

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**SÜPERSONİK HIZLAR İÇİN ROKET BURNU ETRAFINDAKİ
AKIŞIN HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ
ANALİZLERİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

AHMET SEMİH ŞİMŞEK

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Isı Akışkan Programı

OCAK 2023

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**SÜPERSONİK HIZLAR İÇİN ROKET BURNU ETRAFINDAKİ AKIŞIN
HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ ANALİZLERİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**AHMET SEMİH ŞİMŞEK
(503191131)**

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Isı Akışkan Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Hasan GÜNEŞ

OCAK 2023

İTÜ, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün 503191131 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Ahmet Semih Şimşek, ilgili yönetmeliklerin belirlendiği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “SÜPERSONİK HIZLAR İÇİN ROKET BURNU ETRAFINDAKİ AKIŞIN HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ ANALİZLERİ” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Hasan Güneş**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Doç. Dr. Sertaç Çadircı**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Oktay Yılmaz
Yıldız Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : **30 Aralık 2022**
Savunma Tarihi : **24 Ocak 2023**





Sevgili Aileme,



ÖNSÖZ

Yüksek lisans eğitimim ve tez çalışmamın her aşamasında destek ve yakın ilgi gördüğüm, çalışmalarımın ilerlemesinde çok büyük emekleri olan tez danışmanım sayın Prof. Dr. Hasan GÜNEŞ'e; bugüne kadar beni maddi ve manevi her anlamda destekleyen ve varlıklarını hiçbir zaman esirgemeyen aileme, yüksek lisans tezimin hazırlanması aşamasında desteklerini esirgemeyen kıymetli mesai arkadaşlarım ve amirlerim Uğur AY, Gökhan DEVECİ, Süleyman Emre AK'a ve tüm Numesys ailesine sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Ocak 2023

Ahmet Semih Şimşek

Makina Mühendisi





İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xi
SEMBOLLER	xiii
ÇİZELGE LİSTESİ	xv
ŞEKİL LİSTESİ	xvii
ÖZET	xix
SUMMARY	xxi
1. GİRİŞ	1
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	3
3. TEORİK BİLGİ	11
3.1 Burun Profili Tasarımı	11
3.1.1 Standart burun profilleri	11
3.1.1.1 Konik	11
3.1.1.2 Bi-Konik	12
3.1.1.3 Güç Serisi	13
3.1.1.4 Tangent-Ogive	14
3.1.1.5 Secant-Ogive	15
3.1.1.6 Eliptik	16
3.1.1.7 Parabolik	16
3.1.1.8 Haack-Serisi	17
3.2 Burun Profili Aerodinamik Karakteristiklerinin Hesapları	18
3.2.1 Burun profili basınç merkezi hesaplamaları	18
3.2.2 Burun profili basınç karakteristikleri	20
3.2.2.1 Islanan alan (Wetted area)	20
3.2.2.2 İncelik oranı (Fineness ratio)	21
3.2.2.3 Blöf oranı (Bluntness ratio)	21
3.3 Genel Yapı	22
4. Sayısal Modelleme	25
4.1 Korunum Denklemleri	25
4.1.1 Kütle korunum denklemi	25
4.1.2 Momentum korunum denklemi	26
4.1.3 Enerji korunum denklemi	28
4.2 Türbülans Modellemesi	28
4.2.1 SST k- omega türbülans modeli	28
5. Materyal ve Yöntem	33
5.1 HB-1 Test Geometrisi	34
5.2 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği	37
5.2.1 Yapılacak HAD çözümünün amacı	38
5.2.2 Geometrinin HAD normlarına göre hazırlanması	39
5.2.3 Sayısal ağ yapısının oluşturulması	39
5.2.4 Gerekli fiziksel parametreler, sınır ve başlangıç koşullarının tanımı	42
5.2.5 Çözüm işleminin tamamlanması	42
5.2.6 Çözümün incelenmesi	42
5.3 HB-1 Balistik Geometrisinin HAD Analizleri için Hazırlığı	43
5.3.1 Geometri	43
5.3.2 Çözüm ağı	45

5.4 HAD Analizlerinin Ansys Fluent Kullanılarak Gerçekleştirilmesi.....	49
5.4.1 Korunum denklemlerine ait çözüm ayarları.....	50
5.4.2 HAD çözümlerine ait fiziksel modeller	51
5.5 HAD Analizlerinin OpenFOAM Kullanılarak Gerçekleştirilmesi.....	52
5.5.1 OpenFOAM	53
5.5.2 OpenFOAM kullanımı	54
6. Bulgular ve Tartışma	57
7. Sonuç ve Öneriler	83
KAYNAKLAR	85
ÖZGEÇMİŞ.....	86



KISALTMALAR

AGARD	:Ulusal Havacılık Araştırma ve Geliştirme Grubu
C_D	:Drag Coefficient
CFD	:Computational Fluid Dynamics
CFL	:Courant Friedrichs Lewy Conditions
C_L	:Lift Coefficient
HAD	:Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
HSN	:High Speed Numerics
Ma	:Mach Sayısı
NS	:Navier-Stokes Equation
OF	:OpenFOAM
PFF	:Pressure Far-Field
RANS	:Reynolds Averaged Navier Stokes
RSTM	:Reynolds Stress Türbülans Modeli
SATM	:Spalart Allmaras Türbülans Modeli
STA	:Süpersonik Test Araştırmaları Derneği



SEMBOLLER,

A_c	:Alan
A_g	:Giriş Kesit Alanı
C_{PT}	:Toplam Basınç Kayıp Katsayısı
D_h	:Hidrolik Çap
f	:Sürtünme Faktörü
G_k	:Türbülans Kinetik Enerjisi Üretimi
k	:Isı İletim Katsayısı
$k-\epsilon$	:Türbülans Modeli
$k-\omega$	:Türbülans Modeli
L	:Kanal Uzunluğu
Ma	:Mach Sayısı
P	:Basınç
Pr	:Prandtl Sayısı
Q	:Toplam Isı Transferi
Re	:Reynolds Sayısı
T	:Sıcaklık
T_w	:Kanal Yüzey Sıcaklığı
t	:Zaman
u,v,w	:Hız Bileşenleri
y	:Seçilen Noktanın Uzunluğu
x/D_h	:Eksenel Boyutsuz Mesafe
y/D_h	:Radyal Boyutsuz Mesafe
α	:Hücum Açısı
μ	:Dinamik Vizkozite(Pa.s)
ϕ	: Akış modelleri fonksiyon gösterimi
λ	:Koniklik Oranı
ρ	:Yoğunluk (kg/m ³)
ρ_a	:Havanın yoğunluğu (kg/m ³)



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 5.1 : Kullanılan farklı burun profilleriyle oluşturulan geometrilerde çözüm ağı sayıları.	45
Çizelge 5.2 : HB-1 geometrisi için çözüm ağından bağımsızlık çalışması	45
Çizelge 5.3 : Eliptik geometri için çözüm ağından bağımsızlık çalışması	46
Çizelge 5.4 : Haack Serisi geometrisi için çözüm ağından bağımsızlık çalışması.	46
Çizelge 5.5 : Güç Serisi geometrisi için çözüm ağından bağımsızlık çalışması. ..	46
Çizelge 6.1 : İki boyutlu ve üç boyutlu çözümlere ait sürüklenme katsayısı değerlerinin kıyaslanması (Ansys Fluent).....	59
Çizelge 6.2 : İki boyutlu ve üç boyutlu çözümlere ait sürüklenme katsayısı değerlerinin kıyaslanması (Ansys Fluent).....	59
Çizelge 6.3 : 0 Km, 10 Km ve 30 Km için sürüklenme katsayıları.	70
Çizelge 6.4 : 0 Km, 10 Km ve 30 Km için sürüklenme katsayıları.	70
Çizelge 6.5 : Farklı hücum açılarında ve Mach sayılarında sürüklenme katsayıları (Ansys Fluent).....	79
Çizelge 6.6 : Farklı hücum açılarında ve Mach sayılarında sürüklenme katsayıları (OpenFOAM).....	79
Çizelge 6.7 : Farklı hücum açılarında ve Mach sayılarında kaldırma katsayıları (Ansys Fluent).....	80
Çizelge 6.8 : Farklı hücum açılarında ve Mach sayılarında kaldırma katsayıları (OpenFOAM).....	80
Çizelge 6.9 : Farklı hücum açılarında ve Mach sayılarında maksimum yüzey sıcaklıkları (Ansys Fluent).	81
Çizelge 6.10 : C_L/C_D oranları (Ansys Fluent).....	81



ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 2.1 : HB-1 geometrisi	4
Şekil 2.2 : Deney düzeneğinin şematik görüntüsü.	4
Şekil 2.3 : Deney düzeneğinin görüntüsü.	5
Şekil 2.4 : Hb-2 geometrisi.....	6
Şekil 2.5 : Test ekipmanlarının görünümü	7
Şekil 2.6 : Hb-1 Çözüm ağı yapısı.....	8
Şekil 2.7 : Hb-1 geometrisi için farklı hücum açılarında Mach sayısı dağılımları.....	9
Şekil 3.1 :Konik burun profili görünümü	12
Şekil 3.2 : Bi-konik burun profili görünümü.....	12
Şekil 3.3 : Güç-Series burun profili görünümü	13
Şekil 3.4 : Tangent-Ogive burun profili görünümü.....	14
Şekil 3.5 : Secant-Ogive burun profili görünümü	15
Şekil 3.6 : Eliptik burun profili görünümü	16
Şekil 3.7 : Parabolik burun profili görünümü.....	17
Şekil 3.8 : Haack-Series burun profili görünümü.....	18
Şekil 3.9: Burun profillerinin uçuş rejimlerine göre kullanılabilirlikleri	22
Şekil 4.1 : Kontrol hacmine giren ve çıkan kütlelerin şematik görünümü	25
Şekil 5.1 : Hb-1 geometrisi.....	34
Şekil 5.2 : Hb-2 geometrisi.....	35
Şekil 5.3 : Hb-1 burun profilleri kullanılarak deney için hazırlanan roket	35
Şekil 5.4 : Hb-2 burun profilleri kullanılarak deney için hazırlanan roket	36
Şekil 5.5 : Deney düzeneğinin görüntüsü.....	36
Şekil 5.6 : Çözüm ağı elemanlarını oluşturan bileşenlerin görüntüleri	40
Şekil 5.7 : Çözüm ağı eleman tipleri	40
Şekil 5.8 : Orthogonal kalite hesaplamasında kullanılan parametrelerin görüntüsü.	41
Şekil 5.9 : Hb-1 geometrisi kullanılarak yapılan çizimin 2-boyutlu görüntüsü	44
Şekil 5.10 : Hb-1 geometrisi kullanılarak yapılan çizimin 2-boyutlu görüntüsü	44
Şekil 5.11 : Hb-1 geometrisi çözüm ağı görüntüsü	47
Şekil 5.12 : Hb-1 geometrisi çözüm ağı görüntüsü	47
Şekil 5.13 : Hb-1 geometrisi çözüm ağı görüntüsü	48
Şekil 5.14 : Hb-1 geometrisi çözüm ağı sınır tabaka görüntüsü.....	48
Şekil 5.15 : Ansys Fluent içerisinde malzeme özelliklerini tanımlama ekranı	49
Şekil 5.16 : Ansys Fluent içerisinde çözücü ayarları	50
Şekil 5.17 : Ansys Fluent içerisinde türbülans ayarları.....	51
Şekil 5.18 : Ansys Fluent High Speed Numerics aktivasyonu	52
Şekil 5.19 : OpenFOAM klasör bilgileri	54
Şekil 6.1 : Üç boyutlu çözümler için kullanılan çözüm ağı yapısı	58
Şekil 6.2 : Üç boyutlu çözümler için kullanılan çözüm ağı yapısı	58
Şekil 6.3 : Farklı hücum açılarında sürüklenme katsayılarının kıyaslanması..... (HB-1 a:Ma 3, b:Ma 4, c:Ma 6, d:Ma 7).....	60
Şekil 6.4 : Farklı hücum açılarında kaldırma katsayılarının kıyaslanması	61
(HB-1 a:Ma 3, b:Ma 4, c:Ma 6, d:Ma 7).....	61
Şekil 6.5 : Farklı hücum açılarında kaldırma ve sürüklenme katsayılarının oranları	62
(a:Ma 3, b:Ma 4,).....	62

Şekil 6.6 : Farklı hücum açılarında kaldırma ve sürüklenme katsayılarının oranları	
(a:Ma 6, b:Ma 7,)	63
Şekil 6.7 : Mach 3 için sürüklenme ve kaldırma katsayısı grafikleri.....	
(a:Sürüklenme katsayısı, b:Kaldırma katsayısı)	64
Şekil 6.8 : Mach 4 için sürüklenme ve kaldırma katsayısı grafikleri.....	
(a:Sürüklenme katsayısı, b:Kaldırma katsayısı)	65
Şekil 6.9 : Mach 6 için sürüklenme ve kaldırma katsayısı grafikleri.....	
(a:Sürüklenme katsayısı, b:Kaldırma katsayısı)	66
Şekil 6.10 : Mach 7 için sürüklenme ve kaldırma katsayısı grafikleri	
(a:Sürüklenme katsayısı, b:Kaldırma katsayısı)	67
Şekil 6.11 : Farklı Mach sayılarında oluşan maksimum burun sıcaklıkları.....	
(a:Ma 3, b:Ma 4)	68
Şekil 6.12 : Farklı Mach sayılarında oluşan maksimum burun sıcaklıkları.....	
(a:Ma 6, b:Ma 7)	69
Şekil 6.13 : Mach 3 HB-1 modeline ait Mach eş eğrileri	
(a:4°, b:8°, c:12°, d:16°).....	71
Şekil 6.14 : Mach 3 Eliptik modeline ait Mach eş eğrileri	
(a:4°, b:8°, c:12°, d:16°).....	72
Şekil 6.15 : Mach 3 Güç-Serisi modeline ait Mach eş eğrileri	
(a:4°, b:8°, c:12°, d:16°).....	73
Şekil 6.16 : Mach 3 Haack-Serisi modeline ait Mach eş eğrileri	
(a:4°, b:8°, c:12°, d:16°).....	74
Şekil 6.17 : Mach 6 HB-1 modeline ait Mach eş eğrileri	
(a:4°, b:8°, c:12°, d:16°).....	75
Şekil 6.18 : Mach 6 Eliptik modeline ait Mach eş eğrileri	
(a:4°, b:8°, c:12°, d:16°).....	76
Şekil 6.19 : Mach 6 Güç-Serisi modeline ait Mach eş eğrileri	
(a:4°, b:8°, c:12°, d:16°).....	77
Şekil 6.20 : Mach 6 Haack-Serisi modeline ait Mach eş eğrileri	
(a:4°, b:8°, c:12°, d:16°).....	78

SÜPERSONİK HIZLAR İÇİN ROKET BURNU ETRAFINDAKİ AKIŞIN HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ ANALİZLERİ

ÖZET

Roketlerin kullanılacakları görevlere bağlı olarak farklı özelliklere sahip olması gerekmektedir. Bu özelliklerin başında süpersonik hızlar olarak adlandırılan Mach 1 üzeri hızlarda aerodinamik ve aerotermal açıdan verimli özelliklere sahip olması gerekliliğidir. Roketlerin sürüklenme kuvveti, kaldırma kuvveti özellikleri ve roket etrafında oluşan termal gerilmeler, özellikle akış hızının Mach 3 ve üzeri olduğu durumlarda, hücum açısına bağlı olarak önem kazanmaktadır. Ayrıca bu yüksek hız koşulları altında tasarlanan roketlerin deneysel olarak test edilmesi ve bu testlerin doğrulanması oldukça zor ve maliyetlidir. Bu yüzden test çalışmalarının hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) yöntemi kullanılarak gerçekleştirilmesi giderek büyük bir önem kazanmıştır. Deneysel çalışmalar HAD analizlerinden sonra elde edilen sonuçların doğrulanması için sadece temel düzeyde yapılmaya başlanmıştır. Bu çalışmada, literatüre HB-1 test ve doğrulama geometrisi olarak tanıtılan geometri kullanılarak iki farklı HAD çözücü üzerinde modeller hazırlanmış olup farklı hücum açılarında ve Mach sayılarında HAD çözümleri yapılmıştır.

İlk olarak literatürde mevcut standart HB-1 modeli kullanılarak kurulan HAD modeli doğrulanmıştır. Ardından standart HB-1 geometrisi Eliptik, Haack-Serisi, ve Güç-Serisi olarak adlandırılan dört farklı burun profili kullanılarak aerodinamik ve aerotermal özellikleri geliştirmek amacıyla yeniden tasarlanmıştır. Ansys Fluent üzerine kurulan model Yoğunluk Tabanlı çözücü, k-omega SST türbülans modeli, Yüksek Hızlı Sayısal modelleme metodu (HSN) ve kapalı çözücü (implicit) kullanılarak analiz edilmiştir. Açık kaynak kodlu OpenFoam yazılımı kullanılarak HSN dışında benzer koşullar oluşturulmuş ve iki çözücü kendi aralarında karşılaştırılmıştır. Oluşturulan HAD modellerinde, 3 ,4 ,6 ,7 ,8 Mach sayılarında ve 4°, 8°, 12°, 16° hücum açılarında HAD analizleri yapılmıştır.

HAD analizlerinden elde edilen sonuçlar incelenip deneysel veriler ile karşılaştırıldığında Ansys Fluent ve OpenFOAM kullanılarak elde edilen sonuçların deneysel veriler ile aralarındaki farkın %5 ve aşağısında kaldığı gözlenmiştir.

Elde edilen sonuçlar birbirleriyle kıyaslandığı zaman kullanılan farklı modellerden HB-1 olarak adlandırılan modelin en yüksek Cl/Cd oranına sahip olduğu gözlemlenmiştir. Bu oranın yüksek olmasına bağlı olarak yakıt tasarrufu ve manevra kabiliyeti olarak en optimum yapı olduğu gözlemlenmiştir. Ancak HB-1 modelinin yüksek bir Cl/Cd oranına sahip olmasına rağmen sürüklenme kuvvetlerinin diğer modellere göre yaklaşık iki kat yüksek olması nedeniyle bir takım dezavantajlara da sahiptir. Bu durumun başında yüzeyde oluşan yüksek sıcaklıklar nedeniyle oluşacak termal gerilmeler gelmektedir. Güç-Serisi modelini yine diğer modellere göre düşük yüzey sıcaklıklarına sahip olması ve bazı Mach sayılarında Güç-Serisine yakın yüzey sıcaklıklarına sahip olması ile Eliptik modeli takip etmektedir.

Verilen farklı değerlerin tek bir pencereden incelenip nihai optimum modele karar verebilmek amacıyla ortak bir sonuca varacak olursak Güç-Serisi düşük hücum açılarında Cl/Cd oranı ve yüzey sıcaklıkları konusunda optimum model olarak karşımıza çıkmaktadır. Ancak Mach 3 ve Mach 4 hızlarında hücum açıları yükseldiğinde ise Güç-Serisi modeli bu durumu Eliptik modele bırakmaktadır.

Mach 6 ve yukarısı durumlar incelendiğinde Güç-Serisi modeli C_L/C_D oranı ve termal gerilmelerin beraber gözönüne alındığında en optimum model olarak karşımıza çıkmıştır.

İrtifa kıyaslaması için yapılan analizler incelendiğinde ise 0 km irtifa yani atmosfer şartları, 10 km yükseklik ve 30 km irtifa olarak 3 farklı analiz HB-1 modeli ve bu modele ait literatür verilerinden faydalanılarak gerçekleştirilmiştir. 0 km irtifadan 10 km'ye geçildiğinde değerlerin değişimleri incelendiğinde farklar yaklaşık olarak %3 civarlarında olduğu gözlemlenmiştir. Aynı kıyaslama 10 km ve 30 km irtifalarda elde edilen değerler için yapıldığında ise bu oranın %5 mertebelerine çıktığı gözlemlenmiştir.

Anahtar kelimeler: Hesaplamalı akışkanlar dinamiği, Yüksek hızlı sayısal modelleme metodu, Roket burun profilleri

COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS ANALYSIS OF FLOW AROUND THE ROCKET NOSE FOR SUPERSONIC SPEEDS

SUMMARY

Rockets are vehicles that can be used in different tasks such as attack, tracking, carrying, lifting. Depending on the tasks to be used, rockets must have different properties. If we list these features, it should have the longest range with the least possible energy requirement at high speeds and in different environmental conditions. Similarly, with high speeds, the thermal stresses that will occur on the structure should be in a way that will cause the least damage to the structural integrity of the rocket and the components inside. These properties gain great importance in flow regimes above Mach 1, which are called supersonic velocities. In rockets, these features appear as a function of drag and lift forces.

Lifting force is one of the biggest factors in the fuel and energy consumed by rockets and even other aircraft when starting their first motion. A high level of this force will reduce the energy need to be obtained by using external fuel to start the movement, and the fuel savings provided by this situation will provide working time gain in long range missions. Since the drag forces will create a resistance in the opposite direction to the movement of the rocket, as low as possible these forces will reduce the negative effects that will be encountered for the start and continuation of the movement, and thus will ensure that the movement continues with less fuel use.

The adverse effects of these two force parameters with respect to each other should be taken into account while designing the rocket. The primary design requirement for reducing drag forces is to reduce the projected area of the rocket where it directly encounters the counter air as it moves. In order to achieve this situation, thinning the nose structure of the rocket and thus the overall diameter may be a suitable option. However, the thin nose structure will cause the thermal stresses on the surface to be transmitted more into the rocket, and this will adversely affect the structural integrity of the rocket as well as the operation of the electronic components inside the rocket.

It is necessary to check whether these requirements are met with the necessary tests before the designs are completed and the production processes are started. Because it is necessary to determine which needs the design made before production can meet and therefore for which tasks it will be produced.

Experimental testing and validation of rockets designed under these high velocity conditions is very difficult and costly. Therefore, it has become increasingly important to perform test studies using the computational fluid dynamics (CFD) method.

Computational fluid dynamics method is a method of calculating fluid motion, heat and mass transfer, chemical reactions and related events by mathematical methods. The solutions are realized by solving the conservation equations of mass and energy. When the solutions are completed, pressure, velocity and temperature distributions, drag and buoyancy forces and similar information can be obtained.

CFD analyzes are carried out in order to determine the most suitable conditions for experimental studies before the start of experimental studies. Since these preliminary analyzes are carried out in order to start experimental studies, the accuracy rates of the results are in the background, as they are done to quickly reach the result and get an idea. With the results obtained from CFD analysis, the most suitable conditions are provided for the experimental studies to be carried out and experimental studies are carried out.

If a test scenario in which CFD analyzes would not be used was being studied, 80 times would have to be experimentally studied for different Mach numbers, angles of attack and geometry combinations for the study examined within the scope of this study. However, according to this methodology, experimental studies of a few base cases selected from among these 80 different cases are made and the results are obtained. Afterwards, the appropriate model for CFD analysis is established and firstly, base cases with experimental results are analyzed. The obtained results are compared with the experimental results and the established CFD model is verified. Then, solutions are made for Mach number, angle of attack and geometry combinations belonging to other cases and results are obtained.

In this study, models were prepared on two different CFD solvers using the geometry introduced in the literature as HB-1 test and verification geometry, and CFD solutions were made using two different solvers at different attack angles and Mach numbers. Thus, a methodology that can be solved at high supersonic speeds for two different CFD software has been studied, and these data have been brought to the literature by examining the aerodynamic and aerothermal properties for four different designs.

First, the CFD model was constructed by using the standard HB-1 model, the results of the experimental studies available in the literature. Then, drawings were made for the standard HB-1 geometry using the existing design in the literature and the digital mesh structure was started to be created. Before deciding on the final digital network structure, solutions were tried on 3 different digital network structures and the point where the results became independent from the digital network was determined and the final digital network structure to be used was decided. Afterwards, CFD analyzes were performed and validated using the results available in the literature. It has been redesigned to improve aerodynamics and aerothermal properties using three different nose profiles, Elliptical, Haack-Series, and Güç-Series.

While making rocket designs, a reference size is selected and this size is used as a coefficient in each design parameter, and related designs are realized. In addition, each of the parameters used in these designs also represents an important detail of the rocket structure. Examples of these parameters are total length, wetted area, bluntness ratio and fineness ratio parameters.

CFD solutions were performed separately using Ansys Fluent commercial HAD software and OpenFOAM open source HAD software. The results obtained using these two software are compared with each other in terms of accuracy and solver performance. The reason for choosing and using these two separate software for the solution is to examine the performances of the two programs, which are heavily preferred for similar problems, for similar problems, as well as to examine the existing advantages and disadvantages relative to each other.

The model built on Ansys Fluent was analyzed using Density Based solver, k-omega SST turbulence model, High Speed Numerical modeling method (HSN) and closed solver (implicit). Using the open source software OpenFoam, similar conditions were created outside of HSN and the two solvers were compared among themselves. In the CFD models created, CFD analyzes were performed for four different models with Mach numbers of 3, 4, 6, 7, 8 and 4°, 8°, 12°, and 16° attack angles.

The results obtained from CFD analyzes were examined and compared with the experimental data. When the results obtained using Ansys Fluent and OpenFOAM are compared with the experimental data, it has been observed that the accuracy rates vary depending on the capacities of the programs according to different Mach numbers and angles of attack. It has been observed that Ansys Fluent results show higher accuracy than OpenFOAM results, especially in cases where the mach number is 6 and below, thanks to the HSN method used in the software.

When the obtained results were compared with each other, it was observed that the model called HB-1 among the different models used had the highest Cl/Cd ratio. Due to the high rate of this ratio, it has been observed that it is the most optimum structure in terms of fuel economy and maneuverability. However, although the HB-1 model has a high Cl/Cd ratio, it also has some disadvantages as its drag forces are approximately twice as high as other models. At the beginning of this situation is the thermal stresses that will occur due to the high temperatures on the surface. The Power-Series model is followed by the Elliptical model, with lower surface temperatures compared to other models and surface temperatures close to the Power-Series at some Mach numbers.

If we come to a common conclusion in order to examine the different values given from a single window and decide on the final optimum model, the Power-Series emerges as the optimum model for Cl/Cd ratio and surface temperatures at low angles of attack. However, when the angles of attack increase at Mach 3 and Mach 4, the Power-Series model leaves this situation to the Elliptical model. When Mach 6 and above situations are examined, the Power-Series model has emerged as the most optimal model when the Cl/Cd ratio and thermal stresses are considered together.

In later studies, more efficient designs can be obtained in terms of aerodynamics and aerotherms by using different nose profiles. Using OpenFOAM open source HAD software, solvers with different properties can be developed at supersonic speeds. In this study, CFD models can be created for different supersonic flow problem solutions to be realized later by using the current analysis results.

Keywords: Computational Fluid Dynamics, High Speed Numerics method, Rocket nose profile

1.GİRİŞ

Aerodinamik özellikler hava araçların güzergahının doğru şekilde belirlenmesine ve menzillerine karar verilmesinde önemli bir rol oynamaktadır. Roket tasarımları, sıkıştırılabilir akış hızlarında çalışacaksa, en az yakıtla en çok yol alabilecek şekilde olması gerekmektedir. Sürüklenme kuvvet katsayısını minimuma indirmek için temel kural olarak mümkün olduğu kadar küt sayılabilecek burun yapılarından kaçınılması gerekmektedir. Bunun yanında, hipersonik ve süpersonik akışlar söz konusu olduğu durumlarda, meydana gelen aerotermal gerilmeleri azaltmak ve dağıtabilmek açısından küt yapıların kullanımından faydalanılmaktadır. Yine bu noktada küt yapılar aerotermal gerilmelerin karşılanması konusunda destek olmasının yanısıra sürüklenme kuvvetleri arttırarak aracın yakıt tüketimini arttırmakta ve menzilini düşürmesinin yanısıra uçuş güzergahının belirlenmesini zorlaştırmaktadır.

Mühendislik problemlerinde üç farklı çözüm yöntemi mevcuttur: bunlardan birincisi deneysel çalışmalar, ikincisi teorik hesaplamalar ve üçüncüsü ise nümerik hesaplama yöntemleridir. Savunma sanayii için yapılan testlerde özellikle yüksek hızlarda yapılan deneysel testler genellikle oldukça maliyetlidir. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) çözümleri bu noktada önemi giderek artan bir matematiksel hesaplama metodu olarak karşımıza çıkmaktadır. HAD metodu akışkan hareketlerinin, kütle ve ısı transferinin, kimyasal reaksiyonların ve benzeri problemlerin çözülmesinde giderek yaygınlaşan bir şekilde kullanılmaktadır. Bu çözüm işlemlerini Navier-Stokes denkleminin sayısal bir şekilde çözülmesiyle gerçekleştirmektedir. HAD analizleri yapılacak deneyler ve parametrik testler için en uygun koşulların sağlanması ve tekrarlı deney maliyetlerinin düşürülmesi için verimli bir metod olmakla beraber test ve deney ihtiyacını tamamen ortadan kaldırmamaktadır.

Bu tasarımların performanslarını ölçmek üzere yapılacak olan testler yüksek hızların sağlanabilmesi için gerekli olan test düzeneği özelliklerinden dolayı oldukça maliyetli olmaktadır. Yüksek maliyetlere karşılık, yüksek hızlarda çalışacak olan araçlar tasarlandıktan sonra yine bu yüksek hızlara bağlı olarak farklı Mach sayılarına ve farklı hücum açılara bağlı olarak çok değişken özellikler göstermektedir. Tasarımın tüm bu kullanılacak farklı Mach sayılarında ve hücum açılara bağlı olarak aerodinamik ve aerotermal özelliklerinin hesaplanıp

bu özelliklere bağılı olarak tasarımın performansının incelenmesi gerekmektedir. Farklı Mach sayıları ve hücum açılarının kombinasyonlarından oluşan deney ihtiyaçlarının miktarını yüksek maliyetler ile beraber gözönüne aldığımızda çok verimli bir çalışma senaryosu ortaya çıkmamaktadır.

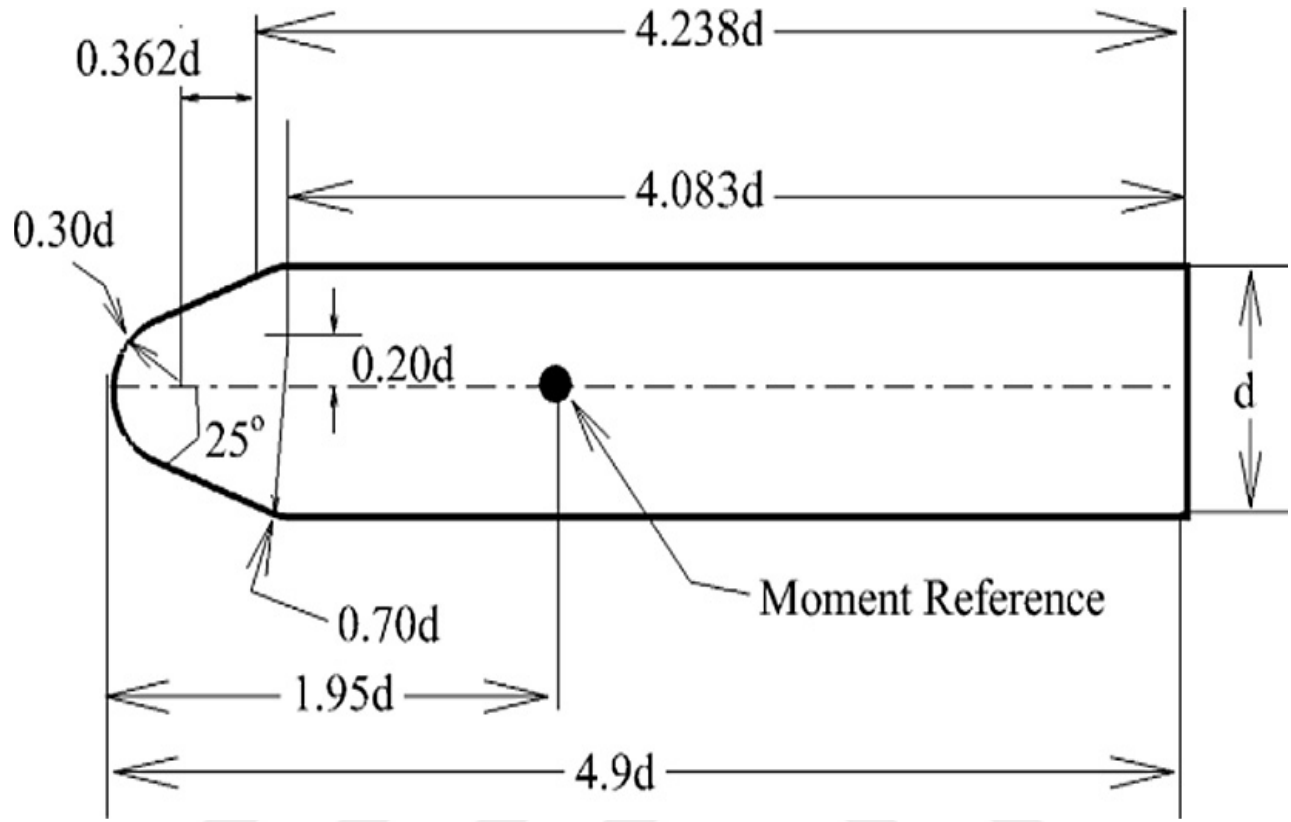
Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiğı (HAD) metodları bu noktada günümüz ihtiyaçları düşünöldüğünde önemi gittikçe artan bir çözüm haline gelmektedir.



