

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**SLOTLU ROKET/FÜZE MODELLERİ İÇİN AERODİNAMİK PERFORMANS
KESTİRİM YÖNTEMLERİNİN İYİLEŞTİRİLMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Bora ATAĞ

İleri Teknolojiler Anabilim Dalı

Uçak - Uzay Mühendisliği Programı

HAZİRAN 2012

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**SLOTLU ROKET/FÜZE MODELLERİ İÇİN AERODİNAMİK PERFORMANS
KESTİRİM YÖNTEMLERİNİN İYİLEŞTİRİLMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Bora ATAĞ
(521081101)**

İleri Teknolojiler Anabilim Dalı

Uçak - Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Yard. Doç. Dr. Hayri ACAR

HAZİRAN 2012

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 521081102 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Bora ATAK** ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “**SLOTLU ROKET/FÜZE MODELLERİ İÇİN AERODİNAMİK PERFORMANS KESTİRİM YÖNTEMLERİNİN İYİLEŞTİRİLMESİ**” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Yard. Doç. Dr. Hayri ACAR**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri:
.....
.....

Teslim Tarihi :
Savunma Tarihi : **08 HAZİRAN 2012**

ÖNSÖZ

Değerli fikirleri ve yönlendirmeleri ile tezimi yöneten sayın hocam Yard. Doç. Dr. Hayri ACAR'a teşekkürlerimi sunarım.

Ayrıca tezimi tamamlamadaki büyük yardımlarından dolayı ROKETSAN A.Ş. aerodinamik tasarım ve analiz müdürlüğü çalışanlarına ve müdürü Sn. Ali AKGÜL'e teşekkür ederim.

Tez çalışmalarım sırasında tecrübelerini ve yardımlarını esirgemeyen Sn. Erkut BAŞKUT'a özel teşekkürlerimi sunarım.

Mayıs 2012

Bora ATAK

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	v
İÇİNDEKİLER.....	vii
KISALTMALAR.....	ix
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xi
ŞEKİL LİSTESİ	xiii
SEMBOL LİSTESİ.....	xv
ÖZET	xvii
SUMMARY	xix
1. GİRİŞ.....	1
1.1 Füze Aerodinamiği.....	3
1.1.1 Füze aerodinamik parametreleri	3
1.1.2 Füzelerin sınıflandırılması	6
1.2 Slotlu Gövdeye Sahip GÜDÜMLÜ Füze Sistemleri.....	7
1.2.1 FGM148 Javelin	7
1.2.2 BGM-71 TOW.....	8
1.2.3 M712 Copperhead.....	9
1.3 Slotlu Gövde Üzerinde Yapılan Çalışmalar	10
1.3.1 Rüzgar tüneli modeli.....	11
1.3.2 Rüzgar tüneli ve test koşulları.....	11
1.3.3 Deney sonuçları	12
1.4 Füze Aerodinamik Kestirim Araçları	14
1.4.1 Missile DATCOM.....	14
1.4.2 MISL3.....	15
1.4.3 Aeroprediction (AP)	15
2. MATEMATİKSEL MODELLEME	17
2.1 Bileşen-İnşa Metodu (BİM) ve Eşdeğer Hücum Açısı Metodu (EHAM).....	17
2.2 Navier-Stokes Denklemleri.....	20
2.2.1 Türbülans modeli.....	22
3. JENERİK FÜZE MODELİ	25
3.1 Katı Model Ve Konfigürasyonlar.....	25
3.2 Çözüm Ağı Oluşturulması	27
3.3 Çözüm Ağı Analizi.....	29
3.3.1 Çarpıklık oranı	30
3.3.2 Sınır tabaka analizi.....	31
3.4 Sınır Koşulları	33
3.4.1 Duvar sınır koşulu	33
3.4.2 Karakteristik sınır koşulu	33
3.4.3 Simetri sınır koşulu.....	34
4. HAD ANALİZİ	35
4.1 Test Matrisi	35
4.2 Çözüm Metodu	36
4.2.1 Ayırıklaştırma	38
4.2.2 Çözüm stratejisi.....	40
5. ANALİZ SONUÇLARI.....	43

5.1 HAD-BİM Uygulaması	43
5.2 Test Matrisi İçin Analiz Sonuçları	48
5.2.1 Analiz sonuçlarının Mach sayısına göre değişimi	48
5.2.2 Analiz sonuçlarının yuvarlanma açısına göre değişimi	51
5.2.3 Analiz sonuçlarının kontrol yüzeyi sapma açısına göre değişimi	54
5.3 Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi	57
6. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRMELER	59
KAYNAKLAR	61
ÖZGEÇMİŞ	63

KISALTMALAR

HAD	: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
BİM	: Bileşen-İnşa Metodu
EHAM	: Eşdeğer Hücüm Açısı Metodu
MD	: Missile DATCOM
AP	: Aeroprediction
BS	: Slotlu Gövde
W	: Yalnızca Kanat
BWTS	: Slotlu Gövde + Kanat + Kuyruk
NDCM	: NASA Dual Control Missile

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1: Füze kontrol özellikleri.	6
Çizelge 1.2: FGM-148 Javelin temel özellikleri [11].	8
Çizelge 1.3: BGM-72 Basic TOW temel özellikleri [13].	9
Çizelge 1.4: M712 Copperhead temel özellikleri [16].	10
Çizelge 2.1: BİM ve EHAM kullanılan alt indisler.	18
Çizelge 2.2: HAD, BİM ve EHAM ile elde edilecek değişkenler.	20
Çizelge 3.1: Konfigürasyon çözüm ağlarına ait eleman sayıları.	29
Çizelge 3.2: Çarpıklık oranı parametreleri.	30
Çizelge 3.3: Çarpıklık oranı kalite ilişkisi [26].	31
Çizelge 3.4: Sınır tabaka bölgeleri ve $y +$ ilişkisi [25].	32
Çizelge 4.1: HAD test matrisi.	35
Çizelge 4.2: HAD test matrisi temel grup-doğrulama grubu arasındaki ilişki.	36
Çizelge 4.3: Denklem (4.1) değişkenleri.	38
Çizelge 4.4: Denklem (4.2) değişkenleri.	39
Çizelge 4.5: Zamana bağlı analizlerin çözüm bilgileri.	42
Çizelge 5.1: Örnek uçuş koşulu ve hücum açısı.	43
Çizelge 5.2: 8° Hücum açısında BS-M0.6-P0 sonuçları.	43
Çizelge 5.3: Örnek uçuş koşulundaki etkileşim faktörleri.	45
Çizelge 5.4: Örnek uçuş koşulunda BWTS konfigürasyonu sonuçları.	45
Çizelge 5.5: Mach sayısı etkisi için kullanılan gruplar.	48
Çizelge 5.6: Yuvarlanma açısı etkisi için kullanılan gruplar.	51
Çizelge 5.7: Kontrol yüzeyi sapma açısı etkisi için kullanılan gruplar.	54
Çizelge 5.8: Konfigürasyonlara ait analiz süreleri.	57
Çizelge 5.9: Tüm-konfigürasyon veri-tabanı için gerekli analiz sayısı	58

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1: Statik kararlılık [7].	4
Şekil 1.2: Statik kararlı füze yakınsama eğrisi [7].	5
Şekil 1.3: Füzelerin kontrollerine göre sınıflandırılması.	6
Şekil 1.4: Kontrol yüzeyi konfigürasyonları [7].	7
Şekil 1.5: Javelin fırlatma anı görünümü [12].	8
Şekil 1.6: TOW silah sistemi [14].	9
Şekil 1.7: TOW gövde slotları [15].	9
Şekil 1.8: M712 Copperhead manevra konfigürasyonu [17].	10
Şekil 1.9: Rüzgar tüneli modeli [5].	11
Şekil 1.10: Rüzgar tüneli modeli gövde slot geometrisi [5].	11
Şekil 1.11: Model üzerindeki toplam normal kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi ($\phi=0^\circ$, $M=0.5$) [5].	12
Şekil 1.12: Gövde etkileşimli kanat üzerinde oluşan normal kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi ($\phi=0^\circ$, $M=0.5$) [5].	13
Şekil 1.13: Aşağı sapma normal kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi ($\phi=0^\circ$, $M=0.5$) [5].	13
Şekil 1.14: Etkin eksenel kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi ($M=0.5$) [18].	14
Şekil 2.1: Konvansiyonel gövde-kanat-kuyruk füze modeli ve eksen takımı.	17
Şekil 2.2: Etkileşim faktörlerinin $(r/s)_w$ veya $(r/s)_T$ ile değişimi [6].	19
Şekil 3.1: Füze modeli ve temel uzunlukları.	25
Şekil 3.2: Kanat ve kuyruğun gövde üzerindeki yerleşimi.	26
Şekil 3.3: Gövde ve slotlarının geometrisi.	26
Şekil 3.4: Kanat ve kuyruk geometrisi.	26
Şekil 3.5: Çözüm ağı elemanları.	27
Şekil 3.6: BWTS konfigürasyonu yüzey çözüm ağı.	27
Şekil 3.7: Slot içi yüzey çözüm ağı.	28
Şekil 3.8: BWTS konfigürasyonu hacim çözüm ağı.	28
Şekil 3.9: Sınır tabaka-hacim çözüm ağı geçişi.	29
Şekil 3.10: Slot iç bölgesi hacim çözüm ağı.	29
Şekil 3.11: Çarpıklık oranı analizi.	30
Şekil 3.12: Konfigürasyonların y + değerleri ($M=0.8$).	32
Şekil 3.13: Konfigürasyonların sınır koşulları.	33
Şekil 4.1: Kuyruk eksen takımı.	36
Şekil 4.2: Nümerik çözüm algoritmaları [23].	37
Şekil 4.3: Ayırıklaştırma için kullanılan kontrol hacim [23].	39
Şekil 4.4: BWTS-D0-M0.6-P0 zamandan bağımsız analizinin artıları.	41
Şekil 4.5: BWTS-D0-M0.6-P0 zamandan bağımsız analizinin iterasyon sayısına göre eksenel kuvvet katsayısı değişimi.	41
Şekil 4.6: BWTS-D0-M0.6-P0 zamandan bağımsız analizinin iterasyon sayısına göre normal kuvvet katsayısı değişimi.	41
Şekil 5.1: W-M0.6-P0 Eksenel kuvvet katsayısı sonuçları.	44
Şekil 5.2: W-M0.6-P0 Normal kuvvet katsayısı sonuçları.	44
Şekil 5.3: W-M0.6-P0 Yunuslama momenti katsayısı sonuçları.	44

Şekil 5.4: Örnek uçuş koşulunda slotlu ve slotsuz füze eşdeğer basınç yüzeyleri. .	46
Şekil 5.5: 4. Kuyruğun $Z=0.09$ m kesitindeki C_p dağılımı.	47
Şekil 5.6: Kuyruk bölgesi akış çizgileri.	47
Şekil 5.7: Slot içi eşdeğer hız yüzeyleri.	47
Şekil 5.8: $M=0.8$ için eksenel kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi. ...	48
Şekil 5.9: $M=0.8$ için normal kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi.	49
Şekil 5.10: $M=0.8$ için yunuslama momenti katsayısının hücum açısına göre değişimi.	49
Şekil 5.11: Eksenel kuvvet katsayısı farkının hücum açısına göre değişimi ($\phi=0^\circ$ ve $\delta=0^\circ$)	50
Şekil 5.12: Normal kuvvet katsayısı farkının hücum açısına göre değişimi ($\phi=0^\circ$ ve $\delta=0^\circ$)	50
Şekil 5.13: Yunuslama momenti katsayısı farkının hücum açısına göre değişimi ($\phi=0^\circ$ ve $\delta=0^\circ$)	50
Şekil 5.14: $\phi=45^\circ$ için eksenel kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi. .	51
Şekil 5.15: $\phi=45^\circ$ için normal kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi. ..	52
Şekil 5.16: $\phi=45^\circ$ için yunuslama momenti katsayısının hücum açısına göre değişimi.	52
Şekil 5.17: Eksenel kuvvet katsayısı farkının hücum açısına göre değişimi ($M=0.6$ ve $\delta=0^\circ$)	53
Şekil 5.18: Normal kuvvet katsayısı farkının hücum açısına göre değişimi ($M=0.6$ ve $\delta=0^\circ$)	53
Şekil 5.19: Yunuslama momenti katsayısı farkının hücum açısına göre değişimi ($M=0.6$ ve $\delta=0^\circ$)	53
Şekil 5.20: $\delta=15^\circ$ için eksenel kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi. ..	55
Şekil 5.21: $\delta=15^\circ$ için normal kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi. ...	55
Şekil 5.22: $\delta=15^\circ$ için yunuslama momenti katsayısının hücum açısına göre değişimi.	56
Şekil 5.23: Eksenel kuvvet katsayısı farkının hücum açısına göre değişimi ($M=0.6$ ve $\phi=0^\circ$)	56
Şekil 5.24: Normal kuvvet katsayısı farkının hücum açısına göre değişimi ($M=0.6$ ve $\phi=0^\circ$)	56
Şekil 5.25: Yunuslama momenti katsayısı farkının hücum açısına göre değişimi ($M=0.6$ ve $\phi=0^\circ$)	57
Şekil 5.26: Parametrelerin sayısına göre analiz süresi	58

SEMBOL LİSTESİ

x, y, z	: Kartezyen koordinatlar
u, v, w	: x, y, z yönlerindeki hız bileşenleri
C_D	: Sürüklenme kuvveti katsayısı
C_L	: Taşıma kuvveti katsayısı
C_A	: Eksenel kuvvet katsayısı
C_N	: Normal kuvvet katsayısı
$C_{A ADJ}$	: Etkin eksenel kuvvet katsayısı
α	: Hücum açısı
R	: Menzil
v	: Bileşke hız
I_{sp}	: Özgül itki
W	: Ağırlık
C_m	: Yunuslam momenti
x_{cg}	: Ağırlık merkezinin burundan uzaklığı
x_{cp}	: Basınç merkezinin burundan uzaklığı
D	: Füze çapı
KA	: Kararlılık aralığı
n	: Yük faktörü
N	: Normal kuvvet
m	: Kütle
g	: Yerçekimi ivmesi
S_{ref}	: Referans alan
ρ	: Yoğunluk
KE	: Kontrol etkinliği
δ	: Kontrol yüzeyi sapma açısı
M	: Mach sayısı
ϕ	: Kontrol yüzeyi sapma açısı
K	: Gövde bileşenleri arasındaki etkileşim faktörü
k	: Sapma açısı kontrol yüzeyi arasındaki etkileşim faktörü
s	: Yarı kanat açıklığı
$\Delta\alpha$	: Etkin hücum açısı
α_{eq}	: Eşdeğer hücum açısı
X_{cp}	: Basınç merkezi konumu ($1/D$)
t	: Zaman
$\vec{v}$	: Bileşke hız
τ'_{ij}	: Viskoz gerilme tensörü
p	: Basınç
h	: Entalpi
T	: Sıcaklık
μ	: Dinamik viskozite
k_i	: Termal iletkenlik
R	: Gaz sabiti
μ_0	: Referans dinamik viskozite
T_0	: Referans sıcaklık

S	: Sutherland sabiti
e	: Birim kütle iç enerjisi
C_v	: Sabit hacimde özgül ısı
C_D	: Sabit basınçta özgül ısı
γ	: Özgül ısı oranı
c	: Ses hızı
y^+	: Normal yönde birimsiz uzaklık
c	: Ses hızı
θ	: İç açı
u^+	: Birimsiz hız
u_r	: Sürtünme hızı
y	: Normal yönde uzaklık
ν	: Kinematik viskozite
τ_w	: Yüzey kayma gerilmesi
Re	: Reynolds sayısı
L	: Model boyu
R_∞, R_i	: Riemann sabitleri
$\vec{A}$	: Yüzey alanı vektörü
Γ	: Difüzyon katsayısı
V	: Hücre hacmi

SLOTLU ROKET/FÜZE MODELLERİ İÇİN AERODİNAMİK PERFORMANS KESTİRİM YÖNTEMLERİNİN İYİLEŞTİRİLMESİ

ÖZET

Roket/füze tasarım aşamasında, belirlenen aerodinamik isterler ve geometrik limitler göz önünde bulundurularak çok sayıda alternatif tasarımın farklı konfigürasyonlarına ait geniş bir tasarım uzayı çıkarılmaktadır. En uygun tasarımın bulunması için farklı uçuş koşullarında aerodinamik kuvvet ve moment katsayıları değerlendirilerek bir optimizasyon çalışması yürütülmektedir. Bu çalışma için çok sayıda alternatif tasarıma ve her tasarımın farklı konfigürasyonlarına ait aerodinamik katsayıların kısa sürede elde edilmesine ihtiyaç vardır. Deneysel çalışmalar veya HAD (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği) analizleri bu ihtiyacı karşılamak için oldukça pahalı ve zaman alan yöntemlerdir. Bu nedenle, BİM'i (Bileşen-İnşa Metodunu) ve EHAM'ı (Eşdeğer Hücum Açısı Metodunu), literatürde bulunan veri-tabanları veya ampirik yöntemlerle beraber kullanarak aerodinamik performans hesaplamaları yapabilen hızlı kestirim araçları geliştirilmiştir.

Hızlı kestirim araçları konvansiyonel roket/füzeler için başarılı sonuçlar vermektedir. Ancak bu araçlar, eksenel simetrik olmayan (gövde üzerindeki takıntılar veya slotlar sebebi ile) gövdeye ve/veya yüksek açıklık oranlı taşıyıcı yüzeylere sahip konvansiyonel modellerden uzak tasarımları tam olarak modelleyememektedir.

Ses altı uçuş hızına sahip güdümlü füzelerde, taşıyıcı yüzeyler sayıca çoktur ve boyutları büyüktür. Özellikle tanksavar gibi harp alanında pratik kullanım gereksinimi duyan silah sistemlerinde, fırlatma rampası veya fırlatma tüpünün boyutlarının minimize edilebilmesi esas alınmıştır. Bu nedenle taşıyıcı yüzeyler, fırlatma öncesinde gövde üzerine oluşturulan slotların içine katlanacak şekilde tasarlanmaktadır. Füzenin rampayı veya tüpü terk etmesinin hemen ardından taşıyıcı yüzeylerin açılması, fırlatma öncesinde taşıyıcı yüzeyleri saklayan slotların uçuşun tamamında açık kalmasına neden olur.

Bu çalışmada, konvansiyonel roket/füzelerin aerodinamik katsayılarının belirlenmesine yönelik geliştirilen hızlı kestirim araçlarının, slotlu (gövde içine katlanabilir kanatlı) roket/füzelerin aerodinamik performans hesaplamalarında da kullanılabilmesi için yapılan iyileştirme çalışmaları anlatılmaktadır. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği, bileşen-inşa metodu ve eşdeğer hücum açısı metodu modellerini bir arada kullanan bir yöntem (HAD-BİM) geliştirilmiştir. Bu yöntemin kullanılabilirliğini göstermek amacıyla jenerik bir tanksavar füze belirlenmiştir. Füzeyi oluşturan yüzeyler (gövde, kanat, kuyruk) için farklı uçuş koşullarında hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri yapılarak aerodinamik veri-tabanları üretilmiştir. Jenerik füzenin farklı konfigürasyonları için bileşen-inşa metodu ile hesaplanan taşıyıcı yüzey-gövde etkileşim faktörleri ve eşdeğer hücum açısı metodu kullanılarak hesaplanan taşıyıcı yüzeylere ait eşdeğer hücum açıları elde edilmiştir. Üretilen veri-tabanları, etkileşim faktörleri ve eşdeğer hücum açıları ile beraber kullanılarak belirlenen konfigürasyonlar için aerodinamik katsayıların hesaplanmasına yönelik kestirimler yapılmıştır. HAD-BİM sonuçları, konvansiyonel roket/füze aerodinamik analizlerinde yaygın olarak kullanılan hızlı kestirim araçlarından biri olan Missile DATCOM sonuçları ve tüm-konfigürasyon hesaplamalı akışkanlar dinamiği sonuçları

ile karşılaştırılmıştır. Sonuçlar incelendiğinde geliştirilen yöntemin, slotlu roket/füze kavramsal aerodinamik tasarım ve analizlerinde kullanılabilecek düzeyde olduğu değerlendirilmektedir.

ENHANCEMENT OF AERODYNAMIC FAST PREDICTION METHODS FOR SLOTTED ROCKETS/MISSILES

SUMMARY

In the conceptual design step of rockets/missiles, a wide aerodynamic database of alternative designs which have different wing and tail configurations is needed. In this step, an optimization study that evaluates the aerodynamic force and moment coefficients of alternative designs is performed to obtain the most suitable design. Therefore, the calculation of aerodynamic coefficients of alternative designs and their different configurations should be performed in a short time. Experimental studies and computational fluid dynamics studies are very expensive, time-consuming methods for that kind of calculations. For this reason, engineering level fast prediction tools which use component build-up and equivalent angle of attack methods with semi-empiric methods and wide aerodynamic database are developed.

Component build-up method uses slender body theory to calculate individual aerodynamic coefficients of the rockets/missiles' components like body, wing, tail and their interferences. The aerodynamic performance of full configurations can be estimated by using the aerodynamic coefficients and interference factors of these components. Equivalent angle of attack method is also developed from slender body theory and it can estimate the equivalent angle of attack of the lifting surfaces like wing and tail in presence of body. Using these two methods, a lot of alternative design can be generated and the aerodynamic performance of these alternatives can be estimated. Fast prediction tools like Missile DATCOM, MISL3 and AP use these two methods and common wide aerodynamic individual databases (Tri-service) of the components.

Although the engineering level fast prediction tools can give good estimations for conventional rockets/missiles, they can't model non-axisymmetric bodies (because of slots and protuberances on bodies) or non-conventional rockets/missiles which have large lifting surfaces.

The subsonic guided projectiles like anti-tank missiles have more lifting surfaces and the aspect ratios of these surfaces are bigger than other conventional rockets/missiles. Portability on the combat field is very important parameter for anti-tank missiles. Therefore, the lifting surfaces are stored in the body slots before launch and this reduces the launcher or tube sizes. Immediately after launch, the lifting surfaces are deployed through open slots.

In this study aerodynamic fast prediction tools which are developed for conventional rockets/missiles are improved to be used for non-conventional slotted rockets/missiles. A method that uses computational fluid dynamic with component build-up and equivalent angle of attack methods together (CFD-CBU) is developed.

A generic anti-tank missile is formed for the validation of this method. The individual databases are generated for the missile components by using computational fluid dynamic analysis in different flight conditions. On the other hand, the lifting surface-body interference factors and equivalent angle of attacks of these components are calculated by using component build-up and equivalent angle of attack methods.

Computational fluid dynamics methods solve Navier-Stokes equations. However, it is not possible to solve turbulence parameters in Navier-Stokes equations directly. Turbulence is defined as small scale high frequency fluctuating velocity field. Transported quantities such as momentum, energy fluctuate as well. Since, it is too computationally expensive to solve directly, many turbulence models are developed to simulate turbulence in flow field. In this study $k-\varepsilon$ turbulence model is used with Navier-Stokes equations.

The generic missile has eight wing panels and four tail panels. Wing panels and tail panels have same geometry and airfoil to reduce the number of analysis. Since, wing panel results can be used for tail panels. The generic missile has hemi-sphere nose and cylindrical slotted body likewise similar anti-tank missile systems. Missile length is 1500 mm and diameter is 160 mm. Wing and tail slots have same length 233 mm but different width (10 mm for wing slot, 10 mm front part 30 mm rear part for tail slot) because of the possible deflections of tail panels. Wing and tail panel length is 170 mm with modified double wedge airfoil. Tail panels are located “+” configuration. The angle between two wing panels is 45 degrees and the angle between two tail panels is 90 degrees.

The generic model is separated to its components slotted body (BS) and wing/tail panels (W). Each component is solved individually to be used in CFD-CBU method. On the other hand, full configuration (BWTS) is solved to compare CFD with CFD-CBU method.

Generic missile configurations are solved at 0.4-0.8 Mach numbers, 0-15 degrees of angle of attack with 0-15 degrees elevator deflection angle in order to calculate normal force coefficient, pitching moment coefficient and axial force coefficient. Steady and unsteady, viscous, compressible, three dimensional Navier-Stokes equations are defined for these cases. Realizable $k-\varepsilon$ is used to model turbulence of the flow field. In addition, enhanced wall treatment is defined for near-wall treatment. Defined equations are solved by using FLUENT commercial solver's density based coupled algorithm.

A cylindrical volume domain which has 20L (20 model length) diameter and 30L length is created for each configuration. The distance of the computational domain surfaces are chosen far enough in order not to be affected by flow around solid model.

GAMBIT and TGRID commercial softwares are used to generate computational grids for slotted body, wing/tail panel and full configurations. Grids consist of triangular surface elements and unstructured, conformal wedge and tetrahedral volume elements. Grids are fined where interference is effective like slot-body, nose-body connections. 16 layer boundary layer grids are generated on surface grids. Finally, computational domain is completed tetrahedral elements. In addition, volume grids are fined in base section of slotted body and full configurations.

Generated grids are analyzed to measure the quality of cells and agreement to y plus value. The quality is analyzed by calculating normalized equiangular skewness ratio. In this measurement, the quality ratio of perfect cell is zero and degenerated cell is 1. According to the measurements, most of the cells have less than 0.5 normalized equiangular skewness ratio.

y plus is nondimensional first height thickness of boundary layer grids. Enhanced wall treatment definition for wall treatment needs that y plus value is under 4 to be able model viscous sublayer region of boundary layer. Therefore, boundary layer grids are generated according to first height prediction which is a function of y plus. Pre-solutions show that predicted y plus value is in a good agreement with calculated y plus value.

Outer boundaries of computational domain are set as far-field, with sea-level temperature and pressure free stream conditions (300 K, 101325 Pa). All solid surfaces is modeled as a no-slip, adiabatic wall boundary conditions.

A test matrix which has the range of 0.4-0.8 Mach number, 0-45 degrees of roll angle and 0-15 degrees of elevator deflection angle is prepared for CFD simulations of the model configurations. The CFD simulations of BS and W configurations are used to calculate the aerodynamic coefficients of full configuration and the CFD simulation of BWTS configuration is used for validation of the steady.

There are two main solvers which are pressure-based and density-based in FLUENT commercial software. Both of the solvers solve conservation equations in integral form with finite volume method. However, density based solver has coupled algorithm and pressure based solver has segregated algorithm. In the coupled algorithm; momentum, continuity and energy equations are solved together. Besides, they are solved individually in segregated algorithm. There is also coupled option which solves momentum and continuity equation together in pressure-based solver. The most suitable solver is pressure-based coupled solver for the flight conditions of generic missile. Since, density-based solver needs more memory and computation time and it is used for highly coupled conditions like hypersonic flow or combustion simulations. Therefore, pressure-based coupled solver is used for CFD simulations of missile configurations.

