



**HİPERSONİK AKIŞLARDA BURUN KÜTLÜK VE NARİNLİK ORANININ
AERODİNAMİK ISINMAYA ETKİSİ**

Ali Alperen ÖZKAN

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

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

NİSAN 2023

ETİK BEYAN

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

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

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

Ali Alperen ÖZKAN

27/04/2023

HİPERSONİK AKIŞLARDA BURUN KÜTLÜK VE NARİNLİK ORANININ AERODİNAMİK ISINMAYA ETKİSİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Ali Alperen ÖZKAN

GAZİ ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Nisan 2023

ÖZET

Teknolojinin ilerlemesiyle hipersonik hızlarda uçabilen hava araçları ve mühimmat tasarımları mümkün olmuştur. Bu çalışmada düşük hipersonik hızlarda ($5 \leq Ma_{\infty} \leq 10$) burun tasarımı sırasında oluşan aerodinamik ısınmayı ve sürüklenme kuvvetini en aza indirebilmek amaçlanmıştır. Öncelikle rüzgâr tüneline testleri yapılmış ve deneysel verilere sahip olan standart hiper hız balistik-1 (HB-1) geometrisi CAD ortamında çapa bağlı olarak modellenmiştir. Model üzerinde çözüm ağı oluşturulmuştur ve CFD++ programıyla dış akış analizi yapılmıştır. Model çapı 0,1905 m (7,5 in) alınarak 0° - 8° hücum açısı aralığında Mach 8,09'da ve $Re_{\infty,D}=2,1 \times 10^6/m$ olduğu durumda farklı ağ yapıları için çözümler alınmıştır. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizi sonuçları ve deneysel veriler arasındaki farklar kuvvet ve moment katsayıları için küçük çıkmıştır. Böylece burun eniyilemesi sırasında kullanılacak olan hesaplamalı akışkanlar dinamiği analiz modeli doğrulanmıştır. Daha sonra literatürde yapılmış olan çalışmalardan yola çıkarak çalışmada kullanılacak olan burun profilleri, burun kütlük ve burun narinlik oranları belirlenmiştir. Farklı burun kütlük oranları için küresel olarak kütleştirilmiş konik burun kullanılarak Mach 6'da hücum açısı taraması yapılmıştır. Sürüklenme kuvveti ve ısıl dağılımlar incelenerek ideal kütlük oranı belirlenmiştir. Belirlenen kütlük oranı için farklı burun profilleri ve narinlik oranlarında geometrileri oluşturularak modeller ICEM CFD ortamına aktarılmıştır. Her bir model için çözüm ağı oluşturularak CFD++ programında analizler yapılmıştır. Yapılan analizler literatürde yer alan sonuçlar kullanılarak doğrulanmış ve hipersonik akışta burun tasarımı sırasında $\frac{3}{4}$ kuvvet serisi 0,15 kütlük oranına sahip burnun en az sürüklenmeye sebep olduğu bulunmuştur. Narinlik oranındaki artışın sürüklenme kuvveti katsayısını ve aerotermal ısınmayı azalttığı belirlenmiştir.

Bilim Kodu : 93008

Anahtar Kelimeler : Aerodinamik ısınma, kütlük oranı, narinlik oranı, hesaplamalı akışkanlar dinamiği, hipersonik akış, optimizasyon

Sayfa Adedi : 65

Danışman : Prof. Dr. Atilla BIYIKOĞLU

EFFECT OF NOSE BLUNTNESS AND NOSE FINENESS RATIO ON
AERODYNAMIC HEATING AT HYPERSONIC SPEEDS

(M. Sc. Thesis)

Ali Alperen ÖZKAN

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

April 2023

ABSTRACT

With the advancement of technology, aircraft and ammunition designs flying at hypersonic speeds have become possible. This study aims to minimize the aerodynamic heating and drag force during nose design at low hypersonic speeds ($5 \leq Ma_{\infty} \leq 10$). First, the standard hypervelocity ballistic-1 (HB-1) geometry, which has experimental data collected from the wind tunnel testes, was modeled depending on the diameter. Solution grid was generated around geometry by using ICEMCFD and external flow analysis was made with the CFD++. By taking the model diameter as 0.1905 m (7.5 in), solutions were taken for different mesh structures in the 0° - 8° angle of attack range at Mach 8.09 and $Re_{\infty, D} = 2.1 \times 10^6/m$. The differences between the computational fluid dynamics analysis results and the experimental data were found to be small for the force and moment coefficients. Thus, the computational fluid dynamics analysis model to be used during nose optimization has been verified. Then, based on the studies conducted in the literature, the nose profiles, nose bluntness and fineness ratios to be used in the study were determined. Angle of attack scanning was performed at Mach 6 using a spherically blunted conical nose for different nose bluntness ratios. Drag force coefficient and the thermal distributions were examined and the ideal bluntness ratio was determined. The models were transferred to ICEM CFD by creating different nose profiles and geometries having different fineness ratios for the determined bluntness ratio. Analyses were run in the CFD++ by creating a solution grid for each model. The analyses were verified using the experimental results from literature, and it was determined that the nose with $3/4$ power series having 0.15 bluntness ratio resulted in lowest drag coefficient. It was also found that the increase in the fineness ratio decreased the drag force coefficient and aerothermal heating.

Science Code : 93008

Key Words : Aerodynamic heating, bluntness ratio, fineness ratio, hypersonic flow, computational fluid dynamics, optimization

Page Number : 65

Supervisor : Prof. Dr. Atilla BIYIKOĞLU

TEŞEKKÜR

Bu çalışmanın tamamlanmasında birçok kişinin katkısı ve desteği olmuştur. Öncelikle, zorlu bir danışman değişikliği süreci sonrasında beni kabul edip yarı yolda bırakmayan, çalışmanın başından beri anlayışını ve desteğini üzerimden esirgemeyen; çalışmama ve bana olan inancını ve motivasyonunu kaybetmeyen değerli tez danışmanım Prof. Dr. Atilla BIYIKOĞLU'na en derin teşekkürlerimi sunarım.

Ayrıca, tez jüri üyeleri Prof. Dr. Yahya DOĞU ve Prof. Dr. Abuzer ÖZSUNAR hocalarıma çalışmama yaptıkları yapıcı eleştirileri ve katkıları için teşekkür ederim.

Yüksek lisans eğitimi boyunca akademik çalışmalara teşvik eden izin süreçlerinde sorun oluşturmayan, çalışmanın analiz aşamasında kaynaklarını kullandığım kurumum TÜBİTAK SAGE'ye teşekkürü borç bilirim.

Öğrenim hayatım boyunca beni maddi ve manevi olarak destekleyen ve hep yanımda olan babam Ertan ÖZKAN, annem Sermin ÖZKAN ve canım kardeşim Büşra ÖZKAN'a en içten teşekkürlerimi sunarım. Onlar olmasaydı bu çalışma tamamlanamazdı. Ayrıca İsmail AYCAN, Zeynep AYCAN ve İbrahim Burak AYCAN'a çalışmama gösterdikleri nazik ilgi, teşvik ve inançları için teşekkür ederim.

Son olarak tanıştığımız günden itibaren en değerli motivasyon kaynağım olan, biricik eşim Başak Aycan ÖZKAN'a bu zorlu süreçte yapıcı eleştirileri, bitmek bilmeyen pozitif enerjisi ve desteği için kalpten teşekkür ederim. Bana olan sevgisi ve yoldaşlığı olmasaydı bu süreçte kaybolurdum.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	iv
ABSTRACT	v
TEŞEKKÜR	vi
İÇİNDEKİLER.....	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ	ix
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	ix
SİMGELER VE KISALTMALAR	xii
1. GİRİŞ	1
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	3
2.1. Hipersonik Akış Alanında Yapılan Çalışmalar.....	3
2.2. Geometri Eniyilemesi Alanında Yapılan Çalışmalar	5
3. HİPERSONİK VİSKOZ AKIŞLARIN ÖZELLİKLERİ VE MODELENMESİ	9
3.1. Hipersonik Akışların Karakteristik Özellikleri	9
3.1.1. İnce şok tabakaları	9
3.1.2. Entropi tabakası	9
3.1.3. Viskoz etkileşimler.....	10
3.1.4. Yüksek sıcaklık akışları	10
3.1.5. Düşük yoğunluk akışları	11
3.1. Hipersonik Akışların Modellenmesi.....	12
3.1.1. Kabuller	12
3.1.2. Kullanılan Çözücü	13
3.1.3. Korunum denklemleri ve akışkan özellikleri.....	14
3.1.4. Sınır koşulları.....	16

3.1.5. Türbülans modeli.....	16
4. BURUN ENİYİLEME ÇALIŞMALARI VE HAD ANALİZLERİ	19
4.1. Geometrik Parametrelerin ve Akış Parametrelerinin Tanımlanması.....	19
4.2. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Akış Modelinin Doğrulanması.....	20
4.2.1. Analiz modeli ve sınır koşulları.....	20
4.2.2. HB-1 çözüm açısından bağımsızlık çalışmaları	23
4.3. Burun Eniyilemesi	28
4.3.1. Burun çözüm açısından bağımsızlık analizleri.....	28
4.3.2. Burun kütlük oranı eniyilemesi.....	33
4.3.3. Burun profili belirlenmesi.....	38
4.3.4. Burun narinlik oranı eniyilemesi ve aerotermal analizler.....	42
5. TARTIŞMA.....	57
6. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	59
KAYNAKLAR.....	61
ÖZGEÇMİŞ.....	65

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 3.1. Korunum denklemini oluşturan elemanlar	14
Çizelge 3.2. Normal gerilmeler, kayma gerilmeleri ve ısı akılarının Kartezyen koordinatlarda formülleri.....	15
Çizelge 3.3. Kritik özellikleri kullanan van der Waals modeli için geliştirilmiş parametreler	15
Çizelge 4.1. Çözüm ağı hazırlanmasında dikkat edilen hususlar.....	21
Çizelge 4.2. Doğrulama çözümleri sınır koşulları.....	22
Çizelge 4.3. Ağ yapısından bağımsızlık çalışması için oluşturulan ağ yapılarının özellikleri.....	23
Çizelge 4.4. Ağ yapısından bağımsızlık çalışmaları sonuçları.....	24
Çizelge 4.5. Kuvvet ölçümlerinde kullanılan balans bloklarının kapasiteleri ve ölçüm belirsizlikleri.....	25
Çizelge 4.6. Burun ağ yapısından bağımsızlık çalışması sınır koşulları	30
Çizelge 4.7. Burun ağ yapısından bağımsızlık çalışması ağ yapısı özellikleri	32
Çizelge 4.8. Ağ yapısından bağımsızlık çalışmaları sonuçları ($r_b=0,05$).....	33
Çizelge 4.9. Burun kütlük analizleri sınır koşulları.....	34
Çizelge 4.10. Burun profil belirlenmesi analizleri sınır koşulları	40
Çizelge 4.11. Farklı burun profilleri için 12 Mach'ta dalga sürüklenme katsayısı	42
Çizelge 4.12. Burun narinlik oranı belirlenmesi için kullanılan sınır şartları	43
Çizelge 4.13. Aerotermal analizlerde kullanılan malzeme özellikleri.....	48

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 3.1. Düşük-yoğunluk akışları için çeşitli akış denklemlerinin uygulanabilirlik bölgeleri.....	12
Şekil 4.1. Bileşke aerodinamik kuvvet ve bileşenleri.....	20
Şekil 4.2. HB-1 modeli ölçülendirmesi	21
Şekil 4.3. HB-1 3-boyutlu modeli	21
Şekil 4.4. Taban o-grid ağ yapısı (sol), gövde ve burun ağ yapıları (sağ).....	22
Şekil 4.5. Sınır tabaka sıklaştırması (ilk katman kalınlığı $1e-06$, büyüme oranı 1,2)	22
Şekil 4.6. Yunuslama momenti katsayısının hücre sayısı ile değişimi (HB-1).....	24
Şekil 4.7. y^+ değerinin hücre sayısına göre değişimi.....	24
Şekil 4.8. HB1 üzerindeki basınç dağılımı (sırasıyla sol orta yoğunluk, sağ sık yoğunluk).....	25
Şekil 4.9. 50-Inch Mach 8 tüneli altyapısı.....	26
Şekil 4.10. HB1 x ve z eksen yönündeki kuvvet katsayısının hücum açısı ile değişimi.....	27
Şekil 4.11. HB1 yunuslama kuvveti katsayısının hücum açısı ile değişimi	27
Şekil 4.12. 3-boyutlu kütleştirilmiş konik burun.....	28
Şekil 4.13. Kütleştirilmiş burun konisi geometrisi ve ilgili parametreler	29
Şekil 4.14. Burun analizleri akış alanı.....	30
Şekil 4.15. Düzenli (solda) ve düzensiz (ağ yapısı) ağ yapısı kesit görüntüsü.....	30
Şekil 4.16. x eksen yönündeki kuvvet katsayısının hücum açısı ile değişimi.....	31
Şekil 4.17. z eksen yönündeki kuvvet katsayısının hücum açısı ile değişimi	31
Şekil 4.18. Yunuslama momenti katsayısının hücum açısı ile değişimi	31
Şekil 4.19. Sürüklenme kuvveti katsayısının hücum açısı ile değişimi.....	32
Şekil 4.20. 0,05 kütlük oranı düzenli ağ yapısı (sık).....	32

Şekil	Sayfa
Şekil 4.21. Yunuslama momenti ve sürüklenme kuvveti katsayısının hücre sayısı ile değişimi ($r_b=0,05$)	33
Şekil 4.22. Kütleştirilmiş burun profilleri	34
Şekil 4.23. Yunuslama momenti (sol) ve sürüklenme kuvveti (sağ) katsayısının farklı kütlük oranları için hücum açısıyla değişimi.....	35
Şekil 4.24. Merkez çizgisi üzerinde Stanton sayısı dağılımı	35
Şekil 4.25. Farklı kütlük oranları için sürüklenme kuvveti katsayısının yüzde değişimi (solda), merkez çizgisi üzerindeki maksimum Stanton sayısı (sağda)	36
Şekil 4.26. Sürüklenme kuvveti katsayısının kütlük oranıyla değişimi ($\alpha=0^\circ$).....	36
Şekil 4.27. Sürüklenme kuvveti katsayısının Mach sayısı ile değişimi.....	37
Şekil 4.28. Kütlüğün toplam drag üzerine etkisi	37
Şekil 4.29. Tanjant ojiv burun profili ve geometrik özellikleri.....	38
Şekil 4.30. Parabolik burun profili ($K'=1$).....	38
Şekil 4.31. Haack serisi burun profilleri.....	39
Şekil 4.32. Kuvvet serisi burun profilleri	39
Şekil 4.33. Burun profil kesitleri	40
Şekil 4.34. Kuvvet serisi burun profili burun ucu çözüm ağı kesiti	40
Şekil 4.35. Toplam sürüklenme kuvveti katsayısının Mach sayısı ile değişimi ($L/D=5$).....	41
Şekil 4.36. Ön gövde sürüklenme kuvvetinin Mach sayısı ile değişimi.....	41
Şekil 4.37. Farklı narinlik oranları için oluşturulan $\frac{3}{4}$ kuvvet serisi geometrileri.....	42
Şekil 4.38. Burun ağ yapısı (solda) ve burun ucu o grid yapısının yakın görünüşü (sağda)	43
Şekil 4.39. Sürüklenme kuvveti katsayısının narinlik oranıyla değişimi	44
Şekil 4.40. Sürüklenme kuvveti katsayısının narinlik oranıyla değişimi	44
Şekil 4.41. Ağ yapısı z kesiti ($f_n =5$).....	45
Şekil 4.42. Katı hava, elektronik eleman ve ayak ortak yüzeyleri ($f_n =5$)	45

Şekil	Sayfa
Şekil 4.43. Katı hava, kabuk ve ayak ortak yüzeyleri ($f_n = 5$).....	46
Şekil 4.44. Burun ucunda katı hava ve kabuk ortak yüzeyleri ($f_n = 5$).....	46
Şekil 4.45. Tutucu ayak hacim elemanları	46
Şekil 4.46. Elektronik eleman hacim elemanı	47
Şekil 4.47. Simetri eksenindeki ağ yapısı.....	47
Şekil 4.48. Elektronik kutu sıcaklığının narinlik oranıyla değişimi	48



SİMGELER VE KISALTMALAR

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

Simgeler	Açıklamalar
A_oA/α	Hücum açısı
A_{ref}	Referans alan
a_{ses}	Ses hızı
a	Hal denklemi model sabiti
b	Hal denklemi model sabiti
C_m	Yunuslama momenti katsayısı
C_D	Sürüklenme kuvveti katsayısı
C_x	x eksen yönündeki kuvvet katsayısı
C_z	z eksen yönündeki kuvvet katsayısı
c_{p_i}	i'inci türün sabit basınçtaki özgül ısısı
E_v	x yönündeki viskoz akı vektörü
E_i	x yönündeki viskoz olmayan akı vektörü
e_t	Birim kütle başına düşen toplam enerji
F_i	y yönündeki viskoz olmayan akı vektörü
F_s	Güvenlik faktörü
F_v	y yönündeki viskoz akı vektörü
F_x	x eksen yönündeki kuvvet
F_z	z eksen yönündeki kuvvet
f_n	Narinlik oranı
G_i	z yönündeki viskoz olmayan akı vektörü
G_v	z yönündeki viskoz akı vektörü
G_i	i'inci türün Gibbs serbest enerjisi
h_i	i'inci türün entalpisi
l_{ref}	Referans uzunluk
Kn	Knudsen sayısı

Simgeler**Açıklamalar**

k_0	Referans sıcaklıktaki ısı iletkenlik
L	Karakteristik gövde uzunluğu
L_{burun}	Burun uzunluğu
Ma_∞	Serbest akış Mach sayısı
M_y	Yunuslama momenti
$O(p)$	Yakınsama
p	Basınç
p_c	Kritik basınç
ρ	Yoğunluk
q_∞	Dinamik basınç
\dot{q}_x	x yönündeki ısı akısı
\dot{q}_y	y yönündeki ısı akısı
\dot{q}_z	z yönündeki ısı akısı
R	Gaz sabiti
R_i	i'inci gaz sabiti
Re_x	Uzunluğa bağlı Reynolds sayısı
R_{burun}	Burun yarıçapı
r	Sıklaştırma oranı
r_b	Kütlük oranı
r_n	Kütlük yarıçapı
S	Kaynak terimi
S_μ	Etkin sıcaklık (Sutherland sabiti)
S_k	Etkin sıcaklık (Sutherland sabiti)
S_i	i'inci türün entropisi
T	Sıcaklık
T_c	Kritik sıcaklık
T_{0k}	Referans sıcaklık (ısı iletkenlik katsayısı için)
$T_{0\mu}$	Referans sıcaklık (viskozite için)
τ_{xx}	x eksenine dik x yönündeki gerilme

Simgeler**Açıklamalar**

τ_{xy}	x eksenine dik y yönündeki gerilme
τ_{xz}	x eksenine dik z yönündeki gerilme
τ_{yx}	y eksenine dik x yönündeki gerilme
τ_{yy}	y eksenine dik y yönündeki gerilme
τ_{yz}	y eksenine dik z yönündeki gerilme
τ_{zx}	z eksenine dik x yönündeki gerilme
τ_{zy}	z eksenine dik y yönündeki gerilme
τ_{zz}	z eksenine dik z yönündeki gerilme
U	Bağımlı değişken vektörü
u	x yönündeki hız bileşeni
μ	Dinamik viskozite
μ_0	Referans sıcaklıktaki viskozite
\tilde{u}	Özgül hacim
\tilde{u}	Hal denklemine özgü kontrol parametresi
V	Hız vektörü
V_∞	Serbest akış hızı
v	y yönündeki hız bileşeni
z_c	Kritik sıkıştırılabilirlik faktörü
w	z yönündeki hız bileşeni
δ	Sınır tabaka kalınlığı
λ	Ortalama serbest yol
∂	Kısmi türev operatörü
∇	Del operatörü
ΔH_{f_i}	i'inci türün standart oluşum entalpisi
$\tilde{\omega}$	Hal denklemine özgü kontrol parametresi
ε	Hata faktörü

Kısaltmalar**Açıklamalar**

AUSM	Advection Upstream Splitting Method
CFD	Computational Fluid Dynamics
CFD	Courant–Friedrichs–Lewy
DSMC	Direct Simulation Monte Carlo
GCI	Grid Convergence Index
HAD	Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
HB-1	Hypervelocity Ballistic-1
HLLC	Harten, Lax, van Leer with Contact wave
POD	Proper Orthogonal Decomposition
TDA	Toplam Değişimlerin Azalması

1. GİRİŞ

Havacılık ve uzay bilimleri alanında, değişen ve ilerleyen teknolojiyle birlikte mühimmat ve uçak gibi hava araçlarının daha hızlı uçuş ihtiyacı gün geçtikçe daha da önem kazanmaktadır. Ses altı hızlarla ilk uçuşların yapılması, ses duvarının aşılması ve ses üstü hızlarda uçan araçların icatları, insanları çok yüksek hız rejimlerinde de uçabilen mühimmat ve araçlar yapmaya yöneltmiştir.

