

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**HANGAR KENAR MODİFİKASYONU İLE BASİTLEŞTİRİLMİŞ
FIRKATEYN MODELİ HAVA İZİNİN İYİLEŞTİRİLMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Tunahan ŞİK

Gemi İnşaatı ve Gemi Makinaları Mühendisliği Anabilim Dalı

Gemi İnşaatı ve Gemi Makinaları Mühendisliği Programı

OCAK 2025

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**HANGAR KENAR MODİFİKASYONU İLE BASİTLEŞTİRİLMİŞ
FIRKATEYN MODELİ HAVA İZİNİN İYİLEŞTİRİLMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Tunahan ŞİK
(508201021)**

Gemi İnşaatı ve Gemi Makinaları Mühendisliği Anabilim Dalı

Gemi İnşaatı ve Gemi Makinaları Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Uğur Oral ÜNAL

OCAK 2025

ISTANBUL TECHNICAL UNIVERSITY ★ GRADUATE SCHOOL

**IMPROVEMENT OF SHIP AIRWAKE OF A SIMPLIFIED FRIGATE MODEL
WITH HANGAR EDGE MODIFICATION**

M.Sc. THESIS

**Tunahan ŞİK
(508201021)**

Department of Naval Architecture and Marine Engineering

Naval Architecture and Marine Engineering Programme

Thesis Advisor: Prof. Uğur Oral ÜNAL

JANUARY 2025

İTÜ, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün 508201021 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Tunahan ŞIK, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “HANGAR KENAR MODİFİKASYONU İLE BASİTLEŞTİRİLMİŞ FIRKATEYN MODELİ HAVA İZİNİN İYİLEŞTİRİLMESİ” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

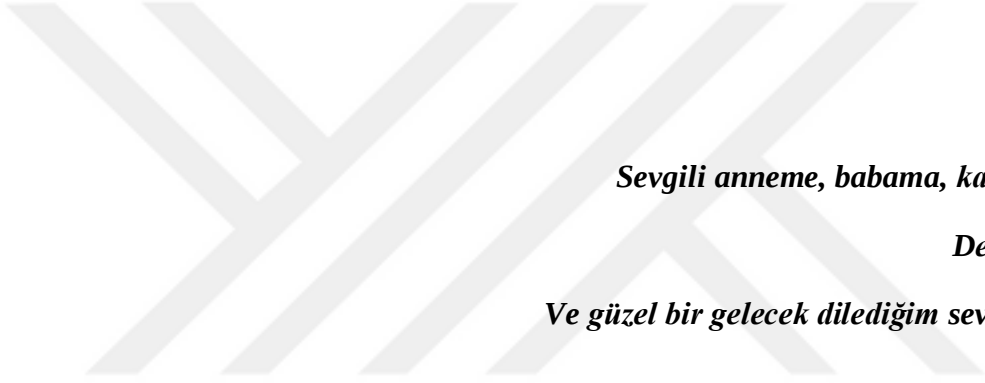
Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Uğur Oral ÜNAL**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Şakir BAL**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. Fahri Çelik
Yıldız Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : **06 Ocak 2025**
Savunma Tarihi : **23 Ocak 2025**





*Sevgili anneme, babama, kardeşlerime,
Değerli eşime
Ve güzel bir gelecek dilediğim sevgili kızıma,*



ÖNSÖZ

Bünyesinde yer aldığım Teknik Üniversite'ye ve danışmanım saygıdeğer Hocam Prof. Dr. Uğur Oral ÜNAL'a akademik eğitimim süresince adım adım gelişimime olan sabırlı ve istikrarlı destekleri için müteşekkirim.

Fikirleri ve inkılapları ilelebet yaşayacak Baş Komutanımız Mareşal Mustafa Kemal ATATÜRK'e, beni buraya taşıyan onun eseri, fırsat eşitliğinin sunulduğu eğitim sistemimize, çağ atlattığı askeri sistemimize ve bu vesileyle gelişen Türk Silahlı Kuvvetlerimize, görev yaptığım ve yüksek lisans eğitimim süresince destek olan Deniz Kuvvetlerimize olan minnet duygum daima nezdimde var olacaktır. İmkanlarım dahilinde sahip olduğum olguları geliştirecek, devletime ve milletime fayda sağlayacak her türlü ileriye kendime düstur edineceğim.

Ocak 2025

Tunahan ŞIK
Gem. İnş. Gem. Mak. Müh. Böl. Araş. Gör.

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	ix
İÇİNDEKİLER	xi
KISALTMALAR.....	xiii
SEMBOLLER	xv
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xvii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xix
ÖZET.....	xxiii
SUMMARY	xxv
1. GİRİŞ	1
1.1 Tezin Amacı.....	3
1.2 Tezin Kapsamı	3
1.3 Literatür Araştırması.....	4
2. BİLİMSEL ALTYAPI.....	15
2.1 Ölçek Çözümlü Simülasyonlar (SRS).....	15
2.2 Coanda Etkisi	19
3. HESAPLAMALI ÇALIŞMA	23
3.1 Ağ Örgüsü ve Sınır Tabaka Yaklaşımı	25
3.2 Başlangıç, Sınır Koşulları ve Zamanlama.....	27
3.3 Veri Toplama Yöntemi	28
3.4 Ağdan bağımsızlık analizi.....	29
3.5 Hangar Kenar Modifikasyonları	32
3.5.1 Geometrik konfigürasyonun birinci aşaması	33
3.5.2 Geometrik konfigürasyonun ikinci aşaması.....	34
4. SONUÇ VE YORUMLAR	37
4.1 Karşılaştırmalı Simülasyon Performans Değerlendirmeleri	37
4.2 SBES Metodu ile Karşılaştırmalı Akım Yönü Değerlendirmeleri.....	41
4.2.1 0° akım yönü	41
4.2.2 S45° akım yönü	42
4.2.3 0° ve S45° akım yönü karşılaştırmaları.....	43
4.3 Hangar Kenar Modifikasyonları Performans Değerlendirmeleri	50
4.3.1 Birinci konfigürasyon aşaması karşılaştırmalı değerlendirmeler.....	50
4.3.2 İkinci konfigürasyon aşaması karşılaştırmalı değerlendirmeler	52
4.3.3 CS90 için nihai sonuçlar ve tartışma.....	54
5. DEĞERLENDİRME.....	63
5.1 Müteakip Çalışmalar	64
KAYNAKLAR.....	67
ÖZGEÇMİŞ.....	75



KISALTMALAR

ABL	: Atmospheric Boundary Layer (Atmosferik Sınır Tabaka)
CAD	: Computer Aided Desing (Bilgisayar Destekli Tasarım)
CFD	: Computational Fluid Dynamics (Hesaplama Akışkanlar Dinamiği)
CPF	: Canadian Patrol Frigate (Kanada Açık Karakol Gemisi)
DDES	: Delayed-Detached Eddy Simulation (Gecikmeli Ayırık Girdap Simülasyonu)
DES	: Detached Eddy Simulation (Ayırık Girdap Simülasyonu)
DNS	: Direct Numerical Solution (Doğrudan Sayısal Simülasyon)
DOF	: Degree of Freedom (Serbestlik Derecesi)
LDA	: Laser Doppler Anemometry (Lazer Doppler Anemometri)
LES	: Large Eddy Simulation (Büyük Girdap Simülasyonu)
LSWT	: Low-Speed Wind Tunnel (Düşük Hızlı Rüzgar Tüneli)
INTA	: Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (Ulusal Havacılık ve Uzay Teknolojisi Enstitüsü, İspanya).
NRC	: National Reasearch Council of Canada (Kanada Ulusal Araştırma Konseyi)
NSWCCD	: Naval Surface Warfare Center Carderock Division (Suüstü Harp Merkezi, Carderock, ABD)
PIV	: Particle Image Velocimetry (Parçacık Görüntülü Hız Ölçümü)
PSD	: Power Spectral Density (Güç Spektral Yoğunluğu)
RANS	: Reynolds Averaged Navier Stokes (Reynolds Ortalamalı Navier Stokes)
SAS	: Scale-Resolving Simulation (Ölçek-Uyarlı Simülasyon)
SBES	: Stress-Blended Eddy Simulation (Gerilme Karışımı Girdap Simülasyonu)
SFS1	: Simplified Frigate Shape (Basitleştirilmiş Fırkateyn Şekli)
SFS2	: Revised Simplified Frigate Shape (Revize Edilmiş Basit Fırkateyn Şekli)
SHDI	: Ship-Helicopter Dynamic Interface (Gemi-Helikopter Dinamik Arayüzü)
SHOL	: Ship-Helicopter Operation Limits (Gemi-Helikopter Operasyon Limitleri)

SRANS	: Steady Reynolds Averaged Navier Stokes (Zamandan bağımsız RANS)
SRF	: Shortened Research Frigate (Kısaltılmış Araştırma Fırkateyni)
TTCP	: The Technical Cooperation Program (Teknik İşbirliği Programı)
URANS	: Unsteady Reynolds Averaged Navier Stokes (Zamana bağlı RANS)
WOD	: Wind Over Deck (Güverte Üzerine Rüzgar)



SEMBOLLER

V_{∞}	: Serbest akış hızı (m/s)
u, v, w	: X, Y, Z yönünde hız bileşenleri
V	: Bileşke hız ($\sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$)
t^*	: Boyutsuz zaman, CTS birimleri cinsinden
Δt^*	: Boyutsuz zaman adımı (t/CTS)
t	: Fiziksel süre (sn)
Δt	: Zaman adımı boyu (Δ/V_{∞}) (sn)
Δ	: Hücre boyu
$\Delta x, \Delta y, \Delta z$	: x, y, z'deki hücre boyutu
S	: Ortalama gerinim hızı büyüklüğü
τ_w	: Duvar kayma gerilimi
Φ	: Taşınım denkleminde ait taşınım değişkeni
L_{vK}	: SAS'ta model uzunluk ölçeği (von-Karman)
L_t	: Türbülans boy ölçeği
$\zeta_1, \zeta_2, \zeta_3$	: Rotta modeline ait korelasyon ölçümlerinden gelen sabitler
σ_D	: Difüzyon katsayısı
c_{μ}	: Girdap viskozitesi sabiti
κ	: von Karman sabiti
μ_t	: Türbülans kaynaklı dinamik viskozite
P_k	: Türbülans kinetik enerjisi üretimini gösteren faktör
κ	: Von Karman sabiti
ν_t	: Girdap viskozitesi
μ_t	: Dinamik girdap viskozitesi
ρ	: Havanın yoğunluğu
g	: Yer çekimi ivmesi
b	: Gemi eni/genişliği
h	: Hangar yüksekliği
y^+	: Boyutsuz duvar mesafesi
k	: Türbülans kinetik enerjisi



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 3.1 : Ağ örgüsü özellikleri ile hız ve türbülans değerlerine ait bağıl hata karşılaştırması.....	31
Çizelge 3.2 : Modifikasyonların isimlendirilmesi ve geometrik özellikleri.	33
Çizelge 4.1 : Hız ve türbülans değerlerine ait bağıl hata karşılaştırması.....	38
Çizelge 4.2 : Modifikasyonların SFS2'ye göre bileşke hız büyüklüğü ve türbülans yoğunluğu açısından karşılaştırması.....	52
Çizelge 4.3 : CS90 ve CSAW'ın SFS2'ye göre bileşke hız büyüklüğü ve türbülans yoğunluğu açısından karşılaştırması.....	54



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Uçuş güvertesi akış alanı temsili resim (iki boyut).....	5
Şekil 1.2 : Uçuş güvertesi akış alanı temsili resim (üç boyut).....	5
Şekil 1.3 : GHDA temsili resim	6
Şekil 1.4 : Anemometreler ile yerinde gerçekleştirilen saha testlerine ait örnek bir gösterim.....	7
Şekil 1.5 : Halifax sınıfı açık deniz karakol fırkateyni.....	8
Şekil 1.6 : Dük sınıfı Tip 23 fırkateyni.....	9
Şekil 2.1 : Alçak basınç girdabı ve yüzey gerilimi ile oluşan Coanda etkisi örnek gösterimi.....	19
Şekil 2.2 : Kaşık arkasının akışa dokunması ile oluşan akış formu.....	20
Şekil 2.3 : Bir daire yüzeyine gerçekleştirilen akışın sayısal incelemesine ait kontur grafiği.	21
Şekil 3.1 : SFS2 geometrisi	23
Şekil 3.2 : Çalışma kapsamında oluşturulan SFS2 modeli.....	24
Şekil 3.3 : Akış alanı ve alt ortasında yer alan 1:100 ölçekli SFS2 model geometrisi.	25
Şekil 3.4 : Kullanılan örnek ağ örgü yapısı boyuna kesit gösterimi.....	26
Şekil 3.5 : Uçuş bölgesinde kullanılan örnek ağ örgüsü ve sınır tabaka yapısı boyuna kesit gösterimi.	27
Şekil 3.6 : Veri ölçüm nokta ve düzlemlerinin yerleşimi.....	29
Şekil 3.7 : %50 L_p hattı üzerinde farklı ağ yoğunlukları için hesaplanan ortalama bileşke hız büyüklüğü dağılımı karşılaştırması	30
Şekil 3.8 : %50 L_p hattı üzerinde farklı ağ yoğunlukları için hesaplanan ortalama türbülans yoğunluğu dağılımı karşılaştırması	31
Şekil 3.9 : Hangar kenarları boyunca uygulanan kenar uzantıları 2B gösterimi ve isimleri.....	33
Şekil 3.10 : Hangar kenarları boyunca uygulanan kenar uzantıları 3B örnek gösterimi.....	34
Şekil 3.11 : CS90 ve CSAW karşılaştırmalı iskeleden ve üstten 2B gösterimi.....	35
Şekil 3.12 : CS90 ve CSAW karşılaştırmalı 3B gösterimi.	35
Şekil 4.1 : %50 L_p hattı üzerinde ortalama bileşke hız büyüklüğü dağılımı karşılaştırması.	38
Şekil 4.2 : %50 L_p hattı üzerinde ortalama türbülans yoğunluğu dağılımı karşılaştırması.	38
Şekil 4.3 : %50 L_p spektrum noktası üzerindeki boyuna spektral yoğunluk (PSD) karşılaştırması.	39
Şekil 4.4 : %50 L_p spektrum noktası üzerindeki enine spektral yoğunluk (PSD) karşılaştırması.	40
Şekil 4.5 : Q-kriteri ile girdaplılık dağılımı karşılaştırması.....	41

Şekil 4.6 : 0° için veri düzlemleri üzerinde boyuna hız dağılımı karşılaştırması.	42
Şekil 4.7 : 0° için veri düzlemleri üzerinde enine hız dağılımı karşılaştırması.	42
Şekil 4.8 : S45° için veri düzlemleri üzerinde boyuna hız dağılımı karşılaştırması.	43
Şekil 4.9 : S45° için veri düzlemleri üzerinde enine hız dağılımı karşılaştırması.	43
Şekil 4.10 : 0° ve S45° için %75 hangar hizasında oluşan akım hatları ile ortalama hız dağılımı.	44
Şekil 4.11 : 0° ve S45° için Q-kriteri dağılımı.....	45
Şekil 4.12 : 0° için %50 Lp hattı üzerindeki hız bileşenleri dağılımı.	46
Şekil 4.13 : S45° için %50 Lp hattı üzerindeki hız bileşenleri dağılımı.....	46
Şekil 4.14 : 0° için %50 Lp hattı üzerindeki türbülans yoğunluğu bileşenleri karşılaştırması.....	47
Şekil 4.15 : S45° için %50 Lp hattı üzerindeki türbülans yoğunluğu bileşenleri karşılaştırması.....	47
Şekil 4.16 : 0° için %50 Lp spektrum noktaları üzerinde boyuna spektral yoğunluk (PSD) karşılaştırması.....	48
Şekil 4.17 : S45° için %25 Lp spektrum noktaları üzerinde boyuna spektral yoğunluk (PSD) karşılaştırması.....	48
Şekil 4.18 : 0° için %50 Lp spektrum noktaları üzerinde enine spektral yoğunluk (PSD) karşılaştırması.....	49
Şekil 4.19 : S45° için %25 Lp spektrum noktaları üzerinde enine spektral yoğunluk (PSD) karşılaştırması.....	49
Şekil 4.20 : Modifikasyonlar için %50 Lp hattı üzerinde ortalama bileşke hız büyüklüğü dağılımı karşılaştırması.	51
Şekil 4.21 : Modifikasyonlar için %50 Lp hattı üzerinde ortalama türbülans yoğunluğu dağılımı karşılaştırması.	51
Şekil 4.22 : CS90 ve CSAW için %50 Lp hattı üzerinde ortalama bileşke hız büyüklüğü dağılımı karşılaştırması.	53
Şekil 4.23 : CS90 ve CSAW için %50 Lp hattı üzerinde ortalama türbülans yoğunluğu dağılımı karşılaştırması.	53
Şekil 4.24 : 0° için %50 Lp hattı üzerinde ortalama hız büyüklüğü bileşenleri dağılımı karşılaştırması.	55
Şekil 4.25 : S45° için %50 Lp hattı üzerinde ortalama hız büyüklüğü bileşenleri dağılımı karşılaştırması.	55
Şekil 4.26 : 0° için %50 Lp hattı üzerinde ortalama türbülans yoğunluğu bileşenleri dağılımı karşılaştırması.	56
Şekil 4.27 : S45° için %50 Lp hattı üzerinde ortalama türbülans yoğunluğu bileşenleri dağılımı karşılaştırması.....	56
Şekil 4.28 : 0° için %50 Lp spektrum noktası üzerinde boyuna spektral yoğunluk (PSD) karşılaştırması.....	57
Şekil 4.29 : S45° için %25 Lp spektrum noktası üzerinde boyuna spektral yoğunluk (PSD) karşılaştırması.....	57
Şekil 4.30 : 0° için %50 Lp spektrum noktası üzerinde enine spektral yoğunluk (PSD) karşılaştırması.....	58
Şekil 4.31 : S45° için %25 Lp spektrum noktası üzerinde enine spektral yoğunluk (PSD) karşılaştırması.....	58
Şekil 4.32 : 0° için SFS2 ve CS90 için veri düzlemleri üzerinde boyuna ortalama hız dağılımı karşılaştırması.	59
Şekil 4.33 : SFS2 ve CS90 için gemi orta hattında ortalama bileşke hız dağılımı karşılaştırması.....	59
Şekil 4.34 : 0° için SFS2 ve CS90 ait Q-kriteri dağılımı karşılaştırması.....	60

Şekil 4.35 : S45° için SFS2 ve CS90 ait veri düzlemleri üzerinde enine ortalama hız dağılımı karşılaştırması.	61
Şekil 4.36 : S45° için SFS2 ve CS90 ait platformdan 3h/4 yüksekliğinde ortalama bileşke hız dağılımı karşılaştırması.	61
Şekil 4.37 : S45° için SFS2 ve CS90 ait Q-kriteri dağılımı karşılaştırması.	61
Şekil 5.1 : SFS2 ve NATO-GD genel gemi geometrileri karşılaştırması.	65





HANGAR KENAR MODİFİKASYONU İLE BASİTLEŞTİRİLMİŞ FIRKATEYN MODELİ HAVA İZİNİN İYİLEŞTİRİLMESİ

ÖZET

Gemilerde konuşlandırılan operasyonel elemanlar için; geminin direnç, stabilite ve mukavemet gibi ana hesap unsurlarının yanı sıra harici hesaplara ihtiyaç duyulabilmektedir. Bunlardan biri olan helikopter güverteleri için, helikopterlerin güvenli iniş ve kalkış sınırlarını belirleyen uçuş zarfı hesaplarını yapmak önem arz etmektedir. Uçuş zarfı hesaplarının temelinde gemiye ait hava izinin modellenmesi yer almaktadır. Kaba yapıli süresiz gövde tasarımlarına sahip gemiler, etraflarında türbülanslı yapıda hava akımı oluşturmaktadırlar. Helikopter güvertesinin kıçta olduğu bu tür gemilerde üst yapı aerodinamiğinin şekillendirdiğı hava izi, helikopter operasyon bölgesinde daha karmaşık, asimetrik ve türbülanslı bir forma ulaşmakta, bahse konu türbülanslı ortam helikopter iniş kalkış manevralarında pilot kontrolünü zorlaştırmaktadır. Operasyonel verimliliğın artması, oluşabilecek kaza-kırımın önlenmesi ve pilot iş yükünün azaltılabilmesi amacıyla uçuş bölgesinde oluşan türbülansın doğru değeriendirilmesi önem arz etmektedir. Bu çalışmada bir basit fırkateyn şekli (SFS2) üzerinde oluşan akış rejiminin helikopter güvertesi bölgesine olan etkisi güncel Ölçek-Çözümlü Simülasyonlar (SRS) kullanılarak hesaplamalı akışkanlar dinamiğı (HAD) ile incelenmiştir. Sonuçlar literatürde yer alan deney verileri ile kayda değeri bir uyum göstermiştir. Kullanılan yöntemin hava izi hesaplamalarında öncelikli olarak kullanılabileceğı değeriendirilmektedir.

Askeri gemilerde üst yapı, aerodinamik kaygılar yerine düşük radar görünürlüğü öncelenerek tasarlanmaktadır. Gemilerin gizlilik kabiliyetini artırmak için eski üstyapı tasarımlarının yerini eğimli, düz yapıli, kaba tasarımlar almıştır. Bu yapılar gemi hava direncini artırırken helikopter güvertesi bulunan gemilerde uçuş bölgesindeki hava izini de karmaşıklaştırmaktadırlar. Gizlilik özelliklerinin yanında direnç ve hava izi iyileştirmelerinin sağlanabilmesi için ön dizayn aşamasında aerodinamik optimizasyon uygulanması önem arz etmektedir. Aerodinamik optimizasyon bütün üstyapıya uygulanabileceğı gibi bölgesel olarak da uygulanabilir. Bu çalışmada gemi hava izi yapılanmasına odaklanıldığından, uçuş bölgesi civarında bir iyileştirme öngörölmüş ve Coanda etkisinden esinlenilerek hangar dış kenarlarına 5 farklı tipte yapı elemanı eklenmiştir. Uygulanan modifikasyonlar öncesinde sunulan aynı hesaplama yöntemi ile çözümlenerek sonuçlar yalın geometri ile karşılaştırılmıştır. Tüm modifikasyonlar hava izi türbülansını azaltmış, en iyi sonucu veren modifikasyon nihai karşılaştırmada sunulmuştur.



IMPROVEMENT OF SHIP AIRWAKE OF A SIMPLIFIED FRIGATE MODEL WITH HANGAR EDGE MODIFICATION

SUMMARY

Ships may need external calculations when it comes to operational structures deployed, in addition to the calculations such as resistance, stability and strength. One of these structures is the helicopter deck. It is important to make flight envelope calculations that determine the safe recovery and launch limits of helicopters. The basis of the flight envelope calculations is the modeling of the ship's airwake. The airwake shaped by the superstructure aerodynamics generates a complex, asymmetrical and highly turbulent form in the helicopter operation area. Within the helicopter operations, the turbulent area makes pilot control more difficult. It is vital to accurately evaluate the turbulence occurring in the relevant region in order to increase operational efficiency, prevent possible accidents and reduce pilot workload. In this study, the effect of the flow regime in the flight deck airborne on a Simple Frigate Shape (SFS2) has been examined with Computational Fluid Dynamics (CFD) using Scale-Resolving Simulations (SRS) including brand new Stress-Blended Eddy Simulation (SBES). The results have been exhibited a remarkable agreement with the experimental data, and it has been agreed that the solution method could be a priority in ship airwake calculations.

In military ships, the superstructure is designed with a priority on low radar visibility rather than aerodynamic concerns. To enhance the stealth capabilities of the ships, sloped, flat and bluff body designs have replaced the older superstructure designs. While these structures increase the ship's air resistance, they also complicate the airwake in the flight area of ships with helicopter decks. In addition to stealth features, aerodynamic optimization during the pre-design phase is important for improving both drag and airwake characteristics. Aerodynamic optimization can be applied to the entire superstructure or regionally. Since this study focuses on ship airwake structuring, an improvement around the flight area has been envisioned, and five different types of structural elements were added to the outer edges of the hangar, inspired by the Coanda effect. The modifications were analysed using the same computational method presented above, and the results were compared with the main geometry. All modifications reduced airwake turbulence, and the best-performing modification was presented in the final comparison.

In ship construction, aerodynamic design is often overlooked due to the relatively lower contribution of air resistance to the overall resistance of the vessel. While aerodynamic considerations are more critical for yachts, they are not typically prioritized for commercial and military ships. In modern military ship design, the superstructures are primarily shaped to minimize radar visibility, with less emphasis on aerodynamic efficiency. These enclosed, bluff-body designs significantly impact the ship's air resistance and have a considerable influence on the flow characteristics over the vessel.

In ships with helicopter decks, such as large naval ships, mega yachts, research ships, and drilling platforms; besides considering the air resistance, calculation of the airwake over the flight deck are of great importance. Particularly in ships with stern flight decks, the airflow, shaped by the superstructure, directly influences the flight operations by forming a complex turbulent wake over the deck.

The relative airflow over the flight deck, created by the ship's own motion and the external wind flow, is the main factor driving the airwake formation. Additional elements, such as the thermodynamic effects of air temperature and exhaust gases, contribute to the complexity of the airwake. These bluff superstructures, along with various systems and equipment mounted on them (such as antennas, radars, funnels, and weapon systems), further complicate the already asymmetric flow regime. This turbulent environment, characterized by various multi-directional vortices, causes sudden pressure differences at both low and high frequencies, which result in a significant increase in the pilot's workload. Especially within the ratchet frequency range of 2-3 Hz, helicopter control becomes difficult. In bad weather and sea conditions, these situations unfortunately can lead to crashes. Given the high intensity of flight operations on naval ships and the importance of manoeuvre efficiency and time, it is extremely important to include airwake calculations during the design phase and implement related aerodynamic structural improvements.

Given the presence of high vortices and turbulence over a simple ship form, the resulting airwake becomes complex, and each ship exhibits distinct flow characteristics, making airwake interpretation a challenging task. To date, the interpretation of airwake has been conducted using in situ measurements taken on ships, low-speed wind tunnel experiments, and flow-resolving simulations.

In light of this information, accurately assessing turbulence in the flight region is essential for improving operational efficiency, reducing pilot workload, and preventing potential accidents and damage. Accordingly, this study focuses on calculating the ship airwake, which represents the initial step in ship-helicopter interaction studies, and aims to establish a foundation for airwake calculations using CFD.

Based on previous research, it has been concluded that SRS offer an effective approach to resolving the turbulent structures generated by bluff bodies, such as ship superstructures, which induce significant flow separations. However, a review of the literature reveals that the critical computational steps necessary for accurately capturing flow structures, particularly turbulence intensity, using different SRS techniques have not been clearly defined. Thus, this study aims to present a comprehensive computational strategy for effectively and reliably conducting ship airwake simulations using advanced SRS methods.

In addition to the commonly employed SRS models, this study incorporates the Stress-Blended Eddy Simulation (SBES) model, which has been introduced in recent studies but has not yet been applied to ship airwake calculations. By comparing the computational results with experimental data available in the literature, this study demonstrates the predictive capabilities of these methods for complex separated flows characterized by high levels of vorticity and turbulence. It serves as a roadmap for researchers interested in advancing this field.

In this study, a comprehensive computational analysis strategy has been presented for the effective and accurate calculation of ship airwakes. Within the scope of the study, various Scale-Resolving Simulation (SRS) techniques, which have become relatively

widespread in recent years, were examined and compared with experimental studies available in the literature to evaluate their predictive capabilities in detail. Additionally, the research focused on accurately interpreting the turbulence over the flight deck and investigated the reduction of turbulence intensity in the flight region by employing modified SFS2 ship geometries with modified hangar edges.

Detailed comparisons revealed that SRS methods demonstrated significantly superior results in terms of velocity magnitudes and turbulence intensity levels compared to Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes (URANS). It was observed that SRS methods produced close results for velocity magnitude calculations, with relative errors of less than 1% between them. However, their turbulence intensity predictions differed by ~1–4%, depending on the simulation technique. These discrepancies are attributed to the differences in the formulation of the respective simulation techniques.

The Delayed Detached-Eddy Simulation (DDES) and Stress-Blended Eddy Simulation (SBES) models predicted turbulence intensity in the flight region with deviations of approximately ~15% and ~16% from experimental results, respectively. In spectral analyses, which are critical for flight envelope calculations, the SBES method showed better agreement with experimental results. Particularly at high frequencies, which are crucial to accurately capturing experimental data, SBES outperformed DDES by approximately ~50%. This success of SBES is attributed to its formulation, which accelerates the transition to the Large Eddy Simulation (LES) solution compared to other methods.

Detailed comparisons also demonstrated that SRS methods are highly effective in modelling turbulence in regions of significant flow separation, particularly in ship geometries with discontinuous superstructures. It was determined that increasing grid resolution in the flight region could further improve the results by enabling more detailed modelling of turbulent structures.

By adopting a simplified approach to the boundary layer without compromising simulation accuracy, computational studies of ship airwakes were significantly relieved from excessive computational loads. It was also shown that the use of optimal values for time steps eliminates the need for an additional time convergence study. It was proven that ship airwake analyses, which form the basis for flight envelope calculations, can achieve more efficient results with relatively fewer computational resources.

The SBES model, which has only recently been encountered in the literature and used in various analyses, is considered a priority choice for ship airwake calculations.

Inspired by the Coanda Effect, hangar edge extensions applied to discontinuous superstructures successfully redirected the airwake, reducing turbulence in the flight region and providing improved aerodynamic performance. However, it was found that the CSAW geometry, which was designed to mimic the winglets of birds that reduce noise and wingtip losses, is not effective in reducing turbulence in ship airwake studies. The modified geometry named CS90 reduced turbulence intensity in the flight region by approximately 15% compared to the unmodified SFS2 geometry.

It was concluded that extensions like those used in this study, which can be applied to hangar edges during or after ship design, can significantly improve operational performance in the flight region.



1. GİRİŞ

Gemi inşaatında aerodinamik tasarım, hava direncinin toplam gemi direncine oranla düşük olması sebebiyle, yat dizaynında nispeten daha ciddi değerlendirilse de ticari ve askeri gemilerde fazla dikkate alınmamaktadır. Modern askeri gemilerin üst yapı tasarımında aerodinamik bir dizayn bakış açısı yerine radar görünürlüğünü azaltmak üzerine şekillenen yapılar mevcuttur. İnşa edilen kapalı kaba şekiller gemi direncini doğrudan etkilerken gemi üzerindeki hava akış formunu da önemli ölçüde yönlendirmektedirler.

Büyük askeri gemiler, mega yatlar, araştırma gemileri ve sondaj platformları gibi helikopter güvertesi bulunan gemilerde hava direnci hesabının yanı sıra hava akış formu içinde, uçuş güvertesi üzerinde oluşan hava izinin hesabı da önem arz etmektedir. Özellikle uçuş güvertesi kıçta bulunan gemilerde, akış üst yapı üzerinden şekillenerek uçuş bölgesine intikal ettiğinden, uçuş güvertesi üzerinde oluşan karmaşık akış yapısı helikopter manevrasını doğrudan etkilemektedir.

Geminin altı serbestlik derecesinde kendi oluşturduğu hava akışı ile rüzgâr akışı birleştiğinde oluşan nispi hava akışı, uçuş güvertesi üzerinde oluşan hava izinin ana etmenidir. Hava sıcaklığı ve baca gazının termodinamik etkisi hava izine etkiyen ilave unsurlardır. Kaba şekilli üstyapılar ve üzerinde konuşlanan muhtelif sistem ve cihazlar (anten, radar, baca, silah sistemleri vs.) halihazırda asimetric kabul edilen akış rejimini daha da karmaşık hale getirmektedir. Uçuş güvertesinde oluşan hava izine ait iki ve üç boyutlu temsili görseller sırasıyla Şekil 1.1 ve 1.2’de verilmiştir.

Gemi hava izi ve helikopter akışının etkileşimi üzerine yapılan çalışmalar, "gemi-helikopter dinamik arayüzü (GHDA, Ship-Helicopter Dynamic Interface, SHDI)" olarak bilinen bir araştırma alanını kapsamaktadır. GHDA çalışmaları, hava izinin oluşturduğu türbülansı yorumlamaya yardımcı olur; bu türbülans, helikopter üzerinde düzensiz yükler oluşturur ve pilotun kontrol kabiliyetini olumsuz etkiler. Hemen her hava aracı, uçuşun ilk aşamalarında Pilot Kaynaklı Salınımlar (PKS, Pilot Induced Oscillations, PIO) veya dış etkenler kaynaklı yalpa sarsıntıları (ya da her ikisini) yaşar.