For the calculation of aerodynamic coefficients, the dimensions of BS and BWTS configurations are used. The model reference length is 0.16 m which is diameter of the body, and the moment reference point is 0.0 m aft of the model nose. Reference area is taken as 0.02 m² which is cross-sectional area of the body.

At 0 degree angle of attack a steady solution is performed. 4 step FMG solution is used for initial condition of steady analysis. Solution is converged at 2500 iterations.

For all angle of attack between 0 degree and 15 degrees, an unsteady solution is performed in order to calculate normal force coefficient (CN), pitching moment coefficient (Cm) and axial force coefficient (CA) of each configuration. For the initial conditions the results of steady solutions at 0 degree of angle of attack are used. Model is moved with 2.5 deg/sec. angular velocity during the analyses. 0.01 second. Step size, 600 time steps are solved with 25 iterations for each time steps.

According to the solution strategy which is mentioned above, test matrix analyses are completed. The individual databases of missile components are generated by using the analyses results of BS and W configurations. The individual databases, interference factors and equivalent angle of attacks are used together to estimate the aerodynamic performance of full configurations. CFD-CBU results are compared with one of the common fast prediction tools Missile DATCOM and CFD simulation of BWTS configuration.

In MD tool, body slots can't be modeled and slot effects are ignored. However, slots have major effects on the pressure distribution on body and lifting surfaces at high angle of attack. On the other hand, CFD-CBU method can model body slots and includes slots effects to aerodynamic coefficients. According to the results, CFD-CBU method is in a much better agreement with full configuration computational fluid dynamic analyses than Missile DATCOM, in all cases of the test matrix. CFD-CBU method improves the predictions of axial force, normal force and pitching moment coefficients up to 25%, 40% and 50% respectively.

In this study, aerodynamic performance prediction for non-conventional generic slotted anti-tank missile is performed by using MD (CBU alone) and developed CFD-CBU method. Results show that MD is not sufficient enough for accurate predictions, since it is not possible to model body slots. CFD-CBU method improves

MD predictions up to 50% at high angle of attack. In conclusion, CFD-CBU method can be used as design and analysis tool for slotted rockets/missiles.

1. GİRİŞ

Roket/füze tasarım aşamasında, belirlenen aerodinamik isterler ve geometrik limitler göz önünde bulundurularak çok sayıda alternatif tasarımın farklı konfigürasyonlarına ait geniş bir tasarım uzayı çıkarılmaktadır. En uygun tasarımın bulunması için farklı uçuş koşullarında aerodinamik kuvvet ve moment katsayıları değerlendirilerek bir optimizasyon çalışması yürütülmektedir. Bu çalışma için çok sayıda alternatif tasarıma ve her tasarımın farklı konfigürasyonlarına ait aerodinamik katsayıların kısa sürede elde edilmesine ihtiyaç vardır. Deneysel çalışmalar veya HAD (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği) analizleri bu ihtiyacı karşılamak için oldukça pahalı ve zaman alan yöntemlerdir. Bu nedenle, BİM'i (Bileşen-İnşa Metodu) ve EHAM'ı (Eşdeğer-Hücum Açısı Metodu) literatürde bulunan veri-tabanları veya ampirik yöntemlerle beraber kullanarak aerodinamik performans tahmini yapan hızlı kestirim araçları geliştirilmiştir.

BİM herhangi bir roket/füzenin; kanat, kuyruk, gövde gibi bileşenlerine ait aerodinamik katsayılarını, bu bileşenlerin birbirleri ile olan etkileşimini dikkate alacak şekilde kullanarak, tüm roket/füze modeli için aerodinamik katsayıları hesaplayabilen bir yöntemdir [1]. EHAM ise kanat, kuyruk gibi taşıyıcı yüzeylerin gövde ve/veya diğer taşıyıcı yüzeylerin etkisinde iken panellerin maruz kaldığı gerçek hücum açısı değerlerini hesaplamaktadır [1]. Her iki yöntem ile farklı bileşenler bir araya getirilerek çok sayıda alternatif oluşturulabilmekte ve bu alternatiflere ait aerodinamik katsayılar elde edilebilmektedir [2]. Bu yöntemlerin kullanılabilmesi için roket/füze modelini oluşturan bileşenlerin farklı uçuş koşullarındaki veri-tabanlarına ihtiyaç vardır. MD (Missile DATCOM), MISL3, AP gibi hızlı kestirim araçları, ince kanat teorisinin yanı sıra ampirik ve yarı-ampirik yöntemler ile literatürde ortak bir veri-tabanı olan Triservice'ı kullanarak her bileşen için veri-tabanı oluşturabilmektedirler [3].

Hızlı kestirim araçları konvansiyonel roket/füzeler için başarılı sonuçlar vermektedir [4]. Ancak bu araçlar, eksenel simetrik olmayan (gövde üzerindeki takıntılar veya slotlar sebebi ile) gövdeye ve/veya yüksek açıklık oranlı taşıyıcı yüzeylere sahip konvansiyonel modellerden uzak tasarımları tam olarak modelleyememektedir [3]. Ses altı uçuş hızına sahip güdümlü füzelerde taşıyıcı yüzeyler sayıca çoktur ve

boyutları büyüktür. Özellikle tanksavar gibi harp alanında pratik kullanım gereksinimi duyan silah sistemlerinde fırlatma rampası veya fırlatma tüpünün boyutlarının minimize edilebilmesi esas alınmıştır [5]. Bu nedenle taşıyıcı yüzeyler, fırlatma öncesinde gövde üzerine oluşturulan slotların içine katlanacak şekilde tasarlanmaktadır. Füzenin rampayı veya tüpü terk etmesinin hemen ardından taşıyıcı yüzeylerin açılması, fırlatma öncesinde taşıyıcı yüzeyleri saklayan slotların uçuşun tamamında açık kalmasına neden olur [5].

Bu bölümde açıklanacak olan literatürdeki çalışmalarda gövde üzerinde bulunan slotların füze aerodinamik performansını etkilediği görülmüştür. Ancak bu etki füze tasarım aşamalarında ihmal edilmektedir.

Bu çalışma kapsamında, literatürde bulunan slotlu gövdeye sahip tanksavar tipi güdümlü füzeler dikkate alınarak jenerik bir model oluşturulmuştur. Oluşturulan model, elemanlarına ayrılarak 0.8 Mach serbest akış hızına ve 20° hücum açısına kadar HAD yöntemleri kullanılarak her eleman için veri-tabanı üretilmiştir. Füze modeline ait farklı konfigürasyonlar için BİM ile hesaplanan taşıyıcı yüzey-gövde etkileşim faktörleri ve EHAM ile hesaplanan taşıyıcı yüzeylere ait eşdeğer hücum açıları elde edilmiştir. HAD yöntemleri ile üretilen veri-tabanı, hesaplanan etkileşim faktörleri ve eşdeğer hücum açıları ile beraber kullanılarak belirlenen konfigürasyonlar için aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarına yönelik kestirimler yapılmıştır. Bu tahminler yine HAD yöntemleri ve hızlı kestirim araçlarından biri olan MD ile hesaplanan tüm-konfigürasyonun aerodinamik katsayıları ile karşılaştırılmıştır.

İkinci bölümde BİM ve EHAM hakkında detaylı bilgi verilmiş ve bu çalışma kapsamında ele alınacak değişkenler tespit edilmiştir. Aynı bölümde, HAD analizleri ile çözülen Navier-Stokes denklemleri tanıtılmıştır. Denklemlerdeki değişken ve sabitler belirlenerek kullanılan türbülans modeli ve yakın duvar yaklaşımı açıklanmıştır.

Üçüncü bölümde jenerik füzeye ait katı model ve konfigürasyonlar tanıtılarak, analizler için bu konfigürasyonlar üzerinde oluşturulacak yüzey çözüm ağı ve akış hacmini tanımlayan hacim çözüm ağı ile ilgili detaylar verilmiştir. Ayrıca çözüm ağı analizi yapılarak, çözüm ağının kalitesi ve uçuş koşullarına uygunluğu incelenmiştir. Bölüm sonunda uygun çözüm ağı için problemin sınır koşulları tanımlanmıştır.

Dördüncü bölümde, veri tabanını oluşturacak test matrisi çıkarılmıştır. Test matrisindeki analizlerde kullanılan çözüm yöntemine ilişkin detaylar verilerek analizlerin etkin bir şekilde tamamlanması için geliştirilen çözüm stratejisi

açıklanmıştır. Belirlenen çözüm yöntemi ve stratejisine göre analizler gerçekleştirilmiştir.

Beşinci bölümlerde, tez kapsamında yürütülen çalışmalara ilişkin sonuçlar karşılaştırmalı olarak sunulmuştur.

Son bölümde yapılan çalışmalar özetlenmiş ve tez kapsamında belirlenen hedeflerin başarısı değerlendirilmiştir.

1.1 Füze Aerodinamiği

Füzelerde de diğer hava araçları için kullanılan aerodinamik parametreler kullanılsa da insansız ve harcanabilir olması füzelerin hız, irtifa, manevra aralığını önemli ölçüde artırmakta ve diğer hava araçlarından farklı aerodinamik problemlere sebep olmaktadır [6]. Örneğin, yüksek manevra kabiliyetine sahip füzelerde; aerodinamik katsayıların yüksek hücum açısındaki değişiminin lineer olmamasına neden olmaktadır. Ayrıca yüksek çizgisel ivmeye maruz kalması yüksek kanat yüklerine sebep olabilmektedir [6]. Pilotun olmaması yuvarlanma hareketine imkan tanıırken dinamik kararlılığı farklı bir boyutta ele almayı gerektirir [6]. Yine pilotun olmaması sebebi ile füzeler elemanlarının hareketine göre geliştirilen otomatik kontrol ve güdüm sistemine sahiptir. Bu sistemler içlerinde füze elemanlarına ait geniş aerodinamik veri-tabanları içermektedir. Füze gövdeleri genellikle silindirik geometriye sahiptir. Dolayısı ile narin-gövde teorisi ve bu teoriden üretilen metotlar füzeler için oldukça kullanışlıdır [6].

1.1.1 Füze aerodinamik parametreleri

Füzelerde değerlendirilen temel aerodinamik parametreler taşıma/sürüklenme oranı, kararlılık, manevra kabiliyeti ve kontrol etkinliğidir.

1.1.1.1 Taşıma/Sürüklenme oranı (L/D)

Taşıma/Sürüklenme oranı füze menzilini belirleyen en önemli parametrelerden bir tanesidir. Füze taşımasının, füze sürüklenmesine oranıdır. Katsayılarının oranı şeklinde de yazılabilir. Eksenel kuvvet katsayısı ve normal kuvvet katsayısı ile aralarındaki ilişki şu şekildedir **(1.1)** [7].

$$\begin{aligned} C_D &= C_N \sin \alpha + C_A \cos \alpha \\ C_L &= C_N \cos \alpha - C_A \sin \alpha \end{aligned} \quad (1.1)$$

Eşitliklerde belirtilen α hücum açısını ifade etmektedir. Breguet menzil eşitliğine göre füze menzili L/D oranının bir fonksiyonudur **(1.2)** [7].

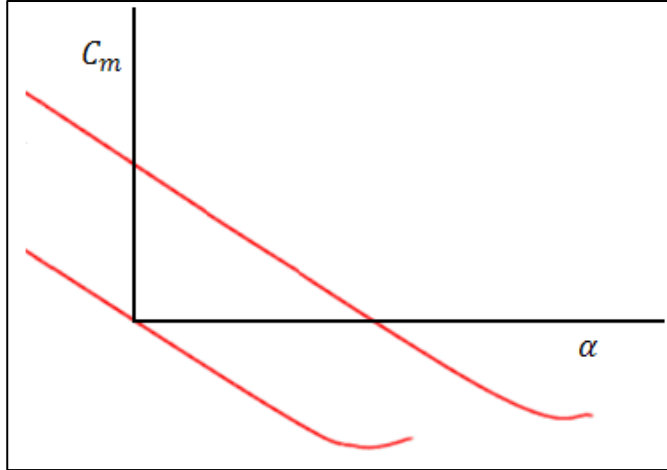
$$R = (vI_{sp}) \cdot \left(\frac{C_L}{C_D}\right) \cdot \ln\left(\frac{W_{BC}}{W_{BC} - W_P}\right) \quad (1.2)$$

Eşitlikte belirtilen v seyir hızını, I_{sp} özgül itkiyi, W_{BC} ve W_P ise sırası ile uçuş öncesi ağırlığı ve yakıt ağırlığını ifade etmektedir.

1.1.1.2 Kararlılık

Temel olarak statik kararlılık ve dinamik kararlılık olarak incelenir Statik kararlılık füzenin denge halinde uçmakta iken üzerine etkiyen bir dış akış farkı sonucunda, kendisini yine denge haline götürecek kuvvetleri üretebilme yeteneği olarak tanımlanır. Şekil 1.1'de belirtildiği gibi statik kararlı bir füzede yunuslama momenti katsayısı hücum açısı eğrisi negatif olmalıdır **(1.3)** [7].

$$\frac{\Delta C_m}{\Delta \alpha} < 0 \quad (1.3)$$

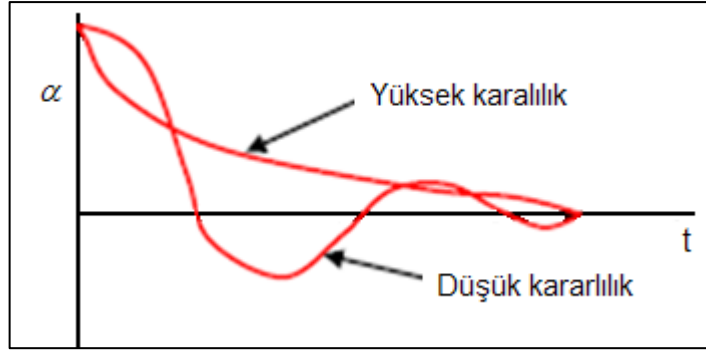


Şekil 1.1: Statik kararlılık [7].

Statik kararlılık, kararlılık aralığı ile ifade edilir ve basınç merkezi ile kütle merkezi arasındaki uzaklığın füze çapına oranıdır **(1.4)** [7].

$$KA = \frac{x_{CG} - x_{CP}}{D} \quad (1.4)$$

Kararlılık aralığının negatif, sıfır ve pozitif değerleri sırası ile kararlı, nötral kararlı ve kararsız füzeye karşılık gelmektedir. Kararlılık aralığı değerinin düşük olması füzenin yüksek hücum açılarında denge koşulunu sağlayabilmesini ve bunun sonucu olarak yüksek normal kuvvete ve manevra kabiliyetine sahip olmasını sağlamaktadır. Ancak bu durum Şekil 1.2'de gösterildiği gibi dalgalı bir yakınsamaya sebep olmaktadır. Bu nedenle genellikle füzeler oto-pilotun geri beslemesi olmadan kararlı hale gelemez [7].



Şekil 1.2: Statik kararlı füze yakınsama eğrisi [7].

1.1.1.3 Manevra kabiliyeti

Manevra kabiliyeti, füzenin verilen süre içerisinde hızını, doğrultusunu ve yönelimini değiştirme yeteneği olarak ifade edilebilir [9].

Yük faktörü incelenen uçuş koşulunda füzenin manevra kabiliyetini ifade etmektedir. Belirli bir süratte büyük yük faktörüne sahip bir füze daha büyük kuvvetler üretebildiği için daha küçük çapa sahip yörüngelerde manevra yapabilme yeteneğine sahip olacaktır. Yük faktörü, füzenin aerodinamik normal kuvvetinden kaynaklanan ivmenin yerçekimi ivmesi ile boyutsuzlaştırılması ile bulunur **(1.5)** [9].

$$n = \frac{N/m}{g}, \quad N = C_N S_{ref} \left(\frac{1}{2} \rho v^2 \right) \quad (1.5)$$

1.1.1.4 Kontrol etkinliği

Kontrol etkinliği, denge koşulunda kontrol yüzeyi sapma açısının hücum açısına oranı ile ifade edilir **(1.6)** [10].

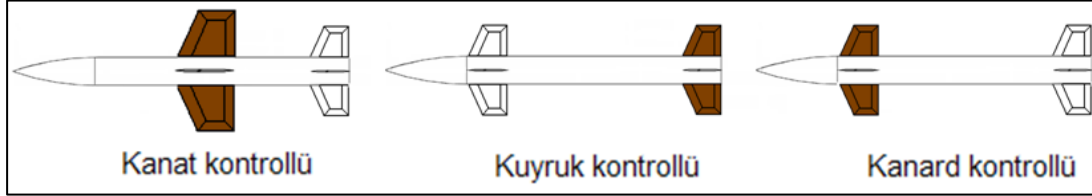
$$KE = \frac{\delta_{denge}}{\alpha} \quad (1.6)$$

Genel olarak aerodinamik tasarım çalışmalarında kontrol etkinliği değerinin 1'den küçük olması isteği, tasarım gereksinimi olarak esas alınır. Kontrol etkinliği gereksinimi sağlandığında füze, aynı kontrol yüzeyi sapma açısında daha yüksek bir hücum açısına ve dolayısı ile daha yüksek kontrol kuvvetine ve manevra yeteneğine sahip olacaktır [10].

Füze aerodinamik parametreleri incelendiğinde; yunuslama düzlemi için eksenel kuvvet katsayısı (C_A), normal kuvvet katsayısı (C_N), yunuslama momenti katsayısı (C_m) gibi aerodinamik katsayıların ve seyir hızı (Mach sayısı), hücum açısı (α), kontrol yüzeyi sapma açısı (δ) gibi uçuş koşullarının füze aerodinamiğini etkileyen temel kavramlar olduğu görülmektedir.

1.1.2 Füzelerin sınıflandırılması

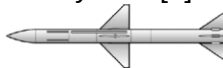
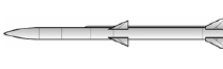
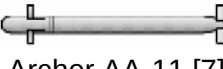
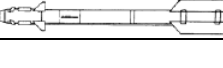
Füzeler; kullanım alanları, yakıt tipleri, güdüm sistemleri gibi birçok şekilde sınıflandırılabilir. Ancak aerodinamik olarak Şekil 1.3'te gösterildiği gibi kanat, kuyruk ve kanard kontrollü olacak şekilde temel üç grupta incelenebilir [7].



Şekil 1.3: Füzelerin kontrollerine göre sınıflandırılması.

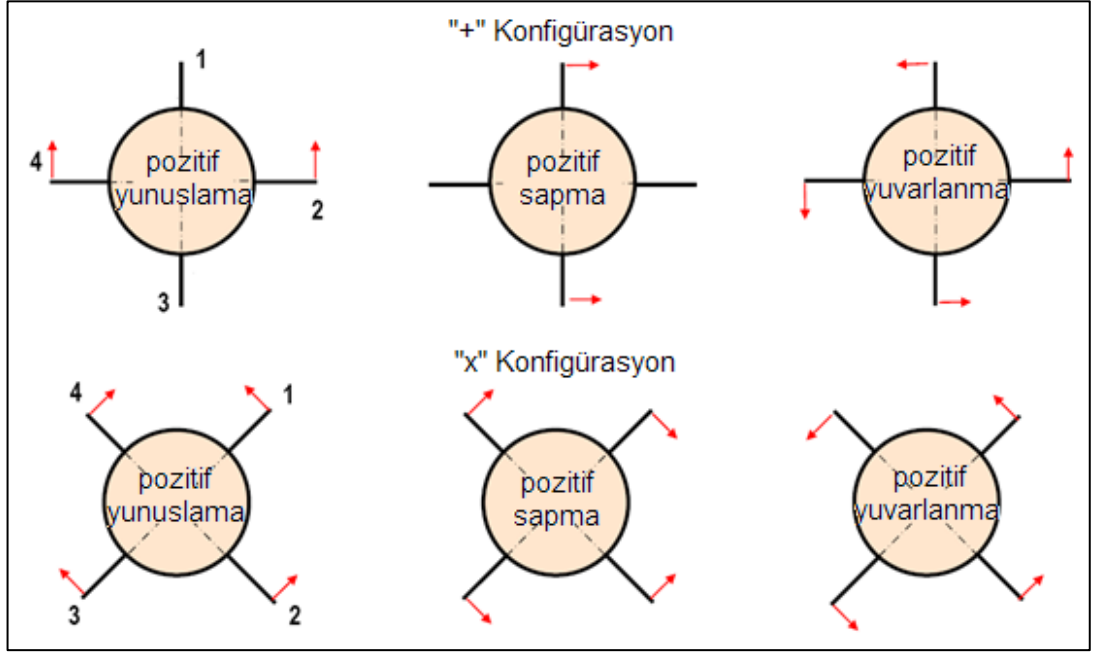
Her tip kontrolün Çizelge 1.1'de listelendiği gibi birbirine göre avantaj ve dezavantajları bulunmaktadır [7].

Çizelge 1.1: Füze kontrol özellikleri.

Kontrol	Avantaj	Dezavantaj	Örnek
Kanat	- Düşük hücum açısı - Düşük arayıcı hatası - Hızlı tepki süresi	- Zayıf alt-sistem paketlemesi - Büyük menteşe momenti - Büyük kanat alanı - Büyük indüklenmiş yuvarlanma - Düşük tutunma kaybı açısı	Sparrow AIM-7 [7]  Skyflash [7] 
Kuyruk	- Etkin alt-sistem paketlemesi - Düşük menteşe momenti - Düşük indüklenmiş yuvarlanma - Büyük hücum açısında yüksek performans	Düşük hücum açısında taşıma kaybı	TOW2-BGB71D [7]  AMRAAM AIM-120 [7] 
Kanard	- Etkin paketleme - Kolay üretim - Düşük menteşe momenti	- Düşük tutunma kaybı açısı - Büyük indüklenmiş yuvarlanma	Stinger FIM-92 [7]  Archer AA-11 [7] 

Kontrol yüzeyleri Şekil 1.4'te gösterildiği gibi gövde üzerinde "+" veya "x" konumda olabilmektedir. "+" konfigürasyon, yunuslama ve sapma manevralarında düşük sürüklemeye ve kontrol etkinliğine sahipken yuvarlanma manevrasında statik olarak kararlı değildir. Öte yandan "x" konfigürasyon, yunuslama ve sapma manevralarında

yüksek sürüklemeye, statik kararlılığa ve kontrol etkinliğine sahiptir. Ayrıca yuvarlanma manevrasında statik karardır [7].



Şekil 1.4: Kontrol yüzeyi konfigürasyonları [7].

Bu çalışma kapsamında kuyruk kontrollü “+” konfigürasyon jenerik füze kullanılmıştır.

1.2 Slotlu Gövdeye Sahip Güdümlü Füze Sistemleri

Slotlu gövde, genellikle harp alanında pratik kullanıma yönelik, zırhlı ve mekanize birimleri hedefleyen, kara araçları üzerinden veya fırlatma tüpü ile er tarafından atılabilen orta menzilli silah sistemlerinde bulunmaktadır. Bu füzelerden en yaygın kullanılanlar FGM148 Javelin, BGM71 TOW ve M712 Copperhead silah sistemleridir [11-18]. Dönü kararlılığını ve gerekli yük faktörünü sağlayan bir kanat takımı ile manevra kabiliyetini sağlayan bir de kontrol yüzeyi takımı olmak üzere 2 takım taşıyıcı yüzeye sahiptirler ve taşıyıcı yüzeylerin tamamı uçuş öncesi gövde slotlarının içinde kapalı olarak durmaktadır.

1.2.1 FGM148 Javelin

FGM148 Javelin, Amerikan Raytheon ve Lockheed Martin şirketleri tarafından geliştirilen taşınabilir tanksavar füze sistemidir. Javelin, kızılötesi görüntüleme arayıcısı ile otomatik kontrollü at-unut güdüm sistemine sahiptir. Omuz üzerinden fırlatma tüpü ile atılabilmektedir. Kanat takımı ve kontrol yüzeyi takımı fırlatma öncesi gövde slotlarının içinde kapalı halde bulunmaktadır. Fırlatma sonrası her iki

set de açılarak füzenin kontrollü şekilde hedefe ulaşmasını sağlamaktadır [11]. Fırlatma anını gösteren bir resimler Şekil 1.5'te görülmektedir.



Şekil 1.5: Javelin fırlatma anı görünümü [12].

Javelin'e ait temel özellikler Çizelge 1.2'de gösterilmektedir.

Çizelge 1.2: FGM-148 Javelin temel özellikleri [11].

Ağırlık	11.8 kg
Uzunluk	1.1 m
Çap	127 mm
Etkin Menzil	75-2500 m
Hız	~0.3 Mach
Güdümlü Sistemi	Kızılötesi Görüntüleme

1.2.2 BGM-71 TOW

BGM-71 TOW (*Tube-launched, Optically tracked, Wire-guided missile*) ilk tasarımı Amerikan Hughes Aircraft Company tarafından yapılan ve sonrasında Raytheon şirketinin geliştirdiği tanksavar füze sistemidir [13]. Fırlatma tüpü ile kara aracı üzerinden veya uç-ayaktan atılabilmektedir. Hedefi optik olarak takip etmektedir. Kontrolü, fırlatma sonrası arkasında bıraktığı kablo ile sinyal gönderilerek yapılmaktadır. Farklı modifikasyonlarla oluşturulan 5 konfigürasyonu bulunmaktadır. Tamamında, Javelin gibi fırlatma öncesi taşıyıcı yüzeyler gövde slotlarında tutulmaktadır [13]. TOW silah sistemine ilişkin resim Şekil 1.6'da gösterilmiştir.



Şekil 1.6: TOW silah sistemi [14].

Şekil 1.7’de görüldüğü gibi TOW gövdesinde çeyrek gövde uzunluğunda toplam 8 adet slot bulunmaktadır.



Şekil 1.7: TOW gövde slotları [15].

BGM-72 Basic TOW a ait temel özellikler Çizelge 1.3’de yer almaktadır.

Çizelge 1.3: BGM-72 Basic TOW temel özellikleri [13].

Ağırlık	18.9 kg
Uzunluk	1.17 m
Çap	152 mm
Etkin Menzil	3000 m
Hız	~0.8 Mach
Güdümlü Sistemi	Optik Takip, Kablo Kontrollü

1.2.3 M712 Copperhead

Copperhead 1970’lerin başında Martin Marietta (Şimdiki adı ile Lockheed Martin) şirketi tarafından geliştirilen ilk güdümlü tanksavar füze sistemidir. 155 mm çapındaki füze lazer güdümlü sistemine sahiptir. 155 mm konvansiyonel howitzer ve

benzeri topçu birimlerinden fırlatılabilmektedir. 3000 m ile 16000 m uzaklıktaki hedefleri vurabilmektedir. Etkili bir harp başlığına ve yüksek hassasiyete sahiptir [16].