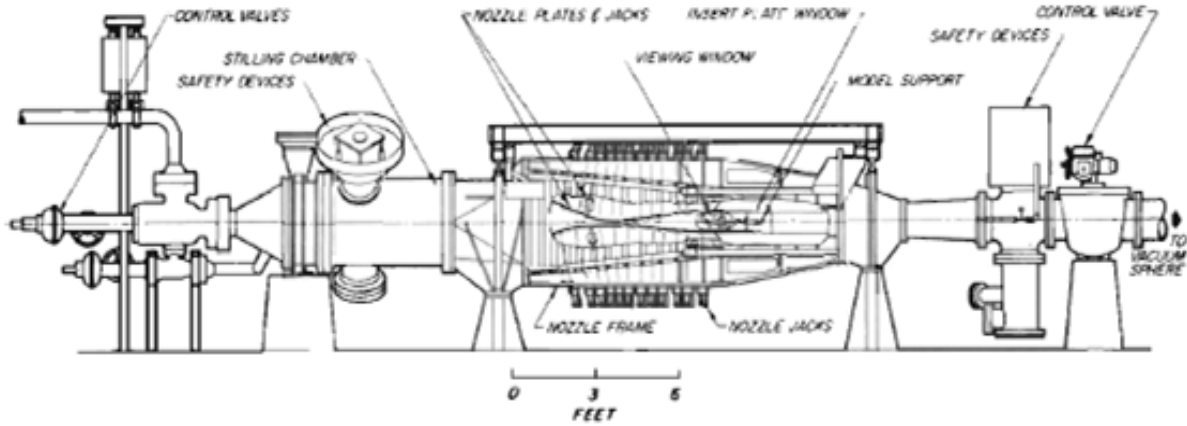
2.LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Roketlerin kullanımlarının alanlarının ve görevlerinin teknolojiyle beraber hızlı bir şekilde gelişmesi tasarım ve diğer özelliklerini geliştirilmesine olan ihtiyacı giderek arttırmıştır. Roketlerin güncel teknolojilerle beraber taşıdığı donanımların maliyetleri, tasarımı ve üretimi için gereken maliyetler ve çok yüksek hızlarla çalışma ihtiyacıyla beraber gelişen yakıt ve çeşitli deformasyon kaynaklı oluşan maliyetler gözönünde tutulduğunda roketlerin tasarımı ve optimizasyonu büyük önem kazanmıştır. Savunma sanayi alanında çeşitli keşif, saldırı, savunma ve diğer benzeri amaçlar için roket kullanımı oldukça yaygındır. Yakıt tasarrufu ve hareket kabiliyetini sağlamak açısından roket tasarımlarında en önemli bileşenlerin başında aerodinamik ve aerotermal özelliklere etkisi de gözönünde tutularak burun kısmı gelmektedir. Burun kısmının tasarlanabilmesi için öncelikli olarak burun yapısına ait parametrik ve bağımlı değişkenler kullanılarak şekillendirilebilen bir burun profili çıkarılması gerekmektedir. Burun profili ilerleyen kısımlarda bahsedileceği gibi burun yapısının kesiti alanının parametrik ve rokete ait diğer ölçülere bağımlı şekilde nihai tasarımı bizlere veren yapıdır. Burun profilinin seçilip yerleştirilebilmesi için rokete ait diğer parametrelerin ve şekillerin de belirlenmesi gerekmektedir. Burun profili çıkarılırken, en boy oranı, koniklik yapısı, büküm açısı, roket kesit çapı, havanın geliş açısı birincil tasarım parametreleri olarak karşımıza çıkmaktadır. Burun profiline karar verildikten sonra ise burun yapısı ve roketin gövdesinin bağlanma şekline karar verilmesi gerekmektedir. Birleştirme şekillerine göre geniş, kısa ve küt burun yerleşim olmak üzere üçe ayrılmaktadır. Önceki kısımlarda bahsedildiği burun profili tasarımı nasıl olursa olsun burun uçlarında oluşan türbülans etkileri ve oluşan aerotermal gerilmeler gibi problemlerden dolayı son dönemlerde tasarlanan burun profillerinde bu problemlerin de gözönüne alınarak burun ucu kalınlıklarının tasarımlarının da yapılması önemli bir konu haline gelmiştir. Bu noktada bize oluşan aerodinamik etkiler ve yine roketin yapısal bütünlüğünü ve içerideki donanımsal araçların çalışma koşullarını olumsuz etkileyen aerotermal etkilerin aralarındaki ters korelasyon ilişkisini düşündüğümüzde burun ucu kalınlık parametresi önemli bir parametre haline gelmektedir.

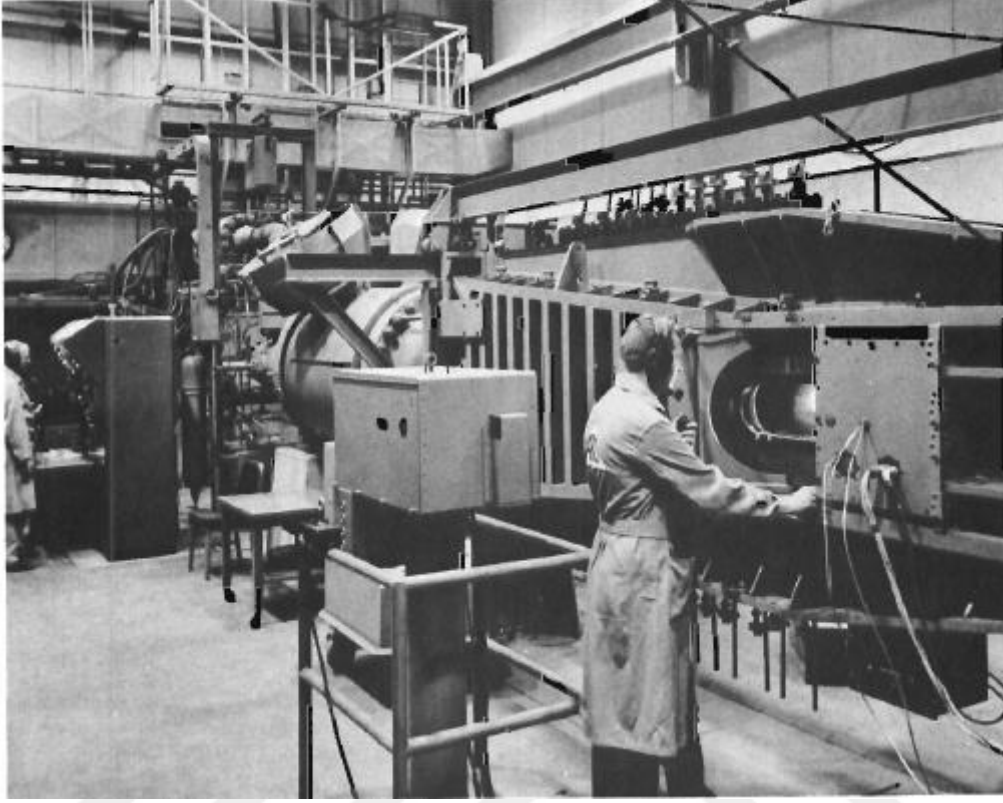
Literatürde burun profillerinin tasarımlarının gelişimlerini inceleyecek olursak, Hipersonik ve Süpersonik hızlar için tasarlanmak üzere burun profili denemeleri şekil 2.1’de verilen tasarım ile ilk olarak şekil 2.2 ve 2.3’de görülen deney düzenekleri kullanılarak 1963 yılında von Karman Gas Dynamics enstitüsünde çalışan mühendis J.Don Gray tarafından yapılmıştır (Lindsay, 1963).



Şekil 2.1 Hb-1 geometrisi (Lindsay, 1963).



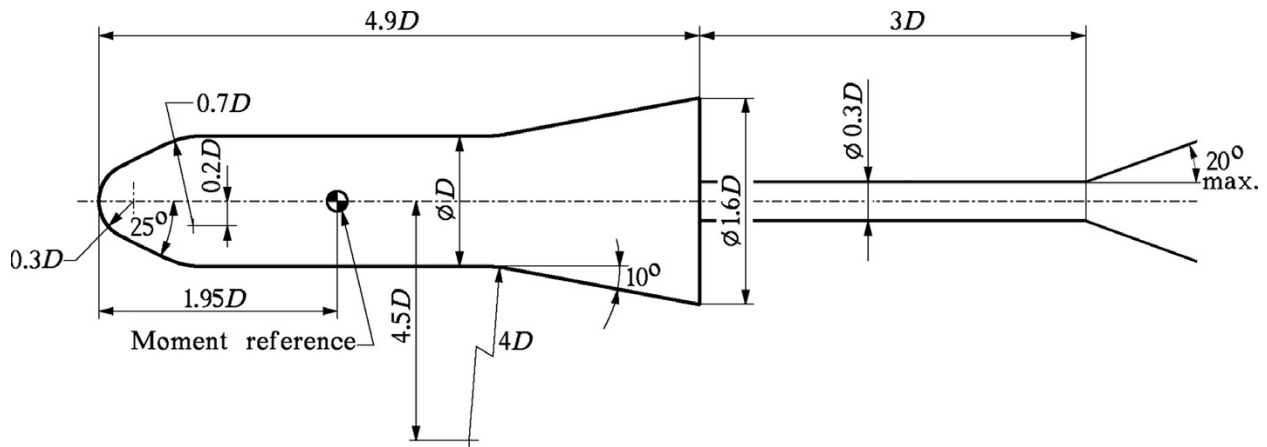
Şekil 2.2. Deney düzeneğinin şematik görüntüsü (Lindsay, 1963).



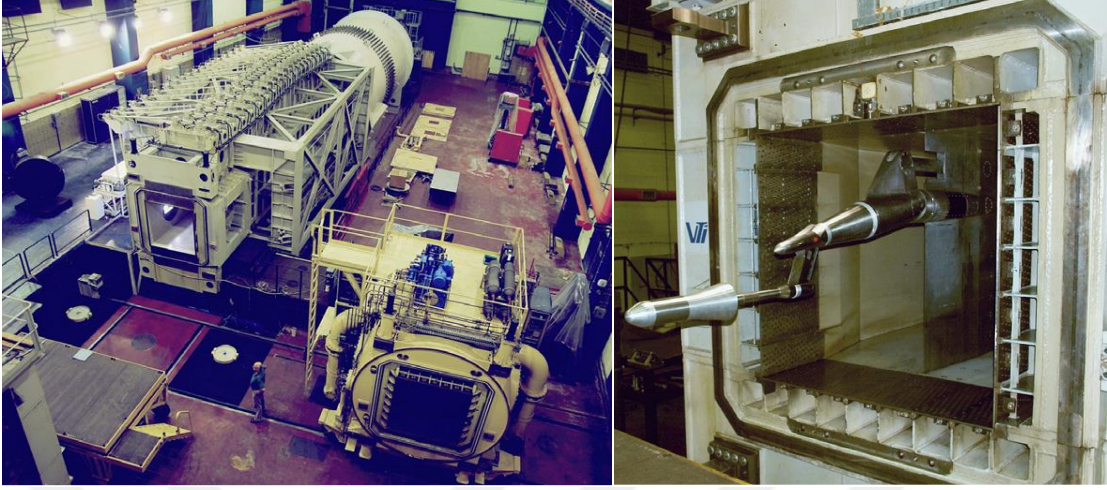
Şekil 2.3 Deney düzeneğinin görüntüsü (Lindsay, 1963).

Yapılan bu çalışmalarda literatüre HB-1 balistik test geometrisi olarak kazandırılan parametrik roket profili kullanılmıştır. Yapılan çalışmaların teknik alt yapısından bahsetmek gerekirse, öncelikli olarak ölçüm yapılacak Mach sayıları her ne kadar farklı hız rejimlerinde olacak ve aralarında belli farklar olacak olsa da, ölçüm faktörlerinden dolayı meydana gelebilecek hatalar ve sapmalar gözönünde tutularak olabildiğince yakın ve ardışık Mach sayılarında testler gerçekleştirilmiştir. Mach sayısı 2'den 3'e geçerken elde edilen sonuçlar arasında benzerlik ve korelasyon ilişkileri kurmak zorlaşmıştır. Bu deneyler 10 derecelik hücum açısına kadar artan hücum açılarıyla beraber yapılmış olup hem aynı hızlarda farklı hücum açıları arasındaki ilişkiler hem de farklı hızlarda aynı hücum açıları arasındaki ilişkiler incelenmiş olup roketin kullanım sürecinde manevra kabiliyetleri üzerinde çıkarımlar yapılmıştır. Sonrasında yapılan karşılaştırmalara ait sonuçlar incelendiğinde beklenen hücum açısı kaynaklı kuvvet özelliklerinin olduğu gözlenmiştir. Araç üzerinde hücum açısı kaynaklı oluşan moment etkilerinin Mach sayısının 6 ve üzeri olduğu durumlarda en belirgin şekilde olduğu gözlemlenmiştir. Sonrasında benzer deneyler farklı bir denizaltı geometrisi üzerinden, farklı akışkan şartlarında ve çok daha

gelişmiş bir teknolojiyle 1992 yılında Larry Resch tarafından tekrar yapılmış olup daha önceki çalışmalarda bahsedilmeyen farklı parametrelerin de burada bahsedilen aerodinamik ve aerotermal özelliklere olan etkilerinden bahsedilmiştir (L.Resch, 1992). Deniz Yüzey Harp Merkezi 9. nesil Hipersonik rüzgar tünelinin tasarımını ve üretimini başarıyla tamamladı ve düzeneğin güvenilirliğini gösterdi. Bu çalışma 8-10-14 Mach sayılarında gerçekleştirilmiştir. Çalışma yapılırken Mach sayısına bağlı olarak değişen rejimlerde dinamik basınçta meydana gelen değişiklikler ve değişik koşullarda bu değişikliklerin basınç dalgalanmaları üzerindeki etkileri incelenmiştir. Daha güncel süreçte yapılan çalışmalardan birinde yüksek standart bir rüzgar tüneli modeline ilişkin deneysel veri ihtiyacına yanıt vermek amacıyla başlatılan bu çalışmada (VUKOVIC, 2018) güncel koşullarda ve imkanlarda yapılan süpersonik hız aralığındaki hücum açıları ve uygun referans veri eksikliğini, T-38 trisonik rüzgar tüneli test imkanlarından faydalanılarak farklı boyutlarda iki HB-2 standart modeline ait testler yapılmıştır. Bu testler 1.5-4 arası Mach sayılarında ve 30° üzerinde hücum açılarında yapılmıştır. Reynolds sayıları incelendiğinde ise test esnasında mevcut akışkan ve ortam koşullarıyla beraber yaklaşık 2.2-4.5 milyon aralığında değişen Reynolds sayılarında testler gerçekleştirilmiştir. Sonuçlar elde edildiğinde öncelikli olarak literatürde mevcut olan daha düşük hücum açılarıyla yapılarak literatüre kazandırılan sonuçlar yardımıyla doğrulanmıştır. Sonrasında sonuçların birbirlerini birebir karşıladığından emin olunduktan sonra literatürde mevcut olmayan koşulların mevcut olduğu durumlarda elde edilen sonuçların doğruluklarından emin olundu ve literatüre referans olarak yüksek hücum açılarına ait olan test verileri de kazandırılmış oldu.



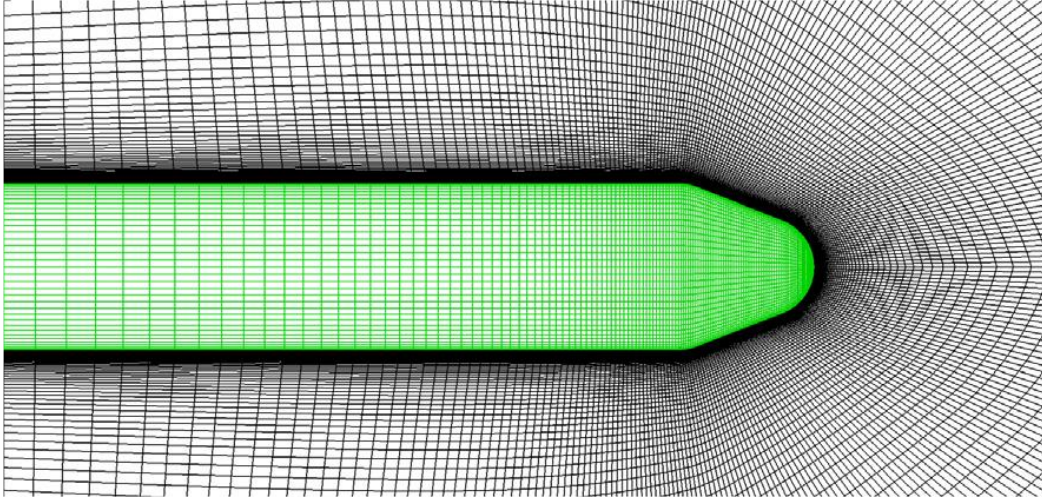
Şekil 2.4 HB-2 geometrisi (Vukovic, 2018).



Şekil 2.5 Test ekipmanları görünümü (Vukovic, 2018).

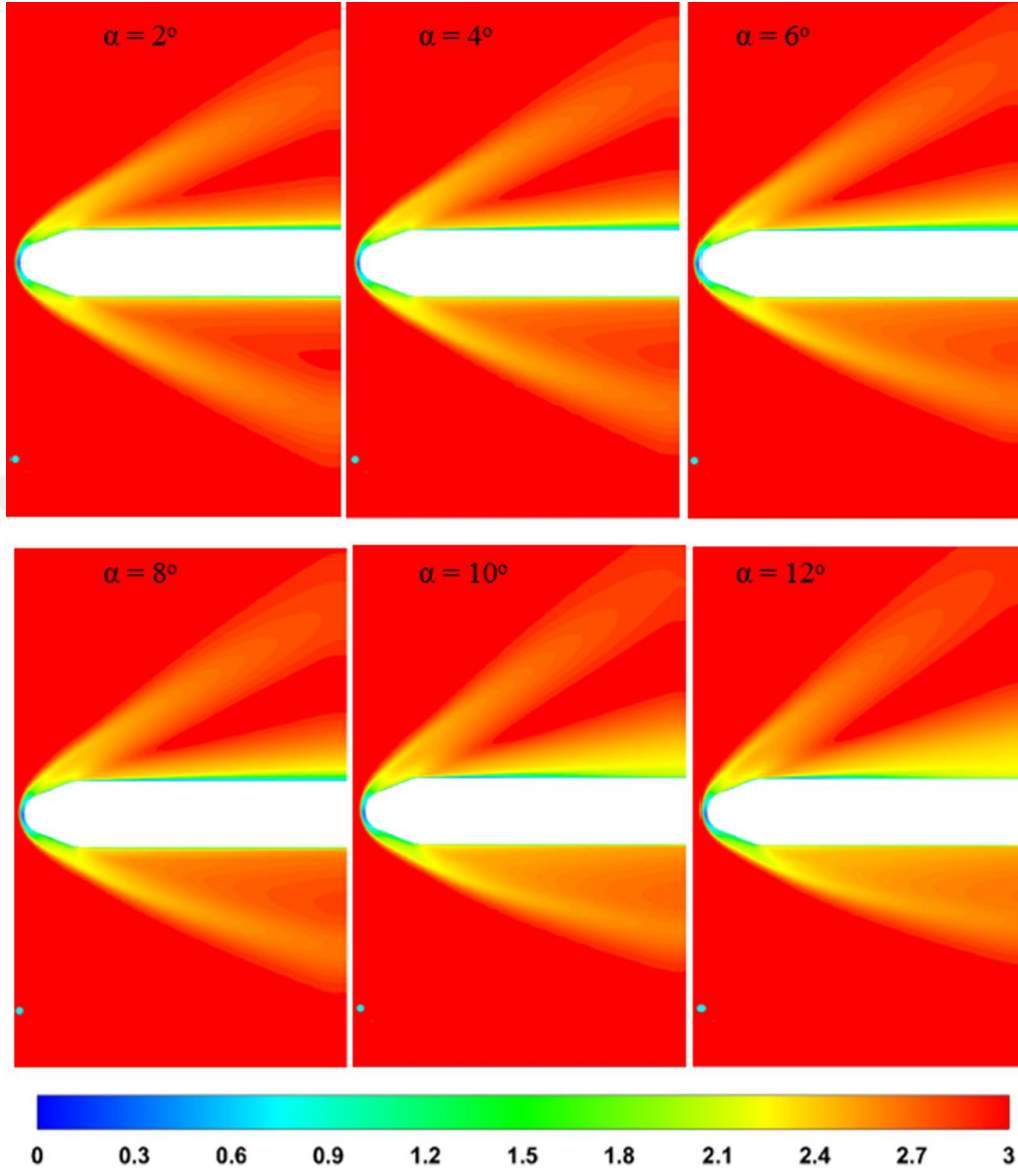
Bu alanda çalışmaları deneylerden Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) ortamına taşıyan çalışmalardan birisi (Faiza Shahid, 2017) Mach sayılarının 0.2 ile 5 aralığında değişerek subsonik akış hızı rejiminden hipersoniğe doğru giden bir akış rejiminde, 0° - 12° aralığında değişen hücum açılarında ve farklı irtifalarla yapılacak akış kombinasyonlarında Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizlerini gerçekleştirmiştir. Burada yapılan çalışmada öncelikle literatürde deneysel verileri mevcut olan farklı Mach ve hücum açısı kombinasyonları için HAD analizleri yapılmış olup kurulan modelin ve oluşturulan sayısal ağ yapılarının (çözüm ağı) doğruluğundan ve kullanılabilirliklerinden emin olunmuştur. Sonrasında roket geometrisinin kendi kullanım sürecinde çalışacağı farklı irtifa değerlerindeki şartları sağlamak amacıyla bu irtifalarda karşılaşılabilecek basınç ve sıcaklık değerleri HAD analizlerinde ortam şartları olarak tanımlanarak bu değişen irtifaların roketin aerodinamik ve aerotermal yapısına olan etkileri incelenmiştir. Bu şekilde hipersonik hız rejimi olarak adlandırılan yüksek hız şartlarında gerçekleştirilecek olan HAD analizlerinde oluşan hassas vorteks, türbülans ve basınç dalgalanmaları gibi özellikleri inceleyebilmek için o oranda hassas ve yoğun bir çözüm ağı yapısı oluşturulur ve çözümler yapılması gerekmektedir ki bu durumda günler belki de haftalarca sürecektir. HAD analizi süreleri anlamına gelmektedir. Bu çalışmada elde edilmek istenen veriler farklı Mach sayılarının, farklı hücum açılarının ve farklı irtifa değerlerinin kombinasyonları olacak şekilde olacağı için yüzlerce HAD analizi gerektirmekteydi ve bu durum günler, haftalar mertebelerine ulaşan analiz sürelerini de düşündüğümüz zaman neredeyse 2 yıl üzerinde zaman alacak analizler söz konusu olmaktadır. Bu yüzden çalışma yapılırken oluşturulan HAD modeli üç boyutlu bir analiz modeli

üzerine uygulanıp deneysel verilere göre doğrulanmıştır. Sonrasında kullanılan geometrinin herhangi bir kanatçık veya benzeri bir yapıya sahip olmadan simetrik bir yapıda olmasından dolayı aynı HAD modeli kullanılarak analizler iki boyutlu bir geometrik (eksenel simetrik) yapıda olacak şekilde tekrardan yapılmıştır. Bu şekilde literatürde doğrulanan deneysel verilere ulaşıldıktan sonra yeni verilere ait çalışmalar 2 boyutlu analiz modeli kullanılarak aynı çözüm ağı hassasiyetinde çok daha düşük çözüm ağı sayıları kullanılarak gerçekleştirilmiştir.



Şekil 2.6 HB-1 çözüm ağı yapısı (Faiza Shahid, 2017).

Yapılan analizler sonucunda kaldırma kuvvetleri ve moment oluşum etkilerinin irtifa değerlerinden dikkate değer bir şekilde etkilenmediği gözlenirken sürüklenme kuvvetinin direkt olarak irtifa değerinin bir fonksiyonu olduğu ortaya çıkmıştır. Hücüm açılarının yükselmesiyle beraber Mach sayısı değerlerine bağlı olmaksızın sürüklenme kuvvetlerinin hızlı bir şekilde arttığı gözlenmiştir. Tüm bu çıkarımlar gözönünde tutulduğunda yörüngesinin çoğunda sürekli atmosfer değişimine maruz kalan araçlarda sürüklenme kuvvetleri nedeniyle oluşan yapısal gerilmelere ve yorulma etkilerine de dikkat ederek tasarımların yapılması gerekmektedir.



Şekil 2.7 HB-1 geometrisi için farklı hücum açılarında Mach sayısı dağılımları (Faiza Shahid, 2017).



3. TEORİK BİLGİ

3.1. Burun Profili Tasarımı

Burun profili seçimindeki unsurlar burun profili seçimi tasarım aşamasında önemli bir yere sahiptir çünkü burun profili seçimi birçok otoriteye göre uçak tasarımındaki en önemli unsurlardan biri olarak kabul edilmektedir. Garry A. Crowell'in (Sr., 1996) kapsamlı bir şekilde burun profili tasarımını anlatmak üzere yaptığı çalışmada tasarımda en önemli parametrenin burun uzunluğu ve kalınlığının oranı olduğunu ortaya koymuştur. Burun profili tasarımı NASA başta olmak üzere havacılık ve savunma konularıyla ilgilenen birçok kurum tarafından benimsenerek çeşitli model tasarımları ve önerileri yapılmıştır. Bu çalışmada yapılan bu model tasarımlarından en verimlileri olarak gösterilen modellere ait tasarım parametreleri ve bu parametrelere ait özellikler açıklanmıştır.

3.1.1. Standart burun profilleri

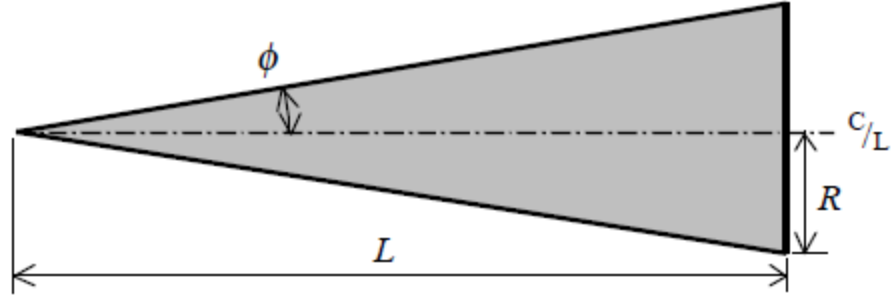
3.1.1.1. Konik:

Yaygın olarak kullanılan burun profillerinden birincisi şekil 3.1'de verilen basit konik yapısıdır. Bu model genellikle üretim kolaylığı ve sürüklenme kuvvetleri dengeleri için kullanılmaktadır. Bu konik yapının kenarları düz profil çizgileridir ve çap aşağıdaki denkleme bağlı olarak ifade edilmektedir:

$$y = \frac{xR}{L} \quad (3.1)$$

Koniler bazen de yarım açı derecelerine göre de sınıflandırılabilir.

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{R}{L} \right) \quad ve \quad y = x \tan \phi \quad (3.2)$$



Şekil 3.1 Konik burun profili görünümü (Sr., 1996).

3.1.1.2. Bi-konik:

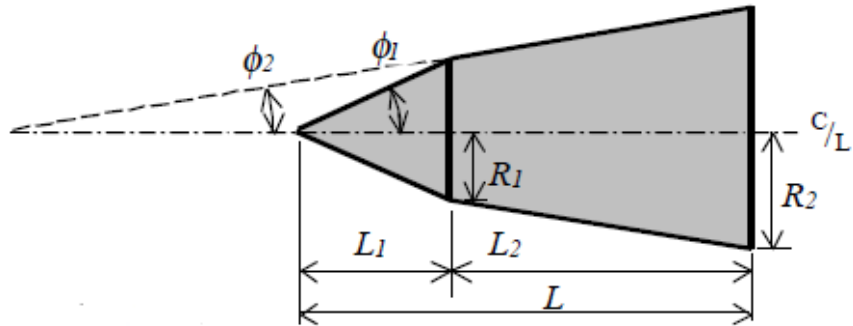
Bi-konik burun yapısı ise şekli 3.2’de verilen şekle sahiptir ve basitçe geçişli konik profili olarak adlandırılabilir. Standart konik profile aerotermal gerilmelerin etkilerini sönümleyebilmek açısından ön geçişli bir segment ekleyerek elde edilmektedir. Bu profilin matematiksel bağıntıları ise aşağıda verilmiştir:

$$L = L_1 + L_2 \quad L_1 \leq x \leq L \quad (3.3)$$

$$0 \leq x \leq L_1 ; \quad y = R_1 + \frac{(x-L_1)(R_2-R_1)}{L_2} \quad (3.4)$$

$$y = \frac{xR_1}{L_1} \quad \phi_2 = \tan^{-1} \left(\frac{R_2-R_1}{L_2} \right) \quad (3.5)$$

$$\phi_1 = \tan^{-1} \left(\frac{R_1}{L_1} \right) \quad y = R_1 + (x - L_1) \tan \phi_2 \quad (3.6)$$



Şekil 3.2 Bi-Konik burun profili görünümü (Sr., 1996).

3.1.1.3. Güç-Serisi

Güç-Series burun profili modeli tasarımcılar tarafından yaygın olarak kullanılan ve parabolik burun olarak adlandırılan bir modeldir ve şekil 3.3’de verilen görüntüye sahiptir. Bu profil için genel olarak görüntü tasviri yapılırken küçük bir küt uca sahip parabolik bir şekilde ilerleyen yapı olarak tarif edilir. Uç kısımda yer alan küt yapı çoğunlukla tasarımda süreksizliklere yol açan bir eklem olarak görülmektedir. Ancak aerotermal gerilmeler gözönünde tutularak kullanımı yüksek verimler sağlayabilmektedir. Bu tasarım öncesinde, tasarımcıların bir roket tasarımı için parabolik bir şekil ve tabana teğet olan eliptik yapıda bir burun profili istemlerinden yola çıkılarak yapılan bir tasarımıdır. “Güç-Series” burun profili, bir parabolün kendi eksenini etrafında döndürülmesiyle elde edilmektedir. Burun konisinin tabanı parabolün latus rektumuna paraleldir ve 'n' faktörü profilin “kütlüğünü” kontrol eder. n faktörü 7’den başlayıp azalarak ilerler ve azaldıkça profil kütleşmeye doğru ilerler.

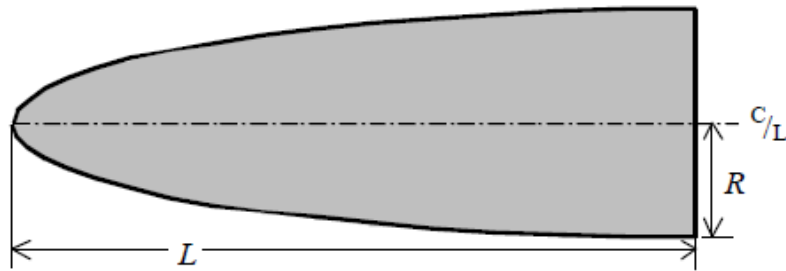
$$\text{For } 0 \leq n \leq 1, y = R \left(\frac{x}{L} \right)^n \quad (3.7)$$

$$n = 1 : \text{Konik}$$

$$n = 0,75 : \frac{3}{4} \text{ Parabolik}$$

$$n = 0,5 : \frac{1}{2} \text{ Parabolik}$$

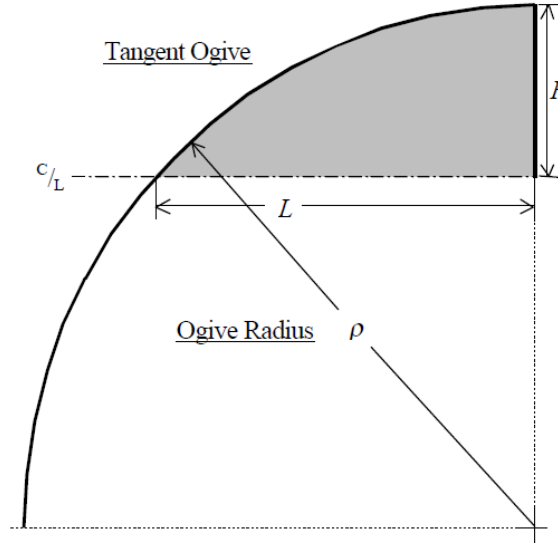
$$n = 0 : \text{Silindirik}$$



Şekil 3.3 Güç-Series burun profili görünümü (Sr., 1996).

3.1.1.4. Tangent-ogive

Diğer bir burun profili ise şekil 3.4’de verilen hobi roket modellerinde de sık sık karşılaştığımız Tangent-Ogive modelidir. Bu profile ait şekil bir üst segment profili referans alınarak oluşturulmaktadır. Roketin ana gövdesini teğet alan büyük bir daire çizilir, burun profili ise daireye tam oturacak şekilde çizilir. Bu profilin sahip olduğu popülaritenin en büyük nedeni profilin ve profil baz alınarak oluşturulan yeni şekillerin oluşturulabilme kolaylığından kaynaklanmaktadır.



Şekil 3.4 Tangent-Ogive burun profili görünümü (Sr., 1996).

Referans dairenin yarıçapı, profilin burun kısmının yarıçapı olarak adlandırılır ve bununla ilgili uzunluk, çap ve taban yarıçapı bağıntıları aşağıda verilmiştir:

$$\rho = \frac{R^2 + L^2}{2R} \quad (3.8)$$

Herhangi bir x noktasındaki y yarıçapı, x 0'dan L'ye kadar değişir :

$$y = \sqrt{\rho^2 - (x - L)^2} + (R - \rho) \quad (3.9)$$

Burun konisi uzunluğu L, referans daire Yarıçapına eşit veya ondan daha az olmalıdır. Eşitlendiği noktada şekil bir yarım küre halini almaktadır.

3.1.1.5 Secant ogive

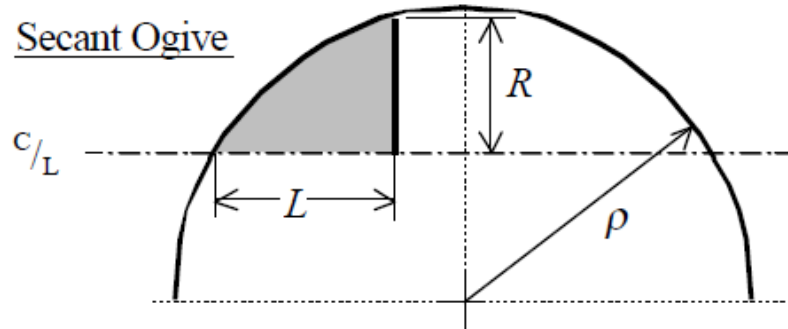
Diğer bir burun profili ise şekil 3.5’de verilen Secant Ogive modeli de aynı bir önceki model olan Tangent Ogive’de olduğu gibi bir referans dairenin parçası olarak oluşturulmaktadır. Ancak burada burun profilinin yarıçapı referans dairenin yarıçapı üzerinden değil de onun Ogive parçasının referansı alınarak oluşturulmaktadır. Burada şeklin yapısı gereği roketin gövde kısmı burun eğrisine teğet olarak da modellenememektedir. Referans dairenin yarıçapı olan ρ , R tarafından belirlenen bir ölçü değildir. Burada ki belirlenen yarıçapı oluşturmak ve profil arasındaki ilişkiyi kurmak üzere kullanılacak olan ölçü L ölçüsü olarak karşımıza çıkmaktadır. Seçilen referans dairenin yarıçapı ρ , profile ait yarıçap ölçüsünden daha büyük ise ortaya Şekil 3.5 deki gibi bir yapı çıkmaktadır. Şekil 3.5 için matematiksel bağıntılar ise aşağıda verilmiştir:

$$\rho > \frac{R^2 + L^2}{2R} ; \quad \alpha = \tan^{-1}\left(\frac{R}{L}\right) - \cos^{-1}\left(\frac{\sqrt{L^2 + R^2}}{2\rho}\right) \quad (3.10)$$

O zaman 0’dan L’ye kadar değişen herhangi bir x noktası için y yarıçapı:

$$y = \sqrt{\rho^2 - (x - \rho \cos \alpha)^2} + \rho \sin \alpha \quad (3.11)$$

Seçilen bir ρ yarıçapı, profile ait şeklin yarıçapı L’den daha küçük kalıyor ise ortaya şekil 3.6’daki gibi bir profil görüntüsü çıkmaktadır.

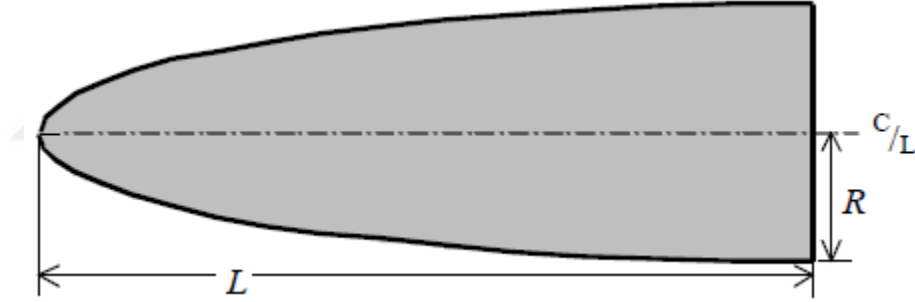


Şekil 3.5 Secant-ogive burun profili görünümü (Sr., 1996).