Gaz dinamiği alanında Mach sayısı hareketli bir akışkanın hızının yerel ses hızına oranı tanımlanır. Hipersonik akış olarak bilinen çok yüksek hız rejimleri genel olarak Mach sayısının 5'ten büyük olduğu akışlar olarak tanımlanır.¹ Hipersonik akışların karakteristik özellikleri ince şok tabakası oluşumu, şok dalgası boyunca artan entropi ile birlikte oluşan kalın entropi tabakası, yüksek kinetik enerjilerin viskoz sınır tabaka ile yavaşlatılması sonucu oluşan viskoz etkileşimler ve kalın sınır tabakaları, sınır tabakası içinde yüksek sıcaklıkların oluşumu olarak sıralanabilir.

Kalın entropi tabakaları güçlü girdapların olduğu bölge olduğu için standart sınır tabakası çözümlerini zorlaştırır. Viskoz etkileşimler, hipersonik mühimmatlarda yüzey basınç dağılımı, dolayısıyla kaldırma ve sürüklenme kuvveti üzerinde önemli etkilere sahip olabilir. Sınır tabakasında oluşan yüksek sıcaklıklar ise kimyasal reaksiyonları tetikleyebilir. Bu nedenle hipersonik rejimde uçacak mühimmatların tasarımı sırasında bu karakteristik özellikler göz önünde bulundurulmalıdır.

Mühimmat aerodinamiğinde akışın geldiği yön düşünüldüğünde burun konisi kısmında çok fazla miktarda aerodinamik ısınmanın gerçekleştiği görülmüştür. Burun konisi önünde oluşan şok dalgasından kaynaklı sürüklenme kuvvetinin yarattığı ısınmayı aza indirmek amacıyla farklı burun profilleri geliştirilmiştir. Burun profillerinin tasarımları koni uzunluğu, koni taban çapı ve kullanılması gerekli durumlarda burun kütlük ve narinlik oranı parametrelerine bağlı olarak gerçekleştirilir.

¹ Mach sayısının 5'ten büyük olması genel geçer bir kabuldür. Anderson Jr. (2006, s. 13) hipersonik akışları artan Mach sayısı birlikte, belirli fiziksel akış fenomenlerinin giderek daha önemli hale geldiği akışlar olarak tanımlamıştır. Bertin ise Mach sayısının 1'den oldukça büyük olması durumunu tüm hipersonik akış teorileri için temel varsayım olarak belirtmiştir (1994, s. 5).

Bu çalışmada düşük hipersonik hızlarda ($5 \leq Ma_{\infty} \leq 10$) burun tasarımı sırasında oluşan aerodinamik ısınmayı ve sürüklenme kuvvetini en aza indirebilmek için burun kütlüğü ve burun narinlik oranının farklı burun tipleri için parametrik olarak değiştirilerek farklı hücum açılarında optimum burun kütlük ve narinlik değeri elde edilmesi amaçlanmıştır.

Yapılan literatür araştırması sonucunda hipersonik akışta burun kütlüğü parametresinin ısınmaya olan etkisinin incelendiği, farklı burun tipleri için sürüklenme kuvveti eniyilemesi yapıldığı, burun narinlik oranı değiştirilerek sürüklenme kuvveti azalmasının amaçlandığı belirlenmiştir. Ayrıca burun eniyilemesi sırasında nümerik eniyileme algoritmalarının kullanıldığı görülmüştür. Bu araştırmalarda eksik görülen nokta burun kütlük ve narinlik oranlarının birbirine etkisi ve bu parametrelerin farklı burun profilleri için analizlerin yapılmamış olmasıdır.

Çalışmanın ilk bölümünde hipersonik akışlarla ilgili özet bilgiye, çalışmanın literatürde bulunan çalışmalardan farklılıklarına ve diğer bölümlerin içerikleri hakkında genel bilgiye yer verilmiştir. 2.bölümde hipersonik akışlar ile ilgili literatürde bulunan genel çalışmalardan ve geometri eniyilemesi alanında yapılan çalışmalardan bahsedilmiştir. Çalışmanın 3.bölümünde hipersonik viskoz akışların özellikleri ve modellenmesi ayrıntılı bir biçimde açıklanmıştır. 4.bölümde çalışmada kullanılan geometrik değişkenler ve akış değişkenleri tanımlanmış, standart HB-1 modeli kullanılarak HAD analiz metodu doğrulanmış, belirlenen analiz metodu ile burun eniyileme çalışması yapılmıştır.

Burun eniyilemesi yaparken literatürde bulunan verilerden yola çıkarak burun kütlük ve narinlik oranlarının aralıkları belirlenmiştir. Belirlenen bu değerler ile elde edilen geometriler, farklı burun tipleri için Siemens NX programında 3 boyutlu olarak modellenmiştir. ICEM CFD programı ile katı modeller üzerinde ağ yapıları hazırlanmıştır. Oluşturulan hacimsel ağ yapıları, HAD kodu olan METACOMP CFD++ ortamına aktarılarak her bir ağ yapısının çözümleri alınmıştır. Hipersonik akış modellemesinde çözümler zamandan bağımsız olarak, gerçek gaz modellemesi ile CFD++'da bulunan türbülans modellerinden k-ε-RT modeli kullanılarak yapılmıştır. Elde edilen çözümler literatürde bulunan deneysel sonuçlarla karşılaştırılarak, çalışmada kullanılan metodolojinin uygunluğu doğrulanmıştır.

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Hipersonik akış alanında çalışmalar 20. yüzyılın ortasından itibaren yoğunlaşmaya başlamıştır. Yapılan ilk çalışmalar daha çok akışın temel özelliklerini anlamaya yönelik olup öne atılan teorileri deneysel olarak doğrulama metoduyla devam etmiştir. Zamanla bu hız rejimi hakkında bilgiler çoğaldıkça, gelişen teknoloji birlikte hesaplamalı akışkanlar dinamiği çözümlenmeleri de hız kazanmıştır.

Hipersonik akışlarda ele alınan problemin özelliğine ve Mach sayısına bağlı olarak akış modellemesi değişir. Atmosferik giriş problemlerinde çok yüksek sıcaklıkları gördüğü için kimyasal denklemler ve termal olarak dengede olmama durumu göz önünde bulundurulmalıdır.

Hipersonik akışlarda burun kütlük oranı ve narinlik oranı literatürde ayrı ayrı çalışılmıştır. Bu iki parametre çalışılırken burun profil şekilleri incelenmiştir. Parametrelerin farklı hücum açılarında bütünleşik etkisi hakkında çalışmalar yaygın değildir. Bu bölümde hipersonik akışlar ile ilgili yapılan öncü çalışmalar, geçiş için kullanılacak modellerin deneysel verilerinin elde edildiği çalışmalar, atmosferik giriş problemleri hakkında yapılan çalışmalara ilk olarak yer verilecektir. Sonra çalışmanın esas konusunu ele alan burun kütlüğü ve narinliği parametrelerini elen çalışmalar hakkında bilgi verilecektir.

2.1. Hipersonik Akış Alanında Yapılan Çalışmalar

Liou ve Steffe (1993) Jacobian matrisi içermeyen hal denklemini sağlayan gazlar için uygun olabilecek AUSM ayrıklaştırma şemasını geliştirmişlerdir. Liou (1996) ise 1993 yılında Steffe ile yapmış olduğu çalışmada geliştirdikleri AUSM şemasının eksikliklerini fark ederek AUSM⁺ isimli akı şeması geliştirmiştir. Bu akı şeması ile 1-boyutlu temas ve şok süreksizliklerinin çözümlüklerini artırılması, yoğunluk gibi yönsüz büyüklüklerin korunması, salınım (*Ing. carbuncle*) probleminden kurtulmak, yavaşça hareket eden şok dalgasındaki salınım hareketlerinden kurtulmak, hesaplama algoritmasını basitleştirmek ve hiperbolik sistemlerin daha kolay ele alınması amaçlanmıştır. Algoritma, Mach sayısı, basınç, doğruluk derecesinin etkisi, ağ yapısının boyutu ve CFL sayısı değiştirilerek deneysel veri bulunan basit akışkan problemleri üzerinde denenmiştir ve sonuçlar doğrulanmıştır.

Dala (1997) çalışmasında dengede olmayan gerçek gaz etkilerini içeren hipersonik viskoz akışları incelemiştir. Van Leer, Liou ve Steffe ve Drikakis tarafında geliştirilen akı vektörü ayrıklaştırma metotlarını gözden geçirip, ses üstü/hipersonik viskoz akışlar için bu metotlar kullanılarak elde edilen sonuçları literatürde yapılan deneysel ve nümerik sonuçlarla karşılaştırmıştır. Ayrıca Van Leer metodunu kullanarak dengede olmayan gerçek gaz etkilerini de incelemiştir. Dunn ve Kang, Park ve Gardiner tarafından geliştirilmiş 3 adet tek-sıcaklık kimyasal kinetik modeli Van Leer modeline entegre ederek sonuçlar elde etmiş ve literatür ile kıyaslamıştır. Son olarak titreşimsel uyarı ve yayılma etkilerini incelemek için Dunn ve Kang'ın iki-sıcaklık modeli ile Van Leer modelini kullanmıştır. Çalışma sonucunda en verimli modeli seçmek için deneysel ve nümerik veriler ile karşılaştırma yapmıştır.

Liou (2006) AUSM⁺ şemasını yenileyerek tüm hız rejimleri için AUSM⁺-up şemasını geliştirmiştir. Bu çalışmadaki ilk olarak düşük Mach sayılarında limitlere yoğunlaşarak akıların doğru hesaplanması için asimptotik analizler gerçekleştirilmiştir. Böylelikle yakınsamanın Mach sayısından bağımsızlığı elde edilmiştir. Ayrıca yeni şema sayesinde ön koşullandırma matrisi olmadan sonuçların stabil kalacağını göstermiştir. Sonuçları analitik ve deneysel yöntemlerle karşılaştırmıştır.

Ismail ve arkadaşları (2009) şok salınımı problemini çözmek amacıyla entropi korunumunu temel alan bir akı şeması önermişlerdir. Entropi korunumu denklemlerini kullanarak oluşturan ayrıklaştırma şemasını silindir üzerindeki hipersonik akışta farklı ağ yapıları için kullanıp nümerik çözümler elde etmişlerdir. Bu çözümleri literatürde daha önce geliştirilen Roe şemasıyla elde edilen sonuçlar ile kıyaslamışlardır. Salınım probleminin sadece entropi kararsızlığından kaynaklanmadığını bulmuşlardır.

Kitamura ve Shima (2013) çalışmalarında hipersonik ısınma hesaplamalarının yarattığı zorlukların üstesinden gelebilmek adına AUSM-ailesi şemaları için basınç akısı ve tüm hızlar için kütle akısı şemaları geliştirmişlerdir. İki yüzey arasındaki ses hızı parametresini kullanarak yaptıkları nümerik çalışmalar sonucunda şok anormalliklerine karşı dayanıklı, toplam entalpinin korunduğu, temas süreksizliklerini iyi çözen, ısının düzgün bir şekilde gösterildiği ve düşük hızlarda düşük yayılım özelliklerine sahip bir şema önermişlerdir.

Darwish ve Moukalled (2014) tüm hızlardaki akışkan problemlerini çözmek adına bir algoritma geliştirip bu algoritmayı test etmişlerdir. Algoritma, yazarların daha önce

sıkıştırılmaz akışlar için geliştirmiş oldukları kodun sıkıştırılabilir akışlar için genişletilmesidir. Rhie-Chow interpolasyon metodunu kullanan SIMPLE algoritması ile 2-boyutlu problemler çözümlenirken belirlenen yakınsama kriterine göre gerekli yineleme sayısı toplam işlemci zamanı ve kontrol hacim başına düşen işlemci zamanını incelenmiştir.

Pişkin ve Eyi (2015) çalışmalarında kimyasal, termal ve titreşimsel dengesizlik modellemesini konu almışlardır. Her mod bir sıcaklık ve iki sıcaklık varsayımlarıyla analiz edilmiştir. Korunum denklemlerini çözmek için Newton ve Newton-GMRES yöntemleri kullanmışlardır. İyonlaşma reaksiyonlarının etkilerini görmek için iki farklı tür sayısı incelenmiştir. Farklı denge sabiti hesaplama yöntemleri ve katsayılar incelenmiştir. Bu çalışmanın amacı, her enerji modunun dengesizliğini göz önünde bulundurarak akış alanının simülasyonunu elde etmektir.

Ong ve Chan (2016) SLAU2 nümerik şemasının düşük Mach sayılarındaki sınırlandırmaları ve basınç-tabanlı metodun yüksek Mach sayılarındaki yetersizliğini gidermek amacıyla, SLAU2 nümerik şeması ve yüksek derece basınç tabanlı zamansal algoritmasını birleştiren basınç tabanlı bir algoritma geliştirmişlerdir. Ayrıca şok yakalama mekanizmasının daha iyi çalışması ve salınım probleminin önüne geçmek adına momentum interpolasyon metodunu önermişlerdir. Kapak-tahrikli boşluk akışı (İng. Lid-Driven Cavity Flow), düşük Mach sayısı Riemann problemi, küt gövde üzerindeki hipersonik akış ve hipersonik akışta şok dalgası-laminer sınır tabakası etkileşimi gibi problemleri inceleyerek literatürde bulunan verilerle karşılaştırılmıştır.

Gür (2016) hipersonik akışlarda difüzyonun etkisini incelenmiştir. Çalışmasında Apollo AS-202 komuta ve hizmet modülünün üzerinde düzgün elemanlara sahip 4 adet ağ yapısı oluşturmuştur. Bu ağ yapılarını Newton-GMRES metodunu ve Van Leer akı şemasını kullanarak çözmüştür. 2 farklı difüzyon akısı ve 3 farklı yayılma katsayısı modeli kullanarak elde edilen çözümleri literatürde bulunan deneysel veriler ile karşılaştırmıştır.

Chen ve arkadaşları (2018) hipersonik ısınma tahminlerindeki problemin üstünden gelebilmek adına Zha-Bilgen yaklaşımını temel alan AUPM isimli akı ayrıklaştırması şeması geliştirdiler. Bu şema: (i) AUSM algoritmasıyla hesaplanan adveksiyon akısı; (ii) hiper-log-log algoritmasıyla hesaplanmış basınç akısı; (iii) basınç akısının difüzyon farkı teriminde izentropik koşul ve düşük Mach sayısı sabitlemesi gibi 3 temel içeriği entegre

eder. Ayrıca bu akı şeması ile temas süreksizliklerin çözünürlüğü daha önceki şemalara kıyasla iyi yakalanmış olup, şemanın düşük hızlarda daha az yayılım özelliği gösterdiği kanıtlanmıştır.

2.2. Geometri Eniyilemesi Alanında Yapılan Çalışmalar

Wood (1963) 15° yarım açılı küresel küt geometriler üzerinde hipersonik hızlarda basınç dağılımını ve şok şeklini elde etmek amacıyla deneysel bir çalışma yapmıştır. Basınç dağılımındaki aşırı genişlemenin Mach sayısındaki artışla birlikte arttığını gözlemlenmiştir. Basınç dağılımlarının literatürde yer alan ve aynı Mach sayılarında elde edilen veriler ile uyumlu olduğunu bulmuştur. Oluşan şok şekillerinin Cheng'in teorisiyle uyumlu olduğu sonucuna varılmıştır.

Gregorek (1967) hipersonik hızlarda küt koniler üzerindeki viskoz etkileri incelemek için deneysel ve analitik bir çalışma yapmıştır. Çalışmada küresel olarak kütleştirilmiş 10° ve 25° yarım koni açılı şekiller üzerinde Mach 10 koşulunda basınç ve ısı transferi miktarını ölçerek bu değerleri analitik denklem sonuçlarıyla karşılaştırmıştır. Karşılaştırmalar sonucunda farklara göre deneysel ölçümlerin yapıldığı laboratuvar ekipmanlarında yeniden kalibrasyon yaparak en iyileme süreci gerçekleştirmiştir.

Riley (1992) tezinde 3-boyutlu hipersonik akışlarda interaktif ve viskoz olmayan sınır tabaka problemleri için bir mühendislik yöntemi geliştirmiştir. Bu yöntemin uygulanabilirliğini arttırmak amacıyla sınır tabakanın dış viskoz olmayan akış üzerine etkisini de hesaba katmıştır. İdeal gaz, laminer ve türbülanslı akış koşullarında çeşitli hücum açılarında küresel olarak kesilmiş koni ve 3-boyutlu eliptik koniler üzerinde bu metodu kullanarak çözümler elde edip deneysel veriler ile doğrulama yapmıştır.

Grasso ve Marini (1996) kanatçık ve kanat-gövde bağlantıları üzerindeki güçlü şok dalgası ve laminer sınır tabakası etkileşimi içeren viskoz hipersonik akışları incelemişlerdir. Kontrol yüzeyi sapma açısı, hücum kenarı şekli ve viskoz etkileşim parametresinin akış alanı üzerindeki etkisini hesaplamışlardır. Kanatçık ve kanat-gövde bağlantısı üzerindeki akış için rampa ve süpürme açısının, hücum kenarı kütlük oranının ve viskoz etkileşim parametresinin ayrılma, basınç geri kazanımı ve termal yükler üzerindeki önemli bir etkisi olduğunu bulmuşlardır. Hipersonik serbest akış hızları için bile, hücum kenarındaki kütlüğün etkileşim

kuvvetini azalttığı ve köşe üzerinde ses üstü şok dalgası-sınır tabakası etkileşimine sebep olduğunu öne sürmüşlerdir.

Macrossan ve Eckett (1996) sonlu elemanlar metodunu kullanarak viskoz olmayan, kimyasal reaksiyon içeren ve belirli bir hücum açısındaki küt koni üzerindeki saf azot akışını incelemiştir. Çalışmalar sırasında viskoz etkileri ihmal ederek farklı koni boyutlarında 3 boyutlu akışı ele almışlardır. Bu çalışmalar sonucunda yunuslama momenti katsayısının kütlük oranının fonksiyonu olduğunu ve kimyasal etkilerin daha az etkili olduğunu bulmuşlardır.

Borovoy ve arkadaşları (2014) dikdörtgen kesitli ve düzlem duvara sahip idealleştirilmiş hava alığı üzerindeki akışı deneysel olarak incelemiştir. Deneyleri Ludwig tüpü içinde $M_\infty=5$, $Re_{\infty,L}=23 \times 10^6$ ve $Re_{\infty,L}=13 \times 10^6$ koşullarında gerçekleştirmişlerdir. Isı transferi katsayısını ölçmek için hava alığı içindeki iç akışta ilk kez uygulanmış olan panoramik metot kullanılmıştır. Levha hücum kenarı ve hava alığı kapağının kütlüğünün, hava alığı içindeki akışa ve ısı transferi katsayısının dağılımına olan etkisiyle ilgili verileri toplamışlardır. Bu çalışma sonunda hava alığı kapağındaki veya duvarlardaki herhangi bir kütlüğün tüm akışı değiştirebileceği sonucuna varmışlardır.

Özgün ve Eyi (2016) çalışmalarında hipersonik akışlarda kullanılmak üzere verimli ve hassas HAD kodu geliştirmeyi amaçlamışlardır. Akış analizleri yapılırken 3 boyutlu Navier-Stokes denklemlerini temel almışlardır. Navier-Stokes denklemlerini Newton/Newton-GMRES metodunu kullanarak çözmüşlerdir. Apollo AS-202 komuta ve hizmet modülünün üzerinde akım parametreleri ve taşınım ısı transferini analiz etmişlerdir. Ayrıca hipersonik türbülanslı akışı analiz etmek için Baldwin-Lomax ve tek denklemlilik Spalart-Allmaras türbülans modellerini kullanmışlardır.