PKS genellikle 1/2 Hz frekansında, yüksek hassasiyetli, ortalama olarak stabil, pilot-helikopter kontrol salınımlarıyla ilişkilidir. Bunun yanında pilotun nöromüsküler sistemi ve helo kontrol cihazları arasındaki etkileşim üzerine yapılan ilk çalışmalardan itibaren, insan uzvu ve manipülatör sistemi arasındaki dinamik tepkilerde 14-19 rad/sn aralığında bir rezonans zirvesi gözlemlenmiştir. Bu durum ise genellikle hızlı yalpa manevraları sırasında ortaya çıkar ve "yalpa sarsıntısı" olarak bilinir. Yalpa sarsıntısı frekansları tipik olarak 2-3 Hz civarındadır. Sadece frekans farkı bile, PKS ve yalpa sarsıntısı fenomenlerinin farklı olduğunu göstermek için yeterlidir; ancak her iki durum da açıkça pilot-helikopter sistemini etkiler. Ancak, PKS'nin aksine, sarsıntı frekansları nedeniyle oluşan düzensizlikler, uçağın kontrolünü kaybetmesine yol açabilir (Johnston & McRuer, 1986).

Gemi hava izi türbülansının helikoptere yüklediği düzensiz yükler operasyon sınırlarını daralttığı için, güvenli iniş sınırlarını belirlemek amacıyla çeşitli testler ve pilot değerlendirmeleri yapılır. Bu değerlendirmeler sonucunda güvenli uçuş zarfını tanımlayan polar diyagramlar oluşturulur; bu diyagramlar Gemi-Helikopter Operasyon Limitleri (GHOL, Ship-Helicopter Operation Limits, SHOL) olarak bilinir. GHOL'ler, özellikle zorlu hava koşullarında helikopter operasyonları gerçekleştiren, firkateynler ve muhripler gibi nispeten küçük uçuş güvertelerine sahip gemilerde kritik öneme sahiptir. Bu zorlu hava koşullarında gemi güvertesinin, şiddetli rüzgarlar ve dalgalı denizlerde yatay ve dikey yönde birkaç metre hareket edebildiği ve ayrıca geminin devinimi ile açısal yer değiştirmeler yaşanabildiği bilinen bir gerçektir. (Lumsden & Padfield, 1998; Newman, 2004; Forrest ve diğ, 2010; Forrest ve diğ, 2016).

GHOL'ler, gemi ve hava aracının yapısına bağlı olarak değişir. Bu nedenle, bu araçların doğru ve amaca yönelik tasarımı önem taşımaktadır. Hava aracı gövdesinin tasarım aşamasında, aerodinamik performans genellikle dikkate alınırken askeri gemi tasarımında dikkate alınmamaktadır. Çünkü askeri gemi üst yapı tasarımında savaş kabiliyeti öncelikli olarak gemi direği, silah ve radar sistemleri gibi donanımların optimal yerleşimine önem verilmektedir. Daha sonra bunu gizlilik yeteneği, yani radar görünmezliği takip etmektedir. Radar izini azaltmak için; özellikle son yirmi yıldır modern gemilerde küt kesimli, açılı yüzeyler tercih edilmektedir. Ancak modernleşmeye rağmen kaba gövde yapıları varlığını sürdürmektedir.

Helikopterler çoğu askeri gemide organik yapıda bulunmalarına rağmen, gemi üstyapı tasarımları hava izi hesaplarını dikkate alarak yapılmamaktadır. Bunun başlıca sebepleri arasında bir aerodinamik tasarım kılavuzunun mevcut olmaması yer almaktadır (Kääriä ve diğ, 2013).

Yukarıda verilen bilgiler ışığında değerlendirildiğinde; helikopterde operasyonel verimliliğin artması, pilot iş yükünün azaltılabilmesi ve oluşabilecek kaza-kırımın önlenilmesi amacıyla uçuş bölgesinde oluşan türbülansın doğru değerlendirilmesi ve tasarım aşamasında aerodinamik iyileştirmelere yer verilmesi önem arz etmektedir.

1.1 Tezin Amacı

Bu çalışmada, ilk olarak gemi-helikopter etkileşimi çalışmalarının ilk basamağı olan gemi hava izi hesaplarının hesaplama iş yükünün azaltılması, aynı zamanda literatürde bulunan çalışmalara göre daha doğru sonuçların elde edilebilmesi, sonuçların doğru değerlendirilmesi, bu doğrultuda yeni çözüm stratejilerinin sunulması amaçlanmıştır. Nihayetinde ulaşılan optimum çözüm stratejisinin kullanımı ile gemi hangar kenarlarına uygulanan modifikasyonlar vasıtasıyla kritik öneme haiz olan uçuş bölgesinde gemi hava izi kaynaklı türbülansın azaltılması hedeflenmektedir.

HAD ile yapılacak hava izi hesaplarına yeni bir bakış sunabilecek bu çalışma ile uçuş bölgesinde helikopter operasyonel etikliğini olumsuz etkileyen türbülansın hangar kenar uzantılı modifikasyonlar ile yönlendirilerek operasyonel verimliliğin artırılmasına odaklanılmıştır. Böylelikle, bu alanda çalışmakta olan araştırmacılara yol haritası niteliğinde bir çalışma sunulabilecek ve gemi ön tasarım sürecindeki aerodinamik hesaplamalarına bir temel oluşturulabilecektir.

1.2 Tezin Kapsamı

Bu kapsamda, çalışmada güçlü SRS yöntemleri ile gemi hava izi hesaplamalarının hem efektif hem de güvenilir biçimde gerçekleştirilmesine yönelik kapsamlı bir hesaplamalı analiz stratejisi sunulmaya çalışılmıştır. Çalışmada literatürde yaygın olarak kullanılan SRS modellerinin yanı sıra literatürde yakın zamandaki çalışmalarda karşılaşılan, fakat gemi hava izi hesaplamalarında henüz yararlanılmamış olan Gerilme-Karışıklı Girdap Simülasyonu (SBES) modeli de yer almaktadır. Çalışma literatürde bulunan deneysel veriler ile karşılaştırmalar içererek yöntemlerin yüksek

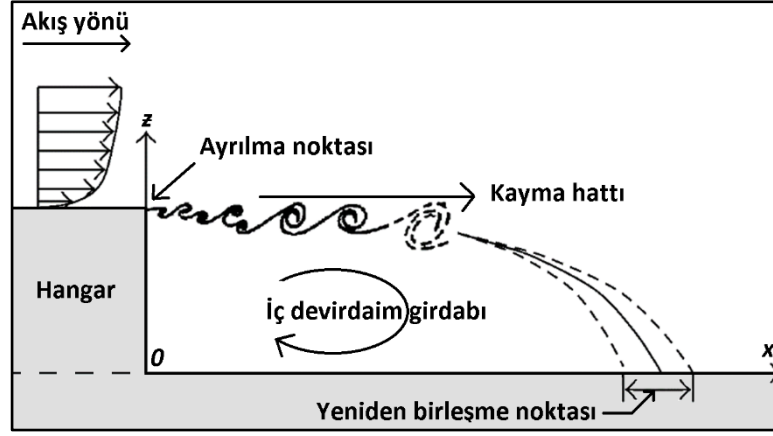
girdaplılık ve türbülans seviyesi içeren ayrılmalı kompleks akışı tahmin becerisini açık biçimde gözler önüne sermekte ve bu alanda çalışma yapmak isteyen araştırmacılar için bir yol haritası niteliği taşımaktadır.

Özellikle askeri gemilerde uçuş operasyonlarının yoğunluğu ve manevra-zaman verimliliği düşünüldüğünde dizayn aşamasında gemi hava izi hesabının göz önünde bulundurulması ve buna bağlı aerodinamik yapısal iyileştirmelerin uygulanması son derece mühimdir. Bu kapsamda bu çalışmada hava izinin etkin hesaplama yönteminin yanı sıra hangar kenarlarına yapılabilecek tasarım iyileştirmelerine de odaklanılmıştır.

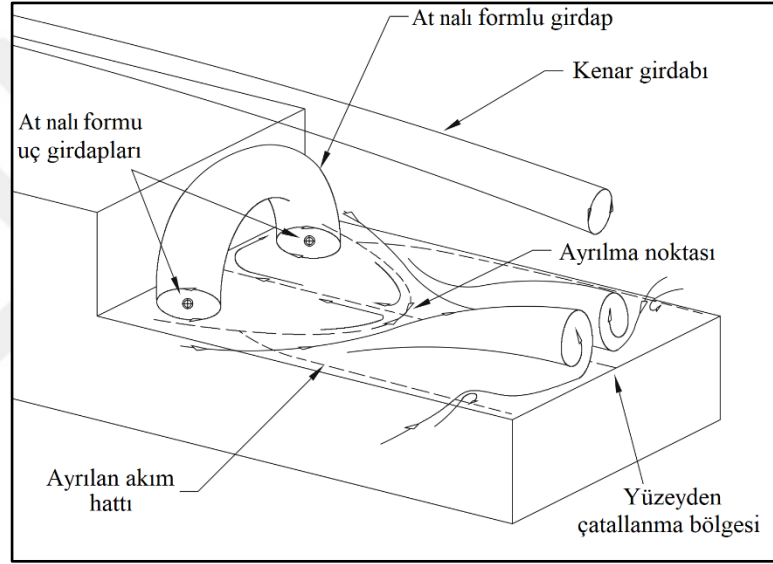
Çoğu çalışma esasen mevcut gemi ve modellerin üzerinde oluşan hava izi akışını doğru değerlendirmeye odaklanırken, bazı çalışmalar da aerodinamik performans için üst yapı modifikasyonlarıyla ilgilenmiştir. Bu çalışmada hava izinin doğru yorumlanmasına ek olarak helikopter operasyon alanı içinde yer alan hava izi türbülansının azaltılmasına yönelik olarak çeşitli hangar kenar uzantıları tasarlanmış ve yeni oluşturulan gemi formları karşılaştırmalı olarak incelenmiştir. Sade model üzerinde en iyi SRS belirlendikten sonra, aynı simülasyon tekniği modifikasyonlar üzerinde de uygulanmıştır. Hesaplamalar, ticari bir HAD kodu olan ANSYS Fluent ile gerçekleştirilmiştir. Gerçekleme ve doğrulama çalışmaları için NRC'nin deneysel verileri baz alınmıştır. Bu satırdan sonra yer verilen, “deney” sözcükleri, NRC rüzgar tüneline yapılan deneyi (Lee, 2007, Forrest ve Owen, 2009) temsil etmektedir.

1.3 Literatür Araştırması

Basit bir gemi formu üzerinde oluşan gemi hava izi yapısına ait iki ve üç boyutlu örnek gösterimler Şekil 1.1 ve 1.2’de verilmiştir. Gemi üzerinde oluşan akış, gemi arkasında üstyapının süreksizliği nedeniyle Şekil 1.1’de görüldüğü gibi ayrılma noktasından kırılmaya uğrayarak girdap üretmeye başlar. Üstyapı yan kenarları kaynaklı girdaplar kenar girdaplarını oluştururken, hangar önünde ise Şekil 1.2’de görüldüğü gibi at nalı formunda üç boyutlu olarak ters U şeklinde bütünleşik bir girdap hattı oluşur. Türbülanslar nedeniyle uçuş bölgesinde tümünde oluşan alçak basınç bu bölgede nispeten daha alçaktır. Bu sebeple helikopter iniş-kalkış manevralarında bu bölge dışında kalmaya azami dikkat edilmektedir.

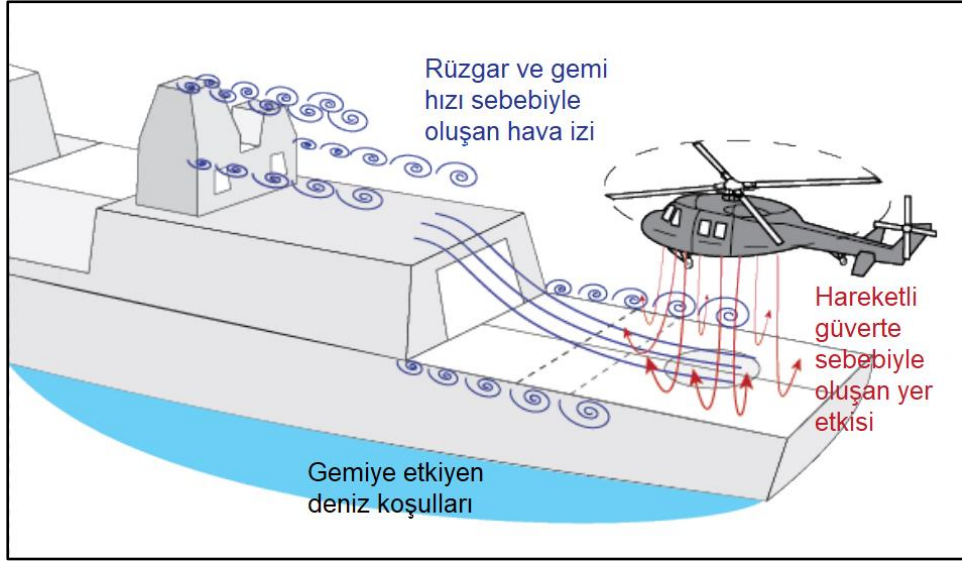


Şekil 1.1 : Uçuş güvertesi akış alanı temsili resim (iki boyut) (Spazzini ve diğ, 2001).



Şekil 1.2 : Uçuş güvertesi akış alanı temsili resim (üç boyut) (Tinney ve Ukeiley, 2009).

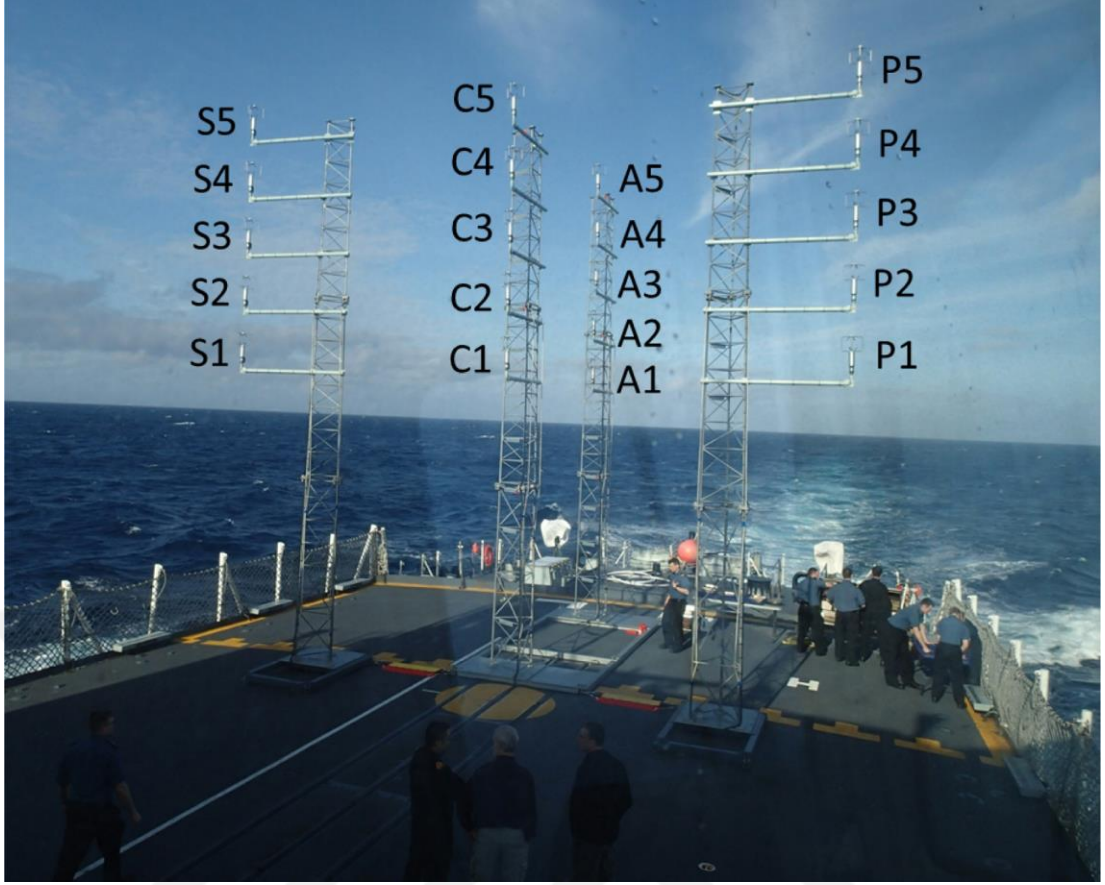
Gemi hava izi ve helikopter akışının etkileşimi ile oluşan dinamik arayüzü (GHDA) temsil eden bir diğer görsel ise Şekil 1.3'te verilmiştir.



Şekil 1.3 : GHDA temsili resim (Sharma ve diğ., (2019)).

Gemi formu üzerinde oluşan yüksek girdaplılık ve türbülans ile karmaşık bir yapıya sahip olan gemi hava izinin çeşitli gemi geometrilerine göre farklı karakteristikler sergilediği düşünüldüğünde hava izi yorumlamasının zorlu bir çalışma olduğu anlaşılabilmektedir. Tam manasıyla yorumlamak güç olsa da günümüze kadar çeşitli yöntemler kullanılarak bu alanda bir aşama katedilmiştir. Bu yöntemlerin başlıcaları; sahada gemi üzerinde ölçümler yaparak değerlendirmek, düşük hızlı rüzgâr tüneli (DHRT) deneyleri uygulayarak yorumlamak ve akış çözümleyici simülasyonlar kullanmaktır.

Sahada icra edilen testler, diğer bir ifadeyle denizde yapılan ölçümler ile yapılan çalışmalar 1950'lerin ortalarında başlamış fakat, operasyonel maliyetler, zaman alıcı işlemler veya askeri gizlilik gibi sebeplerden dolayı literatürde nadir olarak yer almışlardır. Yerinde yapılan örnek bir çalışma olarak HMCS Montreal üzerinde gerçekleştirilen bir teste ait görsel Şekil 1.4'te verilmiştir.



Şekil 1.4 : Anemometreler ile yerinde gerçekleştirilen saha testlerine ait örnek bir gösterim (Wall ve diğ., (2022)).

Uygulama zorlukları sebebiyle daha az gerçekleştirilen saha testlerinin yerine saha testleriyle doğrulanmış, tünel deneyleri ile yapılan çalışmalar daha yaygındır. 1960'ların başında başlayan tünel deneyleri çoğunlukla rüzgar tünellerinde ve de nadiren su tünellerinde yapılmaktadır. Tünel deneylerinin yanında ilki Mahaffey ve diğ. (1986) tarafından olmak üzere HAD simülasyonları da yer almaya başlamıştır. Deney verileri ile doğrulanmış HAD çalışmalarının, gemi ön dizayn aşamasında daha pratik olduğu bilinmektedir. Hesaplama kapasitesi ve kod yeteneğinin gelişmesiyle birlikte HAD, gemi-helikopter dinamiği hesapları için önemli bir unsur olmuştur.

Snyder ve diğ. (2011, 2012), Brownwell ve diğ. (2012), Luznik ve diğ. (2013); ABD Deniz Akademisi (USNA) YP (Eğitim ve Devriye) gemisini kullanarak gemi hava izi çalışmalarını yerinde araştıran uzun soluklu bir proje yürütmüşlerdir. Çalışmanın amacı, zaman açısından verimli olması beklenen HAD yöntemlerini doğrulamak ve geliştirmek olmuştur. Çalışmaya bir tünel deneyi de dahil edilerek sonuçların birbiri ile yakın uyum içinde olduğunu gözlemlemişlerdir.

Bardera-Mora ve diğ. (2015) tarafından yapılan bir başka yerinde ölçüm, bir fırkateynin uçuş güvertesi üzerinde sonik anemometreler konumlandırılarak gerçekleştirilmiştir. Bunun yanında spektral analizler için lazer Doppler anemometri (LDA) kullanarak rüzgar tüneli testi de yapmışlardır. Yerinde testler ile tünel deneyini doğrulamışlar yanı sıra sonuçların birbirine yakınlığına da dem vurmuşlardır.

Literatürde yaygın olarak kullanılan gemi formları arasında başlıca; Kanada'ya ait Halifax sınıfı açık deniz karakol gemisi (Canadian Patrol Frigate, CPF, Şekil 1.5), Birleşik Krallık kraliyet donanması Dük sınıfı Tip 23 fırkateyni (Royal Navy Duke Class, T23, Şekil 1.6), basit fırkateyn şekli (SFS1) ve revizyonu (SFS2, Şekil 3.1) yer almaktadır.



Şekil 1.5 : Halifax sınıfı açık deniz karakol fırkateyni (Url-1).



Şekil 1.6 : Dük sınıfı Tip 23 fırkateyni (Url-2).

Zan ve diğ. (1994-2005), Kanada Ulusal Araştırma Konseyi (National Research Council of Canada, NRC) Aerodinamik Laboratuvarı'nda DHRT ve HAD ile CPF'e ait hava izi üzerine çalışmışlardır. Sayısal sonuçlar, basitleştirilmiş CPF modeli deneysel sonuçlarıyla uyum göstermiş ve hava izi hesaplarına ait değerli bilgiler sunmuşlardır. Devamında Syms (2004) farklı Rüzgâr açıları için zaman-bağımsız HAD çözümü (Reynolds-Averaged Navier-Stokes, RANS) gerçekleştirmiş, deneysel sonuçlar ile karşılaştırıldığında RANS'ın gemi hava izinin ana akış özelliklerini yakabildiğini ancak yüksek gradyanlar içerdiğini gözlemlemiştir. Yine NRC'de Yuan ve diğ. (2016, 2018a) OpenFOAM HAD kodunu Gecikmeli Ayırık-Girdap Simülasyonu (Delayed Detached-Eddy Simulation, DDES) türbülans modeli kullanarak CPF deneysel verileri ile karşılaştırmışlar; kodun kararsız gemi hava akımlarını başarılı bir şekilde simüle edebildiğini göstermişlerdir. Ayrıca gemi hareketlerini de dahil etmek için Yuan ve diğ. (2018b), CPF modelini tünel içinde çoklu serbestlik dereceli bir sistem üzerine yerleştirmişlerdir. Sonuçlar karşılaştırıldığında gemi hareketleriyle daha da kararsız hale gelen hava akışının OpenFOAM ile yeterli seviyede çözümlenebileceğini gözlemlemiştir.

Crozon ve diğ. (2014), Liverpool Üniversitesi HMB2 kodunu kullanarak CPF'ye bir rotor ekleyerek hava izini incelemiştir. Yöntemin doğruluğu, izole edilmiş, üst üste bindirilmiş ve birleşik rotor ve gemi izlerini karşılaştırarak değerlendirilmiştir. Sonuçlar, incelenen akış koşullarında karşılıklı etkileri yakalamak için birleşik bir hesaplamamanın gerekli olduğunu göstermiştir. Ayrıca, Bogstad ve diğ. (2002), CPF

dahil 5 ayrı Kanada Kraliyet Donanması gemisini de incelemiştir. Bu gemiler, özel olarak geliştirilen Sonlu Elemanlar Navier–Stokes Analiz Paketi (FENSAP) ile modellenmiş ve deneylerle karşılaştırılmıştır; sonuçlar, HAD çözümünün geminin üst yapısı etrafındaki akışın doğasını oldukça gerçekçi bir şekilde yakaladığını göstermiştir.

NATO çalışmaları kapsamında bir araya gelen Teknik İş Birliği Programı'nda (The Technical Cooperation Program, TTCP); Cheney ve Zan (1999), SFS1 geometrisini tanıtmış ve NRC rüzgâr tüneline yürüttükleri deneylerle birlikte HAD çalışmaları yapmışlardır. Devamında, Reddy ve diğ. (2000), SFS1 üzerinde RANS çalışmalarını paylaşmışlar, sonuçların deneysel verilerle uyumluluğunu göstermişlerdir. Uçuş bölgesinde girdapların akış alanını domine ettiğini, yeniden bağlanma noktası konumunda farklılıklar bulunduğunu tespit etmişlerdir. Aynı şekilde, Wakefield ve diğ. (2002), bir helikopter rotoru ve SFS1'in kombinasyonu üzerinde bir HAD modeli geliştirmişlerdir. Rotor etrafında ilave olarak indüklenen hız gradyanları olduğunu ve bu gradyanların, helikopterin belirli bir konumda tutunabilmesi için gereken kuvveti artırdığını yorumlamışlardır. Deneysel olarak, Bardera-Mora (2014), İspanya Ulusal Havacılık Teknolojisi Enstitüsü'nde (National Institute of Aerospace Technology, INTA) Lazer Doppler Anemometri (LDA) ve partikül görüntüleme tekniği (PIV) kullanarak SFS1 üzerinde bir test gerçekleştirmişlerdir. Ölçümler sonunda hangar önünde nal şekli (ters U şekli) benzeri bir ters girdap yapısının oluştuğunu gözlemlemişlerdir. Lindon ve diğ. (2021), SFS1'i kullanarak HAD'daki sonlu farklar yaklaşımı sebebiyle oluşan yuvarlatma ve kesme hatalarından kaynaklı belirsizlikleri ölçmek için bir yöntem sunmuşlardır. Simülasyon süresinin istatistiksel olarak doğruluğuna ulaşmak amacıyla, ön gereksinimlerine göre durdurma kriteri içeren bir formülasyon geliştirmişlerdir. Ayrıca, Zamiri ve Chung (2023) tarafından SFS1 üzerine yedi farklı açı ile akış uygulanan DDES tabanlı bir çalışma da bulunmaktadır. Rüzgâr açısı arttıkça gemi üzerinde oluşan türbülans kinetik enerjisinin de arttığını ve akış alanının daha asimetric bir hale geldiğini belirtmişlerdir.

Syms (2008) tarafından, PowerFLOW kodu ile Lattice-Boltzmann akış çözücüsü kullanılarak SFS1 ve SFS2'nin kayda değer bir karşılaştırması yapılmıştır. Sonuçlar, Lattice-Boltzmann yönteminin doğru akış topolojisini yakalayabildiğini göstermiştir. Zhang ve diğ. (2009), Euler formülasyonu ile Cobalt çözücüsünü kullanarak SFS2

üzerinde zaman-bağımlı bir çözüm gerçekleştirmişlerdir. Hesaplanan verilerin, deney verileriyle kabul edilebilir bir uyum içerisinde olduğunu değerlendirmişlerdir.

Forrest ve Owen (2009), SFS2 üzerinde DDES kullanarak kapsamlı bir çalışma gerçekleştirmişler ve basitleştirilmiş bir T23 Fırkateyn modelini çeşitli rüzgâr açılarında incelemişlerdir. HAD sonuçlarını, NRC deney verileriyle karşılaştırmışlar, DDES'in büyük ölçekli türbülans yapılarını kayda değer bir şekilde modelleyebildiğini gözlemlemişlerdir. T23'e ait hava izi verileri, denizde yerinde elde edilen verilerle de karşılaştırılmış, HAD hesaplamalarına atmosferik sınır tabakaya ait (ABL) hız profilinin dahil edilmesinin bu verilerle uyumu artırdığı görülmüştür. Forrest ve diğ. (2010, 2016), SFS2'nin dikey hangar kenarına çeşitli modifikasyonlar yaparak bunların hava akışına etkisini ANSYS-Fluent kodu ile DDES kullanarak çözümlemişler, beş değişiklikten ikisinin faydalı olduğunu, üçünün ise pilot iş yükünü artırdığını gözlemlemişlerdir. Sonuç olarak uygun hangar kenar modifikasyonlarının gemi aerodinamiğini iyileştirdiğini tespit etmişlerdir. Buna benzer olarak Kääriä ve diğ. (2013a), bir araştırma fırkateyni modelinin (Simple Research Frigate, SRF) üst yapı borda köşesi üzerine 6 farklı modifikasyon uygulamış, modelleri rüzgâr tüneline test etmişlerdir. Çalışma sonucunda, uygulanan modifikasyonların gemi hava izi bölgesini doğrudan etkilediğini çeşitli modifikasyonların helikopter manevra bölgesinde oluşan türbülans yoğunluğunu azaltabileceğini gözlemlemişlerdir.

SFS2 üzerindeki bir diğer deneysel araştırma, NSWCCD'de yer alan bir rüzgâr tüneline gerçekleştirilmiştir. Çalışmaların çoğunluğu uçuş güvertesi bölgesine odaklanırken, Sydney ve diğ. (2016), geminin rüzgarı karşıladığı baş ve köprüüstü üst yapısına odaklanmışlardır. Uçuş güvertesi üzerinde oluşan türbülansın büyük bir kısmının baş ve köprüüstüne ait basamaklı kaba yapıdan kaynaklı oluşan türbülansa ait olduğunu saptamışlardır.

Kääriä ve diğ. (2013b) tarafından zaman-bağımlı bir HAD kodu ve FLIGHTLAB helikopter simülasyon modelinin kombinasyonunu içeren AirDyn adlı bir simülasyon tekniği geliştirilmiştir. SFS2 uçuş platformu üzeri helikopterin hover konumunda bulunacağı kesitten veriler alınarak SH-60B Sea Hawk helikopteri üzerine uygulanmıştır. Gemi hava izinin helikoptere uyguladığı aerodinamik yükün AirDyn tekniği ile yorumlanabildiği gösterilmiştir; destekleyici olarak, ölçümler deneysel verilerle ve pilot deneyimi ile de tutarlılık göstermiştir. Benzer olarak Oruc ve diğ. (2015) zaman-bağımlı Crunch-CFD ile GENHEL-PSU helikopter simülasyon kodunu

birleştirek bir başka simülasyon tekniği geliştirmişlerdir. SFS2 ve UH-60A Black Hawk helikopteri üzerinde uygulamışlar, simülasyonun beklenen fiziksel davranışı sergileyebildiğini ve aerodinamik etkileri yakalayabildiğini göstermişlerdir. Ayrıca, Sharma ve diğ. (2019), HeliUM uçuş dinamikleri kodunu kullanarak sabit seviyede bir uçuşun ardından, gemi güvertesi üzerinde hover pozisyonuna doğru irtifayı azaltarak doğrusal yörünge boyunca inişi içeren bir simülasyon yaklaşımı geliştirmişlerdir. Tam ölçekli bir SFS2 geometrisi üzerinde DES türbülans modeli kullanılarak oluşturulmuştur. Yan rüzgarlarda iskele ve sancaktan gelen akışın belirgin asimetric oluşundan dolayı, baş rüzgar durumuna göre daha fazla pilot iş yüküne sebep olduklarını saptamışlardır.

Hava akımı hesaplamaları ve arkasındaki tarih hakkında detaylı bilgi için Shukla ve diğ. (2019) sunduğu incelemeyi gözden geçirmekte fayda bulunmaktadır. Gemi hava akımı hesaplamaları için literatürde sıkça kullanılan türbülans model ve simülasyonları RANS, zamana bağlı RANS (Unsteady RANS, URANS), Ölçek-Uyarlı Simülasyon (Scale-Adaptive Simulation, SAS), Ayrık-Girdap Simülasyonu (Detached-Eddy Simulation, DES) ve Gecikmeli DES (Delayed DES, DDES)'dir. Shukla ve diğ. (2020), SFS2 üzerinde SAS türbülans modelini kullanarak CFD analizi gerçekleştirmişler, sonuçları NRC verileriyle karşılaştırmışlardır. Sonrasında, kendileri de bir rüzgar tüneli testi yaparak, URANS, SAS ve DES modellerini karşılaştırmışlardır (Shukla ve diğ, 2021). Sonuçlar, DES ve SAS'ın deneysel verilere yakın eğilimde olduğunu, SAS'ın büyük ölçekli türbülanslı akış yapılarını daha az hesaplama yüküyle çözebileceğini değerlendirmişlerdir.

Bu çalışmalardan farklı olarak, Bardera ve diğ. (2021), SFS2'nin uçuş güvertesi zemininde grid formunda her bir çözüm için farklı boyutta dairesel delikler oluşturarak türbülanslı akışı içeriye çekmesi beklenen bir aktif akış kontrol sistemi üzerinde çalışmışlardır. Rüzgar tüneli deneyi uygulamışlar ve ANSYS-Fluent kodu üzerinde URANS türbülans modeli kullanmışlardır. Sonuç olarak, delik çapı en büyük olan geometri çözümleri, türbülansı %3'e kadar azaltarak en iyi aerodinamik iyileştirmeyi sağlamıştır.