3.1.1.6. Eliptik burun profili

Diğer bir burun profili ise şekil 3.6’da verilen Eliptik modelidir. Bu profil bir yarım elipsin ana eksen çizgisi etrafında döndürülmesiyle elde edilmektedir. Tam bir elips şeklin bir ana eksen etrafında döndürülerek elde edilmesi işlemine geometride “prolate spheroid” de denmektedir ve bu yüzden bu şekil “Hemispheroid” modeli olarak da adlandırılmaktadır. Bu profil tabana teğet küt bir burun yapısına sahip olmasından dolayı ağırlıkla ses altı model roketçilik alanında sıklıkla tercih edilmektedir. Ancak bu yapının yüksek hızlarda sağladığı aerotermal özellikler nedeniyle yüksek hızlarda kullanılacak roketlerde de tercih edilmeye başlanmıştır.

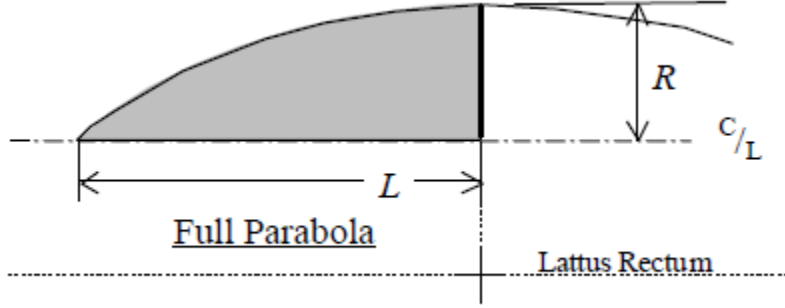
$$y = R \sqrt{1 - \frac{x^2}{L^2}} \quad (3.12)$$



Şekil 3.6 Eliptik burun profili görünümü (Sr., 1996).

3.1.1.7 Parabolik burun profili

Diğer bir burun profili şekil 3.7’de verilen parabolik modeli, ilk görünüşte düşünüldüğünün aksine küt bir profil olmayıp yüksek hızlarda aerodinamik olarak avantajlı bir konuma gelen bir profildir. Parabolik modeli oluşturulan bir parabolün ana eksen çizgisi etrafında döndürülmesiyle elde edilen bir modeldir. Bu yapıyla “Tangent Ogive” modeline çok benzemektedir. Tek fark şekil belirlenirken referans bir üst geometri kullanılmayıp parabolik bağıntılar kullanılmaktadır. Uç kısmında bulunan küçük küt kısmı dolayısıyla da kısmen Güç Series modeline de benzetilebilmektedir.



Şekil 3.7 Parabolik burun profili görünümü (Sr., 1996).

Şekle ait parabolik denklemler 0 ila 1 aralığında değişen bir K' parametresine bağlı olarak aşağıdaki bağıntı yardımıyla elde edilebilmektedir:

$$y = R \left(\frac{2 \left(\frac{x}{L} - K' \left(\frac{x}{L} \right)^2 \right)}{2 - K'} \right) \quad (3.13)$$

$K' = 0$; Değeri için şekil konik

$K' = 0,5$; Değeri için şekil $1/2$ Parabolik

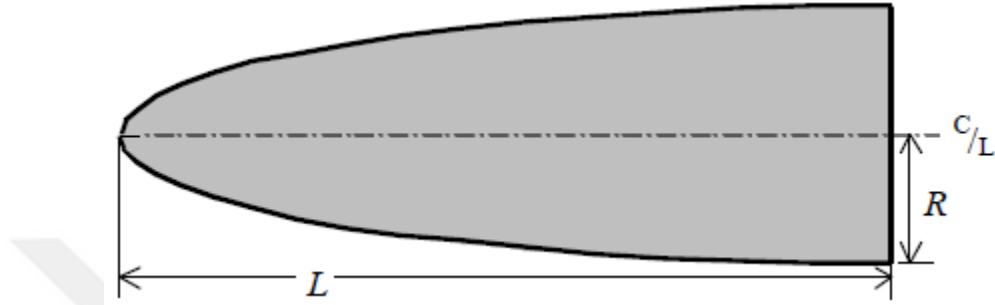
$K' = 0,75$; Değeri için şekil $3/4$ Parabolik

$K' = 1$; Değeri için şekil parabolik

3.1.1.8 Haack burun profili

İncelenecek diğer bir burun profili ise şekil 3.8’de verilen Haack modelidir. Bu model diğer modeller gibi yapısallaştırılmış geometrik şekillerin bir ifadesi olarak ortaya çıkarılmamıştır. Bu model yine diğer tüm modellerden farklı olarak tamamen sürüklenme kuvvetlerini minimuma indirmeye odaklanacak şekilde tasarlanmıştır. Model sürekli şekilleri içeren bir kümeye bağlı olarak oluşturulmamasına rağmen aşağıda verilen denklemde kullanılan C katsayısına bağlı olarak değişen bir yapıya sahiptir. Haack burun profilleri gövdelere tam olarak teğet olarak bağlanmamakta olup, şekil üzerindeki süreklilikler genellikle gözle algılanamayacak kadar küçük geçişlerle oluşturulmuştur.

$$\theta = \cos^{-1} \left(1 - \frac{2x}{L} \right) \quad ; \quad y = \frac{R \sqrt{\theta - \frac{\sin 2\theta}{2} + C \sin^3 \theta}}{\sqrt{\pi}} \quad (3.14)$$



Şekil 3.8 Haack burun profili görünümü (Sr., 1996).

3.2 Burun Profili Aerodinamik Karakteristiklerinin Hesapları

3.2.1 Burun profili basınç merkezi hesaplamaları

Roketlerde kullanılan farklı burun profilleri ve bu profillere ait özelliklerden bir önceki bölümde detaylı bir şekilde bahsedilmişti. Bu profillerde basınç merkezlerinin belirlenmesinde kullanılan bağıntılar ve bu bağıntıların ait olduğu profiller aşağıda verilmiştir:

Konik burun profillerinde:

$$\overline{X_n} = \frac{L}{3} \quad (3.15)$$

Ogive yapılarındaki burun profillerinde:

$$\overline{X_n} = 0,534L \text{ (Genellikle } L > 6R \text{)} \quad (3.16)$$

Parabolik yapıdaki burun profillerinde:

$$\overline{X_n} = \frac{L}{2} \quad (3.17)$$

Basınç konumunu belirlemek üzere kullanan tüm formüllerin çıkış noktası aşağıdaki bağıntıdır:

$$\overline{X_n} = \frac{V}{A} \quad (3.18)$$

Burada L uzunluk, V hacim ve A ise yansıtılan alanı ifade etmektedir. Yansıtılan alan herhangi bir hücum açısına sahip olmayan geometrilerde temel olarak πR^2 ile ifade edilmekte olup konik ve parabolik modeller için roketin hacmini hesaplamak üzere kullanılabilmektedir. Eliptik profillerin kullanıldığı roketlerde ise aynı formül aşağıdaki halini almaktadır:

$$\overline{X_n} = \frac{3L}{2} \quad (3.19)$$

Teğetsel Ogive modellerinde $L \geq 6R$ olduğu durumlarda basınç merkezi direkt olarak $0,634L$ olarak hesaplanan bir yaklaşım kullanılmaktadır. Bu durum çoğu burun profili için normal olarak karşılanabilmektedir, ancak bu durumun geçerli olmadığı durumlar da mevcuttur. Bu durumlar göz önüne alındığında Tangent Ogive modeline ait hacim hesabı ise:

$$V = \pi \left[L\rho^2 - \frac{L^3}{3} - (\rho - R)\rho^2 \sin^{-1} \left(\frac{L}{\rho} \right) \right] ; \quad \rho = \frac{R^2 + L^2}{2R} \quad (3.20)$$

Sonrasında elde edilen bu hacimden yola çıkılıp yine $\overline{X_n} = \frac{V}{A}$ bağıntısı kullanılarak basınç merkezinin konumu hesaplanabilmektedir (Barrowman, 1967).

Önceki kısımda anlatılan profillerden diğerleri için standartlaştırılmış bir hesaplama mevcut değildir. Ancak bazı yaklaşımlar kullanılarak bu parametreler numerik olarak hesaplanabilmektedir. Bu duruma örnek olarak Haack modelinde, basınç merkezi belirli bir ölçüye ifadeye bağlı değildir, ancak yapılan deneysel çalışmalardan elde edilen veriler kullanılarak genelleştirilmiş bir şekilde, aşağıdaki iki ifade çıkmaktadır:

$$\text{LV Haack, } \overline{X_n} = 0,437L$$

$$\text{LD Haack, } \overline{X_n} = 0,500L$$

Secant Ogive, Güç Serisi ve Parabolik yapılar için genelleştirilmiş bağıntılar mevcut değildir. Bu profiller için basınç merkezlerini belirleyebilmek için numerik ifadeler ve yaklaşımlar kullanılması gerekmektedir.

3.2.2 Burun profili basınç karakteristikleri

Mach sayısının 8'in altında kaldığı durumlarda, burun şeklinin basınç direnci tüm burun profilleri için yaklaşık olarak sıfır alınmaktadır. Sürüklenme direncinin ortaya çıkışı; ıslanan alan, yüzey pürüzlülüğü ve geometri üzerinde mevcut diğer süreksizlik durumlarının ortaya çıkışına bağlıdır. Tüm bu bilgileri topladığımızda ise ses altı akışlarda kullanılan roketlerde; kısa, kör ve pürüzsüz bir eliptik şekle sahip burun profilleri en uygun şekiller olarak karşımıza çıkmaktadır. Basınç dirençlerinin arttığı transonik bölgelerde ve ilerilerinde, burun profilinin sürüklenme kuvvetleri üzerindeki etkileri de şaşırtıcı derecede önemli hale gelmektedir. Bu kısımlarda basınç direncini etkileyen önemli faktörler ise burun profilinin genel şekli, incelik oranı ve blöf oranı olarak karşımıza çıkmaktadır.

3.2.2.1 Islanan alan (Wetted area)

Islanan alan burun profili şeklinin hava akışına maruz kalan yüzeylerinin toplam alanını ifade etmektedir. Bu hesaplamaya burun profilinin taban alanı dahil edilmemektedir. Toplam ıslak alan roket yüzeyi üzerinde gerçekleşen sürüklenme bölgelerinden direkt olarak etkilenecek şekilde ortaya çıkmaktadır. Islanan alan hesabının şekillere göre yapılması aşağıda verildiği gibidir:

Silindirik yapılarda: $A_{islak} = 2\pi RL$ (3.21)

Tangent Ogive yapılarda: $A_{islak} = L\pi \left[\sqrt{\rho^2 - L^2} + \frac{\rho^2}{2} \sin^{-1} \left(\frac{L}{\rho} \right) - L(\rho - R) \right]$ (3.22)

$$\rho = \frac{R^2 - L^2}{2R} \quad (3.23)$$

Konik Yapılarda: $A_{islak} = \pi R \sqrt{R^2 + L^2}$ (3.24)

Eliptik yapılarda: $A_{islak} = \pi L^2 + \frac{\left[\frac{\pi R^2}{\varepsilon} \ln \left(\frac{1+\varepsilon}{1-\varepsilon} \right) \right]}{2}$ (3.25)

$$\varepsilon = \frac{\sqrt{L^2 - R^2}}{L} \quad (3.26)$$

3.2.2.2 İncelik oranı (Fineness ratio)

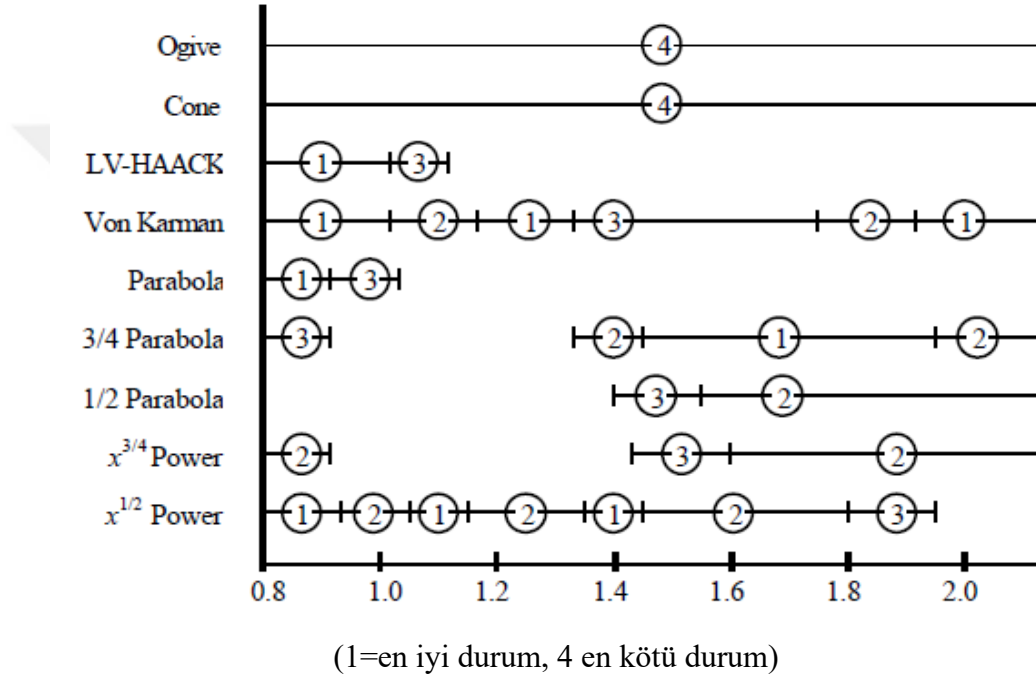
İncelik oranı bir burun geometrisinin boyunun taban çapına oranı olarak adlandırılmaktadır. Burada 50 cm boya 20 cm çapa sahip bir roketi ele aldığımızda incelik oranı 5:2 olarak alınmaktadır. Bu parametre bazen en boy oranı olarak da adlandırılabilir ancak bu terim daha çok kanat ve yüzgeç yapılarında kullanıldığı için roket tasarımlarında incelik oranı terimin kullanılması daha çok tercih edilmektedir. Aslına bakıldığında tanımdan da anlaşılacağı gibi bu parametre sadece burun yapısını değil bütün bir roket yapısını tanımlayan bir parametredir. Burada ifade edilen uzunluk/çap ilişkisi balistik yapılarda ise ‘Kalibre’ olarak adlandırılan bir parametre olarak karşımıza çıkmaktadır. Süpersonik hızlarda, incelik oranının burun şekli üzerinde çok önemli bir yeri vardır, incelik oranının artmasıyla beraber, ıslanan alan ve dolayısıyla sürüklenme kuvvetleri de doğrudan artmış olacaktır.

3.2.2.3 Blöf oranı (Bluntness ratio)

Burun profili şekillerinin çoğu teoride idealleştirilmiş olarak keskin ve sivri bir uç olarak karşımıza çıksa da; üretim zorlukları, taşıma problemleri ve aerotermal gerilmelerden dolayı oluşan yapısal bütünlük tehlikeleri gibi nedenlerden dolayı belirli oranlarda köreleşmek durumunda kalırlar. Bu körelme durumu çoğunlukla burun profillerinde yarı küresel bir “uç çapı” olarak belirtilir. Burada bahsedilen “Blöf Oranı” terimi ise genellikle profilin körelme derecesini tanımlamak için kullanılır ve uç çapının taban çapına bölünmesinden elde edilir (William C. Hayes, 1961). Neyseki bu noktada keskin bir burun profilinin aerotermal gerilmelerin etkilerini azaltmak amacıyla hafifçe küt bir hale getirilmesi sürüklenme kuvvetleri yönünden düşünüldüğünde büyük kayıplara neden olmamaktadır. Sabit toplam uzunluklar gözönüne alındığında 0,2 ye kadar olan blöf oranları için sürüklenme kuvvetlerinde ciddi bir azalma vardır, hatta tüm hız rejimlerinde yaklaşık 0,15 blöf oranı optimum oran olarak kabul edilebilmektedir.

3.3 Genel Yapı

Şimdiye kadar yapılan teorik çalışmalardaki referansların çoğunluğu mevcut sürüklenme özelliklerine ait olarak ampirik veriler içermektedir. Şekil 3.10’da verilen tabloda farklı burun profillerinin farklı uçuş rejimlerinde sahip olduğu özellikler, ampirik çalışmalarda en çok kullanılan rejimlere göre derlenip sıralanmıştır (S.S., 1961).



Şekil 3.9 Burun profillerinin uçuş rejimlerine göre kullanılabilirlikleri (Sr., 1996).

Birçok profesyonel ve amatör roket model üreticileri, tasarımlarını iyileştirip daha yüksek Mach sayılarına ulaşmak üzere çabalamaktadır. Güncel şartlarda yapılan deneyler, gözlemler ve simülasyonlar ise bu noktada geleneksel verilerle büyük oranda çelişmeye başlamıştır. Bu çelişkiler yüksek hızlar için ihtiyaç duyulan tasarımların çalışmaları için bir noktada iyimser bir bakış açısının gelmesine de neden olmuştur. Çünkü geleneksel testlerde ve gözlemlerde mevcut profiller ve tasarımlar üzerinde yüksek hızlı çalışmalara yönelik yapılmak istenen değişiklikler zaman zaman imkansız gibi görülebilmekteydi. Ancak güncel imkanlar ve teknolojilerle bu amaç doğrultusunda bir çok alternatif çözümler geliştirilebilmektedir. Burada sözü geçen güncel imkanlar ve teknolojiler sözünde kastedilen durumların başında gelen konu ise roketlerin çalışma sürelerinin büyük bir çoğunluğunu yüksek hızlara ve menzillere bağlı olarak farklı hız rejimleri

içerisinde geçişler yaparak geçiriyor olması ve bu şartların güncel imkanlarla çok daha verimli bir şekilde hesaplanabiliyor olmasıdır. Bu duruma muhtemel en iyi örnek savaş uçaklarıdır. Bir F-16 savaş uçağını örnek olarak ele alalım, F-16 uçakları 2 mach mertebelerinde hızlara kadar çıkan hızlarda kullanılabilmektedir. Bu yüksek hızlara bağlı olarak uçak sürekli değişen çevre şartlarına ve yüksek yapısal gerilmelere maruz kalabilmektedir. Bu noktada öncelikli amaç her ne kadar düşük sürüklenme kuvvetleriyle beraber düşük yakıt tüketimi, uzun süreli uçuş ve yüksek manevra kabiliyeti elde edebilmek olsa da, uçağa ait yapısal bütünlüğün korunması çevresel şartlara uyum sağlayabilmek de önemli bir kriter haline geldiği için Von Karman yapısına çok yakın bir burun yapısının kullanılması, hem aerodinamik hem de aerotermal özellikler dolayısıyla uygun bir seçenek haline gelmiştir. En ideal profillerden birisi olan Von karman burun profili roket literatüründe bahsedilen “Tangent Ogive” modeline çok yakın bir şekle sahiptir. Hatta benzer temel ölçülerle oluşturulan bir Tangent Ogive modeli ve Von Karman modelinin detaylı ölçümler yapılmadan birbirlerinden ayrılabilmeleri çok zordur.

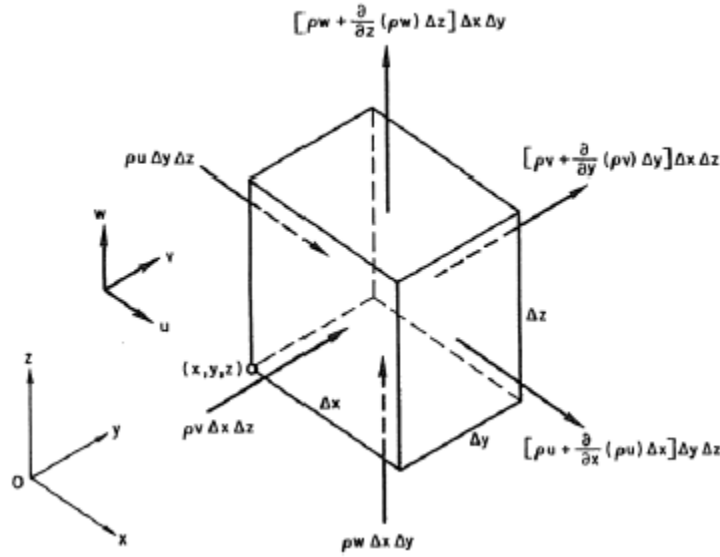


4. SAYISAL MODELLEME

Bu bölümde, çalışma kapsamında ticari yazılım Ansys Fluent ve açık kaynak kodlu yazılım olan OpenFOAM kullanılarak yapılan Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) çözümleri için arka planda programların çözdüğü denklemler incelenecektir.

4.1 Korunum Denklemleri

4.1.1 Kütlenin korunumu denklemleri



Şekil 4.1 Kontrol hacmine giren ve çıkan kütlelerin şematik görünümü (Joel H. Ferziger, 1996).

Yukarıda ki görselde Eulerian akış modelleme metoduna göre kinematiği incelenecek olan akış hacmi oluşturulmuştur. Bu hacime giren ve çıkan akışkan parçacıklarına ait kütle korunum denklemleri aşağıda verildiği gibidir:

Kontrol hacminden ayrılan akışkan parçacıklarına ait net korunum denklemler x,y,z yönlerine göre:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} \Delta x \Delta y \Delta z - \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} \Delta y \Delta z \Delta x + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} \Delta z \Delta x \Delta y \quad (4.1)$$

Kontrol hacmine giren akışkan parçacıklarına ait net korunum denklemleri x,y,z yönlerine göre:

$$- \left[\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} \right] \Delta x \Delta y \Delta z \quad (4.2)$$

- Zamana bağlı gerçekleşen akış durumlarında kütle korunum denklemi:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (4.3)$$

formlarında ifade edilmektedir.

4.1.2 Momentum korunum denklemleri

Momentumun korunumu olarak adlandırılan konu, akışkanlar mekaniği biliminde en temelinde Newton'un ikinci yasası olarak da bilinmektedir ve en genel haliyle aşağıdaki şekilde ifade edilmektedir:

$$F = \frac{dM}{dt} = \frac{d(mV)}{dt} = ma \quad (4.4)$$

(M= Lineer momentum ; F= İncelenen akışkan parçacığına etkiyen net kuvvet ; a= incelenen akışkan parçağının sahip olduğu net ivme dV/dt)

Newton'un ikinci yasasına ait denklemle genelleştirilmiş olan momentumun korunum denklemi x,y,z yönleri için ayrı ayrı açılarak ifade edilecek olursa:

$$\begin{aligned} \rho \left[u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right] \\ = - \frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left[\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right] + \rho g_x \end{aligned} \quad (4.5)$$

$$\begin{aligned} \rho \left[u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right] \\ = -\frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left[\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right] + \rho g_y \end{aligned} \quad (4.6)$$

$$\begin{aligned} \rho \left[u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right] \\ = -\frac{\partial p}{\partial z} + \mu \left[\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right] + \rho g_z \end{aligned} \quad (4.7)$$

Şimdiye kadar olan kısımda, momentumun korunum denklemlerinin daimi ve sıkıştırılamaz akış kabulü için elde edilen halleri ve x,y,z yönlerine göre açılmış hallerini kısmi diferansiyel denklemler şeklinde gördük. Bu denklemler incelenecek olan akışın tipine ve fiziğine göre çeşitli kısmi diferansiyel denklem çözümleme metodları matematiksel olarak uygulanarak çözülmesi gereken denklemler elde edilmektedir.

Öncelikli gerçekleşen akışı doğru bir şekilde inceleyebilmek için, Newton tipi, sıkıştırılamaz ve viskoz bir akış için Navier Stokes denklemi,

$$\rho \frac{DV}{Dt} = -\nabla P + \rho g + \mu \nabla^2 V \quad (4.8)$$

Olarak ifade edilecektir. Bu denklemde ρ akışkan yoğunluğunu, μ akışkan vizkozitesi, g yer çekimi ivmesi, V akışkan hızı, t zaman ve P akışkan basıncı değerlerini ifade etmektedir. Daimi, sıkıştırılabilir ve türbülanslı akışlarda x,y,z yönlerine ait momentum denklemleri aşağıdaki gibi verilmektedir:

$$\rho \vec{B} - \nabla p + \mu \nabla^2 \vec{V} + \frac{1}{3} \mu \nabla (\nabla \cdot \vec{V}) = \rho \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \rho \left(\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} \right) + \rho (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} \quad (4.9)$$

Burada verilen akış rejimi ve akışkan özelliklerine bağlı olarak matematiksel metodlarla açılarak farklı formlara getirilip çözümlenebilmektedir.

4.1.3 Enerjinin korunumu denklemi

Bir önceki bölümde verilen momentumun korunumunu ifade etmek üzere kullanılan denklem çözülürken Reynolds sayısında ifade edildiği gibi atalet kuvvetlerin vizkoz kuvvetlere göre çok daha büyük değerlere ulaştığı yüksek Reynolds sayılarının söz konusu olduğu durumlarda akış türbülanslı hale gelmekte ve sisteme aite enerji korunum denklemlerinin de gerekli forma getirilip çözümlenmesi gerekmektedir. Enerji denklemleri iste aşağıda verilen formülle ifade edilebilmektedir:

$$\begin{aligned} & \left(\frac{\partial(uE)}{\partial x} + \frac{\partial(vE)}{\partial y} + \frac{\partial(wE)}{\partial z} \right) \\ &= -\frac{\partial(uP)}{\partial x} - \frac{\partial(vP)}{\partial y} - \frac{\partial(wP)}{\partial z} + \frac{1}{RePr} \left(\frac{\partial q_x}{\partial x} + \frac{\partial q_y}{\partial y} + \frac{\partial q_z}{\partial z} \right) \\ &+ \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial}{\partial x} (u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz}) + \frac{\partial}{\partial y} (u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz}) \right. \\ &\left. + \frac{\partial}{\partial z} (u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz}) \right) \end{aligned} \quad (4.10)$$

(ρ yoğunluk, μ vizkozite, P basınç, E enerji, Re Reynolds sayısını, Pr Prandtl sayısını ve τ stres tensörünü belirtmektedir.)

4.2. Türbülans Modellemesi

Türbülans denklemlerinin akış denklemleri üzerine uygulanması Reynolds'un ondokuzuncu yüzyıl içerisindeki yaptığı çalışmalar sonucunda 1895 yılında Navier-Stokes denklemi üzerine türbülans etkilerinden doğan düzensizliklerin matematiksel ifadelerini uygulamasıyla başlamıştır. Reynolds yaptığı çalışmalarda, meydana gelen türbülans kaynaklı düzensizliklerin zamana bağlı ortalamalarının alınıp bu etkilerin de denklemlere dahil edilmesi esasına dayanan "standart time avaraging" türbülans yaklaşımını geliştirmiştir. Meydana gelen bu düzensizlikleri ve gerilmeleri matematiksel bir ifadeye dökülebilmek amacıyla Bossinesq ve eddy vizkozitesi terimleri geliştirilmiş oldu. Yine aynı yıllarda yaptığı çalışmalarda sınır tabaka yaklaşımının gelişmesine yol açmıştır. Bu yıllarda eddy vizkozitesini hesaplamak üzere günümüzde "zero equation model" olarak adlandırılan "mixing lenght" modeli Prandtl tarafından

geliştirilmiştir. Türbülans kaynaklı şekilde ortaya çıkan düzensizliklerin daha doğru şekilde ifade edilebilmesi ve matematiksel ifadelerle dökülebilmesi giderek oldukça önemli bir hale gelmiştir. Bu nedenle incelenen akışkan parçacığının hareketini incelemek üzerine kurulan Prandtl'ın one equation modeline eddy vizkozitelerinin etkisi, türbülans dalgalarına ait kinetik enerji salınımları(k) cinsinden ifade edilecek şekilde yeniden düzenlenmiştir (Wilcox, 2006). 1990'lı yıllarda ise türbülans kinetik enerjisine ek olarak birim zaman ve birim hacim boyunda türbülans enerjisinin sönmünebilme oranı (omega) eklenerek zero equation model yeniden oluşturulmuştur. Elde edilen bu denklem kinetik enerji salınımlarının ve enerji sönmüleme oranlarının beraber ifade edildiği bir forma getirilerek k-omega türbülans denklemi olarak adlandırılmaya başlanıp olup, zaman içerisinde bu denklem sistematik bir denklem formuna getirilerek “two equation model” olarak adlandırılmıştır.

Bu türbülans modeline ait denklemler ise aşağıda verildiği gibidir,

$$R_{i,j} = -\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_T \left(\frac{\partial \overline{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_T \frac{\partial \overline{u}_k}{\partial x_k} \delta_{i,j} - \frac{2}{3} \rho k \delta_{i,j} \quad (4.11)$$

$$\mu_t = a^* \rho \frac{k}{\omega} \quad (4.12)$$

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \tau_{i,j} \frac{\partial \overline{u}_i}{\partial x_j} - \rho \beta^* f_\beta k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (4.13)$$

$$\rho \frac{D\omega}{Dt} = \alpha \frac{\omega}{t} \tau_{i,j} \frac{\partial \overline{u}_i}{\partial x_j} - \rho \beta f_\beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (4.14)$$

4.2.1 SST k- omega türbülans modeli

1992 yılında Menter tarafından yapılan çalışmalarda daha önceden elde edilmiş olan k-omega türbülans denklemi üzerinde türbülans vizkozite parametrelerinde yapılacak bazı yeniliklerden sonra gerçeğe daha yakın hız ve kayma gerilmesi değerleri elde edilebileceğini ortaya çıkarmıştır (Menter*, 1994). Bu yeniliklerin sınır tabaka akışlarında ise sonucu doğrudan gözle görülebilecek şekilde etkilediğini ortaya çıkarmıştır. Bu yeni formda türbülans vizkozite değeri,

$$v_T = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \quad (4.15)$$

($a_1=0,3$ alınabilir, S =eddy vizkozite büyüklüğü, $F_2=0$ (sınır tabaka dışında), $F_2=1$ subur tabaka içerisinde) bağıntısı kullanılarak elde edilmektedir.

Burada değiştirilerek ifade edilecek olan SST k- ω denklemi içindeki türbülans kinetik enerjisine(k) ait olan ifade ise,

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = P_k - \beta^* k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \sigma_k \nu_T) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (4.16)$$

şeklinde ifade edilmektedir, enerji sönümleyebilme oranı ω ise,

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \alpha S^2 - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \sigma_\omega \nu_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \sigma_\omega^2 \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (4.17)$$

şeklinde ifade edilmektedir, Denklem içerisinde geçen P_k ve F_1 denklemleri,

$$P_k = \min \left(\tau_{i,j} \frac{\partial U_i}{\partial x_j}, 10 \beta^* k \omega \right) \quad (4.18)$$

$$F_1 = \tanh \left\{ \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500 \nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4 \sigma_{\omega^2}}{C D_{k\omega} y^2} \right] \right\}^4 \right\} \quad (4.19)$$

şeklinde ifade edilmektedir. Yeni SST k- omega denkleminde önceki k-omega denkleminde mevcut olan durumdan farklı olarak ω değeri için sınır tabaka dış kısmında kalan bölgede küçük değerlerde hesaplandığı durumlarda hassasiyetten dolayı meydana gelen yuvarlama hatalarını minimuma indirmek amacıyla yeni bir terim daha ekleyerek daha küçük değerlerde hassasiyeti arttırılması ve sınıra yakın bölgelerde 1'e yakın bir değer hesaplanması amaçlanmıştır. Bu denklemler arasında geçişi sağlayan ifade ise,

$$\phi = \phi_1 F_1 + \phi_2 (1 - F_1) \quad (4.20)$$

olarak ifade edilmektedir. Ana denklem içerisinde geçen katsayılar ise,

$$CD_{k\omega} = \max\left(2\rho\sigma_{\omega^2}\frac{1}{\omega}\frac{\partial k}{\partial x_i}\frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-10}\right) \quad (4.21)$$

$$\alpha_1 = \frac{5}{9}, \alpha_2 = 0,44, \beta_1 = \frac{3}{40}, \beta_2 = 0,0828, \beta^* = \frac{9}{100}$$

$$\alpha_{k_1} = 0,85, \alpha_{k_2} = 1, \alpha_{\omega_1} = 0,5, \alpha_{\omega_2} = 0,856$$

olarak ifade edilmektedir.

Burada SST k- omega modeline ait genel denklem ve bu denkleme ait olan parametreler detaylı şekilde verilmiştir. Bu denklem sisteminden çıkardığımız sonuç, türbülans modellerine yüksek oranda bir doğruluk getirmiş olsa da bu mevcut haliyle matematiksel olarak çözülmesi zor bir denklem sistemi karşımıza çıkmaktadır.



5. MATERYAL VE YÖNTEM

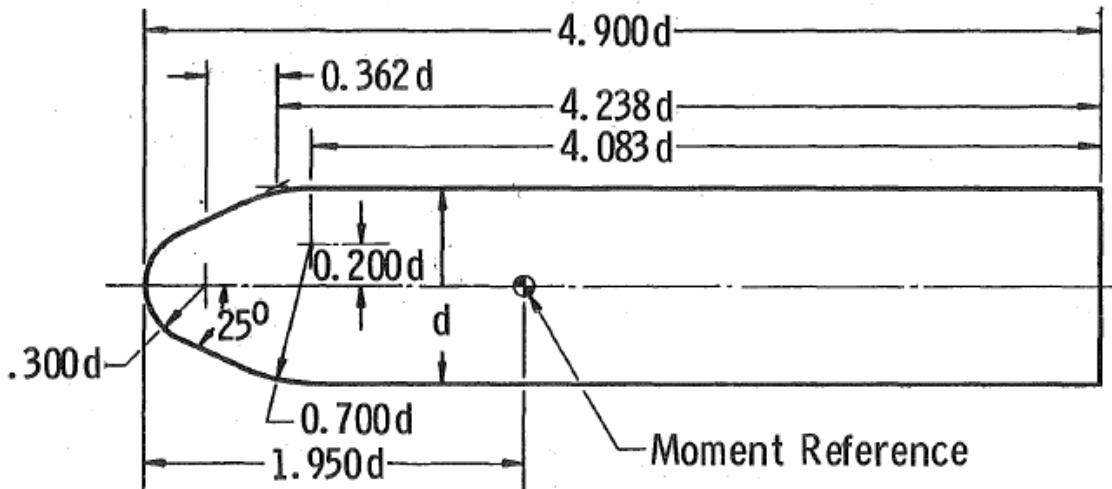
Roketlerin gelişen teknoloji ve ihtiyaçlarla beraber giderek önem kazanması ve birçok farklı görevlerde kullanma ihtiyacı nedeniyle yeni tasarımların ve çalışma sistemlerin geliştirilmesi konusunda olan gereklilik artmıştır. Büyük ölçekli ve yüksek hızlarda çalışan roketlerin tasarım ve üretim maliyetleri ve onun yanında yakıt maliyetlerinin yüksek olması, bu ihtiyaçlar doğrultusunda yapılacak olan tasarımlara ek bazı zorluklar da getirmiştir. Bu nedenle gelişen ihtiyaçlarla beraber savunma ve havacılık endüstrisinde roketlerin tasarımı ve optimizasyonu giderek daha büyük önem kazanmıştır. Daha önceden de belirtildiği üzere, taşıma, hedef infilakı, takip ve güvenlik alanlarında son dönemlerde roket kullanımı hızlı bir şekilde artmaktadır. Manevra kabiliyetlerinin artırılması, uzun görevlerde kullanılabilme ve yakıt tasarrufunun sağlanması nedenleriyle roket tasarımlarında en önemli kısım aerodinamik etkilerin en yüksek olması nedeniyle roketin burun kısmıdır. Önceki bölümlerde anlatıldığı gibi burun yapıları, profilin ifade edildiği geometrik şekle ait olarak farklı sınıflandırılmalara alınmaktadır. Bunun yanında roket tasarımı için önemli olan parametreler ise ıslanan alan, incelik oranı ve blöf oranı olarak verilmiş olup bu parametrelerin neden önemli olduğu ve tasarımdaki etkileri detaylı bir şekilde tarif edilmiştir. Yine önceki kısımlarda bahsedildiği gibi burun profili tasarımlarında, özellikle hızlar yükseldikçe manevra kabiliyetlerinin artırılması ve bunun yanında yüksek hızlarla beraber katedilecek mesafelerin oldukça artmasıyla görevlerin tamamlanabilmesi için yakıt tasarrufunun olabildiğince yüksek düzeyde tutulması gerekliliği ortaya çıkmıştır. Bu durumu sağlamak amacıyla yapılacak olan profil tasarımı olabildiğince ince yapılarak bu şartı sağlayabilmektedir ancak oluşacak aerotermal gerilmelerin de hesaba katılarak aracın yapısal bütünlüğü ve elektronik aksamın güvenliğinin de korunması gerekliliği ortaya çıkmıştır. Bu noktada yapılacak olan tasarımların aerodinamik ve aerotermal özellikleri optimum noktada tutacak şekilde yapılması gerekmektedir. Bu çalışma kapsamında literatürde deneysel sonuçları mevcut olan ve bu nedenle karşılaştırma ve validasyon işlemleri için kullanılabilir olan HB-1 test geometrisi kullanılmıştır. Modele özel olarak oluşturulan çözüm ağı modelinin sonrasında HAD analizleri yapıp ilk olarak sonuçların oluşturulan çözüm ağı yapısından bağımsızlaştığı nokta belirlenmiş olup sonrasında sonuçlar literatürdeki deneysel verilerle karşılaştırılarak modelin doğruluğu gösterilmiştir.