Kutkan ve Eyi (2018) Stardust atmosferik giriş kapsülünün aerotermodinamik ön yüzey optimizasyonu için DSMC çözümleri üzerinde radyal bazlı fonksiyon ile düzenlenmiş POD temelli hibrit bir metot geliştirmişlerdir.

Pish ve arkadaşları (2019) hipersonik akışta küt koni üzerindeki ısı transferinin viskoz denge analizini çalışmışlardır. Bu çalışmada ticari bir koda çeşitli sıcaklık ve basınçta, kimyasal denge durumunda hava içindeki ayrışmanın tüm termodinamik ve taşınım özelliklerinin

içeren bir fonksiyon eklemiştir. Bu kodu kullanarak küt koni üzerinde iki farklı hücum açısında laminer ve türbülanslı akış çözümleri elde etmişlerdir. Sonuçları literatürde var olan deneysel veriler ile karşılaştırmışlardır. Bu karşılaştırma sonucunda verilerin uyumluluğunu gözlemlemiştir.

Eyi ve arkadaşları (2019) hipersonik araçların aerodinamik tasarım optimizasyonu konusunu çalışmıştır. Hipersonik akışların doğasından ötürü, termokimyasal olarak dengede olmayan düşük iyonize olmuş hipersonik akışın simülasyonu için yüksek-doğruluğa sahip aerodinamik analiz kodu kullanılmıştır. Ağ yapısı deformasyonu için doğrusal esneklik teorisi kullanılmıştır. Tasarımın amacı toplam ısı transferi oranını ve yüzey ısı akısı, sıcaklık ve basıncın maksimum değerini arttırmadan sürüklenme kuvvetini en aza indirmektir. Tasarım performansı üzerinde serbest akış koşulları, tasarım değişkenlerinin sayısı ve parametrik hale getirmenin etkisi çalışılmıştır.

Onay ve Eyi (2019) ablasyon içeren hipersonik küt gövdelerin şekil optimizasyonu üzerinde çalışmıştır. Çalışmalarında reaktif hipersonik akışlarda havadaki grafit materyali için termokimyasal ablasyon modelleme aracı geliştirmişlerdir. Akış alanı çözümlerinde çoklu tür ve simetrik eksenli Navier-Stokes denklemleri kullanılmıştır. Kimyasal denge varsayıp, grafit materyalin aşınması sırasında Arrhenius tipi sonlu reaksiyon oranları kullanılmıştır. Çalışmanın sonucunda duvar sıcaklık dağılımının ve ablasyon oranının tahmininde aküple analiz yaklaşımının, ayırık analiz yaklaşımına göre deneysel verilerle tutarlı sonuç verdiği bulunmuştur. Çalışmada bağlı analizlerin hesaplama süresinin 48 saat sürdüğü, adiyabatik duvar sınır koşuluna sahip bir akış alanı çözümü ve ayrı bir ablasyon analizi içeren aküple bir analizin 140 dakika sürdüğü belirtilmiştir.

3. HİPERSONİK VİSKOZ AKIŞLARIN ÖZELLİKLERİ VE MODELLENMESİ

Hipersonik akış konsepti uçuş hızının ortamdaki ses hızında oldukça büyük olduğu akışlar için kullanılır. Hipersonik aerodinamik alanında bu hızın ortam ses hızının 5 katı ve daha büyük olduğu genel kabul görmüş bir kuraldır. Ayrıca bu akışlar belirli fiziksel akış fenomenlerinin artan Mach sayısı ile daha da önem kazandığı akışlar olarak da tanımlanır. Havacılık ve uzay bilimleri alanındaki dış akış problemlerinde yüzey sürtünmesi (*İng.* Skin friction) ve aerodinamik ısınma hesaplamaları yapılırken viskozite etkisi göz önünde bulundurulmalıdır.

Bu bölümde, hipersonik akışların karakteristik özellikleri, hipersonik türbülanslı sınır tabaka akışı, çözümlerde kullanılacak olan sınır koşullarının tanımlamaları ve kullanılan denklem takımları ayrıntılı bir şekilde ilgili bölümlerde anlatılacaktır.

3.1. Hipersonik Akışların Karakteristik Özellikleri

Hipersonik akışların karakteristik özellikleri ince şok tabakası oluşumu, şok dalgası boyunca artan entropi ile birlikte oluşan kalın entropi tabakası, yüksek kinetik enerjilerin viskoz sınır tabaka ile yavaşlatılması sonucu oluşan viskoz etkileşimler ve kalın sınır tabakaları, sınır tabakası içinde yüksek sıcaklıkların oluşumu olarak sıralanabilir.

3.1.1. İnce şok tabakaları

Şok tabakası boyunca, Mach sayısı azalır; basınç, sıcaklık ve yoğunluk ise artar (Anderson Jr., 2021, s. 130). Eğik şok teorisine göre verilen bir sapma açısı için Mach sayısı arttıkça şok dalgası boyunca olan yoğunluk artışı da gittikçe fazlalaşır. Yüksek yoğunluklarda Hipersonik bir akış için şok dalgası arkasındaki kütle akışı kolayca daha küçük alanlara sıkıştırılabilir. Şok dalgası ve gövde arasında kalan ve şok tabakası olarak tanımlanan akış alanı hipersonik hızlarda oldukça incedir. Kimyasal reaksiyon etkileri göz önünde bulundurulursa bu şok tabakası daha da incelik (Anderson Jr., 2006, s. 13).

3.1.2. Entropi tabakası

Hipersonik Mach sayılarında küt burun üzerinde küçük bir şok-ayrılma mesafesi olan ince bir şok tabakası oluşur. Burun bölgesinde şok dalgası kavislidir. Şok dalgası boyunca akışın entropisi artar ve şok güçlendikçe entropi artışı daha fazla olur. Akışın merkez çizgisine yakın olan kavisli şokun dik bölümünden geçen akım çizgileri, kendisine komşu olan ve şokun zayıf bölgelerinden geçen akım çizgilerinden daha fazla entropi artışı yaşayacaktır. Bu nedenle burun bölgesinde güçlü entropi gradyanları oluşur ve oluşan bu entropi tabakası burundan uzak mesafelere kadar gövdeyi ıslatır. Sınır tabakası ise bu bölge ıslak bölge içinde oluşur ve entropi tabakasından etkilenir. Entropi tabakası aynı zamanda girdap bölgesi olduğu için standart sınır tabaka çözümleri yapılacağı zamanlarda analitik problemlere sebep olur, çünkü sınır tabaka için uygun sınır koşullarının ne olması gerektiği bilinmemektedir (Anderson Jr., 2006).

3.1.3. Viskoz etkileşimler

Viskoz etkileşimler tarafından üretilen şiddetli lokal ısınmalar hipersonik araçlarda yıkıcı etkilere neden olabilirler. Düz plaka üzerindeki akışı ele alalım. Hipersonik akışlar, bir kısmı sınır tabaka içerisinde yayılan ve sıcaklık artışına sebep olan büyük miktarda kinetik enerji içerir. Sınır tabaka içerisindeki viskozite arttığında, yoğunluk oldukça azalır. Bu durum sınır tabaka kalınlığının hızlıca artmasına sebep olur.

$$\delta \propto \frac{M_\infty^2}{\sqrt{Re_x}} \quad (3.1)$$

Sınır tabaka kalınlığı serbest akış hızının karesiyle orantılı olduğu için hipersonik akıştaki kalın sınır tabakası, sınır tabakanın dışındaki viskoz olmayan akış üzerinde büyük bir yer değiştirme etkisi uygulayarak üzerinden akış geçen gövdenin gerçekte olduğundan daha kalın görünmesine sebep olur.

Sınır tabaka akışının oldukça kalın olmasından ötürü, dış viskoz olmayan akış etkilenir; viskoz olmayan akıştaki değişiklikler de sınır tabaka büyümesini etkiler. Sınır tabaka ve dış viskoz olmayan akış arasındaki etkileşime viskoz etkileşim denir. Viskoz etkileşimler hipersonik araçların yüzey basınç dağılımı, kaldırma, sürüklenme ve kararlılık özellikleri

üzerinde önemli bir etkiye sahiptir. Ayrıca yüzey sürtünmesi ve ısı transferi de viskoz etkileşimlerden dolayı artar.

Hipersonik bir araç üzerindeki sınır tabaka şok dalgası ile birleşebilecek kadar kalın olabilir. Bu tip bir birleşme söz konusu olduğunda şok tabakası tamamen viskoz olarak ele alınmalı ve geleneksel sınır tabaka analizi tamamen bırakılmalıdır (Anderson Jr., 2006, s. 16).

3.1.4. Yüksek sıcaklık akışları

Hipersonik sınır tabaka içinde gerçekleşen viskoz yayılımlar moleküler seviyede titreşim enerjisi uyarımı yapabilecek ve gaz moleküllerinin ayrışma hatta iyonlaşmasına sebep olabilecek kadar yüksek sıcaklar oluşturabilirler. Hipersonik akışlarda hem sınır tabakası hem de bütün şok tabakası kimyasal reaksiyon akışı tarafından domine edilebilir.

Bir gaz sıcaklığı yüksek değerlere ulaştığında moleküllerin titreşim enerjileri uyarılır. Özgül ısılar sıcaklığın bir fonksiyonu haline gelir. Gaz daha yüksek değerlere ısıtıldığında kimyasal reaksiyonlar başlar. Kimyasal olarak dengede olan bir tepkimeye giren gazın özgül ısıları sıcaklık ve basıncın fonksiyonudur. Yüksek sıcaklıklarda gaz iyonlaşma ve ayrışma tepkimelerine girer. Tüm fenomenler yüksek sıcaklık ya da gerçek gaz etkileri olarak adlandırılır.

Yüksek sıcaklıkta kimyasal reaksiyon içeren akışlar hipersonik bir aracın taşıma, sürüklenme kuvvetleri ve momentleri üzerinde önemli etkiye sahiptir. Hipersonik aerodinamikte yüksek sıcaklığın en önemli etkisi yüzeye olan ısı transferinin yüksek seviyelerde olmasıdır. Aerodinamik ısınma sıcak sınır tabakadan soğuk yüzeye doğru olur ve buna taşınım ile ısı transferi denir. Eğer şok tabakası yüksek sıcaklık değerine ulaşırsa, gazın kendisi tarafından yayılan termal radyasyon önemli hale gelir. Yüzeye doğru radyasyon kaynaklı bir akı oluşur ve bu da radyatif ısınma olarak adlandırılır (Anderson Jr., 2006).

3.1.5. Düşük yoğunluk akışları

Düşük yoğunluk akışları doğrudan hipersonik akışın karakteristik özelliklerinden biri değildir. Özellikle yüksek irtifalarda uçan hipersonik araçlar düşük yoğunluk koşullarıyla

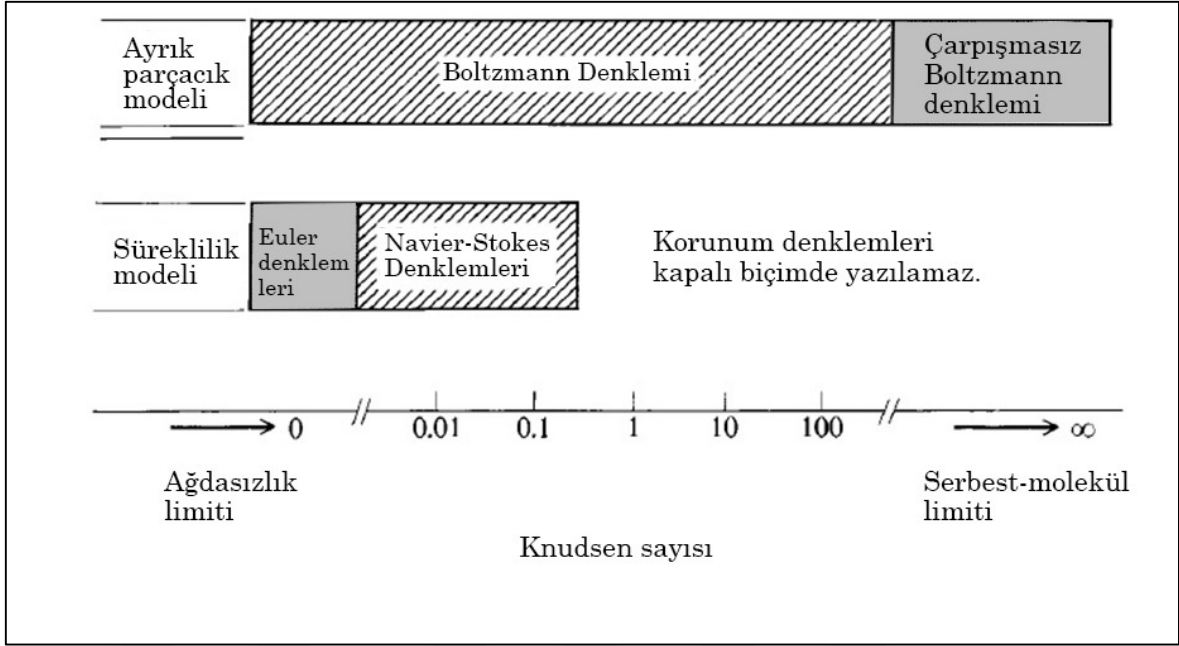
karşı karşıya kalırlar. Bu nedenle analiz ve tasarım sırasında düşük yoğunluk etkileri göz önünde bulundurulmalıdır.

Bir akışta yoğunluk süreklilik koşullarından uzaklaşacak kadar düşürüldüğünde, yüzeye komşu olan sıcaklık koşulunun sürekliliği ve sıfır yüzey hızı koşulu sağlanmaz. Yüzeye komşu moleküllerin durumu sadece yüzeyin kendisinden etkilenmez, aynı zamanda yüzeyden ortalama serbest yol kadar olan uzaklıktaki akış koşullarından da etkilenir. Sonuç olarak akışın yoğunluğu azaltıldıkça, yüzeye komşu gazın durumunu etkileyen bölge artar, dolayısıyla önemli miktarda hız kayması ve sıcaklık zıplama etkileri gerçekleşir (Moss & Bird, 2003, s. 835).

Birçok aerodinamik problem süreklilik koşulunun sağlandığı varsayılarak çözülür. Herhangi bir hava aracı irtifa kazandıkça yoğunluk düşer ve gaz moleküllerinin her bir başarılı çarpışma için aldığı ortalama yol olan “ortalama serbest yol” artar. Bir noktada süreklilik koşulu sağlanmamaya başlar ve bu akışta denklemler artık kullanılamaz. Bu yüzden aerodinamik akışları analiz etmek için kinetik teori yaklaşımı kullanılmalıdır. Bu bölgeye serbest molekül akış bölgesi denir.

Knudsen sayısı (Kn) düşük yoğunluk etkilerinin önemli olup olmadığı, önemli ise hangi ölçüde olacağını belirleye önemli bir benzerlik değişkenidir ve Eş. 3.2 ile hesaplanır. Navier-Stokes denklemleri $Kn < 0,20$ için geçerlidir. $Kn > 0,03$ olduğunda bu denklemlere kayma etkisi de eklenmelidir. Geçiş bölgesi de genel olarak $0,03 < Kn < 1,00$ olarak kabul edilir. Şekil 3.1’de nötr bir gaz akışı için geleneksel matematiksel modellemeler üzerindeki Knudsen sayısı limitleri özetlenmiştir.

$$Kn = \frac{\lambda}{L} = \frac{\text{Ortalama Serbest Yol}}{\text{Karakteristik Gövde Uzunluğu}} \quad (3.2)$$



Şekil 3.1. Düşük yoğunluk akışları için çeşitli akış denklemlerinin uygulanabilirlik bölgeleri

3.2. Hipersonik Akışların Modellenmesi

Bilgisayar ortamında akışkan hareketlerinin benzetiminin yapılması uğraştırıcı bir süreçtir. Hipersonik akışları ele alan karmaşık denklemleri çözebilmek için yüksek hesaplama süreleri ve gücü gereklidir. Günümüzde hipersonik akış alanında yapılan çalışmalarda akışı doğru modelleyebilmek için yeni metotlar ve algoritmalar geliştirmek önemli bir yere sahiptir.

3.2.1. Kabuller

Standart olarak kabul edilen deniz seviyesi koşullarında hava ideal gaz olarak davranır. Sıcaklık artmaya başladıkça, ilk etki, özgül ısının sıcaklığın bir fonksiyonu haline gelmesiyle sonuçlanan moleküllerin titreşim enerjisini harekete geçirmektir. Diğer bir etki, sıcaklık ve hızla birlikte kinetik enerjideki artış sebebiyle yoğunluğun, sadece sıcaklık ve basıncın fonksiyonu olmaktan çıkmasıdır. Bu koşullar altında, ideal gaz varsayımı geçersiz olduğundan hal denklemini tanımlamak için gerçek gaz varsayımı kullanılır. Havanın ideal gaz olmaktan çıktığı sıcaklık ortam basıncına bağlıdır. Standart 1 atmosfer basınçta kayda değer titreşimsel uyarılar 800 K civarında başlar (bkz. Anderson). Sıcaklık 2500 K'i aştığı durumda oksijen molekülleri, 4000 K'i aştığı durumda ise azot molekülleri ayrışmaya başlar.

Sıcaklığın 9000 K'e ulaştığı akış problemlerinde ise iyonlaşma tepkimelerinin hesaba katılması gerekir.

Akışın modellenmesi sırasında kullanılan varsayımlar aşağıdaki gibi listelenebilir:

- a. Akış modellemesinde gerçek gaz etkilerini içeren Navier-Stokes denklemleri kullanılmıştır.
- b. Akışı yöneten tüm denklemlere viskoz terimler dahil edilmiştir.
- c. Aeroermal çözümler sırasında iletimden kaynaklı ısı akıları hesaba katılmıştır.
- d. Dış akış çözümleri standart koşullarda (101325 Pa ve 288,15 K) yapılmıştır.
- e. Çözümler sırasında ayrışma (*İng.* Dissociation) ve iyonlaşma (*İng.* Ionization) gibi kimyasal reaksiyonların etkisi hesaba katılmamıştır.
- f. Çözümler zamandan bağımsız (*İng.* Steady state) olarak yapılmıştır.

3.2.2. Kullanılan çözücü

CFD++ Çözücüsünün yetenekleri ve sınırlamaları aşağıda listelenmiştir (Chakravarthy, 1999).

- a. Düşük hızlardaki akışları da ele alabilen, çok türlü ve sonlu oran kimyasal modelleme akışlarını içeren, zamana bağlı veya zamandan bağımsız sıkıştırılabilir ve sıkıştırılmaz Navier-Stokes denklemlerini çözümü ele alır.
- b. Çözücü düzgün (*İng.* Structured) ve düzgün olmayan (*İng.* Unstructured) çözüm ağları ile bunların hibrit hallerini de destekler. Ayrıca, çok bloklu düzgün yapılandırılmış çözüm ağları çözücü ortamına aktarılabilir.
- c. Çözücü 3-boyutlu, üç, dört ve altı yüzlü prizma hücrelerini, 2-boyutlu dörtgen ve üçgen elemanları ve 1-boyutlu doğrusal elemanları içeren akışları ele alır.
- d. Üstteki maddelerde verilen hücre yapıları ve çözüm ağı topolojilerini çözebilen toplam değişimlerin azalması (*İng.* Total Variation Diminishing) ayrıklaştırma şemasını kullanır.
- e. Arayüz akılarını belirlemek için sinyal yayılması fiziğini doğru bir şekilde ele alabilen ve bölgesel dalga modelini çözümlerini temel alan Riemann çözücülerini kullanır. Çalışmada doğrusal olmayan HLLC Riemann çözücü versiyonu kullanılmıştır. Bu versiyon entropi ve pozitif olma koşulunu kendiliğinden uygular.

- f. Viskoz olmayan terimler için hesaplanan TDA olmayan türevler, viskoz terimlerin hesaplanması ve türbülans modeli ayırıklaştırması için yeniden kullanılır. Bu, çözücüye ek hesaplama verimliliği sağlar.
- g. Çözücü duvara olan yakınlık bilgisinin gerekli olmadığı her bir noktada gerçekleşen türbülans modellerini içerir. Bu modeller ayrıca hücre çarpıklıklarından (*Ing.* Skewness) az etkilenir.
- h. Hem iç hem de dış akışlar için çok sayıda sınır koşulunu içerir.
- i. Tüm Mach sayıları için tutarlı çözüm elde edilebilir. Fakat çözücünün en gelişmiş olduğu nokta hipersonik hızları doğru bir şekilde ele alabilmesidir.

Yukarıda bahsedilen özelliklerden dolayı bu çalışmada METACOMP firmasının geliştirmiş olduğu CFD++ yazılımının v20.0 sürümü kullanılmıştır.

