında x ve z yönlerinde baskın frekanslar gözlenirken, R30 açısında ise bu eksenlerde azalma, y ekseninde ise artış meydana gelmiştir. Bu, rüzgar açısının değişimiyle

birlikte türbülans enerjisinin yönünün de değişebileceğini ve bu noktada maruz kalınan akış bozulmalarının operasyonel güvenliği doğrudan etkileyebileceğini göstermektedir. P19 noktasında yapılan analizler, türbülans enerjisinin büyük ölçüde x yönüne kaydığını, y ve z yönlerindeki etkilerin ise azaldığını ortaya koymuştur. Bu da akışın yönlenmesi ve üst yapı etkilerinin baskın eksenleri değiştirdiğini göstermektedir.

P25 noktası, üst yapının etkilerinden nispeten daha az etkilenen bir bölge olması nedeniyle x ve z yönlerinde baskın frekans değerlerinde büyük değişimler göstermezken, y yönünde rüzgar açısının artmasıyla birlikte belirgin bir azalma gözlenmiştir. Bu noktanın üst yapı ve akış ayrılmalarından nispeten daha korunaklı olması, türbülans enerjisinin dağılımında daha sınırlı değişiklikler gözlenmesine neden olmuştur. Ancak bu noktanın rüzgar açısına bağlı olarak belirli yönlerde değişen türbülans özellikleri, operasyonel planlamalarda dikkate alınması gereken önemli bir faktör olarak öne çıkmaktadır.

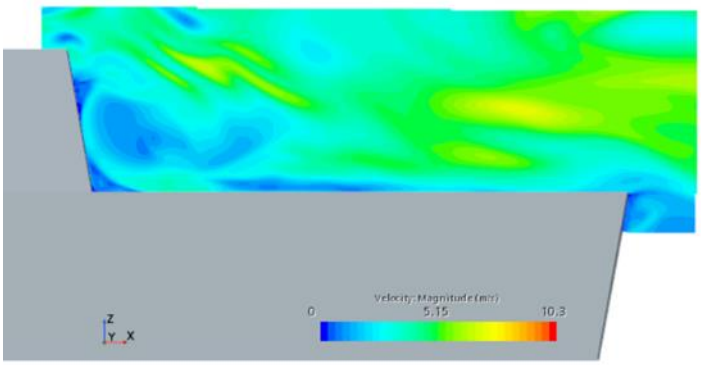
Bu analizler, rüzgar açısının gemi üzerindeki farklı noktaların türbülans karakteristiği üzerindeki etkisini detaylı bir şekilde ortaya koymaktadır. Özellikle helikopter operasyonlarının güvenliğini doğrudan etkileyen P10 ve P5 gibi noktalar, belirli açılarda yüksek frekans değerleri göstermekte olup, bu durum iniş-kalkış sırasında türbülansın etkilerinin daha dikkatli değerlendirilmesi gerektiğini göstermektedir. Rüzgar açısının değişimi, türbülans enerjisinin belirli yönlerde artmasına veya azalmasına neden olmakta, bu da operasyonel güvenlik açısından kritik bölgelerin belirlenmesi açısından önemli bilgiler sunmaktadır.

Sonuç olarak, bu çalışma rüzgar açısının güverte üzerindeki türbülans yapısını nasıl değiştirdiğini ve belirli bölgelerde baskın frekans bileşenlerinin nasıl yönlendiğini ortaya koymaktadır. Bu bilgiler, hem gemi üzerindeki operasyonel güvenliği artırmak hem de helikopter iniş-kalkış bölgelerinde türbülans etkilerini minimize edecek stratejiler geliştirmek açısından önemli bir rehber niteliği taşımaktadır. Rüzgar açısına bağlı olarak ortaya çıkan frekans değişimlerinin belirlenmesi, gemi-rotor etkileşiminin frekans düzleminde incelenmesi açısından kritik bir katkı sağlamaktadır.

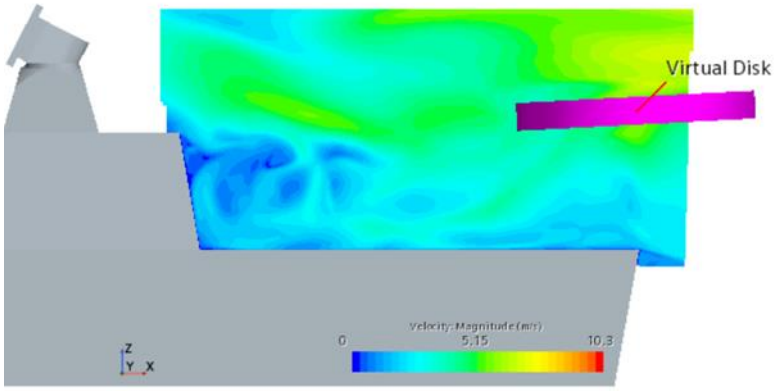
5.2.7 Rotor Etkisi

Yukarıda anlatılan sayısal analiz ve detaylı irdelemelere ilave olarak gemi arkasında farklı pozisyonlarda bir helikopter ana rotoru var olduğu kabul edilerek PSD analizleri yapılmıştır. Bu kapsamda 3 farklı senaryo incelenmiştir [133]. Bunlardan birincisinde rotor gemi uçuş güvertesine kıç taraftan düz bir hat boyunca yaklaştığı varsayılmıştır. İkinci senaryoda rotorun uçuş güvertesine kıç taraftan çapraz bir yol izleyerek yaklaştığı kabul edilmiştir. Sonuncu senaryoda ise rotorun gemi uçuş güvertesine kıç taraftan L şeklinde bir yol izleyerek yaklaştığı kabul edilmiştir. Her üç durumda da bir önceki bölümde incelenen 5 adet noktada aynı şekilde boyutsuz hız dağılımları incelenerek zamana bağlı veriler ışığında frekans düzlemindeki PSD değerleri elde edilmiştir. Rotor pozisyonunun PSD ve frekans cevabı üzerine etkileri irdelenmiştir. İncelenen senaryolar ve gemiye göre rotor pozisyonları Şekil 5.47'de verilmiş olup bütün durumlarda rotorun düşey mesafesi gemi hangar yüksekliği ile aynıdır.

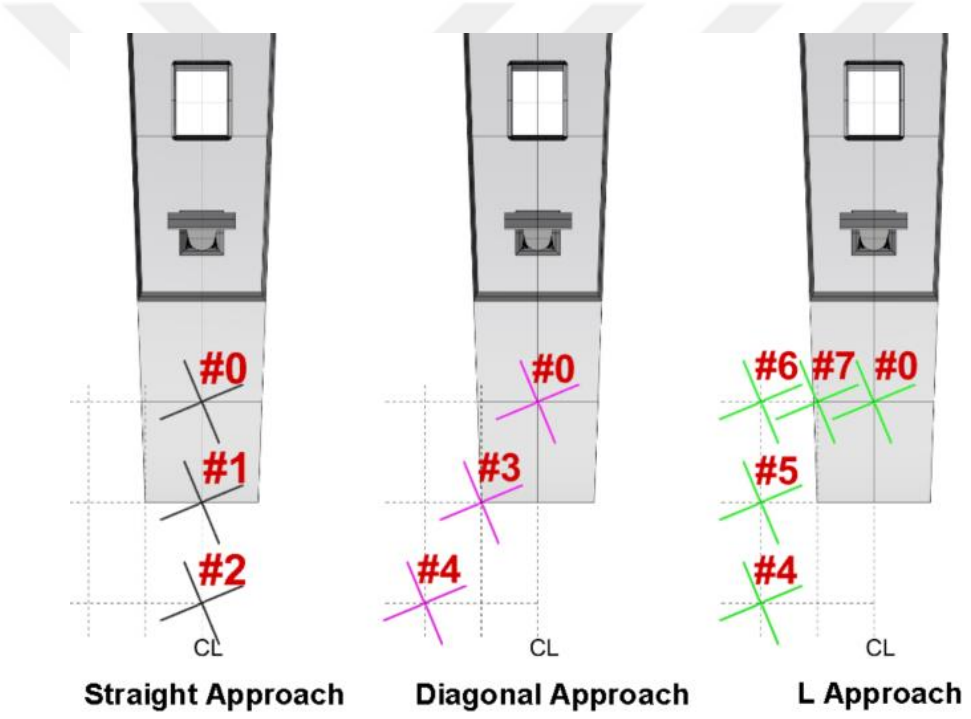
Şekil 5. 45'te rotor etkisinin olmadığı durumda güverte üzerindeki merkez hattındaki kesitte hız dağılımları görülmektedir. Şekil 5. 46'da ise rotor etkisinin bulunduğu hız dağılımı görülmektedir. Her iki hız dağılımı birlikte değerlendirildiğinde rotor kaynaklı etkilerin güverte üzerinde bulunan akış yapısına etki ettiği anlaşılmaktadır.



Şekil 5. 45 Rotorsuz durum için hız dağılımı



Şekil 5. 46 Rotor etkilerinin bulunduğu hız dağılımı



Şekil 5.47 Gemi-Rotor etkileşimi için senaryolar

Helikopter rotorunun uçuş güvertesine sahip bir muhrip gemiye arkadan doğrusal yanaşma senaryosu incelendiğinde, Tablo 5. 13'te görülen x yönündeki baskın frekans değerlerinin, rotorun uzakta bulunduğu konumda azaldığı, ancak rotorun güverte üzerinde asılı kaldığı pozisyonda belirgin bir şekilde arttığı gözlemlenmiştir. Ayrıca, literatürde sıkça belirtilen maksimum frekans aralığı olan 0.2-2 Hz'nin bu durumda aşıldığı net bir şekilde tespit edilmiştir. Tablo 5. 14'te ise

y yönündeki baskın frekanslar görülmekte olup x yönü için yapılan değerlendirme burada da geçerlidir.

Helikopter rotorunun duruş pozisyonu gereği düşey yönde akım oluşturması nedeniyle, z yönündeki frekans değerlerinin de incelenmesi kritik önem taşımaktadır.

Tablo 5. 15'de gösterilmiş olan z yönündeki baskın frekanslar değerlendirildiğinde, rotorun #2 konumunda (rotorun güverteye uzak olduğu pozisyon) ve rotorun olmadığı durumda baskın frekansların birbirine yakın olduğu görülmüştür. Ancak rotorun #0 konumu, yani güverte üzerinde asılı kaldığı durumda, baskın frekans değerinin yaklaşık iki katına çıktığı gözlemlenmiştir.

Bu bulgular, rotorun oluşturduğu güçlü aerodinamik etkilerin gemi üzerindeki akış yapısını ve türbülansı önemli ölçüde değiştirdiğini ortaya koymaktadır. Özellikle rotorun asılı kaldığı pozisyonda, bu etkilerin maksimum seviyeye ulaştığı tespit edilmiştir. Ayrıca, rotorun güverteye yaklaşmasıyla birlikte baskın frekans değerlerindeki artış, helikopter operasyonlarının güvenliği açısından değerlendirilmesi gereken kritik bir risk faktörü olarak öne çıkmaktadır.

Tablo 5. 13 Düz yanaşma senaryosunda farklı noktalarda x yönündeki baskın frekans değerleri

Nokta	Rotorsuz (Hz)	Rotor #0 (Hz)	Rotor#1 (Hz)	Rotor#2 (Hz)
1	2.92	1.07	11.90	3.61
5	3.41	12.00	2.44	6.64
10	4.97	21.86	2.04	0.87
19	1.65	3.12	3.41	0.78
25	0.39	0.09	0.39	2.24

Tablo 5. 14 Düz yanaşma senaryosunda farklı noktalarda y yönündeki baskın frekans değerleri

Nokta	Rotorsuz (Hz)	Rotor #0 (Hz)	Rotor#1 (Hz)	Rotor#2 (Hz)
1	2.73	0.68	0.39	6.15
5	3.41	6.63	13.27	13.08
10	0.68	6.63	0.78	4.88
19	6.53	6.63	11.90	13.08
25	4.78	6.14	11.90	3.90

Tablo 5. 15 Düz yanaşma senaryosunda farklı noktalarda z yönündeki baskın frekans değerleri

Nokta	Rotorsuz (Hz)	Rotor #0 (Hz)	Rotor#1 (Hz)	Rotor#2 (Hz)
1	2.92	4.97	3.61	3.02
5	3.41	7.41	12.78	2.05
10	3.41	7.02	5.46	4.68
19	4.39	11.81	0.78	0.48
25	0.39	4.58	14.05	3.80

Tablo 5. 18 ışığında incelendiğinde, rotorun en uzaktaki pozisyonu olan #4 konumuna kıyasla, #3 konumundaki baskın frekans değerlerinin daha yüksek olduğu gözlemlenmiştir. Güverte merkez hattının üstünde yer alan P10 noktası ile iskele tarafında bulunan P25 noktasında, rotorun güverte üzerinde asılı kaldığı #0 konumuna göre, #3 konumunda baskın frekans değerlerinin daha belirgin bir artış gösterdiği tespit edilmiştir. Bu bulgular, rotorun çapraz yanaşma esnasında güverte üzerindeki etkilerinin rotor pozisyonuna bağlı olarak değişkenlik gösterdiğini ortaya koymaktadır. Özellikle #3 konumunda görülen artış, rotorun merkezden hafif uzaklaşmasının akış yapısında daha karmaşık türbülans ve frekans değişimlerine neden olabileceğini göstermektedir. Bu durum, helikopter operasyonlarında rotor konumunun frekans dinamikleri üzerindeki etkisinin detaylı bir şekilde değerlendirilmesi gerektiğini vurgulamaktadır.