Bazı araştırmacılar, gemi hava izi üzerindeki nötr atmosferik sınır tabaka (ABL) etkilerini incelemiştir. Thedin ve diğ. (2018-2020), OpenFOAM'da LES türbülans modelini kullanarak zamana bağlı bir ABL çalışması gerçekleştirmiştir. İlk olarak, HAD çalışmalarını NSWCCD rüzgar tüneline homojen bir giriş akışı ile elde

ettikleri sonuçlar ile doğrulamışlar sonrasında girişte atmosferik sınır tabaka formuna sahip bir hız profili uygulayarak sonuçları karşılaştırmışlardır. Bu karşılaştırma gerçek vakalarda yer alan ABL içinde yer alan gemi hava izlerine ait temel topoloji farklılıklarına dair fikir vermiştir. ABL vakasında özellikle, küçük ölçekli türbülanslarda artan dalgalanmalara bağlı olarak artan yüksek frekanslı enerji oluşumu görülmüştür. Seth ve diğ. (2021), Zhu ve diğ. (2023) de Embry-Riddle Havacılık Üniversitesi'nin rüzgar tüneline Cowdrey çubuklarından oluşan, rüzgar tünelleri için özel olarak tasarlanmış bir ızgara kullanarak atmosferik sınır tabakayı simüle etmişler ve SFS2 üzerinde hava izi ölçümlerini araştırmışlardır. Bacalardan ve üst yapı kenarlarından güçlenen türbülanslı akış yapısını gözlemlemişler ve akışın üç boyutlu olarak kararsızlaştığına vurgu yapmışlardır.





2. BİLİMSEL ALTYAPI

Çalışmanın bilimsel temeli, literatür araştırması bölümünde belirtilen ve referanslarda yer alan kaynaklara dayanmaktadır. Literatürdeki çalışmalar dikkate alındığında gemi üst yapıları gibi yüksek miktarda akım ayrılmalarına sebep olan kaba gövdelerin ürettiği türbülanslı yapıları çözmenin etkili yolunun Ölçek-Çözümlü Simülasyonlar (SRS) kullanmak olduğu anlaşılmaktadır. Ancak literatürde, SRS'lerin farklı tekniklerle uygulanmış ve akış yapılarının bilhassa da türbülans şiddetinin yeterli doğrulukta elde edilebilmesi için gerekli olan kritik hesaplama adımlarının net biçimde ortaya konmamış olduğu görülmektedir. Bu bölümde öncelikle SRS'lerin neler olduğuna ve özelliklerine ardından Coanda etkisinin neyi ifade ettiğine kısaca değinilmiştir.

2.1 Ölçek Çözümlü Simülasyonlar (SRS)

İlkesel olarak, RANS denklemleri şüphesiz zamana bağlı biçimde (URANS) çözülebilir. Ancak, klasik türbülans modelleri zaman adımı çözünürlüğü olarak yeterli olsalar bile yüksek akım ayrılmaları sebebiyle kararsızlaşan, yüksek girdaplılık ve türbülans seviyeleri barındıran karmaşık akışları hesaplamada yetersiz kalmaktadırlar. Bu maksatla geliştirilen SRS'ler deneysel veriler ile daha yakın sonuçlar verebilmektedirler.

Çalışmanın bilimsel temeli, literatür araştırması bölümünde belirtilen ve referanslarda yer alan kaynaklara dayanmaktadır. Literatürdeki çalışmalar dikkate alındığında gemi üst yapıları gibi yüksek miktarda akım ayrılmalarına sebep olan kaba gövdelerin ürettiği türbülanslı yapıları çözmenin etkili yolunun Ölçek-Çözümlü Simülasyonlar (SRS) kullanmak olduğu anlaşılmaktadır. Ancak literatürde, SRS'lerin farklı tekniklerle uygulanmış ve akış yapılarının bilhassa da türbülans şiddetinin yeterli doğrulukta elde edilebilmesi için gerekli olan kritik hesaplama adımlarının net biçimde ortaya konmamış olduğu görülmektedir.

Büyük Girdap Simülasyonu (Large Eddy Simulation, LES), DES, DDES, SAS gibi yaygın olarak kullanılan bu simülasyonları, devamında geliştirilen; Geliştirilmiş

DDES (Improved DDES, IDDES), Korumalı DES (Shielded DES, SDES) ve son yıllarda Gerilme-Karışım Girdap Simülasyonu (Stress-Blended Eddy Simulation, SBES) takip etmiştir.

Girdap çözümlmeleri için en efektif SRS formülasyonu olan LES, Doğrudan Sayısal Simülasyon (Direct Numerical Simulation, DNS) yerine kullanılabilecek bilinen en efektif yöntemdir. LES, geniş çapta, çeşitli problemlere uygulanabilirliği ve yüksek doğruluk sağlaması sebebiyle özellikle endüstriyel uygulamalarda tercih sebebidir. Fakat, LES çözümü, çok küçük zaman adımları ve yüksek çözünürlüklü ağ örgüsüne ihtiyaç duyması sebebiyle hesaplama zaman ve maliyetini de büyük ölçüde artırmaktadır. Bu kapsamda yakın tarihte, daha efektif ve pratik çözümler üzerine çalışmalar yürütülmüştür.

Menter ve Egorov (2010), Egorov ve diğ, (2010) RANS türbülans denkleminde von Kármán uzunluk ölçeğini dahil ederek SAS konseptini sunmuşlardır. Von Kármán uzunluk ölçeği, SAS'ın URANS'da çözümlenen yapılarla dinamik olarak uyum içinde olmasını ve bunun yanında akış alanının kararsız bölgelerinde LES benzeri bir davranışta bulunmasını sağlamaktadır. Kararlı akışlarda standart RANS modelleri gibi davranırken, belirli türde kararsız akışlar için de geniş çaplı bir türbülans çözümü sağlamaktadır. “ L_{vK} ” nın von Kármán uzunluk ölçeğini temsil ettiği iki eşitlikli SAS formülasyonu aşağıda olduğu gibidir:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{U}_j k)}{\partial x_j} = P_k - c_\mu^{3/4} \rho \frac{k}{\Phi^2} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) \quad (2.1)$$

$$\frac{\partial(\rho \Phi)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{U}_j \Phi)}{\partial x_j} = \frac{\Phi}{k} P_k \left[\zeta_1 - \zeta_2 \left(\frac{L_t}{L_{vK}} \right)^2 \right] - \zeta_3 \rho k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\Phi} \frac{\partial \Phi}{\partial x_j} \right) \quad (2.2)$$

$$\mu_t = c_\mu^{1/4} \rho \Phi \quad (2.3)$$

$$L_{vK} = \kappa \left| \frac{\bar{U}'}{\bar{U}''} \right| \quad (2.4)$$

$$\bar{U}' = S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad (2.5)$$

$$\bar{U}'' = \sqrt{\frac{\partial^2 \bar{U}_i}{\partial x_j \partial x_j} \frac{\partial^2 \bar{U}_i}{\partial x_k \partial x_k}} \quad (2.6)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{U}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{U}_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.7)$$

$$L_t = \frac{\Phi}{\sqrt{k}} \quad (2.8)$$

$$P_k = \nu_t S^2 \quad (2.9)$$

Burada “ Φ ” taşınım denkleminde ait taşınım değişkenini, “ k ” türbülans kinetik enerjisini, “ L_t ” Rotta (1972) tarafından türetilen türbülans boy ölçeğini, “ $\zeta_1, \zeta_2, \zeta_3$ ” Rotta (1972) modeline ait korelasyon ölçümlerinden gelen sabitlerini, “ σ_Φ ” difüzyon katsayısını, “ c_μ ” girdap viskozitesi sabitini, “ κ ” von Karman sabitini, “ μ_t ” türbülans kaynaklı dinamik viskoziteyi, “ P_k ” türbülans kinetik enerjisi üretimi, “ ν_t ” kinematik girdap viskozitesini, “ S ” ortalama gerinim oranını ifade etmektedir.

SAS’tan farklı olarak, direkt olarak LES’den yararlanan ve aynı zamanda RANS verimliliğini de koruyan bir tür simülasyon model ailesi de geliştirilmiştir. RANS ve LES arasında geçiş yapan, hibrit simülasyonlar olarak da bilinen bu simülasyonlar başlıca; DES, DDES, IDDES, SDES ve SBES’dir. Hibrit modeller, uçuş bölgesi gibi akışın kararsızlaştığı bölgelerde türbülansı yorumlamak için güçlü formülasyonlardır. Kararsız bölgeler için standart bir RANS modelinin uygulanması tek frekanslı girdap oluşmasına neden olurken, hibrit modellerin kullanımı büyük yapıların daha küçük ölçeklere bölünmesine olanak tanır. Aynı zamanda duvar cidarında sınır tabakaya yakın bölgelerde daha küçük girdapları modelleyebilirlerken, sınır tabaka katmanlarının LES’in aşırı çözünürlük gereksinimlerinden korunmasını sağlayarak RANS ile çözümüne olanak tanır.

LES modellerinin ana kısıtlamalarını ortadan kaldırmak için Spalart ve diğ. (1997, 2000) tarafından geliştirilen ilk hibrit simülasyon olan DES; RANS ve LES arasında geçiş yapılmasına olanak sağlamıştır. Bu formülasyonla duvar sınır tabakaları tamamen RANS modeli tarafından kaplanırken duvarlardan uzak serbest akışlar LES modunda hesaplanır. Formülasyon matematiksel olarak LES’e nispeten basit olup herhangi bir RANS türbülans modelinin üzerine kurulabilir. DES, SRS’lerin ilki olması ve etkili çözüm sunması sebebiyle türbülans toplulukları tarafından büyük ilgi görmüştür.

Menter ve Kuntz (2003)'un duvar civarı sınır tabakanın DES sınırlayıcısından korunması için koruyucu bir formülasyon önerisi üzerine Spalart ve diğ. (2006) tarafından DES, DDES'e evrilmiştir:

$$E_{DES} = \rho \frac{k^{3/2}}{L_t} \max\left(1; \frac{L_t}{C_{DES}\Delta}\right) \longrightarrow E_{DDES} = \rho \frac{k^{3/2}}{L_t} \max\left(1; \frac{L_t}{C_{DES}\Delta}(1 - F_{DDES})\right) \quad (2.10)$$

Formüldeki F_{DDES} fonksiyonu sınır tabaka içinde “1” e, sınır tabaka dışında “0” a eşit olacak şekilde dizayn edilmiştir.

Duvar civarı sınır tabaka çözümlemesinin korunmasının HAD uygulamalarında daha etkili sonuçlar verdiğinin anlaşılması üzerine DDES formülasyonundaki çözüm eksikliklerinin giderilmesi adına, koruma fonksiyonu daha da geliştirilerek SBES'e, buradan da Menter (2018) tarafından geliştirilen SBES'e evrilmiştir. SBES yaklaşımında diğerlerinden farklı olarak koruma fonksiyonu gerilme seviyesinde uyarlanmıştır:

$$\tau_{ij} = \tau_{ij}^{RANS} f_s + \tau_{ij}^{LES} (1 - f_s) \quad (2.11)$$

$$\mu_t = \mu_t^{RANS} f_s + \mu_t^{LES} (1 - f_s) \quad (2.12)$$

Adını buradan alan SBES'in, sınır tabakasını korumada DES/DDES'e göre daha güçlü olduğu, RANS ve LES arasında daha hızlı bir geçiş sağladığı öne sürülmektedir.

Literatürde SRS'ler için temel olarak aşağıdaki hususlar göze çarpmaktadır:

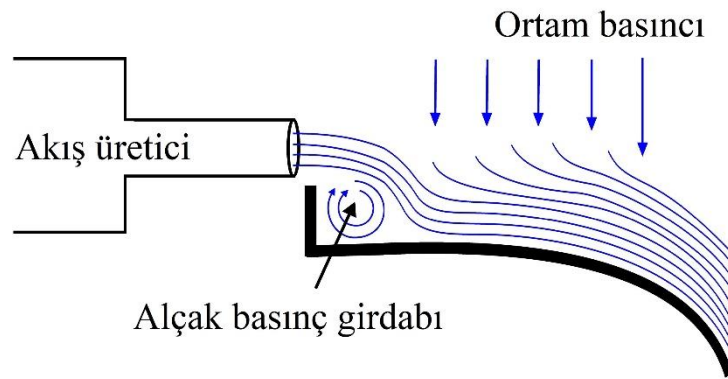
- LES çözümünde gerekli olan sık ağ örgüsüne ulaşamadığı kaba ağ yapılarında en güvenilir SRS yönteminin SAS kullanmak olduğu,
- SAS'ın yeterli çözümü sağlayamadığı durumlarda ağı sıklaştırarak DDES kullanmanın daha iyi sonuç vereceği,
- SBES'in ise daha geniş çapta, çeşitli karmaşık problemler için kullanılabileceği,
- Tüm SRS'ler için Courant–Friedrichs–Lewy (CFL) sayısının “1” civarında veya altında olması gerektiği,

ifade edilmektedir (Menter, 2012; 2018).

2.2 Coanda Etkisi

Eyfel kulesinin yapımını üstlenen inşaat mühendisi Alexandre Gustave Eiffel emeklilik yıllarını aerodinamik çalışmalarına adanmış ve yüzeylerin hava direncini araştıran deneyler gerçekleştirerek bunların yapılar üzerindeki etkilerini incelemiştir. 1910 yılında, Eiffel'in öğrencisi olan Rumen mühendis Henri Coanda, tasarladığı yeni nesil jet motorlu uçağını test ederken kazara çığır açıcı bir keşifte bulunmuştur. Coanda, sıkıştırılmış hava ve yakıt karışımıyla itki sağlayan kendi geliştirdiği bir uçağın testi sırasında, jet motorundan çıkan alevlerin düz metal plakalar yerine kıvrımlı metal yüzeye yapışarak beklenmedik bir şekilde yön değiştirdiğini fark etmiştir. İlk fırsatta bu olayı ünlü aerodinamik teorisyeni Theodor von Karman ile paylaşmış ve bunun yeni bir keşif olduğunu fark eden von Karman bu fenomene "Coanda Etkisi" adını vermiştir.

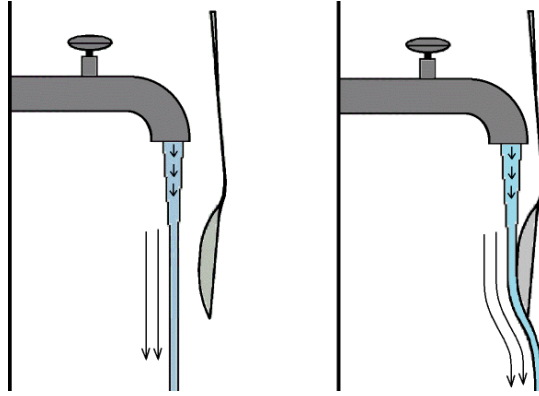
Çalışmalarını bu alana yönlendiren Coanda, yaptığı deneyler ile bir sıvı ya da gaz akışının, eğimli bir yüzeye yönlendirildiğinde düz bir çizgi yerine yüzeye yapışarak yüzeyin şeklini takip ettiğini gözlemlemiştir. Akış üretici ve yüzey arasında oluşan düşük basınç bölgesi akışı etkileyerek çevredeki sıvıyı da akıma çekmektedir. Şekil 2.1'de bu etkiyi tasvir eden örnek bir diyagram gösterilmiştir. Coanda, bu prensip ile bir akışın yönünün değişmesi yanında aynı zamanda ana akımın, kendi hacminin 20 katına kadar olan çevresel akışkanı içine çekebileceğini gözlemiştir.



Şekil 2.1 : Alçak basınç girdabı ve yüzey gerilimi ile oluşan Coanda etkisi örnek gösterimi.

Günlük hayatta da Coanda etkisini gözlemlemek mümkündür. Örneğin, bir şişeden dökülen suyun doğrudan aşağı akmak yerine şişenin kıvrımlı kenarına yapışması veya bir çaydanlıktan akan suyun düz yerine eğimli bir yolda ilerlemesi, bu fenomenin

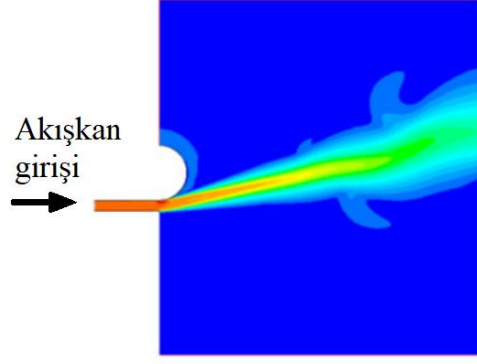
yaygın örneklerindendir. Bir diğer örnek olan kaşık dış yüzeyi sebebiyle oluşan yön değiştirme Şekil 2.2’de verilmiştir.



Şekil 2.2 : Kaşık arkasının akışa dokunması ile oluşan akış formu.

Ünlü reolog Marcus Reiner, Coanda etkisinin ana sebebinin sadece yüzey gerilimi olmadığını, aynı zamanda kıvrımlı yüzeylerin yarattığı basınç gradyanları olduğunu savunmuştur (Reiner M., 1956). Bu savını desteklemek için akışkanın temas edeceği yalın bir eğimli yüzey ile parafin mumu kaplı aynı eğimli yüzey üzerinde bir deney gerçekleştirmiştir. Deneyde akışkanın yalın yüzeydeki sergilediği davranış ile mumlu yüzeydeki arasında belirgin bir değişiklik olmadığını gözlemlemiştir. Buradan hareketle, sıvının katı yüzeye "yapışması" olarak ifade edilen olayın aslında gerçek bir yapışma olmadığını, bunun daha çok girdapların rotasyonel kinetik enerjisi sebebiyle sıvının katı yüzeye doğru bastırılmasından kaynaklandığını, aynı zamanda bu girdapların, sıvı tabakasının köşeleri dönmesine yardımcı olduğunu ileri sürmüştür.

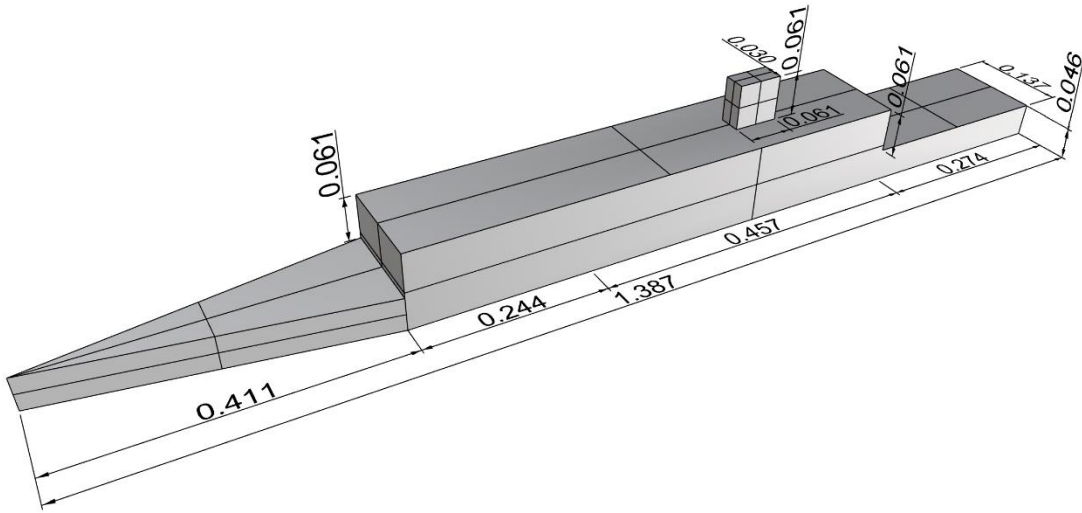
Şekil 2.3’te bu fenomeni betimleyen örnek bir sayısal analiz çalışması gösterilmiştir. Bir daire yüzeyi kenarına bir akış kanalı tarafından gerçekleştirilen akışın bükümlü yüzey kaynaklı yön değiştirmesi açıkça görülebilmektedir. Bu fiziksel gerçek, gerek duyulan endüstriyel uygulamalarda kullanılabilmektedir. Öyle ki Coanda etkisi, yalnızca teorik incelemelerde sınırlı kalmamış; aynı zamanda sıvıların akış özelliklerini kontrol etmek için kullanılan akışkan teknolojilerinde de temel bir prensip haline gelmiştir. Bu etki sayesinde, mühendisler, uçuş kanatları üzerindeki hava akışını optimize ederek yüksek atak açılara sahip durumlarda kaldırma kuvvetini artıran sistemler geliştirmişlerdir. Bu prensip, hidro/aerodinamikten uçuş kontrol mekanizmalarına kadar birçok alanda kullanılmaya devam etmektedir.



Şekil 2.3 : Bir daire yüzeyine gerçekleştirilen akışın sayısal incelemesine ait kontur grafiği.

Bu bilgiler ışığında bu çalışmada, gemi uçuş güvertesi bölgesinde gemi hareketi ve rüzgar kaynaklı oluşan yüksek girdaplı akış formunun Coanda etkisi kullanılarak helikopter operasyonlarını en az etkileyecek şekilde yönlendirilmesi planlanmıştır.

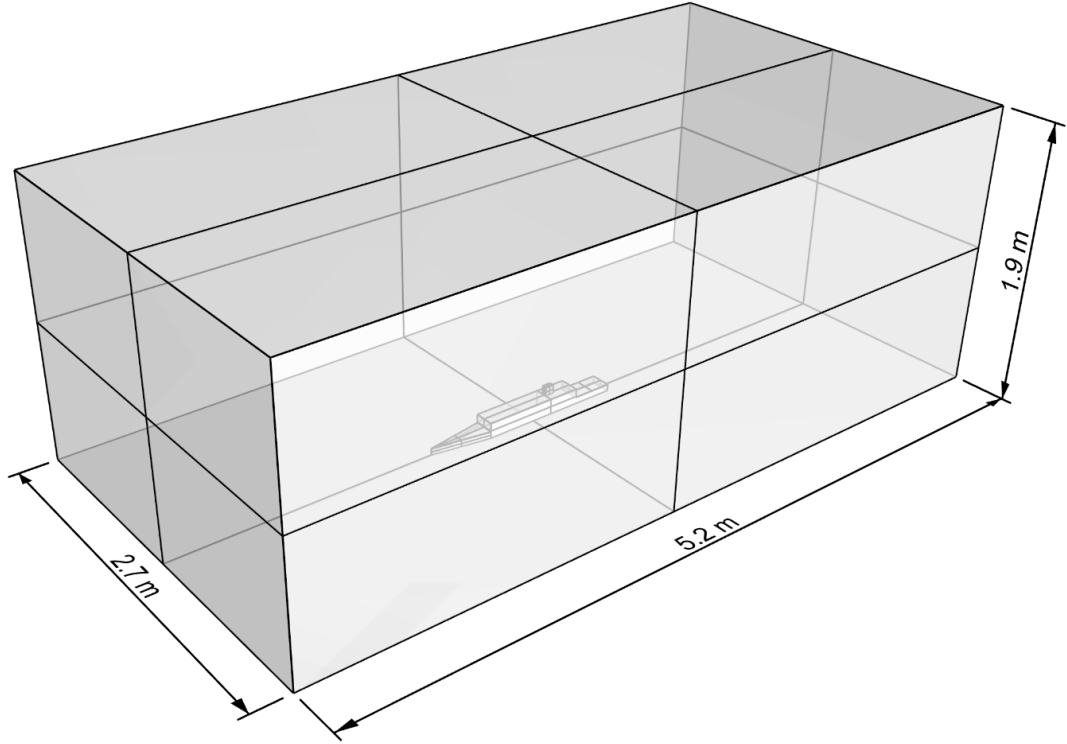




Şekil 3.2 : Çalışma kapsamında oluşturulan SFS2 modeli (Ölçüler metredir).

Günümüze kadar yapılan gemi hava izi gözlemleri ve hesaplamaları, akış yapısının geometriler simetrik ve rüzgar açısı sıfır olsa dahi asimetric bir davranış sergilediğini göstermiştir. Akış, karmaşık dalgalanmalara sahiptir. Soldan sağa, sağdan sola doğru olan akış hareketi, von Kármán girdaplarına biraz benzese de çok daha karmaşık bir yapıya sahiptir. Bu nedenle, doğru bir çözüm elde edebilmek için zamana bağlı çözümler daha çok tercih edilmektedir. Karmaşık bir akışın zamana bağlı çözümü, zamandan bağımsız durağan bir çözümünden oldukça farklıdır. Polsky ve Burner (2001), bu olguyu ayırt etmeye yardımcı olacak halihazırda bir çalışma sunmuştur.

Zamana bağlı çözüme sahip hibrit modeller, ayrılma bölgelerinde türbülans yapılarını ayırt edebilecek kapasiteye sahiptirler. Bu durum genellikle kaba gövdelerin arkasında oluşan girdaplı akışlar için geçerlidir. Standart bir RANS modelinin zamana bağlı modda uygulanması (URANS), tek frekanslı girdap dökümüne yol açarken, hibrit modellerin uygulanması, büyük yapıların daha küçük ölçeklere bölünmesini sağlar. Bu, gövde arkasındaki türbülansı doğru tahmin etmek veya spektral verileri yüksek doğruluklu elde edebilmek için önemli bir kriterdir. Aynı zamanda, hibrit modellerin RANS kısmı, duvar sınır tabakalarını kaplayarak LES'in aşırı çözünürlük gereksinimlerinden kaçınmamızı sağlar (Fluent KK., 2023).



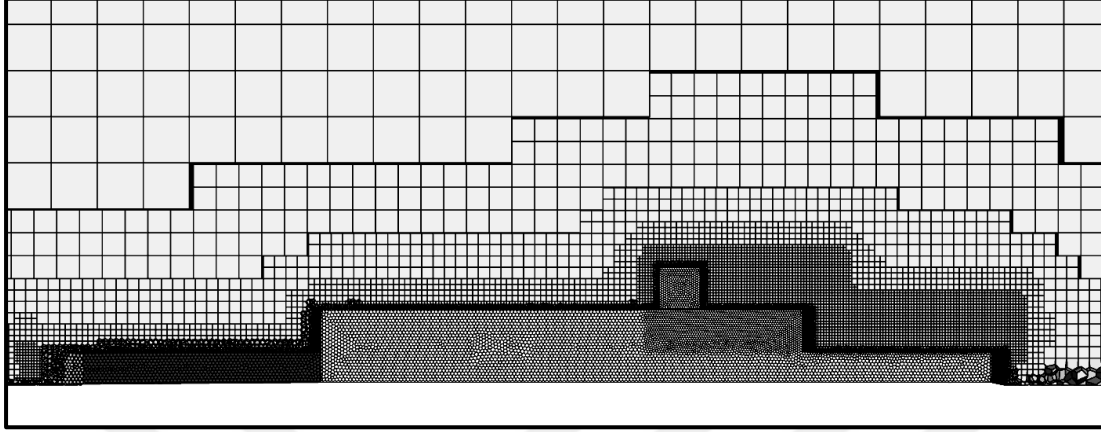
Şekil 3.3 : Akış alanı ve alt ortasında yer alan 1:100 ölçekli SFS2 model geometrisi.

Gemi hava izi uygulamalarında yaygın olarak kullanılan DDES'in deneysel veriler ile yakın sonuçlar verdiği literatürde bulunan çalışmalarda gözlenebilmektedir. URANS ve SAS ile az miktarda uygulama yapılmış olsa da şimdiye kadar SBES ile herhangi bir gemi hava izi çalışması yapılmamıştır. Hangar gibi, üstyapıdan helikopter güvertesine geçişte basamak atlanarak yüksek akım ayrılmasına sebep olan geometrilerde, bu ayrılma esnasında üstyapı civarındaki sınır tabakadan türbülansa hızlı bir geçiş olduğu bilinmektedir. Bu bilgiler ışığında önceki bölümde bahsedilen SRS modelleri dikkate alındığında, RANS-LES arasında hızlı geçiş yapan SBES kullanımının fayda sağlayacağı değerlendirilmiştir. Bu kapsamda, bu çalışmada HAD ile yapılacak hava izi hesaplarına temel oluşturması amacıyla öncelikli olarak klasik URANS, SAS, DDES ve SBES simülasyon tekniklerinin karşılaştırılması yapılmıştır.

3.1 Ağ Örgüsü ve Sınır Tabaka Yaklaşımı

Ağ örgüsü oluşumunda 2'nin katları şeklinde küçülen, “bölünen hücre” örgü metodu kullanılmıştır. Şekil 3.4'te gösterildiği gibi hava izinin uçuş alanı içinde incelendiği helikopter güvertesi çevresinde (uçuş bölgesi) ve türbülans oluşumunu artıran baca etrafında ağ yapısı yoğunlaştırılmıştır. Yüzeylerde kullanılan altıgen yapı ile akış alanı

için kullanılan kp hücreler arasında uyumlu bir geçiş vardır. Küp ve altıgen hücreler kullanıldığı için, geometri genelinde en-boy oranı toplam hücre sayısının yaklaşık %90'ında 1'e eşit olup, kalanında ise 20'nin altında değerlere sahiptir.



şekil 3.4 : Kullanılan rnek ağ örgü yapısı boyuna kesit gösterimi.

Sınır tabaka içinde bulunması gereken hücre sayısı miktarı akışın türüne ve gereken doğruluğa bağlı olarak değişebilmektedir. Havacılık alışmaları gibi yüksek Reynolds sayılarında yüksek doğruluğa ihtiyaç duyulan akışlarda sınır tabaka içinde duvara normal yöndeki hücre sayısı 40-50 civarında olurken, çoğu endüstriyel uygulamalarda bu sayının 10 civarında kalması yeterli görülmektedir. Bununla birlikte, olması düşünüldüğünden daha az hücre sayılarıyla ve genellikle sadece 3-5 katmanla makul çözümlerin elde edilebildiği birçok akış problemi mevcuttur. Az sayıda katmanın yeterli olabileceği problemlerin çoğunun ortak özelliği odaklanılan problemin akım ayrılmalrı sebebiyle sınır tabaka dışında gerçekleşmesidir. Yuan ve diğ. (2018a) gemi hava izi üzerine yaptıkları bir çalışmada hava izi akışının esas olarak atalet kuvvetleri ile yönlendirildiğine ve ayrılma noktalarının sınır tabakası ayrılmasından ziyade keskin kenarlar ve köşe kırmalarından kaynaklandığına vurgu yapmışlardır. Buna göre mevcut problemde sınır tabakanın tamamının RANS hesaplamaları içinde çözümlenmesine gerek olmadığı anlaşılmaktadır.

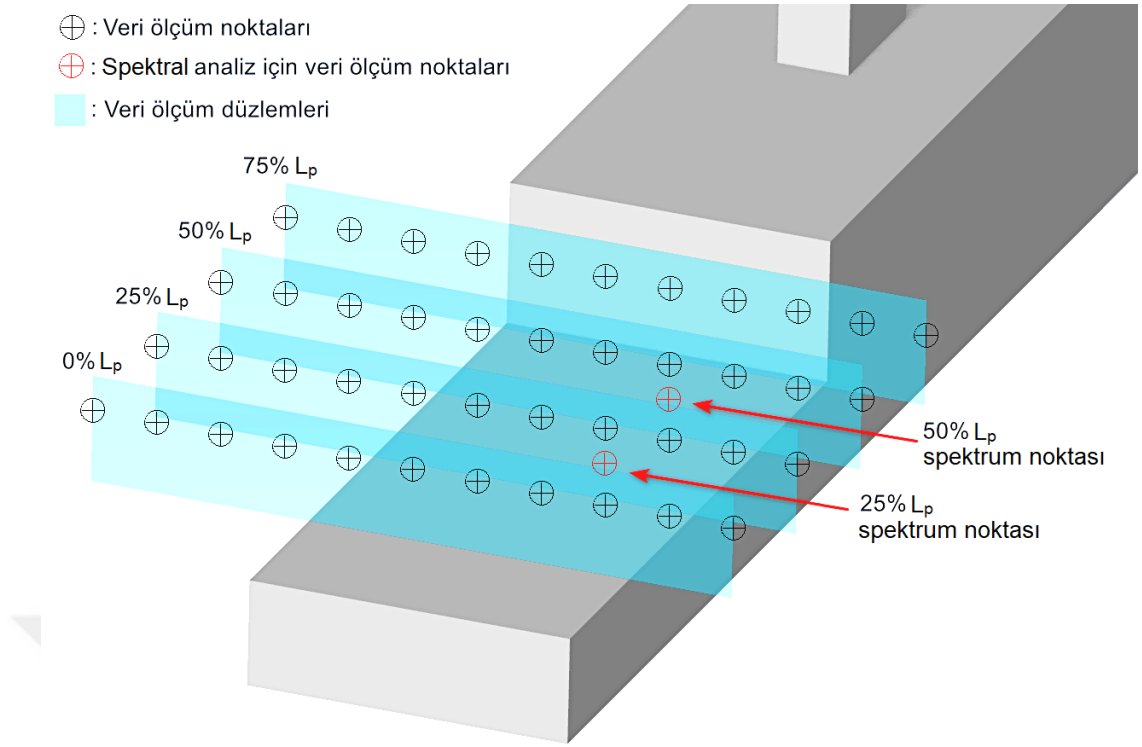
Böylece, simülasyonlarda süreksizliklere sahip gemi geometrisi üzerinde detaylı sınır tabaka çözümünün gereksiz olduğu, ilk hücrenin viskoz alt tabakada tutulmasına ihtiyaç duyulmadığı, ancak CFL sayısının özellikle hedef bölgelerde 1 civarında olması gerektiği, spektral analizler ve problemin detaylı çözümü için zaman adımının küçük olmasının yanı sıra ağ çözünürlüğünün LES uygulanan bölgede yüksek olması gerekliliği dikkate alınmıştır. Buna göre, şekil 3.5'te görüldüğü gibi sınır tabaka

metodu ile sürdürülmüştür. Her zaman adımı başına 10 iterasyonun yeterli olduğu görülen çözümler 5×10^{-2} sn civarında olgunlaşmış ve bu süre öncesi veriler dikkate alınmamıştır.