3.2.3. Korunum denklemleri ve akışkan özellikleri

Kütlenin korunumu, momentumun korunumu ve enerjinin korunumu denklemleri, süreklilik koşulunu sağlayan Newton tipi bir akışkan için Navier-Stokes denklemleri olarak adlandırılır. Viskoz etkileri, ısı transferi etkilerini içeren ve kaynak teriminin olmadığı korunum denklemleri kapalı formatta Eş 3.3'teki gibi yazılabilir.

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial(E_i - E_v)}{\partial x} + \frac{\partial(F_i - F_v)}{\partial y} + \frac{\partial(G_i - G_v)}{\partial z} = S \quad (3.3)$$

Çizelge 3.1.Korunum denklemini oluşturan elemanlar

$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e_t \end{bmatrix}$	$E_i = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ u(\rho e_t + p) \end{bmatrix}$	$F_i = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vu \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ v(\rho e_t + p) \end{bmatrix}$	$G_i = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho wu \\ \rho wv \\ \rho w^2 + p \\ w(\rho e_t + p) \end{bmatrix}$
$E_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - \dot{q}_x \end{bmatrix}$	$F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - \dot{q}_y \end{bmatrix}$		
$G_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} - \dot{q}_z \end{bmatrix}$		$s = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$	

Çizelge 3.1’de verilen her bir bileşenin ilk satırları kütlelen korunumu, sonraki 3 satırı momentumun korunumu, son satırı ise enerjinin korunumu denklemini temsil eder. Newton tipi bir akışkan için kayma gerilmeleri (*İng.* shear stress), şekil değiştirme oranları (*İng.* strain rate) ile orantılıdır. Çizelge 3.2’de normal ve kayma gerilmeleri ile ısı akılarının Kartezyen koordinatlarda formülleri verilmiştir. Isı akıları ise Fourier’in ısı iletimi denkleminde hesaplanabilir.

Çizelge 3.2. Normal gerilmeler, kayma gerilmeleri ve ısı akılarının Kartezyen koordinatlarda formülleri

Normal Gerilmeler	Kayma Gerilmeleri	Isı Akıları
$\tau_{xx} = -\frac{2}{3}\mu(\nabla \cdot \mathbf{V}) + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x}$	$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)$	$\dot{q}_x = -k \frac{\partial T}{\partial x}$
$\tau_{yy} = -\frac{2}{3}\mu(\nabla \cdot \mathbf{V}) + 2\mu \frac{\partial v}{\partial y}$	$\tau_{xz} = \tau_{zx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right)$	$\dot{q}_y = -k \frac{\partial T}{\partial y}$
$\tau_{zz} = -\frac{2}{3}\mu(\nabla \cdot \mathbf{V}) + 2\mu \frac{\partial w}{\partial z}$	$\tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right)$	$\dot{q}_z = -k \frac{\partial T}{\partial z}$

Çizelge 3.2’de verilen μ dinamik viskoziteyi, k ise ısı iletkenlik katsayısını temsil eder. Bu katsayılar CFD++ yazılımına gömülü olan ve Eş. 3.4 ve 3.5 ile verilen Sutherland Yasası ile hesaplanmıştır.

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_{0\mu}} \right)^{1.5} \frac{T_\mu + S_\mu}{T + S_\mu} \quad (3.4)$$

$$\frac{k}{k_0} = \left(\frac{T}{T_{0\mu}} \right)^{1.5} \frac{T_\mu + S_\mu}{T + S_\mu} \quad (3.5)$$

Gerçek gazların modellenmesinde ideal gaz varsayımı yerine kübik hal denklemi kullanılmıştır. Çalışmada, Eş. 3.6 ile hesaplanabilen van der Waals hal denklemi kullanılmıştır. a , b değerleri ve kritik sıkıştırılabilirlik faktörü (z_c), basıncın özgül hacme göre birinci ve ikinci türevlerinin sıfır olduğu kritik noktadaki koşullardan elde edilebilir. Model için kullanılan sabitlerin değerleri Çizelge 3.3’te verilmiştir.

$$p = \frac{RT}{\tilde{v} - b} - \frac{a}{\tilde{v}^2 + \tilde{u}b\tilde{v} + \tilde{\omega}b^2} \quad (3.6)$$

Çizelge 3.3. Kritik özellikleri kullanan van der Waals modeli için genelleştirilmiş parametreler (Poling, Prausnitz, & O'Connell, 2001)

Denklem	\tilde{u}	$\tilde{\omega}$	z_c	$a \frac{(RT_c)^2}{p_c}$	$b \frac{RT_c}{p_c}$
van der Waals	0	0	0,375	0,42188	0,125

Akışkan gerçek gaz olarak modellendiği için termodinamik özellikler n'inci dereceden polinom eğrilerinden elde edilir. Bu eğrilerin eşitlikleri Eş 3.7-3.9 ile verilmiştir. Eşitliklerdeki a_i , b_i , c_i , d_i , e_i , g_i ve ΔH_{fi} sabitleri literatürde farklı sıcaklık değerleri için çizelge halinde verilmiştir. c_{p_i} , h_i ve G_i için iki veya üç sıcaklık aralığı eğrileri kullanılır.

$$\frac{c_{p_i}}{R_i} = a_i + b_i T + c_i T^2 + d_i T^3 + e_i T^4 \quad (3.7)$$

$$h_i = R_i \left(a_i + \frac{b_i}{2} T + \frac{c_i}{3} T^2 + \frac{d_i}{4} T^3 + \frac{e_i}{5} T^4 \right) T + \Delta H_{fi} \quad (3.8)$$

$$\frac{G_i}{R_i} = a_i (T - T \ln T) - \frac{b_i}{2} T^2 - \frac{c_i}{6} T^3 - \frac{d_i}{12} T^4 - \frac{e_i}{20} T^5 + \frac{\Delta H_{fi}}{R_i} - g_i T \quad (3.9)$$

3.2.4. Sınır koşulları

HAD analizlerinde akış alanını tam olarak çözebilmek için sınır koşulları doğru bir şekilde açıklanmalıdır. Yani sınır koşulları akışta bilginin aktarıldığı yönde verilmelidir. Bu çalışmada ses üstü giriş, serbest akış (*Ing.* far field), duvar ve ses üstü çıkış sınır koşulları kullanılmıştır.

Ses üstü giriş sınır koşulu

Ses üstü hızlardaki akışlar için tüm koşullar tanımlanmıştır. Bu koşullar basınç-yoğunluk veya basınç-sıcaklık ikilisi ile belirlenebilir. Burun analizleri sırasında giriş koşulu olarak bu sınır koşulu kullanılmıştır.

Serbest akış sınır koşulu

Serbest akış sınır koşulu karakteristik sınır koşulu olarak bilinir. Çünkü bu sınır koşulu sınırdaki akış değişkenleri hesaplarken karakteristik bilgileri (Riemann invariants) kullanır.

Duvar sınır koşulu

Bu sınır koşulu katı ve akışkan arasındaki sınırı belirlemek için kullanılır. Viskoz akışlarda yüzeyde kaymasızlık sınır koşulu duvara uygulanır. Duvar sınır koşulunda elde edilecek çözümler için iki seçenek vardır. Eğer çözüm ağı viskoz alt tabakayı çözümleyecek kadar yeterli ise ($y^+ \leq 1$) duvar için çöz (*İng.* Solve to wall) sınır koşulu kullanılabilir. Fakat çözüm ağı yeterli çözünürlükte olmadığı durumlarda duvar fonksiyonu (*İng.* Wall function) sınır koşulunu kullanmak daha doğru olacaktır.

Ses üstü çıkış sınır koşulu

Özellikle burun konisi analizlerinde koninin arkasında gerçekleşen akış olayları ile ilgilenilmediği için çıkışta ses üstü çıkış sınır koşulu kullanılmıştır. Bu sınır koşulunda herhangi bir girdi yapılmasına gerek yoktur.

3.2.5. Türbülans modeli

Akış türbülans seviyesini gövdeye kadar tutmanın bir yolu, sadece adveksiyonu (*İng.* Advection) aktif bırakarak diğer terimlerini iptal etmek için taşınım denklemlerine serbest akış üretim terimi eklemektir. Bu yöntem işe yarasada serbest akışlı üretim terimini formüle ederken, duvara yakın bölgelerin etkilemesini önlemek için farklı bir yaklaşım uygulanmalıdır. Ayrıca, serbest akış türbülans uzunluk ölçeği, ϵ_∞ 'u küçük tutacak kadar büyük olmalıdır, aksi takdirde ϵ 'un duvara yakın seviyelerini aşabilir. Yerel laminarizasyona neden olacak ϵ 'daki sınırsız büyümenin oluşmasını önlemek için ϵ denklemindeki değiştirilmiş havuz terimi pozitif olmamalıdır (Goldberg, Perroomian, Batten, & Chakravarthy, 2009). Bu kısıtlamalardan ötürü çalışmada üç denklemlilik k- ϵ -R_t türbülans modeli kullanılmıştır.

Bu bölümde ilk olarak hipersonik akışların karakteristik özellikleri ayrıntılı bir şekilde tanımlanarak problem tanımı yapılmıştır. Daha sonra bu akışların hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizlerinin yapılabilmesi için kullanılacak çözücü ve bu çözücünün özelliklerinden bahsedilmiştir. Son olarak sırasıyla, kullanılan korunum denklemleri ve akışkanın fiziksel özellikleri, sınır şartları ve türbülans modeli belirlenerek analiz modeli oluşturulmuştur.





4. BURUN ENİYİLEME ÇALIŞMALARI HAD ANALİZLERİ

Bu bölümde HAD analizlerinde kullanılan geometrik değişkenler ve akış değişkenleri tanımlanarak akış doğrulama çalışması yapılmıştır. Doğrulama çalışmalarından sonra burun eniyilemesi çalışmaları için önce kütlük eniyilemesi yapılarak optimum kütlük oranı bulunmuştur. Bu kütlük değeri farklı burun tipleri için çeşitli hücum açılarında analiz edilerek uygun burun profili seçilmiştir. Son olarak belirlenen burun profili ve kütlük oranı, değişken burun narinlik oranlarında farklı hücum açılarında yapılan adiyabatik ve izotermal analizler sonucunda burun yüzeyinde oluşan ısı dağılımı ve ısı transferi katsayısı elde edilmiştir. Bu dağılımlar kullanılarak burun içindeki elemanlara aktarılan ısı miktarı aerothermal analizler ile belirlenip burun narinlik oranı optimize edilmiştir.

4.1. Geometrik Parametrelerin ve Akış Parametrelerinin Tanımlanması

Burun geometrisi tasarımı sırasında iki kritik parametre vardır. Bunlardan ilki burun kütlük oranı diğeri ise burun narinlik oranıdır. Analizlerde kullanılan akış parametreleri ise hücum açısı ve Mach sayısıdır.

Burun kütlük oranı

İdeal olarak burun ucu şekilleri sivri olmaya yatkın olsa da üretim sırasında kolaylık sağlaması, uçuştan kaynaklı hasarı azaltmak ve aerothermal ısınmayı azaltmak adına burun ucunda kütleştirme işlemi uygulanır. Bu işlem genel olarak koni ucunun küresel olarak kütleştirilmesi ile yapılır. Burun kütlük oranı ise bu kürenin yarıçapının burun taban yarıçapına oranı olarak tanımlanır ve Eş. 4.1 ile hesaplanır.

$$r_b = \frac{r_n}{R_{burun}} \quad (4.1)$$

Burun narinlik oranı

Burun narinlik oranı burun konisi uzunluğunun burun taban çapına olarak adlandırılır ve Eş 4.2 ile hesaplanabilir.

$$f_n = \frac{L_{burun}}{2R_{burun}} \quad (4.2)$$

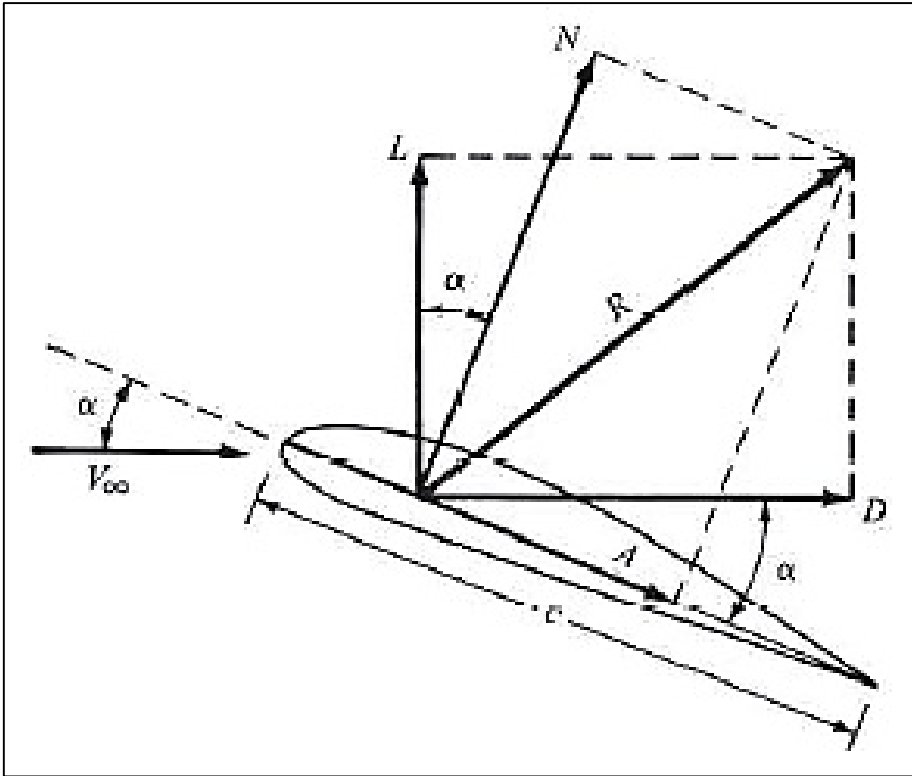
Mach sayısı

Mach sayısı (M_∞) gaz dinamiği için önemli parametre olup serbest akış hızının lokal ses hızına oranı olarak tanımlanır. (Anderson Jr., 2017, s. 39)

$$M_\infty = \frac{V_\infty}{a_{ses}} \quad (4.3)$$

Hücum açısı (İng. Angle of attack)

Akışkanlar mekaniğinde hücum açısı (AoA veya α) bir gövde üzerindeki referans çizgisi (genellikle kanat profilinin veter çizgisi) ile uçuş yönündeki hız vektörünün arasındaki açı olarak tanımlanır. Şekil 4.1'te kanat profili üzerinde oluşan bileşke kuvvetler ile bileşenleri gösterilmiştir.



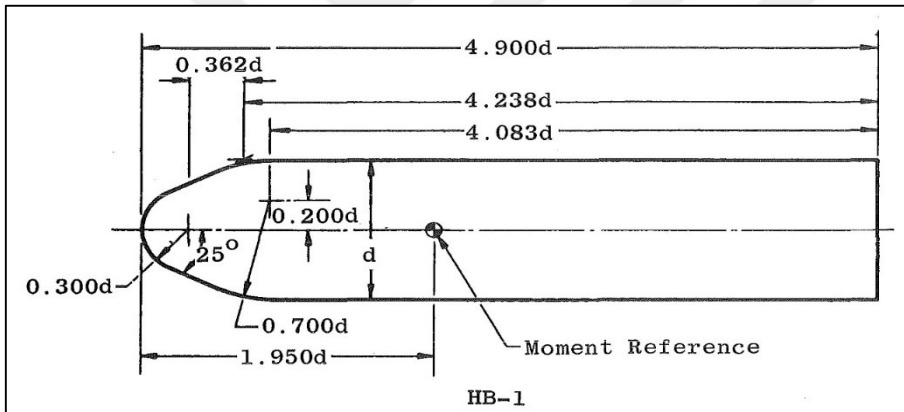
Şekil 4.1. Bileşke aerodinamik kuvvet ve bileşenleri

4.2. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Akış Modelinin Doğrulanması

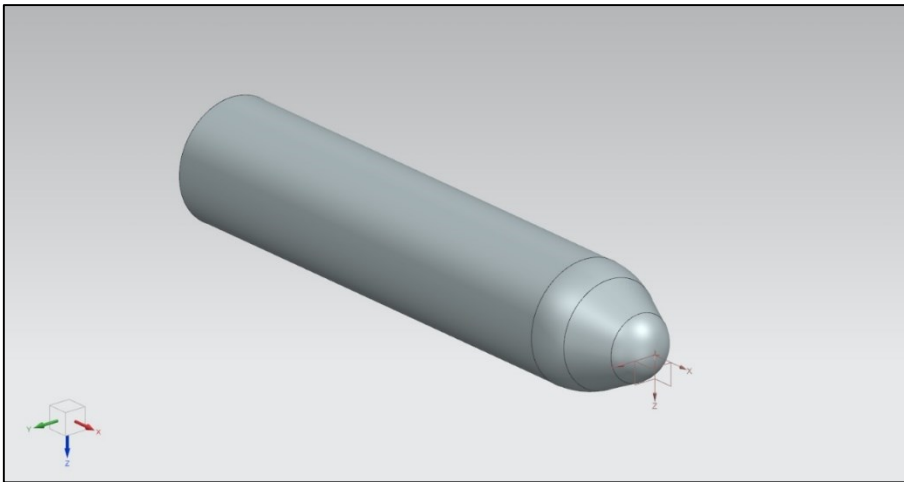
Mühendislik alanında (özellikle havacılık alanında) nümerik analizler yapıldığında sonuçları doğrulamak için literatürde yer alan doğrulama çözümleri veya mevcut ise rüzgâr tüneli test verilerinden faydalanılır. Çalışmanın bu bölümünde eniyileme sırasında hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri için kullanılacak modellemenin doğrulanması yapılmıştır.

4.2.1. Analiz modeli ve sınır koşulları

Doğrulama sırasında kullanılan geometri çapa bağlı bir biçimde Siemens NX ortamında parametrik bir biçimde modellenmiştir. Oluşturulan modele ait ölçüler Şekil 4.2’de modelin 3-boyutlu görüntüsü Şekil 4.3’te verilmiştir.



Şekil 4.2. HB-1 modeli ölçülendirmesi



Şekil 4.3. HB-1 3-boyutlu modeli

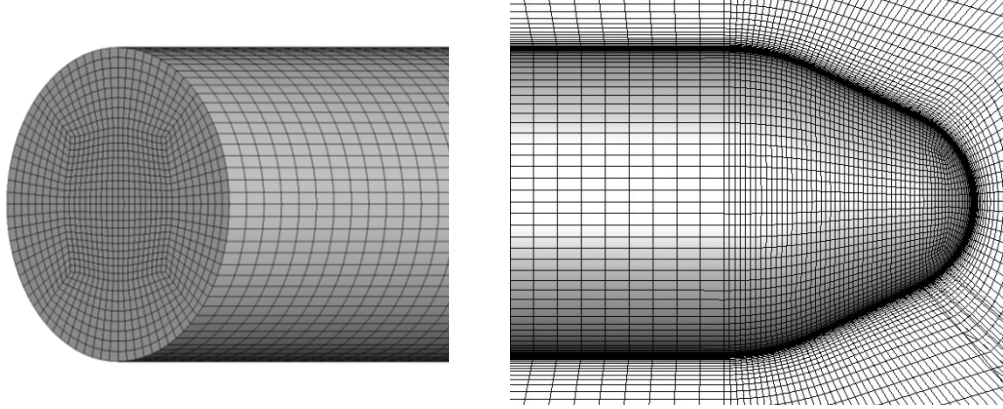
Oluşturulan akış alanı ağ yapısı oluşturulmak için ICEM CFD programına aktarılmıştır. Ağ yapıları oluşturulurken mühimmatların aerodinamik tasarımları sırasında önceden konu hakkında edinilmiş deneyim ve benzer çalışmalar göz önünde bulundurulmuştur. Hazırlanan çözüm ağının ön tasarım sürecinde ihtiyaç duyulan “düşük seviye” HAD analizlerine uygun bir çözüm ağı elde edilmesi amaçlanmaktadır. İlgilenilen geometrinin ihtiyaç duyduğu ek isterler ayrıca değerlendirilerek gerekli güncellemeler yapılacaktır. “İleri seviye” HAD analizlerine geçildiğinde, çözüm ağından bağımsızlık çalışması kapsamında yapılan çalışmalar ile uygun çözüm ağı elde edilmeli ve hata bandı tahminleri yapılmıştır.