Model oluşturulduktan sonra farklı burun profilleri geometri üzerine uygulanıp farklı Mach sayılarında ve farklı hücum açılarında $C_L, C_D, C_L/C_D$ ve maksimum yüzey sıcaklık değerleri incelenmiştir.

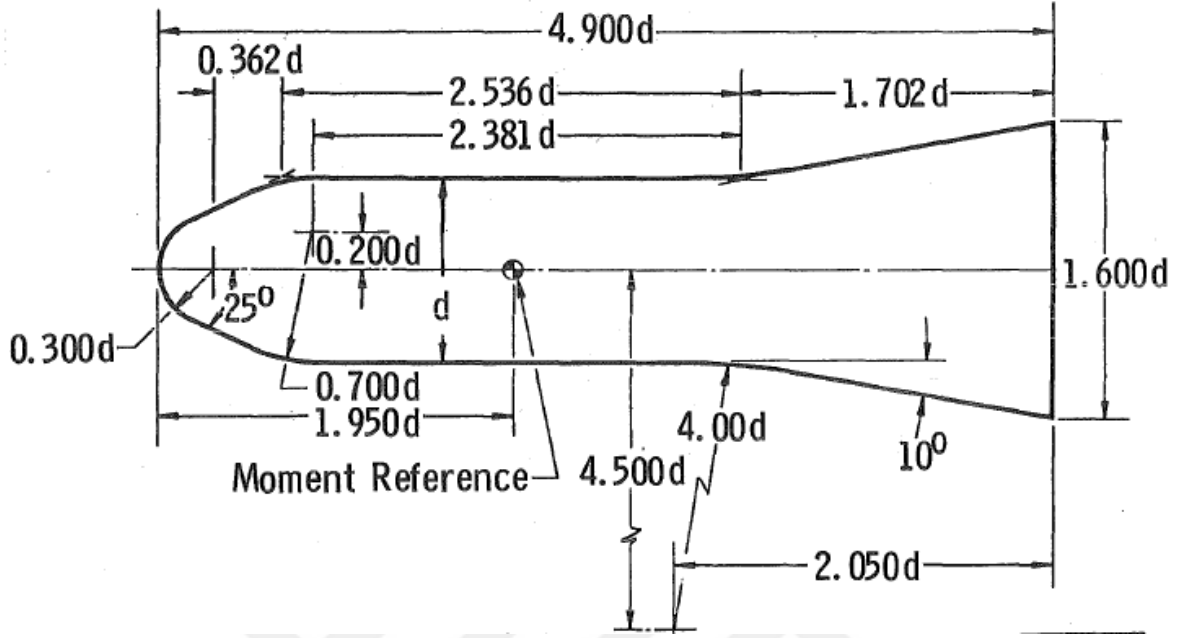
5.1 HB-1 Test Geometrisi

1900'lü yılların ikinci yarısında roketlerin yüksek hızlarda kullanılmasına olan ihtiyaç yükselerek artmaya başlamıştır. Bu artan ihtiyaç nedeniyle 1959 yılında Uluslararası Havacılık Araştırma ve Geliştirme Grubu (AGARD) ve Süpersonik Test Araştırmaları Derneği (STA) tarafından literatüre yüksek hızlarda çalışacak roketlerin tasarımları için referans ve alt yapı sağlayacak bir test düzeneği ve referans model geliştirilmesi konusunda karar verilmiştir. Sonrasında ortak bir çalışma ile bir test düzeneği hazırlanmış ve daha önce Amerikan savunma sanayi tarafından yapılan tasarımlar referans alınarak HB-1 ve HB-2 adında birbirlerinin farklı konfigürasyonları olan iki referans model literatüre kazandırılmıştır (Dijana Damljanovic, 2014).

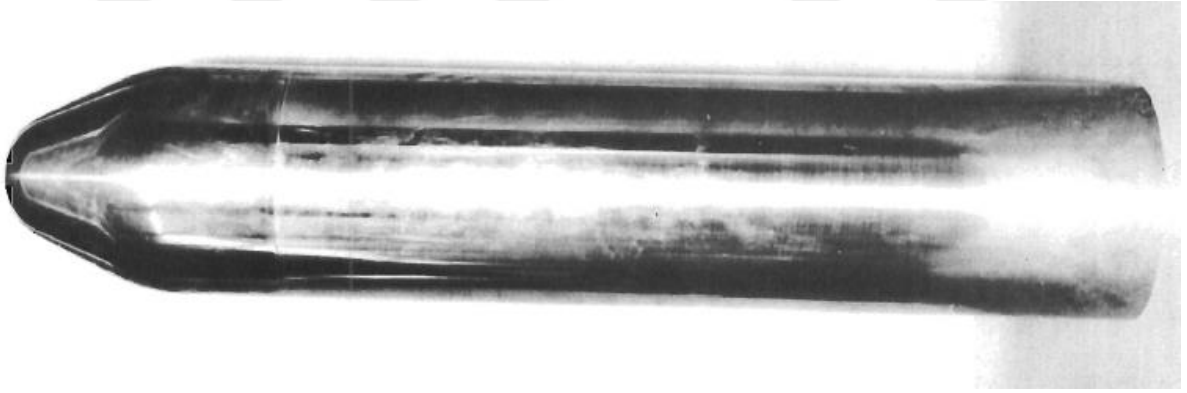
Modelin her iki konfigürasyonu da 25° burun konisi ile aksel olarak simetrik bir konik gövdeye sahiptir. HB-2 konfigürasyonunda 10° 'lik kuyruk açıklığı modeli vizkoz etkilere karşı daha güçlü hale getirmek amacıyla yapılmıştır. Modeli tanımlayan bir referans D çapı mevcuttur. Her iki konfigürasyon için de uzunluk $4.9D$ olarak tanımlanmıştır ve moment merkezi burundan itibaren $1.95D$ mesafesinde yer almaktadır.



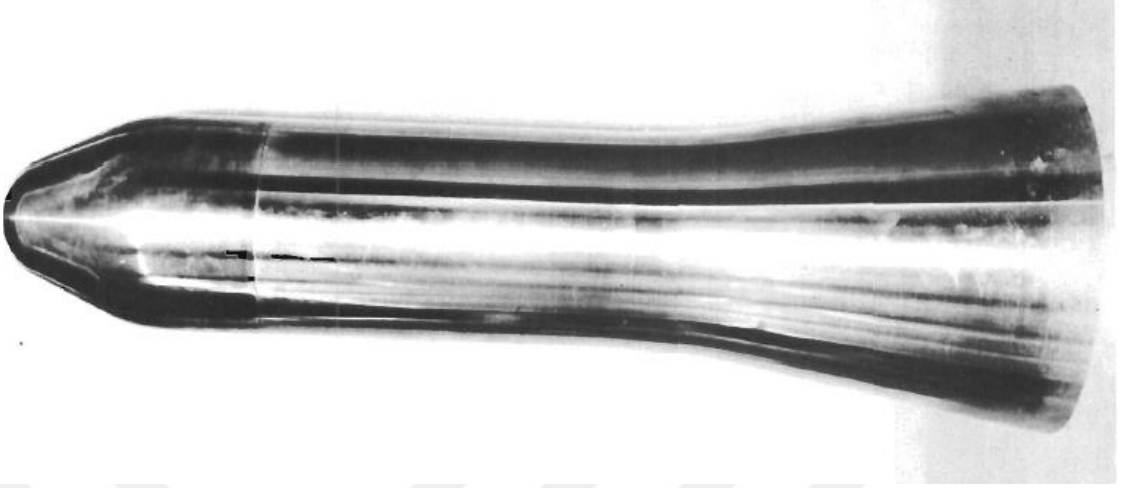
Şekil 5.1 HB-1 geometrisi (Gray, 1964).



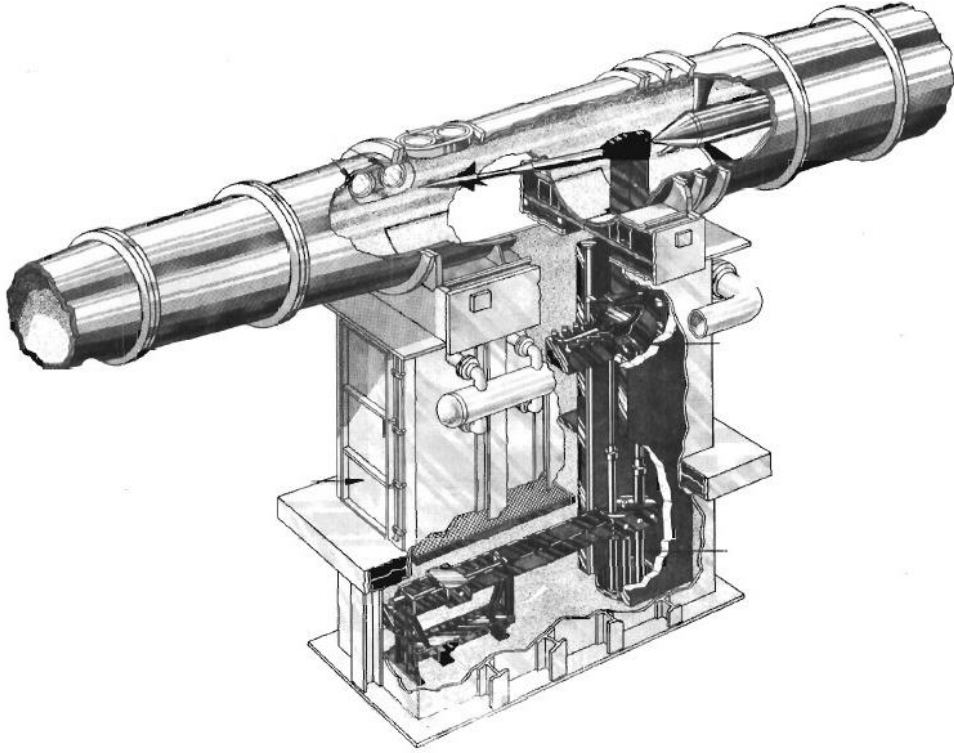
Şekil 5.2 HB-2 geometrisi (Gray, 1964).



Şekil 5.3 HB-1 burun profili kullanılarak deney için hazırlanan roket (Lindsay, 1963).



Şekil 5.4 HB-2 burun profili kullanılarak deney için hazırlanan roket (Lindsay, 1963).



Şekil 5.5 Deney düzeneği görüntüsü (Lindsay, 1963).

5.2. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği(HAD) sınırları belirli bir sistem içerisindeki akışkan hareketinin, ısı transferinin, kimyasal reaksiyonların ve benzeri olayların sayısal olarak çözülmesi esasına dayanır. HAD metodu ilk olarak Courant, Lewy ve Friedrichs tarafından akışkan davranışları ve bu davranışların matematiksel şekilde ifade edilmesi amacıyla yaptıkları çalışmalar sonucunda 1928 yılında ortaya atılmıştır.

HAD metodunun başarılı bir şekilde kullanıldığı başlıca konular:

- Aero/Hidro Dinamik hesaplamalar
- Aero/Hidro Akustik hesaplamalar
- Türbülans hesaplamaları
- Kimyasal reaksiyonlar
- Havalandırma problemleri
- Isı Transferi problemleri
- Turbomakine problemleri
- Çoklu akış problemleri
- Akışkan-Katı malzeme etkileşimleri içeren problemler
- Newton tipi olmayan akışların modellenmesi
- Elektronik devre elemanları ve sistemlerin soğutulması

HAD metodunun kullanımı, endüstriyel ve akademik uygulamalarda deney ihtiyacını tamamen ortadan kaldırmamakta olup deney ve prototipleme için en uygun şartların sağlanmasına yardımcı olmaktadır. Bu sayede deney ve prototip maliyetleri en aza indirgenip mevcut çalışmalar için en az zaman ve maliyetle en iyi çalışmaların ortaya çıkarılabilesine olanak sağlamaktadır.

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği metodu nümerik algoritmaları ayırıklaştırma metodu kullanarak yaklaşık olarak çözümleme esasına dayanarak çalışmaktadır. Mevcut sistemlerde bu algoritmalar arka planda çalışırken kullanıcının gerekli başlangıç bilgilerini sağlayarak çözümleme yapabileceği arayüzlere sahip yazılımlar kullanılarak bu çözümlemeler yapılabilir. Ticari olarak satın alınıp hazır bir arayüz aracılığıyla arka plan kodlarına hiç

müdahale gerektirmeden çözüm yapılabilen ticari programlar ve aynı şekilde bir arayüze sahip olmadan kullanıcının çözeceği probleme göre kullanılacak olan denklemleri ve algoritmaları seçip buralarda çeşitli müdahalelerle problemlerini çözümleyebileceği açık kaynak kodlu yazılımlar da mevcuttur. Bu çalışma kapsamında ticari bir yazılım olan Ansys Fluent ve açık kaynak kodlu bir yazılım olan OpenFOAM kullanılarak mevcut problem için HAD çözümleri iki ayrı platform kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

Herhangi bir problemin HAD kullanılarak çözümlenebilmesi için takip edilmesi gereken adımlar ise:

- Mevcut problemin hangi amaçla çözüleceği çözümünden sonra hangi verilerin elde edileceği ve bu verilerin ne amaçla kullanılacağı detaylı bir şekilde belirlenmelidir,
- Bu problemin çözülmesi için HAD doğru bir araç olup olmadığından emin olunmalı,
- Çözülecek olan probleme ait geometri HAD normlarına göre hazırlanmalı,
- Çözüm ağı olarak adlandırılan sayısal ağ oluşturulmalı,
- Gerekli fiziksel parametreler, sınır ve/veya başlangıç koşulları tanımlanmalı,
- Çözüm işleminin tamamlanması,
- Elde edilen sonuçların incelenip raporlanması

olarak sıralanabilmektedir. Yapılacak olan HAD çalışmalarında harcanan vaktin yaklaşık yarısı ve çoğu zaman daha fazlası çözülecek probleme ait geometrinin ve sayısal ağ hazırlanması kısmında harcanmaktadır. Bu adımlar doğru bir şekilde yapıldığında fiziksel parametrelerin ve koşulların belirlenmesi tamamen teorik mühendislik bilgilerine bağlı şekilde ilerleyerek tamamlanmaktadır.

5.2.1 Yapılacak HAD çözümünün amacı

Bir önceki kısımda bahsedildiği gibi mevcut şartlarda hesaplamalı akışkanlar dinamiği mühendislere oldukça geniş bir yelpazede çözümler sunmaktadır. Bu durum çoğu zaman mühendisler için gerçekten büyük avantajlar ve çalışma verimliliği olarak yansıyor olsa da bazı durumlarda işleri zorlaştıran bir faktör haline gelebilmektedir. Bu noktada HAD analizi yapacak olan kullanıcının tam anlamıyla bu analizi gerçekleştirme amacını; analizin kurulumu ve çözümü aşamasında karşılaşacağı bütün parametrelerin teorik alt yapılarını bilmek zorundadır. Çünkü

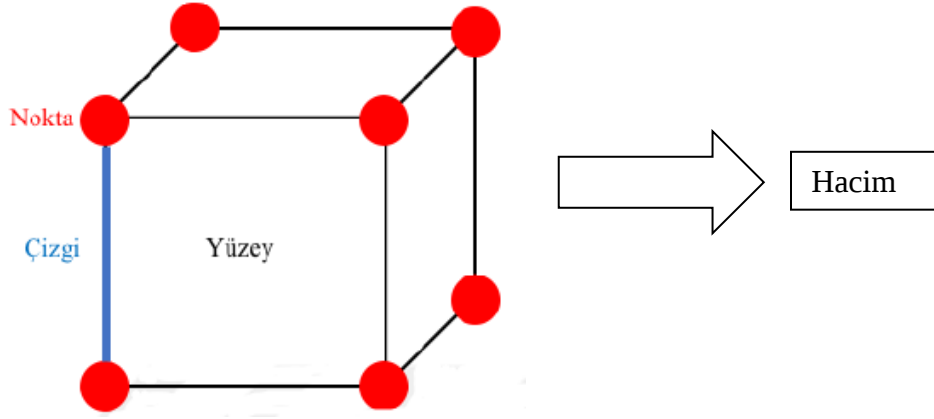
HAD analizleri esnasında doğada gerçekleşen olayları birebir modelleyebilmek mümkün olmadığı için belirli kabuller altında çözümler yapılabilmektedir. Yapılan kabullerin çözümü gerçek fizikten uzaklaştırmaması ve çözümlerin doğru bir şekilde elde edilebilmesi için bu noktada güçlü bir teorik alt yapıya sahip olmak önemli hale gelmektedir.

5.2.2 Geometrinin HAD normlarına göre hazırlanması

Piyasada kullanılan birçok profesyonel CAD yazılımı HAD analizleri yapabilmek için gerekli geometrinin elde edilebilmesine imkan sağlamaktadır. HAD çözümleri yapılırken geometri tamamlandıktan sonra geometri üzerinde gerçekleşecek olan akışın veya incelenecek diğer olayların gerçekleşmesine etkisi olmayacak bağlantı elemanları ve ona benzer parçaların geometriden uzaklaştırılarak çözüm süresinin gereğinden fazla uzamasının ve yakınsama problemlerinin önüne geçilmesi gerekmektedir. Aynı şekilde akış üzerinde kritik bir etkiye sahip olmayan radyuslu ve geçişli bölgeler varsa bunlar da programın o kısımlarda zorlanmasına ve çözüm ağı yığılmalarının olmasına neden olacağı için bu kısımların da temizlenmesi gerekmektedir.

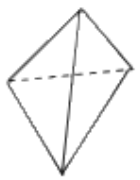
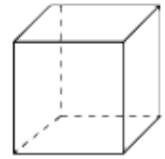
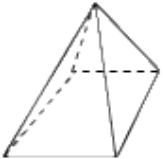
5.2.3 Sayısal ağ yapısının oluşturulması

HAD çözümleri yapılırken esasında daha önceki kısımlarda bahsedilen doğrusal olmayan kısmi diferansiyel denklem formatındaki korunum denklemleri çözülmektedir. Bu denklemler direkt olarak kesin bir sonucu olan bir çözüm olarak değil de çeşitli ayırıklaştırma metodları kullanılarak yaklaşık bir sonuç elde edilecek şekilde çözümlenebilmektedir. Bu metodlar analiz için hazırlanan geometrinin ilk olarak sonlu hacimlere bölünmesini gerektirmektedir. Bu sonlu sayıdaki hacimler ise çözüm ağı olarak adlandırılmaktadır. HAD çözümleri esnasında çözülecek olan korunum denklemlerinin ayırıklaştırılıp her bir çözüm ağı elemanı için tek tek çözülmesi gerekmektedir. Çözüm ağı yapıları temelde noktalar, kenarlar, yüzeyler, hücreler ve hacimler olarak adlandırılan bileşenlerden meydana gelmektedir. Bu bileşenler Şekil 5.6'da görülmektedir.



Şekil 5.6 Çözüm ağı elemanlarını oluşturan bileşenlerin görünüşleri (Ansys, 2019).

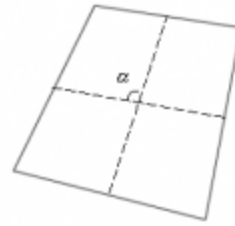
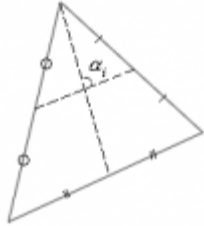
Çözüm ağı yapıları yapısal (structural) ve yapısal olmayan (Unstructured) olmak üzere iki gruba ayrılmaktadır. Yapısal olarak adlandırılan grup tamamen dörtgen çözüm ağı yapılarından oluşmaktadır. Yapısal olmayan yapılar ise dörtgen, üçgen ve altıgen olmak üzere karışık yapıda olabilmektedir. Burada bahsedilen eleman yapılarının görselleri Şekil 5.7’de görülmektedir.

2D	 Üçgen elemanlar	 Dörtgen elemanlar
3D	 Üçgen piramit elemanlar	 Düzgün altıyüzlü elemanlar
	 Piramit elemanlar	 Üçgen tabanlı prizmatik elemanlar

Şekil 5.7 Çözüm ağı eleman tipleri (Deveci, 2019).

Çözüm ağı yapıları geometrik şekiller olmakla birlikte çeşitli farklı kriterlerle kalite değerleri ölçülebilmektedir. Bu kriterlere göre çözüm ağı kalitesi arttıkça elde edilen çözümün doğruluğu artmakta ve yakınsaması kolaylaşmaktadır. Bu nedenle çözüm ağı yapılarının belirtilen kriterlere göre kalite durumlarının mutlaka kontrol edilmesi gerekmektedir. Bu doğruluk kriterlerinden en önemlileri: yüzeylerde oluşturulan çözüm ağlarında çarpıklık parametresi (skewness), hacim kısımlarında oluşan çözüm ağı yapılarında ise ortogonal kalite (orthogonal quality) değerleridir.

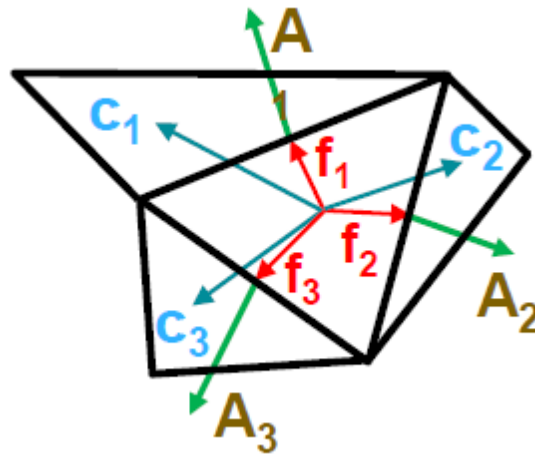
Çarpıklık değeri optimum olarak olması gereken çözüm ağı yapısı ile elimizde var olan mevcut çözüm ağı yapısı arasındaki farkı ifade etmekte olup, matematiksel ifadesi aşağıda verilmiştir:



$$Skewness = 1 - \max\left(\frac{90^\circ - \alpha_i}{90^\circ}\right)$$

$$Skewness = 1 - \max\left(\frac{90^\circ - \alpha}{90^\circ}\right)$$

Orthogonal kalite değeri ise birbirine bitişik eleman yüzeyleri veya kenarlarının arasındaki açının olması gereken optimum açı ile farkını ifade ediyor olup vektörel tekniklerle hesaplanabilmektedir.



Şekil 5.8 Orthogonal kalite hesaplamasında kullanılan parametrelerin görüntüsü (Deveci, 2019).

$$orthogonal\ kalite = \min \left(\frac{A_i \cdot f_i}{|A_i| \cdot |f_i|}, \frac{A_i \cdot c_i}{|A_i| \cdot |c_i|} \right)$$

5.2.4 Gerekli fiziksel parametreler, sınır ve başlangıç koşulları tanımlanması

HAD analizleri yapılırken probleme ait geometrinin ve çözüm ağı yapısının doğru bir şekilde hazırlanmasından sonra doğru bir çözüm elde edilebilmesi için yapılması gereken işlem, fiziksel parametrelerin, sınır ve başlangıç koşullarının doğru bir şekilde tanımlanmasıdır. Burada fiziksel parametreler olarak adlandırdığımız parametrelerin önemini daha iyi anlayabilmek amacıyla biraz daha açacak olursak, daha önceki kısımda bahsedildiği gibi doğada gerçekleşen olayları direkt olarak formüllere indirgeyip HAD çözümlerini gerçekleştiremiyoruz. Mevcut fiziksel olayı ifade edeceğimiz korunum denklemlerini çeşitli kabuller içerisinde belirli bir sapma oranıyla olabildiğince gerçeğe yakın bir şekilde çözümleme yapıyoruz. Burada yapılan kabuller HAD içerisinde karşımıza fiziksel parametreler olarak çıkmaktadır. Eğer bu fiziksel parametreleri doğru bir şekilde tanımlayamazsak çözümümüz problemin gerçek fiziğinden uzaklaşacak ve hatalı sonuçlar ortaya çıkacaktır.

5.2.5 Çözüm işleminin tamamlanması

Çözülecek olan HAD analizlerine ait geometri, çözüm ağı yapısı ve çalışma koşulları doğru bir şekilde hazırlandıktan sonra, çözüm esnasında çözümün seyrini ve değerlerin doğruluğunu anlık olarak takip edebileceğimiz grafik ekranları hazırlandıktan sonra çözümün yapılabilmesi için yeterli güce sahip bir bilgisayar seçilerek çözüm başlatılıp anlık bir şekilde analizin yakınsaması ve doğruluğu takip edilerek çözüm işlemi tamamlanmaktadır.

5.2.6 Çözümün incelenmesi

Çözümün bitirilmesinin ardından sonuçlar görsel olarak ve sayısal olarak HAD çözücüsünden alınabilir. Çözülen akışa ait hız dağılımları ve vektörleri, akım çizgileri ve sıcaklık dağılımları görsel olarak ve belirlenen spesifik bir noktada ki sayısal değerleri elde edilir. Elde edilen bu değerler kullanım amacına göre bir optimizasyonda veya raporlama içerisinde kullanılır.

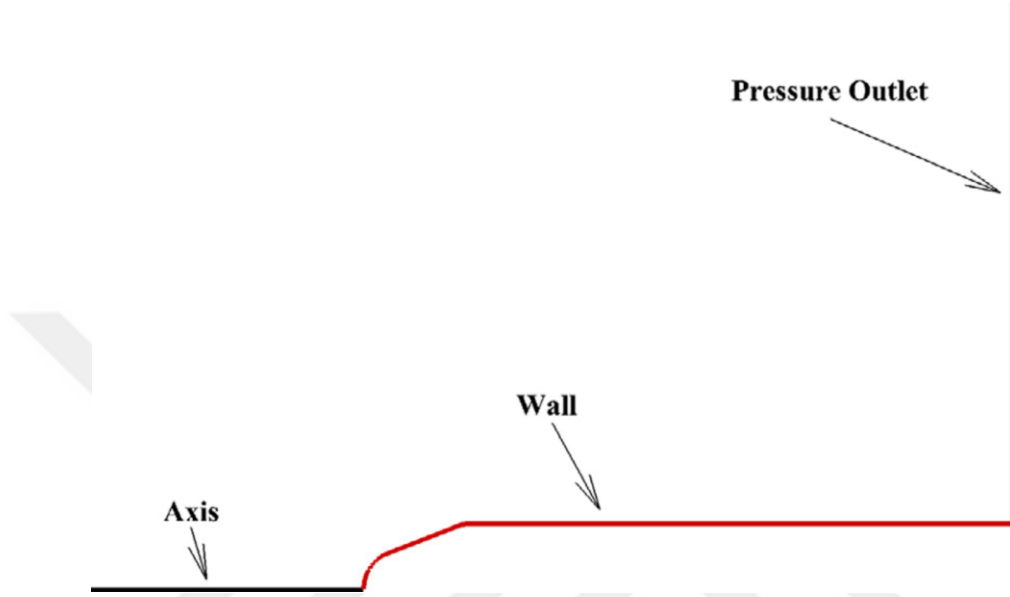
5.3 HB-1 Balistik Geometrisinin HAD Analizleri İçin Hazırlığı

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizleri önceki kısımlarda bahsedildiği üzere deneysel çalışma ihtiyacını tamamen ortadan kaldırmadan, deney ve prototip çalışmaları için en uygun koşulları hazırlamak üzere kullanılan bir metottur. Yapılacak olan HAD modelinin deneysel olarak doğrulanmış verilerle karşılaştırılıp, modelin doğruluğundan emin olunması gerekmektedir. Literatürde HB-1 test geometrisi olarak adlandırılan ve deneysel çalışmalarının sonuçları mevcut olan geometri üzerinde HAD çalışmaları gerçekleştirilip deneysel verilerle karşılaştırılmıştır. HB-1 test geometrisi ve sonrasında bu geometrinin değiştirilmiş burun profilleriyle HAD analizleri 3,4,6,7 ve 8 Mach sayıları ve 4, 8, 12 ve 16 derece hücum açılarının kombinasyonlarında tüm sınır şartı sıcaklıkları 25°C olacak şekilde yapılmıştır. İTÜ Makina Fakültesi HAD laboratuvarında mevcut 32 çekirdekli ve güçlü bir işlemcili yapıya sahip iş istasyonları kullanılarak windows işletim sistemi üzerinden Ansys Fluent çözümleri; Linux işletim sistemi üzerinden ise OpenFOAM çözümleri başlatılmıştır.

5.3.1 Geometri

HB-1 test geometrisine ait ölçüler literatürde mevcut kaynaklardan alınarak d referans ölçüsü 101,6mm (4 inch) olarak alınarak literatürde mevcut verilerle kıyaslanmak üzere alınmıştır. Bu çizimler Ansys SpaceClaim CAD programı kullanılarak yapılmıştır. Oluşturulan geometride akış hacmi oluşturma işlemine geçmeden, geometrinin kendisi ve akışın yüksek hızlarda gerçekleşecek olması göz önünde tutularak büyük bir akış hacmine ihtiyaç duyulacağı öngörülmüştür. Bu durum ise problemin çözümü için hali hazırda yüksek hızlara bağlı olarak uzun süreler gerektirecek olmasının yanısıra yüksek çözüm ağı sayılarıyla da bu sürenin çok daha uzaması anlamına gelmekteydi. Bu yüzden geometrinin bir eksen etrafında döndürülen parabolik bir geometri olmasından dolayı 2 boyutlu olarak referans ekseni etrafında döndürülecek şekilde alınıp buna göre akış alanı ve çözüm ağı ayarlarının yapılmasından sonra ekstenel simetri “axisymmetric swirl” 2 boyut seçeneği ile analizler yapılmak üzere geometri çizimi tamamlanmıştır. Sonrasında çeşitli denemelerle beraber optimum akış alanı boyutlarına karar verilmiştir. Bu akış alanının gereğinden fazla küçük seçilmesi yüksek hızlardan dolayı oluşacak olan aerodinamik etkilerin tam olarak yakalanabilmesi için yeterli olmayacaktır. Benzer şekilde

akış alanının gereğinden fazla büyük seçilmesi de çözüm ağı sayılarını yükselteceği için mevcut bilgisayar kapasiteleriyle çözüm sürelerinin fazla uzamasına neden olacaktır.



Şekil 5.9 HB-1 geometrisi kullanılarak yapılan çizimin 2-boyutlu görüntüsü.



Şekil 5.10 HB-1 geometrisi kullanılarak yapılan çizimin 2-boyutlu görüntüsü.

Geometride üst kısımlar ve gelen hava akışını karşılayan çeyrek daire olan kısım “uzak basınç alanı” sınır şartı olarak belirlenmiştir. Havanın sistemden çıkış yapacağı arka kısım “basınç çıkışı” sınır şartı olarak belirlemiştir. Roket geometrisinin kendisinin olduğu kısım ise “duvar” sınır şartı olarak belirlenmiştir.

5.3.2 Çözüm ağı

Nümerik bir çözüm metodu olan HAD analizlerini gerçekleştirebilmek amacıyla daha önceki bölümlerde bahsedilen kalite kriterlerine ve HAD normlarına göre 2 boyutlu geometriler için çözüm ağı yapıları oluşturulmuştur. Çözüm ağı yapısı yüksek hızlarda yapılacak HAD analizlerinde yüksek çözüm ağı kararlılığı ve kalitesi gerektirdiği için yapısal (structured) bir çözüm ağı yapısı kullanılarak yüksek çözünürlüğe sahip ve numerik difüzyonun en aza indirildiği bir çözüm ağı yapısı elde edilmiştir. Kullanılan nihai çözüm ağlarına ait sayılar çizelge 5.1’de verilmiştir. Kullanılacak çözüm ağına karar verilmeden önce her bir geometri için çizelge 5.2, 5.3, 5.4 ve 5.5’te verildiği gibi 3 farklı çözüm ağı yapısı denenerek çözümler çözüm ağından bağımsız hale getirilmiştir. Bu çözüm ağı yapısı Ansys ürünü olan Icem-CFD çözüm ağı yazılımı kullanılarak yapılmıştır. Buradan elde edilen çözüm ağı yapıları bu çalışma kapsamında kullanılan HAD yazılımları olan Ansys Fluent ve OpenFOAM çözümlerinin ikisinde de kullanılmıştır. Kullanılan çözüm ağları ise en yüksek çarpıklık (skewness) değeri 0.5 , en düşük orthogonal kalite değeri 0.35 ve y+ değeri 3 altı kalite değerlerine sahiptir.

Çizelge 5.1 Kullanılan farklı burun profilleriyle oluşturulan geometrilerde çözüm ağı sayıları.