3.3 Veri Toplama Yöntemi

Spektral analizler için tünel deneyinde gözlem süreleri uzun tutulmuş, testler her bir ölçüm için 16.4 saniyelik süreler halinde uygulanmıştır. Bu kapsamda bu çalışmada çözümler, bu sürelerden daha kısa olmayacak şekilde mümkün mertebe uzatılmış, her bir çözüm için en az 20 saniye uzunluğunda ölçümler yapılmıştır. Elde edilen veriler Fourier dönüşümü uygulanarak spektral yoğunluk hesaplamaları için kullanılmıştır.

Veri ölçümleri uçuş platformu üzerinde yapılmakta, veri noktaları helikopterin iniş ve kalkışı öncesi ortalama “hover” (havada sabit durma) konumunda bulunduğu, hangar üst kenar hizasında yer almaktadır. Basınç ve hız dağılımlarının geniş çaplı gözlemlenebilmesi amacıyla gemi kıç hizasından başlayarak başa doğru platform uzunluğunun (L_p) dörtte biri aralıklarla 4 adet, 2 gemi genişliği ene sahip düzlemler konumlandırılmıştır. Yarı hattından gemi orta hattına hizalandırılan bu düzlemlerin alttan yükseklikleri hangar yarı hattında olup, boyları hangar yüksekliğinin (h) %75'i kadardır. Düzlemler kıçtan başa doğru sırasıyla “%0 L_p , %25 L_p , %50 L_p , %75 L_p ” olarak isimlendirilmiştir. Düzlemler üzerinde yer alan hangar üst kenar hattı hizasında yapılan çizgisel veri ölçümleri ise örnek olarak “%25 L_p hattı” şeklinde ifade edilmiştir. Veri ölçüm noktalarını betimleyen görsel Şekil 3.6'da verilmiştir.



Şekil 3.6 : Veri ölçüm nokta ve düzlemlerinin yerleşimi.

Spektral hız ölçümleri; 0°'lik rüzgâr açılarında %50 L_p düzlemi üzerinde düzlem alt hizasından $h/4$ yüksekliğinde, gemi boyuna orta hattından gemi genişliğinin %40'ı kadar sancak tarafa konuşturılan bir noktadan, S45° için ise boyuna aynı hizada %25 L_p düzlemi üzerinde konuşturılan bir nokta üzerinden yapılmıştır. Spektral veri noktaları “%50 L_p spektrum noktası” ve “%25 L_p spektrum noktası” şeklinde ifade edilmiştir.

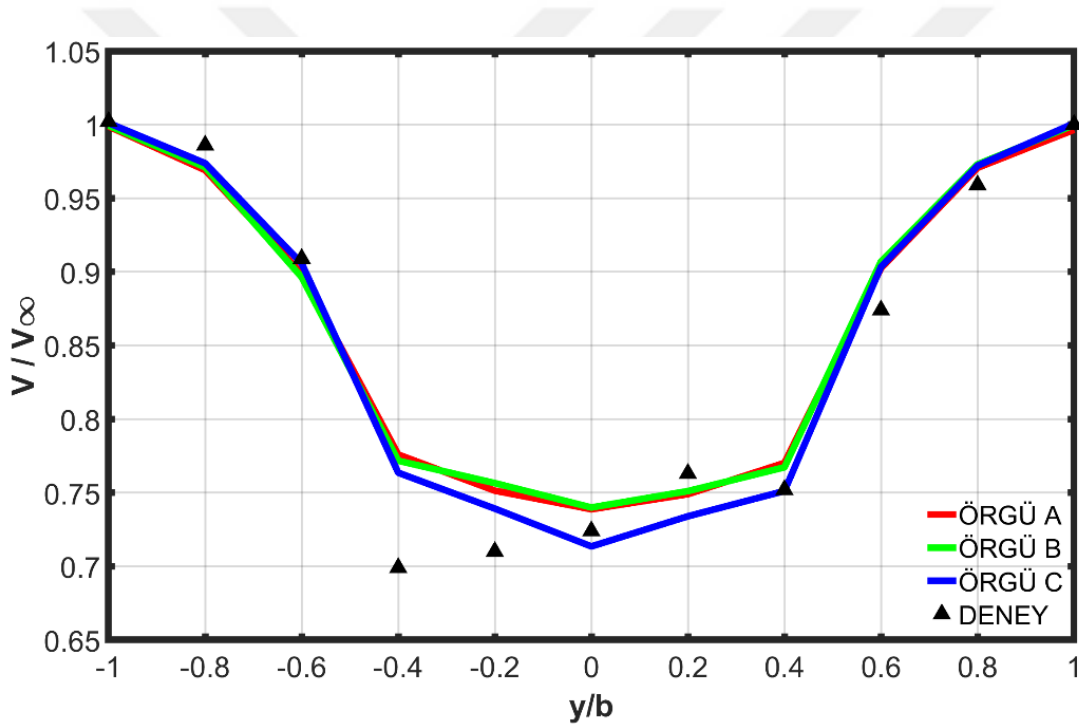
Türbülans yoğunluğu hesabı için kullanılan formülasyon, eşitlik 6'da olduğu gibidir. “ k ” türbülans kinetik enerjisini, “ U_∞ ” serbest akış hızını, “ u', v', w' ” Reynolds ayrışması eşitliğini temsil etmektedirler: $u' = (u - \bar{u})$.

$$I(\%) = \frac{100}{U_\infty} \sqrt{\frac{2}{3}k}, \quad k = \frac{1}{2} (\overline{(u')^2} + \overline{(v')^2} + \overline{(w')^2}) \quad (3.1)$$

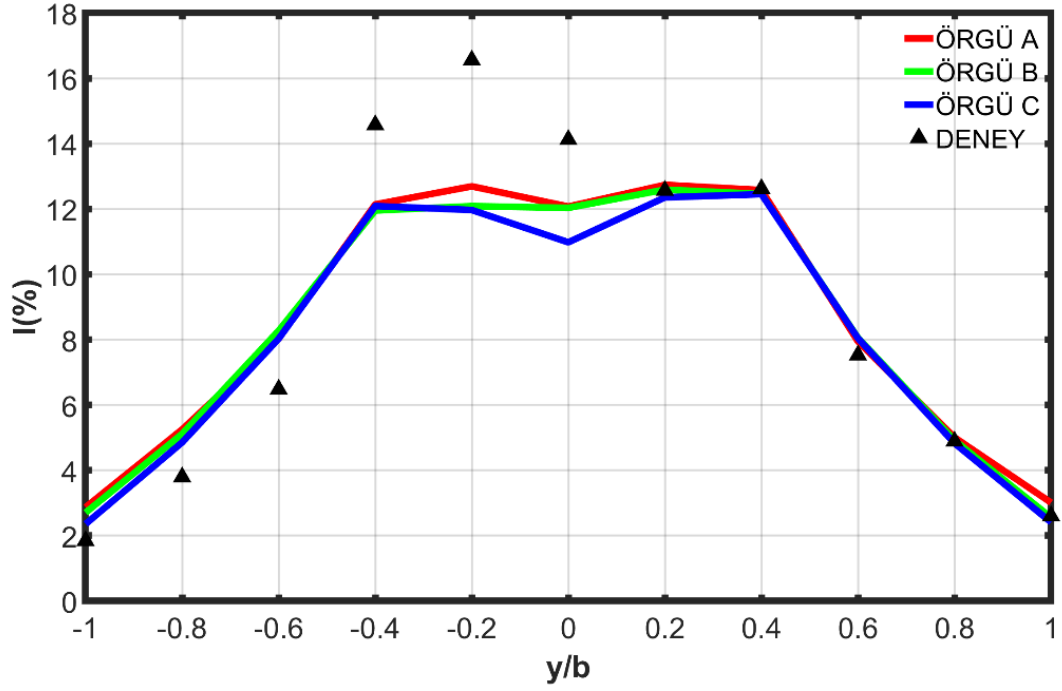
3.4 Ağdan bağımsızlık analizi

Ağdan bağımsızlık analizi SBES yöntemi ile gerçekleştirilmiştir. Çalışma için kaba, orta ve iyi olmak üzere üç farklı yoğunlukta ağ örgüsü kullanılmış, sırasıyla Örgü A, Örgü B, Örgü C olarak isimlendirilmiştir. Uçuş bölgesi dışında üç ağ yapısı için de sabit tutulan hücre boyutları, uçuş bölgesinde LES çözümlemesi için

yoğunlaştırılmıştır. $\sqrt[3]{2}$ 'nin katları şeklinde küçülen ve hangar yüksekliği (h) ile boyutsuzlaştırılan küp şekilli en küçük hücre kenar boyutları (Δ_0) ve toplam hücre sayısı Çizelge 3.1'de sunulmuştur. Çözümün ilk 50 msn.'ye ulaştığında olgunlaştığı dikkate alınarak ağ bağımsızlığı çalışmalarında toplam 1 sn.'lik çözümün yeterli olacağı değerlendirilmiştir. Şekil 3.7 ve 3.8'de verilen bileşke hız büyüklüğü ve türbülans yoğunluğu dağılımları 1 sn.'lik çözüm süresi içindeki zaman ortalamalı değerleri göstermektedir. “DENEY” etiketi ile verilen Lee (2007)'nin deneysel çalışmasına ait sonuçlar yine Çizelge 3.1'de karşılaştırmalı olarak verilmiştir. Tablodaki bağıl hata değerleri her bir nokta için o noktaya ait deney verileri ile karşılaştırılarak müstakil olarak hesaplanmış olup devamında bu hata değerlerinin ortalaması alınmıştır.



Şekil 3.7 : %50 L_p hattı üzerinde farklı ağ yoğunlukları için hesaplanan ortalama bileşke hız büyüklüğü dağılımı karşılaştırması (DENEY, Lee, 2007).



Şekil 3.8 : %50 L_p hattı üzerinde farklı ağ yoğunlukları için hesaplanan ortalama türbülans yoğunluğu dağılımı karşılaştırması (DENEY, Lee, 2007).

Çizelge 3.1 : Ağ örgüsü özellikleri ile hız ve türbülans değerlerine ait bağıl hata karşılaştırması.

	Örgü A	Örgü B	Örgü C
Δ_0/h ($\times 10^{-2}$)	7.2	5.7	4.6
Toplam hücre sayısı ($\times 10^6$)	0.36	0.40	1.3
Bileşke hız büyüklüğü bağıl hatası (%)	2.8	2.8	2.3
Türbülans yoğunluğu bağıl hatası (%)	18.0	16.4	15.0

Bileşke hız büyüklüğü bağıl hata değerleri yaklaşık aynı sonucu veren Örgü A ve Örgü B'den Örgü C daha az hata oranı sunarak az bir farkla daha iyi sonuç vermiştir. Burada hız büyüklüğü uyumundan çok deneysel verilere uyum sağlanmasının nispeten daha zor olduğu türbülans yoğunluğu verilerinin incelenmesi performans değerlendirmesinin doğruluğu açısından önem arz etmektedir. Bu açıdan bakıldığında ayrışlamaların türbülans yoğunluğu bağıl hata verilerinde daha belirginleştiği görülebilmektedir. Örgü C, Örgü A ve B'den; Örgü B ise Örgü A'dan belirgin olarak daha az hata değeri sunmuştur. Buradan ilk bakışta ağın sıkışması ile daha iyi sonuçlara sahip olunduğunu anlaşılabilmektedir.

Örgü C'nin her iki açıdan da Örgü B ve C'den daha az bağıl hata değerleri sunduğu görülmüştür. Nihayet burada, ağın sıkışması ile elde edilebilecek düşük bağıl hata değerlerinin bir noktada yakınsaması üzerine yapılan ağdan bağımsızlık analizini Örgü

D, E, F gibi sıklaştırarak devam ettirmek anlaşılmaktadır. Fakat, Örgü C'ye ait ağ hücre sayısının Örgü B'nin 3 katından fazla olduğu göz önünde bulundurulduğunda zaman ve kapasite etkinliği açısından aralarında bulunan bağıl hata değerinin simülasyon karşılaştırmaları açısından anlamlı olup olmayacağı tartışılmalıdır. Bu kapsamda bu çalışma çerçevesinde 20 sn.lik fiziksel çözüm süreleri göz önünde bulundurularak zaman etkinliği açısından Örgü B ve C arasında oluşan ~%1 farkın ihmal edilebileceği değerlendirilmiş ve çözüme orta dereceli ağ örgüsü olan Örgü B ile devam edilmiştir.

3.5 Hangar Kenar Modifikasyonları

Hava içerisindeki bir cismin aerodinamik performansı o cismin etrafında oluşan hava akışının serbest akış hızına ne kadar yakın olduğu ile ilişkilendirilir. Serbest akış hızına yakın bir yüzey akışı o cismin iyi bir aerodinamik performansa sahip olduğunun işaretidir. Başka bir deyişle, hava içindeki bir cisim bulunduğu ortamın akış yapısını ne kadar az düzensizleştirirse, aerodinamik açıdan o kadar iyi bir geometriye sahip olduğu kabul edilir. Gemi üst yapıları gibi kaba gövdeler arkalarında yüksek türbülanslı bir hava izi oluşturdıkları için bu yapıların aerodinamik olmadığını söylemek yanlış olmayacaktır. Kaba üst yapılara sahip askeri gemiler, bu durumla doğrudan ilişkilidir ve bu çalışmada da sergilendiği üzere uçuş güverteleri etrafında yüksek türbülans oluşturdıkları bilinmektedir. Bu sorunu aşmak veya azaltmak için, gemi tasarımı ön aşamasında aerodinamik hesapların genel tasarım sürecine dahil edilmesi faydalı olmaktadır. Bunun dışında üretimi gerçekleştirilmiş veyahut da kullanılmakta olan gemiler için de sonradan uygulanabilecek modifikasyonlar ile gemi aerodinamiğini iyileştirmek mümkündür. Her iki süreci de göz önünde bulundurarak bu çalışmada, tüm gemi için olmasa da uçuş bölgesi civarında türbülansı azaltmak amaçlı SFS2'nin hangar dış kenarlarına uzantı şeklinde modifikasyonlar uygulanmıştır.

Modifikasyonlar Coanda etkisinden esinlenilerek oluşturulmuştur. Hangarın dikdörtgen çevresi boyunca yukarı ve yan kenarlarına beş farklı kenar uzantısı uygulanmıştır. Modifiye gemilerde, bu çalışma kapsamında SFS2 üzerinde gerçekleştirilen çözüm stratejisi aynı şekilde uygulanmış, sonuçlar SFS2 ile karşılaştırılmıştır. Yapılan modifikasyonlara ait geometrik bilgiler bu bölümde,

bunlara ait hesaplamalı analizler karşılaştırmalı olarak sonuç ve yorumlar bölümünde sunulmuştur.

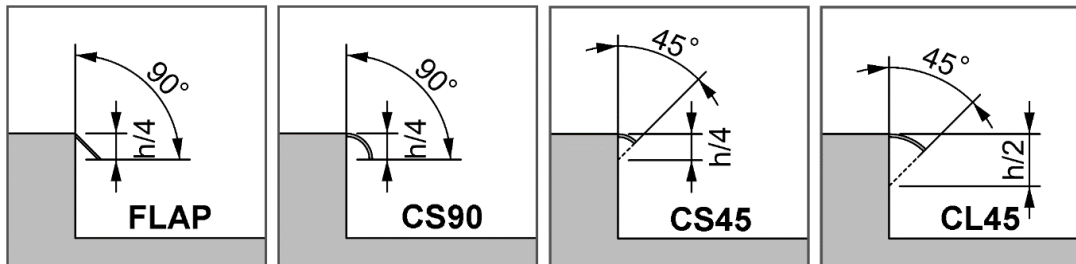
3.5.1 Geometrik konfigürasyonun birinci aşaması

SFS2 hangar kenarlarına dört tip hangar kenar uzantısı uygulanmıştır. Uzantı bükümlerinin iç merkez hatları hangar kenarlarından içeriye doğru hangar yüksekliği ile orantılı yarıçap uzunluklarına sahip olacak şekilde yüzeye konumlandırılmış ve kenarlarından uçuş platformuna doğru kavislendirilmiştir. Uzantıları temsil eden kısaltmalar ve açıklamaları Çizelge 3.2’de gösterilmiştir. “Curve” geometrinin kavisli olduğunu, “h/4” kısa yarıçap uzunluğunu, “h/2” uzun yarıçap uzunluğunu temsil etmektedir. Kavisin 90°, yarıçapın h/4 olduğu geometri “Curve-Short-90” (CS90) olarak, kavisin 45° olduğu yarıçapın h/4 olduğu geometri “Curve-Short-45” olarak, kavisin 45° olduğu yarıçapın h/2 olduğu geometri “Curve-Long-45” olarak isimlendirilmiştir. Diğer geometrilerden farklı olarak kavisli kenar yerine CS90’ın düz bir yüzeye sahip eş boyutlu şekli olan ikizkenar üçgenin hipotenüs kenar geometrisi “Flap-Short” (FLAP) olarak isimlendirilmiştir. Uzantıların iskele taraftan 2B görünimleri Şekil 3.9’da sunulmuştur.

Burada farklı boyutlardaki kavisli ve düz geometrilerin Coanda etkisi altında akışı yönlendirme kabiliyetlerini ele almak amaçlanmıştır.

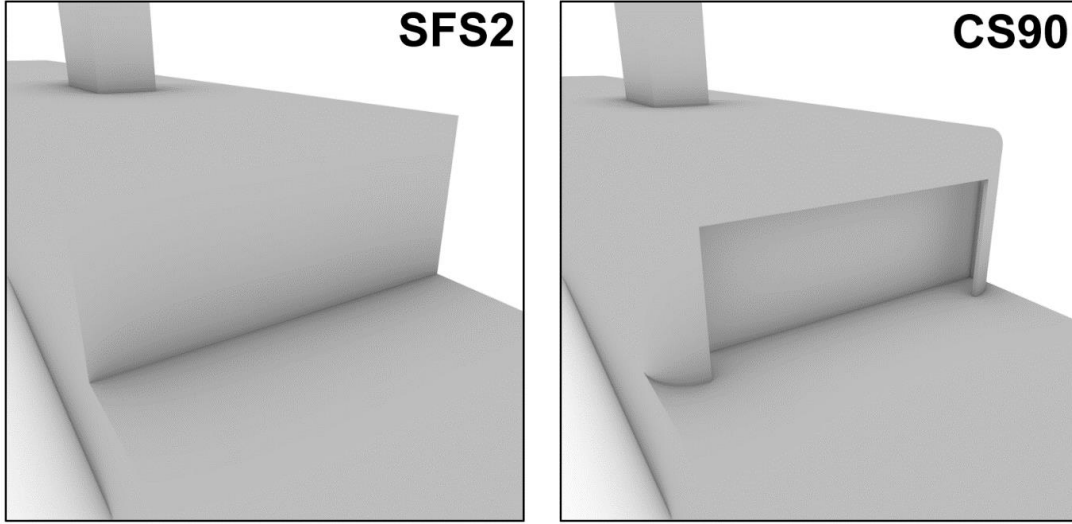
Çizelge 3.2 : Modifikasyonların isimlendirilmesi ve geometrik özellikleri.

Modifikasyon İsimlendirmesi	Kısaltması	Yükseklik	Yarıçap	Açı (°)
Flap-Short (Düz-kısa)	FLAP	h/4		90 (ikizkenar)
Curve-Short-90° (Kavisli-kısa-90°)	CS90	h/4		90
Curve-Short-45° (Kavisli-kısa-45°)	CS45	h/4		45
Curve-Long-45° (Kavisli-uzun-45°)	CL45	h/2		45



Şekil 3.9 : Hangar kenarları boyunca uygulanan kenar uzantıları 2B gösterimi ve isimleri.

Tüm modifikasyonlar, aynı şekilde hangar kenarları boyunca uygulanmıştır. Uzatılı geometrilerin 3B olarak görselleştirilebilmesi için izometrik görünümüleri örnek olarak Şekil 3.10'da verilmiştir.

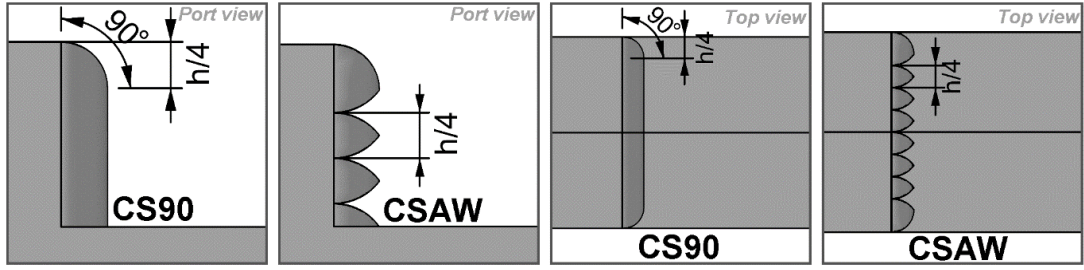


Şekil 3.10 : Hangar kenarları boyunca uygulanan kenar uzantıları 3B örnek gösterimi.

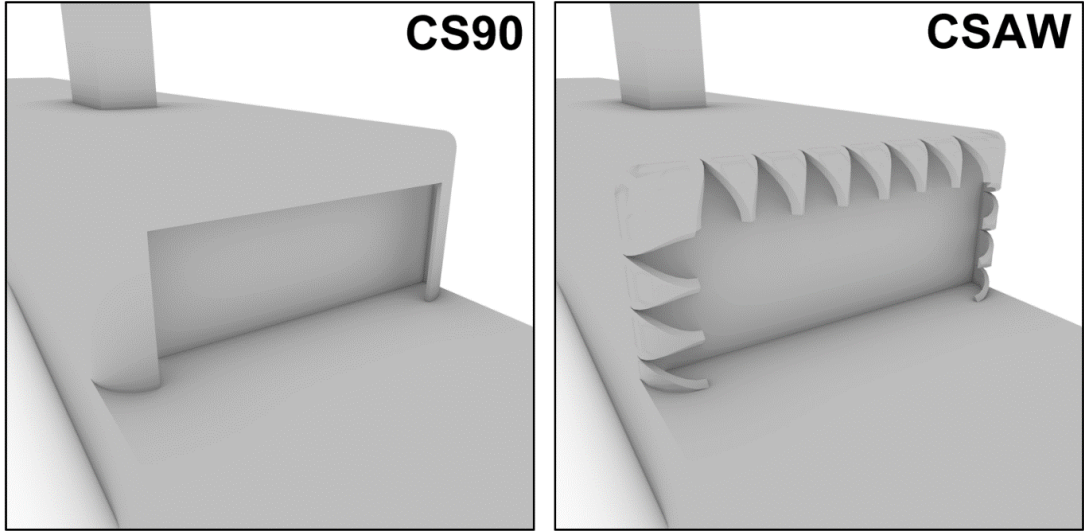
Uzunluklar boyutsuz olması için hangar yüksekliği ile boyutsuzlaştırılmıştır. Yarıçap uzunlukları belirlenirken geometrilerin hangar önünü kapatmaması, uçuş bölgesini daraltmaması göz önünde bulundurulmuştur. Zira, orantısız açılar ve uzunluklar helikopter operasyon alanının daraltması yanında, hangar önünün de kapanmasına sebep olmaktadır. Araştırmacılar tarafından bu çalışma temel alınarak optimum uzunluk, yarıçap ve kavis belirlenmesi üzerine harici bir çalışma yapılabilir.

3.5.2 Geometrik konfigürasyonun ikinci aşaması

İlk aşamada değerlendirilen modifikasyonlar arasından en başarılı geometri üzerinde, kuşların gürültü ve uç kayıplarını azaltıcı kanat uçları örnek alınarak yeni bir geometri oluşturulmuştur. Konfigürasyon sonuçları kısmında da görüleceği üzere ilk aşamada en başarılı modifikasyon geometrisi olan CS90 üzerinden oluşturulan testereye de benzeyen bu yeni tip uzantılı geometri “Curve-Saw-90 (CSAW)” olarak isimlendirilmiştir. Uzatılı geometrinin iskele taraftan 2B ve izometrik 3B görünümüleri Şekil 3.11 ve 3.12'de olduğu gibidir.



Şekil 3.11 : CS90 ve CSAW karşılaştırmalı iskeleden ve üstten 2B gösterimi.



Şekil 3.12 : CS90 ve CSAW karşılaştırmalı 3B gösterimi.

Bu konfigürasyonun ana hedefi, hangar kenarlarında daralan şekilli ayırık uç yapıların akış düzenleme ve türbülans azaltmada faydalı olup olmadığını keşfetmektir. Bu bağlamda, tüm çalışmalar için aynı şekilde kullanılan çözüm stratejisi CS90'nın türevi olan CSAW için de aynı şekilde uygulanmış sonuçlar müteakip bölümde karşılaştırmalı olarak verilmiştir.



4. SONUÇ VE YORUMLAR

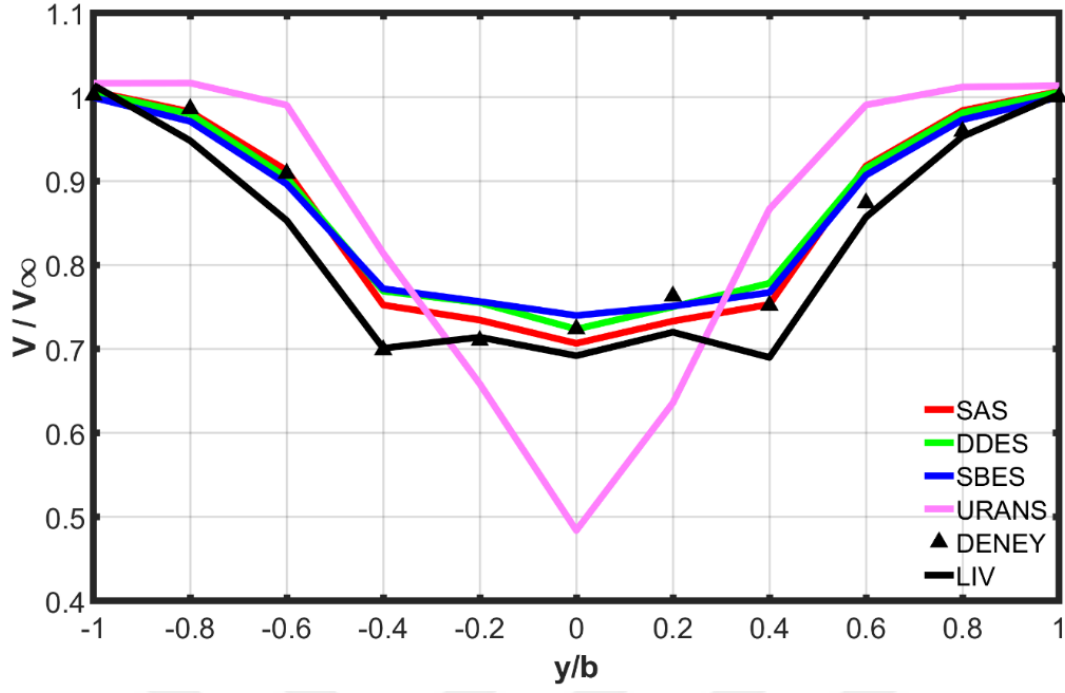
Uygulanan metodoloji ile elde edilen HAD sonuçları bu bölümde detaylı olarak sunulmuştur. Öncelikli olarak çalışma kapsamında yer verilen simülasyon modelleri karşılaştırılmış, devamında deney sonuçları ile en yakın uyumu sergileyen modele ait iki farklı açı için veriler kapsamlı olarak irdelenmiştir. Müteakiben hangar kenarlarına uygulanan modifikasyonlara ait HAD sonuçları iki aşamalı olarak sunulmuştur.

Karşılaştırmalara, Forrest ve Owen (2009) tarafından Liverpool Üniversitesi'nde DDES metodu kullanılarak yapılan çalışma da eklenmiştir. Eklenen çalışma “LIV” etiketi ile Lee (2007)'nin deneysel çalışmasına ait sonuçlar ise “DENEY” etiketi ile gösterilmiştir. En kesit üzerindeki bileşke hız büyüklüğü ve türbülans yoğunluğunu gösteren grafiklerde x eksen, enine konumun gemi genişliği ile boyutsuzlaştırılmış halini ifade etmektedir. Her iki tip grafik için de bileşke hız ve türbülans yoğunluk değerleri serbest akış hızı ile boyutsuzlaştırılmıştır.

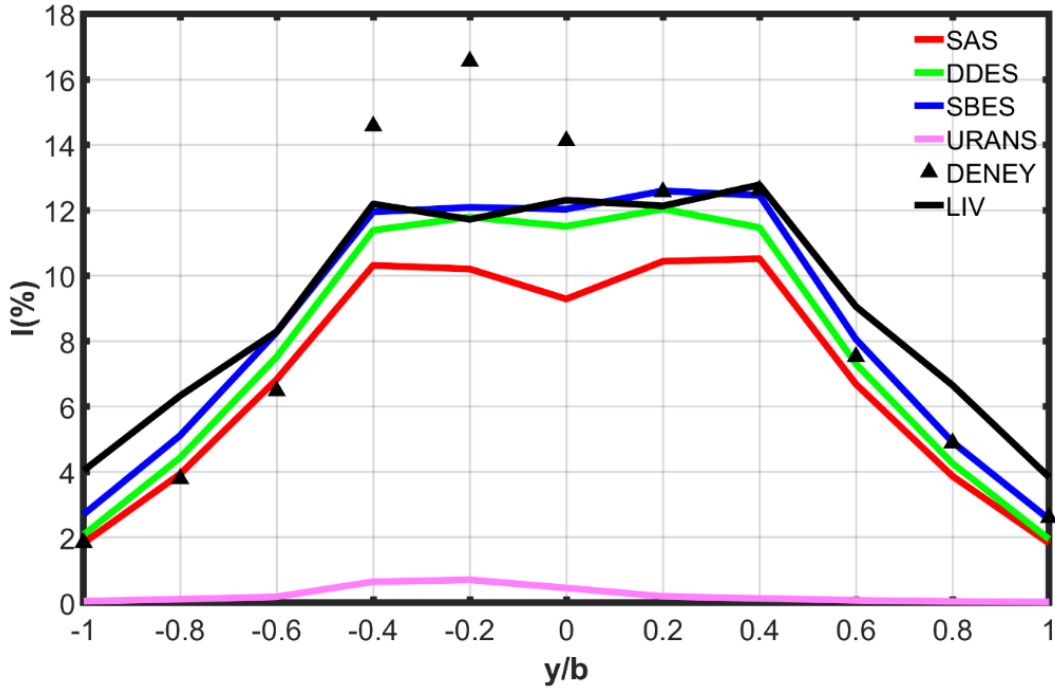
4.1 Karşılaştırmalı Simülasyon Performans Değerlendirmeleri

LIV ve DENEY ile URANS, SAS, DDES ve SBES simülasyon tekniklerine ait performans değerlendirmeleri ortalama hız dağılımları, türbülans yoğunluğu ve spektral güç yoğunluğu açısından aşağıda karşılaştırmalı olarak sunulmuştur.