Parametrik olarak modellenen geometri Ansys Design Modeler ortamına alınarak etrafına akış çözümlenmeleri için gerekli olan silindirik kapsama (*Ing.* Enclosure) oluşturulmuştur. Başlangıç çözüm ağı oluşturulurken Çizelge 4.1’de göz önünde bulundurulmuştur. Kapsamanın çapı geometri referans uzunluğu olan çapın 7 katı, boyu ise geometri boyunun 35 katı şeklindedir.

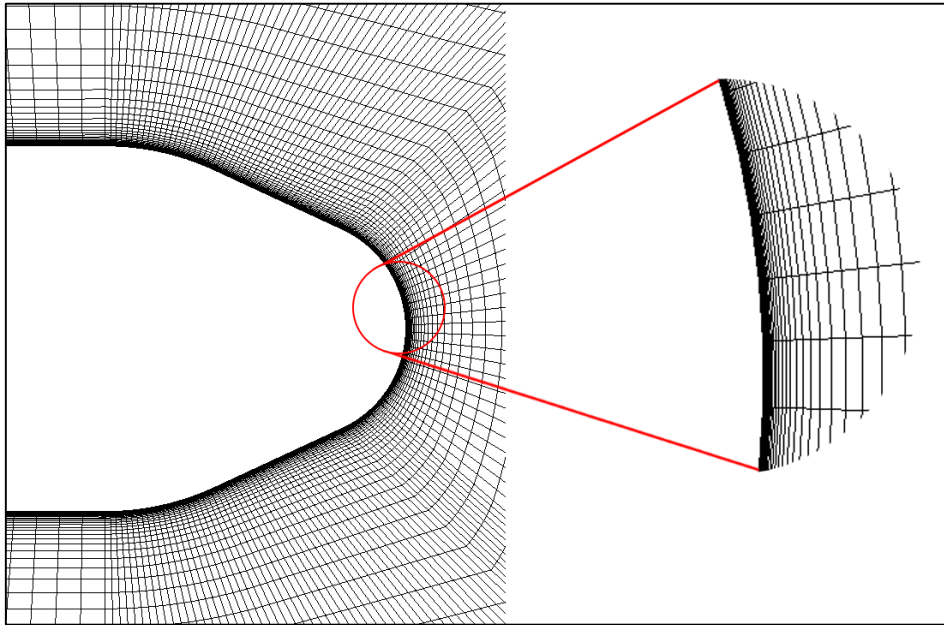
Çizelge 4.1. Çözüm ağı hazırlanmasında dikkat edilen hususlar

Geometrik Bileşen	Tanım
Referans uzunluk	Mühimmatlarda gövde çapı veya burun taban çapı.
Burun-sivri	Eleman büyüklüğü: Yuvarlatılmış burun çapının %40’ı büyüklüğü, sabit
Burun-kütleştirilmiş	Eleman büyüklüğü: Burun çapının %3-5’i, sabit
Taban	Referans uzunluğun %5-10’u sabit
Gövde	Eleman büyüklüğü: Referans uzunluğun %15-20’si
Dış hacim	Dış hacim geometrisi olarak silindir yarı çap ilgili geometrinin boyunun 7 katı alınabilir.

Tabanda ve burunda eleman kalitesini arttırabilmek adına O-grid yapıları kullanılmıştır. Oluşturulan ağ yapısının burun ve taban kısmından kesit Şekik4.4’te verilmiştir. Şekil 4.5’te ise sınır tabaka yakınlaştırmasının ayrıntılı görünümü verilmiştir.



Şekil 4.4. Taban o-grid ağ yapısı (sol), gövde ve burun ağ yapıları (sağ)



Şekil 4.5. Sınır tabaka sıklaştırması (ilk katman kalınlığı $1e-06$, büyüme oranı 1,2)

Oluşturulan ağ yapıları CFD++ yazılımının v20.0 sürümü ile çözülmüştür. Zamandan bağımsız olarak yürütülen çözümlerde rüzgâr tüneli testlerinde kullanılan koşullar sınır şartları olarak verilmiştir.

Çizelge 4.2. Doğrulama çözümleri sınır koşulları

Sınır	Sınır Şartı	Termal Koşullar	Türbülans Koşulu
Open-Domain	Serbest akış $M = 8,09$ $Re_D = 1,1 \times 10^7/m$	$T_\infty = 54,68 \text{ K}$	Türbülanslı/Laminer viskozite oranı = 5
Burun	Kaymasız Duvar	Adiyabatik	-
Gövde	Kaymasız Duvar	Adiyabatik	-
Taban	Kaymasız Duvar	Adiyabatik	-

4.2.2. HB1 çözüm ağından bağımsızlık çalışmaları

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizlerinde hata mertebesini hesaplamak ve azaltmak ve uygun bir yakınsama oranı elde etmek önemli bir unsurdur. En uygun yakınsama oranını elde etmek için ağ yapısından bağımsızlık çalışması yürütülmelidir. Ağ yapısından bağımsızlık çalışması sırasında Richardson ekstrapolasyonunu kullanan ve çözüm ağı yakınsama indeksi (*Ing.* Grid convergence index) olarak adlandırılan yöntem kullanılmıştır (Roache, 1997). Bu indeks Eş. 4.4 ile hesaplanır.

$$GCI = F_s \frac{\varepsilon}{r^{O(p)} - 1} \quad (4.4)$$

Çözüm ağı yapısından bağımsızlık çalışması için 4 farklı çok bloklu düzenli ağ yapısı oluşturulmuştur. Çözüm ağından bağımsızlık çalışmasında hata faktörü ve yakınsama derecesi hesaplanırken yunuslama momenti katsayısı kullanılmıştır.

$$\varepsilon = \frac{C_{m_{seyrek}} - C_{m_{sık}}}{C_{m_{sık}}} \quad (4.5)$$

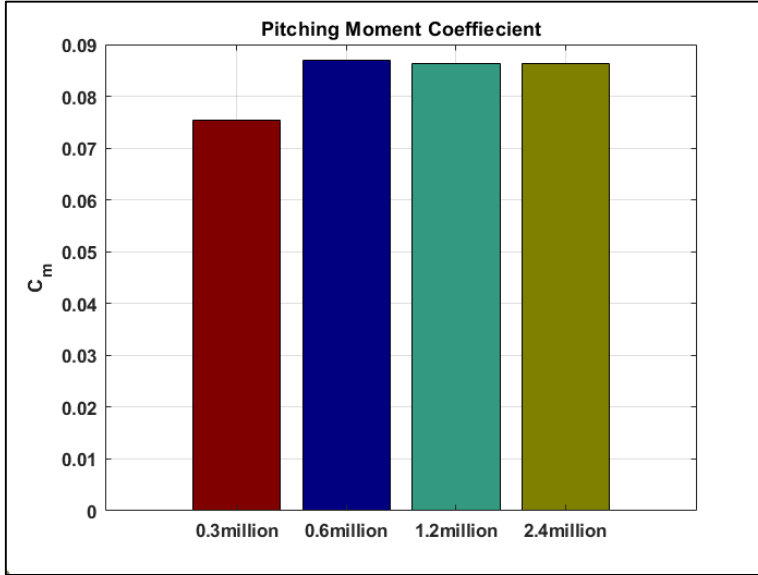
$$O(p) = \frac{\ln \left| (C_{m_{seyrek}} - C_{m_{orta}}) / (C_{m_{orta}} - C_{m_{sık}}) \right|}{\ln r} \quad (4.6)$$

Eşitlikte yer alan güvenlik faktörü 3'ten fazla ağ yapısı olduğu için 1,25 olarak alınmıştır (Hassanien, Shabaan, & Khalil, 2017). Eleman sayılarının iki kat artması için sıklaştırma oranı $\sqrt[3]{2} \approx 1,2599$ olarak alınmıştır. Geometri uzunluğu kullanılarak ilk katman kalınlığı 10^{-6} olarak belirlenmiş ve ağ yapısından bağımsızlık çalışmasında sabit tutulmuştur. Çizelge 4.3'de ağ yapısından bağımsızlık çalışması için yapıların eleman sayıları ve y^+ değerleri verilmiştir.

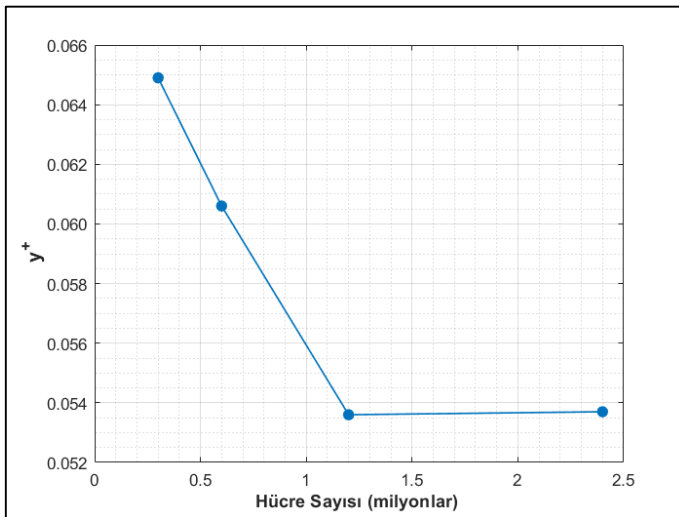
Çizelge 4.3. Ağ yapısından bağımsızlık çalışması için oluşturulan ağ yapılarının özellikleri

Ağ Yapısı Boyutu	Hücre Sayısı	İlk katman kalınlığı	Sıklaştırma Oranı	Duvar y^+
Seyrek	$0,3 \times 10^6$	10^{-6}	1,2599	0,0649
Orta	$0,6 \times 10^6$	10^{-6}	1,2599	0,0606
Sık	$1,2 \times 10^6$	10^{-6}	1,2599	0,0536
Çok Sık	$2,4 \times 10^6$	10^{-6}	1,2599	0,0537

Çizelge 4.2’de verilen sınır koşulları ile 5° hücum açısı ve 0° yana kayma açısında çözümler alınmıştır. Yunuslama momenti katsayısının farklı hücre sayılarına göre değişimi Şekil 4.6’da verilmiştir. Şekil 4.7’de ise y^+ değerinin hücre sayısı ile değişimi gösterilmiştir.



Şekil 4.6. Yunuslama momenti katsayısının hücre sayısı ile değişimi (HB-1)



Şekil 4.7. y^+ değerinin hücre sayısına göre değişimi.

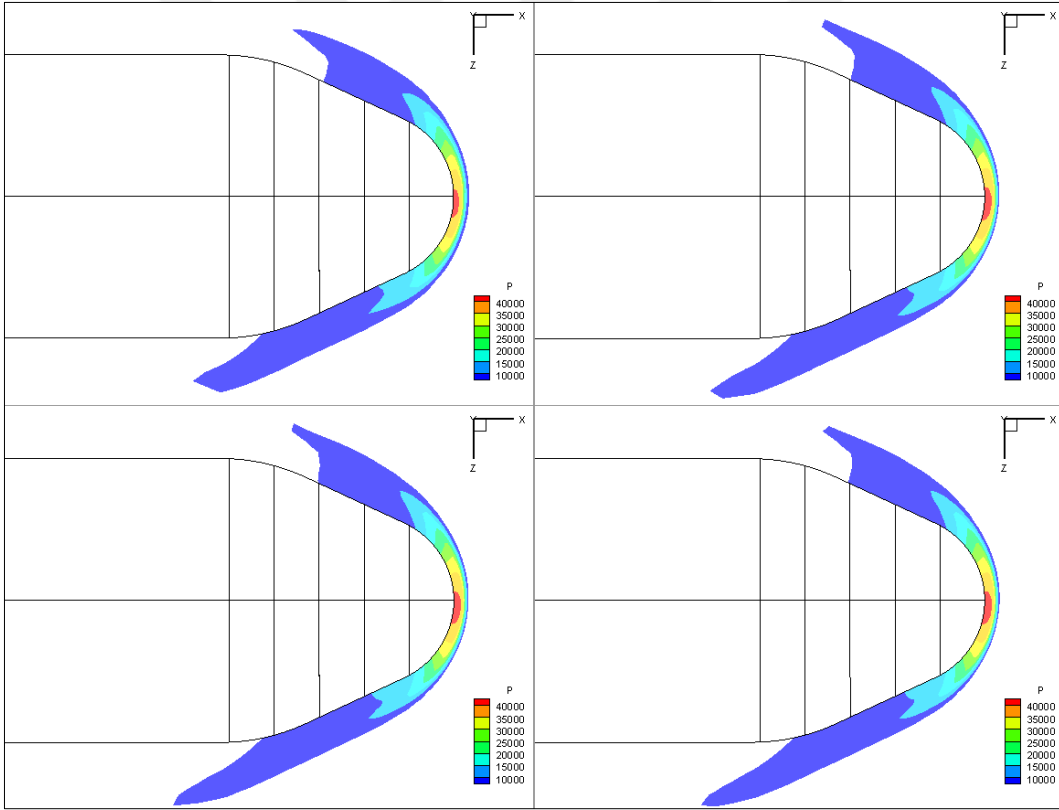
GCI değerinin yüksek olması ağ yapısından kaynaklı hatanın yüksek olduğu anlamına gelmektedir. Çizelge 4.4’te görüldüğü üzere G_{2-3} yönü G_{1-2} yönünden daha düşük değere sahiptir. Artan hücre sayısı ile yunuslama momenti katsayısının değişmemesi, y^+ değerinin yakınsaması ve hatanın %1 civarında bir mertebede olması sebebiyle daha sık ağ yapısı

üretilmesine gerek yoktur. Ayrıca ağ yapısının çok sıklaştırılması aerodinamik katsayıların hesaplanmasında ıska geçme (*Ing.* Overshooting) sorununa sebep olmaktadır.

Çizelge 4.4. Ağ yapısından bağımsızlık çalışmaları sonuçları

Ağ yapısı yönü	p	ε	GCI (%)
HB ₁₋₂	2,0982	0,028	5,6104
HB ₂₋₃	16,2731	0,017	0,0505

Çözüm ağlarının y^+ değeri 1'den küçük olduğu bulunmuştur. Elde edilen çözümlerin hücum açısının 5° olduğu durumdaki basınç dağılımları Şekil 4.8'de verilmiştir. Basınç dağılımından görüldüğü üzere yay şok dalgası oluşmuş olup, çözüm ağındaki sıklaştırma basınç gradyanlarını etkilememektedir.



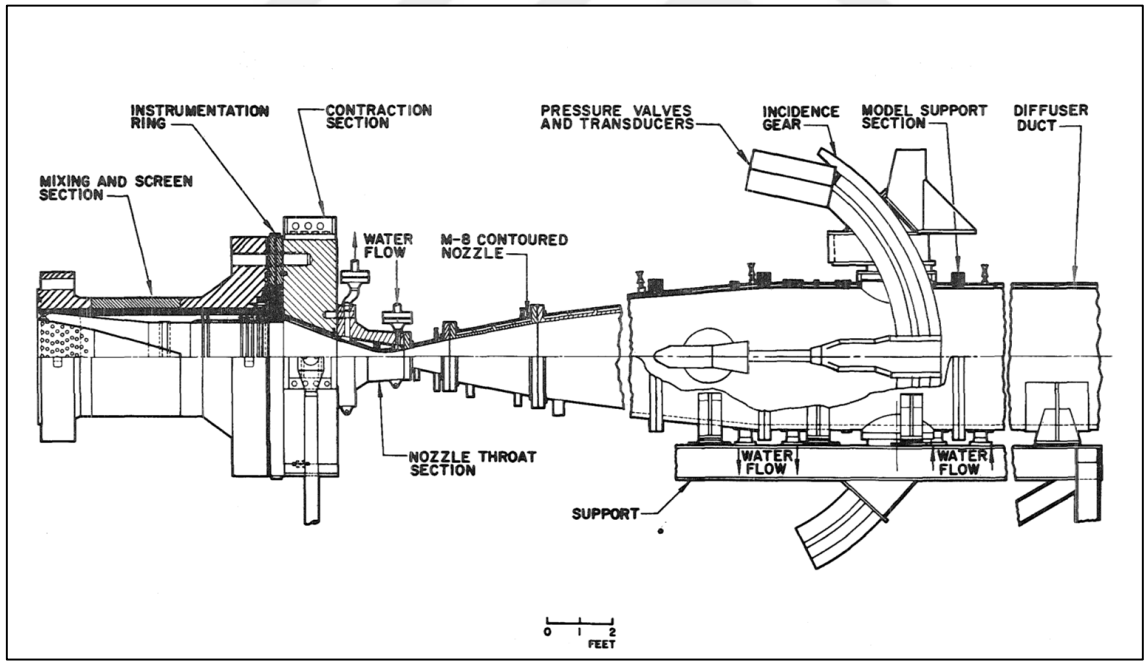
Şekil 4.8. HB1 üzerindeki basınç dağılımı (sırasıyla sol orta yoğunluk, sağ sık yoğunluk)

Ağ yapısından bağımsızlık çalışmaları sonucunda sık ağ yapısı seçilmiştir. Seçilen ağ yapısı Mach 8,09 durumunda ile 1° aralıklarla $0-9^\circ$ aralığında hücum açısı taraması yapılarak x ve z ekseni yönündeki kuvvetler ile y ekseninde oluşan yunuslama momenti elde edilmiştir. Elde edilen çözümler, Gray ve Lindsay (1963)'in çalışmasındaki rüzgâr tüneli verileri ile

karşılaştırılmıştır. Testler 50-Inch Mach 8 VKF rüzgâr tüneline yapılmış olup tesis ile ilgili görüntüler verilmiştir. Rüzgâr tüneli testlerinde ölçümlerdeki belirsizlikler Çizelge 4.5'te verilmiştir.

Çizelge 4.5. Kuvvet ölçümlerinde kullanılan balans bloklarının kapasiteleri ve ölçüm belirsizlikleri (Gray ve Lindsay, 1963)

Balans	Ses Üstü				Hipersonik	
	1	2	3	4	5	6
Normal Kuvvet F_N , lb	---	---	15	125	100	300
σ_{F_N} , lb	---	---	$\pm 0,04$	$\pm 0,17$	$\pm 0,23$	$\pm 0,54$
Eksenel Kuvvet F_A , lb	3	8	30	300	30	100
σ_{F_A}	$\pm 0,006$	$\pm 0,033$	$\pm 0,035$	$\pm 0,560$	$\pm 0,044$	$\pm 0,440$
Yunuslama Momenti M_Y , in.-lb	---	---	66	625	400	1750
σ_{M_Y}	---	---	$\pm 0,06$	$\pm 1,59$	$\pm 0,29$	$\pm 1,36$



Şekil 4.9. 50-Inch Mach 8 tüneli altyapısı

Vakum kenarına doğru yerleştirilen 1 ve 5 psid dönüştürücüler ile ölçülen taban basınçları kullanılarak eksenel kuvvet düzeltmesi yapılmıştır. Her bir dönüştürücünün hassasiyeti sırasıyla $\pm 0,005$ ve $\pm 0,025$ psia'dır. Model tabanındaki ölçülen basınç tüm tabanı ele alacak şekilde varsayılmıştır.

Oluşan kuvvet ve momentler dinamik basınç, referans uzunluk ve alan değerleri kullanılarak Eş. 4.7-4.11 ile boyutsuz hâle getirilmiştir.