Geometri	Çözüm ağı Sayısı
HB-1	2.118.246
Güç-Serisi	2.246.403
Haack-Serisi	2.251.501
Eliptik	2.293.100

Çizelge 5.2 HB-1 Geometrisi için çözüm ağından bağımsızlık çalışması. (Sürüklenme katsayısı)

HB-1 Sürüklenme	Ma 3			
Katsayısı	4°	8°	12°	16°
1.984.118	0,413	0,418	0,452	0,471
2.118.246	0,441	0,445	0,474	0,494
2.322.143	0,442	0,446	0,477	0,501

Çizelge 5.3 Eliptik burun geometrisi için çözüm ağından bağımsızlık çalışması. (Sürüklenme katsayısı)

Eliptik Sürüklenme	Ma 3			
Katsayısı	4°	8°	12°	16°
2.044.241	0,198	0,211	0,219	0,229
2.293.100	0,21	0,228	0,232	0,241
2.465.242	0,212	0,23	0,232	0,244

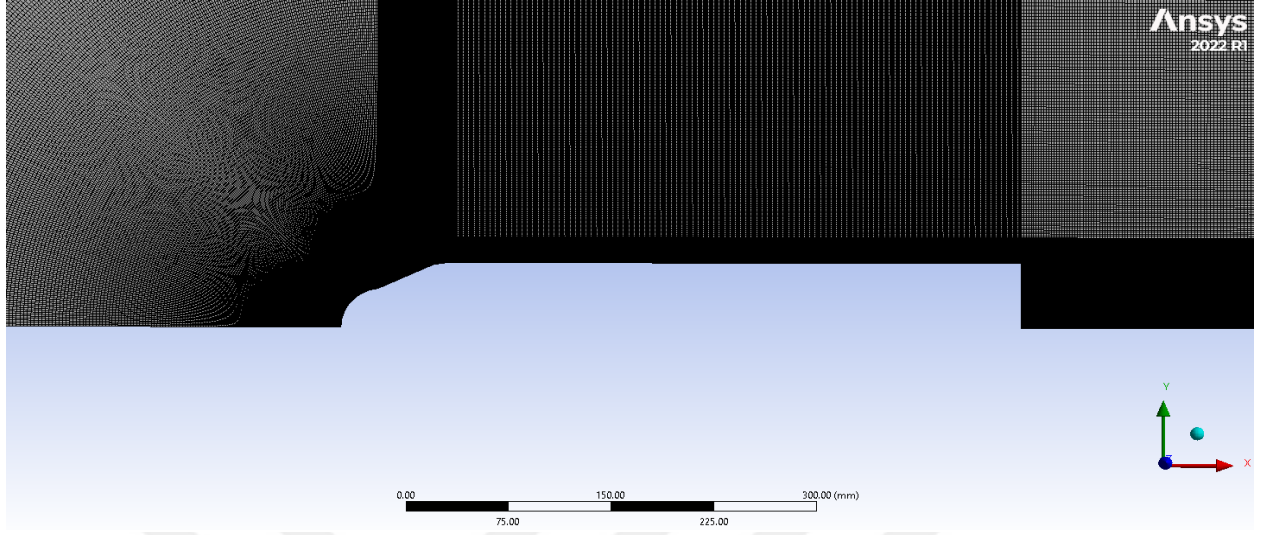
Çizelge 5.4 Haack-Serisi burun geometrisi için çözüm ağından bağımsızlık çalışması. (Sürüklenme katsayısı)

Haack-Serisi	Ma 3			
Sürüklenme Katsayısı	4°	8°	12°	16°
2.140.224	0,192	0,203	0,202	0,21
2.251.501	0,208	0,221	0,229	0,237
2.399.428	0,209	0,223	0,231	0,239

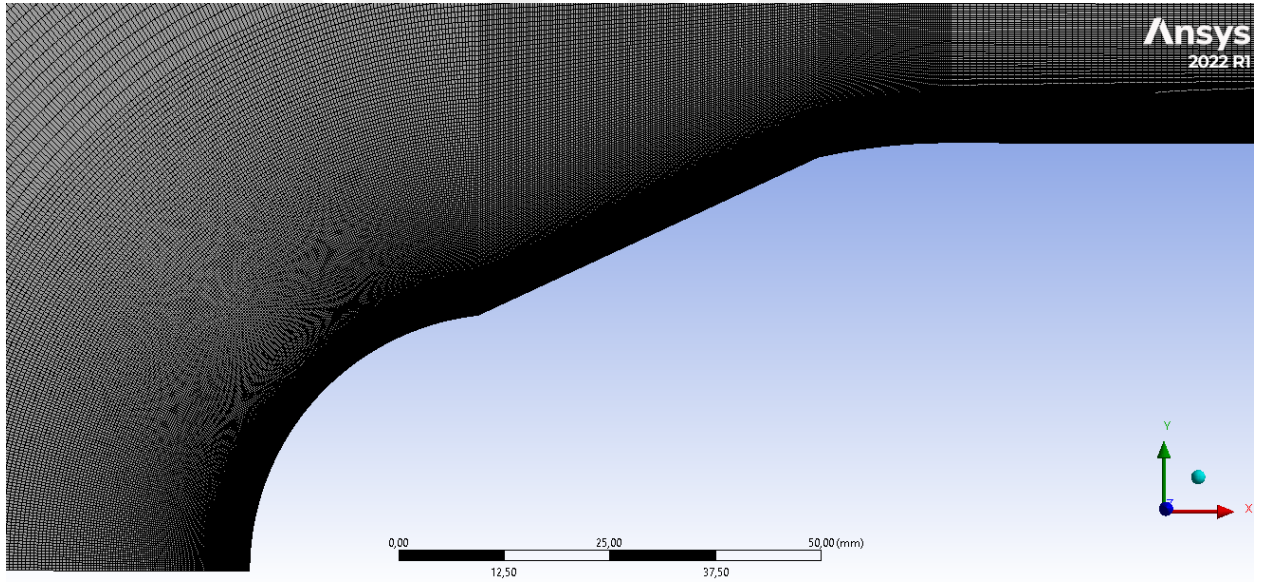
Çizelge 5.5 Güç-Serisi Geometrisi için çözüm ağından bağımsızlık çalışması. (Sürüklenme katsayısı)

Güç-Serisi	Ma 3			
Sürüklenme Katsayısı	4°	8°	12°	16°
2.099.106	0,198	0,198	0,201	0,199
2.246.403	0,212	0,224	0,231	0,242
2.401.243	0,213	0,225	0,233	0,241

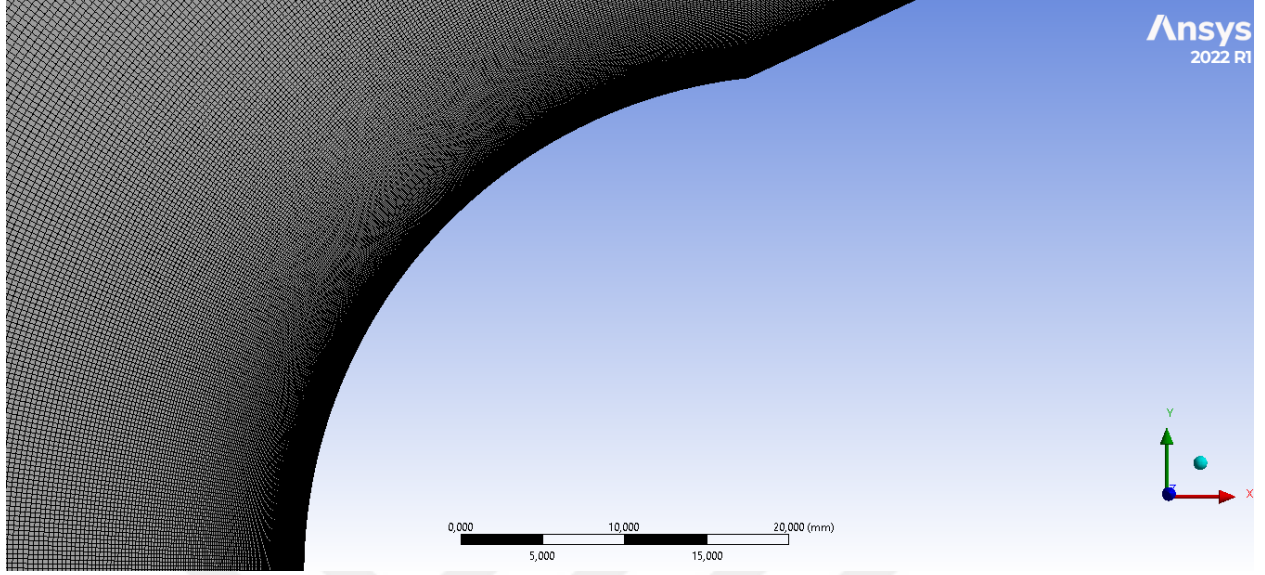
Her bir geometri için üçer farklı çözüm ağı için çözümler elde edilip sürüklenme katsayılarının çözüm ağı sayısı ile beraber değişmemeye başladığı nokta tespit edilmiştir.



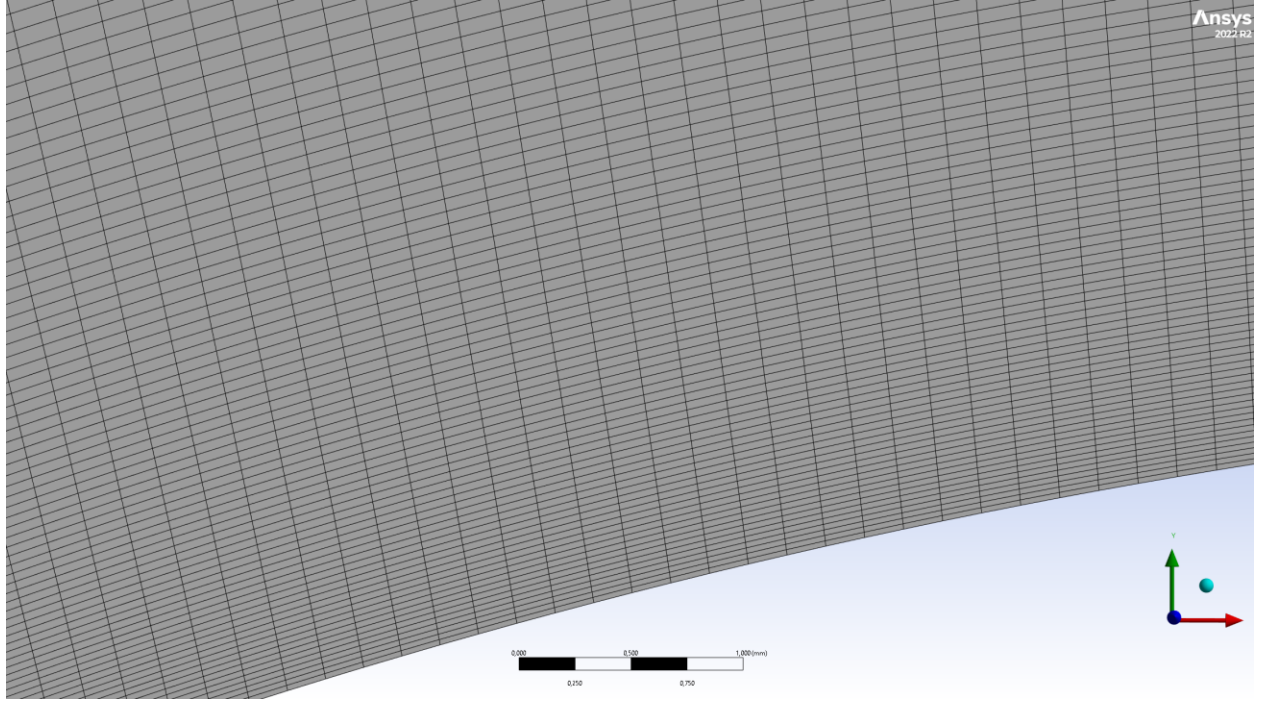
Şekil 5.11 HB-1 geometrisi çözüm ağı görüntüsü.



Şekil 5.12 HB-1 geometrisi çözüm ağı görüntüsü.



Şekil 5.13 HB-1 geometrisi çözüm ağı görüntüsü.



Şekil 5.14 HB-1 geometrisi çözüm ağı sınır tabaka görüntüsü.

5.4 HAD Analizlerinin Ansys Fluent Kullanılarak Gerçekleştirilmesi

Çözüm ağı oluşturma işlemi Icem CFD kullanılarak tamamlandıktan sonra oluşturulan çözüm ağı dosyası ANSYS Fluent'in 2022 R1 sürümü kullanılarak program içerisine aktarılmıştır. Analiz aşamasında ise öncelikle birebir deney şartlarına uyumlu şekilde hareket edebilme açısından birim sistemleri İngiliz SI birim sistemine döndürülmüştür. Sistem içerisinde dolaşacak olan hava yüksek hızlarda dolaşacağı için ($Ma > 0,3$) yoğunluk tabanlı (density based) çözümü seçimi yapılmıştır. Malzeme özellikleri yine yüksek hızlara bağlı olarak aşağıdaki şekilde görüldüğü şekilde tanımlanmıştır:

The screenshot shows the 'Create/Edit Materials' dialog box in Ansys Fluent. The 'Name' field is 'air'. The 'Material Type' is 'fluid'. The 'Fluent Fluid Materials' dropdown is set to 'air'. The 'Mixture' dropdown is set to 'none'. The 'Order Materials by' section has 'Name' selected. The 'Properties' section shows: Density [kg/m³] as 'ideal-gas', Cp (Specific Heat) [J/(kg K)] as 'constant' with a value of 1006.43, Thermal Conductivity [W/(m K)] as 'constant' with a value of 0.0242, Viscosity [kg/(m s)] as 'sutherland', and Molecular Weight [kg/kmol] as 'constant' with a value of 28.966. Buttons at the bottom include 'Change/Create', 'Delete', 'Close', and 'Help'.

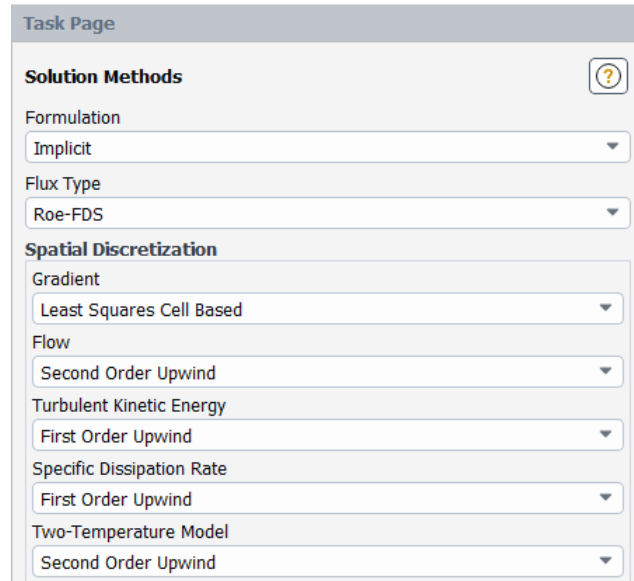
Şekil 5.15 Ansys Fluent içerisinde malzeme özellikleri tanımlama ekranı.

Akış alanının, hava ile karşılaşan ön çeyrek daire kısmı ve üst kısımlarına serbest akışı sağlayacak olan “pressure far field” sınır şartı tanımlanmıştır. Havanın akış alanından ayrılacağı arka kısımları ise “pressure outlet” sınır şartı tanımlanmıştır. Akış alanının yan yüzeyleri ise simetri sınır şartı

tanımlanmıştır. Akış alanının en altlarındaki kenarlara ise eksenel simetrik(Axi-symmetric) çözüm yapılacağı için axis sınır şartı tanımlanmıştır.

5.4.1 Korunum denklemlerine ait çözüm ayarları

HAD çözümlerinde korunum denklemlerinin çözümlerinin gerçekleştirilebileceği farklı metodlar ve çözüm algoritmaları vardır. Yoğunluk tabanlı olarak yapılan çözümlerde korunum denklemlerinin çözümlenmesi için kapalı (implicit) ve açık (explicit) olmak üzere iki farklı çözüm metodu vardır. Implicit çözüm metodu boyutsuz CFL sayısını temel alarak zaman adımı ve çözüm ağı boyutunu beraber kullanarak çözüm gerçekleştirir ve sıkıştırılabilir akışlar için yüksek doğruluk sağlamaktadır. Çözülecek olan denklemlere ait olan çözüm dereceleri akış ve sıcaklık denklemleri daha yüksek doğruluk sağlayan ancak yakınsaması için daha uzun süreler ihtiyacı duyulan ikinci derece Upwind (Second Order Upwind) olarak çözülmüştür. Türbülansa ait denklemler ise hali hazırda çözücü tipi ve akışkan özellikleri problemi yeterli doğrulukta çözülebilecek şekilde seçildikleri için daha hızlı yakınsama sağlanabilen birinci derece Upwind (First Order Upwind) olarak çözülmüştür.



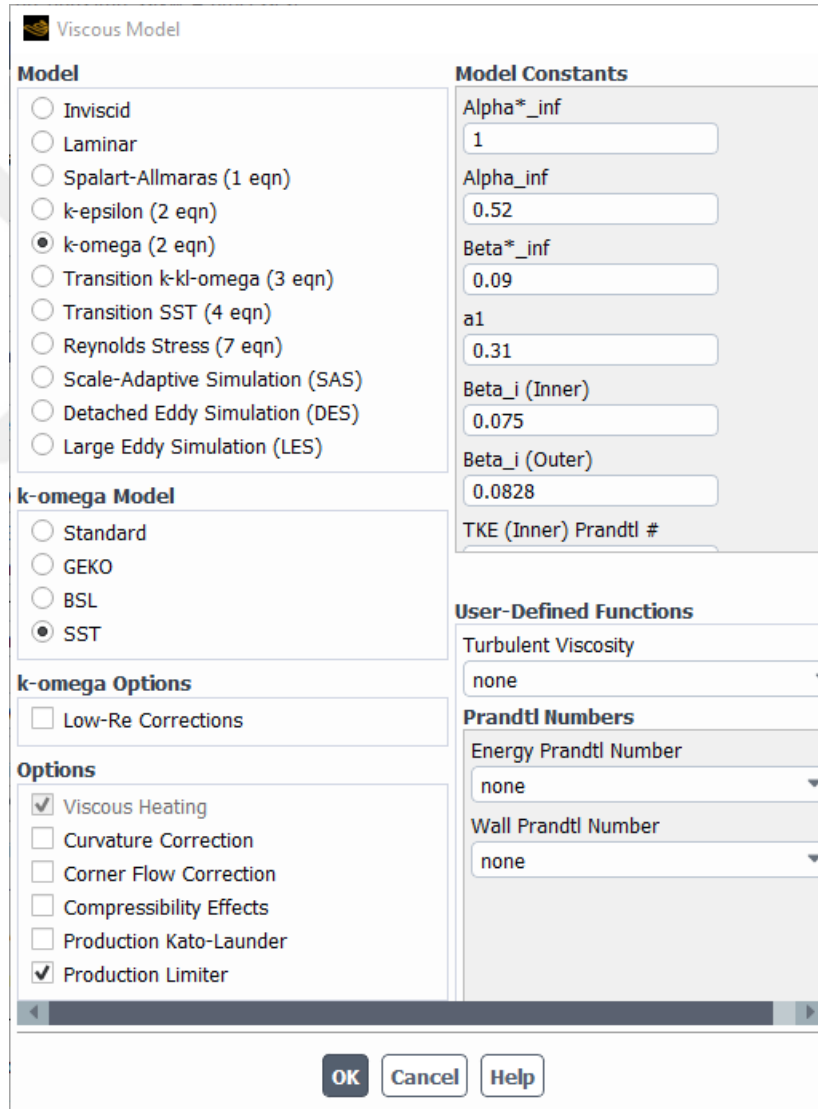
The image shows the 'Task Page' in Ansys Fluent, specifically the 'Solution Methods' section. The settings are as follows:

- Solution Methods** (indicated by a question mark icon):
 - Formulation: Implicit
 - Flux Type: Roe-FDS
- Spatial Discretization**:
 - Gradient: Least Squares Cell Based
 - Flow: Second Order Upwind
 - Turbulent Kinetic Energy: First Order Upwind
 - Specific Dissipation Rate: First Order Upwind
 - Two-Temperature Model: Second Order Upwind

Şekil 5.16 Ansys Fluent içerisinde çözücü ayarları.

5.4.2 HAD çözümüne ait fiziksel modeller

HAD çözümleri için öncelikli olarak akışa ait boyutsuz Reynolds sayısı hesabının yapılarak akışın türbülanslı mı yoksa laminar olarak mı modelleneceğinin belirlenmesi gerekmektedir. Burada çözülen problem için Reynolds sayısı en az olduğu değerde 1.2×10^6 olarak hesaplanmış olup tüm çözümler türbülanslı bir rejimde yapılmıştır. Burada Reynolds Tabanlı Navier-Stokes (RANS) türbülans çözümleme metodlarından biri olan k-omega SST modeli kullanılmıştır.



Şekil 5.17 Ansys Fluent içerisinde türbülans ayarları görüntüsü.

Akışın çok yüksek hızlarda gerçekleşiyor olması ve referans alınan ve duvar olarak modellenen bir geometri etrafında inceleniyor olmasından dolayı elde edilecek olan sıcaklık ve

diğer termal özellikli değerler agresif davranışlar gösterebilmekte ve birbirlerini ciddi bir şekilde etkileyebilmektedir. Bu nedenle literatürde ayrık sıcaklık modeli (two-temperature model) olarak bilinen model aktif hale getirilmiştir. Bu model yardımıyla farklı enerjilere sahip çözüm ağı elemanları birbirlerinden ayrı şekilde iki kez çözülerek numerik difüzyonun azaltılıp doğruluğun artırılması hedeflenmiştir.

Önceden yapılan yüksek hızlı akış HAD analizlerinde oluşan güçlü şok dalgalarının çözüm üzerinde oluşturabileceği olumsuz etkiler nedeniyle çözümlerin iterasyonlar boyunca takip edilip Courrant sayısının sürekli olarak kontrol edilmesi ve ihtiyaç duyulduğunda manuel olarak değiştirilmesi gerekmektedir. Ancak güncel HAD çözücülerinde karşılaştığımız yeni bir özellik olan Geliştirilmiş Numerik (Enhanced-High Speed Numerics) metodu kullanılarak programın çözüm esnasında oluşan şok dalgası durumlarına göre ihtiyaç duyduğu iterasyonlarda Courrant sayısını kontrollü bir şekilde kendisinin optimize etmesine olanak tanınarak oluşan güçlü şok dalgaları hem yüksek doğrulukla çözülmüş olup hem de çok daha kolay bir şekilde yakınsama elde edilebilmiştir. Bu metod Ansys Fluent içerisindeki konsol ekranından şekil 5.18’de gösterilen komutlar yazılarak aktif hale getirilebilmektedir:

```
/solve/set/high-speed-numeric enable y
Enabling adaptive high-speed numeric for all Mach.
Reducing AMG termination criterion for flow (<0.01)
Activating divergence prevention
Activating limiter filter
Activating high-speed numeric
```

Şekil 5.18 Ansys Fluent High Speed Numerics aktivasyonu.

5.5 HAD Analizlerinin OpenFOAM Kullanılarak Gerçekleştirilmesi

ICEM CFD üzerinden oluşturulan çözüm ağı dosyası aynı şekilde OpenFOAM açık kaynak kodlu HAD yazılımına aktarılmıştır. Burada bir öncekinden farklı olarak kullanılacak olan denklemlerin ve modellerin çözücüye ait C++ kodları üzerinden manüel ayarlamalar yapılarak gerçekleştirilmiştir. Bu ayarlamaların yapılabilmesi için öncelikli olarak OpenFOAM için burada çözülen probleme en benzer olan problemlerin çözümlerinde kullanılan sıkıştırılamaz akış çözücüsünün bulunması ve bu analiz şartlarının bu çözücünün gerektirdiği ihtiyaçlara göre yapılması gerekmektedir. Burada “rhoPimpleFoam” çözücüsüne ait olan kod temel alınarak çözüm ayarları yapılmıştır.

5.5.1 OpenFOAM

OpenFOAM yazılımı, 2004 yılında OpenCFD şirketi tarafından piyasaya sürülen ücretsiz, açık kaynak kodlu Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği programıdır. Hem ticari olarak hem de akademik olarak yapılabilecek çalışmalarda kullanılabilecek bir yapıya sahiptir. OpenFOAM akış problemlerini, ısı transferi problemlerini ve kimyasal reaksiyonları ve aynı zamanda yapısal problemler çözülebilecek alt yapıya sahiptir.

OpenFOAM üzerinden ilk olarak sıkıştırılabilir ve sıkıştırılamaz akışlar için literatürdeki deneysel çalışmaların doğrulanması konusunda bazı çalışmalar yapılmıştır. Oluşturulan ilk çözücü kodlarının verimli şekilde çalıştığı ispat edildikten sonra OpenFOAM hızlı bir gelişim göstermiştir. Bunun en büyük nedeni OpenFOAM üzerinden özellikle akademik çalışmalar ile ilgilenen kullanıcıların kendi problemleri için ihtiyaç duydukları çözücü özellikleri değişikliklerini yapabilmektedirler.

OpenFOAM içerisindeki sıkıştırılamaz akış problemlerinde kullanılan çözücüler aynı diğer HAD yazılımları ve literatürde olduğu gibi yoğunluk değişikliklerinin hesaplanmadığı problemlerde kullanılmaktadır. Bunun yanında bu çözücüler basınç ve yoğunluk arasındaki ilişkiyi iterasyonlar boyunca dinamik bir şekilde hesaplayabilmektedir. Yani sıkıştırılabilir akışlar için kullanılan çözücüler sistemdeki mekanik enerjinin ısı enerjisiye geçişini hesaplamaktadır.

OpenFOAM içerisinde yüksek Mach sayılarında ($Ma > 3$) kullanılabilecek ideal bir model denenmiş ve kullanılmaya başlanmıştır (OpenFOAM v10 User Guide, 2009). Bu model, 1 boyutlu, 2 boyutlu ve 3 boyutlu akışlar için farklı Reynolds sayılarında test edilip verimli sonuçlar elde edilmiştir.

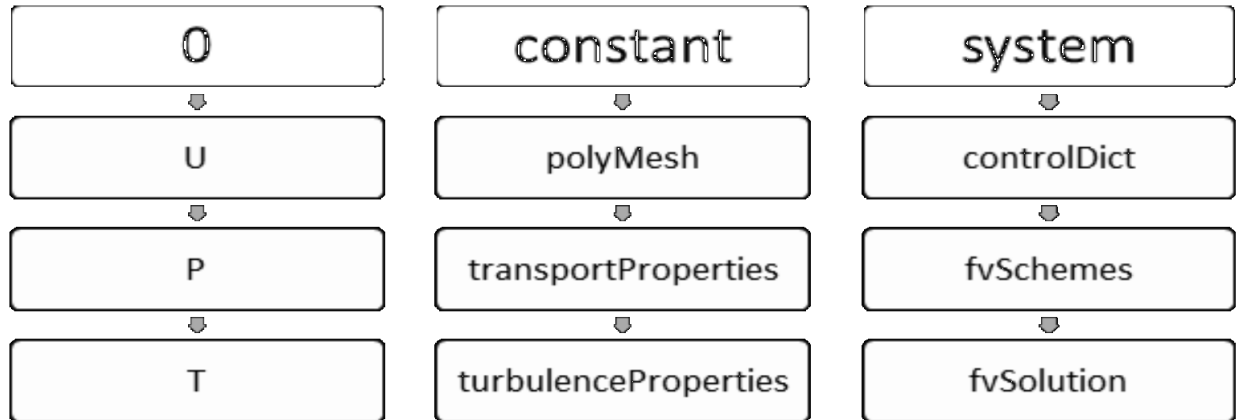
Winter (Winter, 2013), farklı açık kaynak kodlu yazılımların birbirleriyle kıyaslanması üzerine, düz bir plaka üzerinde sıkıştırılamaz ve türbülanslı şekilde gerçekleşen bir akışın modellenmesi problemini ele alarak gerçekleştirmiştir. Sonuç olarak sıkıştırılamaz akışlarda OpenFOAM en büyük rakibi olan açık kaynak kodlu SU2 yazılımını da geride bırakacak güzel bir sonuç vermiştir. Ancak bu iki rakip yazılımın sıkıştırılamaz akış rejimlerinde birbirleriyle hemen

hemen aynı sonuçlar vermesi de gözardı edilmemelidir. Bu çalışmanın yanında transonik bir rejimde sıkıştırılamaz olarak çözülen bir kanat profilinde rhoCentralFoam çözücüzü kullanarak yine SU2 ile yapılan kıyaslamaya göre çok daha verimli sonuçlar elde edilmiştir.

Shen Chun tarafından 2013 yılında yapılan bir çalışmada (Shen Chun, 2013), OpenFOAM'ın sıkıştırılamaz çözücüsü yoğunluk tabanlı bir çözüm yapılarak aerothermal etkinlerin incelenmesi konusunda kullanılmıştır. OpenFOAM'ın son dönemlerde süpersonik ve hipersonik akış rejimlerinde hızlı bir şekilde kullanılabilirliğinin artmasından dolayı bu çalışmada OpenFOAM kullanımına karar verilmiştir. OpenFOAM içerisindeki çözücülerin yüksek hız rejimlerinde oluşan şok dalgalarını yakalama konusunda verimliliği bir çok deneysel veriyle valide edilerek kanıtlanmıştır ancak sınır tabaka içerisinde, momentum ve termal sürekliliklerin hesaplanması konusunda yazılımlar aynı verimliliği sağlayamamaktadır. Bu yüzden bu çalışma üzerinde OpenFOAM'ın termal çözümlerdeki verimliliğinin ispatlanması tarafına yoğunlaşmıştır.

5.5.2 OpenFOAM kullanımı

OpenFOAM HAD yazılımı sonlu hacimler metodu çözümler ile çalışmaktadır. Bu yazılım içerisinde çözümlerin gerçekleştirilebilmesi için üç adet klasörün doldurulması gerekmektedir. Bunlar 0, constant ve system olarak adlandırılabilir. Dosyaların içerisinde bulunan değişkenler ve parametreler Şekil 5.17'de verilmiştir:



Şekil 5.19 OpenFOAM klasör bilgileri (OpenFOAM v10 User Guide, 2009).

“0” klasörü içinde çözülecek korunum denklemlerine ait değişkenler ve sınır koşulları mevcuttur. Constant klasörü içinde ise çözüm ağı ve fiziksel parametrelere ait özellikler bulunmaktadır. PolyMesh klasörü içerisinde çözüm ağı yapısı bilgileri bulunmaktadır. Constant klasöründe yukarıdaki tabloda gösterilen klasörlerin haricinde termal korunum denklemlerinin de dahil edileceği enerjinin aktif olduğu bir çözüm yapılacaksa “ThermoPyhsicalProperties” adında bir dosya da oluşturmak gerekmektedir. Bu klasör içerisinde mevcut akışkanın termal özellikleri ve termomekanik özellikleri yer almaktadır. System klasörü içerisinde ise, zaman adımı büyüklüğü, otomatik kayıt frekansı ve kaydedilecek dosya formatı bilgilerinin bulunduğu ControlDict klasörü; Kullanılacak numerik çözüm metotlarının bulunduğu FVSchemes klasörü; numerik çözücülerin ve alt algoritmaların belirlendiği FvSolution klasörü mevcuttur.



6. BULGULAR VE TARTIŞMA

HAD analizleri önceki kısımlarda bahsedildiği gibi bir dizi parametrenin doğru bir şekilde hazırlanmasıyla gerçekleştirilmektedir. Bu nedenle kurulan sistematikte veya kullanılan parametrelerde yapılacak bir hata sonuca ulaşamamaya ve baştan analiz kurulmasına neden olabilmektedir. Bu çalışma kapsamında Ansys Fluent ve OpenFOAM çözücülerini üzerinden yapılan analizlerden hiçbir hata alınmamıştır. Analizler daha önce de bahsedildiği gibi yüksek çekirdek ve işlem gücüne sahip iş istasyonu kullanılarak yapılmıştır. 32 çekirdek işlemci gücüne sahip bu iş istasyonu kullanılırken çözüm esnasında çekirdekler paralel bir şekilde kullanılarak hızlı bir çözüm elde edilmiştir. Bu şekilde yüksek bir işlemci gücüne sahip olunmasına rağmen her bir model için çözüm ağı oluşturma ve çözüm işlemleri Ansys Fluent ile yaklaşık 2 saat OpenFOAM ile yaklaşık 5 saat sürmüştür. HAD analizlerinin doğru bir şekilde tamamlanmasından sonra sonuçların değerlendirilmesi ve görselleştirilmesi işlemi (Post processing) tamamlanmıştır. Mach sayısı dağılım kontürleri, basınç kontürleri, sıcaklık kontürleri, sürüklenme ve kaldırma kuvveti katsayıları ve bu katsayıların oranları (C_L/C_D) elde edilmiştir. Sürüklenme ve kaldırma kuvveti katsayılarının hesaplanması için kullanılan formüller 6.1 ve 6.2’de verilmiştir:

$$C_D = \frac{D}{\rho V^2 A/2} \quad (6.1)$$

$$C_L = \frac{L}{\rho V^2 A/2} \quad (6.2)$$

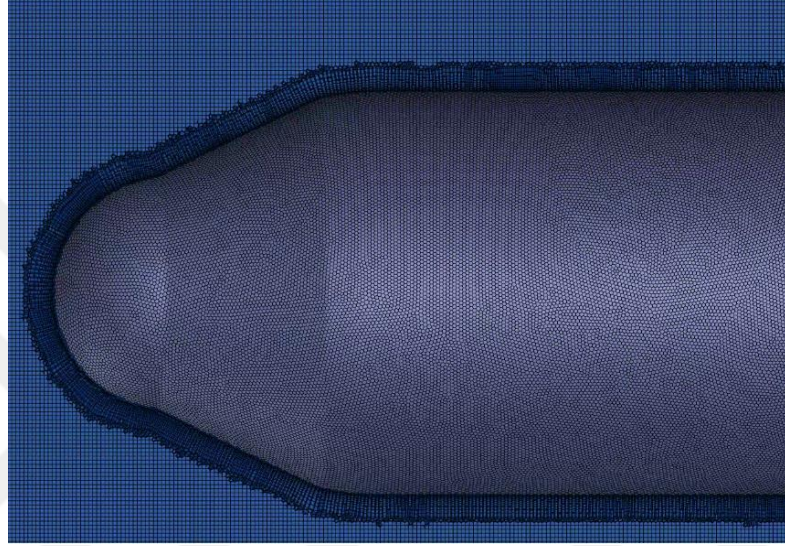
(D=Sürüklenme kuvveti, ρ =yoğunluk, V=Akışkan hızı, A=Ön bakış alanı, L=Kaldırma kuvveti)

Yapılan analizler sonucunda elde edilen Mach sayısı dağılımları, sürüklenme ve kaldırma katsayılarına ait değerlerin Gray tarafından yapılan çalışmalarda (Gray, 1964) HB-1 modeli için elde edilen HAD sonuçları ile deneysel sonuçlar arasındaki farkın %5 aşagısında kaldığı gözlemlenmiştir.