Çizelge 4.1; Şekil 4.1 ve 4.2'de görülen ortalama hız dağılımı ve ortalama türbülans yoğunluğu dağılımına ait bağıl hata değerlerini göstermektedir. Bağıl hata değerleri her bir nokta için o noktaya ait deney verileri ile karşılaştırılarak müstakil olarak hesaplanmış ve bu hata değerlerinin ortalaması alınmıştır.



Şekil 4.1 : %50 Lp hattı üzerinde ortalama bileşke hız büyüklüğü dağılımı karşılaştırması.

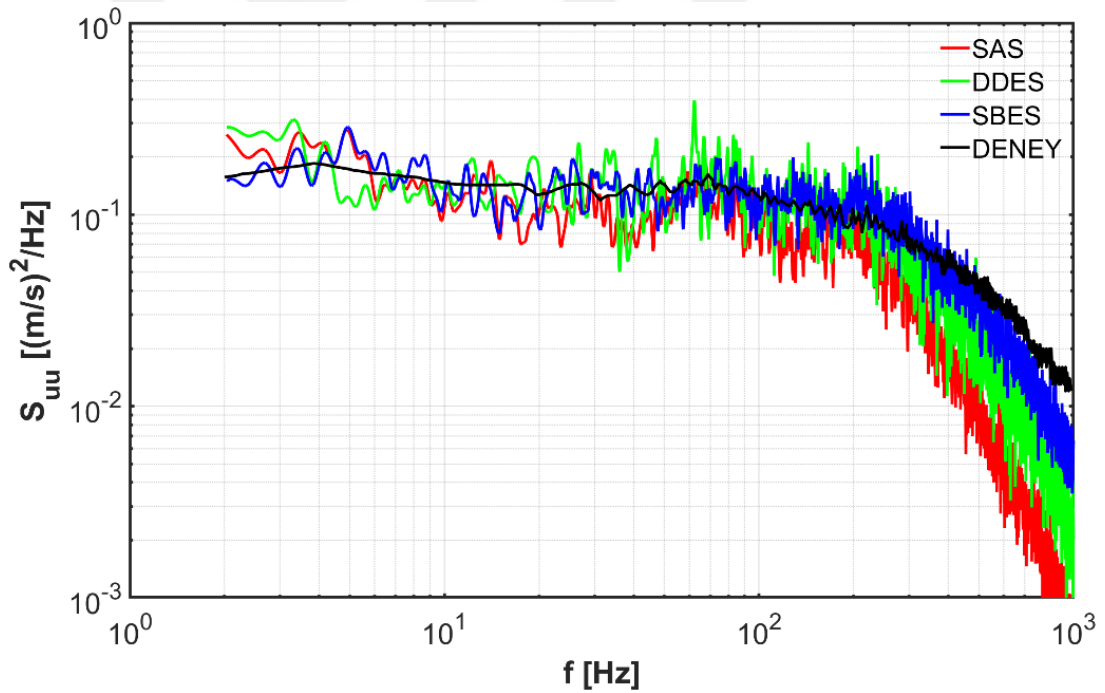


Şekil 4.2 : %50 Lp hattı üzerinde ortalama türbülans yoğunluğu dağılımı karşılaştırması.

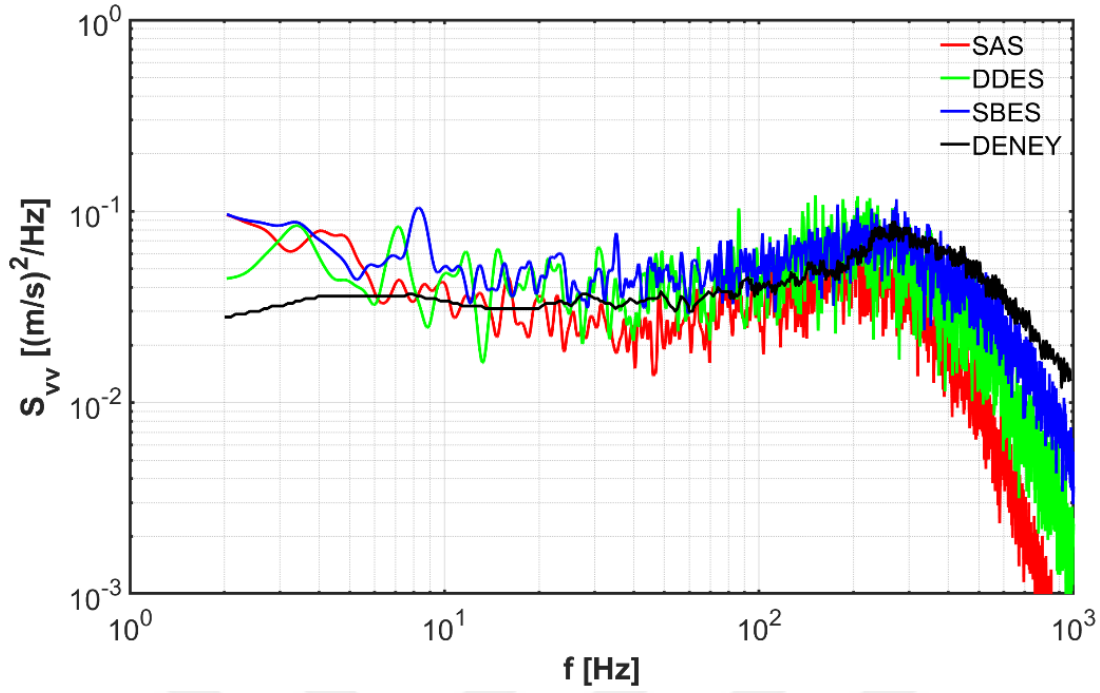
Çizelge 4.1 : Hız ve türbülans değerlerine ait bağıl hata karşılaştırması.

Bağıl hata (%)	LIV	URANS	SAS	DDES	SBES
Hız büyüklüğü	3.0	11.1	2.4	2.8	2.8
Türbülans yoğunluğu	34.7	97.6	18.8	15.1	16.4

Çizelge 4.1’de görüldüğü üzere URANS, açık ara en kötü sonucu vermiştir. SAS nispeten ortalama hız değerleri için daha iyi sonuç verse de türbülans değerleri için daha kötü sonuç vermiştir. SAS, DDES ve SBES birbirine yakın olmakla birlikte LIV’e nazaran özellikle türbülans değerlerinde yarı yarıya daha iyi sonuç vermişlerdir. Türbülans yoğunluğu değerlerinin gemi hava izi çalışmalarına temel teşkil ettiği ve önemi göz önünde bulundurulduğunda DDES ve SBES, SAS’a kıyasla deneye daha yakın sonuç vermişlerdir. Hız değerleri için yaklaşık aynı sonucu veren DDES ve SBES, türbülans değerleri söz konusu olduğunda sadece küçük bir farkla ayrılmışlardır. Uçuş zarfı hesaplarına doğrudan etkiyen spektral yoğunluk dağılımı (PSD) da dikkate alındığında DDES ve SBES ikilisini spektral analizlerde de karşılaştırmak önem kazanmıştır. Şekil 4.3 ve 4.4’te Fourier dönüşümü ile elde edilen spektral yoğunluk değerlerini göstermekte olup frekans ve kuvvet değerleri logaritmik olarak verilmiştir.



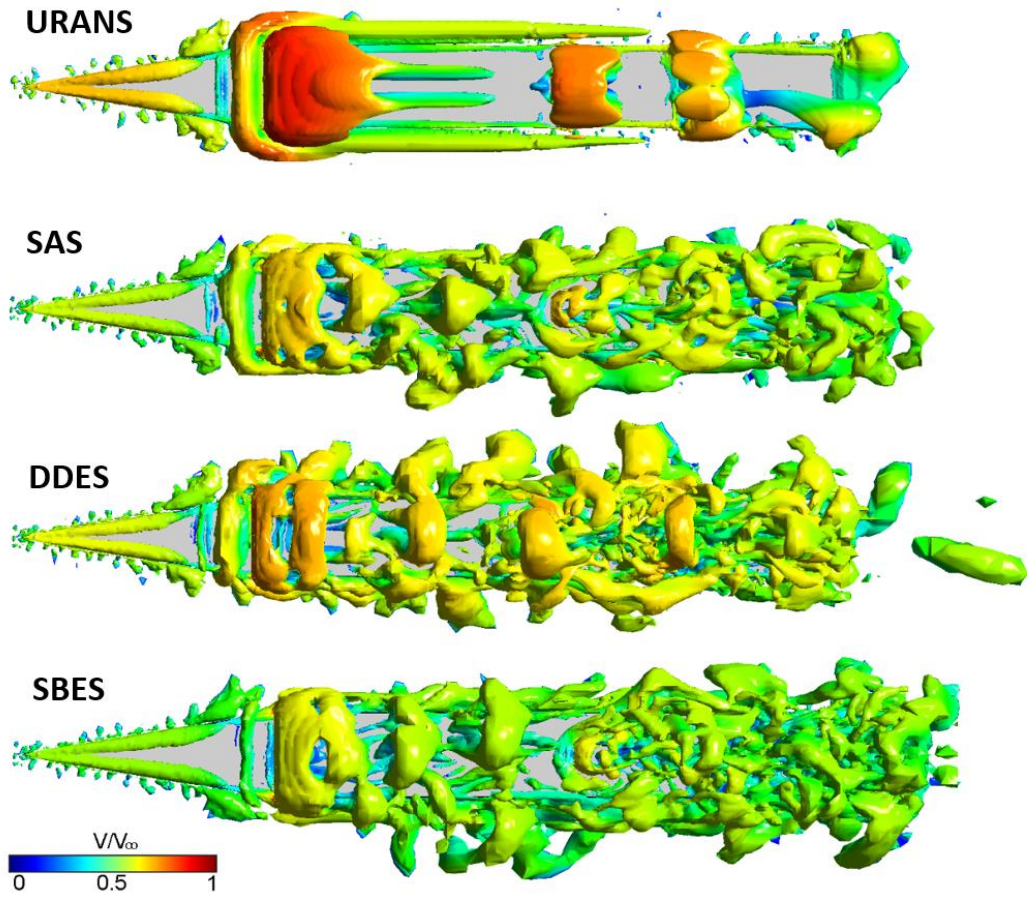
Şekil 4.3 : %50 Lp spektrum noktası üzerindeki boyuna spektral yoğunluk (PSD) karşılaştırması.



Şekil 4.4 : %50 Lp spektrum noktası üzerindeki enine spektral yoğunluk (PSD) karşılaştırması.

Spektral analizlerde boyuna PSD'lerin enine PSD'lere kıyasla, deneye daha yakın sonuçlar verdiği görülebilmektedir. Enine PSD'lerde düşük frekanslarda simülasyonlar arasındaki doğruluk ayırt edilemezken, yüksek frekanslarda SBES deneye daha yakın bir sonuç vermiştir. Boyuna çözüm için ise SBES düşük frekanslarda deney ile çok yakın değerler seyrederken, yüksek frekanslarda enine çözümde olduğu gibi diğerlerine nispeten deney verileri ile daha yakın bir patern izlemiştir. Hız ve türbülans yoğunluk dağılımı olarak benzer sonuçlar veren DDES ve SBES; PSD karşılaştırmalarında ayırt edilebilmiştir. Çözümlere, beklendiği gibi en iyi sonuçları veren SBES metodu kullanılarak devam edilmiştir.

Şekil 4.5'de Q-kriteri (Jeong ve Hussain, 1995) ile çözümlerin ilk 1. saniyesine ait girdaplılık dağılımları gösterilmiştir. Özellikle uçuş bölgesinde SBES'in diğerlerine kıyasla daha detaylı ve kapsamlı bir çözüm sunduğu görülebilmektedir.



Şekil 4.5 : Q-kriteri ile girdaplılık dağılımı karşılaştırması ($Q=0.1$, girdap renklendirmeleri hız büyüklüklerine göre yapılmıştır).

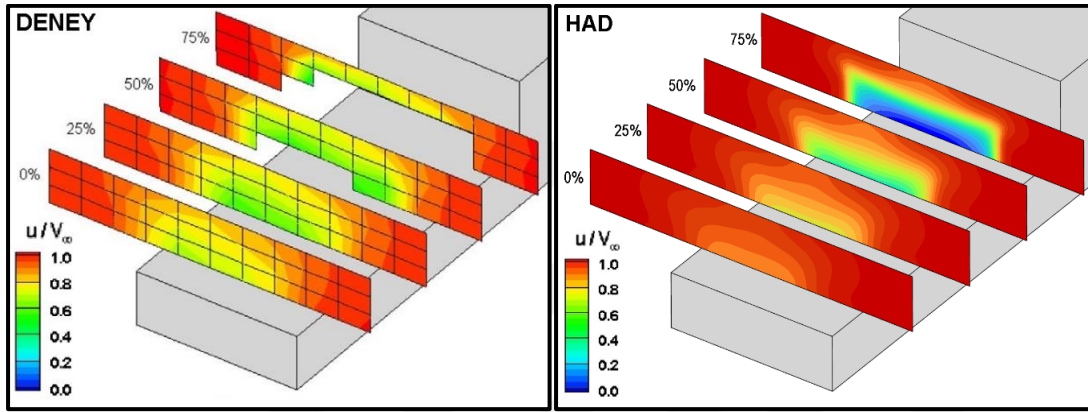
4.2 SBES Metodu ile Karşılaştırmalı Akım Yönü Değerlendirmeleri

Simülasyon karşılaştırmaları sonucunda deney sonuçları ile en yakın uyumu gösteren SBES metoduna ait nihai sonuçlar aşağıda sunulmuştur. Fiziksel çözüm süresi her iki akış yönü için de 16.4 sn. olarak uygulanan deney test sürelerinden az olmaması göz önünde bulundurularak 20 sn.'lik süreler halinde uygulanmıştır. Aşağıda bu simülasyon modelinin yeteneklerinin daha iyi değerlendirilebilmesi için gemi hava izine ait detaylı sonuçlar karşılaştırmalı olarak sunulmuştur.

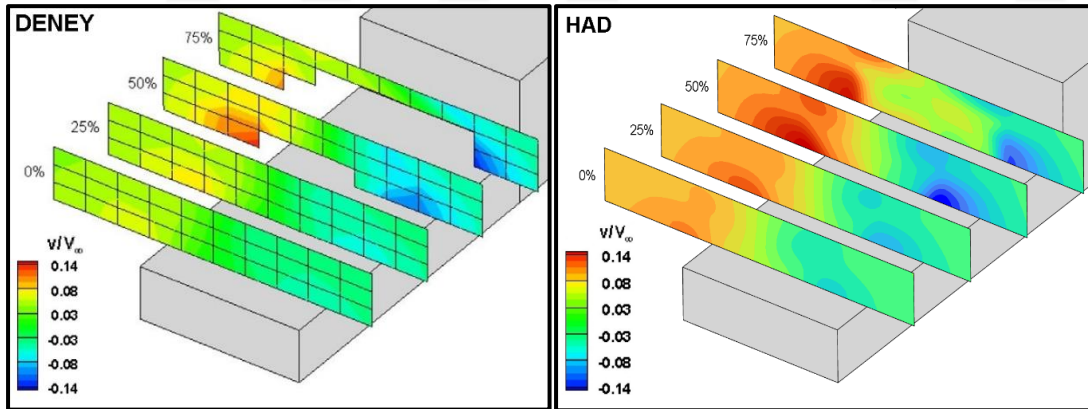
4.2.1 0° akım yönü

Pruva istikameti akışı ile veri düzlemleri üzerinde oluşan ortalama hız dağılımları deneysel veriler ile karşılaştırılmış; boyuna ve enine dağılımlar Şekil 4.6 ve 4.7'de verilmiştir. Tüm sonuçlar için Lee (2007)'nin deneysel çalışmasına ait sonuçlar yine aynı şekilde "DENEY" etiketi ile, SBES simülasyon sonuçları ise "HAD" etiketi ile gösterilmiştir. Renklendirmeler hız değerlerinin serbest akış hızı ile

boyutsuzlaştırılmış halini temsil etmektedirler. %50 L_p hattı üzerinde hesaplanan verilerin deney verileri ile hız ve türbülans yoğunluğu açısından karşılaştırmalarında görüldüğü gibi, aynı şekilde üzerinde yer aldıkları düzlemlere bakıldığında yaklaşık olarak aynı bağıl hata (15-20%) burada da görülebilmektedir. Farkları yaratan temel etmenlerin deneysel ölçüm hataları, hesaplamalı yöntem hataları ve ağ çözünürlüğünden kaynaklanabileceği değerlendirilmektedir. Ağdan bağımsızlık kısmında yer verildiği gibi ağın sıklaşmasıyla ölçüm değerlerinin iyileştiği görülebilmektedir.



Şekil 4.6 : 0° için veri düzlemleri üzerinde boyuna hız dağılımı karşılaştırması.

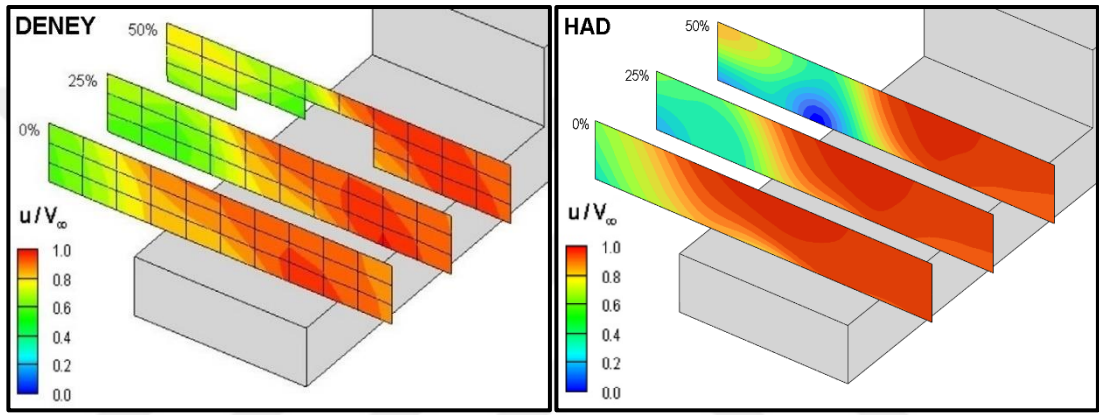


Şekil 4.7 : 0° için veri düzlemleri üzerinde enine hız dağılımı karşılaştırması.

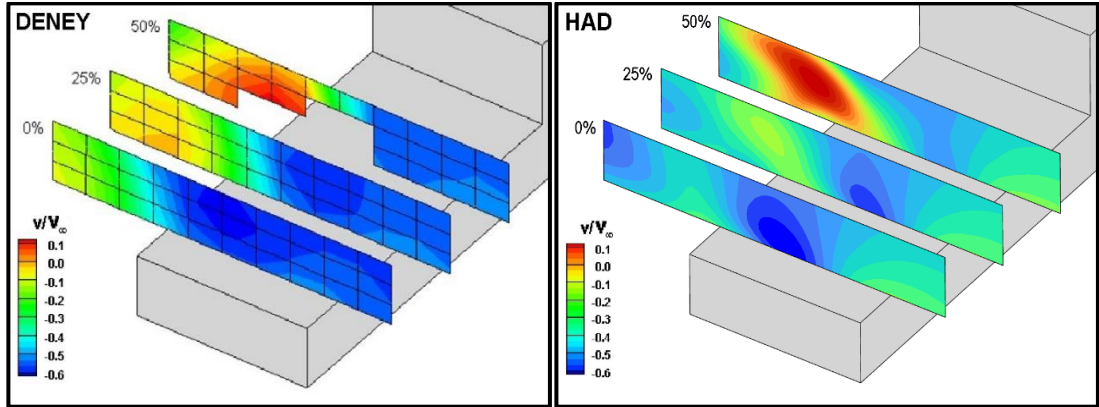
4.2.2 S45° akım yönü

Sancak istikametinden S45° akış için veri düzlemleri üzerinde oluşan ortalama hız dağılımları deney verileri ile karşılaştırılmış, boyuna ve enine dağılımlar Şekil 4.8 ve 4.9'de verilmiştir. Renklendirmeler hız değerlerinin serbest akış hızı ile boyutsuzlaştırılmış halini temsil etmektedirler.

Gemi üst yapısı 0° 'de akışı baştan sadece köprüüstü ve baca ile karşılar, $S45^\circ$ 'de buna sancak borda üst yapısı da eklenmekte ve akışı karşılayan kaba süreksiz yapıya ait kesit alanı artmaktadır. Buna bağlı olarak gemi üzerinde oluşan türbülans kinetik enerjisi de artmakta ve akış alanı daha asimetrik bir hale gelmektedir. Daha karmaşık olan iz bölgesini hesaplamalı yöntem ile yorumlamak güçleşmektedir. Bunun sonucu olarak hesaplamalı çözümleme %50 L_p hattı üzerinde hesaplanan verilerin deney verileri ile hız ve türbülans yoğunluğu açısından karşılaştırmalarında görüldüğü gibi, aynı şekilde üzerinde yer aldıkları düzlemlere bakıldığında da yaklaşık olarak aynı bağıl hata ($\sim 30\%$) görülebilmektedir.



Şekil 4.8 : $S45^\circ$ için veri düzlemleri üzerinde boyuna hız dağılımı karşılaştırması.

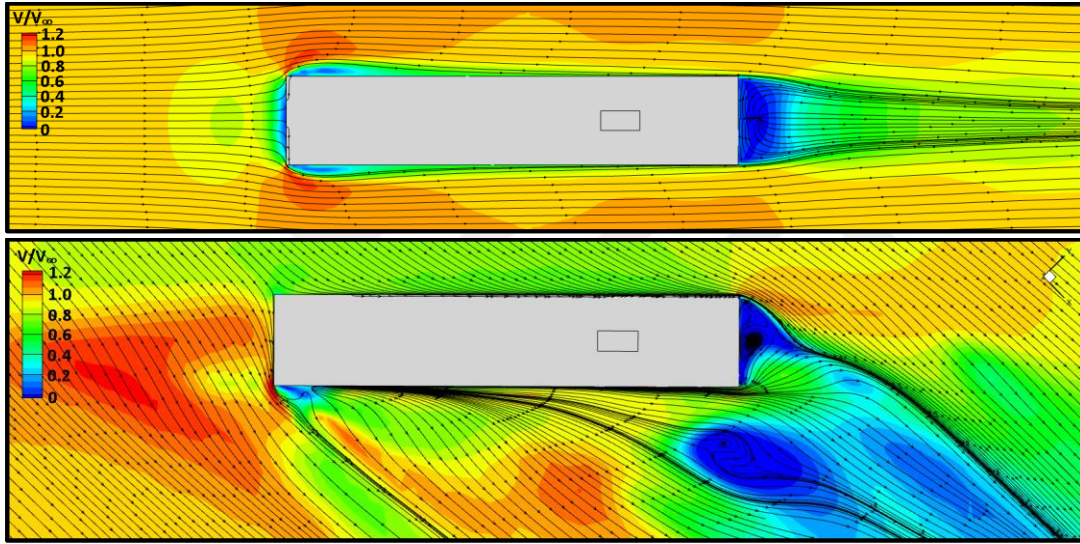


Şekil 4.9 : $S45^\circ$ için veri düzlemleri üzerinde enine hız dağılımı karşılaştırması.

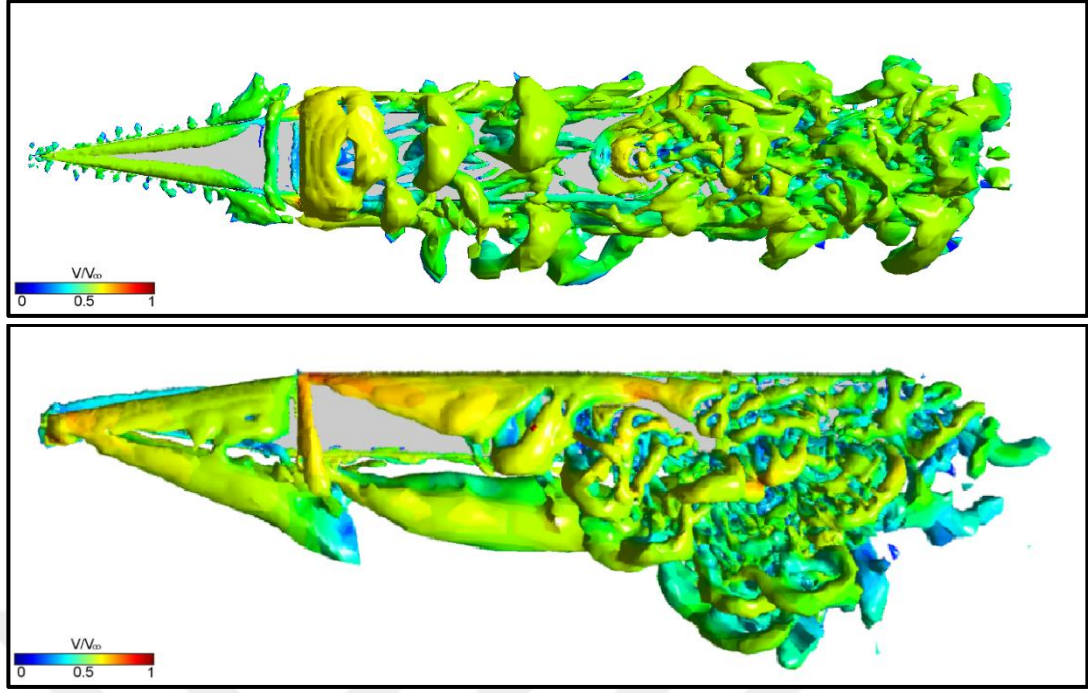
4.2.3 0° ve $S45^\circ$ akım yönü karşılaştırmaları

Hangar yüksekliğinin %75'i hattında oluşturulan bir düzlem üzerinde 0° ve $S45^\circ$ 'ye ait ortalama hız büyüklüğü konturları ve ortalama akım hatları karşılaştırması yapılmış, Şekil 4.10'da gösterilmiştir. 0° 'de akışı karşılayan köprüüstü bölgesinde hızın neredeyse durma noktasına geldiği görülebilmektedir. Uçuş bölgesine doğru

tekrar hızlanan akışın bu kez de süreksizlikten dolayı yönünün değiştiği, buna bağlı tekrar düşüş yaşadığı görülebilmektedir. 0° 'de akışı sadece baş ve köprüüstü karşılarken, $S45^\circ$ 'de buna üstyapının da eklenmesiyle akışın rüzgâr altında kalan kısmında büyük ölçüde hız düşüşü olmaktadır. Uçuş bölgesinde daha yoğun olan bu düşüşleri genellikle birden çok birbirinden bağımsız merkezi girdap takip etmektedir. Şekil 4.11'de, görselleştirebilmek amacıyla 0° ve $S45^\circ$ 'ye ait gemi üzerinde oluşan girdapların Q-kriterine göre dağılımı verilmiştir. 0° de akışı karşılayan köprüüstü ve devamında baca ile oluşan girdaplılık $S45^\circ$ 'de ek olarak gemi sancak bordasının da dahil olması ile daha da artmaktadır. Oransal olarak karşılaştırıldığında yaklaşık %30 artış gözlemlenmektedir.



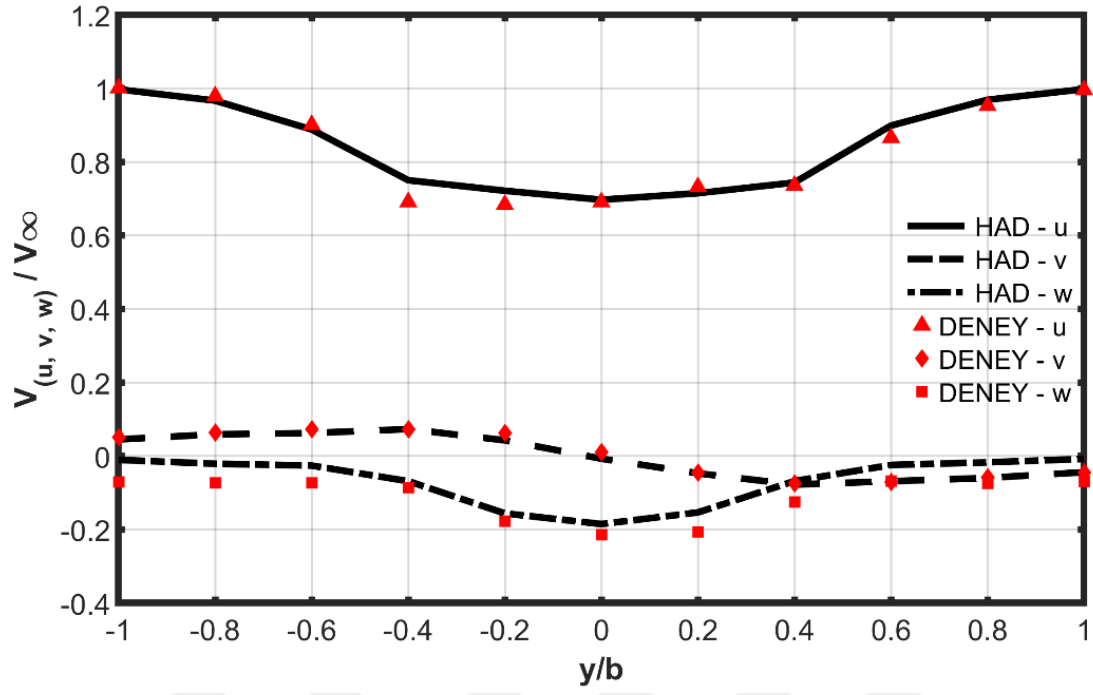
Şekil 4.10 : 0° (üstte) ve $S45^\circ$ için %75 hangar hızasında oluşan akım hatları ile ortalama hız dağılımı (SBES yöntemi ile elde edilmiştir).



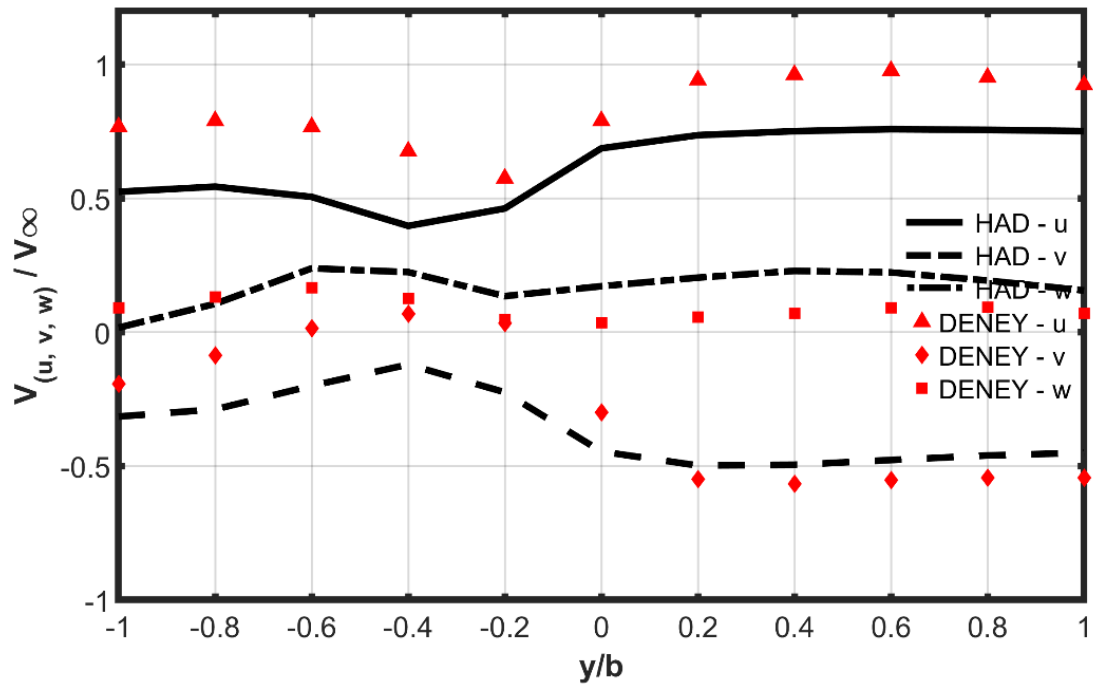
Şekil 4.11 : 0° (üstte) ve S45° için Q-kriteri dağılımı (Q=0.1, girdap renklendirmeleri hız büyüklüklerine göre yapılmış, SBES yöntemi ile elde edilmiştir).