Tablo 5. 16 Çapraz yanaşma senaryosunda farklı noktalarda x yönündeki baskın frekans değerleri

Nokta	Rotorsuz (Hz)	Rotor #0 (Hz)	Rotor#3 (Hz)	Rotor#4 (Hz)
1	2.92	1.07	3.31	1.07
5	3.41	12.00	10.15	0.29
10	4.97	21.86	6.24	12.49
19	1.65	3.12	7.41	3.90
25	0.39	0.09	2.34	2.04

Tablo 5. 17 Çapraz yanaşma senaryosunda farklı noktalarda y yönündeki baskın frekans değerleri

Nokta	Rotorsuz (Hz)	Rotor #0 (Hz)	Rotor#3 (Hz)	Rotor#4 (Hz)
1	2.73	0.68	2.14	0.68
5	3.41	6.63	17.08	16.49
10	0.68	6.63	8.78	16.49
19	6.53	6.634	17.08	3.41
25	4.78	6.14	17.08	0.68

Tablo 5. 18 Çapraz yanaşma senaryosunda farklı noktalarda z yönündeki baskın frekans değerleri

Nokta	Rotorsuz (Hz)	Rotor #0 (Hz)	Rotor#3 (Hz)	Rotor#4 (Hz)
1	2.92	4.97	4.00	1.07
5	3.41	7.41	1.36	1.65
10	3.41	7.02	13.66	1.07
19	4.39	11.81	2.34	0.19
25	0.39	4.58	17.08	0.68

L şeklinde yanaşma incelendiğinde Tablo 5. 19'a bakıldığında x yönündeki baskın frekansın rotorun konumuna göre değişkenlik gösterdiği anlaşılmaktadır. Noktaların konumları da dikkate alındığında rotorun #6 konumu için rotor yaklaşık olarak P25 noktasının üzerinde kalmaktadır. Ancak rotorun #0 konumu için rotor P10 noktasının üzerinde durmaktadır. Her iki konumdaki bahsi geçen noktaların baskın frekans değerlerine bakıldığında birbirine yakın olduğu görülmektedir. Buradan da özellikle x yönü için rotor hareketinin baskın frekansı manipüle ettiği gözlemlenmektedir.

Tablo 5. 19 L şeklinde yanaşma senaryosunda farklı noktalarda x yönündeki baskın frekans değerleri

Nokta	Rotorsuz (Hz)	Rotor #0 (Hz)	Rotor#4 (Hz)	Rotor#5 (Hz)	Rotor#6 (Hz)	Rotor#7 (Hz)
1	2.92	1.07	1.07	0.58	5.36	0.29
5	3.41	12.00	0.29	2.63	7.02	3.80
10	4.97	21.86	12.49	2.53	6.93	3.61
19	1.65	3.12	3.90	2.73	2.14	1.07
25	0.39	0.09	2.04	2.04	21.66	2.24

Tablo 5. 20 incelendiğinde L şeklinde yanaşma için y yönündeki baskın frekanslar görülebilmektedir. Rotorun #4 konumundan #5 konumuna geçmesi ve bunu takiben #6 ve #7 konumlarını takip etmesi özellikle merkez hattı üzerinde helikopterin iniş alanındaki P5 ve P10 noktaları açısından incelendiğinde bir takım riskler

barındırmaktadır. Rotorun #7 konumu için bu noktalardaki baskın frekans değeri artmakta ve bu alanda bulunabilecek personel ve teçhizat için türbülans etkilerinin arttığı ve akış dengesinin bozulmasından kaynaklı kritik riskler barındırabileceği görülmektedir.

Tablo 5. 20 L şeklinde yanaşma senaryosunda farklı noktalarda y yönündeki baskın frekans değerleri

Nokta	Rotorsuz (Hz)	Rotor #0 (Hz)	Rotor#4 (Hz)	Rotor#5 (Hz)	Rotor#6 (Hz)	Rotor#7 (Hz)
1	2.73	0.68	0.68	1.17	2.14	3.22
5	3.41	6.63	16.49	15.03	16.88	21.37
10	0.68	6.63	16.49	3.51	5.36	21.37
19	6.53	6.63	3.41	0.48	7.80	9.95
25	4.78	6.14	0.68	13.27	21.66	8.00

Düşey eksendeki baskın frekanslar açısından değerlendirildiğinde rotorun uçuş güvertesinden uzakta olduğu #4, #5 ve #6 konumları için baskın frekans değerinin düşük seviyelerde kaldığı Tablo 5. 21'de görülebilmektedir. Ancak rotor uçuş güvertesine yakın olduğu #7 ve #0 pozisyonlarında baskın frekans değerlerinin arttığı gözlemlenmektedir. Düşey eksende baskın frekansların belirlenmesi hava taşıtının güverte üzerinde düşey eksende operasyon yapacağı göz önüne bulundurulduğunda önem arz etmektedir.

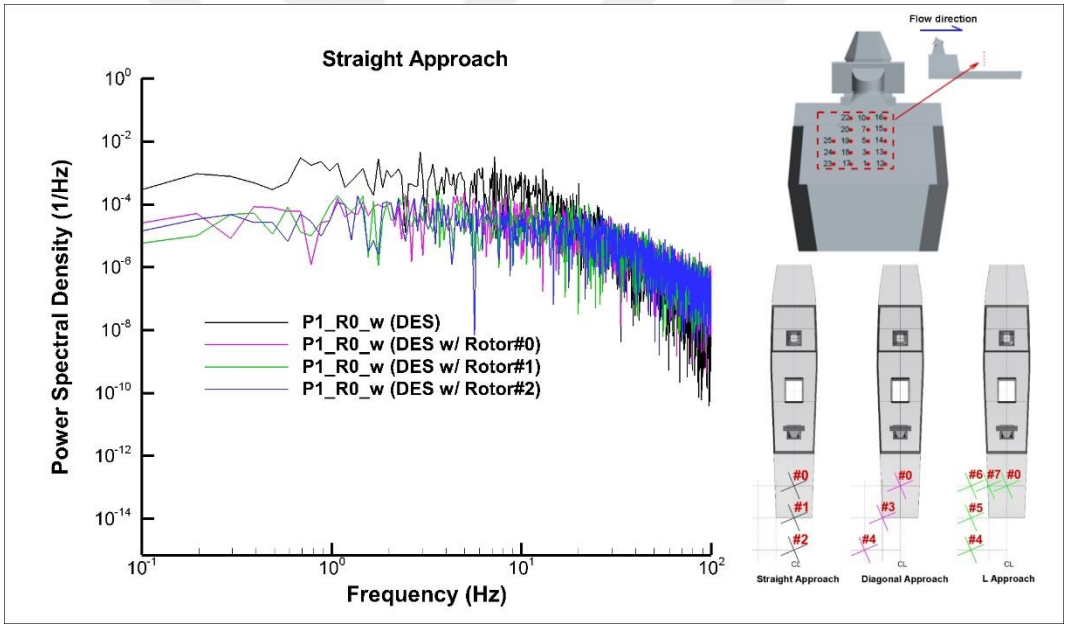
Tablo 5. 21 L şeklinde yanaşma senaryosunda farklı noktalarda z yönündeki baskın frekans değerleri

Nokta	Rotorsuz (Hz)	Rotor #0 (Hz)	Rotor#4 (Hz)	Rotor#5 (Hz)	Rotor#6 (Hz)	Rotor#7 (Hz)
1	2.92	4.97	1.07	1.56	0.39	10.44
5	3.41	7.41	1.65	6.83	1.26	7.51
10	3.41	7.02	1.07	3.02	0.29	4.00
19	4.39	11.81	0.19	2.53	1.26	1.17
25	0.39	4.58	0.68	2.34	15.81	11.22

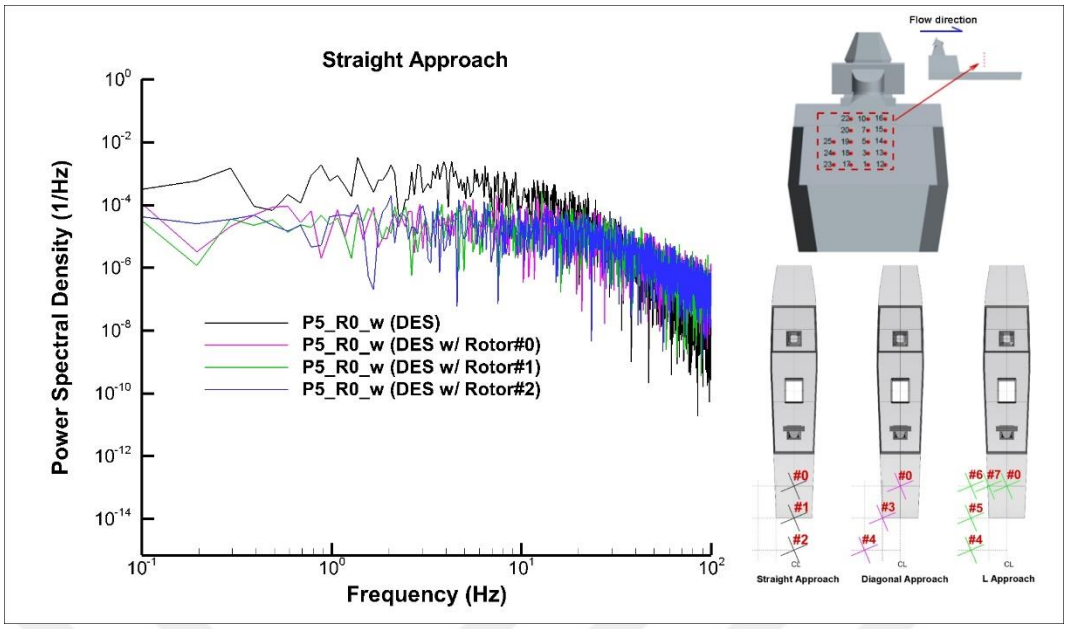
Her üç yanaşma senaryosu birlikte değerlendirildiğinde her birinin bir diğerine göre avantajları ve dezavantajları bulunduğu görülmektedir. L şeklinde yanaşma göz önünde bulundurulduğunda düşey eksendeki baskın frekans değerlerinin diğer yanaşma prosedürlerine göre daha düşük seviyelerde kaldığı görülmektedir. Bu da

operasyon güvenliği açısından bu yanaşma presedürünün görece daha güvenli olduğunu göstermektedir. Öte yandan y yönündeki baskın frekans değerlerine göre inceleme yapıldığında özellikle rotorun güvertenin iskele hattı hizası üzerinde durduğu #7 konumunda baskın frekans değerlerinin, doğrudan yanaşma ve çapraz yanaşmaya göre daha yüksek çıktığı anlaşılmaktadır. Bu da hava aracının operasyonu sırasında güverte civarında bulunabilecek personel ve teçhizatın güvenliği açısından riskin arttığını göstermektedir. x yönündeki baskın frekans değerleri incelendiğinde ise doğrudan yanaşma şeklinin diğer yanaşma şekillerine kıyasla daha düşük seviyelerde baskın frekans değerleri oluşturduğu gözlemlenmektedir.