Dörder taşıyıcı yüzeyden oluşan bir kanat takımı ve bir kontrol yüzeyi takımı (kuyruk takımı) bulunmaktadır. Fırlatma öncesi taşıyıcı yüzeylerin tamamı gövde slotları içerisinde tutulmaktadır. Fırlatmanın hemen ardından dönü kararlılığını ve uzunlamasına kararlılığı sağlayan kontrol yüzeyleri açılmakta ancak kanat takımı kapalı kalmaktadır. Gövde ve kontrol yüzeylerinden oluşan fırlatma konfigürasyonu, ses üstü hızlarda balistik uçuş yaparak hedefe yaklaştıktan sonra yüksek ses altı hızlarda kanat takımını açarak gövde, kanat ve kontrol yüzeylerinden oluşan manevra konfigürasyonuna geçmektedir [16]. M712 Copperhead manevra konfigürasyonuna ait bir resim Şekil 1.8’de görülmektedir.



Şekil 1.8: M712 Copperhead manevra konfigürasyonu [17].

M712 Copperhead’e ait temel özellikler Çizelge 1.4’te yer almaktadır.

Çizelge 1.4: M712 Copperhead temel özellikleri [16].

Ağırlık	62 kg
Uzunluk	1.37 m
Çap	155 mm
Etkin Menzil	3000 m - 16000 m
Hız	0.5-1.8 Mach
Güdümlü Sistemi	Optik Takip, Kablo Kontrollü

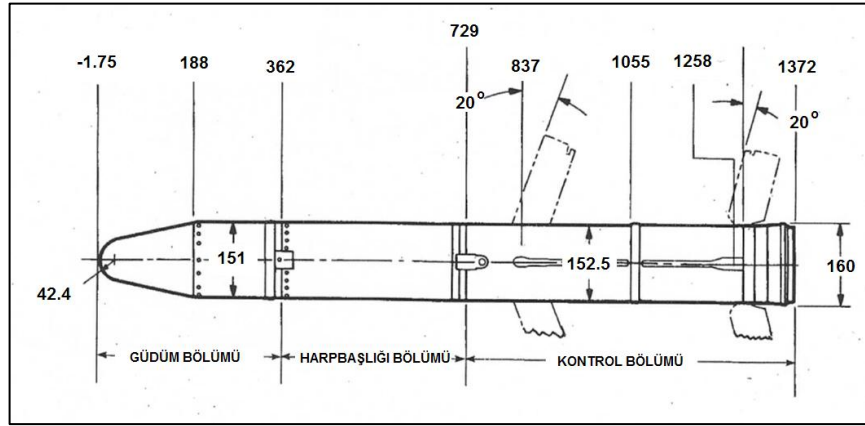
1.3 Slotlu Gövde Üzerinde Yapılan Çalışmalar

M712 Copperhead güdümlü füze sisteminin tasarım aşamasında gerçekleştirilen uçuş testlerinde hedeften daha kısa mesafede bir noktaya çarptığı tespit edilmiştir. Ayrıca, uçuş sonrası analizler füzenin manevra kabiliyetinin rüzgar tüneli deneylerine göre daha düşük olduğunu göstermiştir. Araştırmalar uçuş öncesi

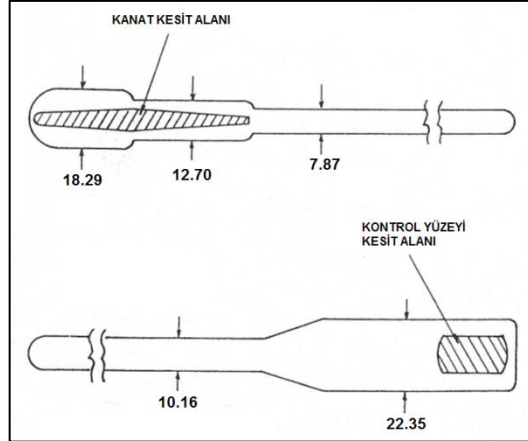
taşıyıcı yüzeyleri saklayan gövde slotları üzerinde yoğunlaşmıştır. Daha sonra slotlu gövde ile yapılan rüzgar tüneli deneylerinde gövde slotlarının toplam sürüklemeyi artırdığı ve kanat üzerindeki basınç farkını düşürdüğü tespit edilmiştir [18].

1.3.1 Rüzgar tüneli modeli

Rüzgar tüneli modeli olarak 1/1 ölçekli slotlu ve slotsuz gövdeye sahip Copperhead modelinin yalnızca gövde, gövde-kanat, fırlatma ve manevra konfigürasyonları kullanılmıştır. Rüzgar tüneli modelinin boyutları Şekil 1.9'daki resimde slot boyutları ise Şekil 1.10'daki resimde gösterilmiştir. Resimlerdeki ölçümler mm olarak verilmiştir.



Şekil 1.9: Rüzgar tüneli modeli [5].



Şekil 1.10: Rüzgar tüneli modeli gövde slot geometrisi [5].

Model, tünelde $\phi=0^\circ$ için “+” konfigürasyonda durmaktadır.

1.3.2 Rüzgar tüneli ve test koşulları

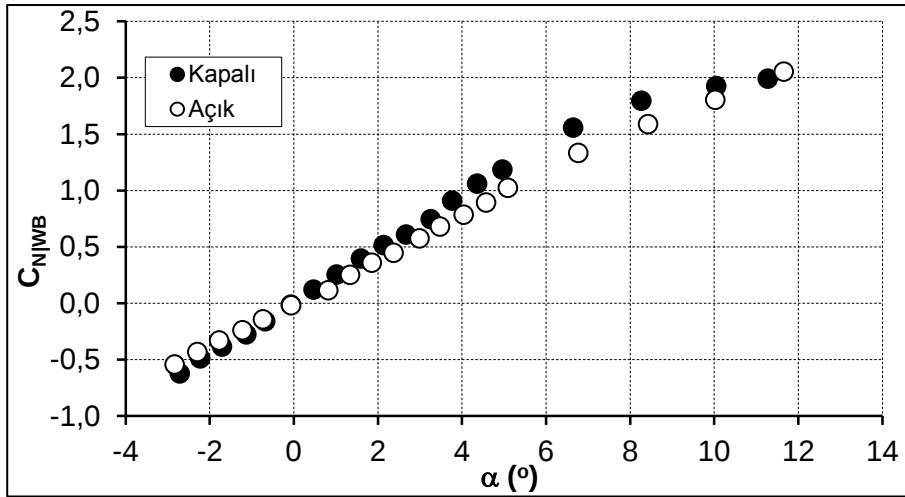
Bu bölümde, 0.5 Mach (9×10^6 Reynolds Sayısı) akış hızında yalnızca gövde, gövde-kanat, fırlatma ve manevra konfigürasyonları ile gerçekleştirilen testlere ilişkin

sonuçlar verilmiştir. Deneyler, Rockwell International Trisonic ve Calspan Transonic rüzgar tünellerinde gerçekleştirilmiştir. Katsayıların hesaplanmasında kullanılan referans uzunluk 0.152 m ve referans alan 0.0182 m² dir [5].

1.3.3 Deney sonuçları

Yalnızca gövde ve gövde-kanat konfigürasyonları ile 0.5 Mach akış hızında 0° yuvarlanma açısında -3°'den 12° hücum açısına kadar model üzerindeki toplam normal kuvvet katsayıları ölçülmüştür [5]. şekil 1.11'deki grafikte gövde-kanat konfigürasyonunun, slotların açık ve kapalı olduğu koşullardaki normal kuvvet katsayısı sonuçları verilmiştir.

Grafikte görüldüğü gibi model üzerindeki normal kuvvet slotların açık olduğu koşul için belirgin bir oranda düşüş göstermiştir. Bu durumun büyük ölçüde gövde slotlarından etkilenen kanat takımı üzerindeki normal kuvvetin azalmasından kaynaklandığı değerlendirilmektedir.



şekil 1.11: Model üzerindeki toplam normal kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi ($\phi=0^\circ$, $M=0.5$) [5].

Gövde etkileşimli kanat üzerinde oluşan normal kuvvet katsayısı aşağıdaki şekilde hesaplanmaktadır **(1.7)** [5]:

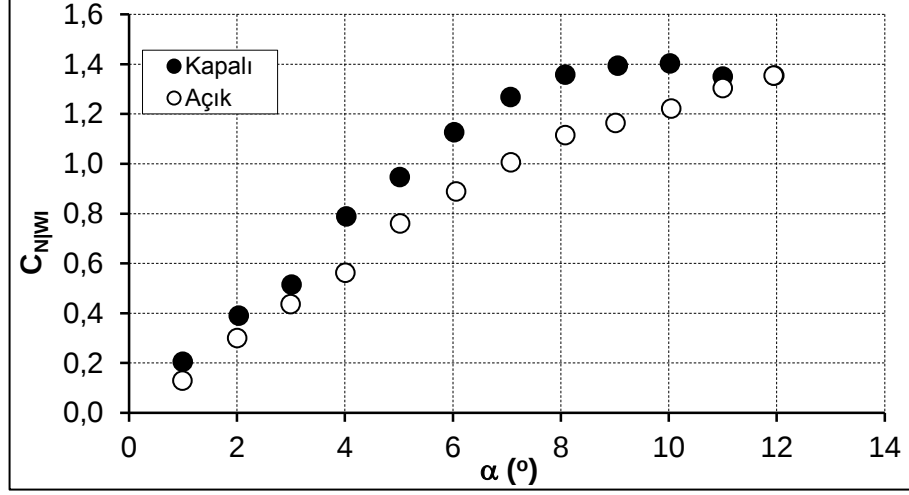
$$C_{N_{WI}} = C_{N_{WB}} - C_{N_B} \quad (1.7)$$

şekil 1.12'deki grafikte görüldüğü gibi slotların açık olduğu koşulda kanat üzerindeki normal kuvvet, %20'ye varan düşüş göstermektedir. Ayrıca slotlar sebebi ile kanatların *stall* karakteri de değişmektedir.

Fırlatma ve manevra konfigürasyonları ile de yukarıda belirtilen uçuş koşullarında deneyler gerçekleştirilmiştir. Bu iki konfigürasyondaki kontrol yüzeyleri üzerinde

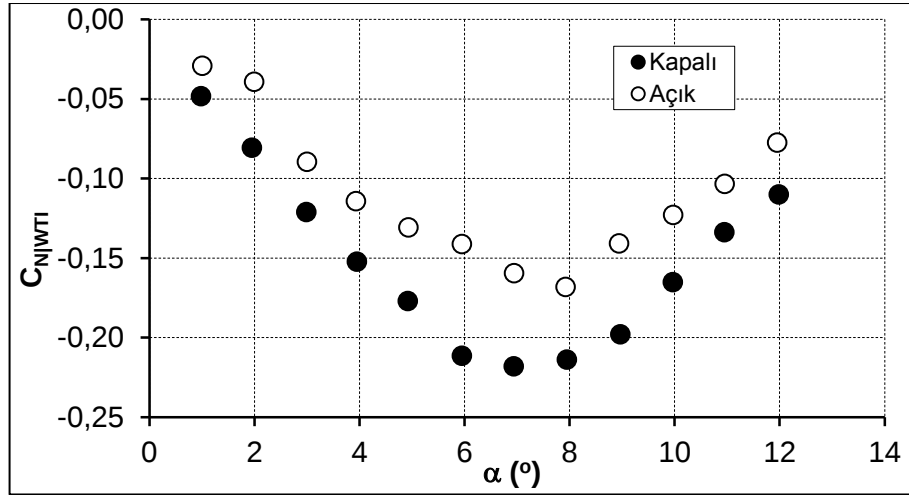
oluşan normal kuvvetlerin farkı ile kanadın etkisinde kontrol yüzeyi üzerindeki aşağı sapma (*downwash*) normal kuvveti hesaplanmaktadır (1.8) [5].

$$C_{N_{WTI}} = C_{N_{F_{manevra}}} - C_{N_{F_{fırlatma}}} \quad (1.8)$$



Şekil 1.12: Gövde etkileşimli kanat üzerinde oluşan normal kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi ($\phi=0^\circ$, $M=0.5$) [5].

Aşağı sapma normal kuvvetinin açık ve kapalı slotlu koşullarda hücum açısına göre değişimi Şekil 1.13'deki grafikte gösterilmiştir.

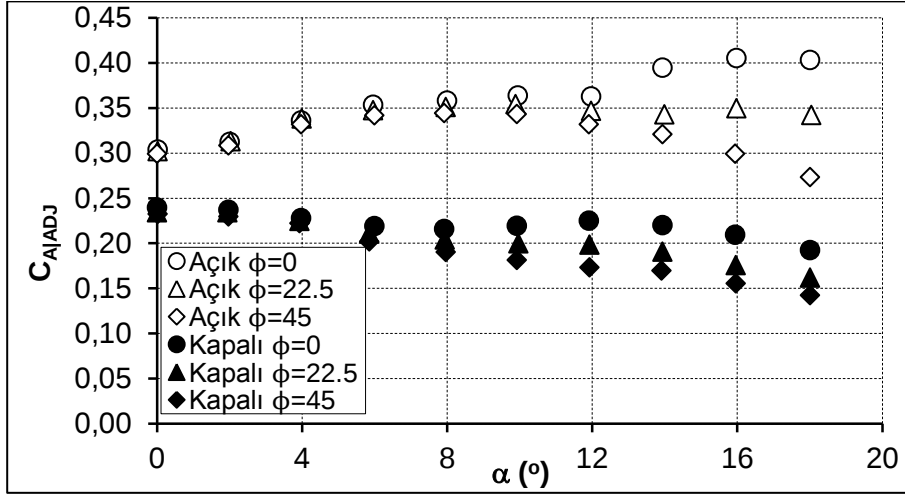


Şekil 1.13: Aşağı sapma normal kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi ($\phi=0^\circ$, $M=0.5$) [5].

Normal kuvvetin dışında manevra konfigürasyonu için eksenel kuvvet ölçümü gerçekleştirilerek farklı yuvarlanma açılarında etkin eksenel kuvvet katsayısı hesaplanmıştır [18]. Şekil 1.14'teki grafik incelendiğinde slotların açık olduğu koşulda eksenel kuvvet 0 derece hücum açısında %30 artış göstermektedir. Bu artış hücum açısının büyümesi ile yükselerek devam etmektedir. Ayrıca, slotların kapalı

olduğu koşulda eksenel kuvvet, yuvarlanma açısına ve hücum açısına göre çok değişmezken slotların açık olduğu koşulunda yuvarlanma açısının değişimi ile %100'e varan farklılıklar göstermektedir.

Yapılan çalışmalar sonucunda başarısız uçuş testlerinin, gövde slotlarının sebep olduğu eksenel kuvvetteki artış ve normal kuvvetteki azalmadan kaynaklandığı tespit edilmiştir. Rüzgar tüneli verilerine göre güncellenen tasarım ile yapılan uçuş testlerinde başarılı sonuçlar alınmıştır [18].



Şekil 1.14: Etkin eksenel kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi ($M=0.5$) [18].

1.4 Füze Aerodinamik Kestirim Araçları

Mühendislik seviyesi kestirim araçları, projenin tasarım ve ön tasarım aşamalarında modelin aerodinamik karakterinin hızlı bir şekilde tahmin edilebilmesi için geliştirilmiş yarı-ampirik kodlardır. Genellikle kodun içinde bulunan veri-tabanını kullanarak BİM ile aerodinamik katsayı tahmini yapmaktadırlar. Bu bölümde Missile DATCOM, MISL3, ve AP hızlı kestirim araçları tanıtılacaktır.

1.4.1 Missile DATCOM

Missile DATCOM, Amerikan Hava Kuvvetleri Uçuş Dinamiği Laboratuvarı tarafından füze ve roket aerodinamik parametrelerinin tahmin edilebilmesi için geliştirilmiş yarı-ampirik bir koddur. Kod içinde tanımlanabilen füze veya roket konfigürasyonları için statik ve dinamik kuvvet ve moment katsayılarını hesaplayabilmektedir. Ayrıca, modelin kararlılığını ve kontrol karakterini tahmin edebilmektedir [3]. Matematik model olarak BİM, EHAM ve farklı uçuş rejimlerinde çözüm üretebilmek için ek yarı-

ampirik metotlar kullanmaktadır. Konvansiyonel füze tasarımı için geniş çapta aerodinamik çözüm sunabilmektedir [3].

1.4.2 MISL3

MISL3, Nilsen Engineering and Research Inc. (NEAR) şirketi tarafından geliştirilen mühendislik seviyesi aerodinamik performans tahmini yapabilen bir tasarım aracıdır. Tahminlerinde BİM ve EHAM gibi matematiksel yöntemler ile farklı gövde ve farklı taşıyıcı yüzey takımlarının farklı uçuş koşullarındaki kuvvet ve moment katsayılarını barındıran Triservice veri-tabanını kullanmaktadır. Ayrıca girdap modellemesi yaparak lineer olmayan aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarını tahmin edebilmektedir [19].

1.4.3 Aeroprediction (AP)

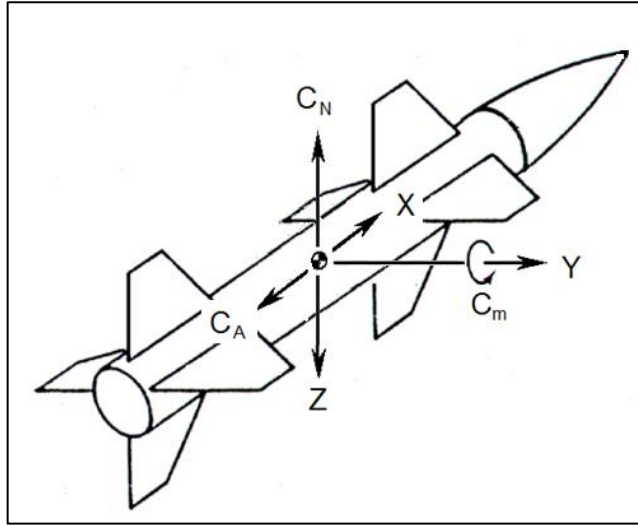
Aeroprediction (AP) de diğer tasarım araçları gibi konvansiyonel füze aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarını hesaplayabilen yarı-ampirik bir hızlı kestirim aracıdır. Düşük hücum açılarındaki koşullar için Narin Gövde Teorisi, İnce Kanat Teorisi gibi analitik yöntemler kullanmaktadır. Yüksek hücum açılarındaki uçuş koşullarında ise sahip olduğu ampirik veri-tabanını kullanarak lineer olmayan aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarını tahmin edebilmektedir [20].

2. MATEMATİKSEL MODELLEME

Bu bölümde BİM (Bileşen-İnşa Metodu) ve EHAM (Eşdeğer Hücum Açısı Metodu) hakkında detaylı bilgi verilmiş ve HAD analizleri ile çözülen Navier-Stokes denklemleri tanıtılmıştır.

2.1 Bileşen-İnşa Metodu (BİM) ve Eşdeğer Hücum Açısı Metodu (EHAM)

BİM, bir roket/füzeye ait elemanların her biri için kuvvet ve moment katsayılarını, elemanların birbirleri ile olan etkileşimini de içerecek şekilde hesaplamaktadır. Şekil 2.1’de gösterilen “+” konfigürasyon konvansiyonel bir model üzerindeki toplam kuvvet ve moment katsayıları model elemanlarına ait katsayıların toplamından oluşmaktadır [21].



Şekil 2.1: Konvansiyonel gövde-kanat-kuyruk füze modeli ve eksen takımı.

Konvansiyonel bir füze modeli için normal kuvvet, yunuslama momenti ve eksenel kuvvet katsayıları aşağıdaki şekildedir **(2.1-3)** [21].

$$C_{N_{BWT}} = C_{N_B} + C_{N_{W(B)}} + C_{N_{B(W)}} + C_{N_{T(B)}} + C_{N_{B(T)}} + C_{N_{T(W)}} \quad (2.1)$$

$$C_{m_{BWT}} = C_{m_B} + C_{m_{W(B)}} + C_{m_{B(W)}} + C_{m_{T(B)}} + C_{m_{B(T)}} + C_{m_{T(W)}} \quad (2.2)$$

$$C_{A_{BWT}} = C_{A_B} + C_{A_{W(B)}} + C_{A_{T(B)}} + C_{A_{T(W)}} \quad (2.3)$$

Yukarıdaki denklemlerde kullanılan alt indisler Çizelge 2.1’de açıklanmıştır.

Çizelge 2.1: BİM ve EHAM kullanılan alt indisler.

B	Gövde (<i>Body</i>)
$W(B)$	Gövde etkisinde kanat (<i>Wing in presence of body</i>)
$B(W)$	Kanat etkisinde ek-gövde (<i>Body in presence of wing</i>)
$T(B)$	Gövde etkisinde kuyruk (<i>Tail in presence of body</i>)
$B(T)$	Kuyruk etkisinde ek-gövde (<i>Body in presence of tail</i>)
$T(W)$	Kanat etkisinde ek kuyruk

Denklem (2.2) bileşenleri $\phi=0^\circ$ için açılırsa (2.4-9) [21],

$$C_{N_{W(B)}} = (K_{W(B)}\alpha + k_{W(B)}\delta) \frac{\partial C_{N_W}}{\partial \alpha} \quad (2.4)$$

$$C_{N_{W(B)}} = (K_{W(B)}\alpha + k_{W(B)}\delta) \frac{\partial C_{N_W}}{\partial \alpha} \quad (2.5)$$

$$C_{N_{B(W)}} = (K_{B(W)}\alpha + k_{B(W)}\delta) \frac{\partial C_{N_W}}{\partial \alpha} \quad (2.6)$$

$$C_{N_{T(B)}} = (K_{T(B)}\alpha + k_{T(B)}\delta) \frac{\partial C_{N_T}}{\partial \alpha} \quad (2.7)$$

$$C_{N_{B(T)}} = (K_{B(T)}\alpha + k_{B(T)}\delta) \frac{\partial C_{N_T}}{\partial \alpha} \quad (2.8)$$

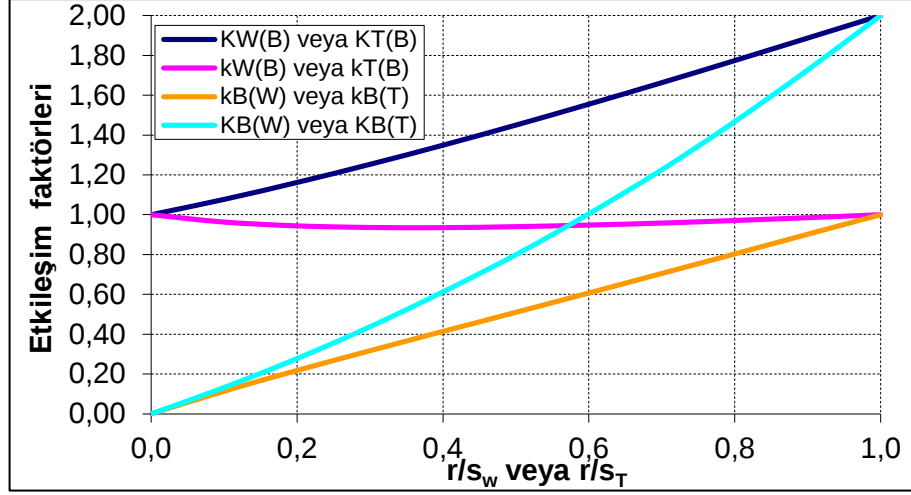
$$C_{N_{T(W)}} = \left(1 + \frac{k_{B(T)}}{k_{T(B)}}\right) \frac{\partial C_{N_T}}{\partial \alpha} \quad (2.9)$$

Denklemlerde belirtilen K terimleri, bileşenler arasındaki etkileşim faktörlerini ifade etmektedir. Etkileşim faktörleri narin gövde teorisinin gövde-kanat konfigürasyonları için geliştirilmesi ile elde edilmiştir [6]. Etkileşim faktörlerinin gövde yarıçapının (r) kanat/kuyruk (s_W/s_T) yarı-açıklığına oranı ile olan ilişkisi Şekil 2.2’de gösterilmiştir.

$\Delta\alpha$ kanat girdaplarının kuyruk üzerinde oluşturduğu etkin hücum açısı ve δ kanat ve kuyruğun sapma açısı olarak tanımlanmıştır. $\Delta\alpha$, girdap alanın oluşturduğu, kuyruk panelleri üzerindeki yukarı sapma (*upwash*) dağılımının ampirik korelasyonlar ve narin gövde teorisi girdap konveksiyon metodu gibi metotlar ile bulunarak; paneller üzerindeki lokal yukarı sapma açılarının hesaplanmasıyla elde edilir [21]. Denklem (2.7), (2.8) ve (2.9) tekrar düzenlenirse (2.10-11);

$$C'_{N_{T(B)}} = (K_{T(B)}\alpha + k_{T(B)}\delta + \Delta\alpha) \frac{\partial C_{N_T}}{\partial \alpha} \quad (2.10)$$

$$C'_{N_{B(T)}} = \left(K_{B(T)}\alpha + k_{B(T)}\delta + \frac{k_{B(T)}}{k_{T(B)}}\Delta\alpha\right) \frac{\partial C_{N_T}}{\partial \alpha} \quad (2.11)$$



Şekil 2.2: Etkileşim faktörlerinin $(r/s)_w$ veya $(r/s)_T$ ile değişimi [6].