0° ve S45° için serbest akış hızına göre boyutsuzlaştırılan ortalama hız ve türbülans yoğunluğu bileşenleri dağılımı sırasıyla Şekil 4.12-4.15'te verilmiştir.

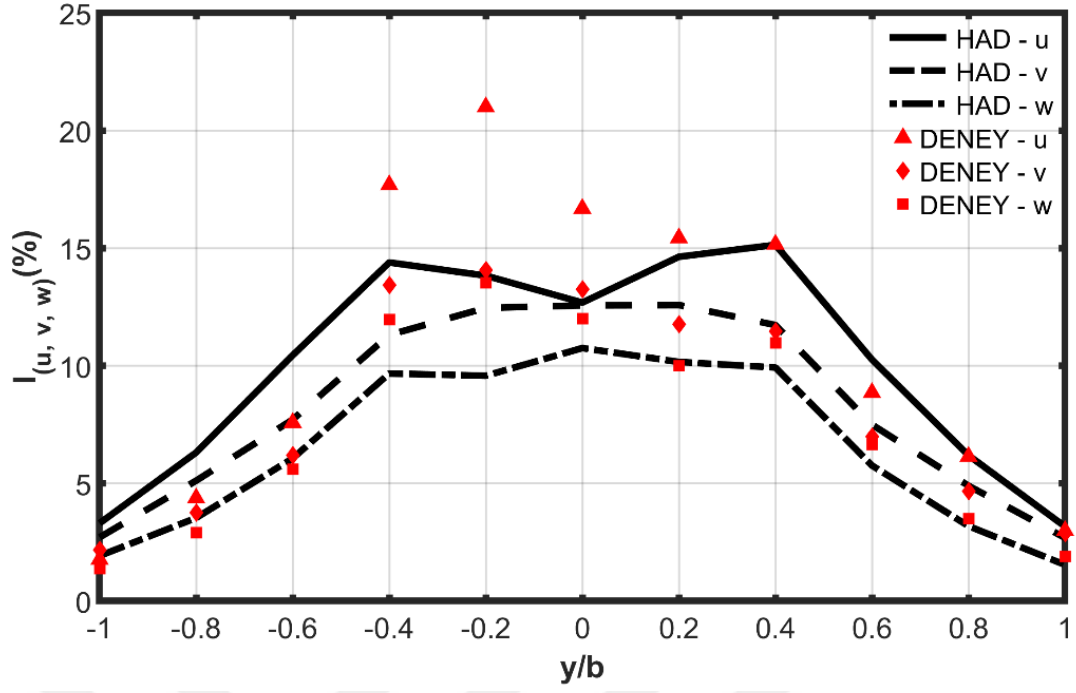
Gemi üst yapısı 0°'de akışı baştan sadece köprüüstü ve baca ile karşılarken S45°'de buna, sancak borda üst yapısının da eklenmesiyle akış alanının daha asimetric bir oluşum sergilediğine önceki bölümde değinilmiştir. Buna bağlı şekilde daha da karmaşıklaşan iz bölgesini hesaplamalı yöntem ile yorumlamanın güçlüğü göz önünde bulundurulduğunda; 0° için elde edilen uyumlu sonuçların 45° için elde edilemeyebileceği öngörülmüştür. Öyle ki, 0° için deneysel veriler ile çok uyumlu sonuçlar elde edilirken, S45° için aynı durum söz konusu olamamıştır. Ancak sonuçların deneysel çalışma ile benzer eğilimde olduğu söylenebilmektedir.



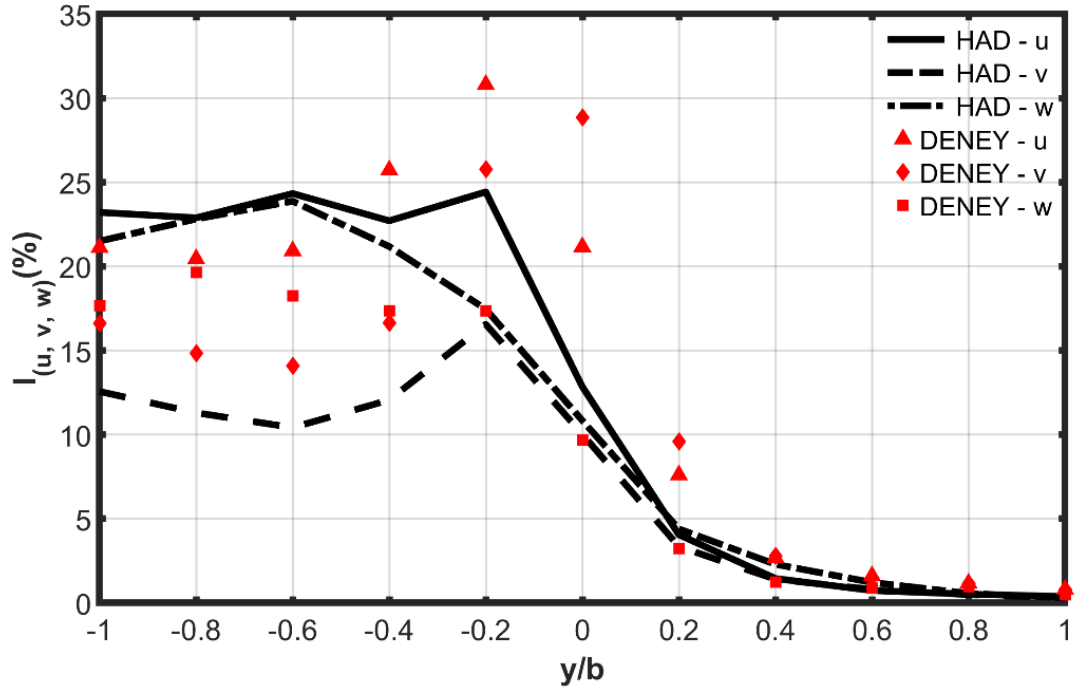
Şekil 4.12 : 0° için %50 Lp hattı üzerindeki hız bileşenleri dağılımı.



Şekil 4.13 : $S45^\circ$ için %50 Lp hattı üzerindeki hız bileşenleri dağılımı.

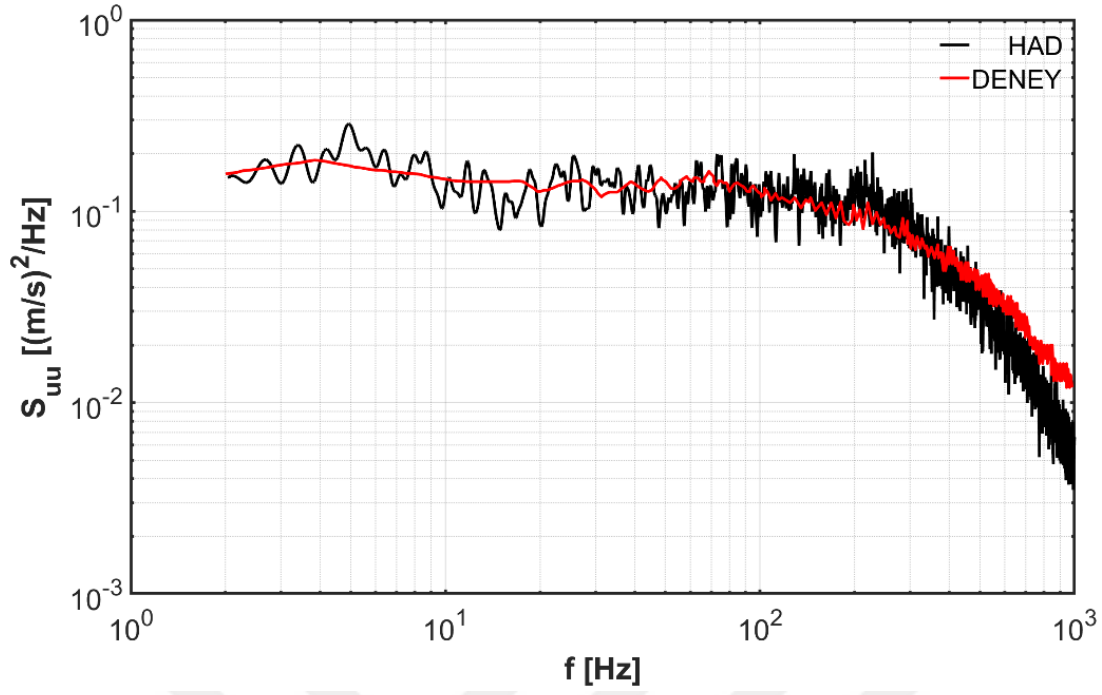


Şekil 4.14 : 0° için %50 Lp hattı üzerindeki türbülans yoğunluğu bileşenleri karşılaştırması.

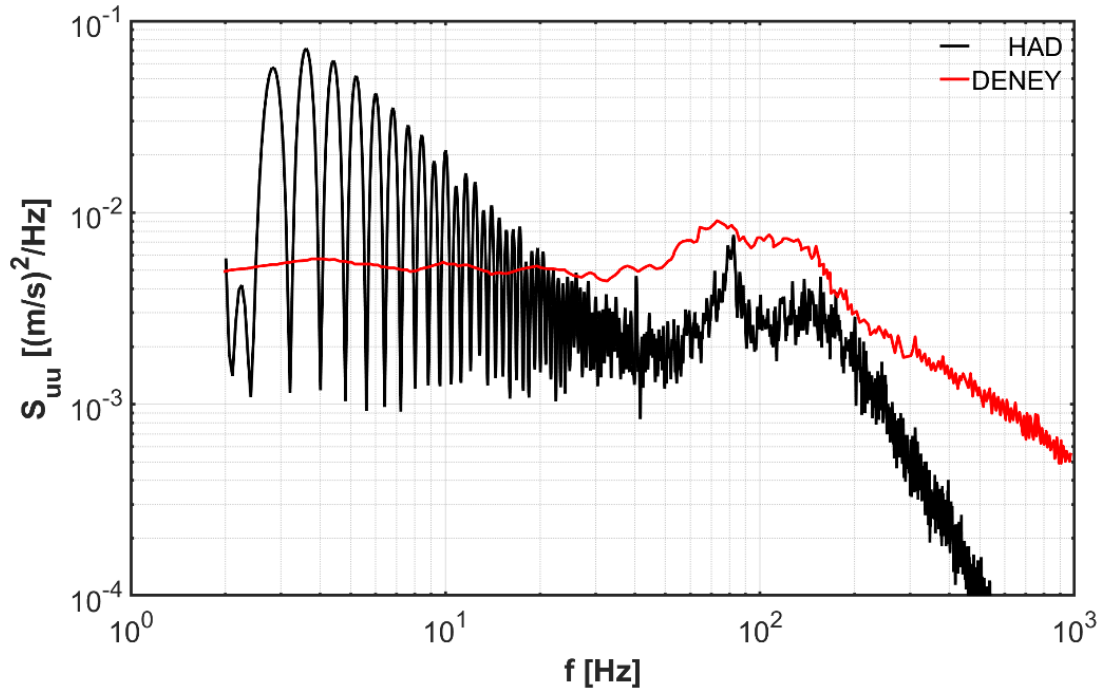


Şekil 4.15 : S45° için %50 Lp hattı üzerindeki türbülans yoğunluğu bileşenleri karşılaştırması.

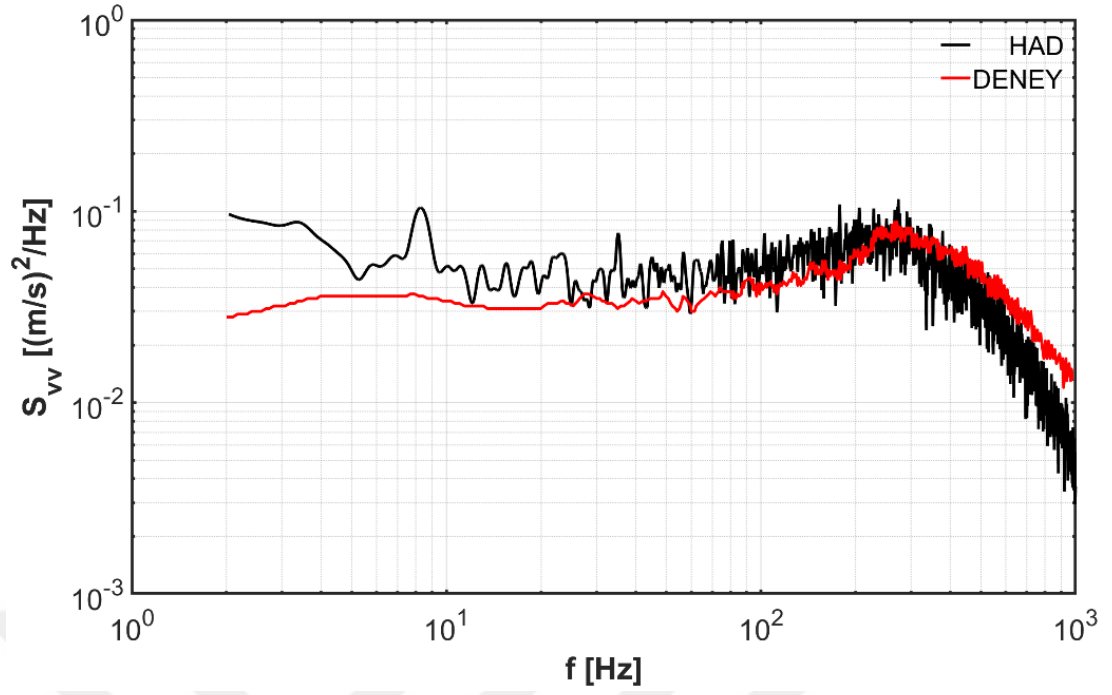
Şekil 4.16-4.19'te spektrum noktalarına ait boyuna ve enine spektral yoğunluklar karşılaştırılmaktadır. Pruva istikametine ait sonuçlarda deneysel çalışma ile uyumun çok yüksek olduğu gözlenmektedir. S45° açılı vakada özellikle ~100 Hz üzeri frekanslarda sonuçlar arasındaki fark artmaktadır.



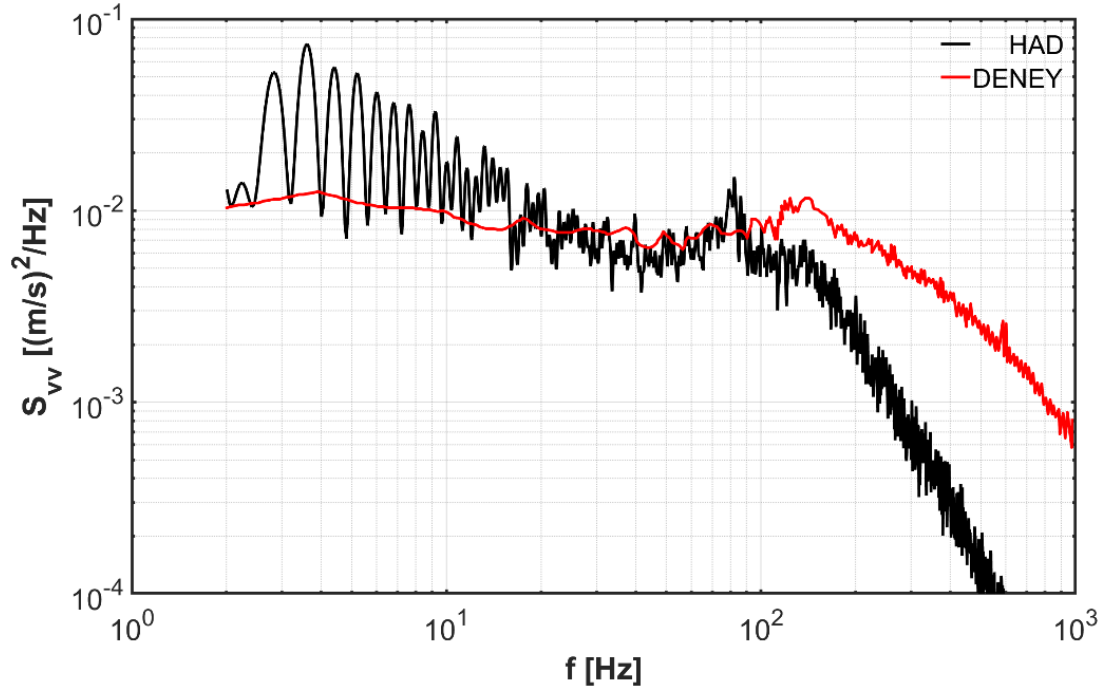
Şekil 4.16 : 0° için %50 Lp spektrum noktaları üzerinde boyuna spektral yoğunluk (PSD) karşılaştırması.



Şekil 4.17 : $S45^\circ$ için %25 Lp spektrum noktaları üzerinde boyuna spektral yoğunluk (PSD) karşılaştırması.



Şekil 4.18 : 0° için %50 Lp spektrum noktaları üzerinde enine spektral yoğunluk (PSD) karşılaştırması.



Şekil 4.19 : $S45^\circ$ için %25 Lp spektrum noktaları üzerinde enine spektral yoğunluk (PSD) karşılaştırması.

4.3 Hangar Kenar Modifikasyonları Performans Değerlendirmeleri

SFS2 hangar kenarlarına beş tip hangar kenar uzantısı uygulanmıştır. Modifikasyon gemilerde, bu çalışma kapsamında SFS2 üzerinde gerçekleştirilen çözüm stratejisi aynı şekilde uygulanmış, sonuçlar SFS2 ile karşılaştırılmıştır.

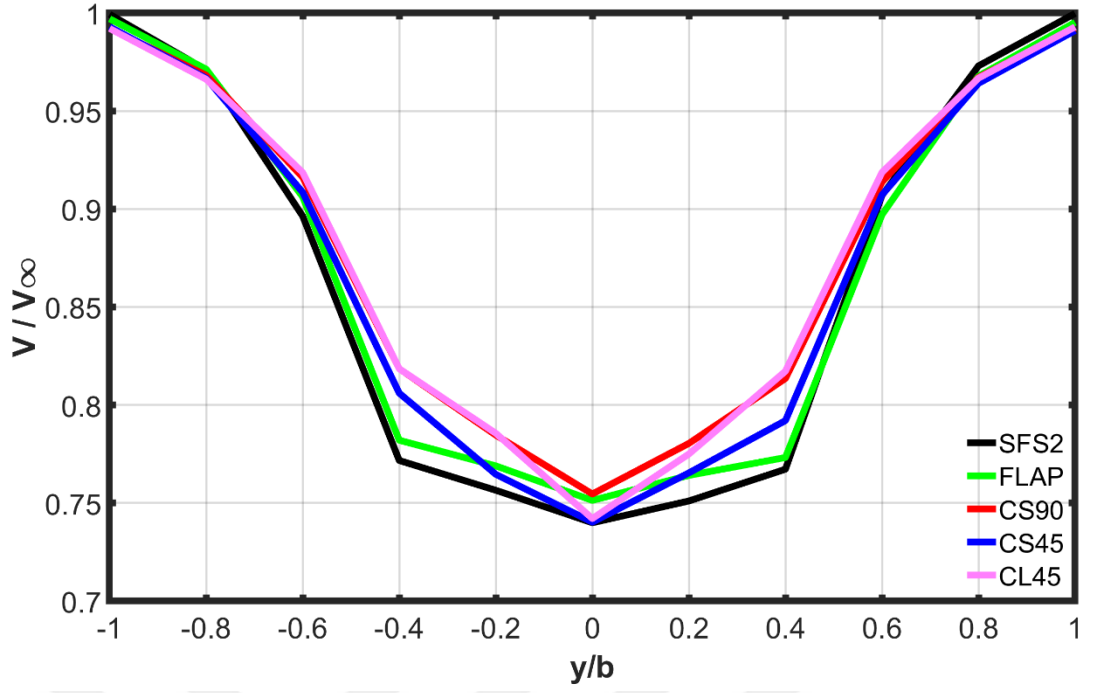
Coanda etkisinden esinlenilerek SFS2'nin hangar dış kenarlarına uzantı şeklinde uygulanan beş tip modifikasyon ve bunlara ait hesaplamalı analiz sonuçları aşağıda iki aşamalı olarak verilmiştir. Modifikasyon geometrilerinden FLAP, CS90, CS45 ve CL45'e ait karşılaştırmalı sonuçlar ilk aşamada, CS90 ve CSAW ait olanlar ikinci aşamada verilmiştir.

Modifiye gemilerde, bu çalışma kapsamında SFS2 üzerinde gerçekleştirilen çözüm stratejisi aynı şekilde uygulanmıştır. Öyle ki, simülasyon modeli olarak en iyi sonucu veren SBES kullanılmış, modifiye geometriler ile elde edilen sonuçlar yalnız SFS2 geometrisinden elde edilenler ile karşılaştırılmıştır.

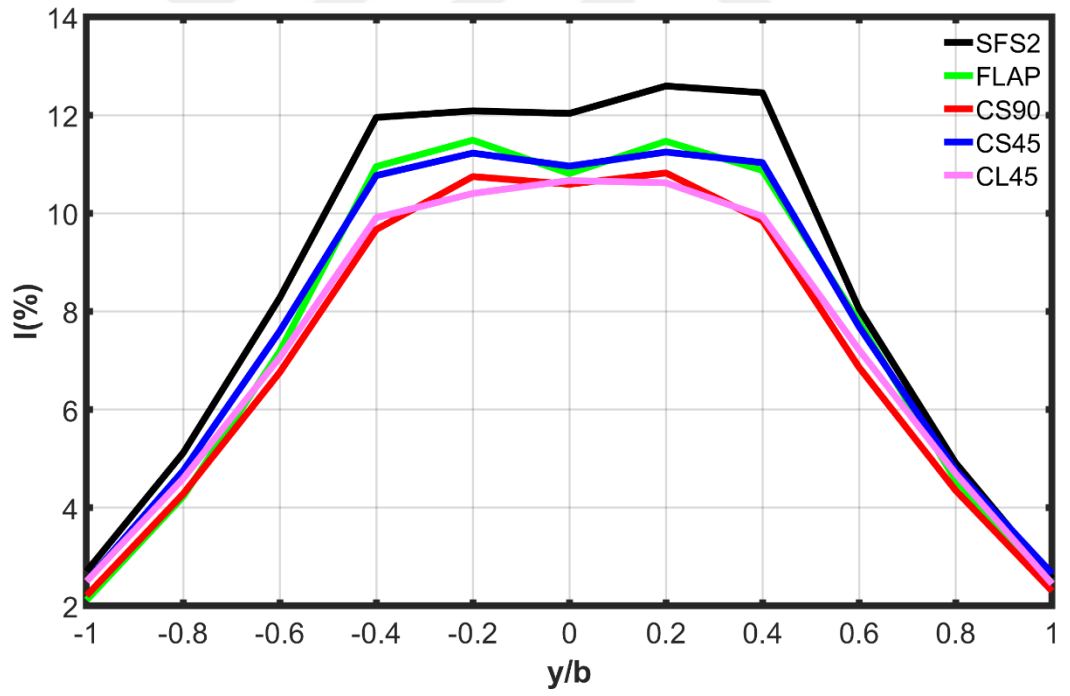
4.3.1 Birinci konfigürasyon aşaması karşılaştırmalı değerlendirmeler

İlk aşama hangar kenar modifikasyonlarına ait performans değerlendirmeleri ortalama hız dağılımları ve türbülans yoğunluğu açısından aşağıda karşılaştırmalı olarak sunulmuştur.

Çizelge 4.2, Şekil 4.20 ve 4.21'te görülen ortalama hız dağılımı ve ortalama türbülans yoğunluğu dağılımına göre modifikasyonların SFS2'ye oranlı bağıl fark değerlerini göstermektedir. Bağıl fark değerleri her bir nokta için o noktaya ait SFS2 verileri ile karşılaştırılarak müstakil olarak hesaplanmış olup devamında bu değerlerin ortalaması alınmıştır.



Şekil 4.20 : Modifikasyonlar için %50 Lp hattı üzerinde ortalama bileşke hız büyüklüğü dağılımı karşılaştırması.



Şekil 4.21 : Modifikasyonlar için %50 Lp hattı üzerinde ortalama türbülans yoğunluğu dağılımı karşılaştırması.

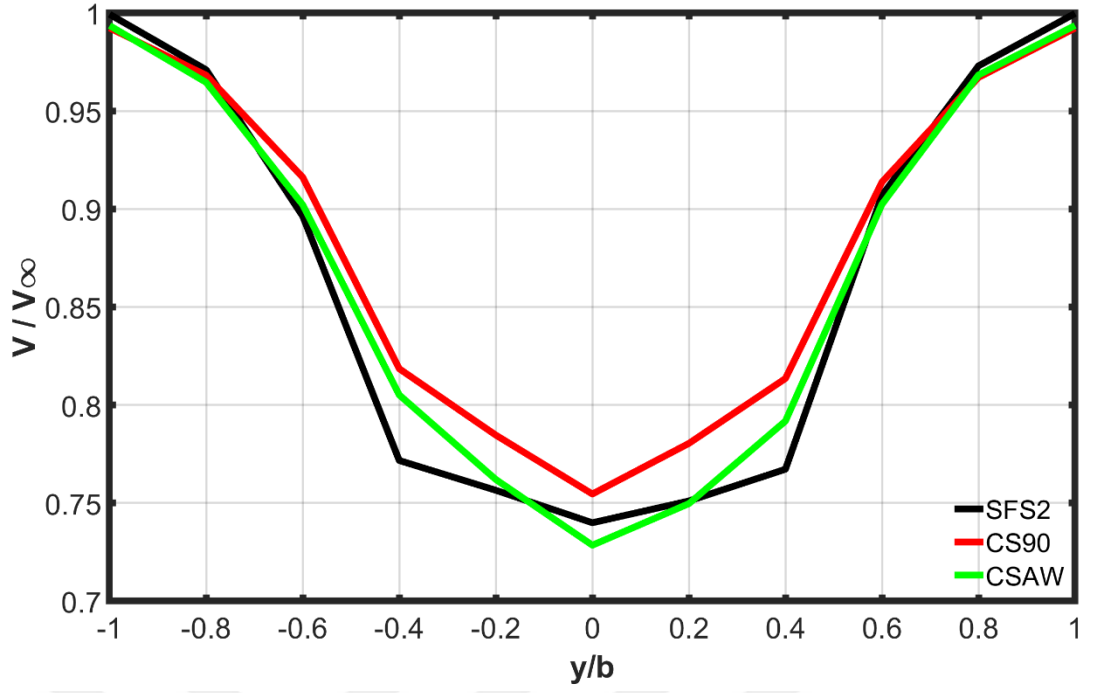
Çizelge 4.2 : Modifikasyonların SFS2’ye göre bileşke hız büyüklüğü ve türbülans yoğunluğu açısından karşılaştırması.

SFS2’ye göre (%)	FLAP	CS90	CS45	CL45
Serbest akış hızına yakınlık	0.9	2.5	1.4	2.4
Türbülans yoğunluğu azaltımı	10.2	15.1	7.5	11.8

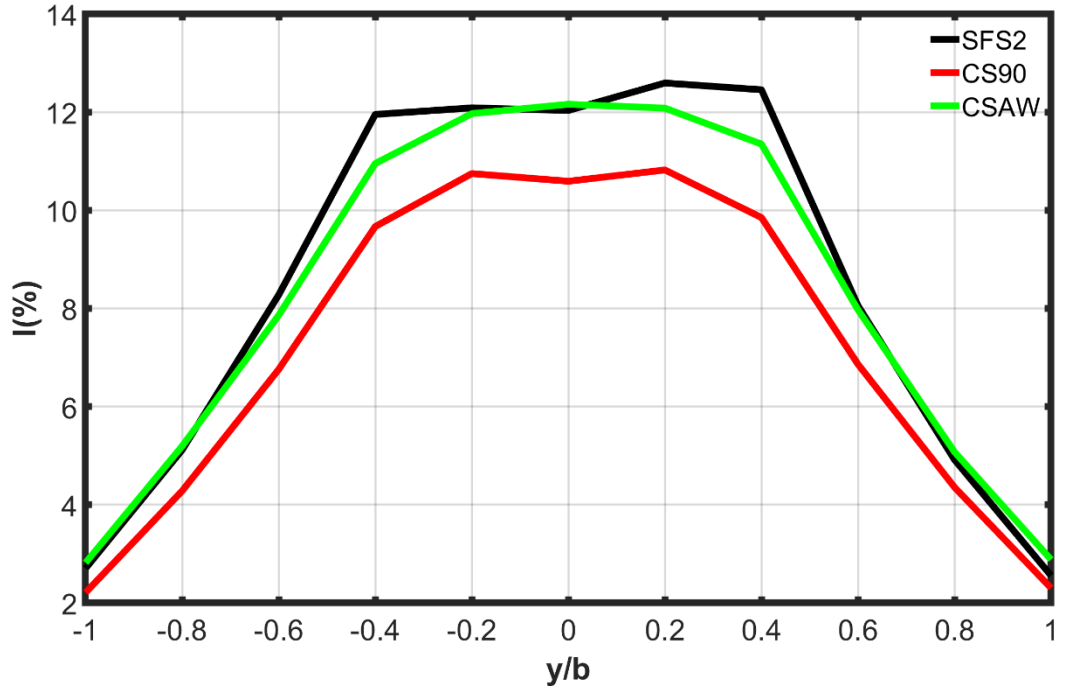
Aerodinamik modifikasyonların temel amacının yüzeye yakın akışı serbest akış hızına mümkün olduğunca yakınlaştırmak olduğu düşünüldüğünde, her bir veri için ortalama hız büyüklüğünün serbest akış hızına yakın olması beklenmektedir. Bu prensibe göre değerlendirildiğinde serbest akış hızına yakınlık açısından en yüksek orana sahip CS90’nın en iyi aerodinamik performansa sahip olduğu söylenebilir. Daha sağlıklı bir değerlendirme için türbülans yoğunluğunun en az olduğu durumu ele almak daha uygun olacaktır. Yine SFS2’ye göre değerlendirildiğinde CS90’ın beklenildiği gibi en düşük türbülans yoğunluğuna sahip olduğu görülebilmektedir.

4.3.2 İkinci konfigürasyon aşaması karşılaştırmalı değerlendirmeler

Planlandığı gibi çalışma tamamlanmadan önce ikinci aşama olarak, ilk aşamada en iyi sonucu veren CS90 geometrisi ile CS90 üzerinden kuşların gürültü ve uç kayıplarını azaltıcı kanat uçları örnek alınarak oluşturulan CSAW geometrisi karşılaştırılmıştır. Çizelge 4.3, Şekil 4.22 ve 4.23’te görülen ortalama hız dağılımı ve ortalama türbülans yoğunluğu dağılımına göre CS90 ve CSAW’ın SFS2’ye oranlı bağıl fark değerlerini göstermektedir. Bağıl fark değerleri her bir nokta için o noktaya ait SFS2 verileri ile karşılaştırılarak müstakil olarak hesaplanmış, devamında bu değerlerin ortalaması alınmıştır.



Şekil 4.22 : CS90 ve CSAW için %50 Lp hattı üzerinde ortalama bileşke hız büyüklüğü dağılımı karşılaştırması.



Şekil 4.23 : CS90 ve CSAW için %50 Lp hattı üzerinde ortalama türbülans yoğunluğu dağılımı karşılaştırması.

Çizelge 4.3 : CS90 ve CSAW'ın SFS2'ye göre bileşke hız büyüklüğü ve türbülans yoğunluğu açısından karşılaştırması.