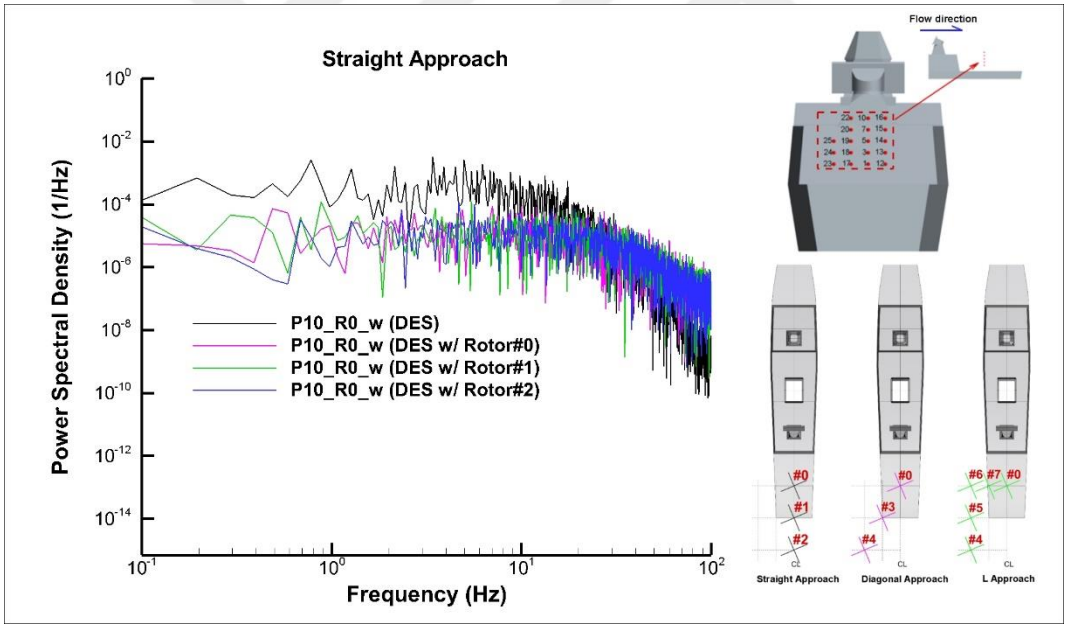
Bu çalışma kapsamında rotorun konumlarına bağlı olarak farklı noktalar (P1, P5, P10, P19 ve P25) için elde edilen düşey eksendeki (z yönü) PSD grafikleri Şekil 5. 48'den Şekil 5. 62'ye kadar aşağıda sunulmuştur.



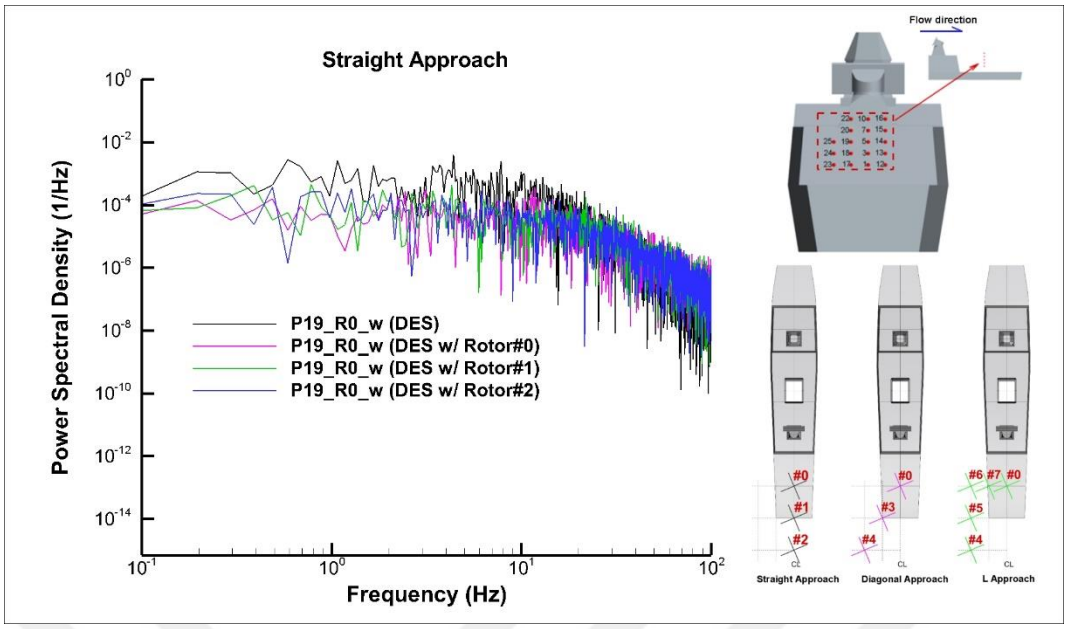
Şekil 5. 48 Helikopter rotorunun gemi kıçından düz bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P1 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri



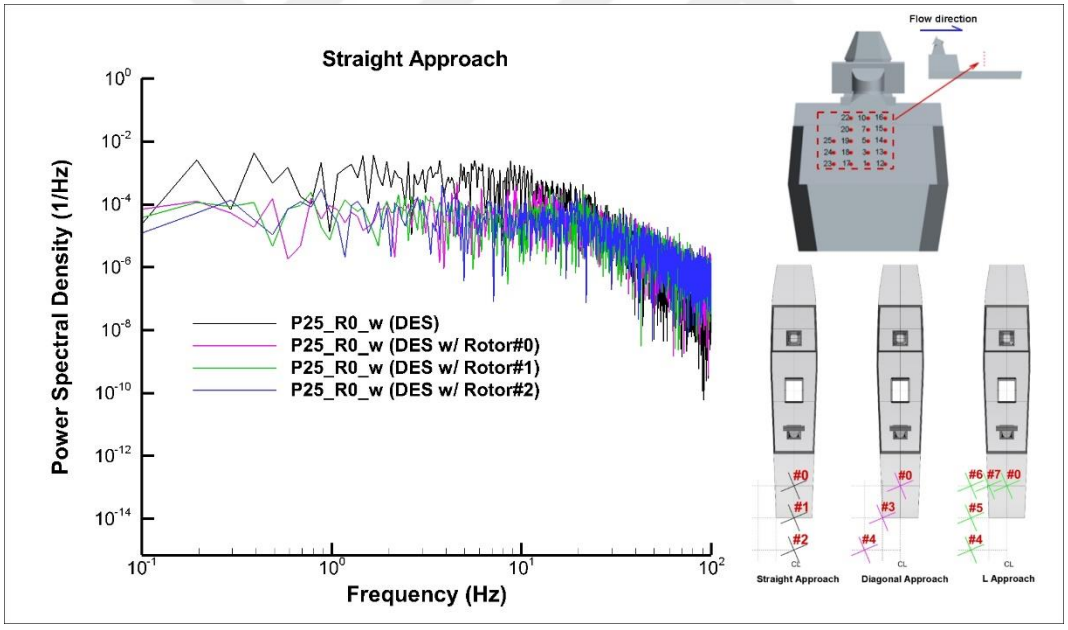
Şekil 5. 49 Helikopter rotorunun gemi kıçından dümdüz bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P5 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri



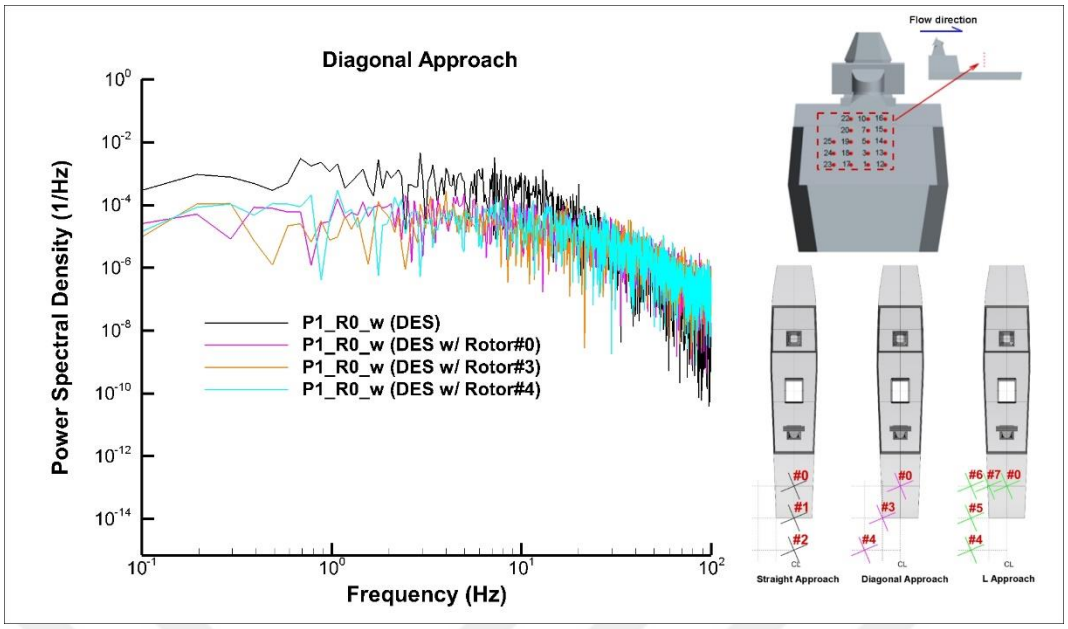
Şekil 5. 50 Helikopter rotorunun gemi kıçından dümdüz bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P10 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri



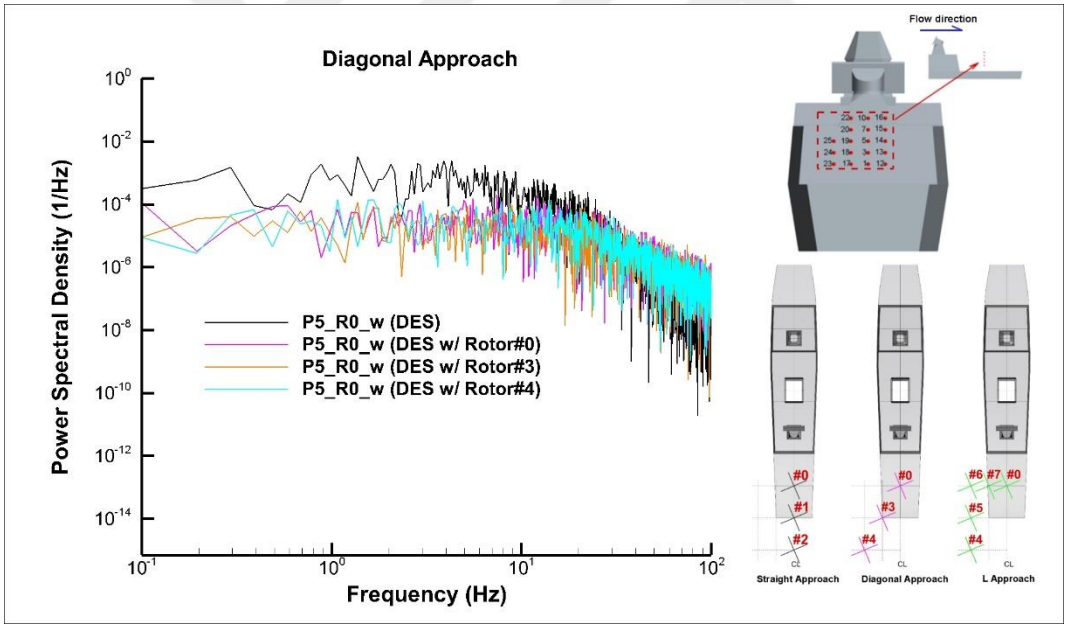
Şekil 5. 51 Helikopter rotorunun gemi kıçından dümdüz bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P19 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri



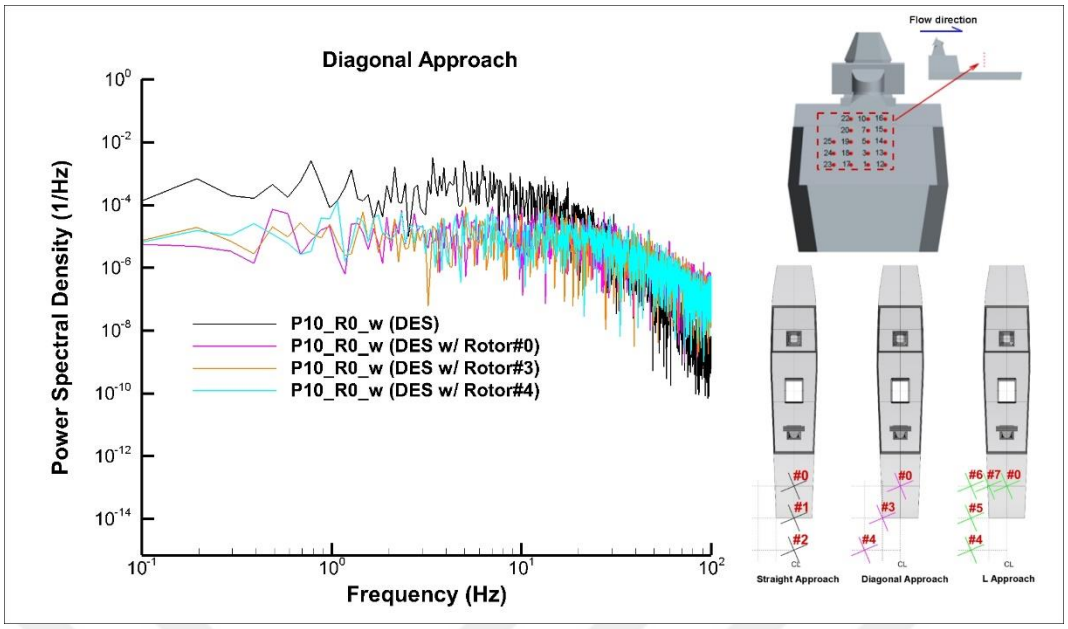
Şekil 5. 52 Helikopter rotorunun gemi kıçından dümdüz bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P25 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri



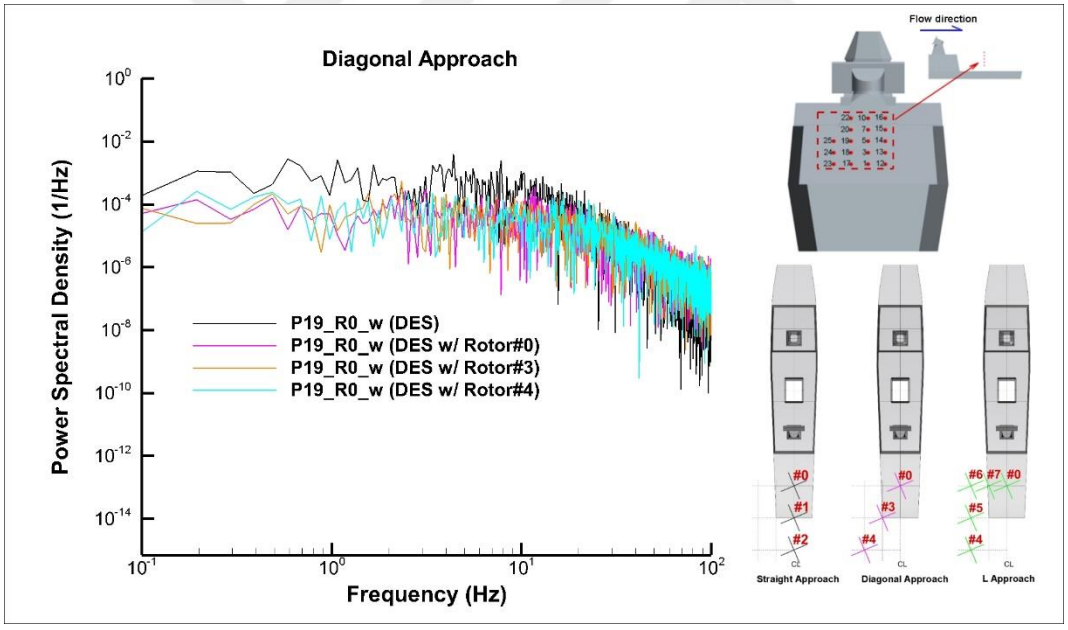
Şekil 5. 53 Helikopter rotorunun çapraz bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P1 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri



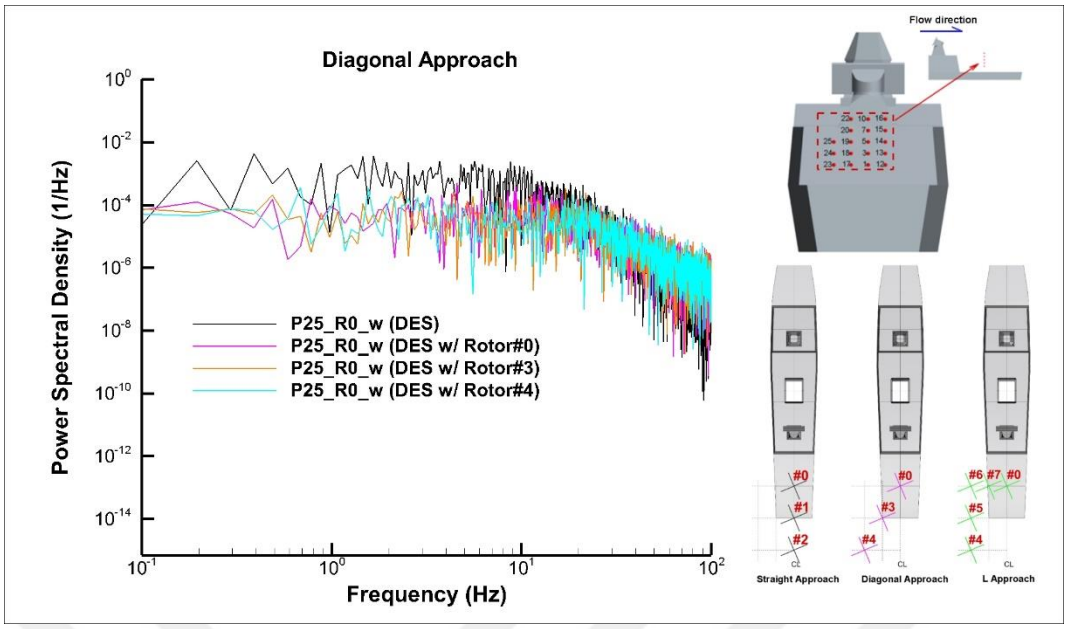
Şekil 5. 54 Helikopter rotorunun çapraz bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P5 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri



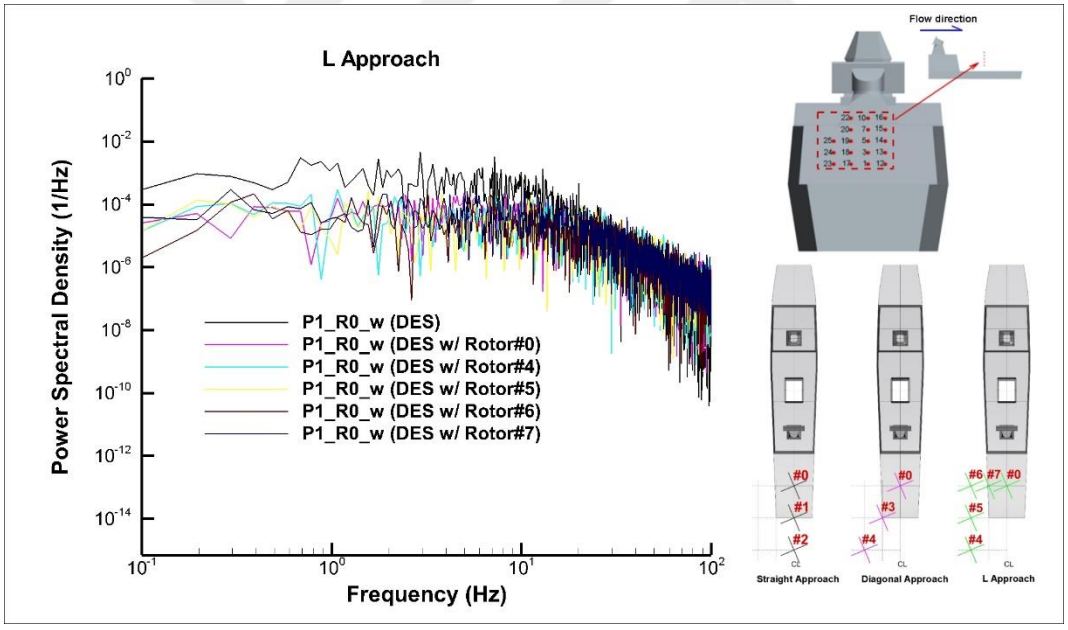
Şekil 5. 55 Helikopter rotorunun çapraz bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P10 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri



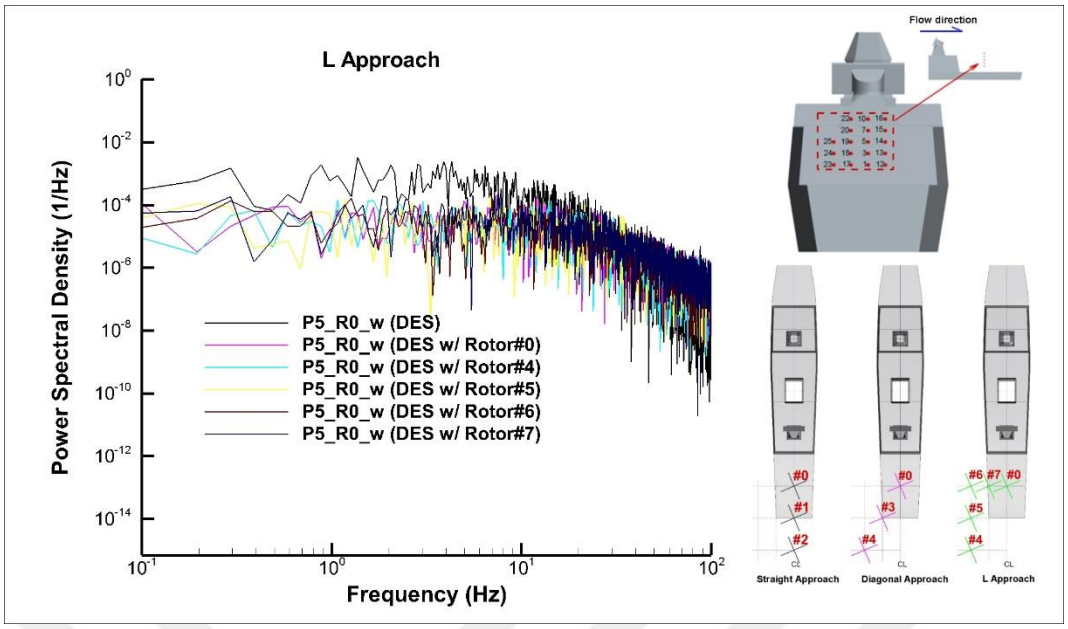
Şekil 5. 56 Helikopter rotorunun çapraz bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P19 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri



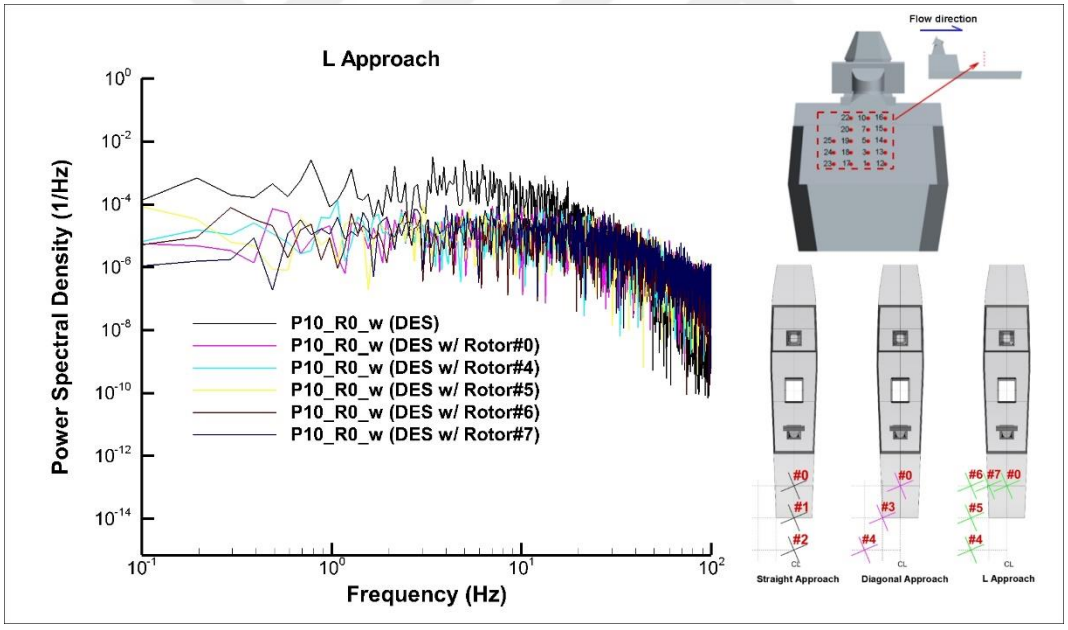
Şekil 5. 57 Helikopter rotorunun çapraz bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P25 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri



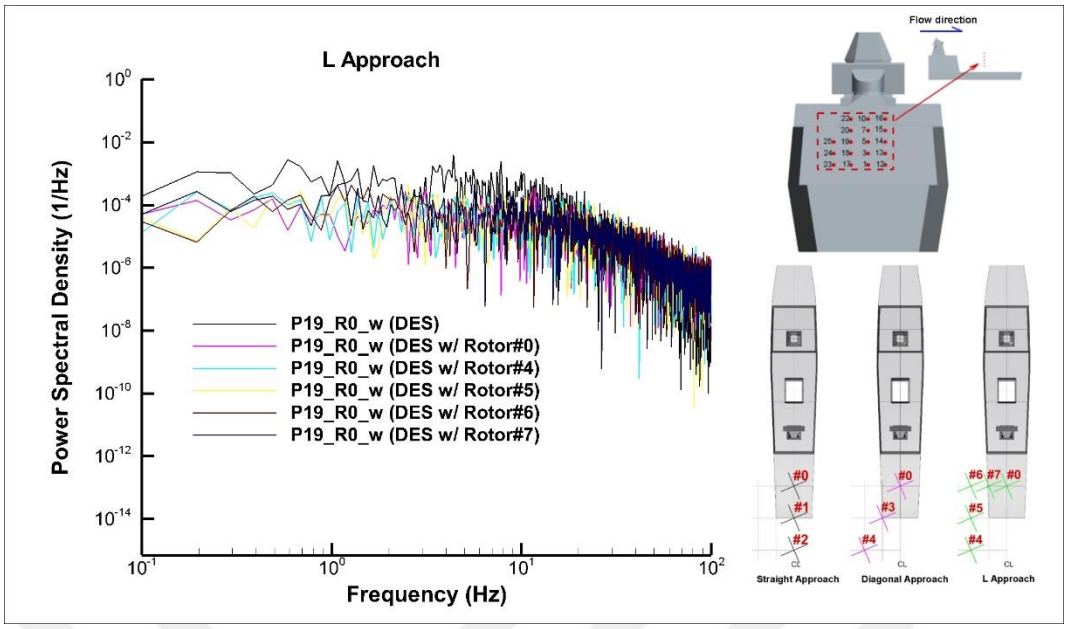
Şekil 5. 58 Helikopter rotorunun L şeklinde bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P1 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri



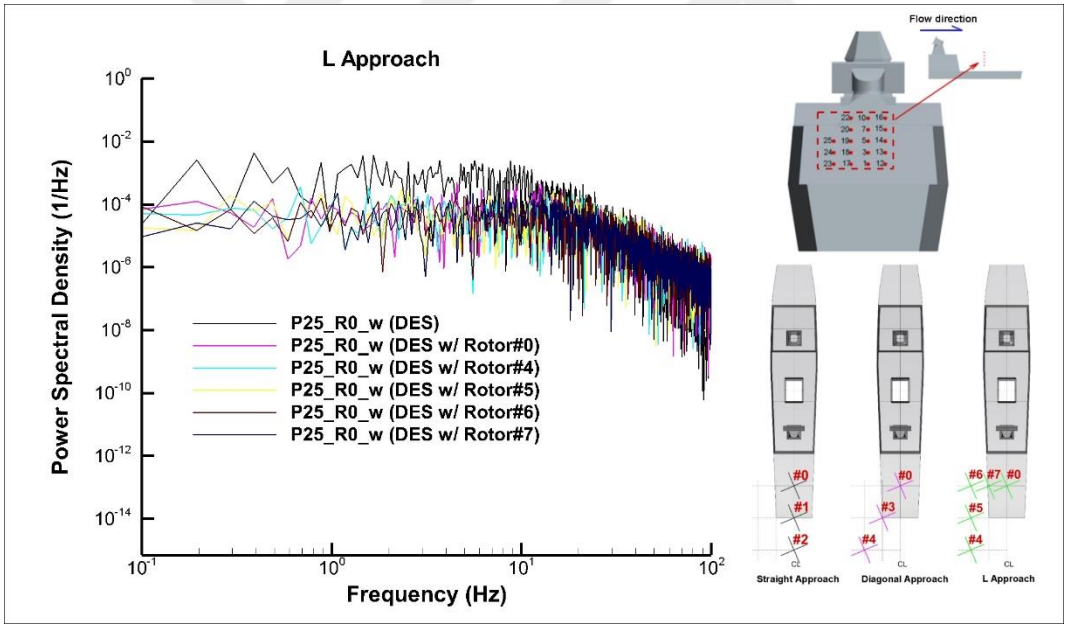
Şekil 5. 59 Helikopter rotorunun L şeklinde bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P5 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri



Şekil 5. 60 Helikopter rotorunun L şeklinde bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P10 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri



Şekil 5. 61 Helikopter rotorunun L şeklinde bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P19 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri



Şekil 5. 62 Helikopter rotorunun L şeklinde bir doğrultuda yanaştığı senaryo için P25 noktasında, düşey eksende elde edilen PSD değerleri

6
SONUÇ

Bu tez çalışmasındada, gemi aerodinamiği detaylı bir şekilde incelenmiş, güverte üzerindeki hız bileşenleri ve türbülans enerjilerinin farklı noktalarda ve operasyonel koşullarda nasıl değiştiği belirlenmiştir. Gemi tasarımı ve helikopter operasyonlarının güvenliği açısından, rüzgarın yönü ve güverte üzerindeki aerodinamik değişimlerin, operasyonel güvenliği doğrudan etkileyen kritik faktörler olduğu tespit edilmiştir.

NATO-GD gemisi için 1/350 ölçeğinde rüzgar tüneli testleri yapılmış olup bu bağlamda 5 Re sayısı (2.11×10^5, 2.47×10^5, 2.82×10^5, 3.17×10^5, 3.52×10^5) ve uniform ve AST olmak üzere 2 farklı hız profili incelenmiştir. Bu deneysel ölçümler ile HAD analizleri kıyaslanarak her iki yöntem ile elde edilen sonuçlar arasındaki ortalama fark %5.27 olarak bulunmuştur. Böylece sayısal hesaplamalar için doğrulama çalışması yapılmıştır.

Sayısal çalışmalarda, akışkan dinamiği simülasyonları için URANS ve DES türbülans yöntemleri kullanılmıştır. Yapılan analizlerde, URANS yönteminin küçük ölçekli girdaplar ve türbülans yapıları konusunda yeterli doğruluğu sağlamakta zorluk yaşadığı gözlemlenmiştir. Özellikle akışın ayrılma bölgeleri ve ters akımlar gibi küçük ölçekli türbülans olaylarının doğru bir şekilde modellenmesinde eksiklikler olduğu tespit edilmiştir. Bu durum, URANS yönteminin daha büyük ölçekli türbülans yapıları üzerinde iyi sonuçlar verse de, akışın detaylı özelliklerini tam anlamıyla yansıtamadığını ortaya koymaktadır.

Öte yandan, DES yönteminin daha yoğun ağ yapıları ve hesaplama yöntemleri ile uygulandığı durumlarda, akış alanının küçük ölçekli yapılarıyla birlikte genel akış özelliklerini çok daha doğru bir şekilde modellediği görülmüştür. DES, özellikle büyük ve küçük ölçekli girdapların ayrımını net bir şekilde yaparak akışın ayrılma bölgelerini ve türbülanslı yapıları detaylı bir şekilde simüle etmiştir. Ayrıca, DES yönteminin deneysel verilerle daha iyi uyum gösterdiği ve yerel hız alanları ile ilgili daha güvenilir sonuçlar sunduğu gözlemlenmiştir. Bu bulgular, DES yönteminin, özellikle helikopter yanaşması gibi hassas uygulamalarda, akışın detaylı yapılarının doğru bir şekilde modellenmesinde daha uygun bir yöntem olduğunu ortaya koymaktadır.

Yanaşma senaryoları bağlamında, gemi-rotor etkileşimi incelenmiş ve bu etkileşimin helikopterin güvertede güvenli bir şekilde operasyon yapabilmesi için önemli olduğu ortaya konmuştur. Çalışmada, farklı yanaşma senaryolarında yapılan frekans analizleri, güverte yüzeyine yakın noktalarda ve yüksek bölgelerde rüzgarın etkisiyle hız bileşenlerinin nasıl değiştiğini ve türbülans enerjisinin farklı yönlerde nasıl evrildiğini göstermektedir. Bu bağlamda, gemi ile rotor arasındaki etkileşimlerin, helikopterin stabilitesini ve operasyonel güvenliğini doğrudan etkileyebileceği anlaşılmaktadır.

Gemi-rotor etkileşiminin yanı sıra, doğrudan, çapraz ve L şeklinde yanaşma şekilleri de incelenmiş ve gemi ile helikopter arasındaki aerodinamik etkileşimlerin güvenli operasyonlar üzerindeki etkileri detaylandırılmıştır. Yanaşma sırasında geminin hareketine bağlı olarak oluşan aerodinamik değişimlerin, helikopterin güvertedeki hareketlerini ve pozisyonunu nasıl etkileyebileceği üzerinde durulmuştur. Bu senaryolar, özellikle geminin rotasındaki küçük değişimlerin bile helikopter operasyonları üzerinde büyük bir etkisi olabileceğini göstermektedir.

Her üç yanaşma şekli farklı avantaj ve dezavantajlar sunmaktadır. L şeklinde yanaşma, özellikle z yönündeki baskın frekans değerlerinin düşük olmasıyla dikkat çekmektedir. Bu, düşey titreşimlerin daha az olması nedeniyle operasyon güvenliği açısından avantajlı bir durum yaratmaktadır. Ancak, y yönündeki frekanslar incelendiğinde, özellikle rotorun güvertenin iskele hattı hizasında bulunduğu #7 konumunda, diğer yanaşma şekillerine kıyasla daha yüksek baskın frekanslar gözlemlenmiştir. Bu, güverte çevresindeki personel ve teçhizat için risk

oluşturabilir. Doğrudan yanaşma, x yönünde (yatay eksen) daha düşük baskın frekans değerleri gösterdiği için yatay hareketlerin daha az olduğu bir senaryo sunar ve yatay salınımların minimum seviyede kalmasını sağlar. Ancak, z yönünde doğrudan yanaşmada daha yüksek baskın frekanslar gözlemlenmektedir. Çapraz yanaşma ise x ve y yönlerinde dengeli bir sonuç sergileyerek her iki eksende orta seviyede bir tercih oluşturur.

Sayısal modelleme ve deneysel doğrulama süreçlerinin, elde edilen bulguların güvenilirliğini artırmada önemli bir rol oynadığı anlaşılmaktadır. Güverte üzerindeki farklı noktalarda yapılan frekans analizleri, rüzgar açılarının ve gemi hızlarının türbülans enerjisi üzerinde nasıl değişimlere yol açtığını gözler önüne sermektedir. Bu veriler, yalnızca gemi tasarımcıları için değil, aynı zamanda helikopter operasyonlarını planlayan uzmanlar için de kritik öneme sahiptir.

Sonuç olarak, bu tez, gemi aerodinamiği, rotor etkileşimi ve yanaşma senaryoları arasındaki ilişkileri anlayarak, helikopterlerin güvenli operasyonlarını sağlamak adına değerli veriler sunmuştur. Elde edilen bulgular, gemi tasarımındaki aerodinamik yapıları ve operasyonel koşulları optimize etmeye yönelik önemli bilgiler sunmakta olup, bu alandaki daha ileri araştırmalar için sağlam bir temel teşkil etmektedir. Gelecekteki çalışmalarda, bu verilerin daha da derinleştirilmesi, gemi-helikopter etkileşimlerinin farklı koşullarda nasıl evrildiğini daha ayrıntılı bir şekilde inceleyebilmek için faydalı olacaktır.

KAYNAKÇA

[1] L. F. Richardson, "The Approximate Arithmetical Solution by Finite Differences of Physical Problems Involving Differential Equations, with an Application to the Stresses in a Masonry Dam", *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Containing Papers of a Mathematical or Physical Character*, c. 210, ss. 307-357, 1911.

[2] S. T. Mathews, "Some notes regarding naval architecture and the work of the ship laboratory", *ISP*, c. 2, sy 8, ss. 194-200, Nis. 1955, doi: 10.3233/ISP-1955-2804.