Şekil 2.2’de gösterilen etkileşim faktörleri arasındaki ilişki şu şekildedir **(2.12)** [6]:

$$\frac{k_{B(W)}}{k_{W(B)}} \approx \frac{K_{B(W)}}{K_{W(B)}}, \quad \frac{k_{B(T)}}{k_{T(B)}} \approx \frac{K_{B(T)}}{K_{T(B)}} \quad (2.12)$$

Denklem **(2.10)** da **(2.13)**,

$$\alpha_{eqT} = K_{T(B)}\alpha + k_{T(B)}\delta + \Delta\alpha \quad (2.13)$$

olarak tanımlanırsa aynı denklem şu şekilde düzenlenebilir **(2.14)**:

$$C'_{N_{T(B)}} = C_{N_T|\alpha_{eqT}}, \quad C'_{N_{W(B)}} = C_{N_W|\alpha_{eqW}} \quad (2.14)$$

Denklem **(2.10)** ile **(2.11)** oranı denklem **(2.12)** ile beraber değerlendirilirse aşağıdaki eşitlik elde edilir **(2.15)**.

$$C'_{N_{B(T)}} = \left(\frac{K_{B(T)}}{K_{T(B)}} \right) C_{T|\alpha_{eq}}, \quad C'_{N_{B(W)}} = \left(\frac{K_{B(W)}}{K_{W(B)}} \right) C_{W|\alpha_{eq}} \quad (2.15)$$

Denklem **(2.15)** e benzer olarak yunuslama momenti katsayısı için aşağıdaki eşitlikler düzenlenebilir **(2.16)**.

$$C'_{m_{T(B)}} = C_{m_T|\alpha_{eqT}}, \quad C'_{m_{W(B)}} = C_{m_W|\alpha_{eqW}} \quad (2.16)$$

Normal kuvvet katsayısından farklı olarak kuyruk ve kanat etkisindeki ek-gövde momenti katsayısı, ek-gövde normal kuvvetlerinin birimsiz basınç merkezi uzaklığı ile çarpımından oluşmaktadır **(2.17)** [21].

$$C'_{m_{B(T)}} = C_{N_{B(T)}} X_{cp_{B(T)}}, \quad C'_{m_{B(W)}} = C_{N_{B(W)}} X_{cp_{B(W)}} \quad (2.17)$$

Eksenel kuvvet katsayısı için denklem **(2.16)** düzenlenirse **(2.18)**;

$$C'_{A_{T(B)}} = C_{A_T|\alpha_{eqT}}, \quad C'_{A_{W(B)}} = C_{A_W|\alpha_{eqW}} \quad (2.18)$$

Nihai olarak denklemlerin bilançosu aşağıdaki şekildedir **(2.19-21)**.

$$C_{N_{BWT}} = C_{N_B} + C_{N_W|\alpha_{eqW}} \left(\frac{K_{B(W)}}{K_{W(B)}} + 1 \right) + C_{N_T|\alpha_{eqT}} \left(\frac{K_{B(T)}}{K_{T(B)}} + 1 \right) \quad (2.19)$$

$$C_{m_{BWT}} = C_{m_B} + C_{m_W|\alpha_{eqW}} + C_{N_W|\alpha_{eqW}} \left(\frac{K_{B(W)}}{K_{W(B)}} X_{cp_{B(W)}} \right) + C_{m_T|\alpha_{eqT}} + C_{N_T|\alpha_{eqT}} \left(\frac{K_{B(T)}}{K_{T(B)}} X_{cp_{B(T)}} \right) \quad (2.20)$$

$$C_{A_{BWT}} = C_{A_B} + C_{A_W|\alpha_{eqW}} + C_{A_T|\alpha_{eqT}} \quad (2.21)$$

Bu çalışma kapsamında, denklem **(2.19)**, **(2.20)** ve **(2.21)** deki değişkenler ele alınacaktır. Değişkenlerden bir kısmı HAD yöntemleri ile elde edilerek, bu denklemler beslenecek ve belirlenen uçuş koşulları ve konfigürasyonlarda aerodinamik performans tahmini yapılacaktır. BİM ve EHAM'ın HAD ile kullanıldığı bu yöntem HAD-BİM olarak adlandırılmıştır. HAD yöntemleri ve BİM ve EHAM tarafından elde edilecek değişkenler Çizelge 2.2'de belirtilmiştir.

Çizelge 2.2: HAD, BİM ve EHAM ile elde edilecek değişkenler.

HAD	BİM ve EHAM
$C_{A_B}, C_{N_B}, C_{m_B}$	$K_{B(W)}, K_{B(W)}$
$C_{A_W}, C_{N_W}, C_{m_W}$	$K_{W(B)}, \alpha_{eqW}, X_{cp_{B(W)}}$
$C_{A_T}, C_{N_T}, C_{m_T}$	$K_{T(B)}, \alpha_{eqT}, X_{cp_{B(T)}}$

2.2 Navier-Stokes Denklemleri

Bu çalışma kapsamında ele alınacak olan Navier-Stokes denklemleri temel olarak kütle momentum ve enerji olmak üzere üç korunum denkleminde oluşmaktadır. Bu denklemlerin üç boyutlu diferansiyel formu sırası ile şu şekildedir **(2.22-24)** [22]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div} \rho \vec{v} = 0 \quad (2.22)$$

$$\rho \frac{D\vec{v}}{Dt} = \rho g + \nabla \cdot \tau'_{ij} - \nabla p \quad (2.23)$$

$$\rho \frac{Dh}{Dt} = \frac{Dp}{Dt} + \text{div}(k_i \nabla T) + \tau'_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial u_j} \quad (2.24)$$

τ'_{ij} viskoz gerilme tensörü ise aşağıdaki şekilde tanımlanmıştır **(2.25)**.

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \delta_{ij} \lambda \text{div} \vec{v} \quad (2.25)$$

Denklemlerde belirtilen temel değişkenler basınç (p), sıcaklık (T) ve hız vektörüdür ($\vec{v}$). Bunların dışında bazı akış tiplerinde sabit kabul edilebilen ancak sıkıştırılabilir viskoz akışlar için değişken olan yoğunluk (ρ), dinamik viskozite (μ) entalpi (h) ve termal iletkenlik (k_i) terimleri de bulunmaktadır. Akışın ideal gaz denkleminde uygun olduğu kabul edilirse (2.26);

$$p = \rho RT \quad (2.26)$$

eşitliği yazılabilir [22]. Dinamik viskozite terimi için ise sıcaklığa bağlı olarak Sutherland viskozite eşitliği aşağıdaki şekildedir [23] (2.27).

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}} + \frac{T_0 + S}{T + S} \quad (2.27)$$

Denklem (2.27) de belirtilen μ_0 referans dinamik viskozite ve T_0 referans sıcaklık ve S ise Sutherland sabitidir.

Akış entalpisi, e birim kütlesindeki iç enerji ile değiştirilerek kullanılır. Aralarındaki ilişki denklem (2.28) de verilmiştir [22] (2.28).

$$h = e + \frac{p}{\rho}, \quad e = C_v T \quad (2.28)$$

C_v ise sabit hacimdeki özgül ısıyı ifade etmektedir. Termal iletkenlik (k) ise bu çalışma kapsamında sabit alınmıştır.

Sıkıştırılabilir akışlarda akış Mach sayısı (M) ile ifade edilmektedir [23] (2.29).

$$M \equiv \frac{u}{c} \quad (2.29)$$

c ses hızı olup sıcaklık ve özgül ısı ile olan ilişkisi aşağıdaki denklemde verilmiştir (2.30) [23].

$$c = \sqrt{\gamma RT}, \quad \gamma = \frac{C_p}{C_v} \quad (2.30)$$

Denklem (2.30) de belirtilen R gaz sabiti ve γ özgül ısı oranıdır. Sıkıştırılabilir akışlar için statik basınç ve sıcaklık (p, T) ile toplam basınç ve sıcaklık (p_0, T_0) arasındaki ilişki izantropik ve adyabatik koşullarda aşağıdaki şekilde verilmektedir [24] (2.31-32).

$$\frac{p_0}{p} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2.31)$$

$$\frac{T}{T_0} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad (2.32)$$

Denklem (2.22), (2.23) ve (2.24) de diferansiyel formu gösterilen korunum denklemleri bu çalışmada kullanılan sonlu hacimler metodunda integral forma dönüştürülerek kullanılmaktadır. Bu dönüşüme ilişkin detaylar kaynak [25]'te yer almaktadır.

2.2.1 Türbülans modeli

Türbülans doğada hemen tüm akışlarda görülen akışın uzayda düzensiz dalgalanma hareketi olarak tanımlanabilir. Bu dalgalanma momentum, enerji gibi taşınan akışın niceliklerinin de zamana göre dalgalanmasına sebep olmaktadır [23]. Çok küçük ölçekte ve çok yüksek frekansta olabilmektedir. Bu nedenle bu tip akışların direkt simülasyonu çoğu zaman mümkün olmamaktadır ve her ölçekteki türbülans çözülmek yerine modellenmektedir.

RANS (Reynolds Averaged Navier Stokes) yaklaşımına göre değişkenler ortalama ve dalgalanan olmak üzere iki terime ayrılır [23]. Hız değişkeni için bu yaklaşım şu şekildedir (2.33):

$$u_i = \overline{u_i} + u'_i \quad (2.33)$$

Denklem (2.33) de belirtilen $\overline{u_i}$ ortalama hız bileşenini u'_i ise dalgalanan hız bileşenini ifade etmektedir. Buna göre momentum denklemi tekrar düzenlenirse aşağıdaki eşitlik elde edilir (2.34).

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) \\ &= -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u_i u_j}) \end{aligned} \quad (2.34)$$

Yeni düzenlemeye göre denkleme $-\rho \overline{u_i u_j}$ (Reynolds Stress) terimi eklenmiştir. Bu terimin modellenmesi için Boussinesq yaklaşımından yararlanılır (2.35) [23].

$$-\rho \overline{u_i u_j} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left(\rho k + \mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij} \quad (2.35)$$

Boussinesq hipotezi Spalart-Allmaras, $k - \varepsilon$, $k - \omega$ gibi türbülans modelleri tarafından kullanılmaktadır. Spalart-Allmaras modelinde, türbülans viskozitesi (μ_t)

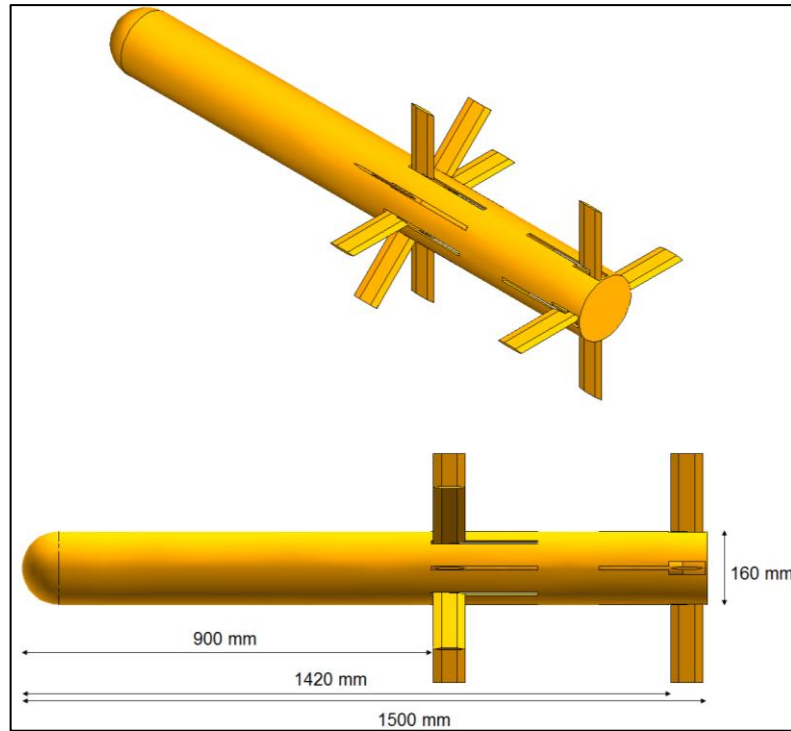
için tek bir taşıma denklemleri bulunurken $k - \varepsilon$ ve $k - \omega$ ve modellerinde türbülans kinetik enerji (k) ve türbülans dağılma oranı (ε) veya özgül dağılma oranının (ω) ldğ iki taşıma denklemleri bulunmaktadır [23]. Bu alışma kapsamında $k - \varepsilon$ türbülans modeli kullanılmıştır. Türbülans modeline ait taşıma denklemlerine türbülans viskozitesinin modellenmesine ilişkin detaylar kaynak [23]'te verilmiştir.

3. JENERİK FÜZE MODELİ

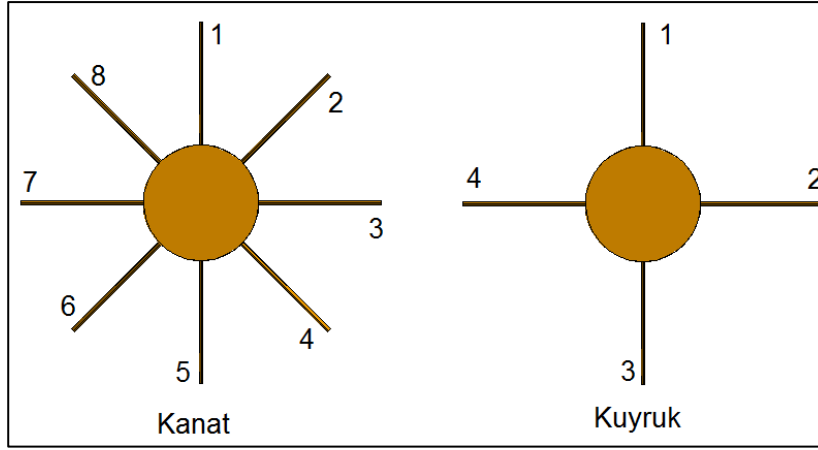
Bu çalışma kapsamında hızlı kestirim araçlarının çok başarılı sonuçlar vermediği tanksavar sistemler göz önünde bulundurularak jenerik bir füze oluşturulmuştur. Oluşturulan füze, bileşenlerine ayrılarak her bileşen için ayrı çözüm ağı örülmüştür. Çözüm ağı analizi yapılarak oluşturulan ağların kalitesi ve problem için uygunluğu değerlendirilmiştir. Son olarak oluşturulan çözüm ağlarına sınır koşulları tanımlanarak modeller analize hazır hale getirilmiştir.

3.1 Katı Model Ve Konfigürasyonlar

Oluşturulan model, sekiz kanat, dört kuyruk ve bu taşıyıcı yüzeyleri içinde barındıracak slotlu bir gövdeye sahiptir. Hesaplamalarda zaman tasarrufu etmek için kanat ve kuyruk geometrisi özdeş seçilmiştir. Burun benzer sistemlerde olduğu gibi yarım küre geometrisine sahiptir. Füze modeli ve temel uzunlukları Şekil 3.1’de gösterilmiştir. Kanat ve kuyruğun gövde üzerindeki yerleşimi Şekil 3.2’deki gibidir.

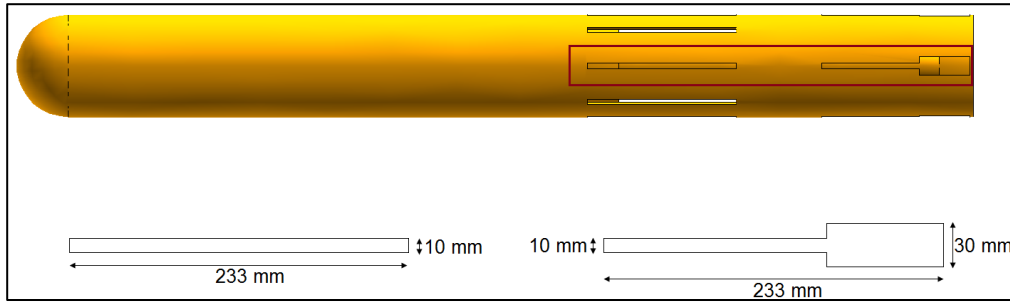


Şekil 3.1: Füze modeli ve temel uzunlukları.

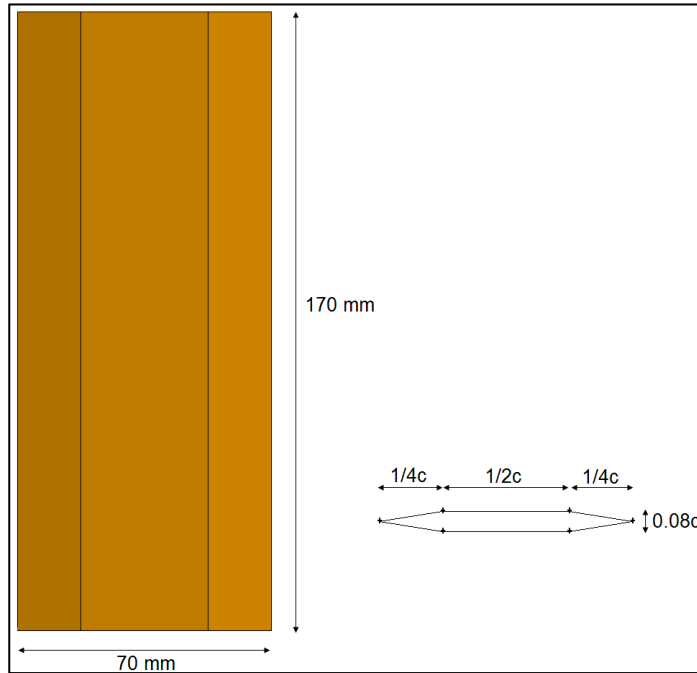


Şekil 3.2: Kanat ve kuyruğun gövde üzerindeki yerleşimi.

Füze modeli HAD analizleri için gövde, kanat ve kuyruk bileşenlerine ayrılmıştır. Gövde ve gövde slotlarının geometrisi Şekil 3.3'te, kanat ve kuyruk geometrisi Şekil 3.4'de verilmiştir.



Şekil 3.3: Gövde ve slotlarının geometrisi.

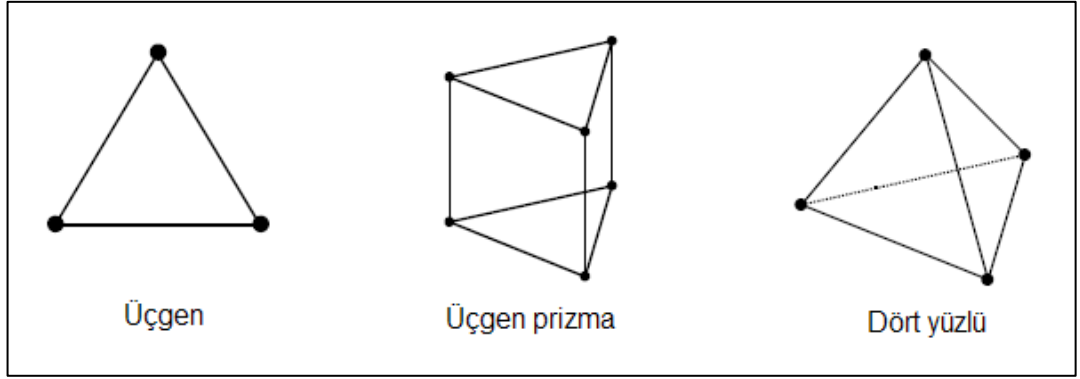


Şekil 3.4: Kanat ve kuyruk geometrisi.

Sonuç olarak çözüm ağı için BS (slotlu gövde), W (kanat ve kuyruk) ve BWTS (slotlu gövde-kanat-kuyruk) olmak üzere 3 farklı füze konfigürasyonu oluşturulmuştur.

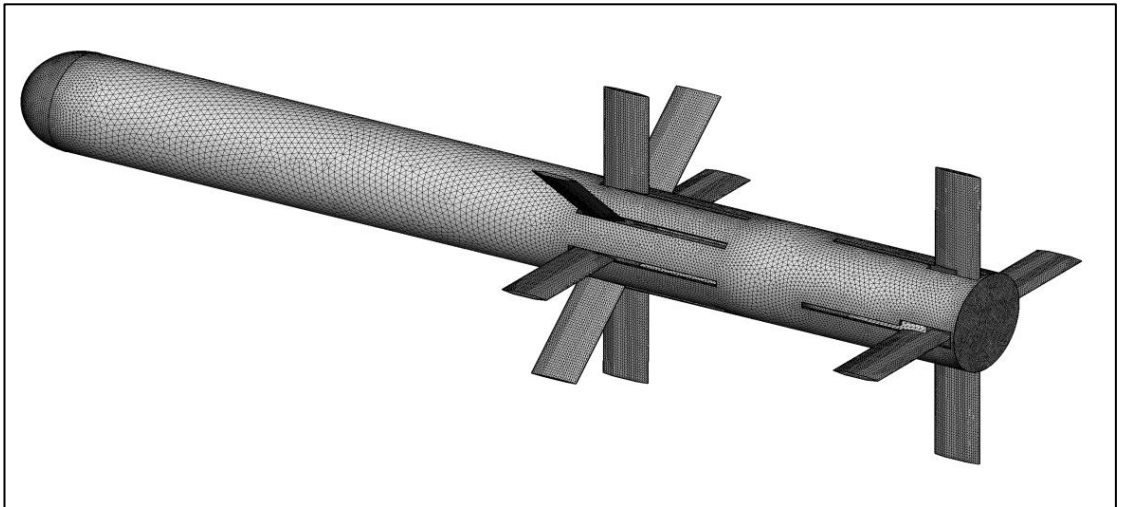
3.2 Çözüm Ağı Oluşturulması

Çözüm ağı oluşturulmasında GAMBIT ve TGRID ticari yazılımları kullanılmıştır. Çözüm ağı stratejisi belirlenirken dış akış analizleri için örnek teşkil eden NDCM (NASA Dual Control Missile) füze modelinin deneysel verilerle doğrulanmış çözüm ağı yapısı ve yoğunluğu dikkate alınmıştır [4]. Bu kapsamda çözüm ağı, dış akış problemlerine uygun olarak ve geometriyi daha iyi tanımlayabilmek için yapısız, örtüşen dörtyüzlü elemanlardan oluşacak şekilde planlanmıştır. Bu nedenle yüzey ağı üçgen elemanlardan ve sınır tabaka üçgen prizmalardan örülmüştür. Şekil 3.5'te çözüm ağı elemanları tanıtılmıştır.

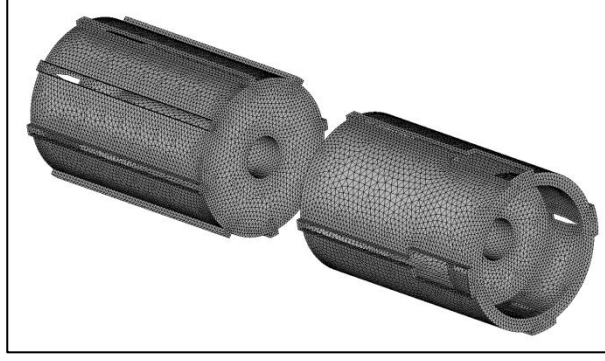


Şekil 3.5: Çözüm ağı elemanları.

BWTS konfigürasyonu için oluşturulan yüzey çözüm ağı Şekil 3.6'da ve slot içi yüzey çözüm ağı Şekil 3.7'de gösterilmiştir.

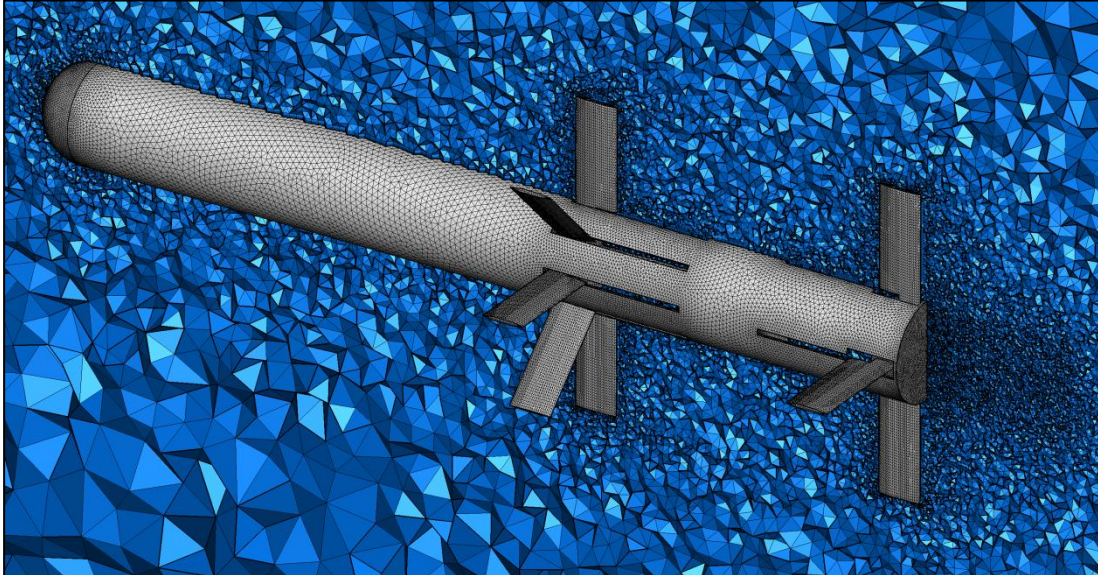


Şekil 3.6: BWTS konfigürasyonu yüzey çözüm ağı.

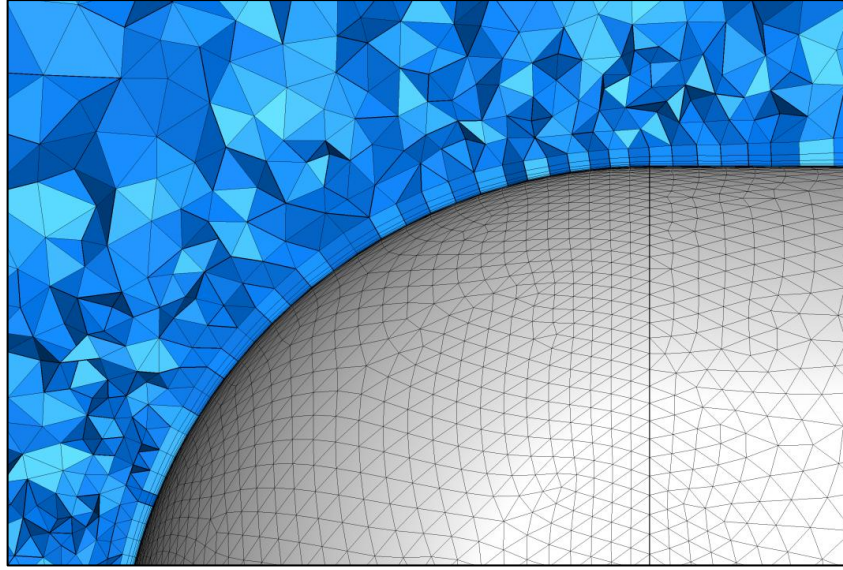


Şekil 3.7: Slot içi yüzey çözüm ağı.

Yüzey etkileşiminin yoğun olduğu bölgelerde (slot-gövde bağlantıları) yoğun bir çözüm ağı oluşturulmuş; etkileşimin azaldığı bölgelere doğru çözüm ağı yoğunluğu seyreltilmiştir. Yüzey modeli üzerine seçilen ilk yükseklik değerinden başlayarak üstel artan 8 katman ve onun üzerine hacim çözüm ağı ile uygun bir geçiş oluşturacak 8 katman sınır tabaka çözüm ağı oluşturulmuştur. Yüzey çözüm ağı stratejisine benzer olarak, yüzeye yakın bölgelerdeki ani akış değişimlerini modelleyebilmek amacı ile model etrafına yoğun olacak şekilde ve modelden uzaklaştıkça elemanlar büyütülerek hacim ağı tamamlanmıştır. Yine model arkasındaki girdap yapısını yakalayabilmek için ilgili bölge ayrıca yoğunlaştırılmıştır. BWTS konfigürasyonu için oluşturulan hacim çözüm ağı Şekil 3.8’de ve burun bölgesi sınır tabaka-hacim çözüm ağı geçişi Şekil 3.9’da gösterilmiştir.