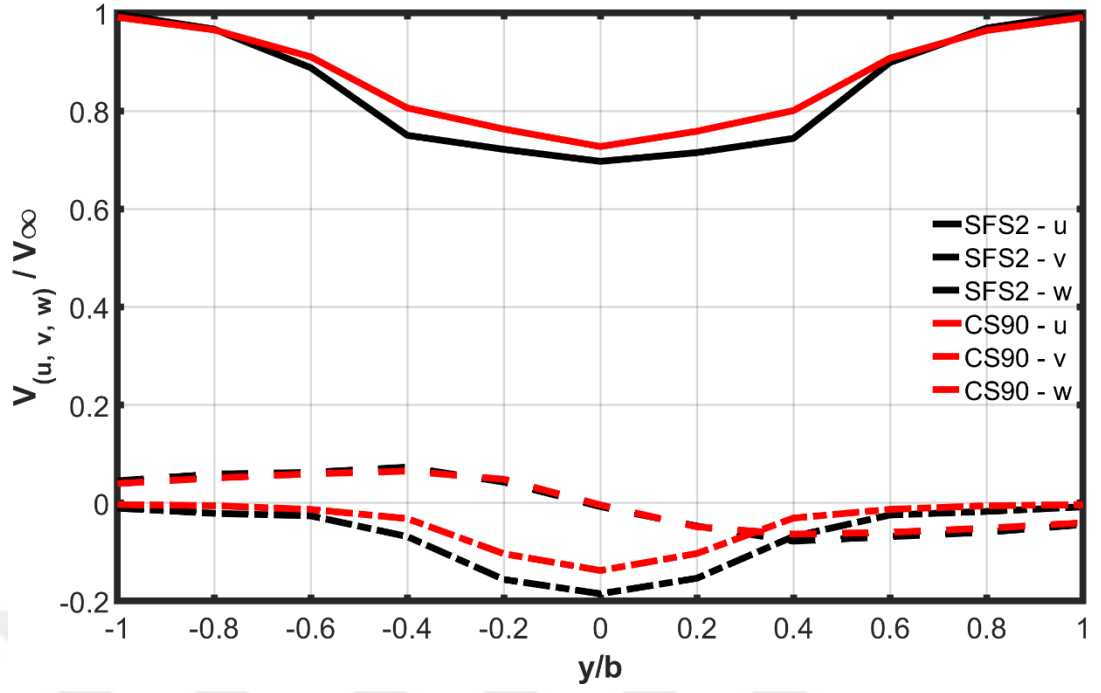
SFS2'ye göre (%)	CS90	CSAW
Serbest akış hızına yakınlık	2.5	1.2
Türbülans yoğunluğu azaltımı	15.1	4.6

Çalışma kapsamında planlanan CSAW gibi ikinci aşama bir modifikasyon, diğer modifikasyonlara nazaran en iyi sonucu vereceği düşünülmüş ve oluşturulmuştu. Ancak beklenildiği gibi olmadı; öyle ki CSAW'ın diğer modifikasyonlar arasında türbülans yoğunluğu azaltımı konusunda en kötü sonuca sahip olduğu görülmüştür. Serbest akış hızına yakınlık konusunda ise iyimser olarak ilk aşamada en kötü sonucu veren FLAP'dan daha iyi bir sonuç vermiştir. Buradaki denge değişimi ayrı bir araştırma olarak çalışılabilir, zira bu çalışma kapsamında sadece oluşturulan modifikasyonlar arasından en iyi aerodinamik performansa sahip olanını ön plana çıkarmak hedeflenmiştir. Bu kapsamda bakıldığında CS90 en iyi performansa sahip geometri olarak kabul edilebilir.

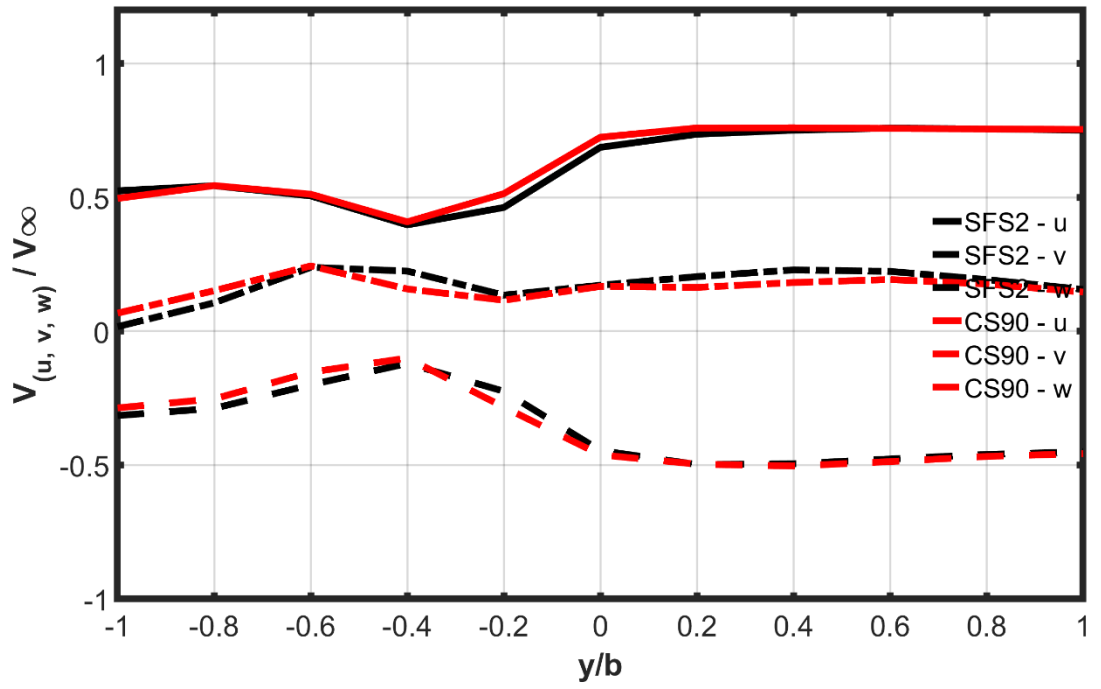
4.3.3 CS90 için nihai sonuçlar ve tartışma

CS90, SFS2'ye göre dikkate değer bir iyileşme göstermiştir. Daha ayrıntılı değerlendirme için bu bölümde CS90 ve SFS2'ye ait nihai sonuçlar müteakip şekillerde detaylı olarak sunulmuştur. Buradaki sonuçlar, ortalama hız dağılımları, türbülans yoğunluğu ve spektral güç yoğunluğu açısından zamana bağlı toplam 20 saniyelik fiziksel çözüm sürelerini kapsayan performans değerlendirmelerini göstermektedir.

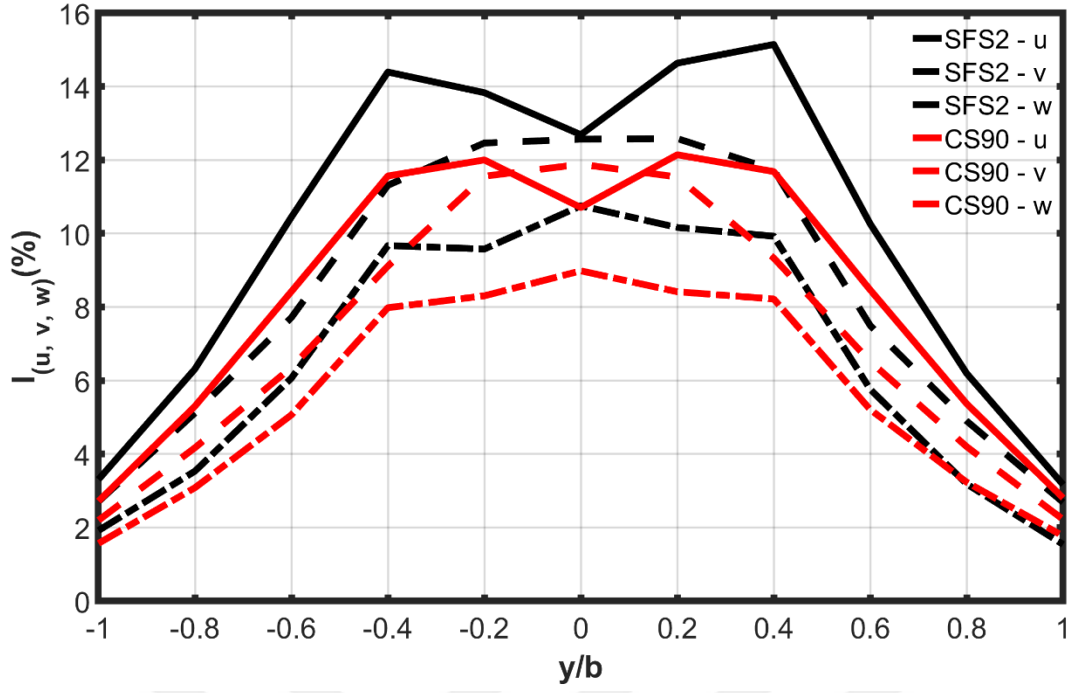
Baştan gelen rüzgar (0°) ve $S45^\circ$ için serbest akış hızı ile boyutsuzlaştırılan zaman ortalamalı hız büyüklüğü ve türbülans yoğunluğu bileşenlerinin karşılaştırmaları sırasıyla Şekil 4.24-4.27'de gösterilmiştir. CS90'ın ortalama hız bileşenlerinin, her iki rüzgar yönünde de SFS2'ye göre serbest akış hızına belirgin bir şekilde yaklaştığı görülmektedir. Benzer şekilde, türbülans yoğunluğu bileşenleri de her yönde belirgin bir azalma göstermektedir.



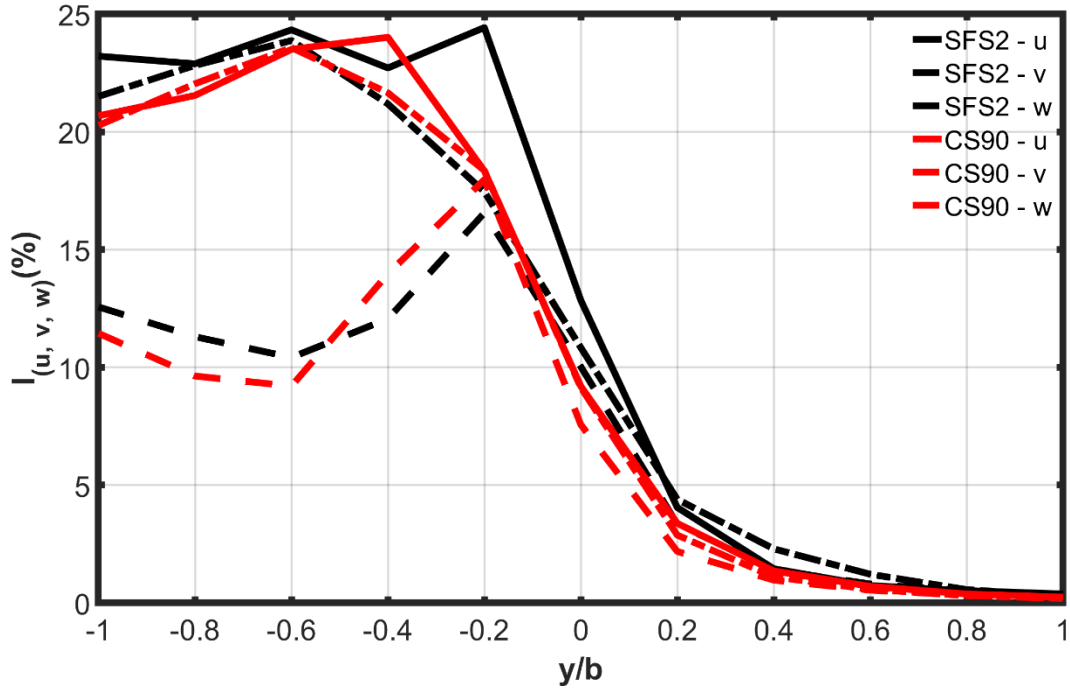
Şekil 4.24 : 0° için %50 Lp hattı üzerinde ortalama hız büyüklüğü bileşenleri dağılımı karşılaştırması.



Şekil 4.25 : $S45^\circ$ için %50 Lp hattı üzerinde ortalama hız büyüklüğü bileşenleri dağılımı karşılaştırması.



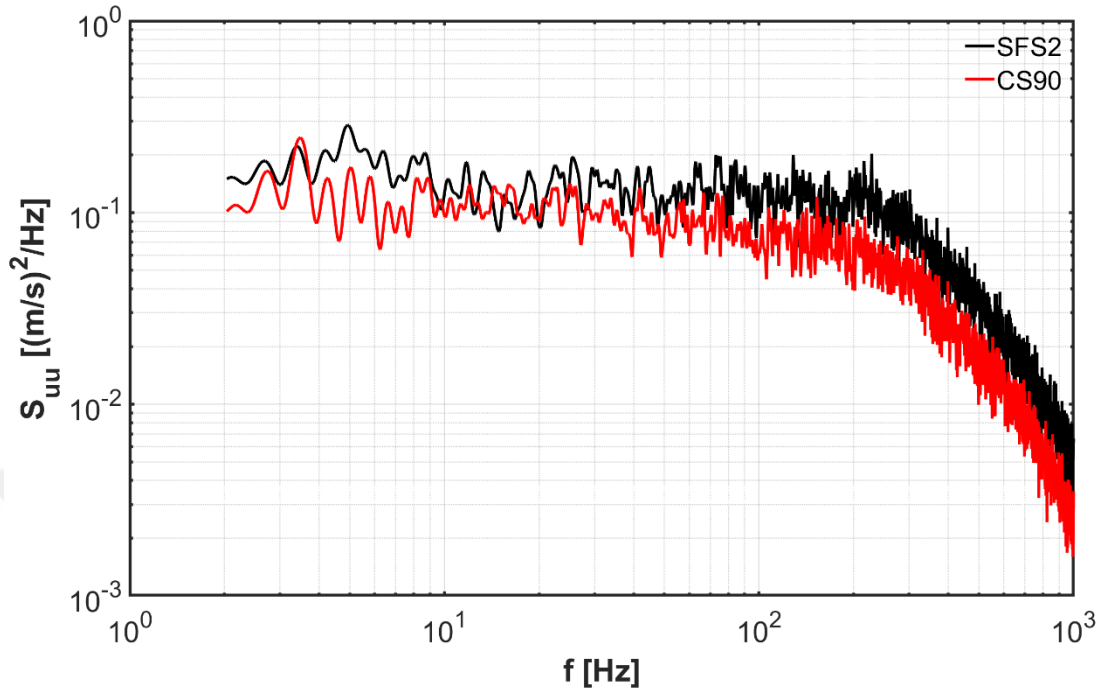
Şekil 4.26 : 0° için %50 Lp hattı üzerinde ortalama türbülans yoğunluğu bileşenleri dağılımı karşılaştırması.



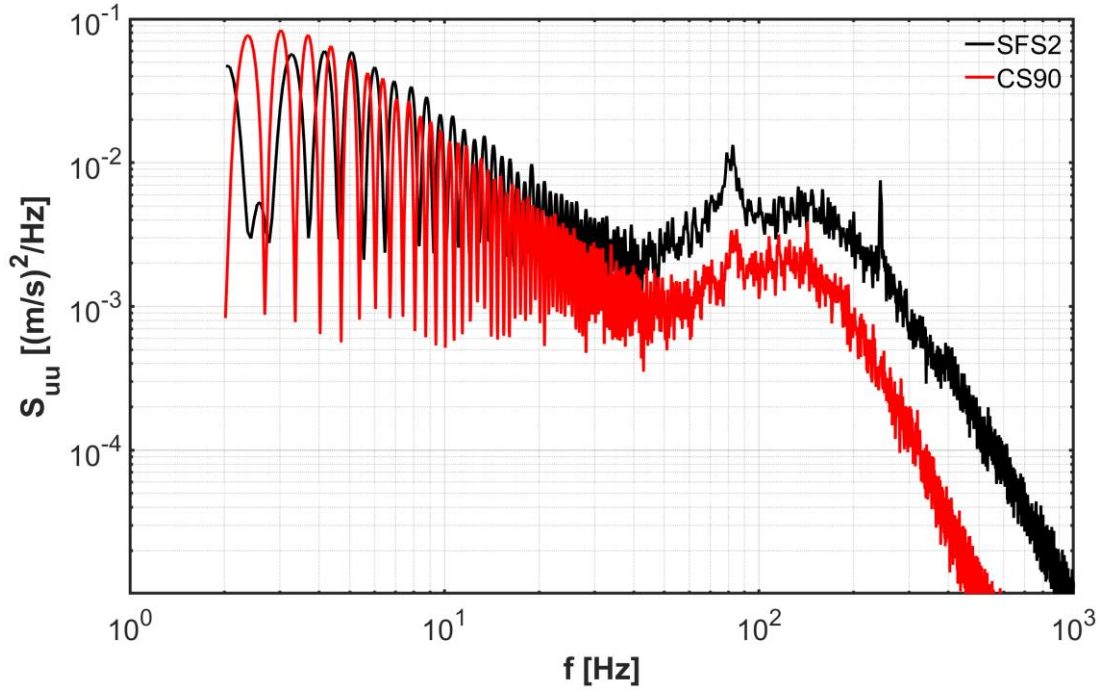
Şekil 4.27 : S45° için %50 Lp hattı üzerinde ortalama türbülans yoğunluğu bileşenleri dağılımı karşılaştırması.

Baş rüzgarı ve S45° için boyuna ve enine hız bileşenleri PSD karşılaştırmaları sırasıyla Şekil 4.28-4.31'de sunulmuştur. Güç yoğunluklarının uygulanan rüzgar yönleri ve bileşkelere ait PSD grafiklerinde tüm spektrum boyunca eşit şekilde azaldığı açıkça

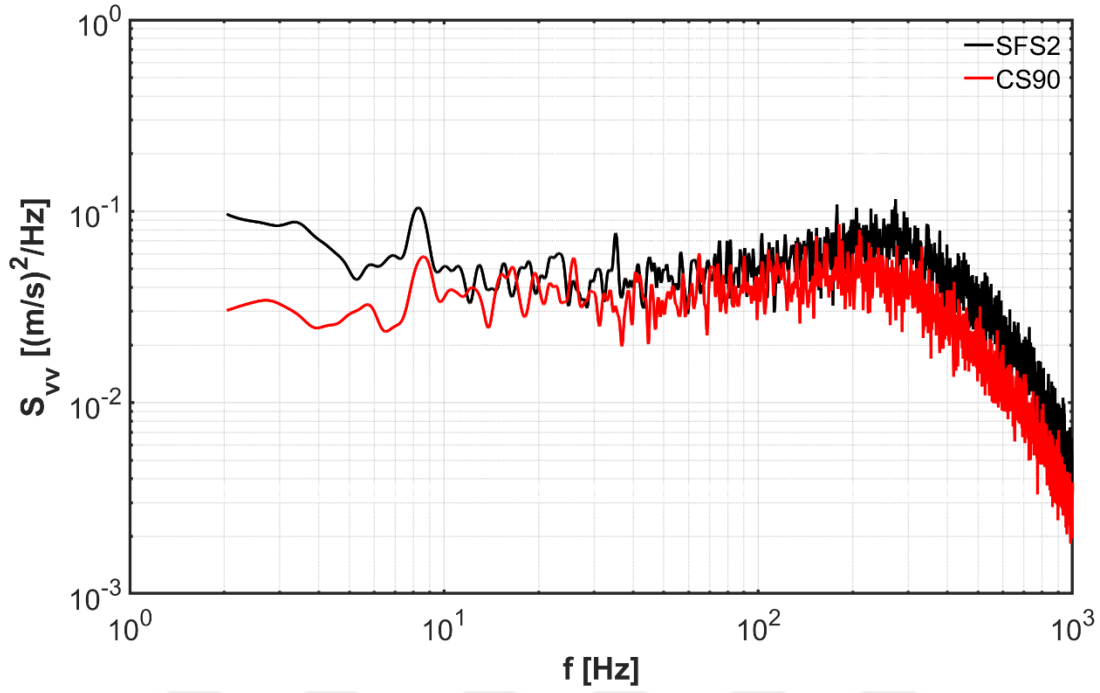
görülebilmektedir. Bu, CS90'ın geniş bir frekans aralığında ve akışın her iki rüzgar yönü ve hız bileşeninde türbülansı önemli ölçüde azalttığının bir diğer göstergesidir.



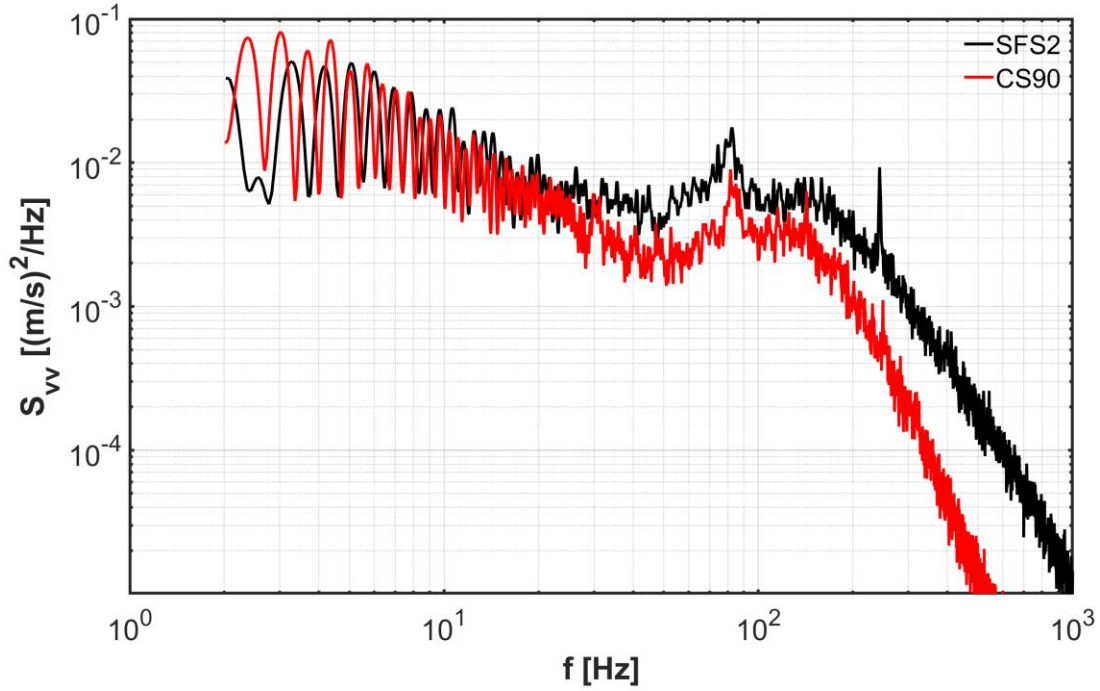
Şekil 4.28 : 0° için %50 Lp spektrum noktası üzerinde boyuna spektral yoğunluk (PSD) karşılaştırması.



Şekil 4.29 : S45° için %25 Lp spektrum noktası üzerinde boyuna spektral yoğunluk (PSD) karşılaştırması.



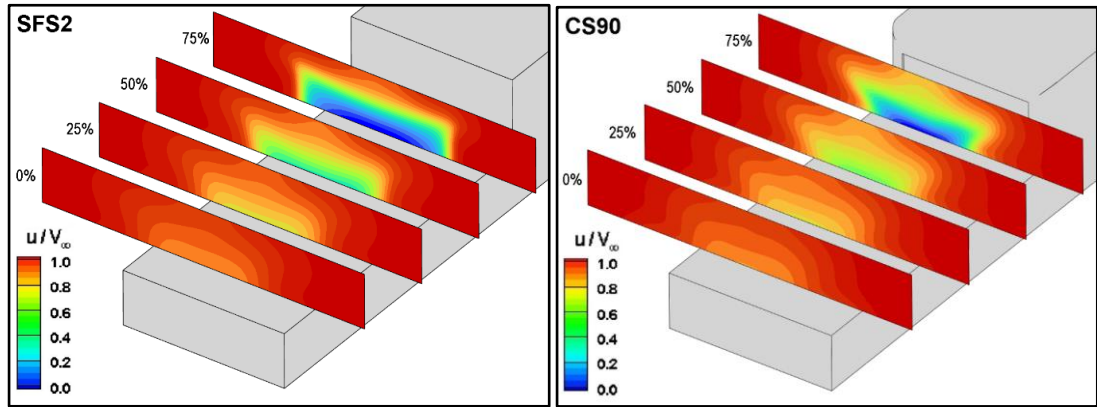
Şekil 4.30 : 0° için %50 Lp spektrum noktası üzerinde enine spektral yoğunluk (PSD) karşılaştırması.



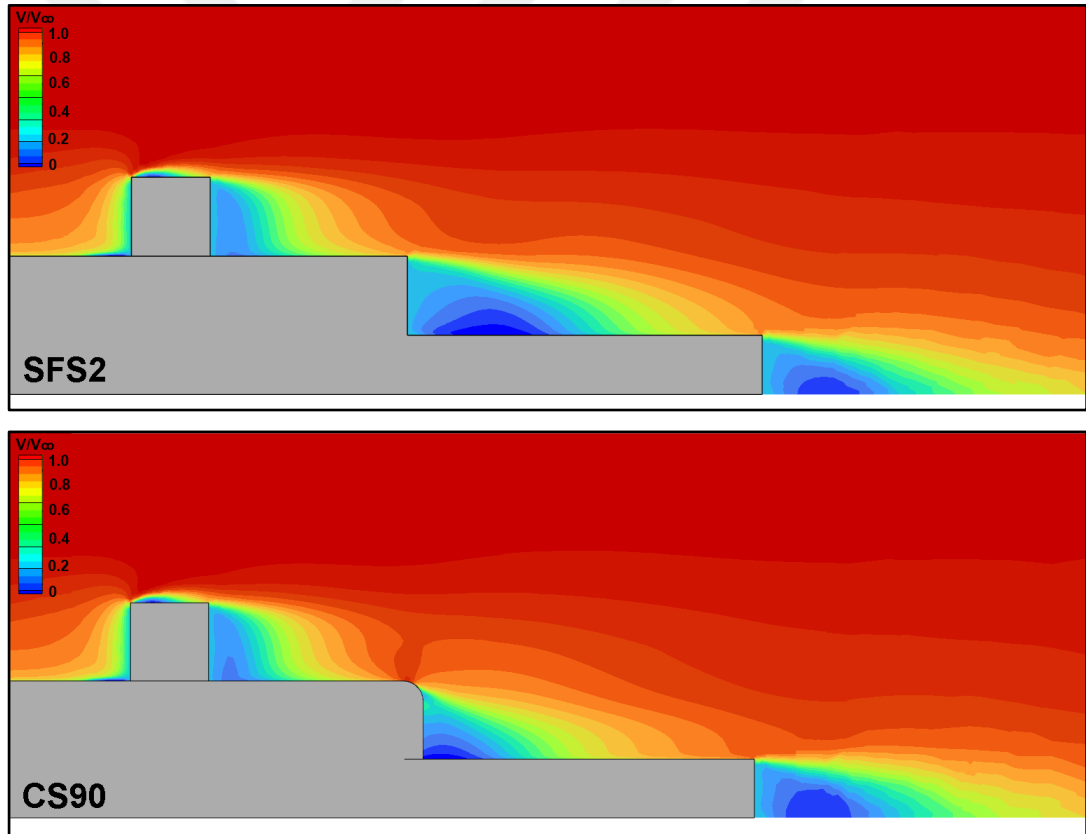
Şekil 4.31 : S45° için %25 Lp spektrum noktası üzerinde enine spektral yoğunluk (PSD) karşılaştırması.

Baş rüzgarına ait SFS2 ve CS90 için veri düzlemlerinde oluşan ortalama hız dağılım konturları Şekil 4.32’de karşılaştırılmıştır. Şekil 4.33’de aynı şekilde gemi orta hattı üzerinde alınan bir diğer kontur düzlemi ile akış görselleştirmesini desteklemiştir. Verilen hızlar serbest akış hızı ile boyutsuzlaştırılmıştır. Şekillerde CS90’ın akışın

yavaşlayarak türbülans oluşturduğu özellikle hangar önü at nali formunun olduğu bölgeyi yaklaşık %20 oranında kayda değer bir şekilde daralttığı açıkça görülmektedir.



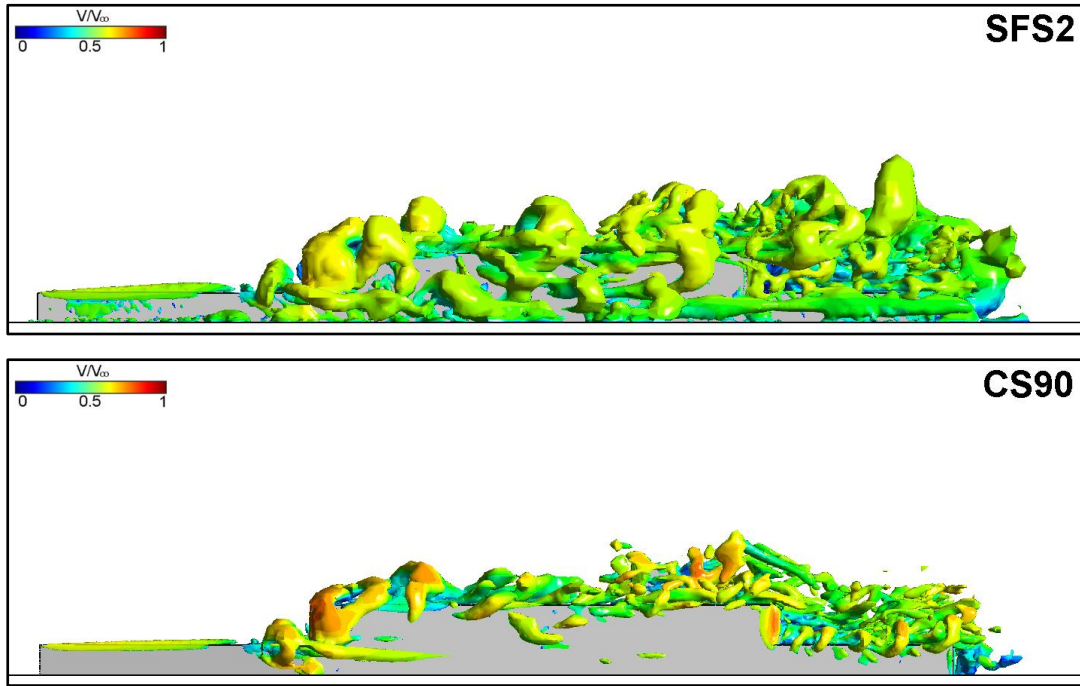
Şekil 4.32 : 0° için SFS2 ve CS90 için veri düzlemleri üzerinde boyuna ortalama hız dağılımı karşılaştırması.



Şekil 4.33 : SFS2 ve CS90 için gemi orta hattında ortalama bileşke hız dağılımı karşılaştırması.

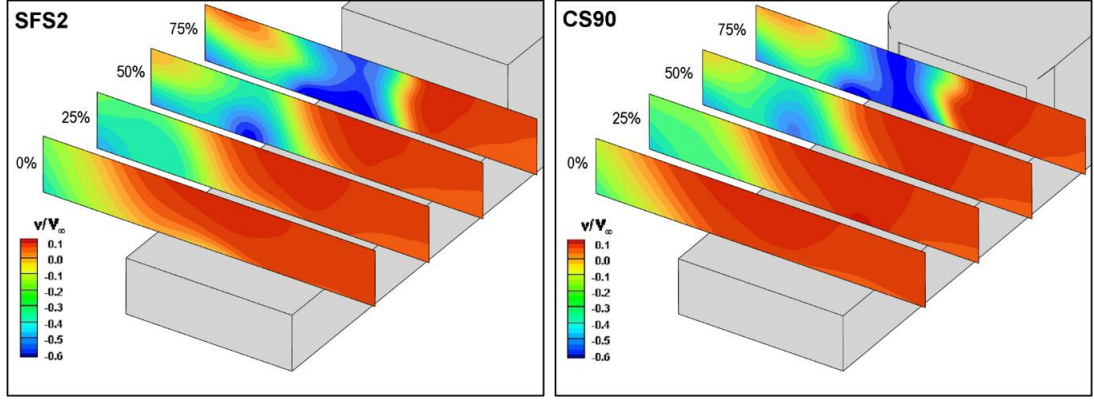
0° baş rüzgarı için Q kriterine (Jeong ve Hussain, 1995) dayalı girdap dağılımları Şekil 4.34'te gösterilmiştir. Şekil çözümün ilk 1. saniyesine ait girdaplılık dağılımlarını göstermektedir. Burada CS90'ın uçuş bölgesi yanında tüm gemi üzerindeki girdap

dağılımına da ayırt edici bir şekilde azaltıcı yönde doğrudan etkidiği gözlenebilmektedir.