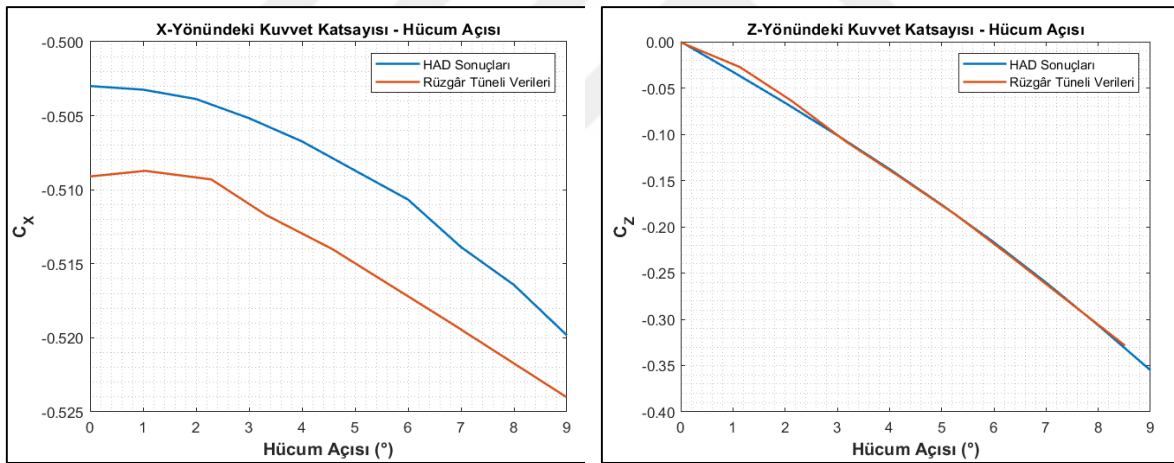
$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 \quad (4.7)$$

$$A_{ref} = \frac{1}{4} \pi d^2 \quad (4.8)$$

$$C_X = \frac{F_x}{q_{\infty} A_{ref}} \quad (4.9)$$

$$C_Z = \frac{F_z}{q_{\infty} A_{ref}} \quad (4.10)$$

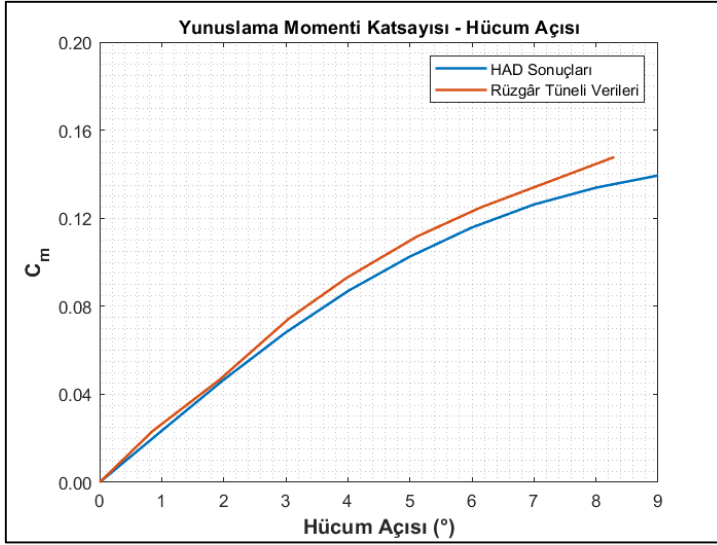
$$C_m = \frac{M_y}{q_{\infty} A_{ref} l_{ref}} \quad (4.11)$$



Şekil 4.10. HB1 x ve z eksenî yönündeki kuvvet katsayısının hücum açısı ile değişimi

Şekil 4.10'da verilen x eksenî yönünde oluşan kuvvet katsayısının değeri rüzgâr tüneline elde edilen veriler ile kıyaslandığında hata payı %5'in altında kalmıştır. Bu farkın sebebi rüzgâr tüneline testleri sırasında modelin tabanı tutucu kol ile sabitlenmiştir. Dolayısıyla tabandan kaynaklı sapmalar olmaktadır.

Aynı şekilde sağda verilen Cz katsayısının hücum açısıyla değişimi incelendiğinde katsayısının değeri rüzgâr tüneline test verileriyle de uyum göstermektedir.



Şekil 4.11. HB1 yunuslama kuvveti katsayısının hücum açısı ile değişimi

C_m katsayısının hücum açısıyla değişimi incelendiğinde katsayının değerinin rüzgâr tüneline elde edilen test verileriyle de aynı trendi göstermektedir.

Hipersonik hızlarda uçan araçlar çok fazla hücum açısı değişimi ile karşılaşmamaktadır. Hücum açısının 8° 'yi geçtiği noktadan sonra tünel verilerinden sapmalar başlamaktadır. Dolayısıyla bu noktadan sonraki analizler en yüksek 8° hücum açısında gerçekleştirilecektir. Katsayılardaki benzerliklere bakıldığında daha sık çözüm ağına gerek duyulmadığı görülmüştür. Verilen rüzgâr tüneline test verileriyle uyumlu olmasından dolayı analizlerin yürütüldüğü düzenek diğer bölümlerde yürütülecek analizlere temel oluşturmuş olup kullanılacak türbülans modeli, yoğunluk tabanlı çözücü analiz modeli parametreleri sabit tutulacaktır.

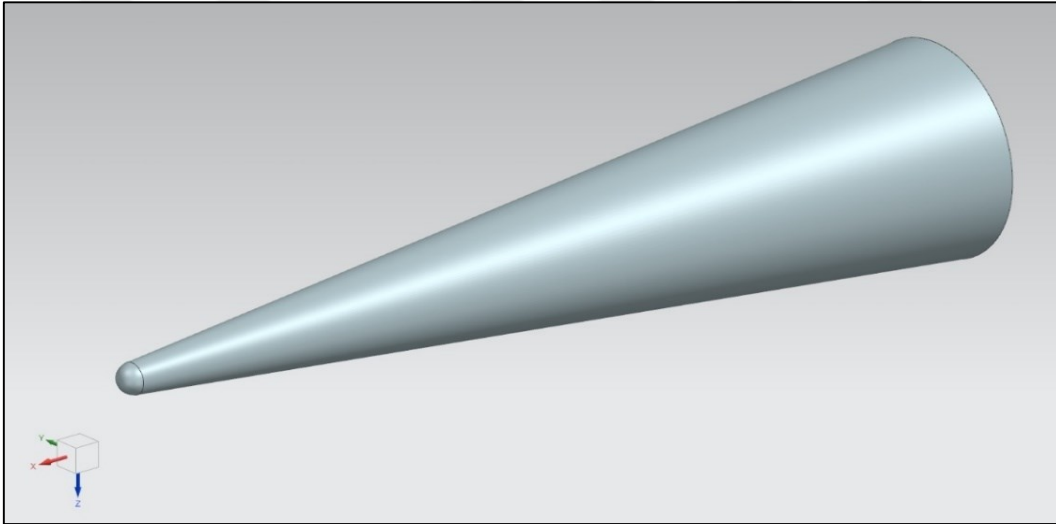
4.3. Burun Eniyilemesi

Bölüm 4.2'de oluşturulan analiz modeli literatürden elde edilen rüzgâr tüneline verileriyle karşılaştırılarak ve ağ yapısından bağımsızlık analizleri yürütülerek doğrulanmıştır. Doğrulanmış analiz modeli bu bölümde çalışmanın esas konusu olan geometri eniyilemesi analizleri için kullanılmıştır. Bu bölümde ilk olarak burun kütlük oranı eniyilemesi yapılmış, seçilen kütlük oranı farklı burun tiplerinde analiz edilmiştir. Son olarak belirlenen burun tipi ve kütlük oranı farklı burun narinlik oranları için 2 farklı Mach sayısı ve 9 farklı hücum açısında analiz edilerek sürtünme kuvveti azalması ve burun içinde yerleşmiş olan

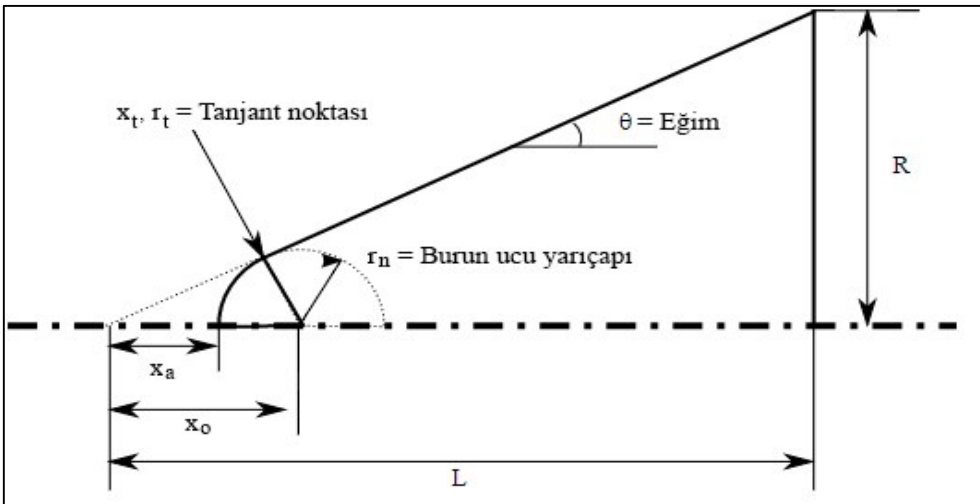
elemanlara olan ısının aktarılması arasında dengeleme tahlili (*İng.* Trade-off analysis) yapılmıştır.

4.3.1. Burun çözüm ağından bağımsızlık çalışması

Burun eniyilemesi yapılmadan önce ağ yapısından bağımsızlık çalışması yapılarak tüm çözümlerin benzer çözüm ağı boyutlandırması ile elde edilmesi amaçlanmıştır. Çalışmada çözüm ağı oluşturmada ve alınan çözümlerde kolaylık sağlaması amacıyla konik burun kullanılmıştır. Şekil 4.12’de kütleştirilmiş 3-boyutlu konik burun geometrisi, Şekil 4.13’de ise bu burun tipi için geometrik parametreler verilmiştir.



Şekil 4.12. 3-boyutlu kütleştirilmiş konik burun



Şekil 4.13. Kütleştirilmiş burun konisi geometrisi ve ilgili parametreler

Küresel olarak kütleştirilmiş burun konisi için tanjant noktası Eş 4.13 ve Eş 4.14 ile hesaplanır.

$$y = x \frac{R}{L} \quad (4.12)$$

$$x_t = \frac{L^2}{R} \sqrt{\frac{r_n^2}{R^2 + L^2}} \quad (4.13)$$

$$y_t = \frac{x_t R}{L} \quad (4.14)$$

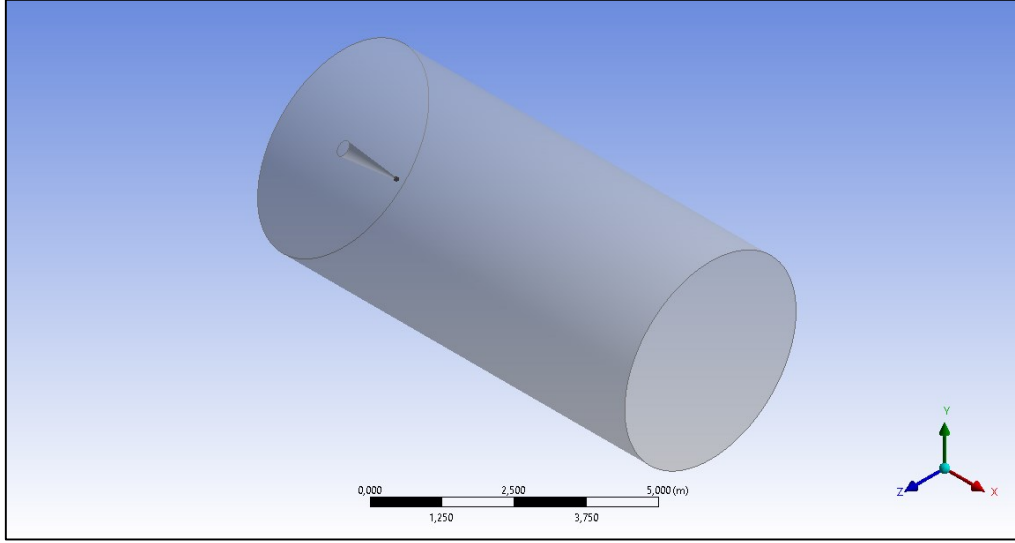
Kürenin merkezi, koninin uç noktası ve eğimi ise Eş 4.14-Eş 4.16 ile hesaplanır.

$$x_o = x_t + \sqrt{r_n^2 - y_t^2} \quad (4.15)$$

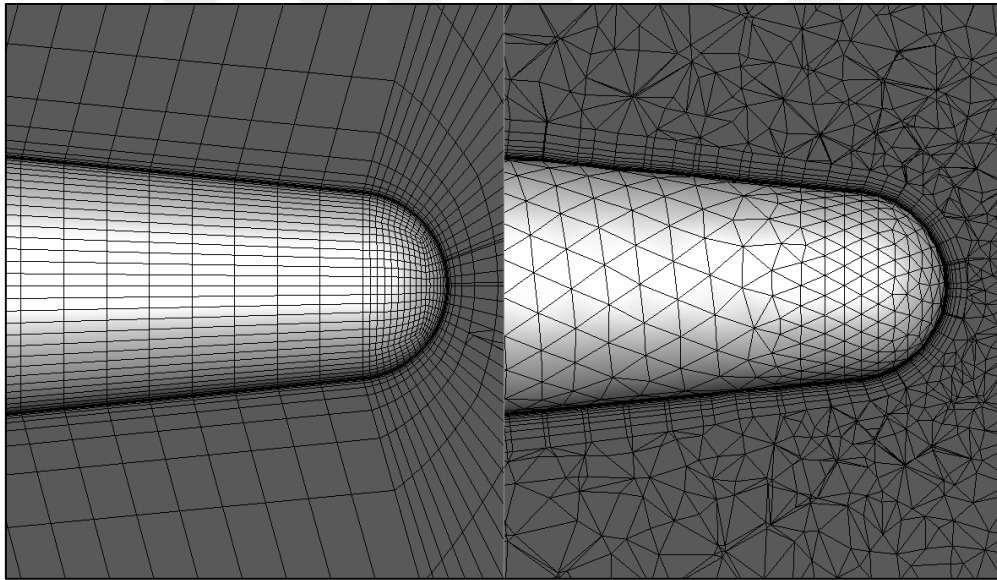
$$x_a = x_o - r_n \quad (4.16)$$

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{R}{L} \right) \quad (4.17)$$

İlk olarak düzenli ve düzensiz ağ yapıları karşılaştırılmıştır. Sınır tabaka yakınlaştırması ilk katman kalınlığı 10^{-6} olarak belirlenmiştir. Şekil 4.14'de analizlerde kullanılan akış alanı gösterilmiştir. Düzensiz ağ yapısı için 25 katman sınır tabaka oluşturulmuştur. Düzenli ağ yapısı için ise burun etrafında belirlenen ilk katman kalınlığı ile 1,2 büyüme oranı kullanılarak ağ yapısı oluşturulmuştur. Şekil 4.15'de solda düzenli ağ yapısı sağda ise düzensiz ağ yapısı gösterilmiştir. Oluşturulan ağ yapıları ile Mach 6'da yana kayma açısının olmadığı durumda hücum açısı taraması yapılmıştır. Analizler deniz seviyesi koşulları baz alınarak yapılmıştır. Ağ yapısından bağımsızlık çalışmasında kullanılan sınır koşulları Çizelge 4.6'da verilmiştir.



Şekil 4.14. Burun analizleri akış alanı



Şekil 4.15. Düzenli (solda) ve düzensiz (sağda) ağ yapısı kesit görüntüsü

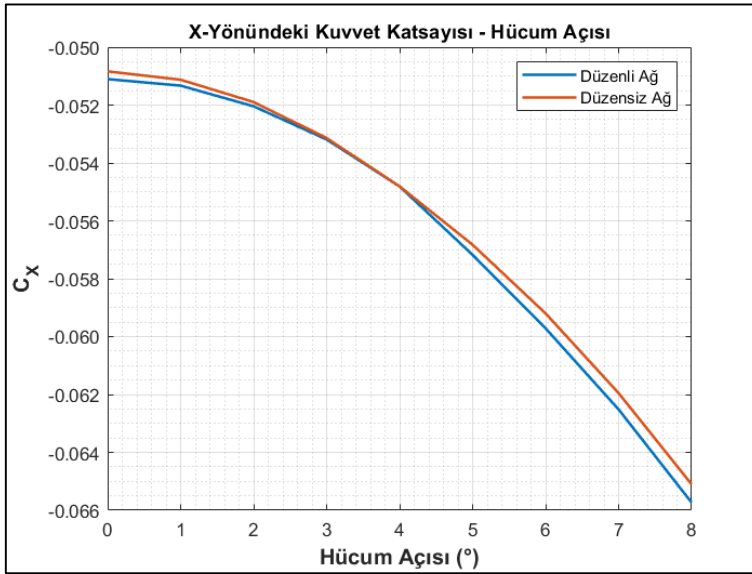
Çizelge 4.6. Burun ağ yapısından bağımsızlık çalışması sınır koşulları

Sınır	Sınır Şartı	Termal Koşullar	Türbülans Koşulu
Giriş	Ses üstü giriş sınır şartı	$T_{\infty} = 288,15 \text{ K}$	Türbülanslı/Laminer viskozite oranı = 10
Burun	Kaymasız Duvar	Adiyabatik	-
Burun Ucu	Kaymasız Duvar	Adiyabatik	-
Çıkış	Ses üstü çıkış koşulu	Adiyabatik	-

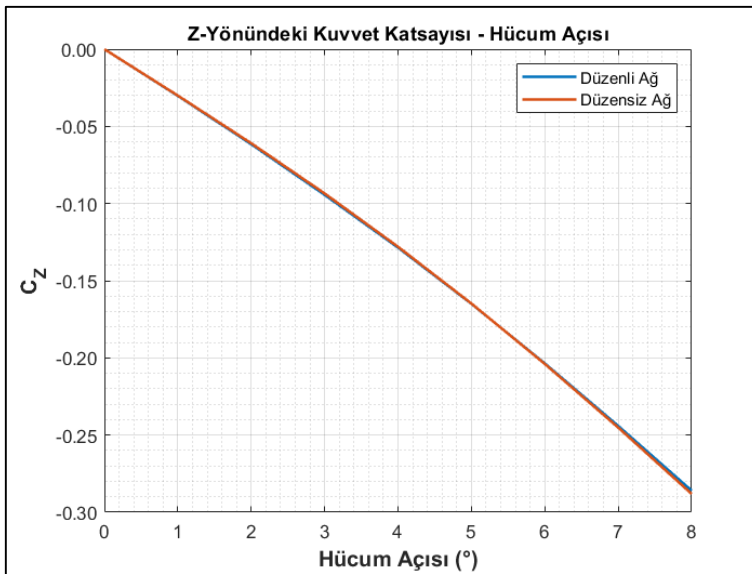
Şekil 4.16'da ve Şekil 4.17'de sırasıyla x ve z eksenin yönündeki kuvvet katsayılarının hücum açısıyla değişimi Mach 6 durumu için verilmiştir. C_x katsayısı için benzer eleman

büyüklikleriyle oluşturulan düzenli ve düzensiz ağ yapısı sonuçları birbirine çok yakın çıkmıştır.

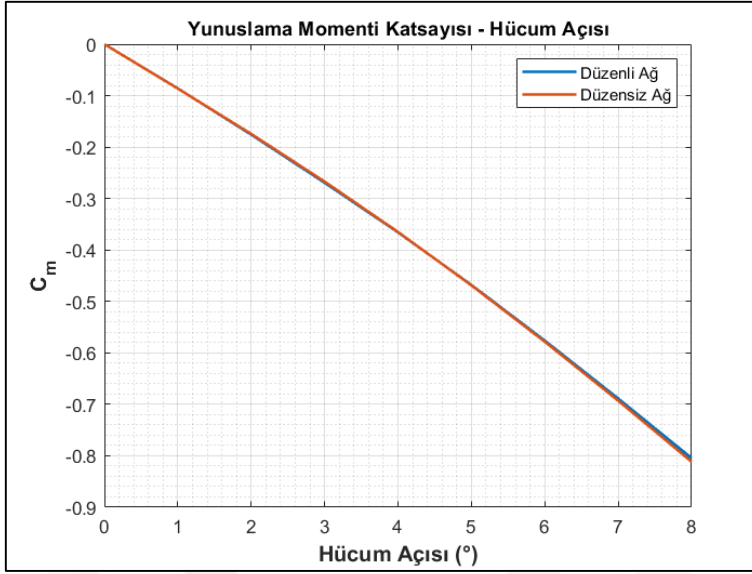
Şekil 4.18’de yunuslama momenti katsayısının, Şekil 4.19’da ise sürüklenme kuvveti katsayısının hücum açısıyla değişimi verilmiştir. C_z , C_m ve C_D katsayıları her iki çözüm ağı için neredeyse aynıdır. Çözümler arasında çıkan fark maksimum %1 olmuştur.