[3] P. J. Richards ve R. P. Hoxey, "Appropriate boundary conditions for computational wind engineering models using the k-ϵ turbulence model", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, c. 46-47, ss. 145-153, Ağu. 1993, doi: 10.1016/0167-6105(93)90124-7.

[4] S. A. Polsky ve C. W. Bruner, "Time Accurate Computational Simulations of Ship Air Wake", Defense Technical Information Center, Fort Belvoir, VA, 2000. doi: 10.21236/ADA375773.

[5] M. C. Bogstad, W. G. Habashi, I. Akel, D. Ait-Ali-Yahia, N. Giannias, ve V. Longo, "Computational-Fluid-Dynamics Based Advanced Ship-Airwake Database for Helicopter Flight Simulators", *Journal of Aircraft*, c. 39, sy 5, ss. 830-838, Eyl. 2002, doi: 10.2514/2.3003.

[6] S. Polsky, "A computational Study of Unsteady Ship Airwake", içinde *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, Reno,NV,U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Oca. 2002. doi: 10.2514/6.2002-1022.

[7] N. Sezer-Uzol, A. Sharma, ve L. N. Long, "Computational Fluid Dynamics Simulations of Ship Airwake", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, c. 219, sy 5, ss. 369-392, May. 2005, doi: 10.1243/095441005X30306.

[8] H. Yesilel, "Ship Airwake Analysis by CFD Methods", MSc Thesis, Istanbul Technical University, Istanbul, TURKEY, 2007.

[9] F. Zhang, H. Xu, ve N. Ball, "Numerical Simulation of Unsteady Flow Over SFS 2 Ship Model", içinde *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, içinde Aerospace Sciences Meetings. Orlando, Florida, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Oca. 2009. doi: 10.2514/6.2009-81.

[10] C. H. Kääriä, Y. Wang, M. D. White, ve I. Owen, "An Experimental Technique for Evaluating the Aerodynamic Impact of Ship Superstructures on Helicopter Operations", *Ocean Engineering*, c. 61, ss. 97-108, Mar. 2013, doi: 10.1016/j.oceaneng.2012.12.052.

[11] M. Liefvendahl ve C. Fureby, “Grid Requirements for LES of Ship Hydrodynamics in Model and Full Scale”, *Ocean Engineering*, c. 143, ss. 259-268, Eki. 2017, doi: 10.1016/j.oceaneng.2017.07.055.

[12] R. Mateer, S. A. Scott, I. Owen, ve M. D. White, “Superstructure Aerodynamics of the Type 26 Global Combat Ship”, içinde *Proceedings of 14th International Naval Engineering Conference and Exhibition*, Glasgow, UK, Eki. 2018.

[13] J. Wang, G. Jiang, ve X. Wang, “Effect Analysis of the Hangar Rear Edge Curvature on the Ship Airwake”, *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, c. 408, s. 012024, Eki. 2018, doi: 10.1088/1757-899X/408/1/012024.

[14] R. S. Thedin, “An Investigation of Coupled Atmospheric Turbulence and Ship Airwakes for Helicopter-ship Dynamic Interface Simulations”, PhD Thesis, Pennsylvania State University, 2019.

[15] R. Bardera, M. A. Barcala-Montejano, A. A. Rodríguez-Sevillano, ve M. León-Calero, “Conical Vortices Investigation and Mitigation Over the Ski-Jump Ramp of an Aircraft Carrier by PIV”, *Ocean Engineering*, c. 173, ss. 672-676, Şub. 2019, doi: 10.1016/j.oceaneng.2019.01.032.

[16] S. Oksuz, “A Numerical Investigation of Flow Around Superstructure of a Surface Combatant”, MSc Thesis, Yildiz Technical University, Istanbul, TURKEY, 2020.

[17] Y. Lu, X. Chang, Z. Chuang, J. Xing, Z. Zhou, ve X. Zhang, “Numerical Investigation of the Unsteady Coupling Airflow Impact of a Full-Scale Warship with a Helicopter During Shipboard Landing”, *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, Tem. 2020, Erişim: 12 Kasım 2020. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: https://www.tandfonline.com/doi/abs/10.1080/19942060.2020.1786461

[18] Y. Shi, G. Li, D. Su, ve G. Xu, “Numerical Investigation on the Ship/Multi-Helicopter Dynamic Interface”, *Aerospace Science and Technology*, c. 106, s. 106175, Kas. 2020, doi: 10.1016/j.ast.2020.106175.

[19] G. Dooley, J. Ezequiel Martin, J. H. J. Buchholz, ve P. M. Carrica, “Ship Airwakes in Waves and Motions and Effects on Helicopter Operation”, *Computers & Fluids*, c. 208, s. 104627, Ağu. 2020, doi: 10.1016/j.compfluid.2020.104627.

[20] R. Mateer, “The Aerodynamics of a Modern Warship”, PhD Thesis, University of Liverpool, 2020. Erişim: 11 Kasım 2020. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: http://livrepository.liverpool.ac.uk/3089205

[21] Z. Di, S. T. Mishra, ve F. Gandhi, “A Differential Flatness-Based Approach for Autonomous Helicopter Shipboard Landing”, *IEEE/ASME Trans. Mechatron.*, ss. 1-1, 2021, doi: 10.1109/TMECH.2021.3085696.

[22] D. Linton ve B. Thornber, “Quantifying uncertainty in turbulence resolving ship airwake simulations”, *Ocean Engineering*, c. 229, s. 108983, Haz. 2021, doi: 10.1016/j.oceaneng.2021.108983.

[23] P. Mucha, “Application of Hybrid-Temporal LES to Airwake Analyses of the ONR Tumblehome Surface Combatant”, program adı: 23rd Numerical Towing Tank Symposium (NuTTS 2021), Germany, Eki. 2021, s. 7.

[24] M. Cindori, P. Čajić, I. Džijan, F. Juretić, ve H. Kozmar, "A comparison of major steady RANS approaches to engineering ABL simulations", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, c. 221, s. 104867, Şub. 2022, doi: 10.1016/j.jweia.2021.104867.

[25] S. Shukla, S. S. Sinha, S. Saroha, H. H. Khan, ve S. N. Singh, "Experimental and computational investigation of airwake aerodynamics of the generic aircraft carrier with ski-jump", *Ocean Engineering*, c. 249, s. 110902, Nis. 2022, doi: 10.1016/j.oceaneng.2022.110902.

[26] J. S. Forrest ve I. Owen, "An Investigation of Ship Airwakes Using Detached-Eddy Simulation", *Computers & Fluids*, c. 39, sy 4, ss. 656-673, Nis. 2010, doi: 10.1016/j.compfluid.2009.11.002.

[27] S. Bhushan, T. Xing, ve F. Stern, "Vortical Structures and Instability Analysis for Athena Wetted Transom Flow with Full-Scale Validation", *Journal of Fluids Engineering*, c. 134, sy 3, s. 031201, Mar. 2012, doi: 10.1115/1.4006173.

[28] W. Yuan, A. Wall, ve R. Lee, "Combined Numerical and Experimental Simulations of Unsteady Ship Airwakes", *Computers & Fluids*, c. 172, ss. 29-53, Ağu. 2018, doi: 10.1016/j.compfluid.2018.06.006.

[29] J. Zhang, G. Minelli, A. N. Rao, B. Basara, R. Bensow, ve S. Krajnović, "Comparison of PANS and LES of the Flow Past a Generic Ship", *Ocean Engineering*, c. 165, ss. 221-236, Eki. 2018, doi: 10.1016/j.oceaneng.2018.07.023.

[30] J. Choi ve D. S. Miklosovic, "LES Simulations using the Moving Mesh Method with Comparison to Experimental Results for a Periodic Ship Airwake", içinde *AIAA AVIATION 2020 FORUM*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2020. doi: 10.2514/6.2020-2700.

[31] T. Li, Y.-B. Wang, N. Zhao, ve N. Qin, "An Investigation of Ship Airwake Over the Frigate Afterbody", *Int. J. Mod. Phys. B*, c. 34, sy 14n16, s. 2040069, Nis. 2020, doi: 10.1142/S021797922040069X.

[32] Y. Shi, D. Su, ve G. Xu, "Numerical Investigation of the Influence of Passive/Active Flow Control on Ship/Helicopter Dynamic Interface", *Aerospace Science and Technology*, c. 106, s. 106205, Kas. 2020, doi: 10.1016/j.ast.2020.106205.

[33] A. Nisham, M. Terziev, T. Tezdogan, T. Beard, ve A. Incecik, "Prediction of the aerodynamic behaviour of a full-scale naval ship in head waves using Detached Eddy Simulation", *Ocean Engineering*, c. 222, s. 108583, Şub. 2021, doi: 10.1016/j.oceaneng.2021.108583.

[34] J. D. Shipman ve J. Bin, "Atmospheric Boundary Layer Turbulence Simulation for Ship Airwake CFD Applications", içinde *AIAA AVIATION 2021 FORUM*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2021. doi: 10.2514/6.2021-2481.

[35] S. Shukla, S. N. Singh, S. S. Sinha, ve R. Vijayakumar, "Comparative assessment of URANS, SAS and DES turbulence modeling in the predictions of massively separated ship airwake characteristics", *Ocean Engineering*, c. 229, s. 108954, Haz. 2021, doi: 10.1016/j.oceaneng.2021.108954.

[36] J. Zhang, G. Minelli, B. Basara, R. Bensow, ve S. Krajnović, "Yaw effect on bi-stable air-wakes of a generic ship using large eddy simulation", *Ocean Engineering*, c. 219, s. 108164, Oca. 2021, doi: 10.1016/j.oceaneng.2020.108164.

[37] S. Polsky, "CFD Prediction of Airwake Flowfields for Ships Experiencing Beam Winds", içinde *21st AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Orlando, Florida, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. doi: 10.2514/6.2003-3657.

[38] R. G. Lee ve S. J. Zan, "Wind Tunnel Testing of a Helicopter Fuselage and Rotor in a Ship Airwake", *Journal of the American Helicopter Society*, c. 50, sy 4, ss. 326-337, Eki. 2005, doi: 10.4050/1.3092869.

[39] J. Shipman, S. Arunajatesan, C. Menchini, ve N. Sinha, "Ship Airwake Sensitivities to Modeling Parameters", içinde *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 0 c., içinde Aerospace Sciences Meetings. , American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005. doi: 10.2514/6.2005-1105.

[40] A. Ariffin, "Air Flow and Superstructure Interaction on a Model of a Naval Ship", MSc Thesis, Universiti Teknologi Malaysia, 2014.

[41] N. Rosenfeld, K. Kimmel, ve A. J. Sydney, "Investigation of Ship Topside Modeling Practices for Wind Tunnel Experiments", içinde *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Kissimmee, Florida: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Oca. 2015. doi: 10.2514/6.2015-0245.

[42] R. Bardera ve J. Meseguer, "Flow in the Near Airwake of a Modified Frigate", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, c. 229, sy 6, ss. 1003-1012, May. 2015, doi: 10.1177/0954410014542449.

[43] W. D. Janssen, B. Blocken, ve H. J. van Wijhe, "CFD Simulations of Wind Loads on a Container Ship: Validation and Impact of Geometrical Simplifications", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, c. 166, ss. 106-116, Tem. 2017, doi: 10.1016/j.jweia.2017.03.015.

[44] G. M. Dooley, P. Carrica, J. Martin, A. Krebill, ve J. Buchholz, "Effects of Waves, Motions and Atmospheric Turbulence on Ship Airwakes", içinde *AIAA Scitech 2019 Forum*, San Diego, California, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2019. doi: 10.2514/6.2019-1328.

[45] N. A. Watson, M. White, ve I. Owen, "Experimental Validation of the Unsteady CFD-generated Airwake of the HMS Queen Elizabeth Aircraft Carrier", içinde *AIAA Aviation 2019 Forum*, Dallas, Texas, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Haz. 2019. doi: 10.2514/6.2019-3029.

[46] N. A. Watson, M. White, ve I. Owen, "Modelling the Effect of Unsteady Turbulent Wakes on a Short Take-off and Vertical Landing (STOVL) Aircraft", içinde *AIAA Aviation 2019 Forum*, Dallas, Texas, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Haz. 2019. doi: 10.2514/6.2019-3244.

[47] R. Bardera, M. A. Barcala-Montejano, A. A. Rodríguez-Sevillano, ve M. León-Calero, "Wind Flow Investigation Over an Aircraft Carrier Deck by PIV", *Ocean Engineering*, c. 178, ss. 476-483, Nis. 2019, doi: 10.1016/j.oceaneng.2019.03.020.