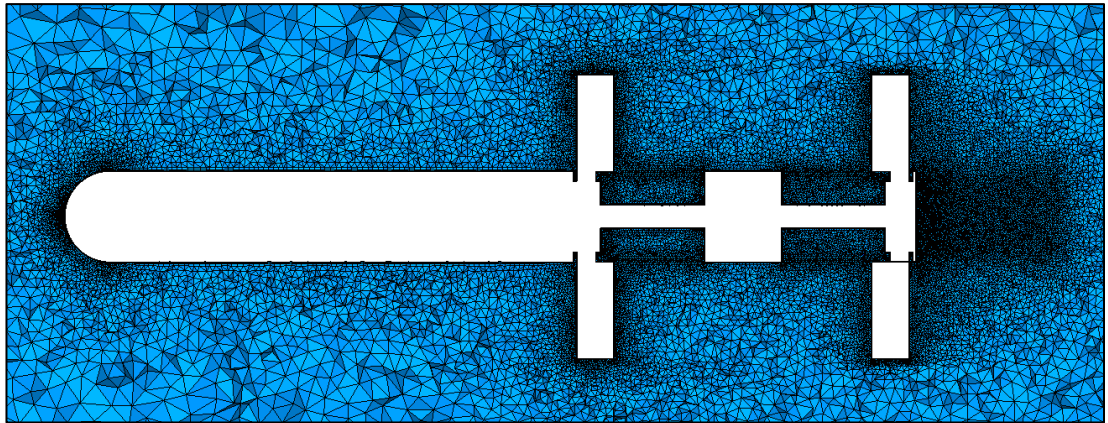


Şekil 3.8: BWTS konfigürasyonu hacim çözüm ağı.



Şekil 3.9: Sınır tabaka-hacim çözüm ağı geçişi.

Slot iç bölgesi hacim çözüm ağı Şekil 3.10'da gösterilmiştir. Konfigürasyon çözüm ağlarına ait eleman sayıları Çizelge 3.1'de verilmektedir.



Şekil 3.10: Slot iç bölgesi hacim çözüm ağı.

Çizelge 3.1: Konfigürasyon çözüm ağlarına ait eleman sayıları.

	#Üçgen eleman	#Üçgen prizma eleman	#Dört yüzlü eleman
BS	94.904	1.518.464	2.866.447
W	3.610	57.760	483.658
BWTS	142.156	2.274.496	4.942.399

3.3 Çözüm Ağı Analizi

Oluşturulan çözüm ağlarının kalitesi ve problem tanımına uygunluğu analiz edilmiştir. Bu nedenle elemanların çarpıklık oranı ve ön-analiz yapılarak sınır tabaka elemanlarının bu bölümde açıklanacak olan y^+ değerleri elde edilmiştir.

3.3.1 Çarpıklık oranı

Çarpıklık oranı, çözüm ağı kalitesini analiz etmek için kullanılan bir yöntemdir. Genel olarak eş-yanal hacim çarpıklık oranı (Equilateral Volume Based Skewness) ve normalleştirilmiş eş-açısal çarpıklık oranı (Normalized Equiangular Skewness) olmak üzere iki metot kullanılmaktadır. Bu çalışma kapsamında eş-açısal çarpıklık oranından yararlanılmıştır ve aşağıdaki şekilde ifade edilmektedir **(3.1)** [26].

$$\text{Çarpıklık oranı} = \max \left[\frac{\theta_{max} - \theta_e}{180 - \theta_e}, \frac{\theta_e - \theta_{min}}{\theta_e} \right] \quad (3.1)$$

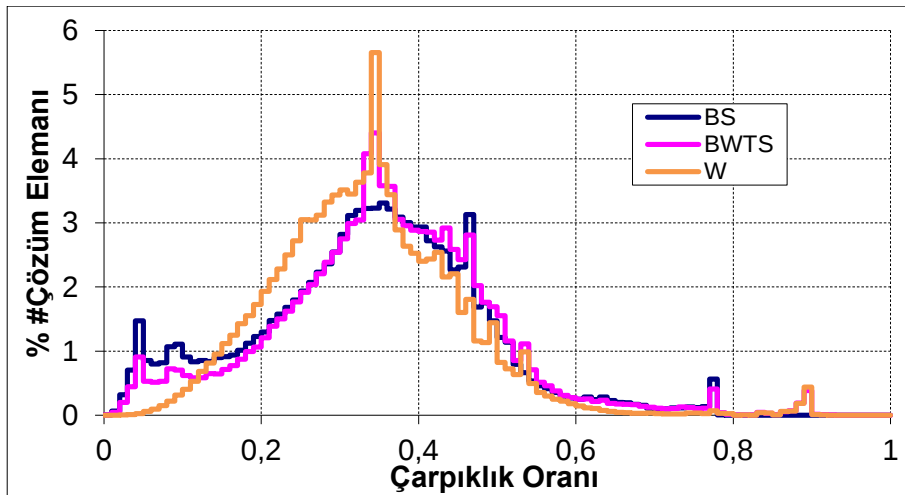
Çarpıklık oranı parametreleri Çizelge 3.2’de verilmiştir.

Çizelge 3.2: Çarpıklık oranı parametreleri.

θ_{max}	Elemanın en büyük iç açısı
θ_{min}	Elemanın en küçük iç açısı
θ_e	Eş-kenar üçgen veya dörtgen iç açısı (60° veya 90°)

Normalleştirilmiş eş-açısal çarpıklık oranı metoduna göre BS ve BWTS konfigürasyonları için yapılan çarpıklık oranı analizi Şekil 3.11’deki grafikte gösterilmiştir.

Normalleştirilmiş eş-açısal çarpıklık oranı metodunda çarpıklık oranı kalite ilişkisi Çizelge 3.3’te gösterilmiştir. Yapılan analiz sonucu konfigürasyon çözüm ağları iyi ve üzeri kaliteye sahip olduğu değerlendirilmektedir.



Şekil 3.11: Çarpıklık oranı analizi.

Çizelge 3.3: Çarpıklık oranı kalite ilişkisi [26].

Çarpıklık oranı	Eleman kalitesi
1	Bozuk
0.9-<1	Kötü
0.75-0.9	Zayıf
0.5-0.75	Yeterli
0.25-0.5	İyi
>0-0.25	Çok iyi
0	Mükemmel

3.3.2 Sınır tabaka analizi

Türbülanslı sınır tabaka genellikle her biri özel davranışa sahip farklı gruplara ayrılır. Yüzeye en yakın çok ince bir katman viskoz alt-tabaka olarak tanımlanır. Yüzeyin türbülanslı dış bölgesi ise tam türbülanslı bölge olarak adlandırılır. Bu iki bölgenin arası da geçiş bölgesi olarak tanımlanmıştır [25].

Türbülanslı sınır tabaka ayrıca yukarıda tanımlanan 3 bölgeyi kapsayan iç bölge ve geri kalan kısım ise dış bölge olacak şekilde de tanımlanabilir. Tüm bu tanımlamaları yapmak için birimsiz hız (u^+) ve duvardan normal yöndeki birimsiz uzaklık (y^+) terimlerinden yararlanılır **(3.2)** [25].

$$u^+ = \frac{u}{u_r}, \quad y^+ = y \frac{u_r}{\nu} \quad (3.2)$$

Denklem **(3.2)** de belirtilen u_r sürtünme hızı ve ν kinematik viskozite olarak tanımlanmıştır **(3.3)** [25].

$$u_r = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (3.3)$$

Denklem **(3.3)** de belirtilen τ_w ise yüzey kayma gerilmesini ρ ise yoğunluğu ifade etmektedir. Bu tanımlamalara göre sınır tabaka bölgeleri ve y^+ ilişkisi Çizelge 3.4'te gösterilmiştir.

İkinci bölümde belirtilen türbülans modellerinin yanı sıra duvar sınırı yakınındaki türbülanslı modelleyen standart duvar fonksiyonu ve iyileştirilmiş duvar yaklaşımı bulunmaktadır. Standart duvar fonksiyonunda y^+ değeri tam türbülanslı bölgede olması gerekirken iyileştirilmiş duvar yaklaşımında viskoz alt-tabakanın içinde olması gerekmektedir [23]. Dolayısı ile her problem yaklaşımında seçilen türbülans modeli aynı zamanda y^+ seçimini de beraberinde getirmektedir. Bu çalışma

kapsamında seçilen iyileştirilmiş duvar yaklaşımına uygun olarak y^+ değerinin viskoz alt-tabaka sınırının altında kalacak şekilde 1 elde edilmesi hedeflenmiştir. Bu doğrultuda, sınır tabaka çözüm ağı oluşturulurken ilk yükseklik (y) doğru bir şekilde belirlenmelidir.

Çizelge 3.4: Sınır tabaka bölgeleri ve y^+ ilişkisi [25].

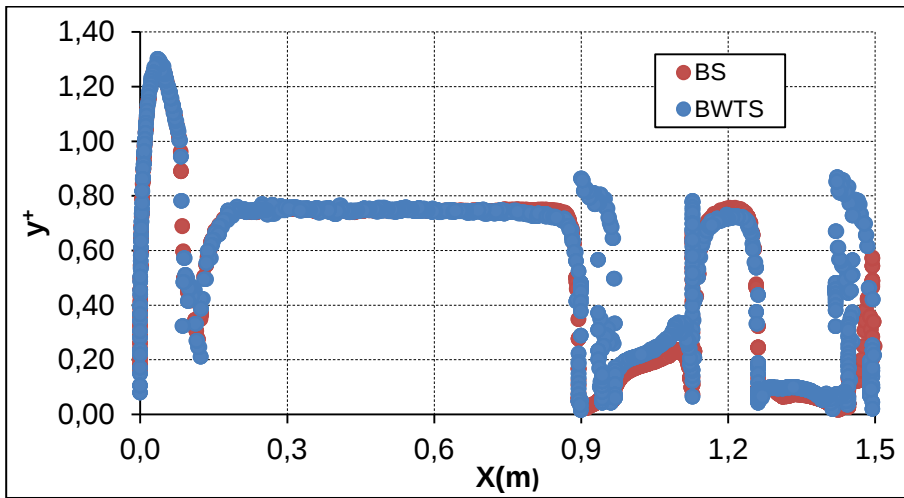
$y^+ < 2-8$	Viskoz alt-tabaka
$2-8 < y^+ < 2-50$	Geçiş bölgesi
$y^+ > 50$	Tam türbülanslı bölge
$y^+ < 100-400$	İç bölge
$y^+ > 100-400$	Dış bölge

İlk yükseklik (y) ile y^+ arasındaki ilişkiyi tahmin etmek için birçok ampirik eşitlik bulunmaktadır. Bu çalışmada Denklem (3.4) deki eşitlikten yararlanılmıştır [27]. Daha sonra bir ön çözüm yapılarak y^+ değeri kontrol edilmiş ve sınır tabaka çözüm ağının probleme uygunluğu değerlendirilmiştir (3.4).

$$y = 6 \times \left(\frac{Re}{L}\right)^{-\frac{7}{8}} \times \left(\frac{L}{2}\right)^{\frac{1}{8}} \times y^+ \quad (3.4)$$

Eşitlikte bulunan L değişkeni model boyunu ifade etmektedir.

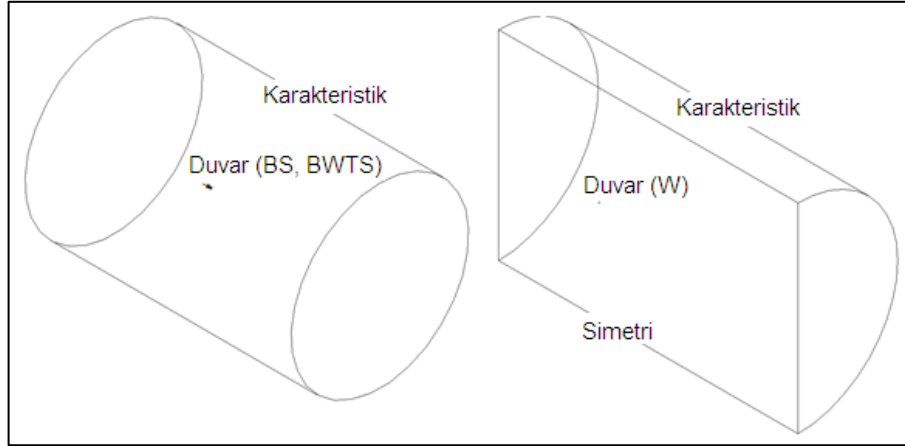
Şekil 3.12'deki grafikte konfigürasyonlar için 0.8 Mach sayısındaki ön çözüm sonucu elde edilen y^+ değerleri gösterilmiştir. Değerlerin tamamı hedeflenen y^+ değerinin altında ve yeterli hassasiyettedir.



Şekil 3.12: Konfigürasyonların y^+ değerleri (M=0.8).

3.4 Sınır Koşulları

Konfigürasyon sınırları dış akış modellemesine uygun olarak, model önünden ve yanından 10 boy, arkasından 20 boy uzaklıkta model etkilerinden olabildiğince az etkilenecek şekilde tanımlanmıştır. Dış hacim, BS ve BWTS konfigürasyonları için silindir, W konfigürasyonu için yarım silindir geometrisine sahiptir. Oluşturulan sınırlar Şekil 3.13'te gösterilmiştir.



Şekil 3.13: Konfigürasyonların sınır koşulları.

3.4.1 Duvar sınır koşulu

Duvar sınır koşulu, akışkan ve katı bölgeyi birbirinden ayırmak için kullanılan bir sınır koşuludur. Viskoz akışlarda sürtünmeli (*no-slip*) duvar koşulu tanımlanmaktadır [23]. Bu çalışmada model elemanlarının tamamına bu sınır koşulu tanımlanmıştır.

3.4.2 Karakteristik sınır koşulu

Karakteristik sınır koşulu (*pressure far field*), dış akış problemlerinde modelin etkilemeyeceği kadar uzak sınırlar için tanımlanmalıdır. Bu sınır koşulu sonsuz uzaklıktaki serbest akış hızını, Mach sayısı ve statik koşullarla beraber tanımlamaktadır. Sınırlardaki değişkenleri karakteristik bilgileri (Riemann sabitleri) kullanarak hesaplamaktadır. Ses altı hızlar için iki Riemann sabiti bulunmaktadır (3.5-6) [23].

$$R_{\infty} = v_{n_{\infty}} - \frac{2c_{\infty}}{\gamma - 1} \quad (3.5)$$

$$R_i = v_{n_i} - \frac{2c_i}{\gamma - 1} \quad (3.6)$$

Denklemlerde v_n sınırdaki normal hız büyüklüğünü, c lokal ses hızını γ ise özgül ısı oranını ifade etmektedir. ∞ alt indisi sınırdaki, i ise akış hacmi içini belirtmektedir

(sınıra komşu olan elemanlar). Bu iki sabit toplanıp çıkarılırsa aşağıdaki eşitlikler elde edilir **(3.7-8)**.

$$v_n = \frac{1}{2}(R_i + R_\infty) \quad (3.7)$$

$$c = \frac{\gamma - 1}{4}(R_i - R_\infty) \quad (3.8)$$

v_n ve c sınırdaki normal hız ve ses hızını ifade etmektedir. Teğetsel hız bileşeni ve entropi akış hacminden ekstrapole edilerek elde edilmektedir. v_n ve c , teğetsel hız ve entropi bilgileri kullanılarak sınır üzerindeki yoğunluk, hız, sıcaklık ve basınç bilgileri hesaplanabilmektedir [23].

3.4.3 Simetri sınır koşulu

Simetrik sınır koşulu fiziksel olarak simetrik olan problemlerde kullanılabildiği gibi sıfır kayma gerilmesinin olduğu duvar koşulları için de kullanılabilir. Bu sınır koşulunda simetrik sınırın karşısına akı geçmediği kabul edilir. Normal hız bileşeni sıfırdır (konvektif akı yok), bütün değişkenlerin normal gradyanı sıfırdır (difüzyif akı yok) [23].

4. HAD ANALİZİ

Bu bölümde, belirlenen konfigürasyonlar için hazırlanan çözüm ağlarının analizine yönelik detaylar verilmiştir. Öncelikle konfigürasyonlar için test matrisi oluşturulmuş ve belirlenen çözüm stratejisine göre analizler tamamlanmıştır. Ayrıca çözüm stratejisinin başarısı da yine bu bölümde incelenmiştir.

4.1 Test Matrisi

Test matrisi BS ve W konfigürasyonlarından oluşan temel grup ve BWTS konfigürasyonundan oluşan doğrulama grubu olmak üzere 2 gruba ayrılmıştır. Bu gruplar için farklı Mach sayıları, yuvarlanma açıları ve hücum açılarında seçilen uçuş koşulları Çizelge 4.1'deki test matrisinde gösterilmektedir.

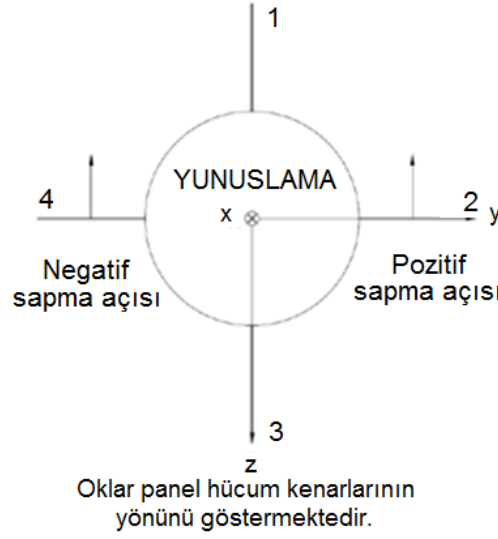
Çizelge 4.1: HAD test matrisi.

	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	$M\backslash\phi$	0°	45°	
BS					0.4	BS-M0.4-P0		Temel grup
					0.6	BS-M0.6-P0	BS-M0.6-P45	
					0.8	BS-M0.8-P0		
W					0.4	W-M0.4-P0		
					0.6	W-M0.6-P0		
					0.8	W-M0.8-P0		
BWTS	0°	0°	0°	0°	0.4	BWTS-D0-M0.4-P0		Doğrulama grubu
	0°	0°	0°	0°	0.6	BWTS-D0-M0.6-P0	BWTS-D0-M0.6-P45	
	0°	5°	0°	-5°	0.6	BWTS-D5-M0.6-P0		
	0°	10°	0°	-10°	0.6	BWTS-D10-M0.6-P0		
	0°	15°	0°	-15°	0.6	BWTS-D15-M0.6-P0		
	0°	0°	0°	0°	0.8	BWTS-D0-M0.8-P0		

Test matrisinde belirtilen analizlerde, BS ve BWTS konfigürasyonları 0°-15°, W konfigürasyonu ise 0°-20° hücum açısı aralığında taranmıştır. δ_n , kuyruk n 'inci panelinin sapma açısını ifade etmektedir. Kuyruk eksen takımı Şekil 4.1'de gösterilmiştir.

Bu çalışmada, temel grup analizlerinden BİM ve EHAM kullanılarak doğrulama grubunun aerodinamik kuvvet ve moment katsayıları elde edilmesi amaçlanmıştır.

Yapılan çalışmalar doğrulama grubu sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Çizelge 4.2’de temel grup ve doğrulama grubu arasındaki ilişki gösterilmiştir.



Şekil 4.1: Kuyruk eksen takımı.

Çizelge 4.2: HAD test matrisi temel grup-doğrulama grubu arasındaki ilişki.

Temel grup		Doğrulama grubu
BS	W	BWTS
BS-M0.4-P0	W-M0.4-P0	BWTS-D0-M0.4-P0
BS-M0.6-P0	W-M0.6-P0	BWTS-D0-M0.6-P0
		BWTS-D5-M0.6-P0
		BWTS-D10-M0.6-P0
		BWTS-D15-M0.6-P0
BS-M0.6-P45		BWTS-D0-M0.6-P45
BS-M0.8-P0	W-M0.8-P0	BWTS-D0-M0.8-P0

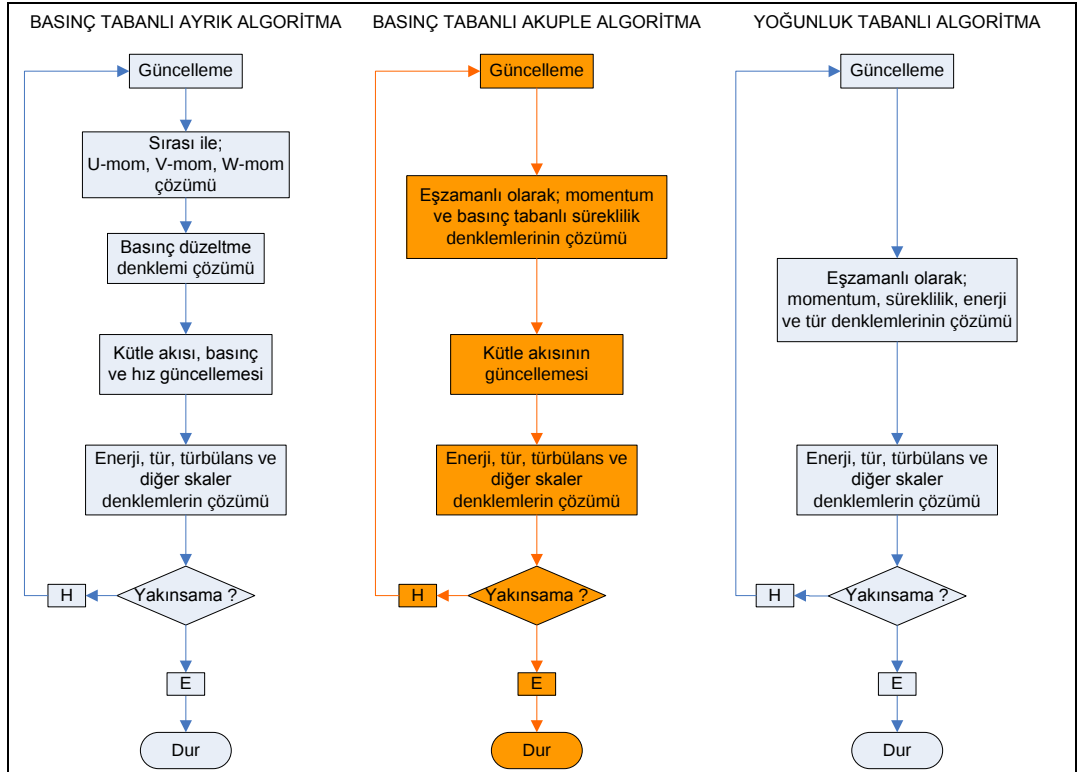
4.2 Çözüm Metodu

İkinci bölümde belirtilen sıkıştırılabilir viskoz akışlar için düzenlenen Navier-Stokes denklemleri FLUENT ticari yazılımı kullanılarak bu bölümde belirlenen uçuş koşullarında çözülmüştür.

FLUENT çözüm için basınç tabanlı (*pressure based*) ve yoğunluk tabanlı (*density based*) olmak üzere iki farklı nümerik metot sunmaktadır. Basınç tabanlı algoritmanın genellikle düşük hızlı sıkıştırılmaz akışlar için yoğunluk tabanlı algoritmanın ise yüksek hızlı sıkıştırılabilir akışlar için uygun olduğu düşünülse de her iki metot da genişletilerek ve yeniden biçimlendirilerek kullanım alanları genişletilmiştir. Her iki metotta da hız alanı momentum denkleminde elde

edilmektedir. Yoğunluk tabanlı algoritmada basınç alanı hal denkleminde elde edilirken yoğunluk alanı için süreklilik denklemi kullanılmaktadır. Basınç tabanlı algoritmada ise süreklilik ve momentum denklemleri manipüle edilerek basınç düzeltme denklemi (*pressure correction equation*) oluşturulmakta ve bu denklemin çözümü ile basınç alanı elde edilmektedir [23].

Her iki algoritma için de korunum denklemlerinin integral formu, sonlu hacimler metodu ile çözülmektedir. Ancak doğrusallaştırma yaklaşımları ve ayrıklaştırılmış denklemlerin çözümü farklıdır. Yoğunluk tabanlı algoritmada denklemler akuple (*coupled*) olarak çözülürken basınç tabanlı algoritmada denklemler kısmen akuple ve ayrık (*segregated*) olarak çözülebilmektedir. Algoritmaların akış şeması Şekil 4.2’de gösterilmiştir.



Şekil 4.2: Nümerik çözüm algoritmaları [23].

Basınç tabanlı ayrık algoritma, denklemleri sıra ile çözmektedir. Basınç tabanlı akuple algoritma, ayrık algoritmadan farklı olarak momentum ve basınç tabanlı süreklilik denklemini akuple olarak tek bir adımda çözmektedir. Yoğunluk tabanlı algoritma ise türbülans ve diğer skaler denklemlerin haricindeki bütün denklemleri tek bir adımda çözmektedir.

Basınç tabanlı ayrık algoritma, düşük hızlı akışlardan yüksek hızlı sıkıştırılabilir akışlara kadar geniş bir akış rejimi için uygulanabilir. Basınç tabanlı akuple

algoritma, ayrık algoritmaya göre çok daha hızlı yakınsama özelliğine ve çözüm performansına sahiptir. Ancak momentum ve süreklilik denklemlerini tek adımda çözdüğü için 1.5-2 kat daha fazla bellek ihtiyacı bulunmaktadır. Yoğunluk tabanlı akuple algoritma ise hipersonik akışlarda, şok etkileşimlerinde ve yanma problemlerinde olduğu gibi yüksek akuple etkilerde etkin olmaktadır [23].

Bu çalışma kapsamında söz konusu akış rejimi ve bilgisayar altyapısı düşünülerek nümerik çözüm için basınç tabanlı akuple algoritma kullanılmıştır.

4.2.1 Ayrıklaştırma

Kontrol hacim içinde genel skaler taşıma denklemleri integral forma dönüştürülerek çözülmektedir. V kontrol hacim için, ϕ niceliği taşımalarının zamana bağlı korunum denklemi aşağıdaki şekildedir **(4.1)** [23].

$$\int_V \frac{\partial \rho \phi}{\partial t} dV + \oint \rho \phi \vec{v} \cdot d\vec{A} = \oint \Gamma_\phi \nabla \phi \cdot d\vec{A} + \int_V S_\phi dV \quad (4.1)$$

Denklem **(4.1)** de belirtilen değişkenler Çizelge 4.3'de açıklanmıştır.

Çizelge 4.3: Denklem (4.1) değişkenleri.