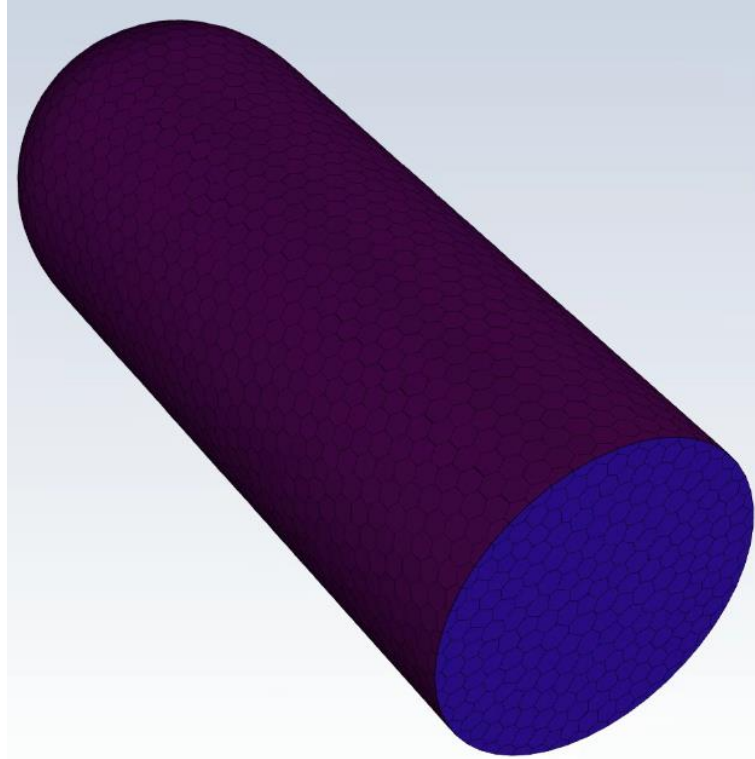
Ansys Fluent kullanılarak yapılan çözümlerden elde edilen sonuçlara ait Mach sayısı, basınç ve sıcaklık kontürleri şekil 6.1 ve şekil 6.32 aralığında farklı burun geometrileri için verilmiştir:

Çalışma kapsamında yapılan analizlerin yüksek çözüm ağı sayıları nedeniyle oluşacak uzun hesaplama süreleri ile karşılaşılacağından bahsedilmişti. Bu nedenle de çözümler iki boyutlu olarak yapılmıştı. Çizelge 6.1 ve 6.2’de yapılan iki boyutlu çözümlere ek olarak 4 farklı durum için üç boyutlu HAD çözümleri de yapılp iki boyutlu çözümlerle kıyaslanılmıştır:

Şekil 6.1 Üç boyutlu çözümler için kullanılan çözüm ağı yapısı



Şekil 6.2 Üç boyutlu çözümler için kullanılan çözüm ağı yapısı



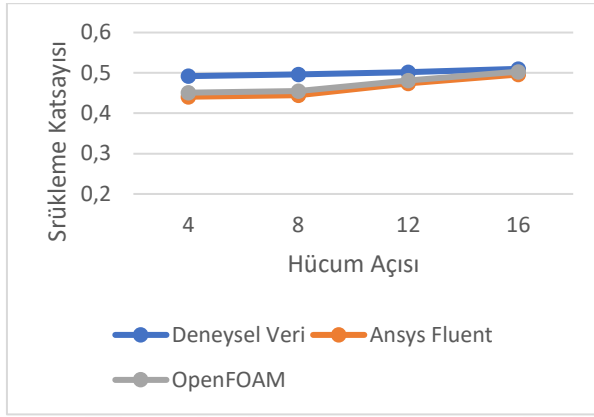
Üç boyutlu çözümler için kullanılan çözüm ağı 93 milyon altıgen ve dörtgen elemanlardan oluşan bir ağ yapısı kullanılarak (Poly-Hexcore) şekil 6.1 ve 6.2’de görüldüğü gibi oluşturulmuştur. Bu ağ yapısında yüzey elemanları ve yüzeye yakın bulunan sınır tabaka elemanları altıgen elemanlar (Polyhedral), hacim elemanları ise dörtgen elemalar (Hexcore) ile örülmüştür. Y+ değerleri 0.5 aşağısında tutulup, çarpıklık oranı ise 0.5 aşağısındadır.

Çizelge 6.1 İki boyutlu ve üç boyutlu çözümlere ait sürüklenme katsayısı değerlerinin kıyaslanması (Ansys Fluent).

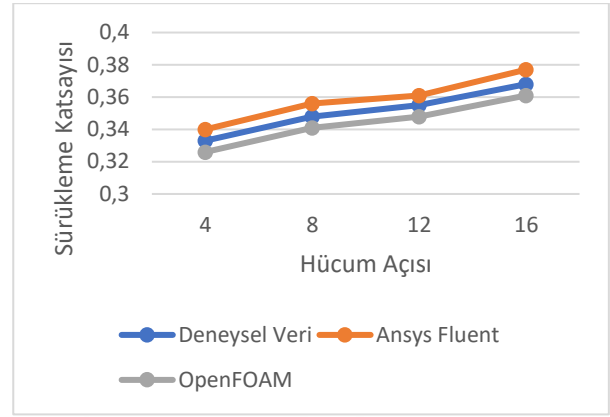
Durum / Sürüklenme Katsayısı	Sürüklenme Katsayısı (2 boyutlu çözüm)	Sürüklenme Katsayısı (3 boyutlu çözüm)	Fark (%)
Mach 3 Hücum Açısı 4°	0.451	0.441	%2
Mach 3 Hücum Açısı 8°	0.46	0.445	%3
Mach 3 Hücum Açısı 12°	0.488	0.474	%3
Mach 6 Hücum Açısı 4°	0.318	0.312	%2

Çizelge 6.2 İki boyutlu ve üç boyutlu çözümlere ait kaldırma katsayısı değerlerinin kıyaslanması (Ansys Fluent).

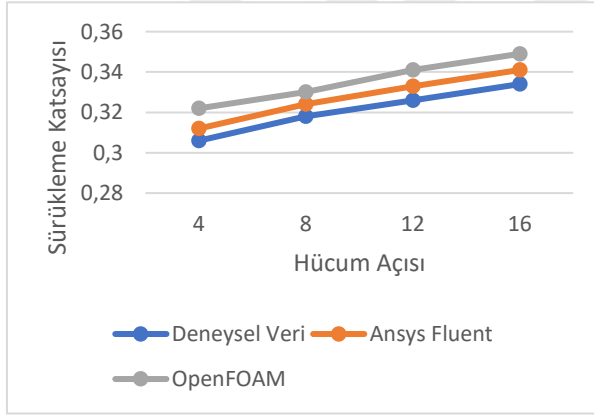
Durum / Kaldırma Katsayısı	Kaldırma Katsayısı (2 boyutlu çözüm)	Kaldırma Katsayısı (3 boyutlu çözüm)	Fark (%)
Mach 3 Hücum Açısı 4°	0.186	0.190	%2
Mach 3 Hücum Açısı 8°	0.421	0.436	%3.5
Mach 3 Hücum Açısı 12°	0.725	0.747	%3
Mach 6 Hücum Açısı 4°	0.155	0.158	%2



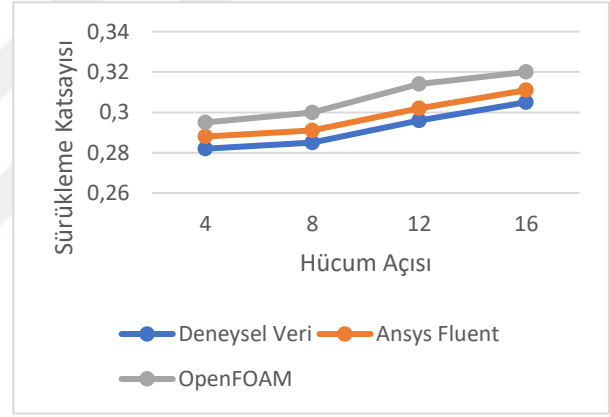
(a)



(b)



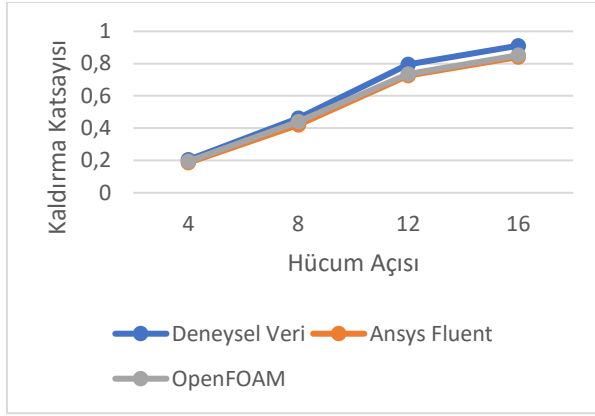
(c)



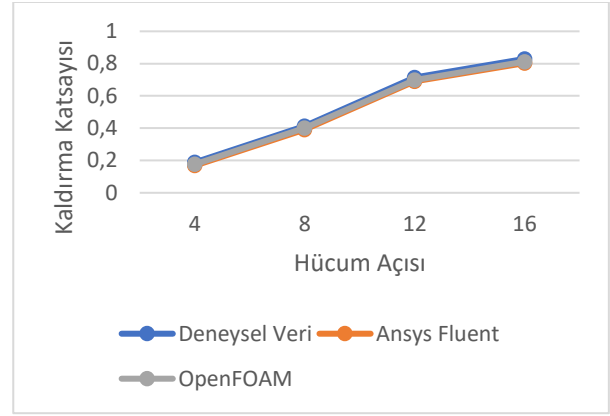
(d)

Şekil 6.3 Farklı hücum açılarında sürüklenme katsayılarının kıyaslanması (HB-1, a: Ma 3, b: Ma 4 c: Ma 6 , d: Ma 7).

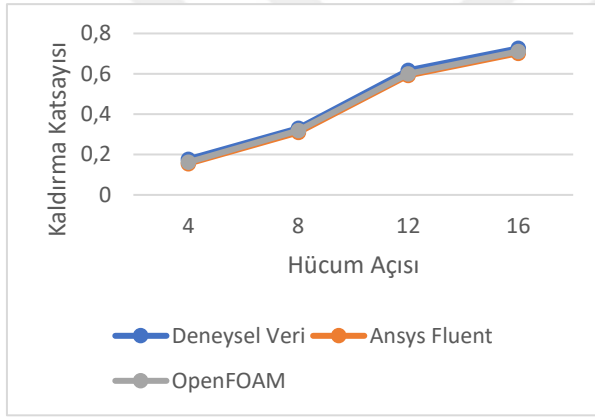
Şekil 6.3 incelendiğinde yükselen Mach sayılarıyla beraber Ansys Fluent çözümlerinin OpenFOAM çözümlerine göre deneysel verilere daha yaklaştığı görülmektedir. Bu durum Ansys Fluent içerisinde kullanılan yüksek hızlı sayısal modelleme metodunun (HSN) 3 üzeri Mach sayılarında daha yüksek doğruluk ve yakınsama kolaylığı sağlıyor olmasından dolayı gerçekleşmektedir.



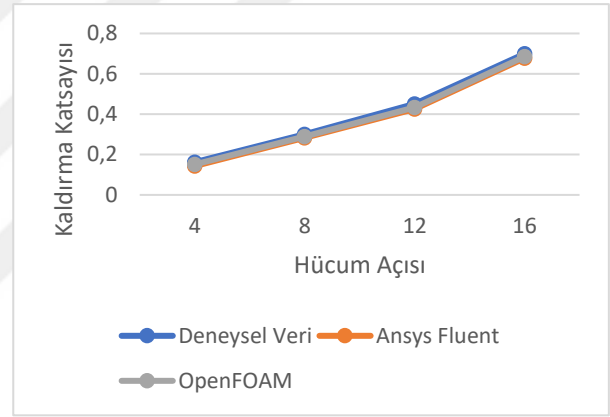
(a)



(b)



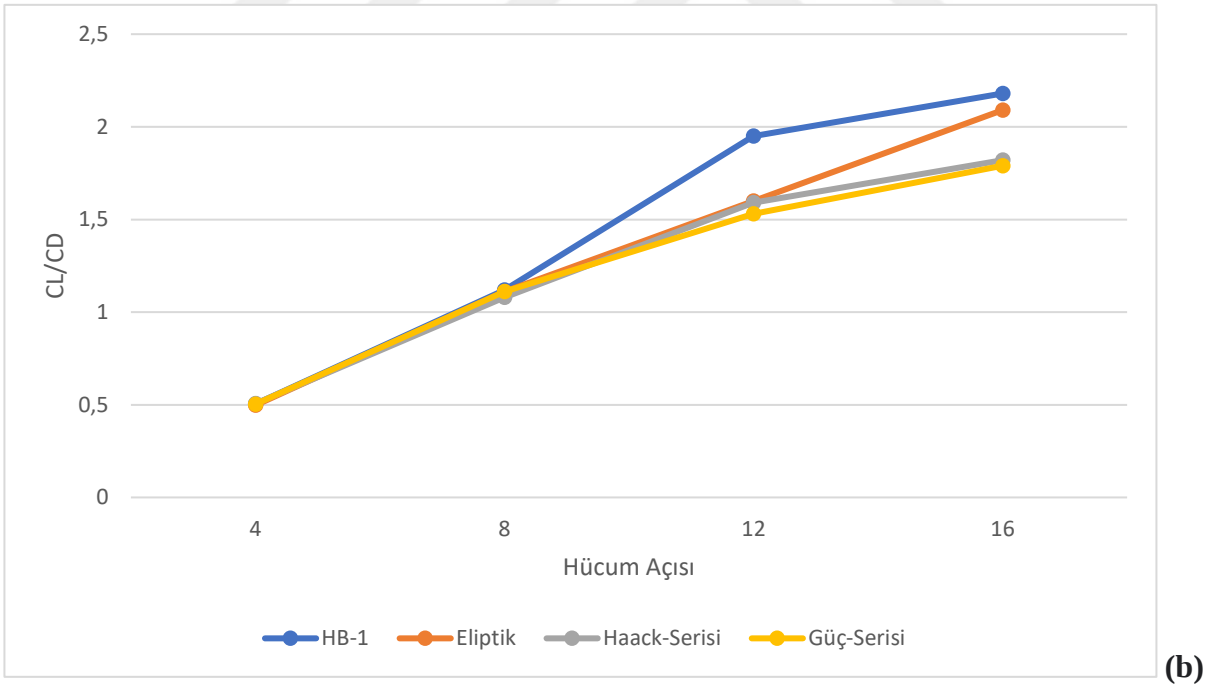
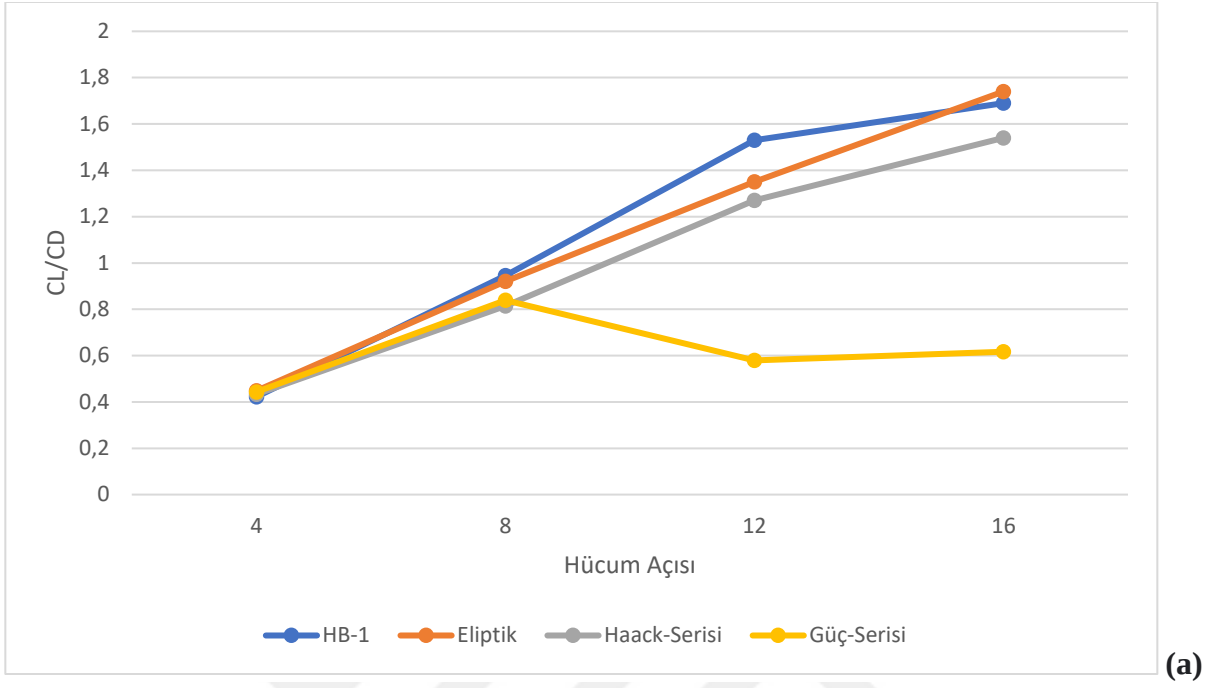
(c)



(d)

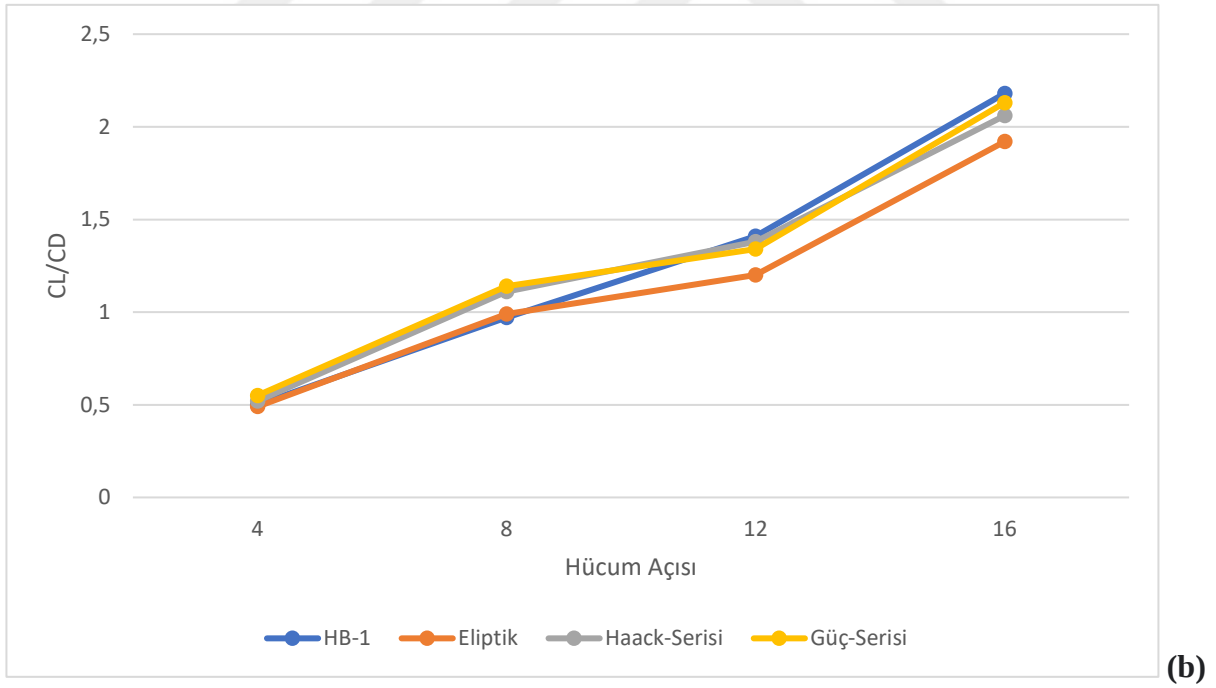
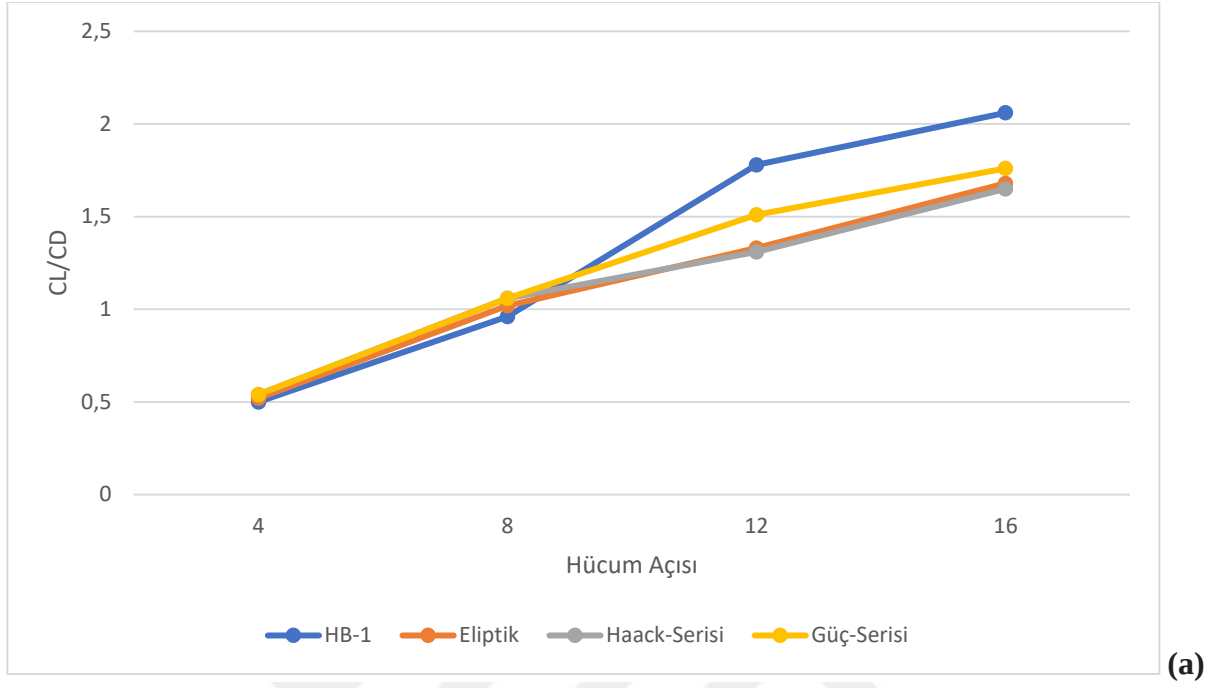
Şekil 6.4 Farklı hücum açılarında kaldırma katsayılarının kıyaslanması (HB-1, a: Ma 3, b: Ma 4 , c: Ma 6 , d: Ma 7).

Şekil 6.4 incelendiğinde yükselen Mach sayılarıyla beraber Ansys Fluent çözümlerinin OpenFOAM çözümlerine göre deneysel verilere daha yaklaştığı görülmektedir. Bu durum Ansys Fluent içerisinde kullanılan yüksek hızlı sayısal modelleme metodunun (HSN) 3 üzeri Mach sayılarında daha yüksek doğruluk ve yakınsama kolaylığı sağlıyor olmasından dolayı gerçekleşmektedir.



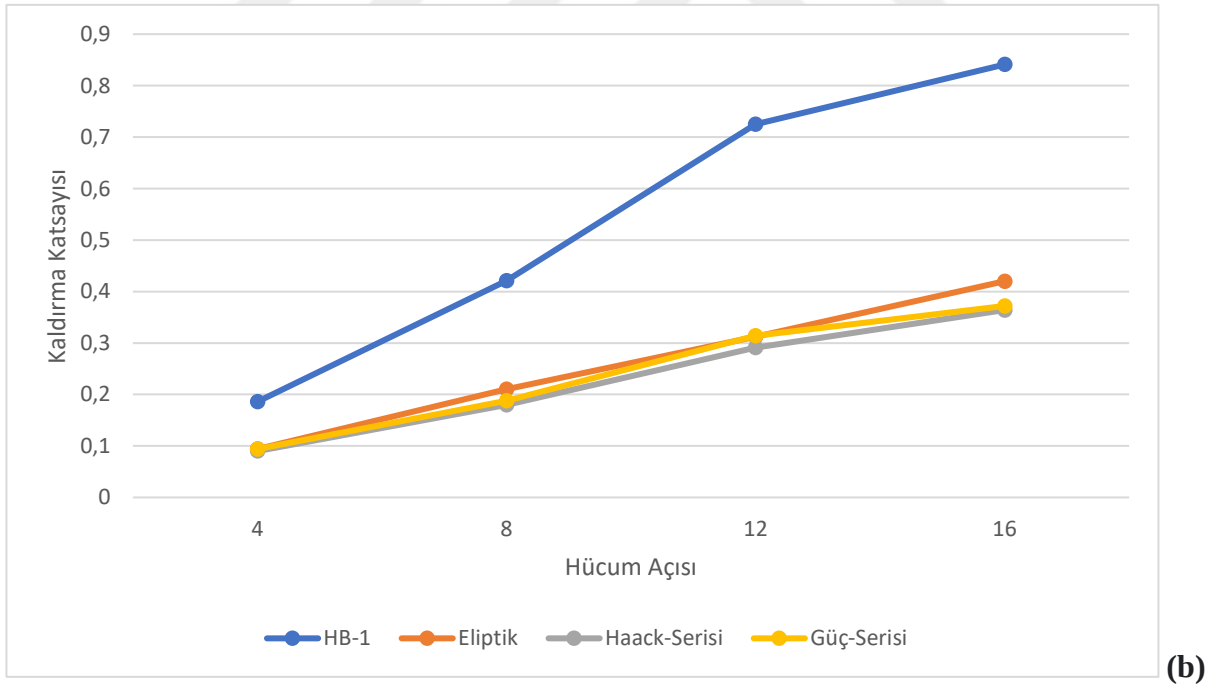
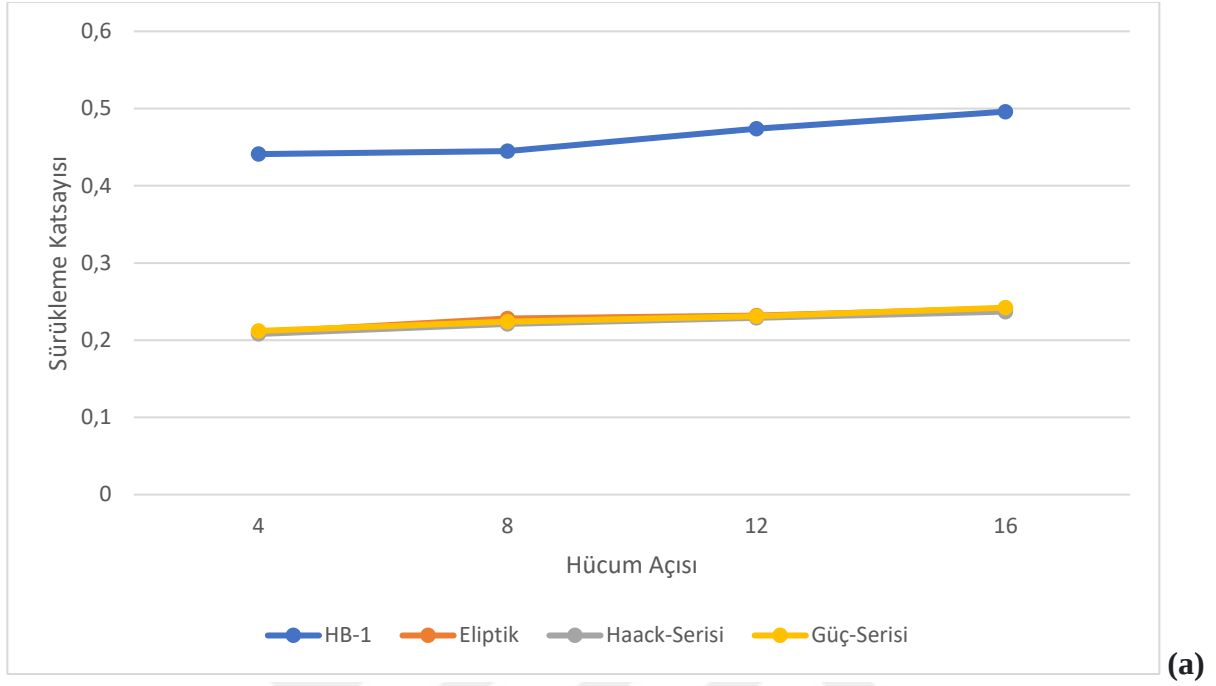
Şekil 6.5 Farklı hücum açılarında kaldırma ve sürüklenme katsayılarının oranları (a: Ma 3, b: Ma 4).

Şekil 6.5’de verilen CL/CD grafikleri incelendiğinde HB-1 modelinin diğer modellere kıyasla daha iyi aerodinamik özellik gösterdiği gözlemlenmektedir.



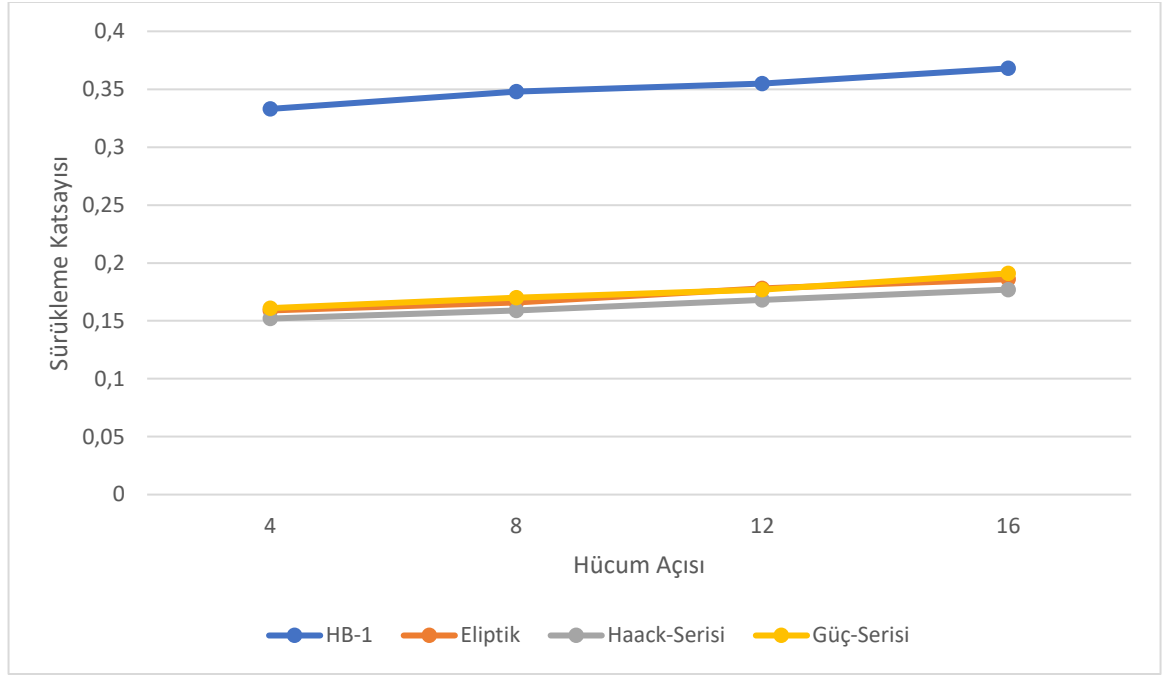
Şekil 6.6 Farklı hücum açılarında kaldırma ve sürüklenme katsayılarının oranları (a: Ma 6, b: Ma 7).

Şekil 6.6’de verilen CL/CD grafikleri incelendiğinde HB-1 modelinin diğer modellere kıyasla daha iyi aerodinamik özellik gösterdiği gözlemlenmektedir.

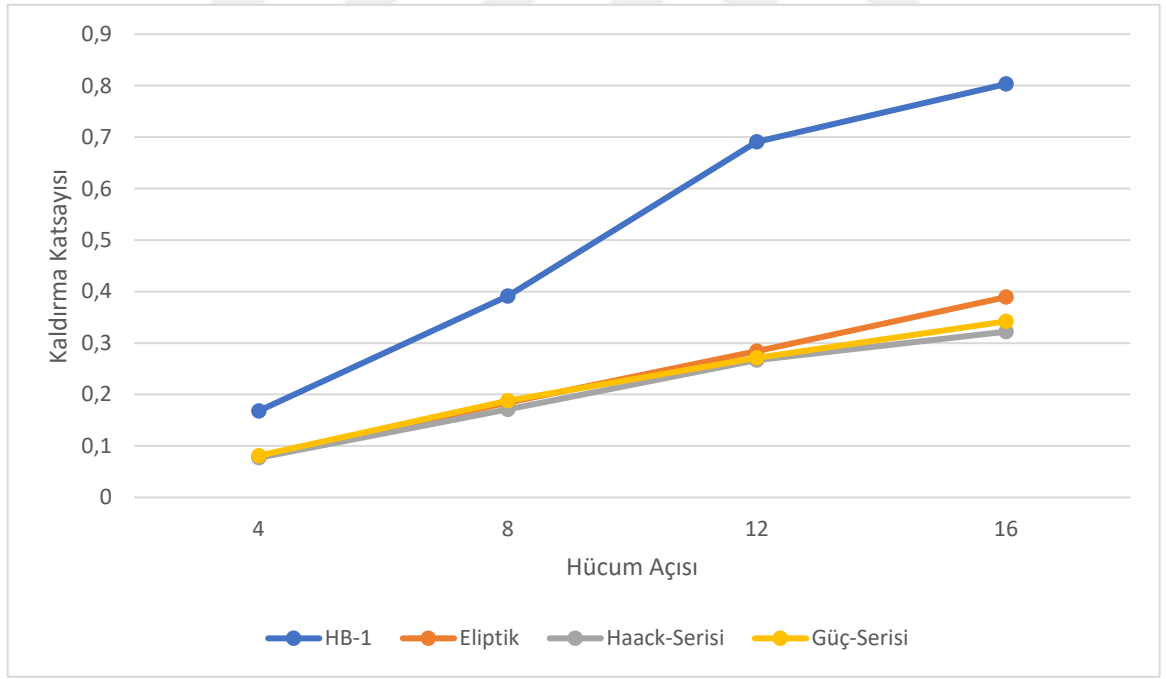


Şekil 6.7 Mach 3 için sürüklenme ve kaldırma katsayısı grafikleri (a:sürüklenme katsayısı, b: kaldırma katsayısı)

Şekil 6.7 incelendiğinde Eliptik, Haack-Serisi ve Güç-Serisi geometrilerine ait sürüklenme kuvvetinin Mach 4 durumu için çok yakın olduğu gözlemlenmiştir. Yine benzer şekilde bu geometrilerin kaldırma kuvveti yönünden yakın olduğu gözlemlenmiştir. HB-1 geometrisi ise iki özellik yönünden diğerlerine göre yaklaşık iki kat yüksek özellik göstermiştir.