[48] R. Bardera, J. C. Matias-Garcia, ve A. Garcia-Magariño, "PIV Helicopter Rotor-Ground and Rotor-Frigate Interaction Study", program adı: AIAA Aviation 2020 Forum, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Haz. 2020. doi: 10.2514/6.2020-2740.

[49] M. Rahimpour, F. C. Bossi, O. Barannyk, S. Malavasi, ve P. Oshkai, "Flow-Induced Loading on and Unsteady Flow structure in the Wake of Bluff Perforated Plates at Zero Incidence", *Journal of Fluids and Structures*, c. 81, ss. 712-727, Ağu. 2018, doi: 10.1016/j.jfluidstructs.2018.06.007.

[50] M. Rahimpour ve P. Oshkai, "Experimental Investigation of Airflow Over the Helicopter Platform of a Polar Icebreaker", *Ocean Engineering*, c. 121, ss. 98-111, Tem. 2016, doi: 10.1016/j.oceaneng.2016.05.023.

[51] M. Rahimpour ve P. Oshkai, "The Effects of Unsteady Change in Wind Direction on the Airflow Over the Helicopter Platform of a Polar Icebreaker", *Ocean Engineering*, c. 172, ss. 22-30, Oca. 2019, doi: 10.1016/j.oceaneng.2018.11.049.

[52] M. Rahimpour, "Experimental Investigation of Unsteady Wake Structure of Bluff Bodies", PhD Thesis, 2020. Erişim: 12 Kasım 2020. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: https://dspace.library.uvic.ca//handle/1828/12163

[53] A. Krebill, "Effect of Ship Motion on Ship Airwake Aerodynamics", PhD Thesis, University of Iowa, 2020. doi: 10.17077/etd.005517.

[54] D. Farish, "Large Eddy Simulations of Scaled Wind-Tunnel Experiments for Ship Airwake Analysis", MSc Thesis, The Pennsylvania State University, 2020. Erişim: 12 Kasım 2020. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: https://etda.libraries.psu.edu/catalog/18161dmf5403

[55] P. Wang, F. Wang, ve Z. Chen, "Investigation on Aerodynamic Performance of Luxury Cruise Ship", *Ocean Engineering*, c. 213, s. 107790, Eki. 2020, doi: 10.1016/j.oceaneng.2020.107790.

[56] R. Bardera ve A. Garcia-Magariño, "Balance measurements on a frigate type ship model", *Ocean Engineering*, c. 213, s. 107784, Eki. 2020, doi: 10.1016/j.oceaneng.2020.107784.

[57] E. P. Gnanamanickam, Z. Zhang, D. Seth, ve J. G. Leishman, "Structure of the Ship Airwake in a Simulated Atmospheric Boundary Layer", içinde *AIAA AVIATION 2020 FORUM*, VIRTUAL EVENT: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Haz. 2020. doi: 10.2514/6.2020-2702.

[58] G. M. Dooley, A. F. Krebill, J. E. Martin, J. H. J. Buchholz, ve P. M. Carrica, "Structure of a Ship Airwake at Multiple Scales", *AIAA Journal*, c. 58, sy 5, ss. 2005-2013, Şub. 2020, doi: 10.2514/1.J058994.

[59] D. Seth, Z. Zhang, E. P. Gnanamanickam, ve J. G. Leishman, "Time-Resolved PIV Measurements of a Ship Airwake in a Simulated Atmospheric Boundary Layer", içinde *AIAA AVIATION 2020 FORUM*, VIRTUAL

EVENT: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Haz. 2020. doi: 10.2514/6.2020-2701.

[60] E. Thornhill, A. Wall, S. McTavish, ve R. Lee, "Ship Anemometer Bias Management", *Ocean Engineering*, c. 216, s. 107843, Kas. 2020, doi: 10.1016/j.oceaneng.2020.107843.

[61] D. Seth, J. G. Leishman, E. Gnanamanickam, ve Z. Zhang, "Time-Resolved Ship Airwake Measurements in a Simulated Atmospheric Boundary Layer", *Journal of Aircraft*, c. 58, sy 3, ss. 624-649, May. 2021, doi: 10.2514/1.C035886.

[62] R. Bardera, J. C. Matías, ve E. Barroso, "Experimental and numerical simulations of simple frigate with suction flow control over the deck", *Ocean Engineering*, c. 236, s. 109464, Eyl. 2021, doi: 10.1016/j.oceaneng.2021.109464.

[63] R. Bardera ve J. C. Matías, "A comparison of helicopter recovery maneuvers on frigates by means of PIV measurements", *Ocean Engineering*, c. 219, s. 108393, Oca. 2021, doi: 10.1016/j.oceaneng.2020.108393.

[64] A. Wall, E. Thornhill, H. Barber, S. McTavish, ve R. Lee, "Experimental investigations into the effect of at-sea conditions on ship airwake characteristics", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, c. 223, s. 104933, Nis. 2022, doi: 10.1016/j.jweia.2022.104933.

[65] G. N. Barakos, C. Crozon, ve R. Steijl, "Numerical Study of Shipborne Rotors", program adı: 4th International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology (IBRCRT), Tianjin, China, Eyl. 2013, ss. 1-28. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: https://eprints.gla.ac.uk/131496/

[66] C. Crozon, R. Steijl, ve G. N. Barakos, "Numerical Study of Helicopter Rotors in a Ship Airwake", *Journal of Aircraft*, c. 51, sy 6, ss. 1813-1832, Kas. 2014, doi: 10.2514/1.C032535.

[67] P. Scott, I. Owen, ve M. White, "The Effect of Ship Size on the Flying Qualities of Maritime Helicopters", Montréal, Québec, Canada, May. 2014.

[68] E. Orbay, "Computational Fluid Dynamics Simulations of Ship Airwake with a Hovering Helicopter Rotor", MSc Thesis, METU, Ankara, Turkey, 2016. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: http://etd.lib.metu.edu.tr/upload/12620370/index.pdf

[69] Y. Shi, Y. Xu, K. Zong, ve G. Xu, "An Investigation of Coupling Ship/Rotor Flowfield Using Steady and Unsteady Rotor Methods", *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, c. 11, sy 1, ss. 417-434, Oca. 2017, doi: 10.1080/19942060.2017.1308272.

[70] J. F. Tan, T. Y. Zhou, Y. M. Sun, ve G. N. Barakos, "Numerical Investigation of the Aerodynamic Interaction Between a Tiltrotor and a Tandem Rotor During Shipboard Operations", *Aerospace Science and Technology*, c. 87, ss. 62-72, Nis. 2019, doi: 10.1016/j.ast.2019.02.005.

[71] R. Bardera, J. C. Matias-Garcia, ve A. García-Magariño, "Experimental Validation of Aerodynamic Computational Results in the Aft-Deck of a Simplified Frigate Shape (SFS2)", program adı: MARINE VIII : proceedings

of the VIII International Conference on Computational Methods in Marine Engineering, Madrid, Spain: CIMNE, 2019, ss. 405-416.

[72] S. Shukla, S. S. Sinha, ve S. N. Singh, "Ship-Helo Coupled Airwake Aerodynamics: A Comprehensive Review", *Progress in Aerospace Sciences*, c. 106, ss. 71-107, Nis. 2019, doi: 10.1016/j.paerosci.2019.02.002.

[73] A. Sharma, J. Xu, A. K. Padthe, P. P. Friedmann, ve K. Duraisamy, "Simulation of Maritime Helicopter Dynamics During Approach to Landing With Time-Accurate Wind-Over-Deck", içinde *AIAA Scitech 2019 Forum*, San Diego, California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Oca. 2019. doi: 10.2514/6.2019-0861.

[74] D. Su, G. Xu, S. Huang, ve Y. Shi, "Numerical investigation of rotor loads of a shipborne coaxial-rotor helicopter during a vertical landing based on moving overset mesh method", *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, c. 13, sy 1, ss. 309-326, Oca. 2019, doi: 10.1080/19942060.2019.1585390.

[75] R. Thedin, M. P. Kinzel, J. F. Horn, ve S. Schmitz, "Coupled Simulations of Atmospheric Turbulence-Modified Ship Airwakes and Helicopter Flight Dynamics", *Journal of Aircraft*, c. 56, sy 2, ss. 812-824, Mar. 2019, doi: 10.2514/1.C035158.

[76] R. E. Mineck ve S. A. Gorton, "Steady and Periodic Pressure Measurements on a Generic Helicopter Fuselage Model in the Presence of a Rotor", USA, NASA TM-2000-210286, Haz. 2000.

[77] C. E. Freeman ve R. E. Mineck, "Fuselage Surface Pressure Measurements of a Helicopter Wind Tunnel Model with a 3.15 Meter Diameter Single Rotor", USA, NASA TM 80051, Mar. 1979.

[78] S. Shukla, S. N. Singh, S. S. Sinha, ve R. Vijayakumar, "A Conceptual Method to Assess Ship-Helicopter Dynamic Interface", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, c. 234, sy 5, ss. 1092-1116, Nis. 2020, doi: 10.1177/0954410019896741.

[79] R. Bardera, J. C. Matias-Garcia, ve A. Garcia-Magariño, "Aerodynamic Optimization Over Helicopter Flight-Deck of a Simplified Frigate Model Using Bubble-Shaped Hangars", içinde *AIAA AVIATION 2020 FORUM*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Haz. 2020. doi: 10.2514/6.2020-2960.

[80] G. N. Barakos, T. Fitzgibbon, A. N. Kusyumov, S. A. Kusyumov, ve S. A. Mikhailov, "CFD Simulation of Helicopter Rotor Flow Based on Unsteady Actuator Disk Model", *Chinese Journal of Aeronautics*, c. 33, sy 9, ss. 2313-2328, Eyl. 2020, doi: 10.1016/j.cja.2020.03.021.

[81] M. J. Silva ve J. K. Barber, "Truth Data for DIVE V&V", içinde *AIAA AVIATION 2021 FORUM*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2021. doi: 10.2514/6.2021-2482.

[82] M. Thomas, J. M. Pereira Figueira, J. R. Serres, T. Rakotomamonjy, F. Ruffier, ve A. H. Morice, "Helicopter Pilots Synchronize Their Altitude with Ship Heave to Minimize Energy When Landing on a Ship's Deck", *The*

International Journal of Aerospace Psychology, c. 31, sy 2, ss. 135-148, Nis. 2021, doi: 10.1080/24721840.2020.1862659.

[83] S. Sari, A. Dogrul, ve S. Bayraktar, "Airwake Characteristics of NATO-Generic Destroyer: A Numerical Study", *Journal of Applied Fluid Mechanics*, c. 18, sy 1, ss. 112-130, 2025, doi: 10.47176/jafm.18.1.2886.

[84] D. C. Wilcox, *Turbulence Modeling for CFD*, 3rd edition. La Cãnada, California, USA: DCW Industries, 2006.

[85] D. C. Wilcox, "Formulation of the k-w Turbulence Model Revisited", *AIAA Journal*, c. 46, sy 11, ss. 2823-2838, Kas. 2008, doi: 10.2514/1.36541.

[86] I. Owen, R. Lee, A. Wall, ve N. Fernandez, "The NATO generic destroyer – a shared geometry for collaborative research into modelling and simulation of shipboard helicopter launch and recovery", *Ocean Engineering*, c. 228, s. 108428, May. 2021, doi: 10.1016/j.oceaneng.2020.108428.

[87] A. Zamiri ve J. T. Chung, "Numerical Evaluation of Wind Direction Effects on the Turbulence Aerodynamics of a Ship Airwake", *Ocean Engineering*, c. 284, s. 115104, Eyl. 2023, doi: 10.1016/j.oceaneng.2023.115104.

[88] W. Yuan, R. Lee, ve A. Wall, "Combined Numerical and Experimental Simulations of Unsteady Ship Airwakes", program adı: 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Daejeon, Korea, Eyl. 2016.

[89] P. R. Spalart, "Young-Person's Guide to Detached-Eddy Simulation Grids", USA, NASA/CR-2001-211032, Tem. 2001.

[90] J. Counihan, "Adiabatic atmospheric boundary layers: A review and analysis of data from the period 1880–1972", *Atmospheric Environment (1967)*, c. 9, sy 10, ss. 871-905, Eki. 1975, doi: 10.1016/0004-6981(75)90088-8.

[91] P. J. Richards ve S. E. Norris, "Appropriate Boundary Conditions for Computational Wind Engineering Models Revisited", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, c. 99, sy 4, ss. 257-266, Nis. 2011, doi: 10.1016/j.jweia.2010.12.008.