ρ	Yoğunluk
$\vec{v}$	Hız vektörü
$\vec{A}$	Yüzey alanı vektörü
Γ_ϕ	ϕ için difüzyon katsayısı
$\nabla \phi$	ϕ nin gradyanı
S_ϕ	Birim hacimde ϕ kaynağı

Denklem **(4.1)**, çözüm ağı içindeki her hücre için uygulanmaktadır. Şekil 4.3'te gösterilen iki boyutlu üçgen eleman için denklem **(4.1)**'in ayrıklaştırılması şu şekildedir **(4.2)** [23]:

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} dV + \sum_f^{N_{faces}} \rho_f \vec{v}_f \phi_f \cdot \vec{A}_f = \sum_f^{N_{faces}} \Gamma_\phi \nabla \phi_f \cdot \vec{A}_f + S_\phi dV \quad (4.2)$$

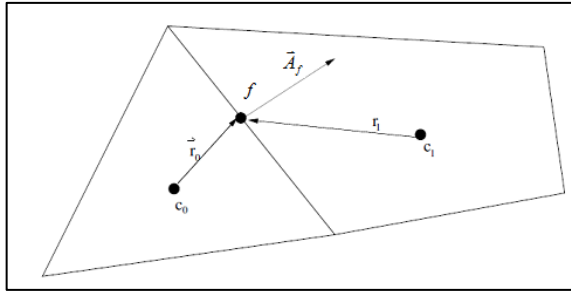
Denklem **(4.2)** de belirtilen değişkenler Çizelge 4.4'te açıklanmıştır. Denklemin lineer formu aşağıdaki şekildedir **(4.3)** .

$$a_p \phi = \sum_{nb} a_{nb} + b \quad (4.3)$$

Çizelge 4.4: Denklem (4.2) değişkenleri.

N_{faces}	Hücreyi çevreleyen yüzey sayısı
ϕ_f	f yüzeyi boyunca taşınan ϕ değeri
$\rho_f \vec{v}_f \vec{A}_f$	Yüzey boyunca kütle akısı
$\vec{A}_f$	f yüzeyinin alanı
$\nabla \phi_f$	ϕ nin f yüzeyindeki gradyanı
V	Hücre hacmi

Alt indis nb komşu hücreyi, a_p ve a_{nb} lineerleştirilmiş katsayıları ifade etmektedir.



Şekil 4.3: Ayrıklaştırma için kullanılan kontrol hacim [23].

ϕ niceliğinin de c_0 ve c_1 olarak gösterilen hücre merkezlerindeki skaler değerleri bilinmektedir. Taşınım terimleri için denklem (4.2) de belirtilen ϕ_f değerine ihtiyaç vardır. Bu değerler hücre merkez noktalarından interpolate edilmektedir. Bu işlem birinci ve ikinci dereceden yukarı akış (*upwind*) şeması ile yapılabilmektedir.

Birinci derece hassasiyette, hücre yüzeyleri üzerindeki nicelikler, herhangi bir değişkenin hücre merkezi değerinin o hücre üzerindeki her nokta için geçerli olduğu kabul edilerek belirlenir (4.4) [28].

$$\phi_f = \phi \quad (4.4)$$

İkinci derece hassasiyette ise yaklaşım şu şekildedir (4.5):

$$\phi_f = \phi + \nabla \phi \cdot \vec{r} \quad (4.5)$$

Denklem (4.5) de belirtilen $\vec{r}$ yukarı akış hücresi merkezinden yüzey merkezine olan yer değiştirme vektörüdür. $\nabla \phi$ ise Green-Gauss teoremi tarafından şu şekilde tanımlanmaktadır (4.6) [23]:

$$\nabla \phi = \frac{1}{V} \sum_f \overline{\phi_f \vec{A}_f} \quad (4.6)$$

Düğüm tabanlı gradyan belirlemede $\overline{\phi_f}$ yüzeye ait düğümlerin değerlerinin aritmetik ortalamasıdır.

Denklem (4.2) de belirtilen $\frac{\partial \phi}{\partial t}$ terimi zamandan bağımsız analizler için ihmal edilmektedir. Zamana bağlı analizler ise diferansiyel denklem içindeki her terimin Δt zaman adımındaki integrasyonunu içermektedir (4.7).

$$\frac{\partial \phi}{\partial t} = F(\phi) \quad (4.7)$$

Zaman türevi geriye dönük farklar kullanılarak ayrıklaştırılırsa, ikinci dereceden ayrıklaştırma şu şekilde olacaktır (4.8) [23].

$$\frac{3\phi^{n+1} - 4\phi^n + \phi^{n-1}}{2\Delta t} = F(\phi) \quad (4.8)$$

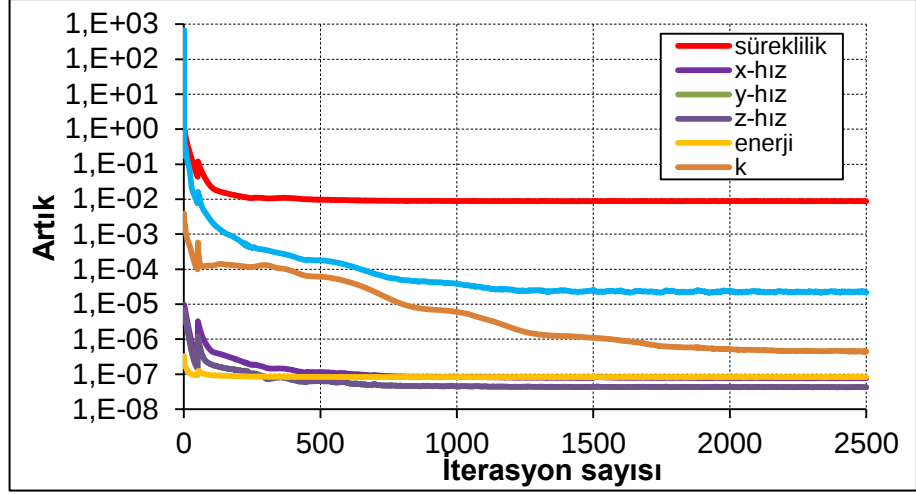
4.2.2 Çözüm stratejisi

Füze konfigürasyonlarına ait çözüm ağıları test matrisinde belirlenen uçuş koşullarında ikinci bölümde belirtilen akış denklemleri kullanılarak çözülmüştür. Çözümler her konfigürasyon için iki adımdan oluşmaktadır. İlk olarak 0° hücum açısında zamandan bağımsız (*steady*) analizler yapılmıştır. İkinci kısımda ise 0° den başlayarak BS ve BWTS konfigürasyonları için 15° ye kadar W konfigürasyonu için 20° ye kadar sabit açısal hızda zamana bağlı (*unsteady*) analizler yapılarak konfigürasyonlara ait veri-tabanları oluşturulmuştur. Her iki analiz için de benzer çözüm metodu kullanılmıştır.

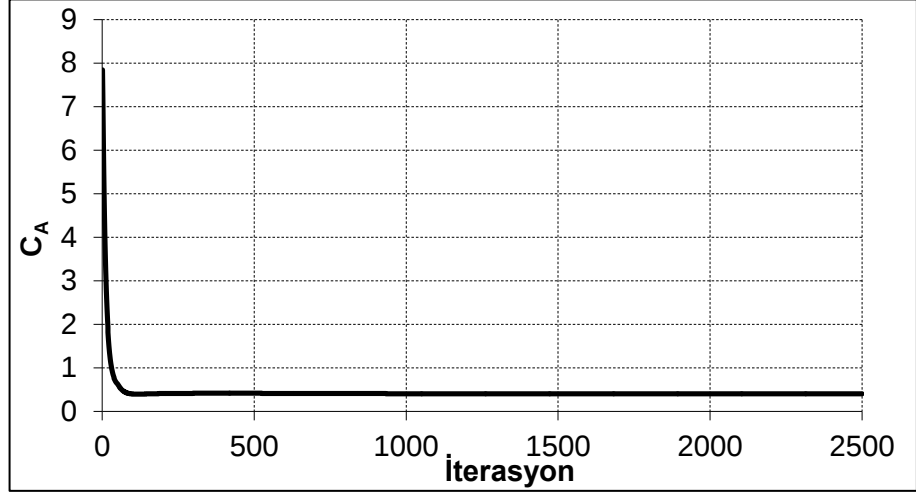
Zamandan bağımsız analizlerde öncelikle iyi bir başlangıç değeri verebilmek için çözüm hücrelerini dört adımda birleştirerek seyrek hücrelerden oluşan sürtünmesiz akış analizi yapılmıştır (Full Multigrid Initialization). Başlangıç tahminleri ile birinci derece yukarı akış (upwind) ayrıklaştırma metodu kullanılarak 50 iterasyon ikinci derece yukarı akış ayrıklaştırma metodu kullanılarak 2450 iterasyon ile analizler tamamlanmıştır. Örnek olarak BWTS-D0-M0.6-P0 zamandan bağımsız analizinin artıklarını (residuals) gösteren grafik Şekil 4.4'te verilmiştir.

Artık grafiği incelendiğinde her bir değişkenin belirli bir değere yakınsadığı görülmektedir. Aynı analizin eksenel kuvvet katsayısının ve normal kuvvet katsayısının her iterasyondaki değeri Şekil 4.5 ve Şekil 4.6'daki grafikte görülmektedir.

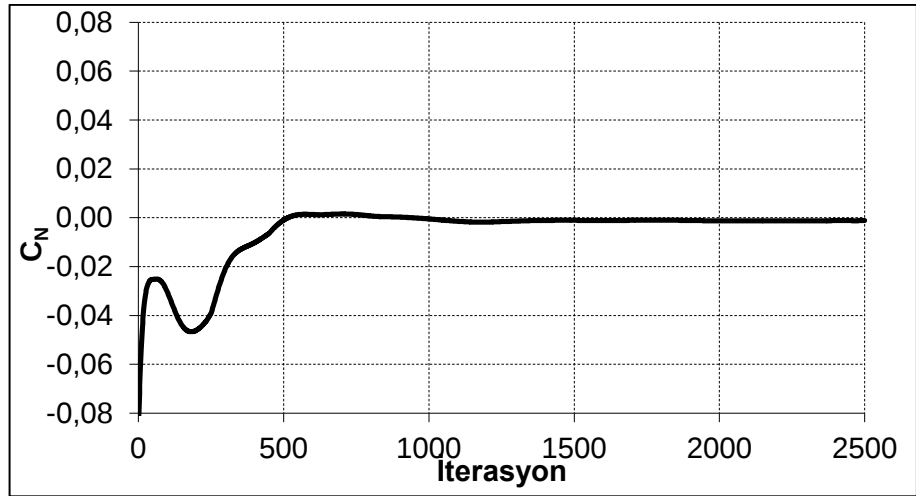
Eksenel kuvvet katsayısı 1000 iterasyonda yakınsamıştır. Ancak normal kuvvet katsayısının yakınsaması için 1000 iterasyona daha ihtiyaç duyulmuştur. Normal kuvvet katsayısı beklendiği gibi 0 değerine yakınsamıştır. Zamandan bağımsız analizlerden elde edilen sonuçlar zamana bağlı analizlerin $t=0$ anındaki değerleri olarak kullanılmıştır.



Şekil 4.4: BWTS-D0-M0.6-P0 zamandan bağımsız analizinin artıları.



Şekil 4.5: BWTS-D0-M0.6-P0 zamandan bağımsız analizinin iterasyon sayısına göre eksenel kuvvet katsayısı değişimi.



Şekil 4.6: BWTS-D0-M0.6-P0 zamandan bağımsız analizinin iterasyon sayısına göre normal kuvvet katsayısı değişimi.

Bu andan itibaren sabit açısal hızda 15° hücum açısına kadar analizler yapılmıştır. Zamana bağlı analizlere ait çözüm bilgileri Çizelge 4.5'te verilmiştir.

Çizelge 4.5: Zamana bağlı analizlerin çözüm bilgileri.

Açısal hız	2.5°/sn
Zaman adımı sayısı	600 (BS ve BWTS), 800 (W)
Adım genişliği	0.01 sn
Her zaman adımındaki iterasyon sayısı	25

Belirlenen çözüm stratejisi test matrisinde bulunan bütün analizler için uygulanmıştır. Böylelikle bütün konfigürasyonlara ait aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarını içeren veri-tabanları elde edilmiştir.

5. ANALİZ SONUÇLARI

Çizelge 4.1’de belirlenen test matrisi kapsamında HAD analizleri tamamlanmıştır. BS ve W konfigürasyonları için elde edilen sonuçlar kullanılarak BWTS konfigürasyonu için aerodinamik performans tahmini yapılmıştır. HAD-BİM yöntemi ile yapılan tahminler tüm-konfigürasyon için gerçekleştirilen HAD sonuçları ve hızlı kestirim araçlarından biri olan MD tahminleri ile karşılaştırılmıştır. Karşılaştırmalarda, farklı uçuş koşulları için aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarının (C_A , C_N ve C_m) hücum açısına göre değişimi incelenmiştir. Öncelikle tek bir uçuş koşulu ve hücum açısı için elde edilen HAD sonuçları kullanılarak uygulanan HAD-BİM yöntemi açıklanmıştır. Bu yöntem, sonrasında tüm uçuş koşulları ve hücum açıları için uygulanmıştır.

5.1 HAD-BİM Uygulaması

HAD-BİM uygulaması için seçilen örnek uçuş koşulu ve hücum açısı Çizelge 5.1’de gösterilmektedir.

Çizelge 5.1: Örnek uçuş koşulu ve hücum açısı.

M	δ	ϕ	α
0.6	0°	0°	8°

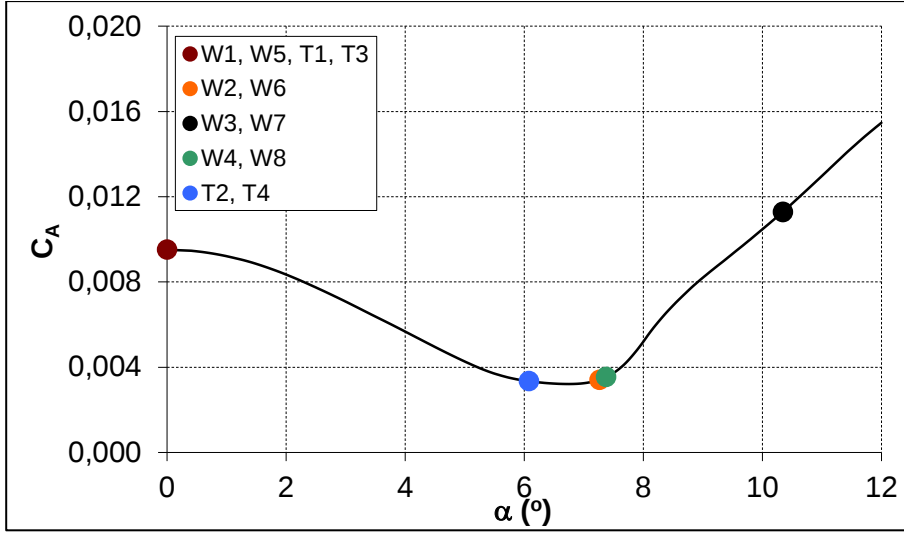
Belirlenen uçuş koşuluna göre BS-M0.6-P0 sonuçları Çizelge 5.2’de yer almaktadır.

Çizelge 5.2: 8° Hücum açısında BS-M0.6-P0 sonuçları.

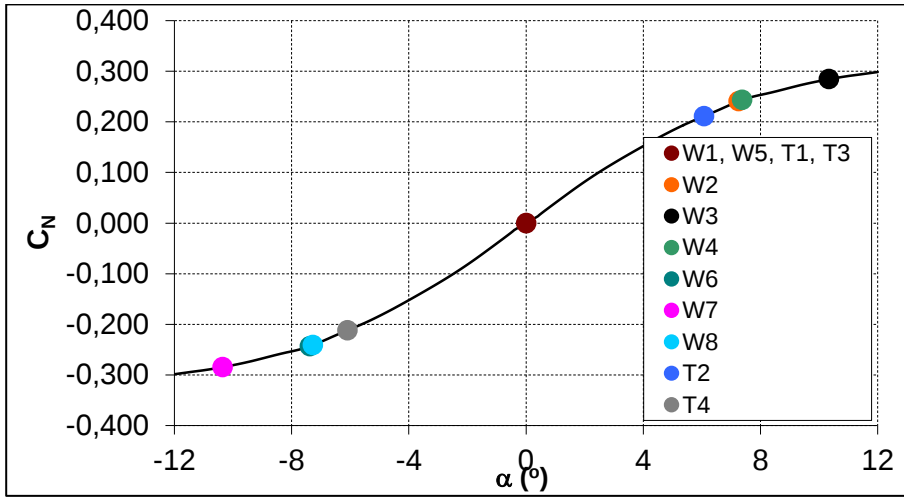
C_{AB}	C_{NB}	C_{mB}
0.3660	0.3981	-0.9591

W-M0.6-P0 sonuçları ise Şekil 5.1, Şekil 5.2 ve Şekil 5.3’deki grafiklerde yer almaktadır.

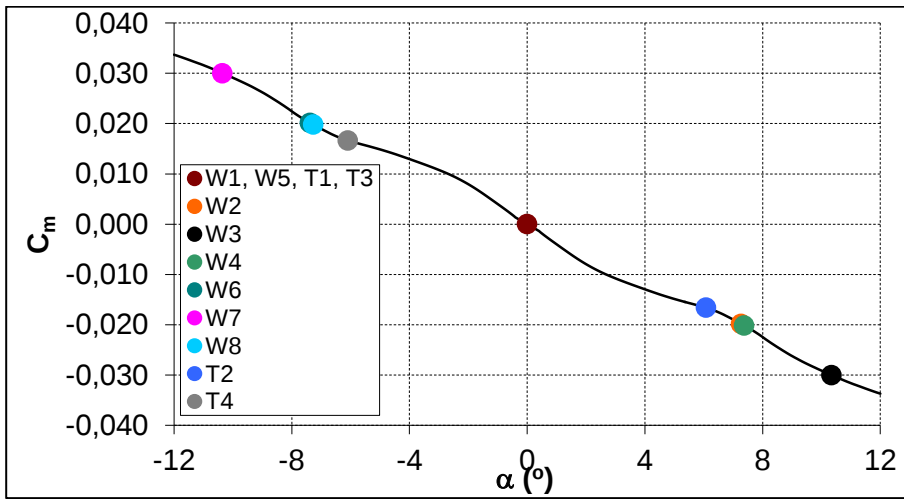
Grafiklerde düz çizgi W-M0.6-P0 veri tabanını göstermektedir. Bu veri tabanı üzerinde kanat panellerinin (W_n) ve kuyruk panellerinin (T_n) BİM ve EHAM yöntemleri ile hesaplanan eşdeğer hücum açıları ve bu açılardaki HAD ile hesaplanan aerodinamik katsayıları gösterilmiştir.



Şekil 5.1: W-M0.6-P0 Eksenel kuvvet katsayısı sonuçları.



Şekil 5.2: W-M0.6-P0 Normal kuvvet katsayısı sonuçları.



Şekil 5.3: W-M0.6-P0 Yunuslama momenti katsayısı sonuçları.

Katsayılar için Şekil 2.1'deki eksen takımı kullanılmıştır. Referans alan gövde kesit alanı ve referans uzunluk gövde çapı seçilmiştir. Moment katsayısı hücum kenarına göre hesaplanmıştır. Ancak tüm-konfigürasyon için kanat ve kuyruk momentleri burun uç noktasına taşınmıştır.

Şekil 3.2'deki kanat ve kuyruk panellerinin yerleşimi göz önüne alınarak Denklem (2.19), (2.20) ve (2.21) deki kanat ve kuyruk katsayıları aşağıdaki şekilde hesaplanmaktadır (5.1-3).

$$C_{N_W|\alpha_{eqW}} = C_{N_{W1}} \cos(90) + C_{N_{W2}} \cos(45) + C_{N_{W3}} \cos(0) + C_{N_{W4}} \cos(315) + C_{N_{W5}} \cos(270) + C_{N_{W6}} \cos(225) + C_{N_{W7}} \cos(180) + C_{N_{W8}} \cos(135) \quad (5.1)$$

$$C_{m_W|\alpha_{eqW}} = C_{m_{W1}} \cos(90) + C_{m_{W2}} \cos(45) + C_{m_{W3}} \cos(0) + C_{m_{W4}} \cos(315) + C_{m_{W5}} \cos(270) + C_{m_{W6}} \cos(225) + C_{m_{W7}} \cos(180) + C_{m_{W8}} \cos(135) \quad (5.2)$$

$$C_{A_W|\alpha_{eqW}} = C_{A_{W1}} + C_{A_{W2}} + C_{A_{W3}} + C_{m_{W4}} + C_{A_{W5}} + C_{A_{W6}} + C_{A_{W7}} + C_{A_{W8}} \quad (5.3)$$

Yine Denklem (2.19), (2.20) ve (2.21) deki etkileşim faktörleri örnek uçuş koşulu için Çizelge 5.3'te verilmektedir.

Çizelge 5.3: Örnek uçuş koşulundaki etkileşim faktörleri.

$K_{B(W)}$	$K_{W(B)}$	$X_{cp_{B(W)}}$	$K_{B(T)}$	$K_{W(T)}$	$X_{cp_{B(T)}}$
0.4063	1.3079	5.9385	0.2641	1.3079	9.1165

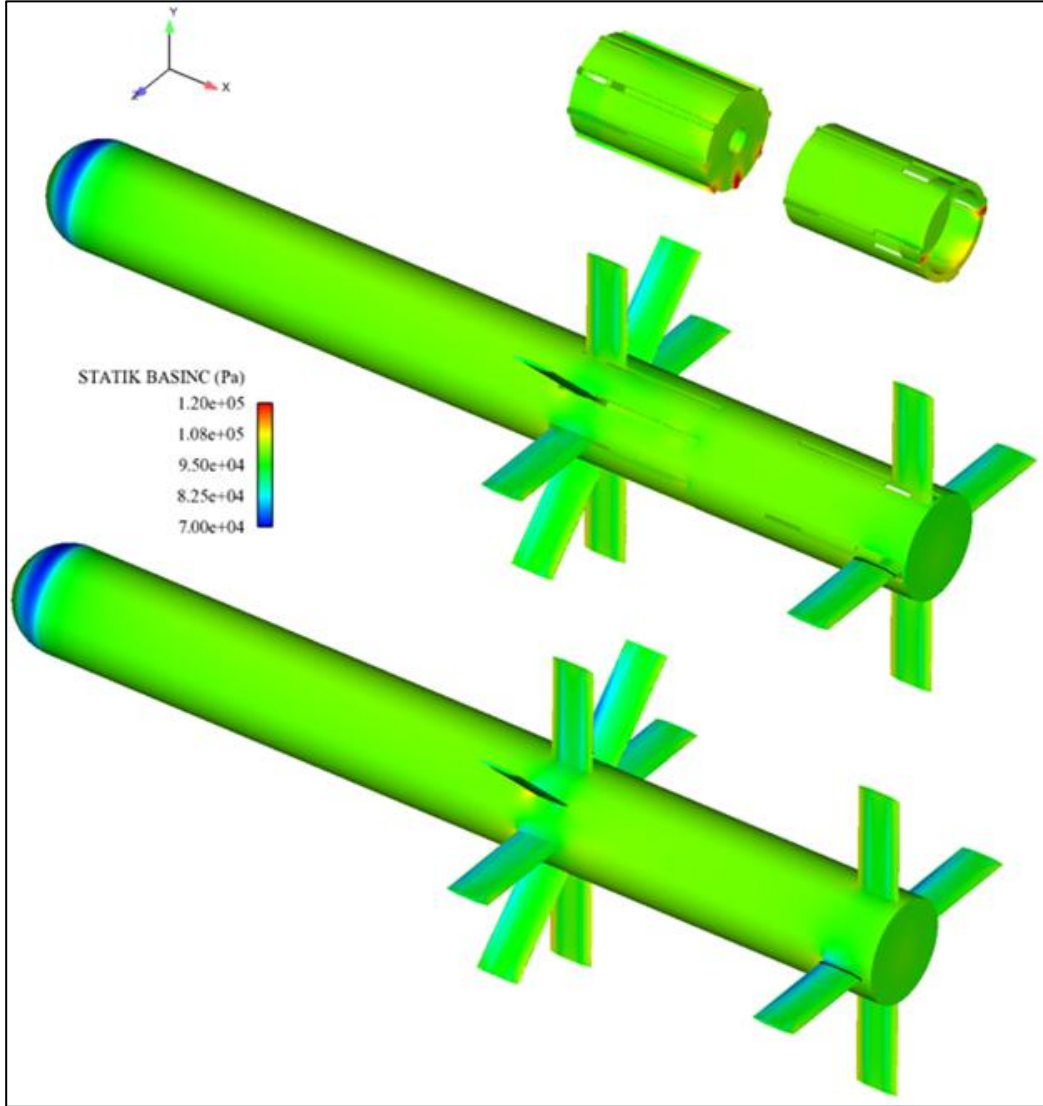
Yukarıda HAD-BİM yöntemi ile örnek uçuş koşulu için hesaplanan değişkenler Denklem (2.19), (2.20) ve (2.21) de yerlerine konularak tüm-konfigürasyon için aerodinamik katsayılar elde edilmektedir. BWTS konfigürasyonu için örnek uçuş koşulunda MD tahmini, HAD-BİM tahmini ve HAD analizi (BWTS-D0-M0.6-P0) Çizelge 5.4'te verilmektedir.

Çizelge 5.4: Örnek uçuş koşulunda BWTS konfigürasyonu sonuçları.

	$C_{A_{BWT}}$	$C_{N_{BWT}}$	$C_{m_{BWT}}$
MD	0.3668	3.2285	-19.1275
HAD-BİM	0.4472	2.5499	-15.0167
HAD	0.4783	2.0778	-12.0431

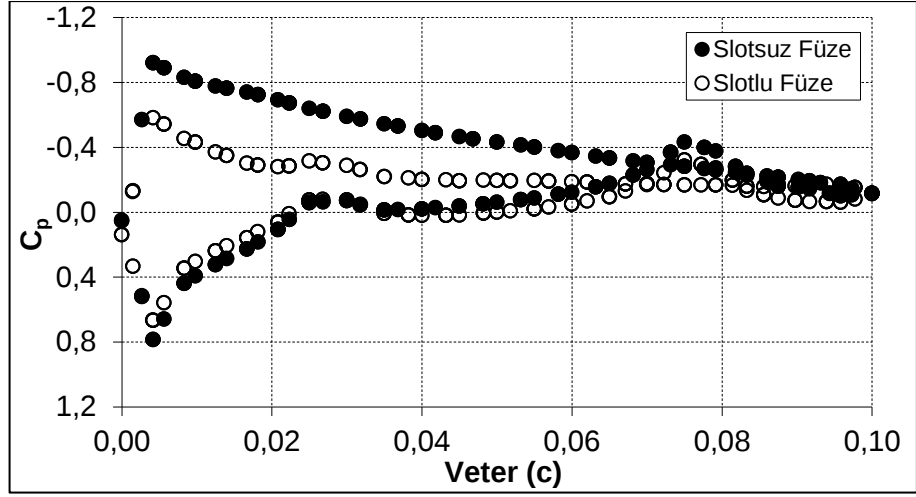
HAD-BİM yöntemi MD'den farklı olarak slot etkisini modelleyebilmiştir. Ayrıca kanat-veri tabanı HAD ile üretildiği için doğruluğu daha yüksektir. Dolayısı ile HAD-BİM yöntemi kullanılarak, doğrulama grubundan BWTS-D0-M0.6-P0 sonucuna daha yakın değerler elde edilmiştir. Slotun etkisini daha iyi görebilmek için BWTS-D0-

M0.6-P0 slotsuz HAD analizi gerçekleştirilmiştir. şekil 5.4'deki resimde 8° hücum açısında her iki analize ait füze üzerindeki eşdeğer basınç yüzeyleri verilmiştir.