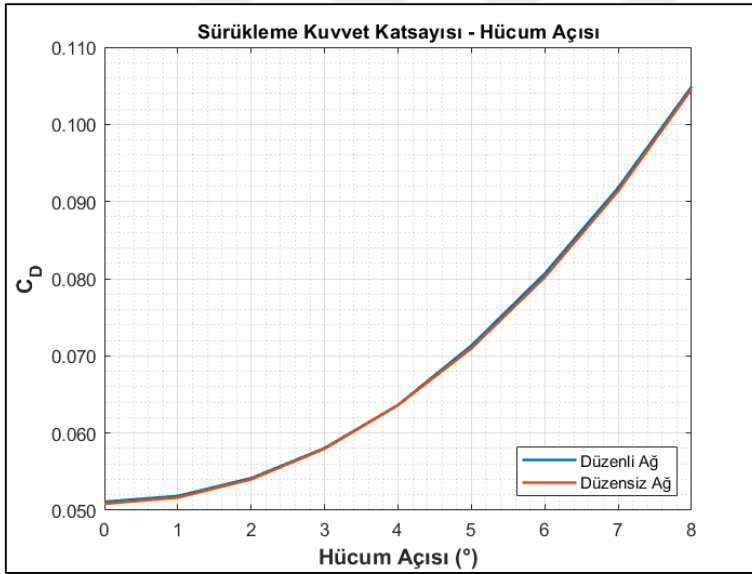
Şekil 4.16. x eksenindeki kuvvet katsayısının hücum açısı ile değişimi



Şekil 4.17. z eksenindeki kuvvet katsayısının hücum açısı ile değişimi



Şekil 4.18. Yunuslama momenti katsayısının hücum açısı ile değişimi



Şekil 4.19. Sürüklenme kuvveti katsayısının hücum açısı ile değişimi

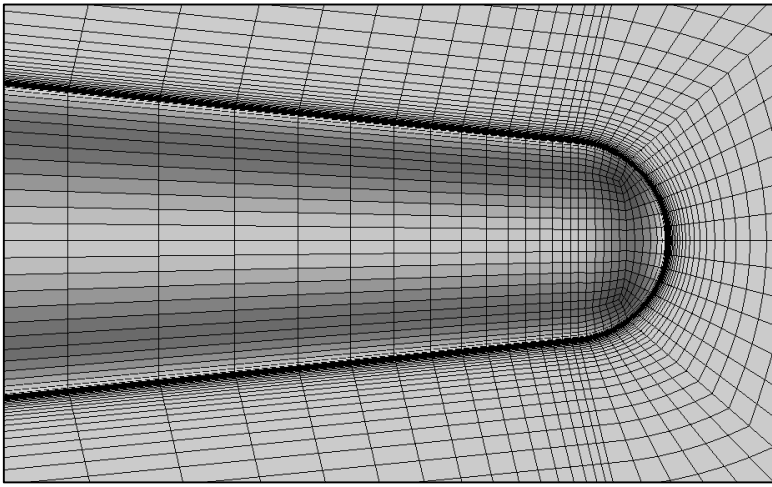
Her iki ağ yapısı için çıkan sonuçlar beklendiği gibi benzer çıkmıştır. Düzenli ağ yapısının nümerik difüzyonlardan az etkilenmesi ve daha az sayıda eleman sayısı ile yakınsamanın kısa sürede elde edilmesi sebebiyle çalışmanın geri kalanında düzenli ağ yapısı kullanılacaktır.

Düzenli ağ yapısının kullanılmasına karar verildikten sonra çözümlerin ağ yapısından bağımsızlık analizleri parametrik burun geometrisi için 0,05 kütlük oranında yapılmıştır.

Oluşturulan ağ yapılarının özellikleri Çizelge 4.7’de verilmiştir. Oluşturulan ağ yapıları ile Mach 6’da 5° hücum açısında yana kayma açısının olmadığı durumda analizler yapılmıştır.

Çizelge 4.7. Burun ağ yapısından bağımsızlık çalışması ağ yapısı özellikleri

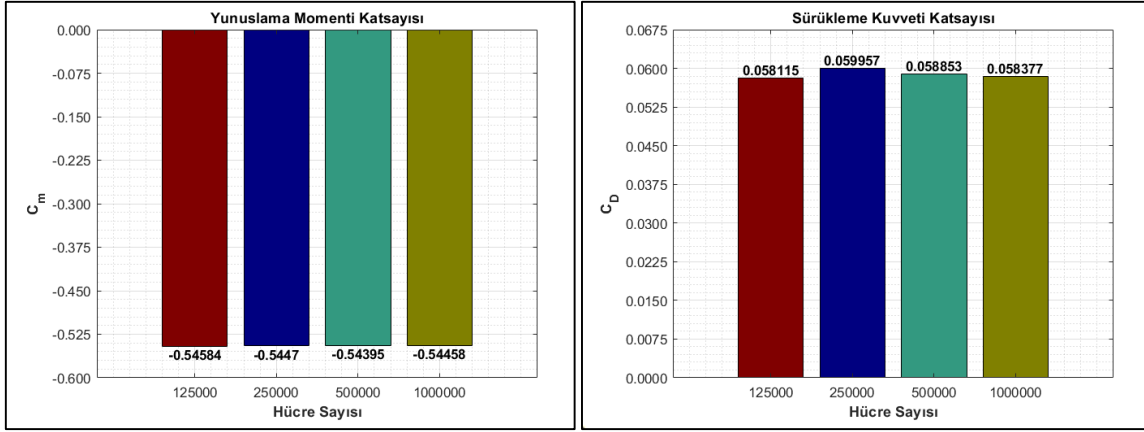
Ağ Yapısı Boyutu	Hücre Sayısı	İlk katman kalınlığı	Sıklaştırma Oranı
Seyrek	125000	10^{-6}	1,2599
Orta	250000	10^{-6}	1,2599
Sık	500000	10^{-6}	1,2599
Çok Sık	1000000	10^{-6}	1,2599



Şekil 4.20. 0,05 kütlük oranı düzenli ağ yapısı (sık)

Şekil 4.20’de burun için oluşturulan düzenli ağ yapısının sık olduğu durumdan örnek verilmiştir. Hacim bölgesinde 1,2 büyüme oranı kullanılmıştır.

Bölüm 4.2.2’de anlatılan ağ yakınsama indisi yöntemi kullanılarak uygun ağ yapısı seçilmiştir. Hata payı hesaplanırken yunuslama momenti katsayısı ve sürüklenme kuvveti katsayıları kullanılmıştır.



Şekil 4.21. Yunuslama momenti ve sürüklenme kuvveti katsayısının hücre sayısı ile değişimi ($r_b=0,05$)

Çizelge 4.8. Ağ yapısından bağımsızlık çalışmaları sonuçları ($r_b=0,05$)

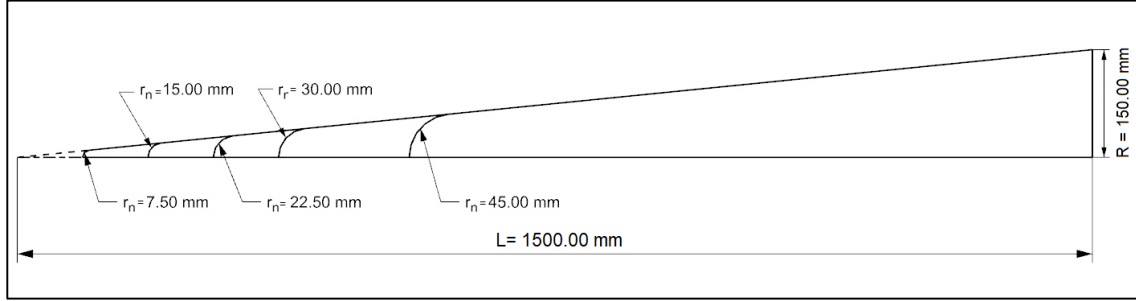
Katsayı	Ağ yapısı yönü	p	ε	GCI (%)
C_m	B ₁₋₂	1,8078	0,0021	0,5045
	B ₂₋₃	0,7537	0,0014	0,9069
C_D	B ₁₋₂	2,2149	0,0307	5,7497
	B ₂₋₃	3,6464	0,0188	1,7746

Çizelge 4.8'de yunuslama momenti katsayısı ve sürüklenme kuvveti katsayısı için ağ yapısından bağımsızlık çalışması sonuçlarına yer verilmiştir. Her iki katsayı için de bağıl hata, ağ yapısı sıklaştıkça azalmaktadır. Sıklaşan ağ yapısıyla yunuslama momentinin yakınsama indisi artmaktadır. Sürüklenme kuvveti katsayısının yakınsama indisi azalmaktadır. Ağ yapısından bağımsızlık çalışmaları sonucunda, yunuslama momenti katsayısının yakınsaması için 250000 eleman sayısına sahip çözüm ağı yeterli olduğu bulunmuştur. Sürüklenme kuvveti katsayısı içinse 250000 eleman yeterli olmamıştır ve 500000 eleman sayısı kullanılması gerektiğine karar verilmiştir. Dolayısıyla tüm katsayıların doğru bir şekilde yakınsaması için 500000 eleman sayısına sahip ağ yapısı seçilmiştir.

4.3.2. Burun kütlük oranı eniyilemesi

Burun kütlük oranı eniyilemesi için literatürde bulunan çalışmalar doğrultusunda çalışmada kullanılacak olan kütlük oranları (r_b) 0,05; 0,10; 0,15; 0,20 ve 0,30 olarak belirlenmiştir. Konik burun profilleri eğimleri sabit tutularak belirlenen kütlük oranıyla küresel olarak

kütleştirilmişlerdir. Elde edilen profiller kütlük oranlarına karşılık gelen yarıçap değerleriyle birlikte Şekil 4.22’de verilmiştir.



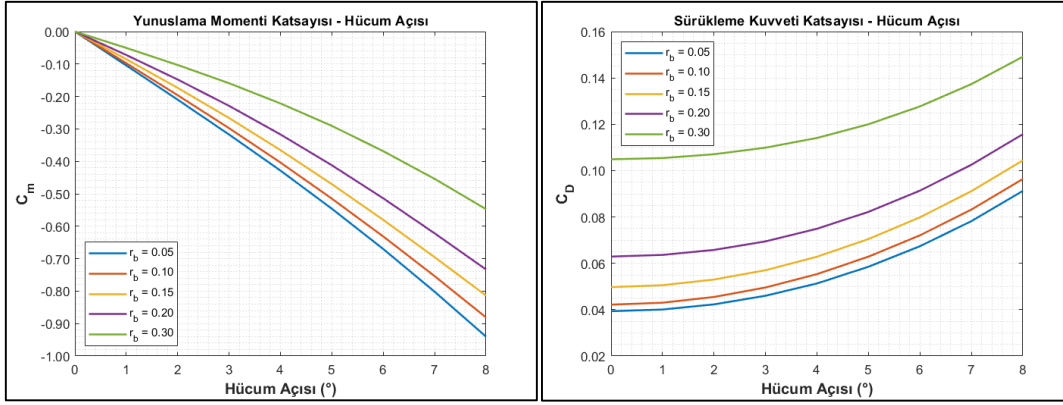
Şekil 4.22. Kütleştirilmiş burun profilleri

3 boyutlu hale getirilen burun profilleri çözüm açısından bağımsızlık çalışması sonucunda elde edilen ağ yapısı eleman sayısı ile, 10^{-6} ilk katman kalınlığı kullanılarak çözücü ortamına aktarılmıştır. Analizler adiyabatik ve izotermal olarak, Çizelge 4.9’da verilen iki farklı tip sınır koşulunda Mach 6 için yürütülmüştür.

Çizelge 4.9. Burun kütlük analizleri sınır koşulları

Sınır	Sınır Şartı	Termal Koşullar		Türbülans Koşulu
		Adiyabatik	İzotermal	
Giriş	Ses üstü giriş sınır şartı	$T_{\infty} = 288,15 \text{ K}$	$T_{\infty} = 288,15 \text{ K}$	Türbülanslı/Laminer viskozite oranı = 10
Burun	Kaymasız Duvar	$\dot{Q} = 0$	$T_{\text{duvar}} = 300 \text{ K}$	-
Burun Ucu	Kaymasız Duvar	$\dot{Q} = 0$	$T_{\text{duvar}} = 300 \text{ K}$	-
Çıkış	Ses üstü çıkış koşulu	$\dot{Q} = 0$	$T_{\text{duvar}} = 300 \text{ K}$	-

Analizler sırasında yoğunluk tabanlı sıkıştırılabilir gerçek gaz etkileşimleri ve viskoz etkileri içeren Navier-Stokes denklemleri kullanılmıştır. Analizler zamandan bağımsız ve kapalı integral (*Ing.* Implicit integration) simülasyon yöntemiyle 5000 iterasyon yürütülmüştür. Analizler sırasında Courant sayısı 0,95 ayarlama faktörü ile 0,1'den 10'a yükseltilmiştir. Hipersonik akışlarda güçlü şoklar olduğundan, ayrıklaştırma ilk olarak birinci dereceden daha sonra ikinci dereceden yapılmıştır.

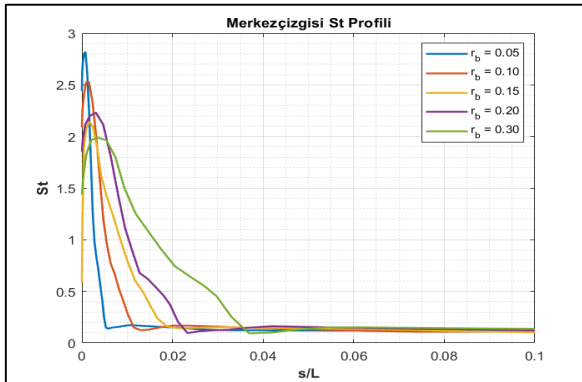


Şekil 4.23. Yunuslama momenti (sol) ve sürüklenme kuvveti (sağ) katsayısının farklı kütlük oranları için hücum açısıyla değişimi

Füze, mühimmat veya uçak araçlarının yunuslama ekseninde kararlı olabilmesi için yunuslama momenti katsayısının hücum açısıyla doğrusal olarak azalması gerekir. Şekil 4.23’de solda 5 farklı burun kütlüğü için yunuslama momenti katsayısının hücum açısıyla değişimi verilmiştir. Burun kütlüğü arttıkça burun profilinin kararlılığı azalmaktadır. Aynı şeklin sağ tarafında ise sürüklenme kuvveti katsayısının hücum açısıyla değişimi farklı kütlük değerleri için verilmiştir. Burun kütlük çapının artması ile burun üzerindeki sürüklenme kuvveti de artmıştır.

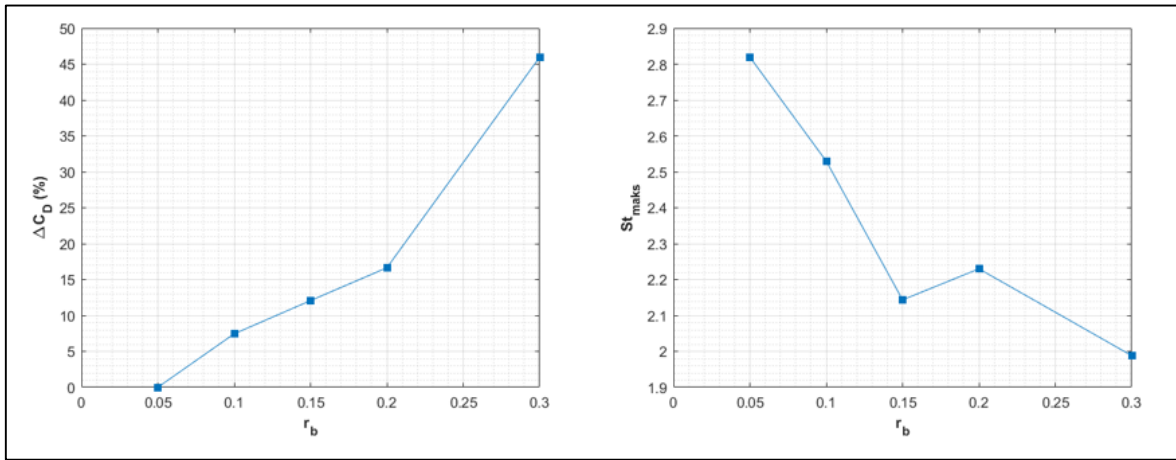
Stanton sayısı bir akışkana aktarılan ısının, akışkanın termal kapasitesine olan oranıdır. Sınır koşullarına bağlı olarak dış akış entalpi akısı ile konvektif duvar ısı transferini boyutsuz hale getiren bir sayıdır ve ile hesaplanır.

$$St = \frac{\dot{q}''}{\rho_{\infty} u_{\infty} c_p (T_w - T_{\infty})} \quad (4.18)$$



Şekil 4.24. Merkez çizgisi üzerinde Stanton sayısı dağılımı

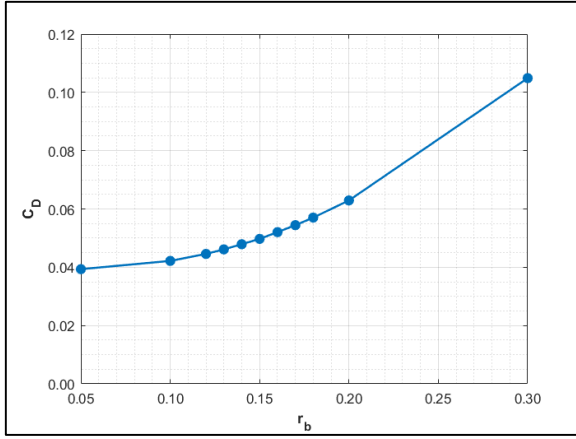
Eksenel simetriye sahip burun için ısı akısının en yüksek olduğu durum hücum açısının 0° olduğu durumdur. Şekil 4.24’de burun merkez ekseninde Stanton sayısının burun uzunluğu kullanılarak boyutsuz hale getirilen eksenel konuma göre değişimi 0° hücum açısı için verilmiştir. Stanton sayısı durma noktasına (*İng.* Stagnation point) kadar artmış daha sonra azalmaya başlamıştır. Burun kütlük çapı arttıkça durma noktası burun üzerinde ileriye doğru kaymıştır. Stanton sayısı ısı akısı ile doğru orantılı olduğu için burundaki ısınma azalmıştır.



Şekil 4.25. Farklı kütlük oranları için sürüklenme kuvveti katsayısının yüzde değişimi (solda), merkez çizgisi üzerindeki maksimum Stanton sayısı (sağda)

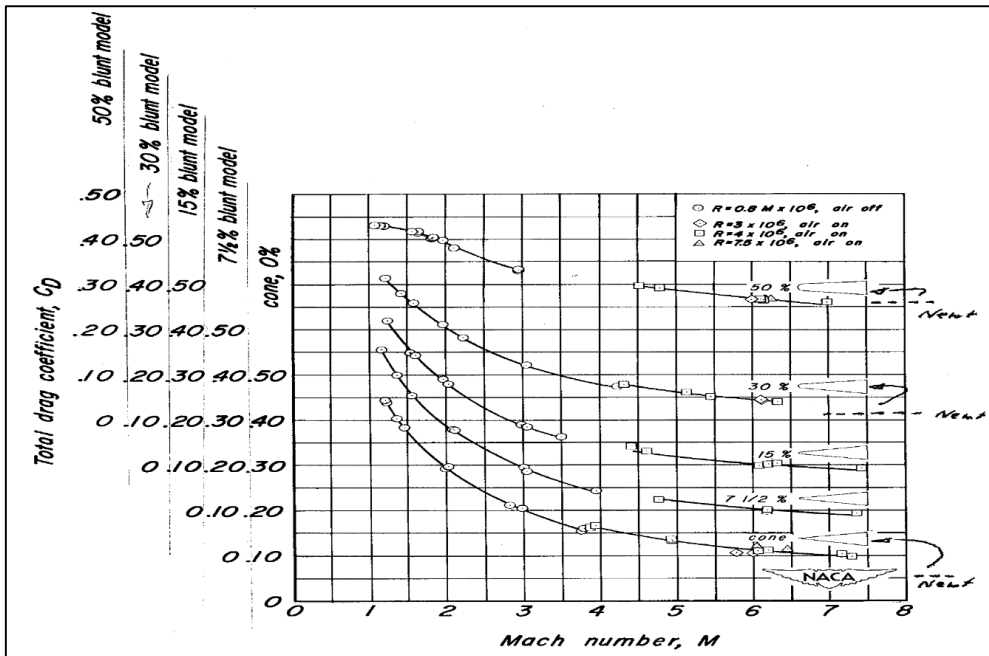
Şekil 4.25’de solda verilen grafik incelendiğinde sivri burnu çok az kütleştirmek sürüklenme kuvvetinde değişime sebep olmamıştır. Sürüklenme kuvvetindeki artışın eğimi 0,20 değerinden sonra artmıştır. Aynı şeklin sağ tarafında verilen maksimum Stanton sayısı ise 0,15 kütlük oranına kadar azalmış, 0,20 değeri için artmış sonra tekrar azalmıştır.