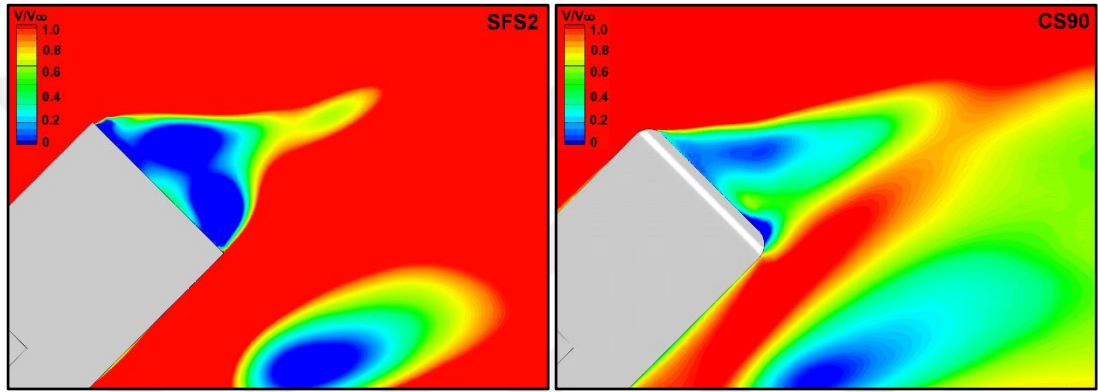


Şekil 4.34 : 0° için SFS2 ve CS90 ait Q-kriteri dağılımı karşılaştırması ($Q=0.1$, girdap renklendirmeleri hız büyüklüklerine göre yapılmıştır).

S45 rüzgarına ait SFS2 ve CS90 için veri düzlemlerinde oluşan ortalama hız dağılım konturları Şekil 4.35'te karşılaştırılmıştır. Şekil 4.36'da aynı şekilde uçuş güvertesinden $3h/4$ yüksekliğinde alınan yatay bir diğer kontur düzlemi ile akış görselleştirmesini desteklemiştir. Verilen hızlar serbest akış hızı ile boyutsuzlaştırılmıştır. Dikey veri düzlemleri üzerinde hız dağılımı farkını ayırt etmek zor olsa da yatay düzlemde CS90'ın S45 akışı için de belirgin bir şekilde yaklaşık %15 azaltma gösterdiği görülebilmektedir.

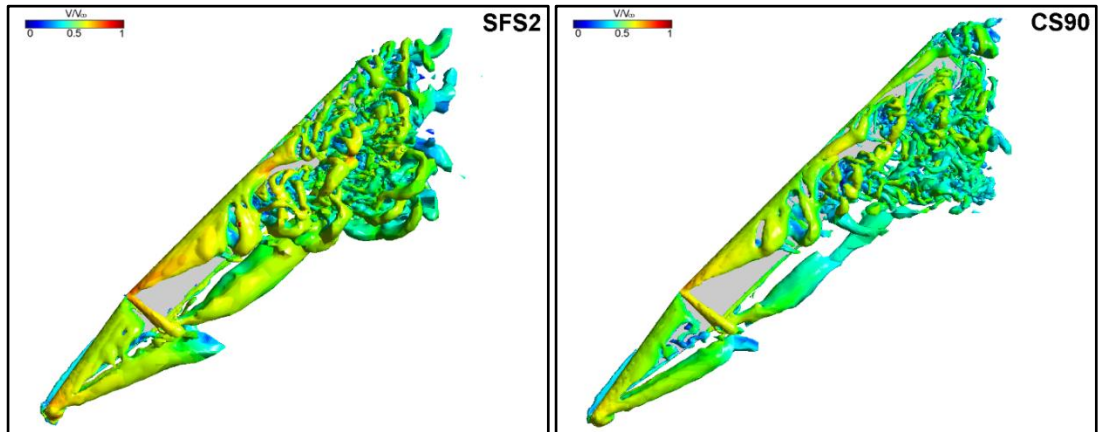


Şekil 4.35 : S45° için SFS2 ve CS90 ait veri düzlemleri üzerinde enine ortalama hız dağılımı karşılaştırması.



Şekil 4.36 : S45° için SFS2 ve CS90 ait platformdan 3h/4 yüksekliğinde ortalama bileşke hız dağılımı karşılaştırması.

S45° akışı için Q kriterine dayalı girdap dağılımları Şekil 4.37'de gösterilmiştir. Şekil çözümün ilk 1. saniyesine ait girdaplılık dağılımlarını göstermektedir. Burada da 0° baş rüzgar akışında olduğu gibi CS90'ın uçuş bölgesinin yanı sıra tüm gemi üzerindeki girdap dağılımını azalttığı gözlenebilmektedir.



Şekil 4.37 : S45° için SFS2 ve CS90 ait Q-kriteri dağılımı karşılaştırması (Q=0.1, girdap renklendirmeleri hız büyüklüklerine göre yapılmıştır).



5. DEĞERLENDİRME

Bu çalışmada gemi hava izi hesaplamalarının efektif ve doğru biçimde gerçekleştirilmesine yönelik kapsamlı bir hesaplamalı analiz stratejisi sunulmuştur. Çalışma çerçevesinde son yıllarda nispeten yaygın biçimde kullanılmaya başlanan çeşitli SRS teknikleri ele alınmış ve literatürde bulunan deneysel çalışmalar ile karşılaştırmalara yer verilerek bu yöntemlerin öngörü yetenekleri detaylı biçimde değerlendirilmiştir. Ayrıca, uçuş güvertesi üzerinde oluşan türbülansın doğru yorumlanmasına odaklanan bu çalışmada, bundan istifade ile hangar kenarları modifiye edilen SFS2 gemi geometrileri kullanılarak uçuş bölgesinde türbülans yoğunluğunun azaltımına yönelik bir araştırma gerçekleştirilmiştir.

Yapılan detaylı karşılaştırmalar sonucunda SRS'lerin URANS'a kıyasla hız büyüklükleri ve türbülans şiddeti seviyeleri açısından önemli ölçüde üstün sonuçlar ortaya koyduğu görülmüştür. SRS'lerin uçuş bölgesinde hız büyüklüğü hesapları için birbirlerine göre %1 bağıl hata değerinin altında yakın sonuçlar ürettiği tespit edilmişken, yine birbirlerine göre türbülans şiddeti tahminlerinin ~%1-4 aralığında farklılaştığı gözlenmiştir. Bahse konu farkların simülasyon tekniklerinin kendi içlerinde formülasyon olarak farklılaşmasından kaynaklandığı değerlendirilmektedir.

DDES ve SBES modelleri uçuş bölgesinde türbülans şiddeti için deneysel sonuçlardan sırasıyla ~15% ve ~16% farklı sonuçlar üretmiştir. Uçuş zarfı hesaplamalarında kritik öneme haiz olan spektral analizlerde ise SBES yönteminin deneysel çalışma ile daha büyük uyum içinde olduğu gözlenmiştir. Özellikle, deney verilerinin yakalanması ehemmiyetli olan yüksek frekanslarda SBES'in DDES'e kıyasla ~50% daha başarılı sonuçlar verdiği görülmüştür. SBES'e ait bu başarının diğer yöntemlere kıyasla LES çözümüne geçişleri hızlandıran bir formülasyon uygulamasından kaynaklandığı ön görülmektedir.

Ayrıntılı karşılaştırmalar, özellikle süresiz üst yapılara sahip gemi geometrilerinde meydana gelen yüksek akış ayrımlarının olduğu bölgelerde türbülansın modellenmesinde SRS yöntemlerinin oldukça etkili olduğunu göstermiştir. Türbülans

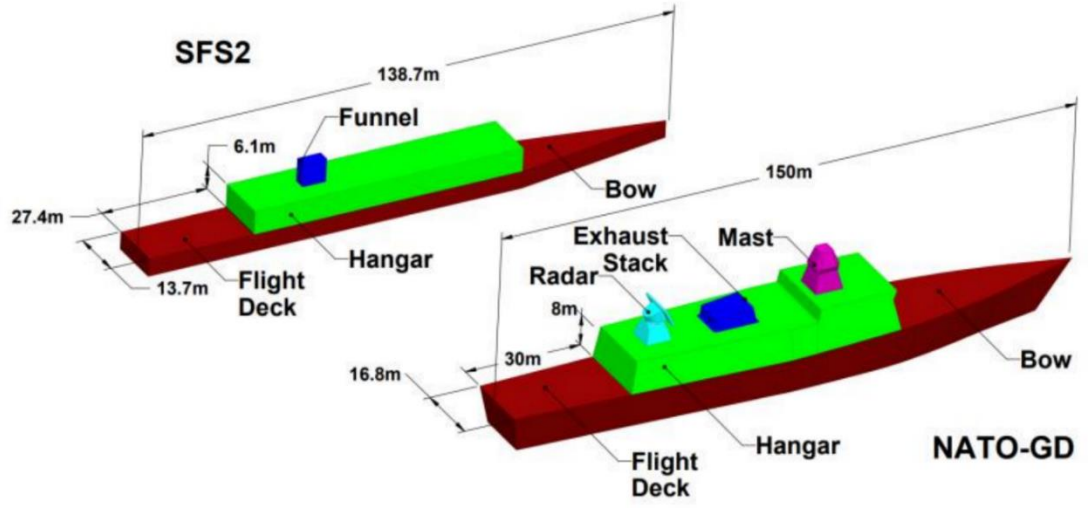
yapılarının daha detaylı modellenmesi için uçuş bölgesinde ağ çözünürlüğünün artırılmasının sonuçları daha fazla iyileştirebileceği teşhis edilmiştir.

Simülasyon doğruluğunu aksatmayacak şekilde sınır tabaka yaklaşımı daha yalın bir biçimde ele alınarak gemi hava izi çalışmaları büyük işlem yüklerinden arındırılmıştır. Zaman adımı için optimum değerler kullanılarak haricen zaman uyumu çalışması yapılmasına gerek olmadığı gösterilmiştir. Uçuş zarfı hesaplamalarına esas teşkil eden gemi hava izi çözümlemelerinde, nispeten daha az kaynak kullanımı ile daha etkin sonuçlar elde edilebildiği kanıtlanmıştır. Literatürde ancak son dönem çalışmalarda karşılaşılan ve farklı analizlerde kullanılmış olan SBES modelinin gemi hava izi hesaplamaları için de öncelikli olarak kullanılabileceği değerlendirilmektedir.

Kaba yapılı süreksiz üst yapılar üzerinde Coanda etkisinden esinlenilerek oluşturulan hangar kenar uzantıları, hava izini yönlendirerek uçuş bölgesinde türbülansı azaltmak suretiyle daha iyi bir aerodinamik performans sunmuştur. Kuşların gürültü ve uç kayıplarını azaltıcı kanat uçlarına benzetilerek oluşturulan CSAW geometrisinin gemi hava izi türbülans azaltımında kullanışlı olmadığı anlaşılmıştır. CS90 olarak isimlendirilen modifiye geometri, modifiye edilmemiş SFS2'ye kıyasla yaklaşık %15 miktarında uçuş bölgesinde türbülans yoğunluğunu azaltmıştır. Gemi ön tasarımında veya sonrasında hangar kenarlarına uygulanabilecek, bu çalışmadaki gibi eklentilerin uçuş platformu bölgesindeki operasyon performansını kayda değer bir şekilde iyileştirebileceği anlaşılmıştır.

5.1 Müteakip Çalışmalar

İlerleyen süreçte farklı tasarım uygulamaları ile atmosferik sınır tabakanın ve altı serbestlik dereceli gemi hareketinin hava izine etkisinin incelenmesi, detay hatlara sahip gemi geometrileri üzerinde sayısal ve deneysel hava izi hesapları üzerinde çalışmalar yapılması planlanmaktadır. Literatüre 2021 yılında sunulan NATO Genel Destroyer (NATO-GD, Şekil 5.1) geometrisi üzerinde de deneysel ve hesaplamalı çalışmalar yürütülmesi müteakip çalışmalar arasında yer almaktadır. Bu araştırmalar kapsamında, hava izi hesaplarının doğruluğunu daha da artırmak mümkün olabilecekken, gelecekteki askeri ve ticari platformlar için daha güvenli ve daha verimli gemi-hava aracı etkileşim sistemlerinin tasarımına katkıda bulunabilecektir.



Şekil 5.1 : SFS2 ve NATO-GD genel gemi geometrileri karşılaştırması.



KAYNAKLAR

- Anderson, J.D. Jr., & Cadou, C.P.** (2024). Fundamentals of aerodynamics. *McGraw Hill series in Aeronautical and Aerospace Engineering*, Seventh Edition, (p. 1077). 
- Ansys, Inc. Software Product and Program Documentation.** Ansys Fluent User's Guide, Release R1 (2023). 
- Bardera-Mora, R.** (2014). Experimental investigation of the flow on a Simple Frigate Shape (SFS). *The Scientific World Journal*, Vol. 2014, No. 818132. <http://dx.doi.org/10.1155/2014/818132>.
- Bardera-Mora, R., Barcala-Montejano, M.A., Rodriguez-Sevillano A., Gonzalez de Diego, G., Ruiz de Sotro, M.** (2015). A spectral analysis of laser Doppler anemometry turbulent flow measurements in a ship air wake. *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 219, No. 12, (pp.2309-2320). <https://doi.org/10.1177/0954410015573972>.
- Bardera R., Matías J.C., Barroso E.** (2021). Experimental and numerical simulations of simple frigate with suction flow control over the deck. *Ocean Engineering*, Vol. 236, No. 109464. <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2021.109464>.
- Bogstad, M.C., Habashi, W.G., Akel, I., Ait-Ali-Yahia, D.** (2002). Computational-Fluid-Dynamics based advanced ship-airwake database for helicopter flight simulators. *Journal of Aircraft*, Vol. 39, No. 5, (pp.830-838). <https://doi.org/10.2514/2.3003>.
- Brownwell, C.J., Luznik, L., Snyder, M.R., Kang, H.S.** (2012). In situ velocity measurements in the near-wake of a ship superstructure. *Journal of Aircraft*, Vol. 49, No.5., (pp. 1440-1450). <https://doi.org/10.2514/1.C031727>.
- Carico, D., Fang, R., Finch R.S., Geyer Jr.W.P., Krijns, H.W., Long, K.** (2003). Helicopter/ship qualification testing. *NATO Technical Report*, RTO-AG-300-V22, RTO/NATO. 
- Cheney, B. T. & Zan, S. J.** (1999). CFD code validation data and flow topology for the technical co-operation program AER-TP2 Simple Frigate Shape. *National Research Council, Canada*, Report LTR-A-035. 
- Crozon, C., Steijl, R., Barakos, G.N.** (2014). Numerical study of helicopter rotors in a ship airwake. *Journal of Aircraft*, Vol. 51, No. 6. <https://doi.org/10.2514/1.C032535>.
- Czerwiec, R.M. & Polsky, S.A.** (2004). LHA airwake wind tunnel and CFD comparison with and without bow flap. *AIAA Applied Aerodynamics Conference and Exhibit*, No. 4832. <https://doi.org/10.2514/6.2004-4832>.

- Dooley, G., Krebill, A.F., Martin, J.E.** (2020a). Structure of a ship airwake at multiple scales. *AIAA Journal*, Vol. 58, No. 5, (pp.2005-2013). <https://doi.org/10.2514/1.J058994>.
- Dooley, G., Martin, J.E., Buchholz, J.H.J., Carrica, P.M.** (2020b). Ship airwakes in waves and motions and effects on helicopter operation. *Computers & Fluids*, Vol. 208, No. 104627. <https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2020.104627>.
- Egorov Y., Menter F.R., Cokljat D.** (2010). Scale-Adaptive Simulation method for unsteady flow predictions. Part 2: *Application to Aerodynamic Flows. Flow, Turbulence and Combustion*, Vol. 85, (pp.139-165). <https://doi.org/10.1007/s10494-010-9265-4>.
- Forrest, J.S. & Owen, I.** (2009). An investigation of ship airwakes using Detached-Eddy Simulation. *Computers & Fluids*. Vol. 39, ss. 656–673. <https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2009.11.002>.
- Forrest, J.S., Kääriä, C.H., Owen, I.** (2010). Determining the impact of hangar-edge modifications on ship-helicopter operations using offline and piloted helicopter flight simulation. *American Helicopter Society*, 66th Annual Forum & Technology Display. 
- Forrest, J.S., Kääriä, C.H., Owen, I.** (2016). Evaluating ship superstructure aerodynamics for maritime helicopter operations through CFD and flight simulation. *Aeronautical Journal*, Vol. 120, No.1236, (pp.1578–1603). <https://doi.org/10.1017/aer.2016.76>.
- Garnett T. S., Jr.** (1976). Investigation to study the aerodynamic ship wake turbulence generated by a FF-1052 frigate. *Boeing Vertol Report*. D210-11140-1. 
- Jeong, J. & Hussain, F.** (1995). On the identification of a vortex. *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 285, (pp.69–94). <https://doi.org/10.1017/S0022112095000462>.
- Johnston, D.E. & McRuer, D.T.** (1986). Investigation of interactions between limb-manipulator dynamics and effective vehicle roll control characteristics. *NASA CR-3983*. 
- Kääriä, C.H., Wang, Y., White, M.D. Owen, I.** (2013a). An experimental technique for evaluating the aerodynamic impact of ship superstructures on helicopter operations. *Ocean Engineering*, Vol. 61, (pp.97-108). <http://dx.doi.org/10.1016/j.oceaneng.2012.12.052>.
- Kääriä, C.H., Forrest, J.S., Owen, I.** (2013b). The virtual AirDyn: a simulation technique for evaluating the aerodynamic impact of ship superstructures on helicopter operations. *Aeronautical Journal*, Vol. 117, No.1198, (pp.1233–1248). <https://doi.org/10.1017/S0001924000008836>.
- Lee, R.G. & Zan, S.J.** (2004). Unsteady aerodynamic loading on a helicopter fuselage in a ship airwake. *American Helicopter Society*, Vol. 49, 2, (pp.149-159). <https://doi.org/10.4050/JAHS.49.149>.

- Lee, R.G. & Zan, S.J.** (2005). Wind tunnel testing of a helicopter fuselage and rotor in a ship airwake. *29th European Rotorcraft Forum*, Freidrichstrafen, Germany. <https://doi.org/10.4050/1.3092869>.
- Lee, R.G.** (2007). SFS 2 Code Validation Data Update. *TTCP AER TP 2 Dynamic Interface Workshop 2003*, Patuxent River, USA. 
- Lindon, D. & Thornber, B.** (2021). Quantifying uncertainty in turbulence resolving ship airwake simulations. *Ocean Engineering*, Vol. 229, No. 108983. <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2021.108983>.
- Lumsden, B. & Padfield, G. D.** (1998). Challenges at the helicopter-ship dynamic interface. *European Rotorcraft Forum*. 
- Luznik, L., Brownwell, C.J., Snyder, M.R., Kang, S.K.** (2013). Influence of the atmospheric surface layer on a turbulent flow downstream of a ship superstructure. *Atmospheric and Oceanic Technology*, Vol. 30, (pp.1803-1819). <https://doi.org/10.1175/JTECH-D-12-00216.1>.
- Mahaffey, W., Mukerjee, T., Singhal, A.** (1986). Prediction of turbulent ship airwake characteristics. *Numerical Simulation of Fluid Flow and Heat/Mass Transfer Processes*, Lecture Notes in Engineering, Springer, Berlin, Heidelberg, Vol. 18. <https://doi.org/10.1007/978-3-642-82781-5>.
- Menter, F.R. & Kuntz, M.** (2003). Adaptation of eddy-viscosity turbulence models to unsteady separated flow behind vehicles. *Proc. Conf. The Aerodynamics of Heavy Vehicles: Trucks, Busses and Trains*, Springer, Berlin, Heidelberg, (pp.339–352). https://doi.org/10.1007/978-3-540-44419-0_30.
- Menter, F.R. & Egorov, Y.** (2010). Scale-Adaptive Simulation method for unsteady flow predictions. Part 1: Theory and model description. *Journal Flow Turbulence and Combustion*, Vol. 85, (pp.113-138). <https://doi.org/10.1007/s10494-010-9264-5>.
- Menter, F.R.** (2012). Best practice: Scale-Resolving Simulations in ANSYS CFD. *Ansys Germany GmbH*, Version 1.0. 
- Menter, F.R.** (2015). Best practice: Scale-Resolving Simulations in ANSYS CFD. *Ansys Germany GmbH*, Version 2.0. 
- Menter, F.R.** (2018). Stress-Blended Eddy Simulation (SBES) - a new paradigm in hybrid RANS-LES modeling. *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, 137. Springer International Publishing AG. Ansys Germany GmbH. https://doi.org/10.1007/978-3-319-70031-1_3.
- Menter, F.R. & Sechner, R.** (2021). Best practice: RANS turbulence modeling in Ansys CFD. *Ansys Germany GmbH*, A. Matyushenko, NTS, St. Petersburg, Russia. Version 1.0. 
- Newman, S.** (2004). The safety of shipborne helicopter operation. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 76, No. 5, (pp.487–501). <https://doi.org/10.1108/00022660410555167>.

- Oruc, I, Horn, J.F., Polsky, S., Shipman, J., Erwin, J.** (2015). Coupled flight dynamics and CFD simulations of the helicopter/ship dynamic interface. *American Helicopter Society*, 71st Annual Forum. 
- Polsky, S.A. & Bruner, C.W.S.** (2001). A computational study of unsteady ship airwake. *NATO RTO AVT Symposium on Advanced Flow Management: Part A – Vortex Flows and High Angle of Attack for Military Vehicles*. <https://doi.org/10.2514/6.2002-1022>.
- Reddy, K.R., Toffoletto, R., Jones, K.R.W.** (2000). Numerical simulation of ship airwake. *Computers & Fluids*, Vol. 29, (pp.451-465). [https://doi.org/10.1016/S0045-7930\(99\)00033-X](https://doi.org/10.1016/S0045-7930(99)00033-X).
- Reiner, M.** (1956). The teapot effect. *Pyhsics Today*, (pp.16-20). <https://doi.org/10.1063/1.3060089>.
- Rotta, J.C.** (1972). Turbulente Strömungen. *BG Teubner Stuttgart*. <https://doi.org/10.1017/S000192400004313X>.
- Rui, Z., Ji-Li, R., Hai-Xu, L., Peng-Cheng, Z.** (2015). Entropy-based detached-eddy simulation of the airwake over a simple frigate shape. *Advenced Mechanical Engineering*, Vol.7, No.11, (pp.1-13). <https://doi.org/10.1177/1687814015616930>.
- Seth, D., Leishman, J.G., Gnanamanickam, E., Zhang, Z.** (2021). Time-resolved ship airwake measurements in a simulated atmospheric boundary layer. *Journal of Aircraft*, Vol.58, No.3, (pp.624-649). <https://doi.org/10.2514/1.C035886>.
- Sezer-Uzol, N., Sharma, A., Long, L.N.** (2005). Computational fluid dynamics simulations of ship airwake. *Aerospace Engineering*, Proc. IMechE, Vol.219, Part G., No.01105, (pp.369-392). <https://doi.org/10.1243/095441005X30306>.
- Sharma, A., Xu, J., Padthe, A., Friedman, P.P., Duraisamy, K.** (2019). Simulation of maritime helicopter dynamics during approach to landing with time-accurate wind-over-deck. *AIAA SciTech Forum*, San Diego, CA. AIAA 2019-0861. <https://doi.org/10.2514/6.2019-0861>.
- Shi, Y., He, X., Xu, Y., Xu, G.** (2019). Numerical study on flow control of ship airwake and rotor airload during helicopter shipboard landing. *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol.32, No.2, (pp.324-336). <https://doi.org/10.1016/j.cja.2018.12.020>.
- Shukla, S., Sinha, S.S., Singh, S.N.** (2019). Ship-helo coupled airwake aerodynamics: a comprehensive review. *Prog. Aero. Sci.*, Vol.106, (pp.71–107). <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2019.02.002>.
- Shukla, S., Sinha, S.S., Singh, S.N.** (2020a). An investigation of ship airwakes by scale adaptive simulation. *The International Journal on Marine Navigation and Safety of Sea Transportation*, Vol.14, No.2, (pp.471-476). <https://doi.org/10.12716/1001.14.02.27>.
- Shukla, S., Singh, S.N., Sinha, S.S., Vijayakumar, R.** (2020b). A conceptual method to assess ship-helicopter dynamic interface. *Journal of Aerospace Engineering*, Proc IMechE Part G, Vol.234, No.5, (pp.1092–1116). <https://doi.org/10.1177/0954410019896741>.

- Shukla, S., Singh, S.N., Sinha, S.S., Vijayakumar, R.** (2021). Comparative assessment of URANS, SAS and DES turbulence modeling in the predictions of massively separated ship airwake characteristics. *Ocean Engineering*, Vol.229, No.108954. <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2021.108954>.
- Snyder, M.R., Shishkoff, J.P., Roberson, F.D., McDonald, M.C., Brownell, C.J., Luznik, L., Miklosovic, D.S., Burks, J.S.** (2011). Comparison of experimental and computational ship air wakes for YP class patrol craft. *AIAA Centennial of Naval Aviation Forum*.<https://doi.org/10.2514/6.2011-7045>.
- Snyder, M.R., Kang, H.S., Burks, J.S.** (2012). Comparison of experimental and computational ship air wakes for a naval research vessel. *AIAA Applied Aerodynamics Conference*. <https://doi.org/10.2514/6.2012-2897>.
- Spalart, P.R., Jou, W., Strelets, M., Allmaras, S.** (1997). Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach. In: *Advances in DNS/LES, 1st AFOSR International Conference on DNS/LES*. 
- Spalart, P. R.** (2000). Strategies for turbulence modelling and simulations. *International Journal of Heat Fluid Flow*, Vol.21, (p.2). [https://doi.org/10.1016/S0142-727X\(00\)00007-2](https://doi.org/10.1016/S0142-727X(00)00007-2).
- Spalart, P.R., Deck, S., Shur, M., Squires, K., Strelets, M., Travin, A.** (2006). A new version of detached Eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities. *Journal of Theoretical Computer Fluid Dynamics*. Vol.20, (pp.181–195). <https://doi.org/10.1007/s00162-006-0015-0>.
- Spazzini, P.G., Luso, G., Onorato, M., Zurlo, N., Di Cicca G.M.** (2001). Unsteady behavior of back-facing step flow. *Experiments in Fluids*, Vol.30, (pp.551-561). <https://doi.org/10.1007/s003480000234>.
- Sydney, A., Ramsey, J., Kimmel, K.** (2016). Experimental investigation of the turbulent aerodynamic environment produced by a generic ship. *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2016-1071. <https://doi.org/10.2514/6.2016-1071>.
- Syms, G.F.** (2004). Numerical simulation of frigate airwakes. *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, Vol.18, No.6, (pp.199–207). <https://doi.org/10.1080/10618560310001634159>.
- Syms, G.F.** (2008). Simulation of simplified-frigate airwakes using a lattice-Boltzmann method. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol.96, No.6, (pp.1197–1206). <https://doi.org/10.1016/j.jweia.2007.06.040>.
- Thedin, R., Kinzel, M.P., Schmitz, S.** (2018). An evaluation of the effects of resolved shear-driven atmospheric turbulence on ship airwakes. *American Helicopter Society*, Vol.63, No.022009. <https://doi.org/10.4050/JAHS.63.022009>.

- Thedin, R., Kinzel, M.P., Horn, J.F., Schmitz, S.** (2019). Coupled simulations of atmospheric turbulence-modified ship airwakes and helicopter flight dynamics. *Journal of Aircraft*, Vol.56, No.2, (pp.812-824). <http://dx.doi.org/10.2514/1.C035158>.
- Thedin, R., Murman, M.S., Horn, J.F., Schmitz, S.** (2020). Effects of atmospheric turbulence unsteadiness on ship airwakes and helicopter dynamics. *Journal of Aircraft*, Vol.57, No.3, (pp.534-546). <http://dx.doi.org/10.2514/1.C035158>.
- Thornber, B., Starr, M., Drikakis, D.** (2010). Implicit large eddy simulation of ship airwakes. *The Aeronautical Journal*, Vol.114, No.1162, (pp.715-736). <https://doi.org/10.1017/S0001924000004218>.
- Tinney, C.E. & Ukeiley, L.S.** (2009). A study of a 3-D double backward-facing step. *Experiments in Fluids*, Vol.47, (pp.427-438). <https://doi.org/10.1007/s00348-009-0675-9>.
- Wakefield, N.H., Newman, S.J., Wilson, P.A.** (2002). Helicopter flight around a ship's superstructure. *Journal of Aerospace Engineering*, Proc Instn Mech Engrs, Vol.216, Part G, No.01801, (pp.13-28). <https://doi.org/10.1243/0954410021533391>.
- Wall A., Thornhill E, Barber H., McTavish S., Lee R.** (2022). Experimental investigations into the effect of at-sea conditions on ship airwake characteristics. *Journal of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics*, Vol.223, No.104933, (p.4). <https://doi.org/10.1016/j.jweia.2022.104933>.
- Yuan, W., Lee, R., Wall, A.** (2016). Simulation of unsteady ship airwakes using OpenFOAM. *30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, Daejeon, Korea. 
- Yuan, W., Wall, A., Lee, R.** (2018a). Combined numerical and experimental simulations of unsteady ship airwakes. *Computers & Fluids*, Vol.172, (pp.29–53). <https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2018.06.006>.
- Yuan, W., Wall, A., Lee, R.** (2018b). Simulations of unsteady airwakes behind ships in motion. *31st Congress International Council of the Aeronautical Sciences*, Belo Horizonte, Brazil. 
- Zamiri, A. & Chung, J.T.** (2023). Numerical evaluation of wind direction effects on the turbulence aerodynamics of a ship airwake. *Ocean Engineering*, Vol.284, No.115104. <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2023.115104>.
- Zan, S. J. & Garry, E. A.** (1994). Wind tunnel measurements of the airwake behind a model of a generic frigate. *Institute for Aerospace Research Laboratory Technical*, NRC. Report NRC-LTR-A-013. 
- Zan, S. J., Syms, J. F., Cheney, B. T.** (1998). Analysis of patrol frigate air wakes. *Fluid Dynamics Problems of Vehicles Operating Near or in the Air-Sea Interface*, RTO-MP-15, No.7, RTO/NATO, Amsterdam. 
- Zan, S. J.** (2002). Experimental determination of rotor thrust in a ship airwake. *American Helicopter Society*, Vol.47, No.2, (pp.100–108). <https://doi.org/10.4050/JAHS.47.100>.

- Zan, S. J.** (2005). On aerodynamic modelling and simulation of the dynamic interface. *Journal of Aerospace Engineering*, Proc. IMechE Part G, Vol.219, (pp.393–410). <https://doi.org/10.1243/095441005X30315>.
- Zhang, F., Xu, H., Ball, N.** (2009). Numerical Simulation of Unsteady Flow over SFS 2 Ship Model. *AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Orlando, FL. Vol.47, AIAA 2009-81, No.090081. <https://doi.org/10.2514/6.2009-81>.
- Zhu, N., Zhang, Z., Gnanamanickam, E., Leishman, J.G.** (2023). Space-Time Characterization of Ship Airwakes. *AIAA Journal*, Vol.61, No.2. (pp.682-697). <https://doi.org/10.2514/1.J062093>.
- Url-1.** < <https://www.cmfmag.ca/>>, erişim tarihi 10.03.2023.
- Url-2.** < <https://www.defenceimagery.mod.uk/>>, erişim tarihi 11.03.2023.





ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Tunahan ŞİK

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2017, Karabük Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Mekatronik Mühendisliği Bölümü

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- 2018 yılında TSK KKK.lığı Elazığ 54.Ağır Bakım Fabrika Müdürlüğü'nde Topçu Mühendis Subay olarak görev yaptı.
- 2019-2020 yılında TSK DzKK.lığında aldığı eğitimi müteakip TCG Oruçreis K.lığında (F245) Silah Elektronik Subayı olarak görev yaptı.
- 2020-2021 yılında TSK DzKK TCG Gurbet K.lığında (P346) Silah Subayı olarak görev yaptı.
- 2021-2023 yılında TSK DzKK Dz.Tek.K.lığı emrinde görev yaptı.
- 2023-2024 yılında TSK DzKK Dz.Tek.K.lığı Dizayn Proje Ofisi K.lığında Dahili Tekne Donatım Mühendisi olarak görev yaptı.
- 2025 yılında İstanbul Teknik Üniversitesi Gemi İnşaatı ve Gemi Makinaları Mühendisliği Bölümü'nde Araştırma Görevlisi olarak göreve başladı.

DOKTORA TEZİNDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Şık, T., Ünal, U.O.** 2024. Numerical Analysis of Ship Airwake on a Simplified Frigate Model. *Journal of Naval Architecture and Marine Technology*, Vol.1, No.4. <https://doi.org/10.54926/jnamt.2024.1476244>