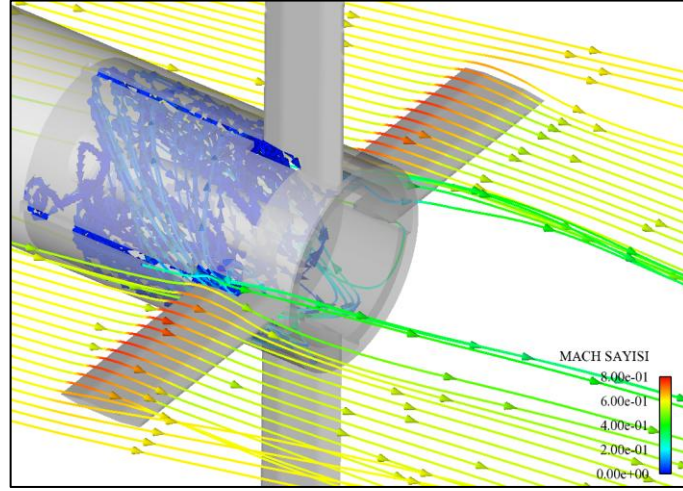


şekil 5.4: rnek uçuş koşulunda slotlu ve slotsuz füze eşdeğer basınç yüzeyleri.

Slot i yüzeylerinde görülen yüksek basınç alanları slotlu füze için eksenel kuvvette artışa sebep olmaktadır. Ayrıca slotlu füze için taşıyıcı yüzeylerin gövdeye yakın bölgelerinde basının arttığı görülmektedir. Bu da slotlu füzenin taşıma kaybetmesini dolayısı ile normal kuvvetinin azalmasını açıklamaktadır. Bu etkiyi daha iyi görebilmek için resimde de siyah çizgi ile belirtilen dördüncü kuyruğun $Z=0.09$ m kesitindeki C_p dağılımları çıkarılmıştır. şekil 5.5'deki grafikte görüldüğü gibi slotlu füze kuyruğunun st yüzey basıncı önemli oranda düşmüştür. Bu durumun nedenini görebilmek için söz konusu bölgede şekil 5.6'de gösterilen akış çizgileri oluşturulmuştur.

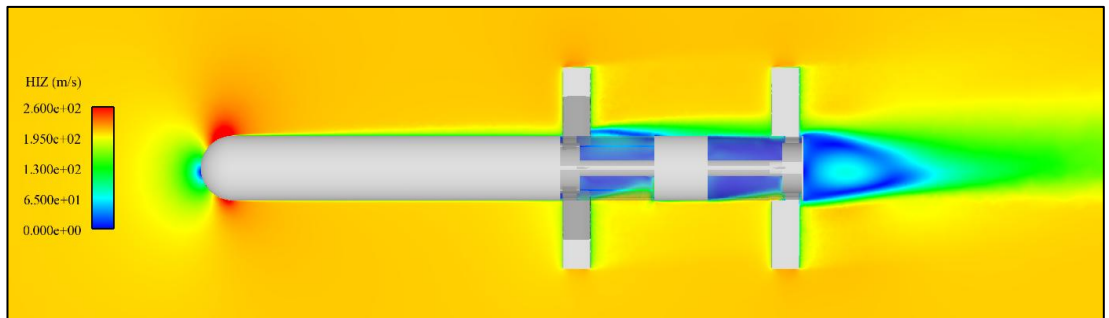


Şekil 5.5: 4. Kuyruğun $Z=0.09$ m kesitindeki C_p dağılımı.



Şekil 5.6: Kuyruk bölgesi akış çizgileri.

Akış çizgileri incelendiğinde kuyruk slotu içindeki düşük hızlı havanın slotlardan çıkarak kuyruk üzerindeki akış hızını etkilediği ve yüzey basıncında artışa sebep olduğu görülmektedir. Ayrıca Şekil 5.7'deki eşdeğer hız yüzeyleri incelendiğinde slot iç bölgesinde hızın 0 değerine kadar düştüğü ve kanat slotundan çıkan akışın kuyruk kök bölgelerini etkilediği görülmektedir.



Şekil 5.7: Slot içi eşdeğer hız yüzeyleri.

5.2 Test Matrisi İçin Analiz Sonuçları

Bu bölümde ayrıntıları verilen HAD-BİM uygulaması, Çizelge 4.1'deki tüm test matrisi için uygulanmıştır. Analizlerden elde edilen aerodinamik katsayı-hücum açısı ilişkisinin, sabit ϕ ve sabit δ de, M ye göre değişimi; sabit M ve sabit δ de, ϕ ye göre değişimi; sabit ϕ ve sabit M de, δ ya göre değişimi incelenmiştir.

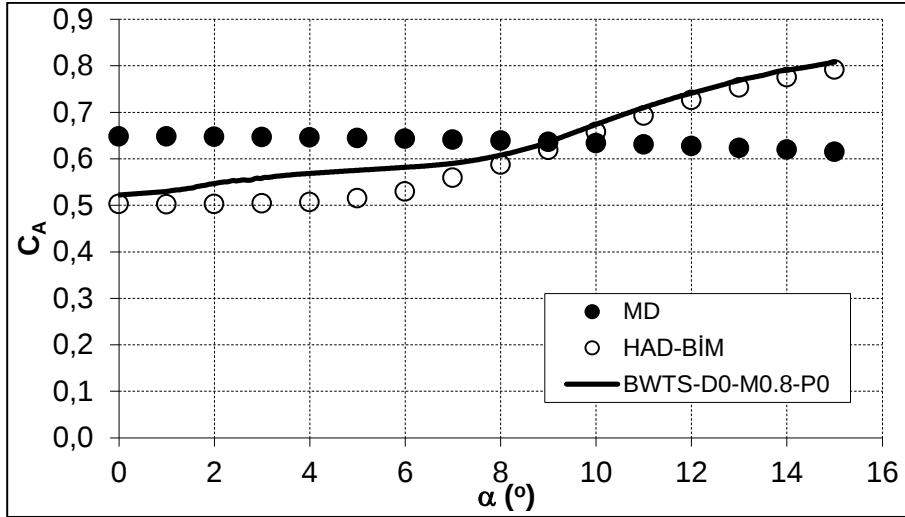
5.2.1 Analiz sonuçlarının Mach sayısına göre değişimi

Mach sayısının etkisini görebilmek için test matrisinde $\phi=0^\circ$ ve $\delta=0^\circ$ için farklı Mach sayılarında yapılan analizler incelenmiştir. Bu kapsamda temel gruptan BS ve W analizlerinden HAD-BİM yöntemi ile BWTS katsayıları elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlar doğrulama grubundaki analizler ile ve MD tahminleri ile karşılaştırılmıştır. Bu başlık altında temel grup ve doğrulama grubu arasındaki ilişki Çizelge 5.5'te verilmiştir.

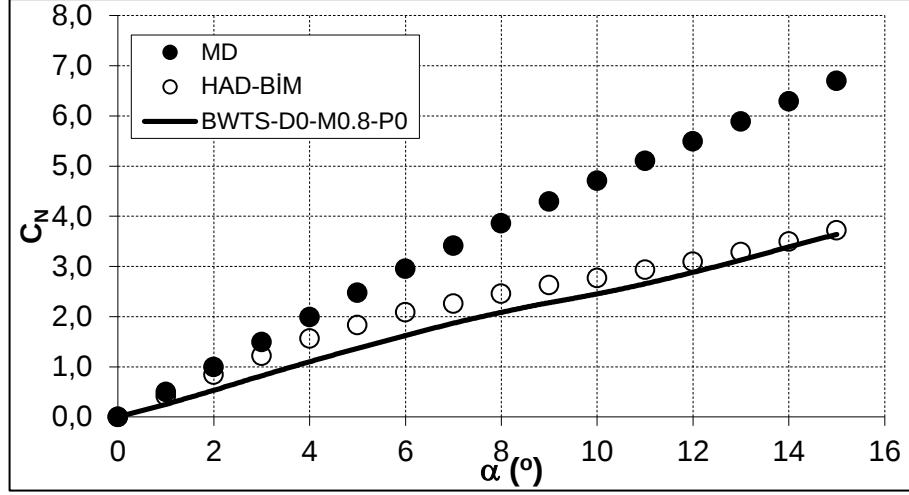
Çizelge 5.5: Mach sayısı etkisi için kullanılan gruplar.

Temel grup		Doğrulama grubu
BS	W	BWTS
BS-M0.4-P0	W-M0.4-P0	BWTS-D0-M0.4-P0
BS-M0.6-P0	W-M0.6-P0	BWTS-D0-M0.6-P0
BS-M0.8-P0	W-M0.8-P0	BWTS-D0-M0.8-P0

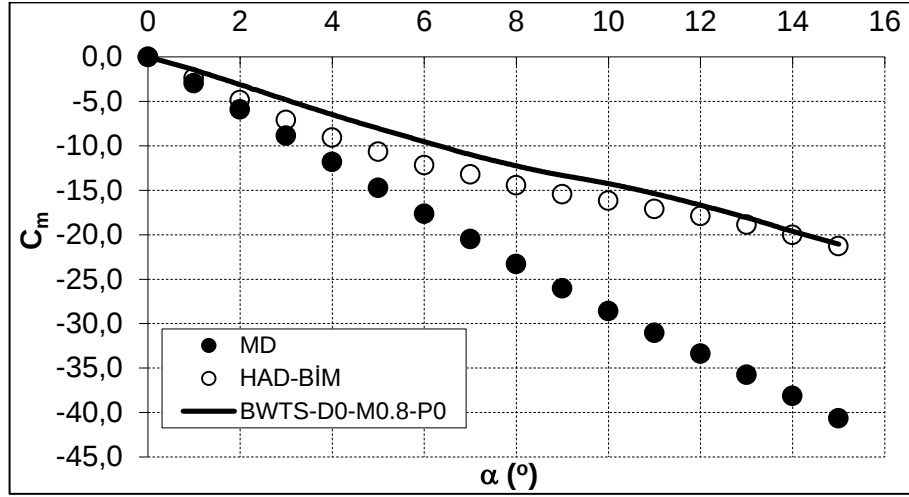
$M=0.8$, $\phi=0^\circ$ ve $\delta=0^\circ$ için sonuçlar Şekil 5.8, Şekil 5.9 ve Şekil 5.10'da gösterilmiştir.



Şekil 5.8: $M=0.8$ için eksenel kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi.



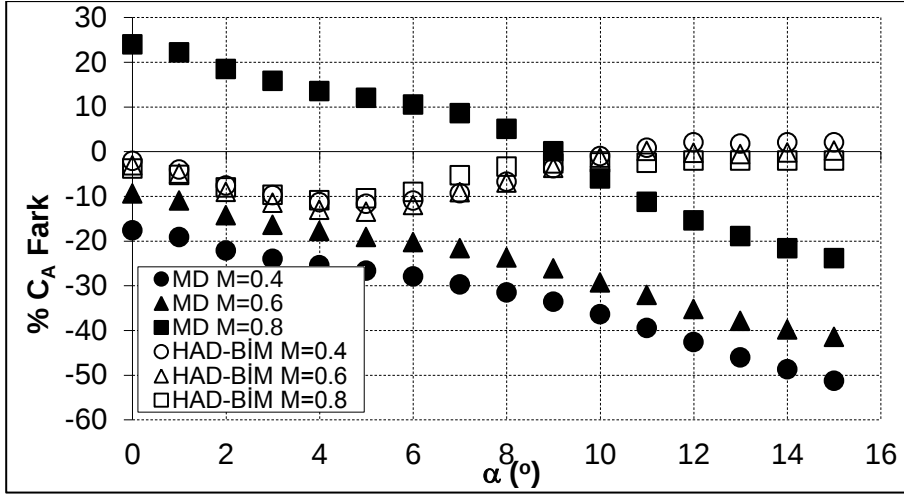
Şekil 5.9: M=0.8 için normal kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi.



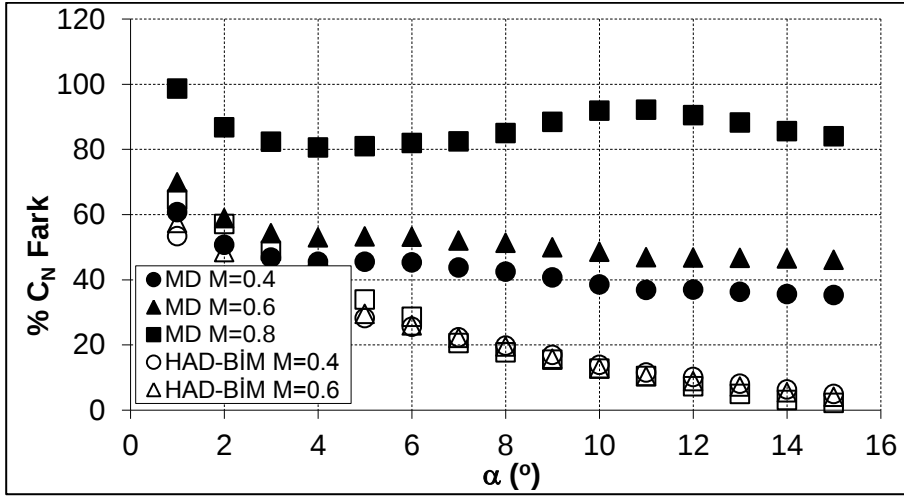
Şekil 5.10: M=0.8 için yunuslama momenti katsayısının hücum açısına göre değişimi.

MD'nin kullandığı yöntemlerde slot modellenememiş ve gövde eksenel simetrik kabul edilmiştir. Ancak, gövde üzerindeki slotların, füze elemanları üzerindeki basınç dağılımını ve aerodinamik kuvvetleri özellikle yüksek hücum açılarında değiştirdiği tespit edilmiştir. HAD-BİM yöntemi ile bu etki tahminlere dahil edilmiş ve M=0.8 de, eksenel kuvvet katsayısı için %25'e, normal kuvvet katsayısı için %40'a ve yunuslama momenti katsayısı için %50'ye kadar iyileşme sağlanmıştır.

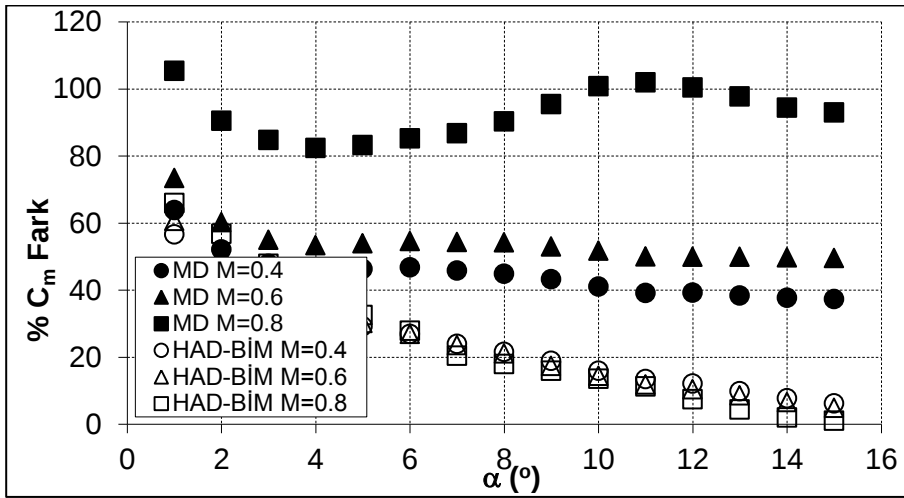
M=0.4 ve M=0.6 için de benzer eğilimler elde edilmiştir. Mach sayısı değişiminin etkisini görebilmek için her iki yöntemle elde edilen katsayıların tüm-konfigürasyon HAD analizleri (BWTS) sonuçlarına göre % olarak farkı Şekil 5.11, Şekil 5.12 ve Şekil 5.13'teki grafiklerde verilmektedir.



Şekil 5.11: Eksenel kuvvet katsayısı farkının hücum açısına göre değişimi ($\phi=0^\circ$ ve $\delta=0^\circ$)



Şekil 5.12: Normal kuvvet katsayısı farkının hücum açısına göre değişimi ($\phi=0^\circ$ ve $\delta=0^\circ$).



Şekil 5.13: Yunuslama momenti katsayısı farkının hücum açısına göre değişimi ($\phi=0^\circ$ ve $\delta=0^\circ$)

MD için eksenel kuvvet katsayısı % farkı Mach sayısı arttıkça negatif yönde ötelenmektedir ve düzensiz olarak Mach sayısı değişimi ile negatif veya pozitif yönde farklılıklar göstermektedir. Ayrıca hücum açısı artışı ile % farkın arttığı görülmektedir. HAD-BİM yöntemi için ise bütün Mach sayılarında % farkın benzer davranış gösterdiği ve hücum açısı artışı ile 0'a yaklaştığı görülmektedir.

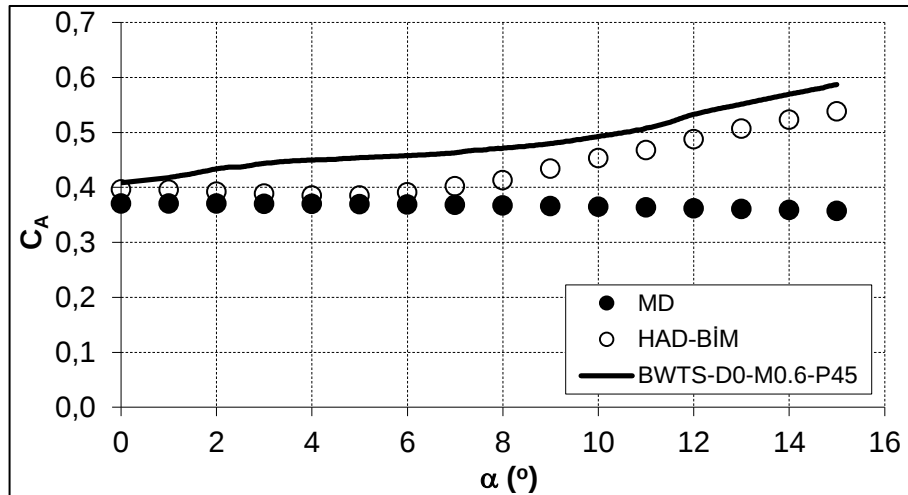
Normal kuvvet ve yunuslama momenti katsayıları için MD tahminlerinin Mach sayısı arttıkça BWTS sonuçlarından uzaklaştığı görülmektedir. Bu fark $M=0.8$ için 2 kata varmaktadır. HAD-BİM yönteminde eksenel kuvvet katsayısına benzer olarak bütün Mach sayılarında benzer davranış göstermekte ve hücum açısı arttıkça % fark 0'a yaklaşmaktadır. Düşük hücum açılarında % fark görece yüksek olsa da bu durum düşük hücum açılarındaki katsayı değerlerinin küçük olmasından kaynaklanmaktadır.

5.2.2 Analiz sonuçlarının yuvarlanma açısına göre değişimi

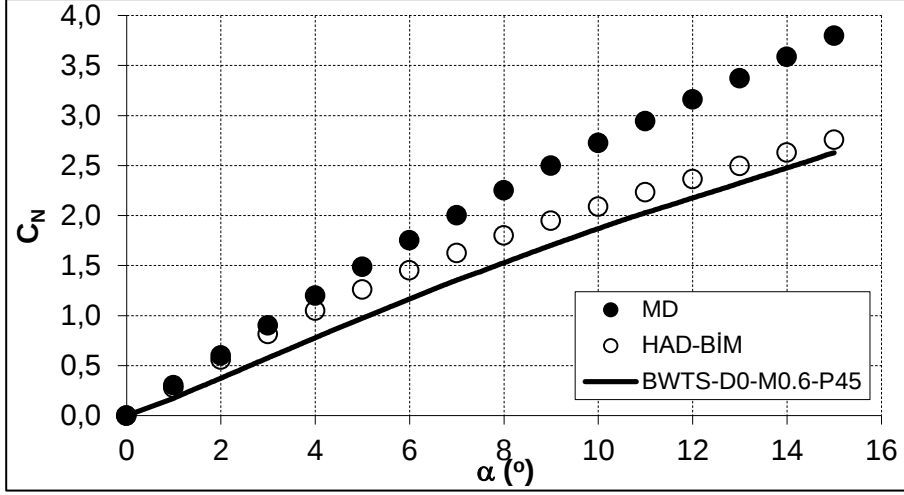
Yuvarlanma açısının etkisini görebilmek için test matrisinde $M=0.6$ ve $\delta=0^\circ$ de farklı yuvarlanma açılarında yapılan analizler incelenmiştir. Sonuçlar kontrol grubundaki analizler ile ve MD tahminleri ile karşılaştırılmıştır. Bu başlık altında temel grup ve doğrulama grubu arasındaki ilişki Çizelge 5.6'da verilmiştir. $M=0.6$, $\phi=45^\circ$ ve $\delta=0^\circ$ için sonuçlar Şekil 5.14, Şekil 5.15 Şekil 5.16'da verilmiştir.

Çizelge 5.6: Yuvarlanma açısı etkisi için kullanılan gruplar.

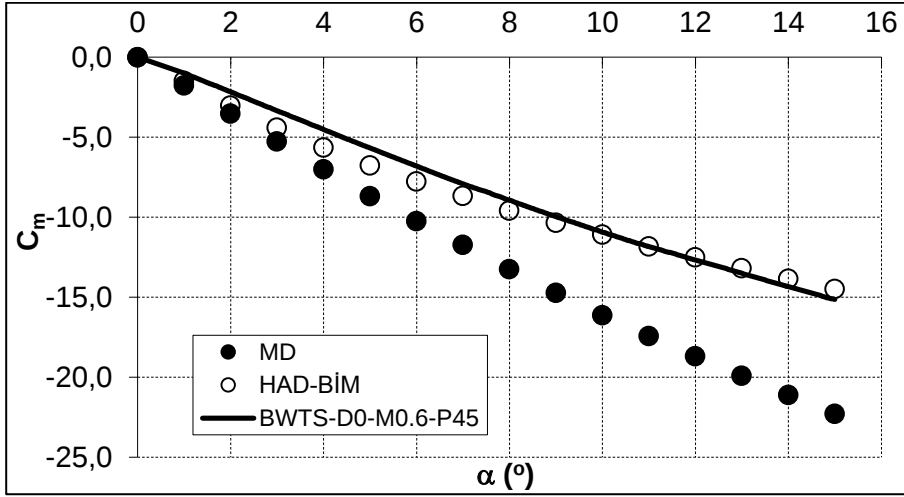
Temel grup		Doğrulama grubu
BS	W	BWTS
BS-M0.6-P0	W-M0.6-P0	BWTS-D0-M0.6-P0
BS-M0.6-P45		BWTS-D0-M0.6-P45



Şekil 5.14: $\phi=45^\circ$ için eksenel kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi.

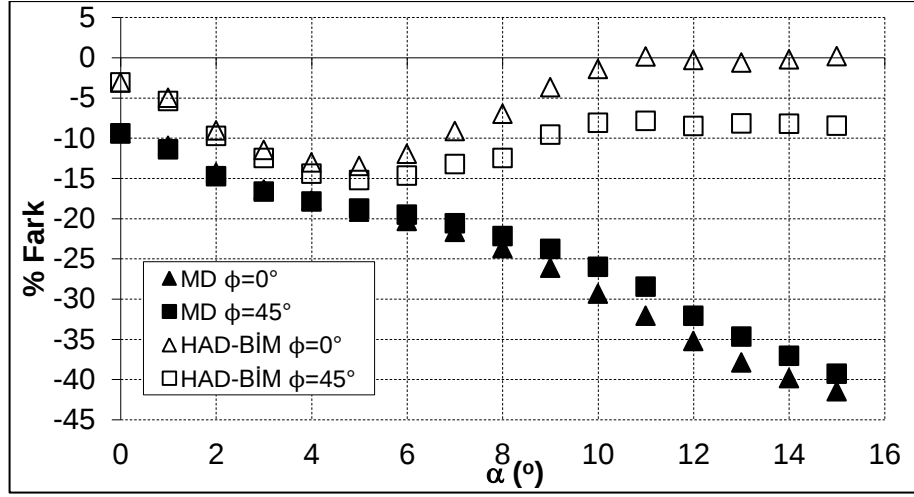


Şekil 5.15: $\phi=45^\circ$ için normal kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi.

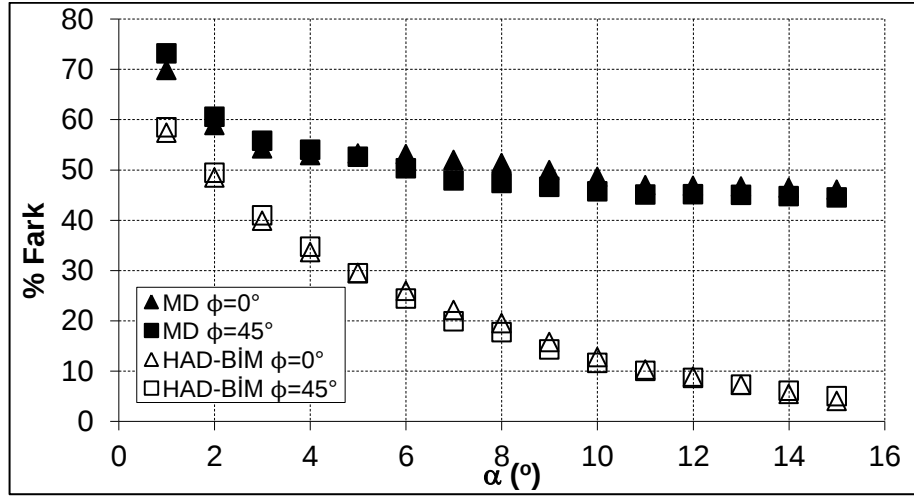


Şekil 5.16: $\phi=45^\circ$ için yunuslama momenti katsayısının hücum açısına göre değişimi.