[92] B. Blocken, T. Stathopoulos, ve J. Carmeliet, "CFD Simulation of the Atmospheric Boundary Layer: Wall Function Problems", *Atmospheric Environment*, c. 41, sy 2, ss. 238-252, Oca. 2007, doi: 10.1016/j.atmosenv.2006.08.019.

[93] M. S. Gritskevich, A. V. Garbaruk, J. Schütze, ve F. R. Menter, "Development of DDES and IDDES Formulations for the k-ω Shear Stress Transport Model", *Flow Turbulence Combust*, c. 88, sy 3, ss. 431-449, Nis. 2012, doi: 10.1007/s10494-011-9378-4.

[94] "BCA Green Mark for Residential Buildings: Technical Guide and Requirements", Singapore, 2016.

[95] "Atmospheric Boundary Layer | How to Set up an ABL", SimScale. Erişim: 29 Kasım 2023. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: https://www.simscale.com/knowledge-base/atmospheric-boundary-layer-abl/

[96] S. Sarı, A. Dogrul, ve S. Bayraktar, "The Aerodynamic Wind Loads of A Naval Surface Combatant In Model Scale", içinde *New Technologies, Development and Application V*, Sarajevo, Bosnia and Herzegovina: Springer, 2022, ss. 68-76.

[97] "Uncertainty of Measurement, Part 3: Guide to the Expression of Uncertainty in Measurement (GUM:1995)", ISO, Switzerland, 2008.

[98] "Test Uncertainty", The American Society of Mechanical Egineers, U.S.A, ASME PTC 19.1-2005, 2005.

[99] C. Delen ve S. Bal, "Uncertainty Analysis of Numerical and Experimental Resistance Tests for ONR Tumblehome", içinde *Sustainable Development and Innovations in Marine Technologies*, P. Georgiev ve C. G. Soares, Ed., CRC Press, Ağu. 2019, ss. 142-149. doi: 10.1201/9780367810085-18.

[100] ITTC, "7.5-02-01-01 Guide to the Expression of Uncertainty in Experimental Hydrodynamics", içinde *ITTC - Recommended Procedures and Guidelines*, 2008.

[101] ITTC, "7.5-03-01-01 Uncertainty Analysis in CFD, Verification and Validation Methodology and Procedures", içinde *ITTC - Recommended Procedures and Guidelines*, 2014.

[102] R. Cosner, B. Oberkampf, C. Rumsey, C. Rahaim, ve T. Shih, "AIAA Committee on Standards for Computational Fluid Dynamics: Status and Plans", içinde *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. doi: 10.2514/6.2006-889.

[103] P. J. Roache, "Verification of Codes and Calculations", *AIAA Journal*, c. 36, sy 5, ss. 696-702, 1998, doi: 10.2514/2.457.

[104] I. B. Celik, U. Ghia, P. J. Roache, C. J. Freitas, ve P. E. Raad, "Procedure for Estimation and Reporting of Uncertainty Due to Discretization in CFD Applications", *Journal of Fluids Engineering*, c. 130, sy 7, Tem. 2008, doi: 10.1115/1.2960953.

[105] A. Dogrul, "Numerical Prediction of Scale Effects on The Propulsion Performance of JOUBERT BB2 Submarine", *Brodogradnja : Teorija i praksa brodogradnje i pomorske tehnike*, c. 73, sy 2, ss. 17-42, Nis. 2022, doi: 10.21278/brod73202.

[106] A. Dogrul, S. Song, ve Y. K. Demirel, "Scale effect on ship resistance components and form factor", *Ocean Engineering*, c. 209, s. 107428, Ağu. 2020, doi: 10.1016/j.oceaneng.2020.107428.

[107] S. Sezen, C. Delen, A. Dogrul, ve M. Atlar, "An investigation of scale effects on the self-propulsion characteristics of a submarine", *Applied Ocean Research*, c. 113, s. 102728, Ağu. 2021, doi: 10.1016/j.apor.2021.102728.

[108] S. J. Zan, G. F. Syms, ve Cheney, B.T, "Analysis of Patrol Frigate Air Wakes", Eki. 1998.

[109] G. N. Intan, "Analisis Manajemen Usaha Penangkaran Burung Murai Batu Untuk Meningkatkan Pendapatan Usaha Dalam Perspektif Ekonomi Islam", FAKULTAS EKONOMI DAN BISNIS ISLAM UNIVERSITAS ISLAM NEGERI RADEN INTAN LAMPUNG, 2022.

[110] X. Yang, B. Li, Z. Ren, ve F. Tian, "Numerical Simulation of the Unsteady Airwake of the Liaoning Carrier Based on the DDES Model Coupled with Overset Grid", *Journal of Marine Science and Engineering*, c. 12, sy 9, Art. sy 9, Eyl. 2024, doi: 10.3390/jmse12091598.

[111] K. R. Reddy, R. Toffoletto, ve K. R. W. Jones, "Numerical Simulation of Ship Airwake", *Computers & Fluids*, c. 29, sy 4, ss. 451-465, May. 2000, doi: 10.1016/S0045-7930(99)00033-X.

[112] G. F. Syms, "Simulation of simplified-frigate airwakes using a lattice-Boltzmann method", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, c. 96, sy 6-7, ss. 1197-1206, Haz. 2008, doi: 10.1016/j.jweia.2007.06.040.

[113] S. Sarı, A. Doğrul, ve S. Bayraktar, "On The Computational Aerodynamics of a Generic Frigate", program adı: 2nd International Congress on Ship and Marine Technology, Istanbul, Türkiye, Eyl. 2021, ss. 397-403.

[114] S. Sari ve A. Doğrul, "Verification and Validation of Numerical Simulations of Displacement Type Vessels", *GDT*, sy 219, Art. sy 219, Haz. 2021.

[115] S. Sari, A. Dogrul, ve S. Bayraktar, "Airwake Characteristics of NATO-Generic Destroyer: A Numerical Study", *JAFM*, c. 18, sy 1, Oca. 2025, doi: 10.47176/jafm.18.1.2886.

[116] S. G. Ashok ve J. Rauleder, "Mid-Fidelity NATO Generic Destroyer Static and Moving-Ship Airwake Simulations Using the Lattice-Boltzmann Method Compared with Experimental Data", *Ocean Engineering*, c. 298, s. 117264, Nis. 2024, doi: 10.1016/j.oceaneng.2024.117264.

[117] C. Delen ve S. Bal, "Experimental Analysis of Self-Propelled Characteristics with Uncertainty Analysis of ONR Tumblehome Hull", *Ocean Engineering*, c. 307, s. 118230, Eyl. 2024, doi: 10.1016/j.oceaneng.2024.118230.

[118] N. Fernandez, N. A. Watson, I. Owen, ve M. D. White, "A Comparative Assessment of the NATO-GD and SFS2 Ship Airwakes and their Influence upon Helicopter Aerodynamic Loading", s. 12.

[119] H. K. Versteeg ve W. Malalasekera, *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: the Finite Volume Method*, 2. ed., [Nachdr.]. Harlow: Pearson/Prentice Hall, 2007.

[120] S. Bayraktar, "Çapraz Akıştaki Türbülanslı Jet Akışlarının Deneysel ve Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizi", PhD Thesis, Yıldız Teknik Üniversitesi, İstanbul, Türkiye, 2008.

[121] A. Eltayesh *vd.*, "Effect of Wind Tunnel Blockage on the Performance of a Horizontal Axis Wind Turbine with Different Blade Number", *Energies*, c. 12, sy 10, s. 1988, May. 2019, doi: 10.3390/en12101988.

[122] Nacaklı, Yavuz, "Analysis of Helicopter Downwash/Frigate Airwake Interaction Using Statistically Designed Experiments", Old Dominion University Libraries, 2010. doi: 10.25777/93GV-2X92.

[123] E. P. Gnanamanickam, Z. Zhang, D. Seth, ve J. G. Leishman, "Structure of the Ship Airwake in a Simulated Atmospheric Boundary Layer", içinde *AIAA AVIATION 2020 FORUM*, VIRTUAL EVENT: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Haz. 2020. doi: 10.2514/6.2020-2702.

[124] Y. Abu-Zidan, P. Mendis, ve T. Gunawardena, "Impact of Atmospheric Boundary Layer Inhomogeneity in CFD Simulations of Tall Buildings", *Heliyon*, c. 6, sy 7, s. e04274, Tem. 2020, doi: 10.1016/j.heliyon.2020.e04274.

[125] F. R. Menter, "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications", *AIAA Journal*, c. 32, sy 8, ss. 1598-1605, 1994, doi: 10.2514/3.12149.

[126] F. R. Menter, "Review of the Shear-Stress Transport Turbulence Model Experience from an Industrial Perspective", *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, c. 23, sy 4, ss. 305-316, Nis. 2009, doi: 10.1080/10618560902773387.

[127] D. Zhang, "Comparison of Various Turbulence Models for Unsteady Flow around a Finite Circular Cylinder at Re=20000", *J. Phys.: Conf. Ser.*, c. 910, sy 1, s. 012027, Eki. 2017, doi: 10.1088/1742-6596/910/1/012027.

[128] A. Travin, M. Shur, M. Strelets, ve P. Spalart, "Detached-Eddy Simulations Past a Circular Cylinder", *Flow, Turbulence and Combustion*, c. 63, sy 1, ss. 293-313, Oca. 2000, doi: 10.1023/A:1009901401183.

[129] W. Zheng, C. Yan, H. Liu, ve D. Luo, "Comparative Assessment of SAS and DES Turbulence Modeling for Massively Separated Flows", *Acta Mech. Sin.*, c. 32, sy 1, ss. 12-21, Şub. 2016, doi: 10.1007/s10409-015-0505-7.

[130] B. Epps, "Review of Vortex Identification Methods", içinde *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, içinde AIAA SciTech Forum. Grapevine, Texas, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Oca. 2017. doi: 10.2514/6.2017-0989.

[131] J. Jeong ve F. Hussain, "On the identification of a vortex", *Journal of Fluid Mechanics*, c. 285, ss. 69-94, Şub. 1995, doi: 10.1017/S0022112095000462.

[132] H. K. Moffatt ve A. Tsinober, "Helicity in Laminar and Turbulent Flow", *Annu. Rev. Fluid Mech.*, c. 24, sy 1, ss. 281-312, Oca. 1992, doi: 10.1146/annurev.fl.24.010192.001433.

[133] G. D. Carico, R. Fang, R. S. Finch, W. P. Geyer Jr., H. W. Krijns, ve K. Long, "Helicopter/Ship Qualification Testing", Research and Technology Organisation, North Atlantic Treaty Organisation (NATO), France, AC/323 (SCI-038) TP/53, Şub. 2003.

TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR

Konferans Bildirileri

1. S. Sarı, A. Doğrul, ve S. Bayraktar, "On The Computational Aerodynamics of a Generic Frigate", program adı: 2nd International Congress on Ship and Marine Technology, Istanbul, Türkiye, Eyl. 2021, ss. 397-403.

2. S. Sari, A. Dogrul, ve S. Bayraktar, "Detached Eddy Simulations of Air Flow Around NATO-Generic Destroyer", program adı: 4th International Naval Architecture and Maritime Symposium, İstanbul, Türkiye, Eki. 2023, ss. 773-786.

Makaleler

1. S. Sari, A. Dogrul, ve S. Bayraktar, "Airwake Characteristics of NATO-Generic Destroyer: A Numerical Study", *JAFM*, c. 18, sy 1, Oca. 2025, doi: 10.47176/jafm.18.1.2886.

2. S. Sari, "Numerical investigation of free rotor aerodynamics", *Sigma J Eng Nat Sci - Sigma Müh Fen Bil Derg*, ss. 1826-1837, 2024, doi: 10.14744/sigma.2024.00050.

3. S. Sarı ve A. Dogrul, "Verification and Validation of Numerical Simulations of Displacement Type Vessels", *Journal of Ship and Marine Technology*, sy 219, ss. 77-95, Haz. 2021.

Kitaplar

1. S. Sarı, A. Dogrul, ve S. Bayraktar, "The Aerodynamic Wind Loads of A Naval Surface Combatant In Model Scale", içinde *New Technologies, Development and Application V*, Sarajevo, Bosnia and Herzegovina: Springer, 2022, ss. 68-76.

Projeler

1. Tübitak 1002 / Proje no: 222M375 - Uçuş Güverteli Jenerik Bir Savaş Gemisinin Aerodinamik Açıdan İncelenmesi