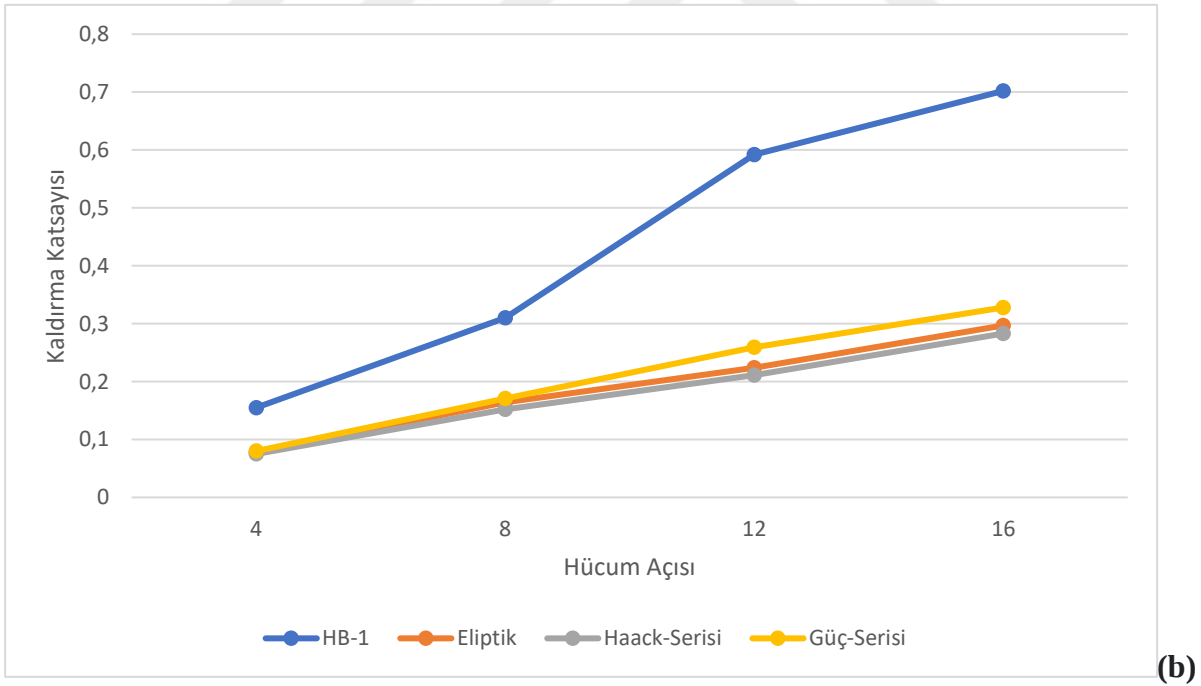
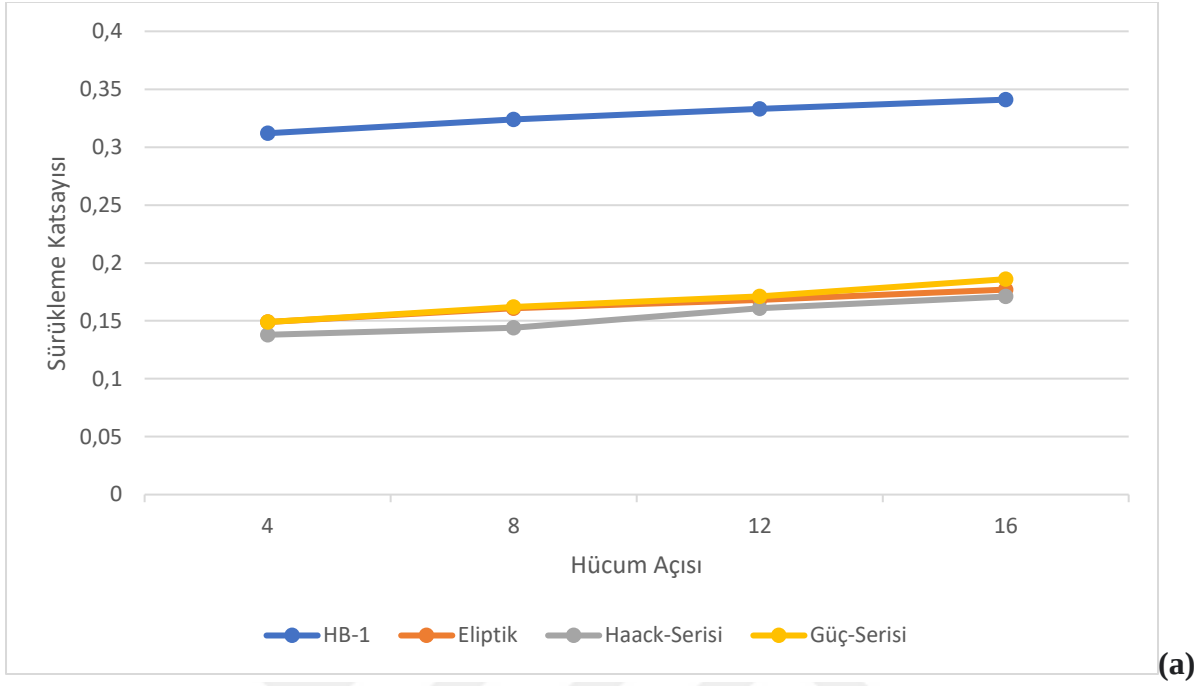
(a)



(b)

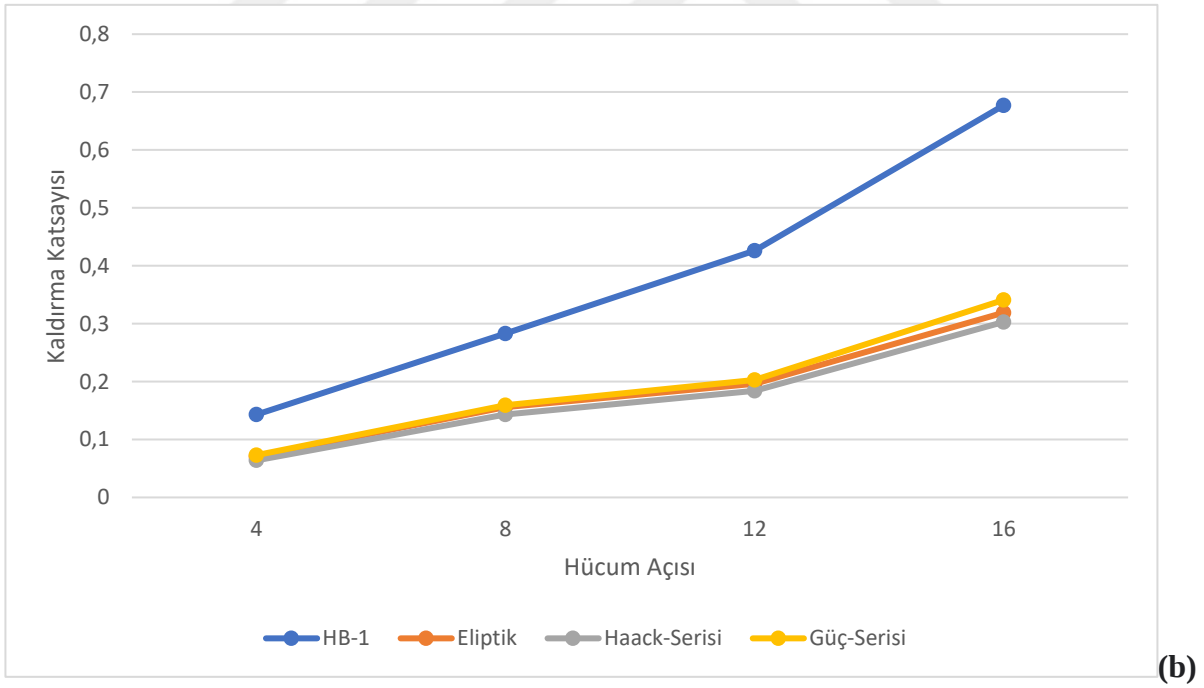
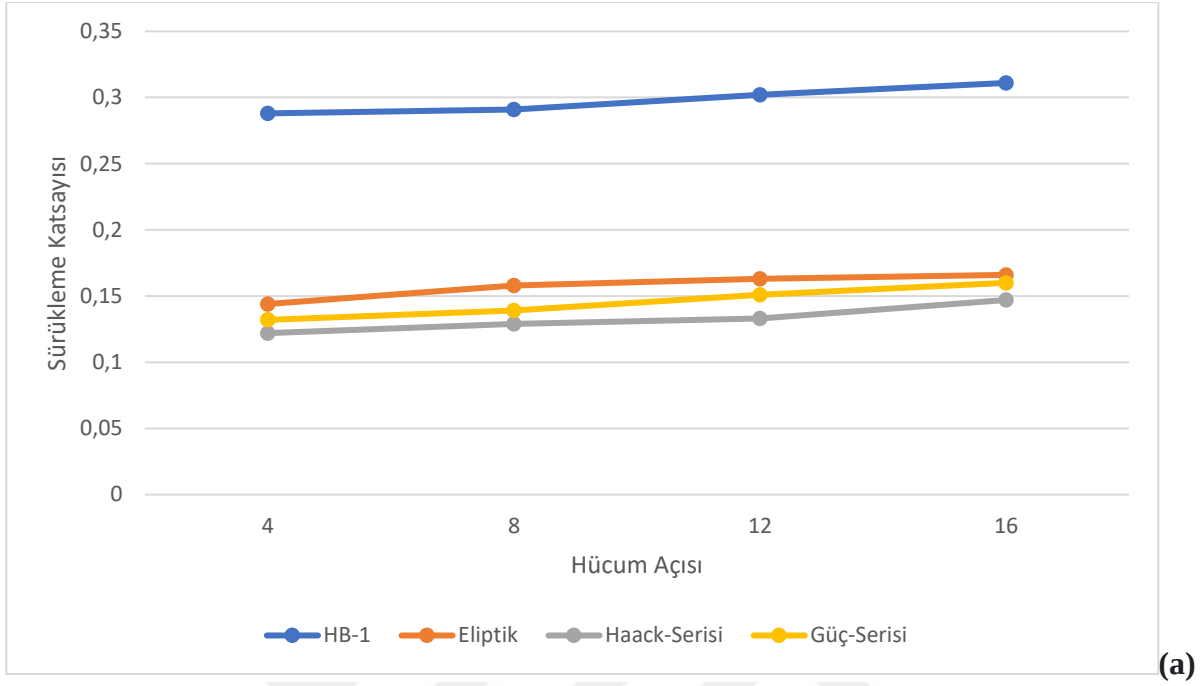
Şekil 6.8 Mach 4 için sürüklenme ve kaldırma katsayısı grafikleri (a:sürüklenme katsayısı, b: kaldırma katsayısı)

Şekil 6.8 incelendiğinde Eliptik, Haack-Serisi ve Güç-Serisi geometrilerine ait sürüklenme kuvvetinin Mach 4 durumu için çok yakın olduğu gözlemlenmiştir. Yine benzer şekilde bu geometrilerin kaldırma kuvveti yönünden yakın olduğu gözlemlenmiştir. HB-1 geometrisi ise iki özellik yönünden diğerlerine göre yaklaşık iki kat yüksek özellik göstermiştir.



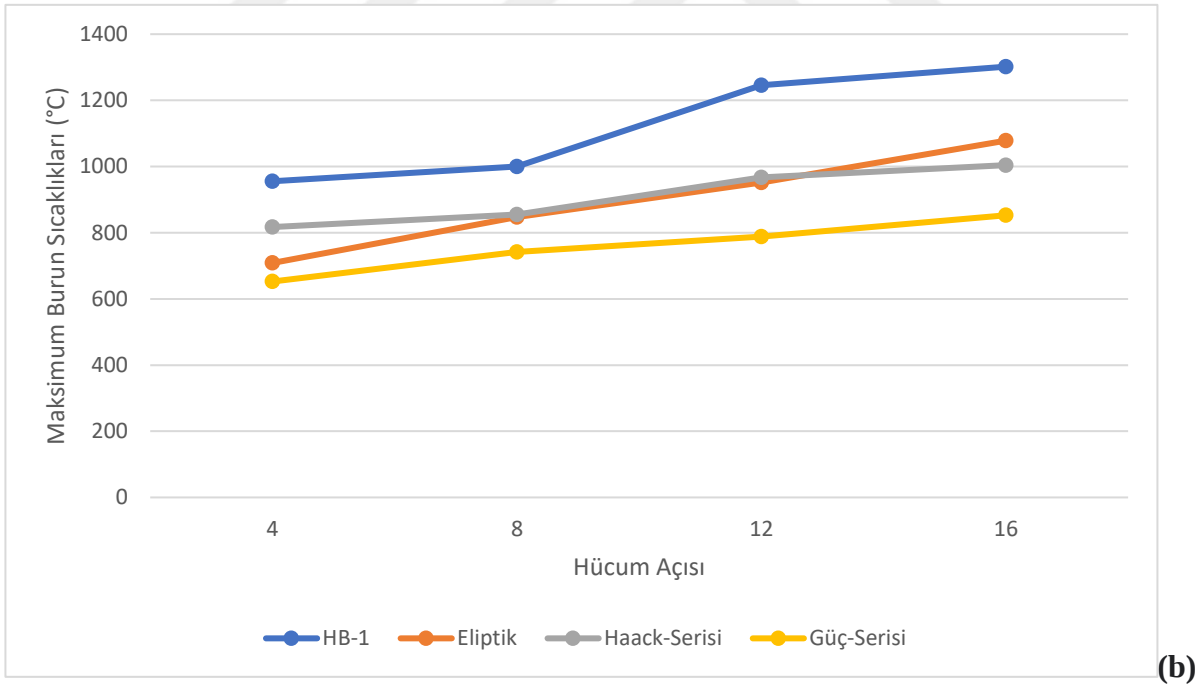
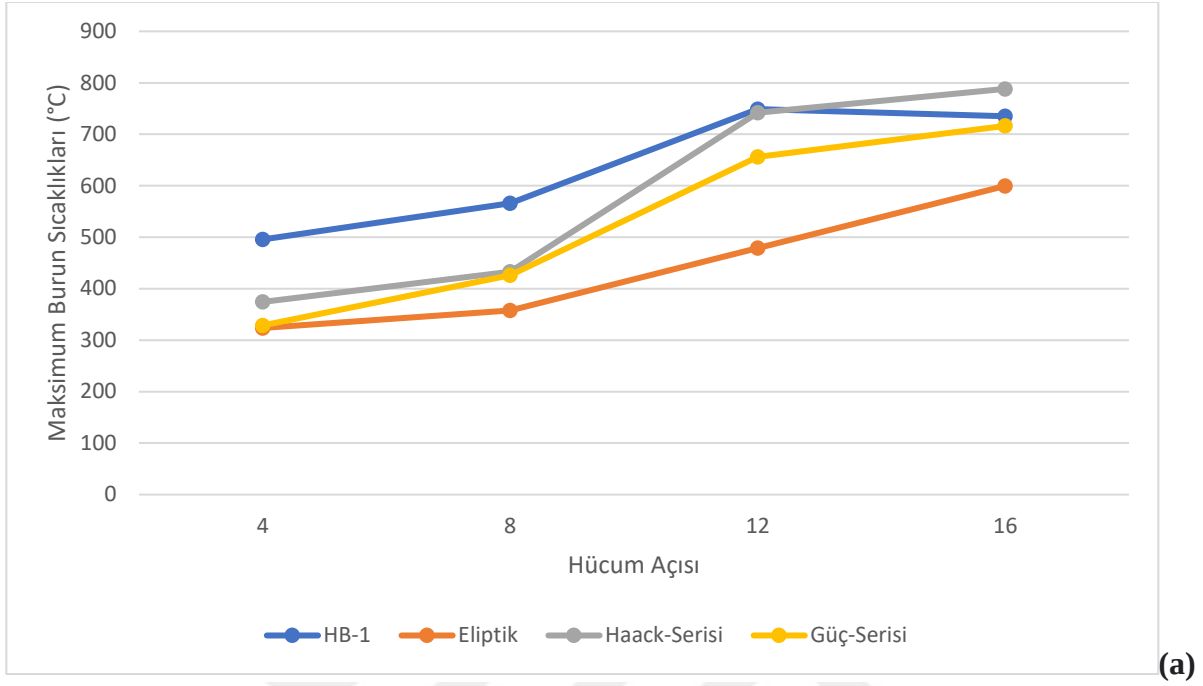
Şekil 6.9 Mach 6 için sürüklenme ve kaldırma katsayısı grafikleri (a:sürüklenme katsayısı, b: kaldırma katsayısı)

Şekil 6.9 incelendiğinde Eliptik, Haack-Serisi ve Güç-Serisi geometrilerine ait sürüklenme kuvvetinin Mach 4 durumu için çok yakın olduğu gözlemlenmiştir. Yine benzer şekilde bu geometrilerin kaldırma kuvveti yönünden yakın olduğu gözlemlenmiştir. HB-1 geometrisi ise iki özellik yönünden diğerlerine göre yaklaşık iki kat yüksek özellik göstermiştir.



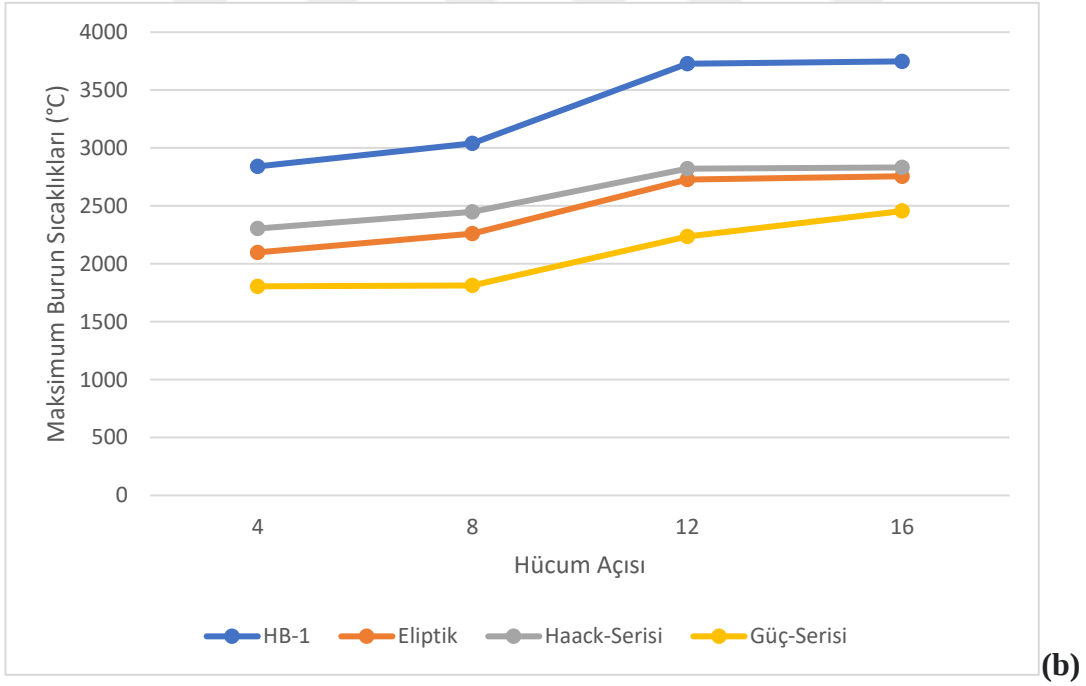
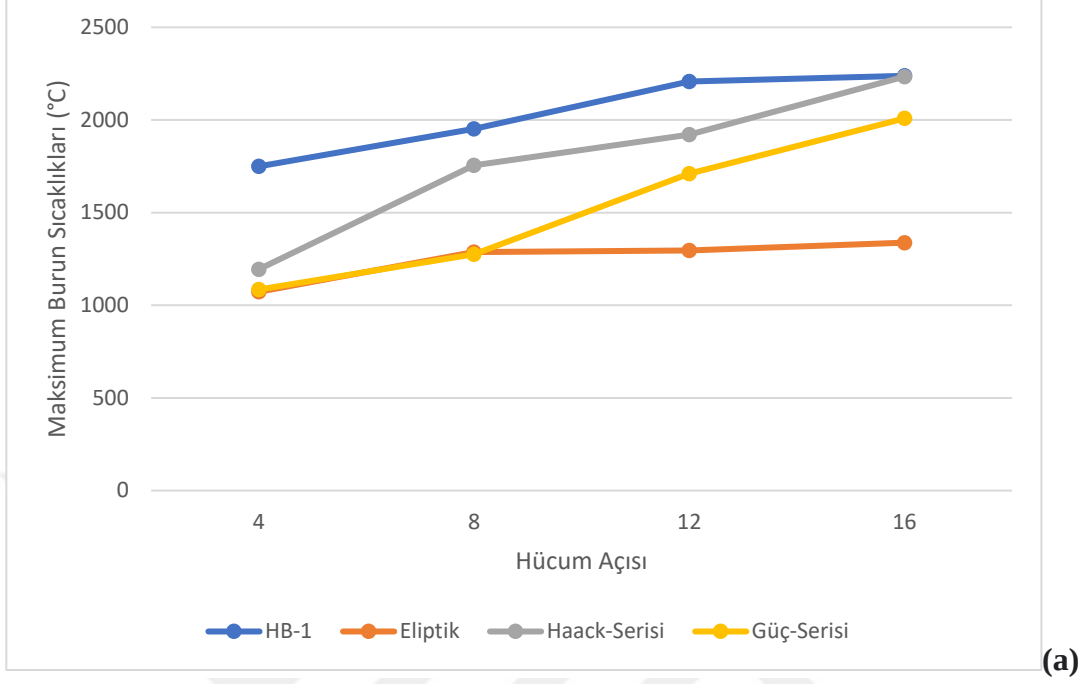
Şekil 6.10 Mach 7 için sürüklenme ve kaldırma katsayısı grafikleri (a:sürüklenme katsayısı, b: kaldırma katsayısı)

Şekil 6.10 incelendiğinde Eliptik, Haack-Serisi ve Güç-Serisi geometrilerine ait sürüklenme kuvvetinin Mach 4 durumu için çok yakın olduğu gözlemlenmiştir. Yine benzer şekilde bu geometrilerin kaldırma kuvveti yönünden yakın olduğu gözlemlenmiştir. HB-1 geometrisi ise iki özellik yönünden diğerlerine göre yaklaşık iki kat yüksek özellik göstermiştir.



Şekil 6.11 Farklı Mach sayılarında oluşan maksimum burun sıcaklıkları (a: Ma 3, b: Ma 4)

Şekil 6.11 incelendiğinde, yüksek sürüklenme kuvvetleriyle beraber HB-1 modelinde daha yüksek burun sıcaklıkları gözlemlenmiştir. Başlangıçta Eliptik modeli en düşük burun sıcaklıklarına sahipken, yükselen hızlarla beraber Güç-Serisi üzerinde burun sıcaklıkları gözlemlenmiştir.



Şekil 6.12 Farklı Mach sayılarında oluşan maksimum burun sıcaklıkları (a: Ma 6, b: Ma 7)

Şekil 6.12 incelendiğinde, yüksek sürükleme kuvvetleriyle beraber HB-1 modelinde daha yüksek burun sıcaklıkları gözlemlenmiştir.

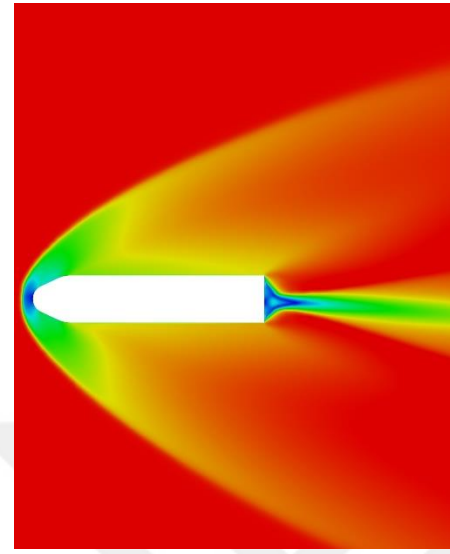
Çizelge 6.3 0 Km, 10 Km ve 30 Km irtifalarda sürüklenme katsayıları

Sürüklenme Katsayısı	0 Km İrtifa (Deneysel)	10 Km İrtifa (Deneysel)	10 Km İrtifa (Ansys Fluent)	30 Km İrtifa (Deneysel)	30 Km İrtifa (Ansys Fluent)
Mach 3 Hücum Açısı 4°	0.463	0.478	0.485	0.503	0.518
Mach 3 Hücum Açısı 8°	0.467	0.481	0.482	0.509	0.524
Mach 3 Hücum Açısı 12°	0.497	0.506	0.512	0.521	0.537
Mach 6 Hücum Açısı 4°	0.328	0.341	0.354	0.383	0.391

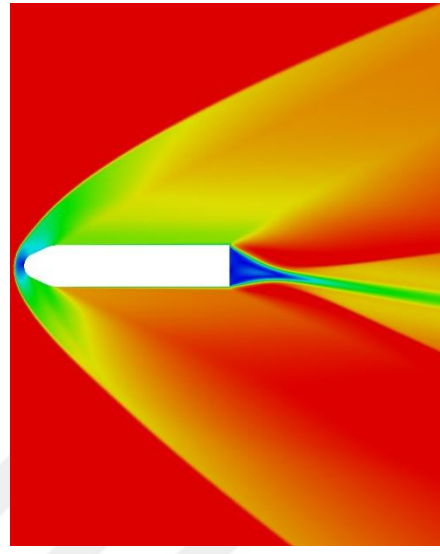
Çizelge 6.4 0 Km, 10 Km ve 30 Km irtifalarda kaldırma katsayıları

Kaldırma Katsayısı	0 Km İrtifa (Deneysel)	10 Km İrtifa (Deneysel)	10 Km İrtifa (Ansys Fluent)	30 Km İrtifa (Deneysel)	30 Km İrtifa (Ansys Fluent)
Mach 3 Hücum Açısı 4°	0.193	0.204	0.209	0.205	0.209
Mach 3 Hücum Açısı 8°	0.434	0.443	0.454	0.465	0.479
Mach 3 Hücum Açısı 12°	0.747	0.764	0.772	0.782	0.805
Mach 6 Hücum Açısı 4°	0.158	0.170	0.177	0.191	0.195

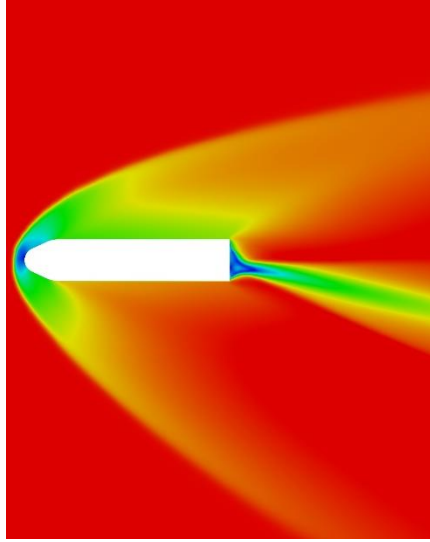
Çizelge 6.3 ve 6.4’de farklı irtifalarda yapılan analizlerin ve deneysel çalışmaların sonuçları kıyaslanmıştır. Sonuçlar 0 km irtifa yani atmosfer şartları, 10 km yükseklik ve 30 km irtifa olarak yapılmıştır. 0 km irtifadan 10 km’ye geçildiğinde değerlerin değişimleri incelendiğinde farklar yaklaşık olarak %3 civarlarında olduğu gözlemlenmiştir. Aynı kıyaslama 10 km ve 30 km irtifalarda elde edilen değerler için yapıldığında ise bu oranın %5 mertebelerine çıktığı gözlemlenmiştir.



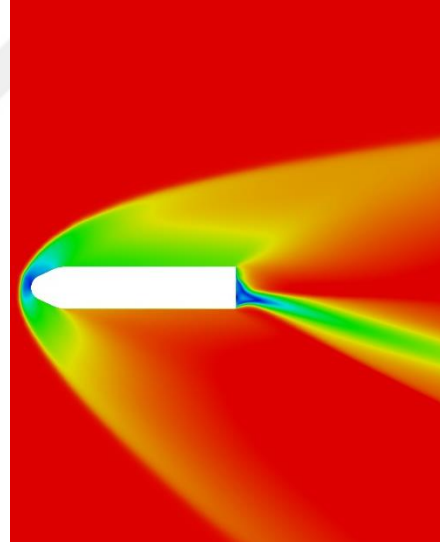
(a)



(b)



(c)

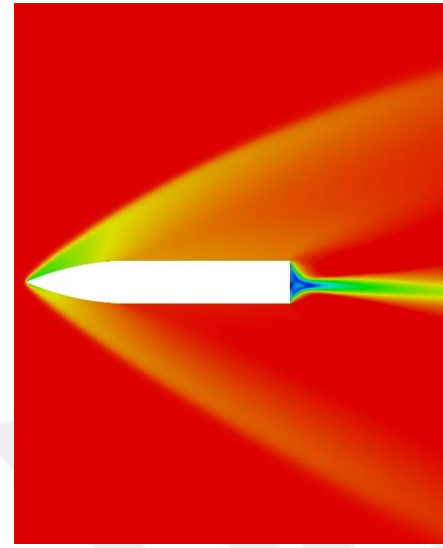


(d)

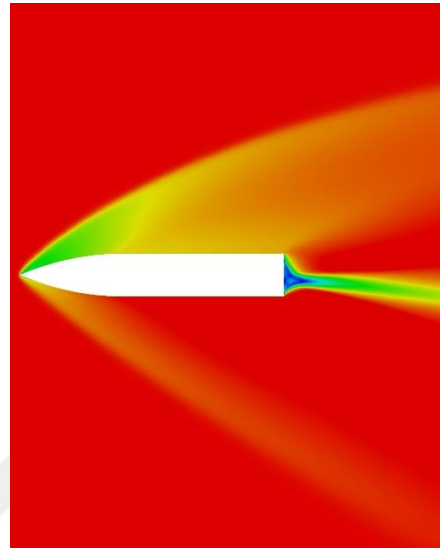


Şekil 6.13 Mach sayısı 3 için HB-1 modeline ait mach eş eğrileri (a: 4° Hücüm açısı, b: 8° Hücüm açısı, c: 12° Hücüm açısı, d: 16° Hücüm açısı)

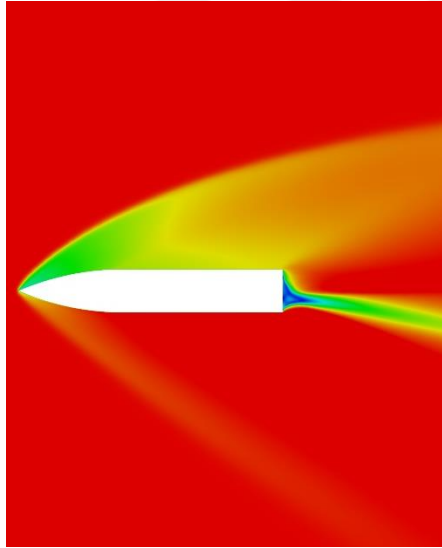
Şekil 6.13’de görüldüğü gibi HB-1 modelinde tüm hücüm açılarında Mach 3 durumunda durma noktası belirgin olup, hız düşüşleri gözlemlenmiştir.



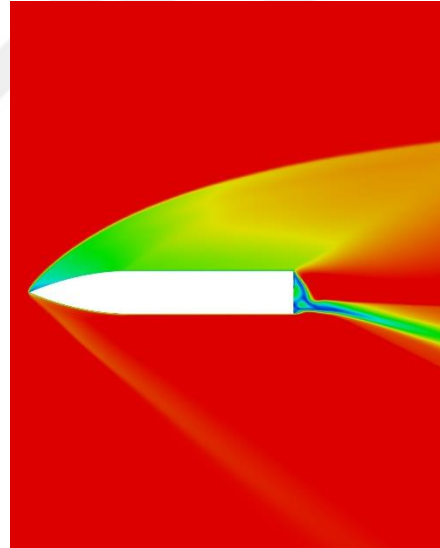
(a)



(b)



(c)

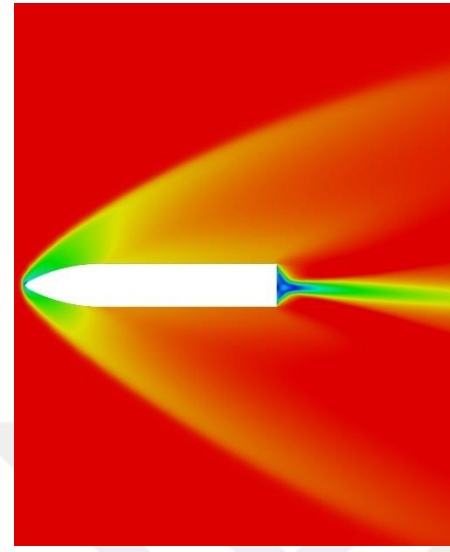


(d)

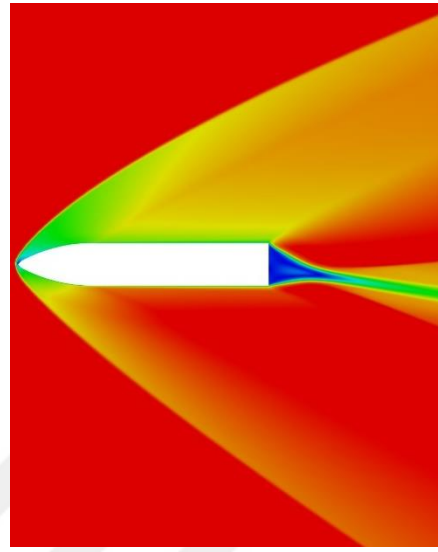


Şekil 6.14 Mach sayısı 3 için Eliptik modeline ait mach eş eğrileri (a: 4° Hücüm açısı, b: 8° Hücüm açısı, c: 12° Hücüm açısı, d: 16° Hücüm açısı)

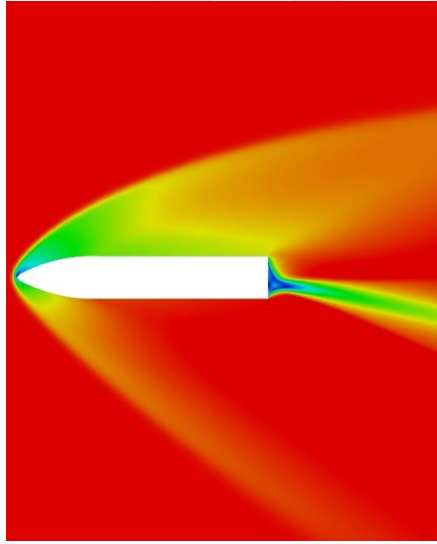
Şekil 6.14’de görüldüğü gibi Eliptik modelinde tüm hücüm açılarında Mach 3 durumunda durma noktası belirgin olarak görülmemiş olup, hız düşüşleri gözlemlenmiştir.



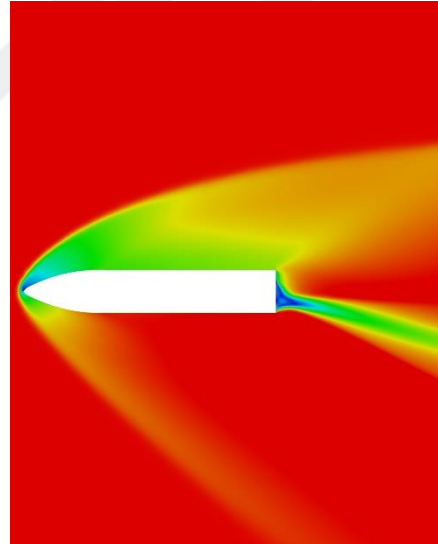
(a)



(b)



(c)

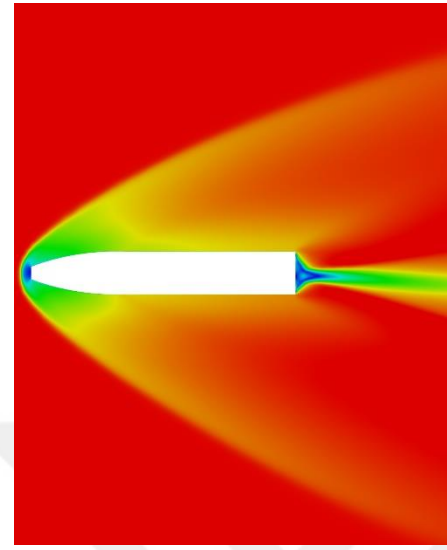


(d)

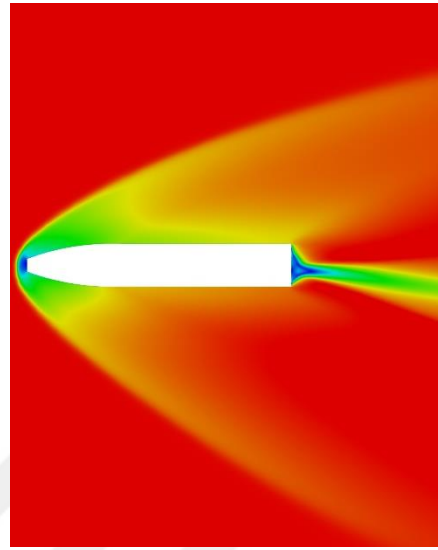


Şekil 6.15 Mach sayısı 3 için Güç-Serisi modeline ait mach eş eğrileri (a: 4° Hücüm açısı, b: 8° Hücüm açısı, c: 12° Hücüm açısı, d: 16° Hücüm açısı)

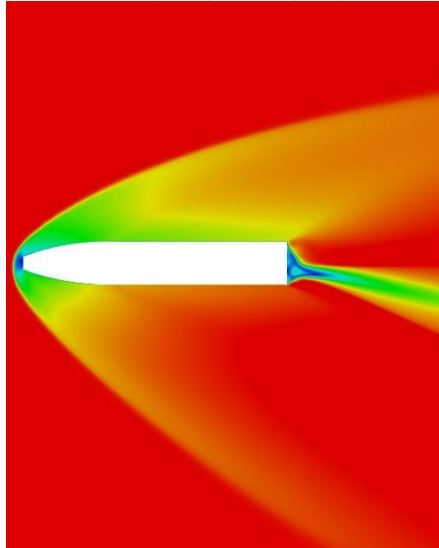
Şekil 6.15’de görüldüğü gibi Güç-Serisi modelinde 4° ve 8° hücüm açılarında durma noktaları belirgin olmayıp, 12° ve 16° durumlarında net şekilde görülmüştür. Hız düşüşleri gözlemlenmiştir.