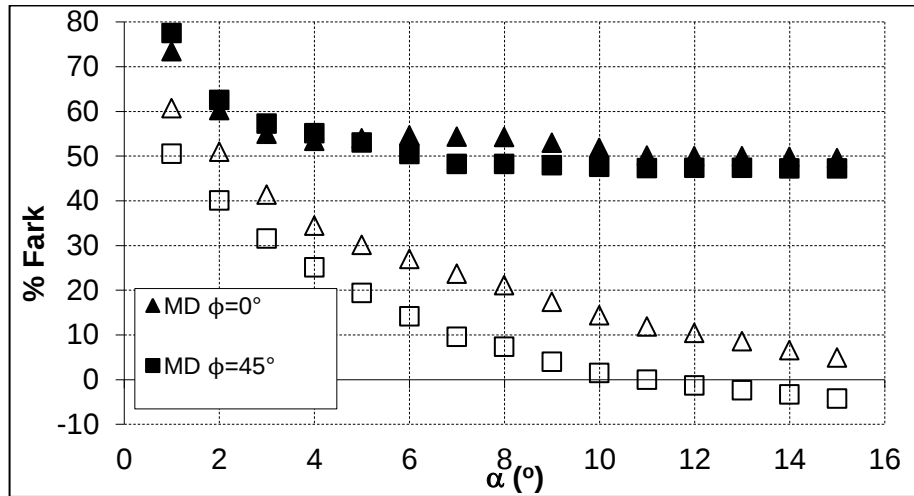
$\phi=0^\circ$ koşuluna benzer olarak HAD-BİM yöntemi MD ye göre çok daha yakın tahminlerde bulunmuştur. $\phi=45^\circ$ de eksenel kuvvet katsayısı için %40'a, normal kuvvet katsayısı için %30'a ve yunuslama momenti katsayısı için %30'a kadar iyileşme sağlanmıştır. Ancak yuvarlanma açısının 45° olması kuyruk konfigürasyonunu "+" konumdan "x" konumuna getirmektedir. Dolayısı ile akış kuyruk slotlarına hiçbir koşulda dik gelmemektedir. Bu durum kuyruk slotlarının aerodinamik kuvvetlere etkisini azaltmasını sağlamıştır. Yuvarlanma açısı değişiminin etkisini görebilmek için her iki yöntemle elde edilen katsayıların BWTS sonuçlarına göre % olarak farkı Şekil 5.17, Şekil 5.18 ve Şekil 5.19'daki grafiklerde verilmiştir.



Şekil 5.17: Eksenel kuvvet katsayısı farkının hücum açısına göre değişimi ($M=0.6$ ve $\delta=0^\circ$).



Şekil 5.18: Normal kuvvet katsayısı farkının hücum açısına göre değişimi ($M=0.6$ ve $\delta=0^\circ$).



Şekil 5.19: Yunuslama momenti katsayısı farkının hücum açısına göre değişimi ($M=0.6$ ve $\delta=0^\circ$).

Grafikler incelendiğinde MD tahminlerinin yuvarlanma açısına göre önemli ölçüde değişmediği düşünülse de $\phi=45^\circ$ de tahminlerin BWTS sonuçlarına küçük farkla daha yakın olduğu görülmektedir. Kanat ve kanat slotları, kuyruk ve kuyruk slotlarına göre sayıca iki kat fazladır. Ayrıca $\phi=45^\circ$ de kanat konfigürasyonu değişmemektedir. Bu nedenle “x” konfigürasyonun pozitif etkisi net olarak görülememektedir. Buna rağmen, akışın slotlara dik gelmediği konfigürasyonlar için slot etkisinin azalacağı değerlendirilmektedir. MD nin yuvarlanma açısına göre tahminleri Mach değişimine göre olan tahminlerden daha tutarlı olsa da BWTS sonuçlarından %50 mertebelerinde uzak kalmaktadır. HAD-BİM yöntemi ise yuvarlanma açısı değişim için de tutarlı olmakla beraber özellikle yüksek hücum açılarında %0’a yaklaşan tahminler vermektedir.

5.2.3 Analiz sonuçlarının kontrol yüzeyi sapma açısına göre değişimi

Çalışmalarda kullanılan jenerik füze kuyruk kontrollü olarak tasarlanmıştır. Kontrol yüzeyi etkisini inceleyebilmek için ikinci ve dördüncü kuyruğa sapma açıları (irtifa kuyruğu açısı) verilerek yunuslama düzlemindeki performansı değerlendirilmiştir. Sapma açısının etkisini görebilmek için test matrisinde $M=0.6$ ve $\phi=0^\circ$ de farklı kontrol yüzeyi sapma açıları yapıları analizler incelenmiştir. Sonuçlar doğrulama grubundaki analizler ile ve MD tahminleri ile karşılaştırılmıştır. Bu kapsamda temel grup ve doğrulama grubu arasındaki ilişki Çizelge 5.7’de verilmiştir.

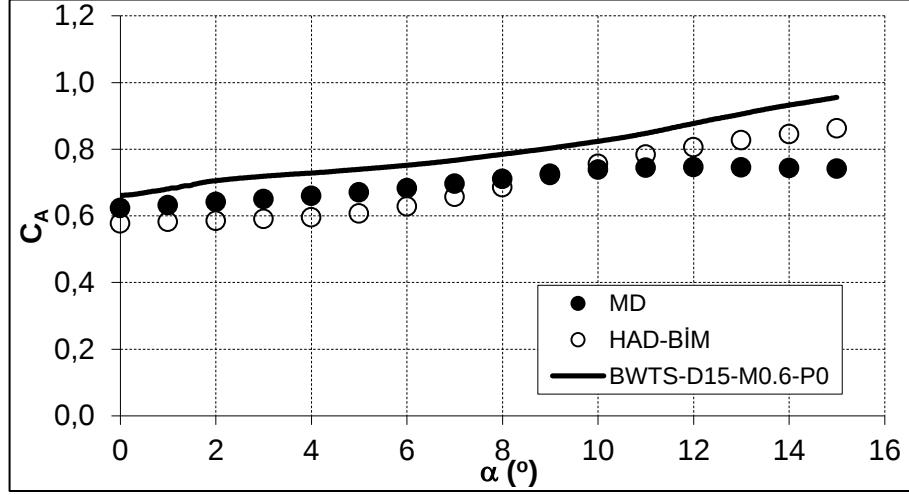
Çizelge 5.7: Kontrol yüzeyi sapma açısı etkisi için kullanılan gruplar.

Temel grup		Doğrulama grubu
BS	W	BWTS
BS-M0.6-P0	W-M0.6-P0	BWTS-D0-M0.6-P0
		BWTS-D5-M0.6-P0
		BWTS-D10-M0.6-P0
		BWTS-D15-M0.6-P0

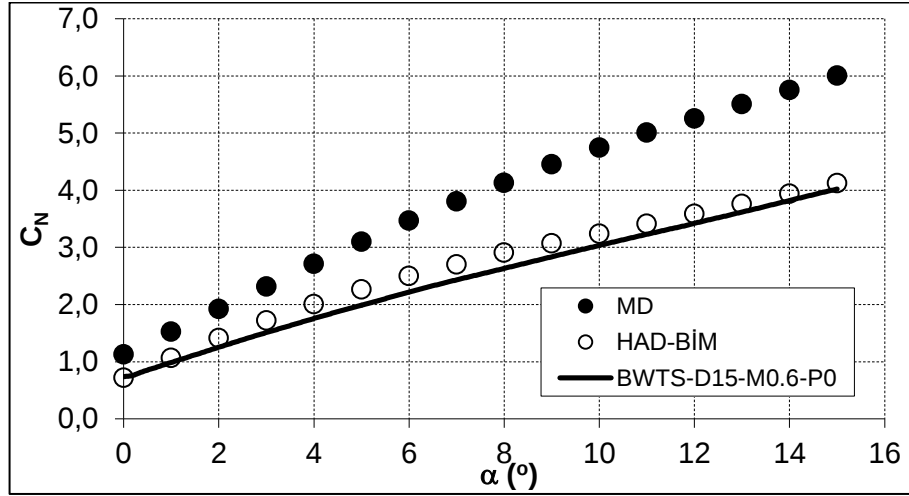
$M=0.6$, $\phi=0^\circ$ ve $\delta=15^\circ$ için sonuçlar Şekil 5.20, Şekil 5.21 ve Şekil 5.22’deki grafiklerde gösterilmiştir.

Kuyruktaki sapma açısı, beraberinde kuyruk taşımasının indüklediği sürüklenme kuvvetini doğurmakta ve aksenal kuvvet katsayısının artışına sebep olmaktadır. Bu artışla beraber MD tahminleri 0° sapma açısına göre BWTS sonuçlarına daha yakındır. Ancak normal kuvvet ve yunuslama momenti katsayıları sapma açılı konfigürasyonlar için de BWTS sonuçlarından %50 mertebelerine kadar uzaklaşmaktadır. HAD-BİM yöntemi ise normal kuvvet ve yunuslama momenti katsayısı için BWTS sonuçlarına %2’ye kadar yakın tahminler vermekle birlikte

düşük hücum açılarında da 0° sapma açılı konfigürasyona göre tahmin kabiliyeti artmıştır. Kontrol yüzeyi sapma açısı değişiminin etkisini görebilmek için her iki yöntemle elde edilen katsayıların BWTS sonuçlarına göre % olarak farkı Şekil 5.23, Şekil 5.24 ve Şekil 5.25'teki grafiklerde verilmiştir.

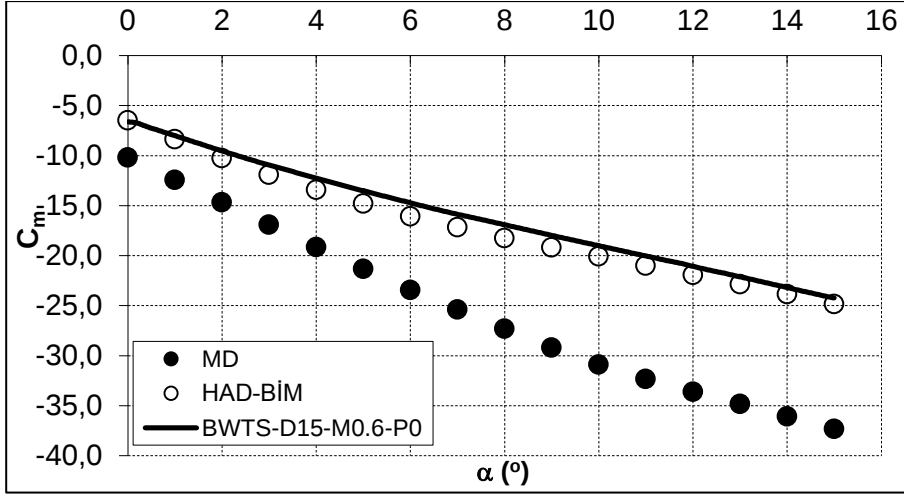


Şekil 5.20: $\delta=15^\circ$ için aksel kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi.

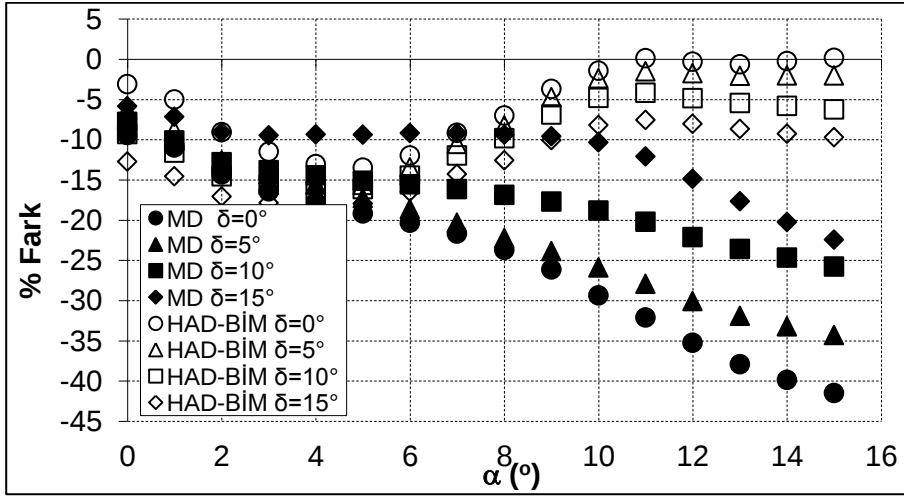


Şekil 5.21: $\delta=15^\circ$ için normal kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi.

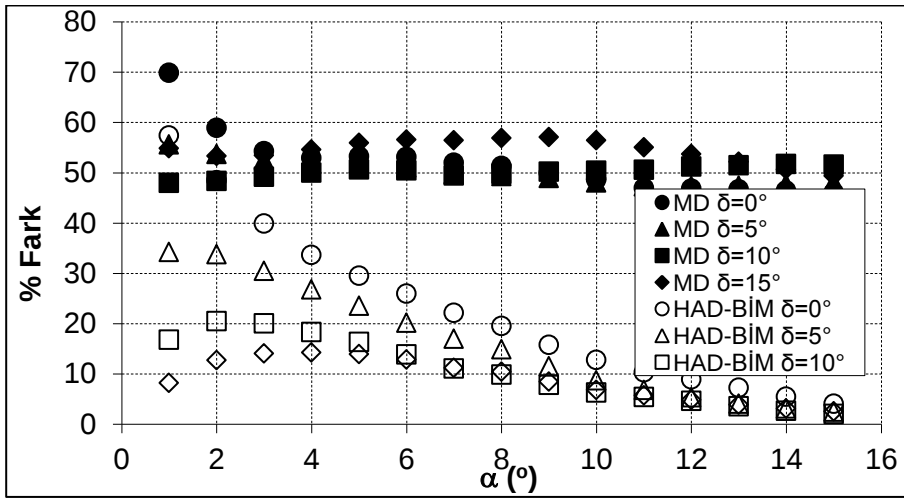
Eksenel kuvvet katsayısı için MD tahminlerinde sapma açısının artışı ile beraber iyileşme olduğu açık olarak görülmektedir. Öte yandan normal kuvvet ve yunuslama momenti katsayıları için ise BWTS sonuçlarına göre % 50 mertebelerinde uzak tahminler vermesine rağmen sapma açısı değişiminden önemli mertebede etkilenmediği söylenebilir. HAD-BİM yöntemi ise özellikle normal kuvvet ve yunuslama momenti katsayıları için BWTS sonuçlarına çok daha yakın tahminler vermiştir. Ayrıca sapma açısının artışı ile beraber düşük hücum açılarındaki başarı oranında da önemli bir artış göstermiştir.



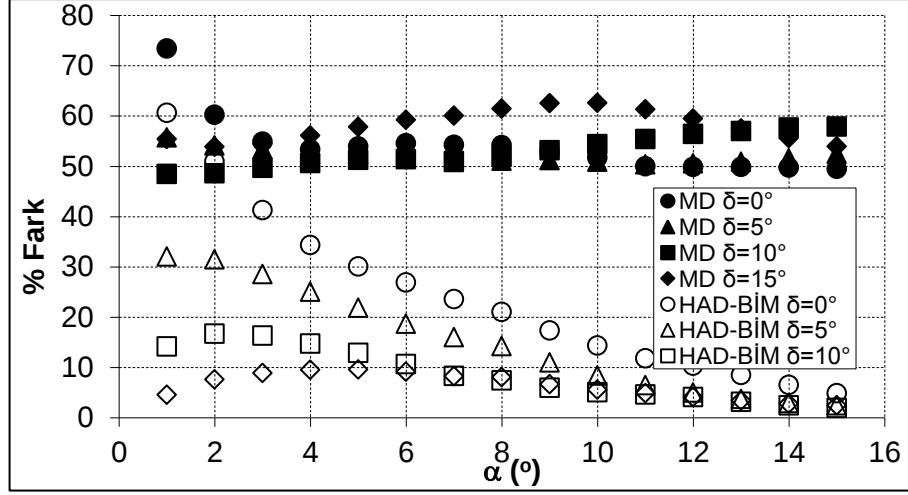
Şekil 5.22: $\delta=15^\circ$ için yunuslama momenti katsayısının hücum açısına göre değişimi.



Şekil 5.23: Eksenel kuvvet katsayısı farkının hücum açısına göre değişimi ($M=0.6$ ve $\phi=0^\circ$)



Şekil 5.24: Normal kuvvet katsayısı farkının hücum açısına göre değişimi ($M=0.6$ ve $\phi=0^\circ$)



Şekil 5.25: Yunuslama momenti katsayısı farkının hücum açısına göre değişimi ($M=0.6$ ve $\phi=0^\circ$)

5.3 Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi

Bu çalışma kapsamında bir diğer tartışma konusu da HAD-BİM yönteminin tüm konfigürasyon HAD analizlerinden ne kadar ucuz olabileceğidir. Bu amaçla 24 paralel işlemci kullanılarak HAD-BİM yönteminde yapılan HAD analizlerinin süreleri ve yine aynı işlemci gücü ile tüm-konfigürasyon HAD analizlerinin süreleri Çizelge 5.8’de karşılaştırılmıştır.

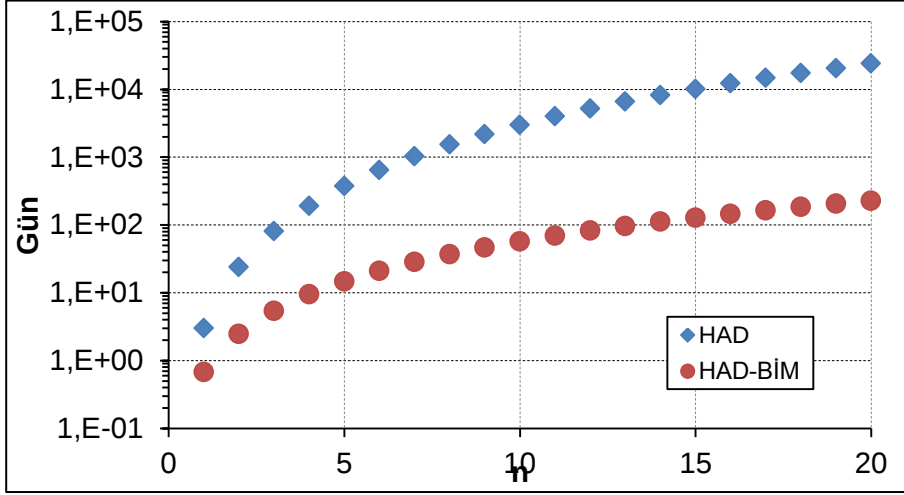
Tüm konfigürasyon için n sayıda Mach sayısı, yuvarlanma açısı, irtifa kuyruğu açısı (δ_e), istikamet kuyruğu açısı (δ_r) ve yuvarlanma kuyruğu açısından (δ_a) oluşan veri-tabanının üretilmesi için gereken analiz sayısı ise Çizelge 5.9’da gösterilmiştir. Çizelge 5.8 ve Çizelge 5.9 birleştirilirse söz konusu veri-tabanının 240 işlemcili süper bilgisayar ile üretilmesi için gereken süre n sayısına bağlı olarak Şekil 5.26’daki grafikte gösterilmektedir. Grafik incelendiğinde $n=15$ (10125 seyir koşulu) için veri-tabanı HAD-BİM yöntemi ile 15 günde üretilebiliyorken, HAD ile bu veri-tabanı için 3 yıllık analiz süresi gerekmektedir.

Çizelge 5.8: Konfigürasyonlara ait analiz süreleri.

	HAD-BİM		HAD
	BS	W	BWTS
Zamandan bağımsız analizler (saat)	1.16	0.28	3.81
Zamana bağlı analizler (saat)	14.65	2.99	24.27
Toplam (saat)	15.81	3.27	28.08

Çizelge 5.9: Tüm-konfigürasyon veri-tabanı için gerekli analiz sayısı

		Mach	ϕ	δ_e	δ_r	δ_a	Toplam
HAD-BİM	BS	n	n	1	1	1	$n(n+1)$
	W	n	1	1	1	1	
HAD	BWTS	n	n	n	n	n	$3n^3$



Şekil 5.26: Parametrelerin sayısına göre analiz süresi.

6. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRMELER

Slotlu roket/füze sistemlerinin aerodinamik performansının tahmini için kullanılabilecek bir hızlı kestirim aracı bulunmamaktadır. Bu çalışmada konvansiyonel roket/füze aerodinamik performansının tahmininde kullanılan metotların slotlu roket/füze aerodinamik performansının belirlenmesinde de kullanılabilmesi için yapılan iyileştirme çalışmaları yer almaktadır. Bu kapsamda konvansiyonel roket/füze için kullanılan BİM ve EHAM yöntemleri, HAD analizlerinden elde edilen veri-tabanları ile beslenerek HAD-BİM yöntemi geliştirilmiştir.

Yapılan analizler sonucunda konvansiyonel roket/füze için geliştirilen hızlı kestirim araçlarından biri olan MD nin slotlu roket/füze aerodinamik performansının tahmininde yetersiz kaldığı, tüm-konfigürasyon HAD sonuçlarına ortalama %50 mertebesinde uzak sonuçlar verdiği görülmüştür. Diğer tarafta HAD-BİM yönteminin ise başarılı tahminlerde bulunduğu ve özellikle yüksek hücum açılarında tüm-konfigürasyon sonuçlarına göre %10'un altında sonuçlar verdiği görülmüştür. Elde edilen sonuçlara göre HAD-BİM yönteminin slotlu roket/füzelerin tüm-konfigürasyon veri-tabanı üretiminde kullanılabileceği değerlendirilmektedir.

Sonuç olarak HAD-BİM yöntemi yüksek başarımlı süper bilgisayarlar yardımı ile slotlu roket/füzeler için makul sürelerde HAD sonuçlarına yakın mertebelerde tahminler verebilmektedir. Bu nedenle HAD-BİM yönteminin slotlu roket/füzelerin tasarım aşamasında ve veri-tabanı üretiminde kullanılabilir olduğu değerlendirilmektedir.

Gelecek dönem çalışmaları kapsamında benzer yöntemin konvansiyonel roket/füze sistemlerinden uzak tasarımlar için de uygulanabilir hale getirilmesi planlanmaktadır. Ayrıca farklı slot geometrilerine sahip gövdelerin aerodinamik performans tahminleri yapılarak slot tasarım çalışmaları yapılabilecektir.

KAYNAKLAR

- [1] **Pitts, W. C., Nielsen, J. N., and Kaattari, G. E.** (1957). Lift and Center of Pressure of Wing-Body-Tail Combinations at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds, *NACA Report* 1307.
- [2] **Tiftikçi, H., Akgül, A.** (2008). Eşdeğer Hücum Açısı Metodu İle Roket/Füze Aerodinamik Modellemesi. *UHUK* 077.
- [3] **Blake, W., Auman, L., Doyle, J., Rosema, C., Underwood, M.** (2008). Missile Datcom User's Manual, Air Research Laboratory.
- [4] **Akgül, A., Akargün, H.Y., Atak, B., Çetiner, A. E., Göker, O.** (2011). Aerodynamic Predictions for Nasa Dual Control Missile and Comparison with Experiment, *OTEH Defence Technologies*.
- [5] **Washington, W. D., Wittmeyer, R. E., Appich, W. H.** (1980). Body Slot Effects on Wing-Body and Wing-Tail Interference of a Typical Cannon Launched Guided Projectile, *AIAA 18th Aerospace Science Meeting*, 80-026.
- [6] **Nielsen, J. N.** (1960). Missile Aerodynamics, *McGraw-Hill*, New York.
- [7] **Flemann, E. L.** (2001). Tactical Missile Design, *American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc.*, Reston, Virginia.
- [8] **Nelson, R. C.** (1998). Flight Stability and Control, *McGraw-Hill*, New York.
- [9] **Etkin, B., Reid, L. D.** (1995). Dynamic of Flight Stability and Control, *John Wiley and Sons, Inc.*, New York.
- [10] **Chin, S., S.** (1961). Missile Configuration Design, *McGraw-Hill*, New York.
- [11] **Javelin Medium Antiarmor Weapon System.** (2003). *Headquarters Department of the army*, Washington.
- [12] **FGM-148 Javelin.** (t.y.). *Wikipedia*. Alındığı tarih: 10.10.2011 , adres: http://en.wikipedia.org/wiki/FGM-148_Javelin
- [13] **TOW 2 Weapon System.** (2000). *Raytheon Company*, Tucson, AZ.
- [14] **Raytheon Continues to Produce, Maintain TOW Missiles.** (2006). *Defence Industry Daily*. Alındığı tarih: 11.10.2011, adres: <http://www.defenseindustrydaily.com/raytheon-continues-to-produce-maintain-tow-missiles-02005/>
- [15] **BGM-71 TOW.** (t.y.). *Wikipedia*. Alındığı tarih: 10.10.2011 , adres: http://tr.wikipedia.org/wiki/BGM-71_TOW
- [16] **M712 Copperhead.** (t.y.). *Wikipedia*. Alındığı tarih: 12.10.2011 , adres: http://en.wikipedia.org/wiki/M712_Copperhead
- [17] **M712 Copperhead.** (1999). *FAS*. Alındığı tarih: 12.10.2011 , adres: <http://www.fas.org/man/dod-101/sys/land/m712.htm>

- [18] **Appich Jr., W. H., Wittmeyer, R. E.** (1979). Aerodynamic Effects of Body Slots on a Guided Projectile with Cruciform Surfaces, *Journal of Spacecraft*, Vol. 17, No. 6.
- [19] **Lesieutre, D. J.** (2010). MISL3 Aerodynamic Analysis For Finned Vehicles With Axisymmetric Bodies, Nielsen Engineering and Research.
- [20] **Moore, F. G.** (2009). AP09 Theory And User's Course, *Aeroprediction, Inc.*
- [21] **Hensch, M.,J.** (1991). Component Build-Up Method for Engineering Analysis of Missiles at Low-to-High Angle of Attack, Lockheed Engineering & Sciences Company, Hampton, Virginia.
- [22] **White, F., M.** (1991). Viscous Fluid Flow, *McGraw-Hill*, New York.
- [23] **Ansys Fluent 12.0 Theory Guide.** (2009). *Fluent, Inc.*, Lebanon, NH.
- [24] **Anderson, J., D.** (1991). Modern Compressible Flow, McGraw-Hill, New York.
- [25] **Hoffmann, K. A.** (2000). Computational Fluid Dynamics Vol. 3, Engineering Education System, Wichita.
- [26] **Tgrid 3.6 User Guide** (2004). *Fluent, Inc.*, Lebanon, NH.
- [27] **Viscous Grid Spacing Calculator.** (1997). NASA Geolab. Alındığı tarih: 15.08.2011 , adres: <http://geolab.larc.nasa.gov/APPS/YPlus/>
- [28] **Versteeg, H. K., Malalasekera, W.** (2007). An Introduction to Computational Fluid Dynamics, The Finite Volume Method, Pearson Education, Edinburg.

ÖZGEÇMİŞ



Ad Soyad: Bora ATAK
Doğum Yeri ve Tarihi: Ladik, 10.05.1984
Adres: Emek 4. Cadde 54/6 Çankaya/ANKARA
E-Posta: batakat@roketan.com.tr
Lisans: İTÜ Uçak Mühendisliğı
Meleki Deneyimi : Mühendis (3 yıl) ROKETSAN A.Ş./ Aerodinamik
Tasarım ve Analiz Müdürlüğü

Yayın:

Akgül, A., Akargün, H.Y., Atak, B., Çetiner, A. E., Göker, O., 2011. Aerodynamic Predictions for Nasa Dual Control Missile and Comparison with Experiment, *OTEH Defence Technologies*.