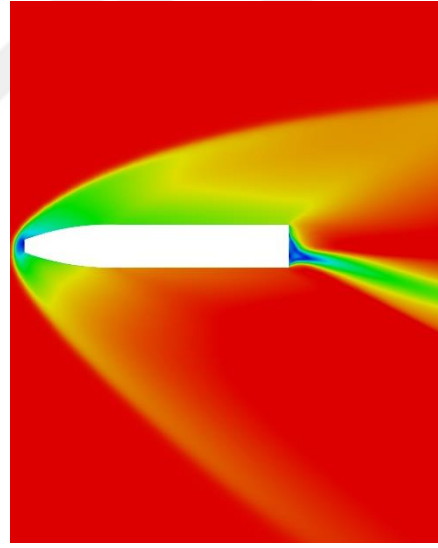
(a)



(b)



(c)

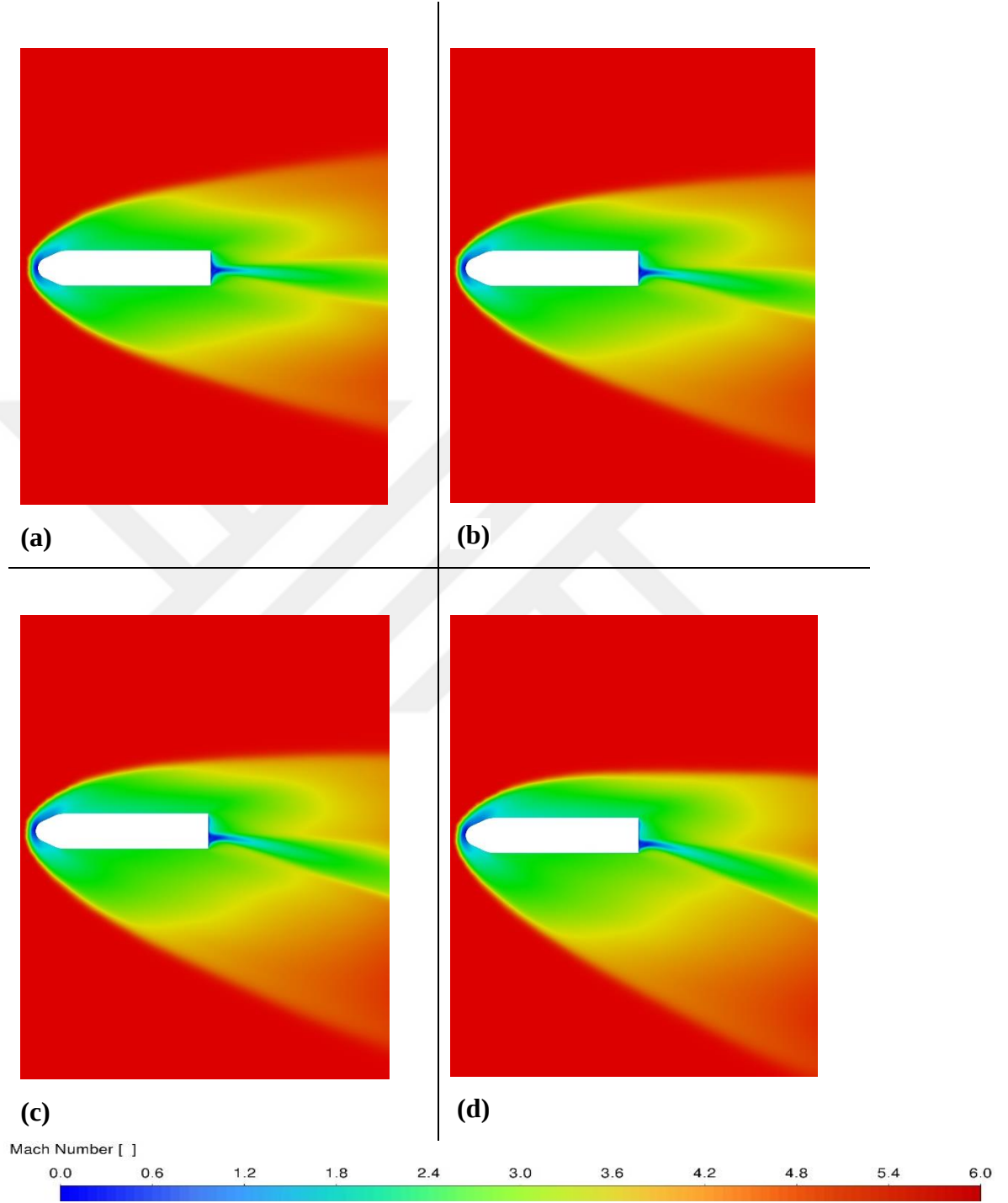


(d)



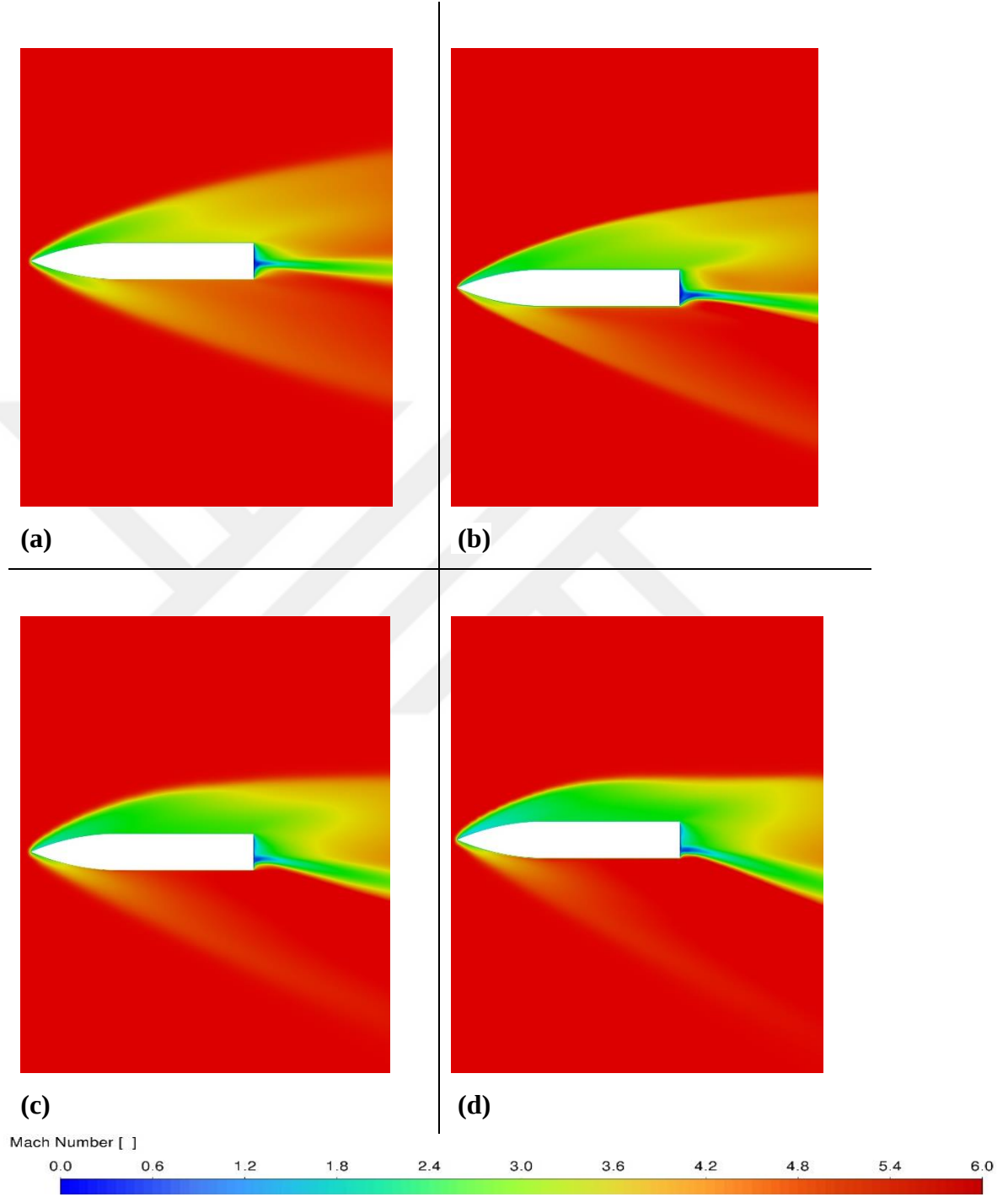
Şekil 6.16 Mach sayısı 3 için Hack-Serisi modeline ait mach eş eğrileri (a: 4° Hücüm açısı, b: 8° Hücüm açısı, c: 12° Hücüm açısı, d: 16° Hücüm açısı)

Şekil 6.16’de görüldüğü gibi Hack-Serisi modelinde tüm hücüm açılarında Mach 3 durumunda durma noktası belirgin olup, hız düşüşleri gözlemlenmiştir.



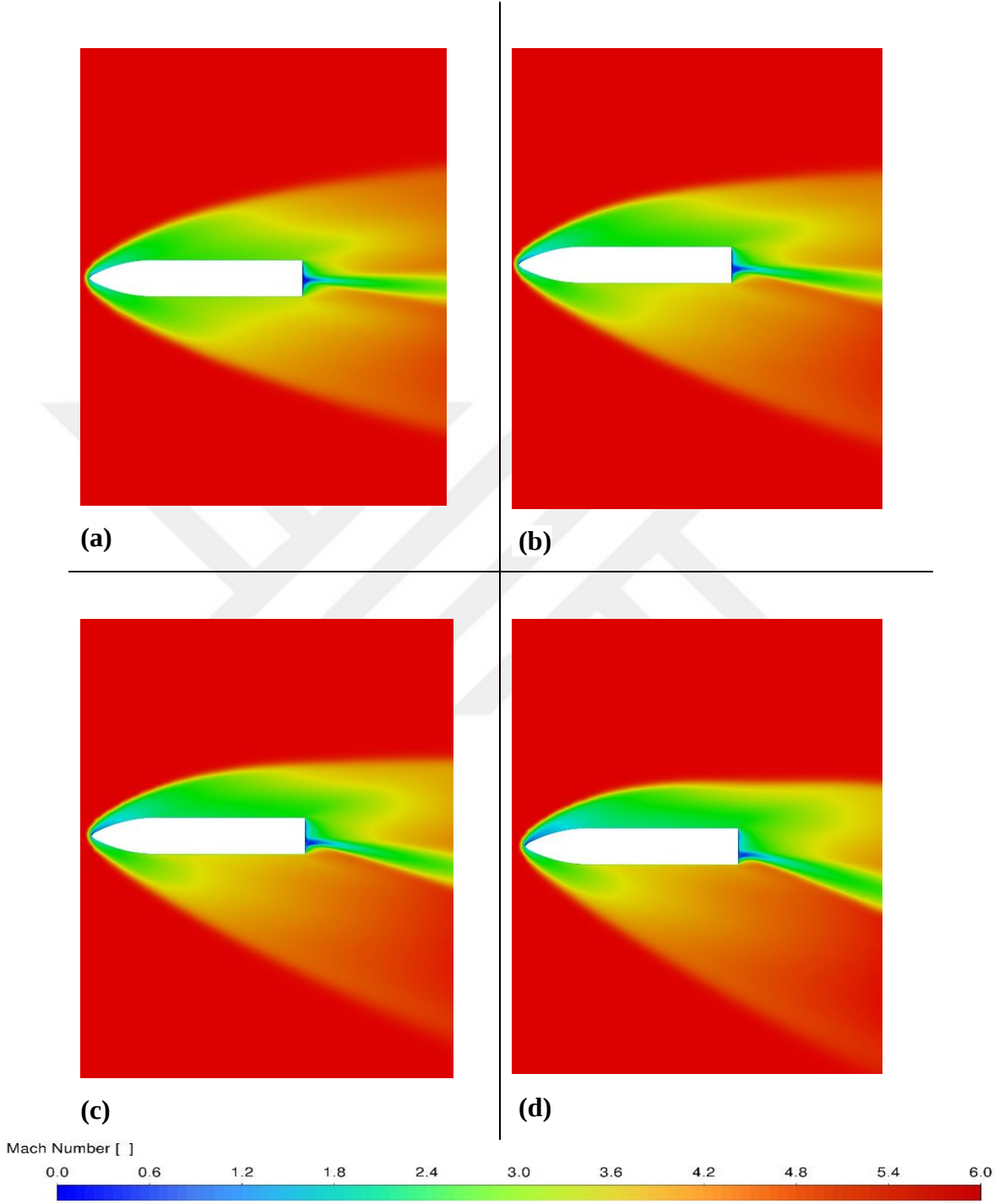
Şekil 6.17 Mach sayısı 6 için HB-1 modeline ait mach eş eğrileri (a: 4° Hücüm açısı, b: 8° Hücüm açısı, c: 12° Hücüm açısı, d: 16° Hücüm açısı)

Şekil 6.17’de görüldüğü gibi HB-1 modelinde tüm hücüm açılarında Mach 6 durumunda durma noktası belirgin olup, hız düşüşleri gözlemlenmiştir.



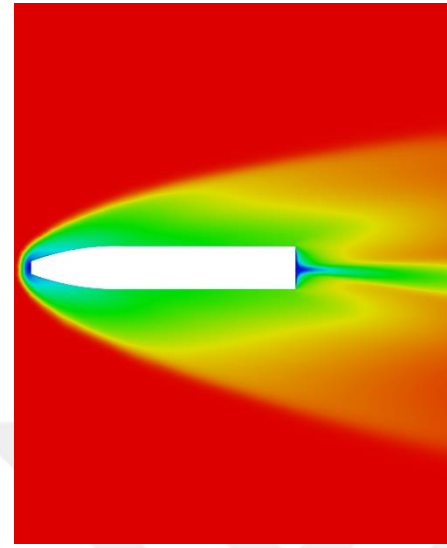
Şekil 6.18 Mach sayısı 6 için Eliptik modeline ait mach eş eğrileri (a: 4° Hücüm açısı, b: 8° Hücüm açısı, c: 12° Hücüm açısı, d: 16° Hücüm açısı)

Şekil 6.18’de görüldüğü gibi Eliptik modelinde tüm hücüm açılarında Mach 6 durumunda durma noktası belirgin olarak görülmemiş olup, hız düşüşleri gözlemlenmiştir.

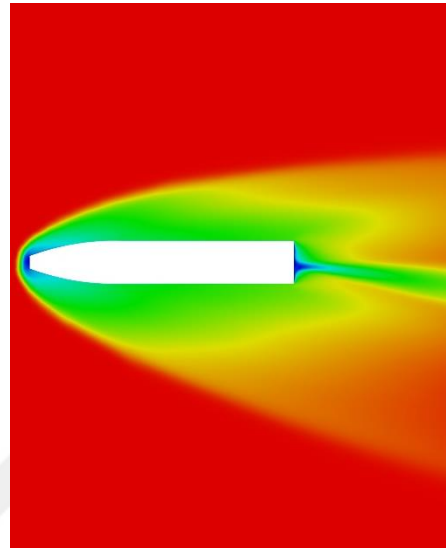


Şekil 6.19 Mach sayısı 6 için Güç Serisi modeline ait mach eş eğrileri (a: 4° Hücüm açısı, b: 8° Hücüm açısı, c: 12° Hücüm açısı, d: 16° Hücüm açısı)

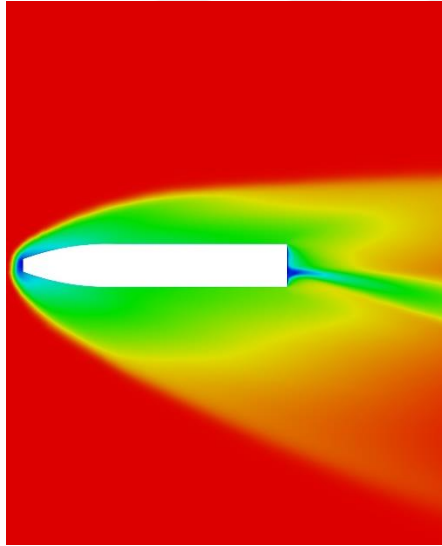
Şekil 6.19’de görüldüğü gibi Güç-Serisi modelinde tüm hücüm açılarında Mach 6 durumunda durma noktası belirgin olarak görülmemiş olup, hız düşüşleri gözlemlenmiştir.



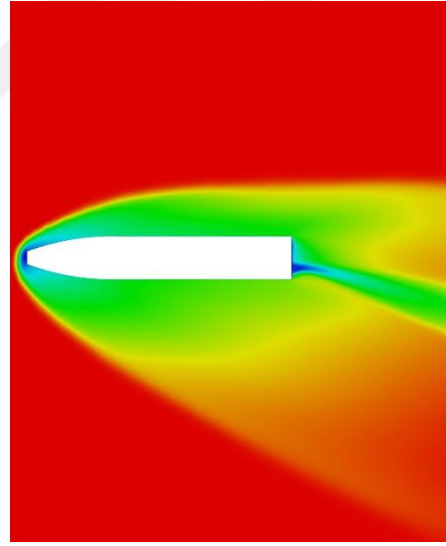
(a)



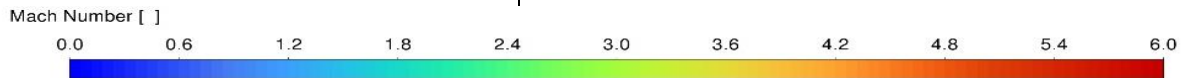
(b)



(c)



(d)



Şekil 6.20 Mach sayısı 6 için Hack Serisi modeline ait mach eş eğrileri (a: 4° Hücüm açısı, b: 8° Hücüm açısı, c: 12° Hücüm açısı, d: 16° Hücüm açısı)

Şekil 6.20’de görüldüğü gibi Hack-Serisi modelinde tüm hücüm açılarında Mach 3 durumunda durma noktası belirgin olup, hız düşüşleri gözlemlenmiştir.

Çizelge 6.5, 6.6, 6.7, 6.8, 6.9 ve 6.10’de yapılan analizlerden elde edilen sürüklenme katsayıları, kaldırma katsayıları ve maksimum burun sıcaklıklarına ait sayısal değerler verilmiştir.

Çizelge 6.5 Farklı hücum açılarında ve Mach sayılarında sürüklenme katsayıları (Ansys Fluent).

Sürüklenme Katsayısı(Fluent)		HB-1	Eliptik	Haack-Serisi	Güç-Serisi
Mach 3	4°	0.441	0.21	0.208	0.212
	8°	0.445	0.228	0.221	0.224
	12°	0.474	0.232	0.229	0.231
	16°	0.496	0.241	0.237	0.242
MACH 4	4°	0.333	0.159	0.152	0.161
	8°	0.348	0.166	0.159	0.17
	12°	0.355	0.178	0.168	0.177
	16°	0.368	0.186	0.177	0.191
MACH 6	4°	0.312	0.149	0.138	0.149
	8°	0.324	0.161	0.144	0.162
	12°	0.333	0.168	0.161	0.171
	16°	0.341	0.177	0.171	0.186
MACH 7	4°	0.288	0.144	0.122	0.132
	8°	0.291	0.158	0.129	0.139
	12°	0.302	0.163	0.133	0.151
	16°	0.311	0.166	0.147	0.16
MACH 8	4°	0.228	0.114	0.101	0.108
	8°	0.236	0.121	0.111	0.118
	12°	0.241	0.129	0.119	0.131
	16°	0.248	0.136	0.126	0.144

Çizelge 6.6 Farklı hücum açılarında ve Mach sayılarında sürüklenme katsayıları (OpenFOAM).

Sürüklenme Katsayısı(OpenFOAM)		HB-1	Eliptik	Haack-Serisi	Güç-Serisi
MACH 3	4°	0.451	0.218	0.216	0.219
	8°	0.455	0.236	0.229	0.231
	12°	0.481	0.238	0.238	0.239
	16°	0.503	0.25	0.245	0.251
MACH 4	4°	0.34	0.171	0.157	0.169
	8°	0.356	0.176	0.165	0.177
	12°	0.361	0.188	0.171	0.182
	16°	0.377	0.193	0.185	0.199
MACH 6	4°	0.322	0.155	0.144	0.156
	8°	0.33	0.169	0.149	0.166
	12°	0.341	0.18	0.166	0.178
	16°	0.349	0.183	0.179	0.193
MACH 7	4°	0.295	0.151	0.128	0.139
	8°	0.3	0.166	0.135	0.146
	12°	0.314	0.168	0.141	0.158
	16°	0.32	0.175	0.153	0.166
MACH 8	4°	0.235	0.122	0.11	0.114
	8°	0.238	0.129	0.119	0.128
	12°	0.256	0.137	0.128	0.139
	16°	0.256	0.145	0.131	0.152

Çizelge 6.7 Farklı hücum açılarında ve Mach sayılarında kaldırma katsayıları (Ansys Fluent).

Kaldırma Katsayısı(Fluent)		HB-1	Eliptik	Haack-Serisi	Güç-Serisi
MACH 3	4°	0.186	0.094	0.09	0.094
	8°	0.421	0.21	0.18	0.188
	12°	0.725	0.312	0.291	0.134
	16°	0.841	0.42	0.364	0.149
MACH 4	4°	0.168	0.079	0.077	0.081
	8°	0.391	0.184	0.171	0.188
	12°	0.691	0.284	0.267	0.271
	16°	0.803	0.389	0.322	0.342
MACH 6	4°	0.155	0.078	0.075	0.08
	8°	0.31	0.164	0.152	0.171
	12°	0.592	0.224	0.211	0.259
	16°	0.702	0.297	0.283	0.328
MACH 7	4°	0.143	0.071	0.064	0.073
	8°	0.283	0.156	0.143	0.159
	12°	0.426	0.196	0.184	0.203
	16°	0.677	0.319	0.303	0.341
MACH 8	4°	0.128	0.061	0.055	0.073
	8°	0.241	0.134	0.123	0.141
	12°	0.436	0.212	0.201	0.218
	16°	0.647	0.366	0.348	0.381

Çizelge 6.8 Farklı hücum açılarında ve Mach sayılarında kaldırma katsayıları (OpenFOAM).

Kaldırma Katsayısı(OpenFOAM)		HB-1	Eliptik	Haack-Serisi	Güç-Serisi
MACH 3	4°	0.194	0.101	0.099	0.099
	8°	0.44	0.221	0.186	0.194
	12°	0.736	0.319	0.302	0.141
	16°	0.852	0.431	0.371	0.158
MACH 4	4°	0.176	0.085	0.081	0.088
	8°	0.401	0.191	0.178	0.196
	12°	0.699	0.292	0.271	0.278
	16°	0.812	0.396	0.33	0.351
MACH 6	4°	0.162	0.085	0.084	0.088
	8°	0.319	0.172	0.159	0.177
	12°	0.6	0.236	0.22	0.266
	16°	0.711	0.308	0.291	0.334
MACH 7	4°	0.151	0.079	0.071	0.079
	8°	0.289	0.165	0.151	0.167
	12°	0.434	0.206	0.19	0.211
	16°	0.685	0.325	0.31	0.35
MACH 8	4°	0.133	0.067	0.062	0.079
	8°	0.248	0.141	0.131	0.149
	12°	0.441	0.22	0.213	0.224
	16°	0.655	0.374	0.356	0.39

Çizelge 6.9 Farklı hücum açılarında ve Mach sayılarında maksimum yüzey sıcaklıkları (Ansys Fluent).

Maksimum Burun Sıcaklıkları (°C)		HB-1	Eliptik	Haack-Serisi	Güç-Serisi
MACH 3	4°	495,7	323,7	374,3	328,6
	8°	565,9	357,5	433,4	426,1
	12°	748,9	479	741,6	656,4
	16°	734,8	599,6	788,2	716,3
MACH 4	4°	955,5	708,5	817,1	652,5
	8°	1000,2	846,8	855,1	741,6
	12°	1244,5	951,6	976,3	788,3
	16°	1301,8	1078,2	1004,2	852,7
MACH 6	4°	1749,7	1072,9	1194	1085
	8°	1951,4	1286,7	1754,4	1275,7
	12°	2208,3	1295,7	1921,5	1710,4
	16°	2238,3	1338,1	2234	2008,3
MACH 7	4°	2840,9	2098,6	2304,4	1805,5
	8°	3040,6	2259,4	2447,6	1812,2
	12°	3728,3	2726,8	2820,6	2235,2
	16°	3748,2	2726,7	2831,9	2455,4
MACH 8	4°	4056,6	2927,5	3595	2765,9
	8°	4216,8	3071,1	3730,5	2802,7
	12°	4882,4	3137,2	3729,6	2831,7
	16°	5352,2	3342,1	4241,5	2892,1

Çizelge 6.10 C_L/C_D oranları (Ansys Fluent).

CL/CD		HB-1	Eliptik	Haack-Serisi	Güç-Serisi
MACH 3	4°	0,422	0,448	0,433	0,443
	8°	0,946	0,921	0,814	0,839
	12°	1,53	1,35	1,27	0,58
	16°	1,69	1,74	1,54	0,616
MACH 4	4°	0,504	0,497	0,506	0,503
	8°	1,12	1,11	1,08	1,11
	12°	1,95	1,6	1,59	1,53
	16°	2,18	2,09	1,82	1,79
MACH 6	4°	0,5	0,52	0,54	0,54
	8°	0,96	1,02	1,06	1,06
	12°	1,78	1,33	1,31	1,51
	16°	2,06	1,68	1,65	1,76
MACH 7	4°	0,5	0,49	0,52	0,55
	8°	0,97	0,99	1,11	1,14
	12°	1,41	1,2	1,38	1,34
	16°	2,18	1,92	2,06	2,13
MACH 8	4°	0,56	0,54	0,54	0,68
	8°	1,02	1,11	1,11	1,19
	12°	1,81	1,64	1,69	1,66
	16°	2,61	2,69	2,76	2,65



7. SONUÇ VE ÖNERİLER

Yapılan bu çalışmada farklı geometrik özelliklerde burun profillerine sahip roketlerin farklı Mach sayısı ve hücum açısı durumlarındaki sürükleme katsayıları, kaldırma katsayıları ve roket modelleri üzerinde oluşan maksimum sıcaklık ve basınç değerleri sayısal olarak incelenmiştir. Bu çalışmada Mach sayısı (3,4,6,7,8), hücum açısı (4,8,12,16), 4 farklı burun profili parametre olarak seçilmiştir. HAD analizleri sonrasında ulaşılan sonuçlar, Mach sayısı dağılımları, ve sıcaklık verileri önceki bölümde sunulmuştur.

HAD analizleri başlangıcından önce ilk olarak mevcut problemin çözülebilmesi için uygun akış hacmi boyutları belirlenmiştir. Sonrasında yapılan sayısal ağ bağımsızlık çalışması ile uygun sayısal ağ yapısı belirlenmiştir. Uyarlanan bu sayısal ağ ile elde edilen ilk çözümler standart HB-1 modeli üzerinde yapıp elde edilen sonuçlar deneysel sonuçlar ile kıyaslanarak oluşturulan modelin validasyonu yapılmıştır. Seçilen parametrelerin birbirleriyle gerekli kombinasyonları yapılarak 80 farklı analiz yapılmıştır. Daha sonra analizler üç boyutlu olarak tekrar çözülmüştür.

Elde edilen sonuçlar incelendiğinde her bir geometri için artan Mach sayılarıyla beraber hücum açısına bağlı olarak zaman zaman sürükleme ve kaldırma katsayılarında lineer bir değişim gözlenmemiştir. Sürükleme ve kaldırma özellikleri belirtilen parametrelerin değişimlerine bağlı olarak farklı davranışlar gösterdiği gözlemlenmiştir.

Elde edilen sonuçlar birbirleriyle kıyaslandığı zaman kullanılan farklı modellerden HB-1 olarak adlandırılan modelin en yüksek C_L/C_D oranına sahip olduğu gözlemlenmiştir. Bu oranın yüksek olmasına bağlı olarak yakıt tasarrufu ve manevra kabiliyeti olarak en optimum yapı olduğu gözlemlenmiştir. Ancak HB-1 modelinin yüksek bir C_L/C_D oranına yüksek olmasına rağmen sürükleme kuvvetlerinin diğer modellere göre yaklaşık iki kat yüksek olması nedeniyle bir takım dezavantajlara da sahiptir. Bu durumun başında yüzeyde oluşan yüksek sıcaklıklar nedeniyle oluşacak termal gerilmeler gelmektedir. Güç-Serisi modelini yine diğer modellere göre düşük yüzey sıcaklıklarına sahip olması ve bazı Mach sayılarında Güç-Serisine yakın yüzey sıcaklıklarına sahip olması ile Eliptik modeli takip etmektedir.

Verilen farklı değerlerin tek bir pencereden incelenip nihai optimum modele karar verebilmek amacıyla ortak bir sonuca varacak olursak Güç-Serisi düşük hücum açılarında C_L/C_D oranı ve yüzey sıcaklıkları konusunda optimum model olarak karşımıza çıkmaktadır. Ancak Mach 3 ve Mach 4 hızlarında hücum açıları yükseldiğinde ise Güç-Serisi modeli bu durumu Eliptik modele bırakmaktadır. Mach 6 ve yukarısı durumlar incelendiğinde Güç-Serisi modeli C_L/C_D oranı ve termal gerilmelerin beraber gözönüne alındığında en optimum model olarak karşımıza çıkmıştır.

İrtifa kıyaslaması için yapılan analizler incelendiğinde ise 0 km irtifa yani atmosfer şartları, 10 km yükseklik ve 30 km irtifa olarak 3 farklı analiz HB-1 modeli ve bu modele ait literatür verilerinden faydalanılarak gerçekleştirilmiştir. 0 km irtifadan 10 km'ye geçildiğinde değerlerin değişimleri incelendiğinde farklar yaklaşık olarak %3 civarlarında olduğu gözlemlenmiştir. Aynı kıyaslama 10 km ve 30 km irtifalarda elde edilen değerler için yapıldığında ise bu oranın %5 mertebelerine çıktığı gözlemlenmiştir.

Çözümler tamamlanıp kullanılan iki HAD yazılımlarının performansı çözüm hızları ve elde edilen sonuçların doğruluğu yönünden kıyaslanmıştır. Mach sayısının 3 olduğu durumlarda OpenFOAM yazılımının Ansys Fluent yazılımına göre deneysel verilere daha yakın sonuçlar sağladığı gözlemlenmiştir. Ancak artan Mach sayılarıyla beraber Ansys Fluent çözücüsünden elde edilen sonuçların OpenFOAM sonuçlarına göre deneysel verilere daha yakın sonuçlar sağladığı gözlemlenmiştir. Bu durumun nedeni ilgili kaynaklardan araştırıldığında Ansys Fluent içerisinde mevcut olan Yüksek hızlı matematiksel hesaplama metodunun (HSN) Mach 3 üzeri durumlarda çözümlerin doğruluğu ve kolay yakınsama noktasında diğer yazılımlara göre avantaj sağlıyor olması (Ansys, 2019) sonucuna ulaşılmıştır. İki programın çözüm performansları, çözüm süreleri baz alınarak kıyaslandığında ise OpenFOAM çözümlerinin Ansys Fluent çözümlerine göre yaklaşık 3 kat daha uzun sürdüğü gözlenmiştir.

İleride mevcut burun profillerinin oluşturulmasında kullanılan parametrelerin farklı korelasyonları kullanılarak geometrilere ait çalışma verimlilikleri daha fazla artırılabilir. OpenFOAM kullanılarak supersonik hızlar için daha stabil ve yüksek doğrulukta çözümler geliştirilebilir.

KAYNAKLAR

- Ansys.** (2019). *Ansys Fluent Tutorial Guide*.
- Barrowman, J.** (1967). The Practical Calculation of the Aerodynamic Characteristics of Slender Finned Vehicles. *The Catholic University of America*.
- By M. M. GIBSON, B. E.** (1978). Ground Effects on Pressure Fluctuations in the Atmospheric Boundary Layer. s. 491-511.
- DEVECİ, G.** (2019). *ORGANİK MADDE GİDERİMİNDE KARIŞTIRICI TASARIMININ ADSORPSİYON PERFORMANSINA OLAN ETKİSİNİN HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ METODU İLE İYİLEŞTİRİLMESİ*. İstanbul.
- Dijana Damljanovic, B. R.** (2014). USABILITY OF COMPARATIVE EXPERIMENTAL – NUMERICAL SUPERSONIC TEST CASES WITH THE HB REFERENCE MODEL.
- Faiza Shahid, M. H.** (2017). Variation in aerodynamic coefficients with altitude. *Elsevier*, 1-13.
- Gray, J. D.** (1964). *SUMMARY REPORT ON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF STANDART MODELS HB-1 AND HB-2*. ARNOLD ENGINEERING DEVELOPMENT CENTER .
- Hill, R. K.** (1985). Mach-10 High Reynolds Number Development in the NSWC Hypervelocity Facility. *Aerospace Sciences Meeting*, (s. 1-9). Reno.
- Joel H. Ferziger, M. P.** (1996). *Computational Methods for Fluid Dynamics*.
- L.Resch, C. a.** (1992). The Naval Surface Warfare Center Hypervelocity Wind Tunnel 9 Hypersonic Shroud Separation Testing Capability. *Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, (s. 1-12). Reno.
- Lindsay, J. G.** (1963). FORCE TESTS OF STANDARD HYPERVELOCITY BALLISTIC MODELS HB-1 AND HB-2 AT MACH 1.5 TO 10. s. 1-40.
- Menter*, F. R.** (1994). Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. *NASA Ames Research Center* .
- S.S., Graw.** (1961). *Missile Configuration Design*. New York: McGraw-Hill Book Co.
- Shen Chun, S. F.** (2013). Analysis on capabilities of density-based solvers within OpenFOAM to distinguish aerothermal variables in diffusion boundary layer. *Chinese Journal of Aeronautics*.
- Spalart, P. A.** (1994). *A one-equation turbulence model for aerodynamic*. Seattle: Rech. Aérop.
- Sr., G. A.** (1996). *THE DESCRIPTIVE GEOMETRY OF NOSE CONES*.
- VUKOVIC, D.** (2018). HB-2 high-velocity correlation model at high angles of attack in supersonic wind tunnel tests. *Chinese Journal of Aeronautics*.
- Wilcox, D. C.** (2006). California.
- William C. Hayes, J. a.** (1961). *SOME EFFECTS OF N&E.B~UNTNESS AND FINENESS RATIO ON THE STATIC LONGITUDINAL AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF BODIES OF REVOLUTION AT SUBSONIC SPEEDS*.
- Winter, M.** (2013). *Benchmark and validation of Open Source CFD codes, with focus on compressible and rotating capabilities*. Gothenburg: Chalmers University of Technology.

ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Ahmet Semih ŞİMŞEK

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2019, Necmettin Erbakan Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği
- **Yüksek lisans** : 2023, İstanbul Teknik Üniversitesi, Makina mühendisliği Ana bilim dalı, Isı akışkan programı

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- 2021- Numesys İleri Mühendislik, CFD uygulama mühendisi

YÜKSEK LİSANS TEZİNDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Simsek A.S., Gunes H.** 2022. Nose Profile Optimization of High Speed Rockets by CFD Method. International Graduate Research Symposium – IGRS’22, Istanbul.