Kütlük oranı eniyilemesi yapılırken ısınmayı azaltan ve en az sürüklenme kuvvetine sahip optimum bir değer belirlenmelidir. Şekil 4.25’de görüldüğü üzere ısınmayı azaltan ve aynı zamanda sürüklenme kuvvetindeki artışın az olduğu bölge 0,10-0,20 aralığıdır. 0,15 kütlük oranı etrafındaki etkiyi incelemek adına 0,12; 0,13; 0,14; 0,16; 0,17 ve 0,18 kütlük değerleri için analizler yapılmıştır.

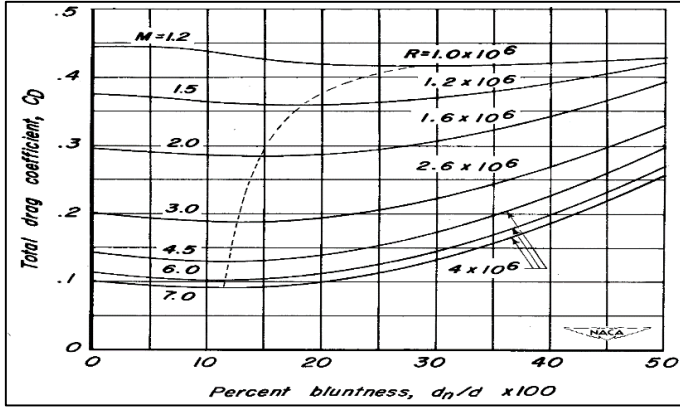


Şekil 4.26. Sürüklenme kuvveti katsayısının kütlük oranıyla değişimi ($\alpha=0^\circ$)

Sommer ve Stark (1952) farklı Reynolds sayıları için sürüklenme kuvvetinin Mach sayısı ile değişimini ve burun kütlüğünün sürüklenme kuvveti üzerindeki etkisini incelemiştir. Şekil 4.27'de sürüklenme kuvveti katsayısının Mach sayısı ile değişimi verilmiştir. Test edilen modeller için sürüklenme katsayısının Mach sayısı ile değişimi benzer bulunmuştur. Fakat, burun kütlüğü arttıkça artan Mach sayısı ile sürüklenme katsayısında daha az azalma gösterme eğilimi vardır.



Şekil 4.27. Sürüklenme kuvveti katsayısının Mach sayısı ile değişimi (Sommer ve Stark, 1952, s. 12)



Şekil 4.28. Kütlüğün toplam drag üzerine etkisi (Sommer ve Stark, 1952, s. 13)

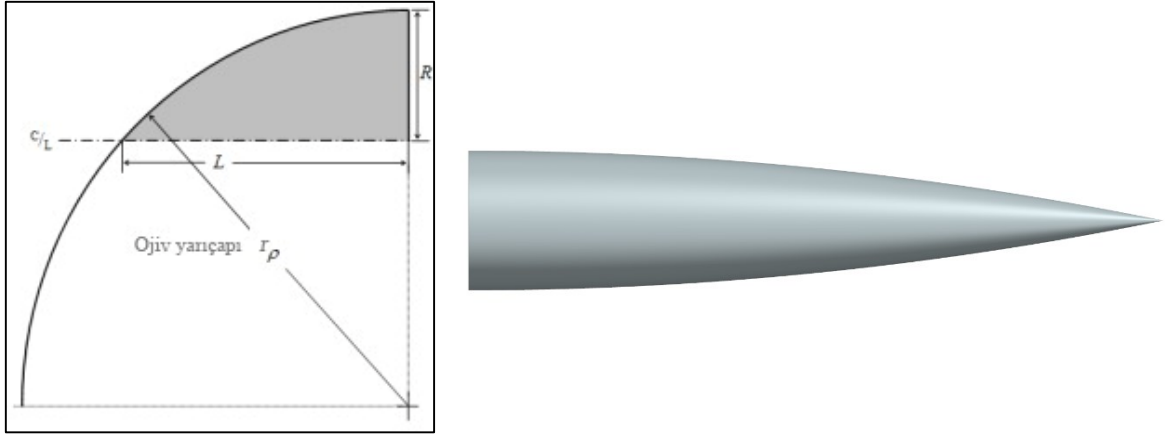
Şekil 4.28'de burun kütlüğünün toplam sürüklenme kuvveti katsayısı üzerine etkisi farklı hızlar için verilmiştir. Tüm hız değerleri için sürüklenme kuvveti katsayısı 0,1 ile 0,2 arasında optimum değerine ulaşmıştır. Burun kütlük değeri tüm hız rejimleri için ortalama değer olan 0,15 değeri seçilmiştir. Burun narinlik oranı belirlenirken oluşturulacak geometrilerde bu kütlük değeri kullanılacaktır.

4.3.3. Burun profili belirlenmesi

Bölüm 4.3.2'de burun kütlük oranı belirlenmiştir. Bu bölümde literatürden elde edilen farklı burun modelleri kullanılarak aerotermal analizlerde kullanılacak olan burun profilinin belirlenmesi amaçlanmıştır. Burun profillerini oluşturmak için kullanılan denklemler ilgili başlıklarda ayrıntılandırılmıştır.

Tanjant ojiv

Üretim kolaylığı sebebiyle sıkça tercih edilen bu burun profilinde, ojiv yarıçaplı çember burun tabanı ile gövdeyi tam bir tanjant eğrisi ile bağlar. Burun konisinin uzunluğu ojiv yarıçapından küçük ya da eşit olmalıdır.



Şekil 4.29. Tanjant ojiv burun profili ve geometrik özellikleri

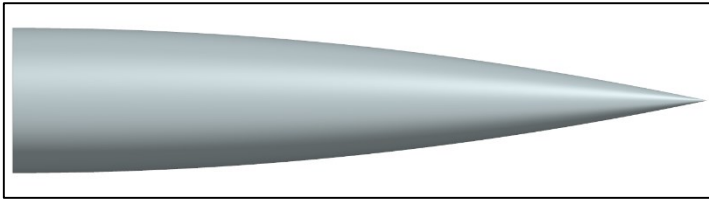
$$r_{\rho} = \frac{R^2 + L^2}{2R} \quad (4.19)$$

$$y = \sqrt{r_{\rho}^2 - (L - x)^2} + R - r_{\rho} \quad (4.20)$$

Parabolik

Parabolik burun profilleri, bir parabol parçasının özkirişine (İng. latus rectum) paralel bir çizgi etrafında döndürülmesiyle oluşturulur. Bir parabolün özkirişi, odak noktasından geçen, parabolün eksenine dik olan ve uç noktaları parabolün üzerinde bulunan bir çizgi parçasıdır. $0 \leq K' \leq 1$ için parabol denklemi Eş. 4.21'de verilmiştir.

$$y = R \left(\frac{2 \left(\frac{x}{L} \right) - K' \left(\frac{x}{L} \right)^2}{2 - K'} \right) \quad (4.21)$$



Şekil 4.30. Parabolik burun profili ($K'=1$)

$K'=1$ olduğu durumda parabolik burun şekli takip eden gövdeye tanjant olarak bağlanır.

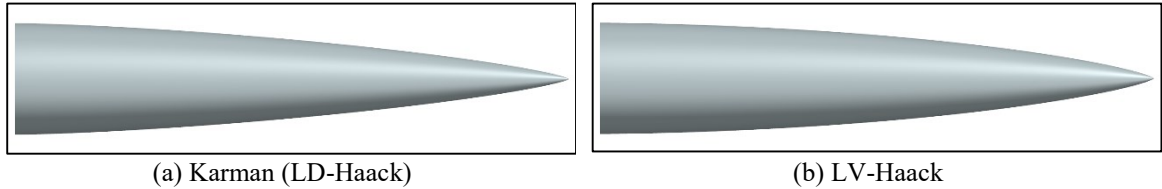
Haack serisi

Haack serisi burun profilleri sürüklenme kuvvetini en aza indirebilmek için matematiksel olarak türetilmiştir. Haack serilerinin şekilleri C sabitine bağlıdır ve Eş ile bulunur.

$$\theta(x) = \cos^{-1} \left(1 - \frac{2x}{L} \right) \quad (4.22)$$

$$y(\theta, C) = \frac{R}{\sqrt{\pi}} \sqrt{\theta - \frac{\sin(2\theta)}{2} + C \sin^3(\theta)} \quad (4.23)$$

C sabiti 0 olduğunda verilen boy ve çap (LD-Haack) için sürüklenme kuvveti en aza indirgenir. Bu profil “von Kármán profili” olarak da bilinir. Benzer şekilde C sabiti 1/3 olduğu durumda verilen boy ve hacim (LV-Haack) için minimum sürüklenme kuvveti elde edilir.

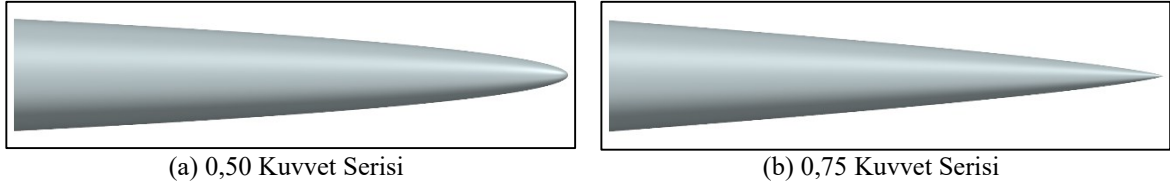


Şekil 4.31. Haack serisi burun profilleri

Kuvvet serisi

Kuvvet serisi burun şekilleri, küt ucuyla ve tabanlarının gövdeye teğet olmamasıyla bilinir. Burun konisi ile gövde arasındaki aerodinamik olmayan süreksizlik burun tabanından gövdeye atılan köprü bağlantıları ile giderilebilir. Düz silindir ve koni, kuvvet serisinin elemanlarıdır. Kuvvet serilerinin kütlük derecesini belirleyen faktör n derecesidir. $0 \leq n \leq 1$ için kuvvet serisi burun profillerinin şekilleri Eş. 4.24 ile belirlenir.

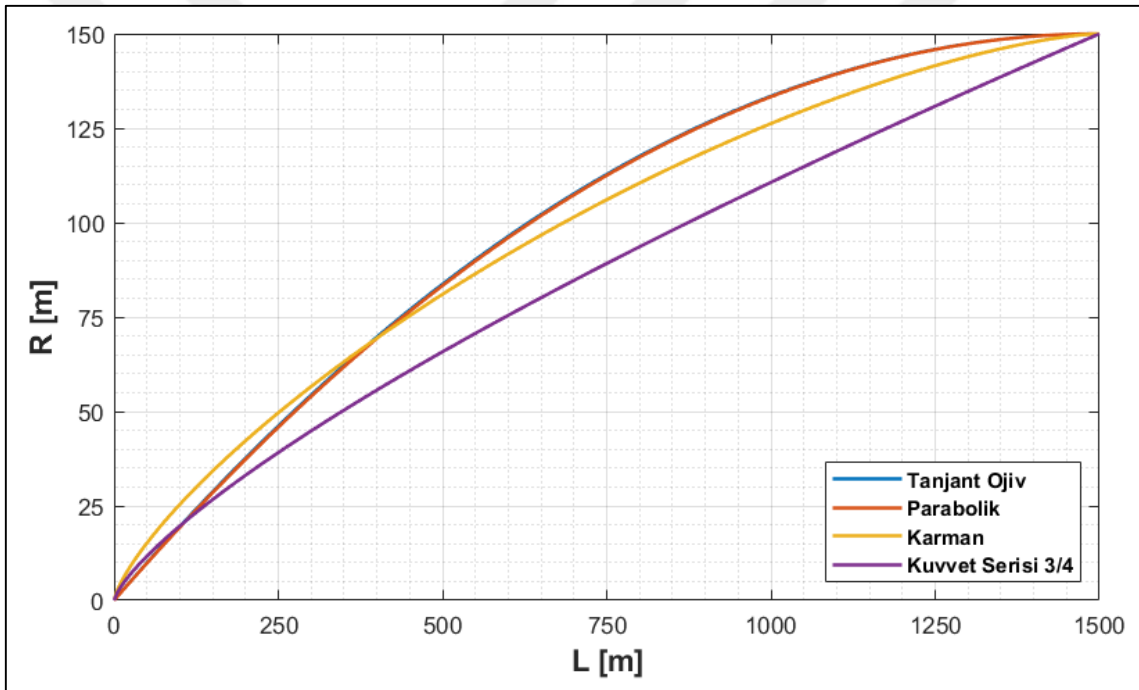
$$y = R \left(\frac{x}{L} \right)^n \quad (4.24)$$



Şekil 4.32. Kuvvet serisi burun profilleri

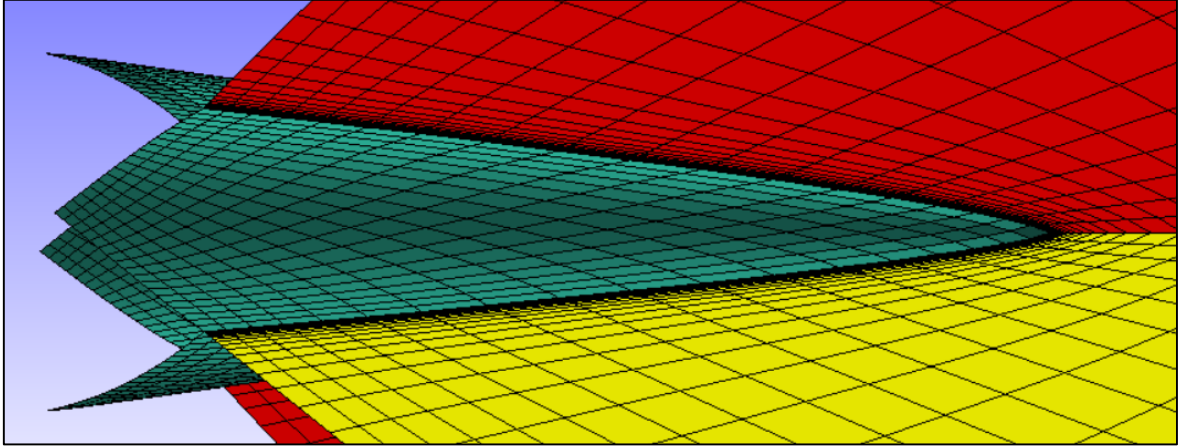
n derecesi 1'den 0'a doğru gittikçe burun kütlük değeri artar.

Şekil 4.33'de burun narinlik oranı 5 için analizlerde kullanılan burun profillerinin boy-yarıçap grafikleri verilmiştir.



Şekil 4.33. Burun profil kesitleri

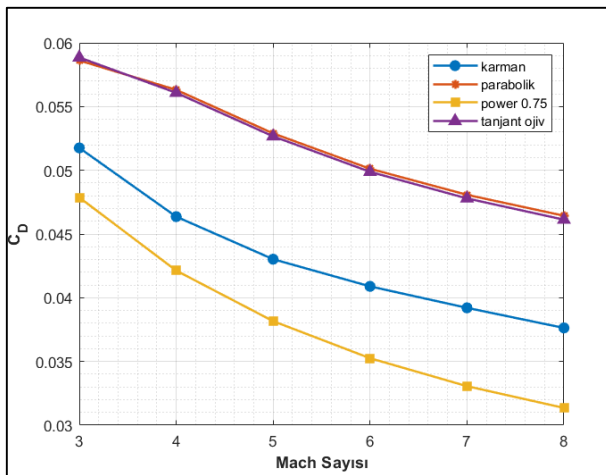
Oluşturulan burun profilleri etrafında 10^{-6} m ilk katman kalınlığı kullanılarak düzgün çözüm ağları oluşturulmuştur. Şekil 4.34'de oluşturulan çözüm ağının burun ucundan kesit verilmiştir. CFD++ ortamına aktarılan çözüm ağları üzerinde analizler adiyabatik ve izotermal olarak, Çizelge 4.10'da verilen deniz seviyesindeki iki farklı tip sınır koşulunda hücum açısının 0° olduğu durumda 6 farklı Mach sayısı için yürütülmüştür.



Şekil 4.34. Kuvvet serisi burun profili burun ucu çözüm ağı kesiti

Çizelge 4.10. Burun profil belirlenmesi analizleri sınır koşulları

Sınır	Sınır Şartı	Termal Koşullar		Türbülans Koşulu
		Adiyabatik	İzotermal	
Giriş	Ses üstü giriş sınır şartı	$T_{\infty} = 288,15 \text{ K}$	$T_{\infty} = 288,15 \text{ K}$	Türbülanslı/Laminer viskozite oranı = 10
Burun	Kaymasız Duvar	$\dot{Q} = 0$	$T_{\text{duvar}} = 300 \text{ K}$	-
Çıkış	Ses üstü çıkış koşulu	$\dot{Q} = 0$	$T_{\text{duvar}} = 300 \text{ K}$	-

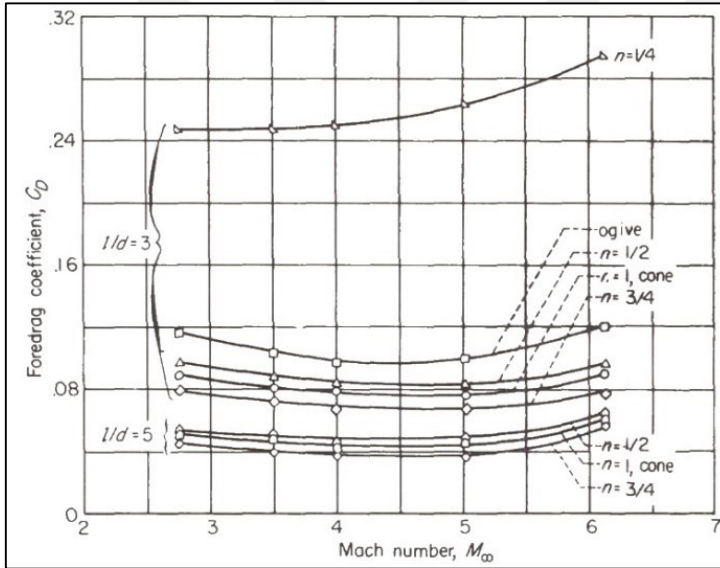


Şekil 4.35. Toplam sürüklenme kuvveti katsayısının Mach sayısı ile değişimi ($L/D = 5$)

Aerodinamik açıdan burun profili eniyilemesi yapılırken menzile en önemli etkiyi gösteren sürüklenme katsayısı incelenmelidir. Şekil 4.35'de narinlik oranı 5 için toplam sürüklenme kuvveti katsayısının Mach sayısı ile değişimi verilmiştir. Şekil 4.27'dakine benzer bir

şekilde Mach sayısı arttıkça bütün burun profilleri için sürüklenme kuvveti azalmaktadır. Tanjant ojiv ve parabolik burun profilleri aynı narinlik oranında benzer hacimlere sahip olup sürüklenme kuvveti değerleri birbirine yakın çıkmıştır. Sürüklenme kuvveti açısından en iyi burun profili $\frac{3}{4}$ kuvvet serisi olmuştur.

Eggers, Resnik, ve Dennis (1958) çalışmalarında ön gövde sürüklenme kuvvetinin Mach sayısı ile değişimini farklı narinlik oranlarında koni, ojiv, $\frac{1}{4}$, $\frac{1}{2}$ ve $\frac{3}{4}$ kuvvet serileri için incelemiştir. Aynı narinlik oranına sahip koninin ön gövde sürüklenme kuvveti $\frac{3}{4}$ kuvvet serisi burun profilinden %20 daha fazla çıkmıştır. Mach 5'e kadar sürüklenme kuvveti azalmıştır. Mach 5'ten sonra sürüklenme kuvvetindeki artış Reynolds sayısındaki büyük ölçekli azalmadan kaynaklanmıştır.



Şekil 4.36. Ön gövde sürüklenme kuvvetinin Mach sayısı ile değişimi (Eggers vd., 1958, s. 8)

Sahai, John, ve Natarajan (2014) minimum sürüklenme kuvveti şekilleri için hipersonik hızlarda narinlik oranının etkisini incelemiştir. Çizelge 4.11'de 12 Mach'ta dalga sürüklenme katsayısının farklı burun profilleri için farklı kütlük oranlarında değişimine yer verilmiştir. Tüm narinlik oranlarında kuvvet serisi gövdenin sürüklenme kuvveti von Kármán ojiv profilinden düşük çıkmıştır.

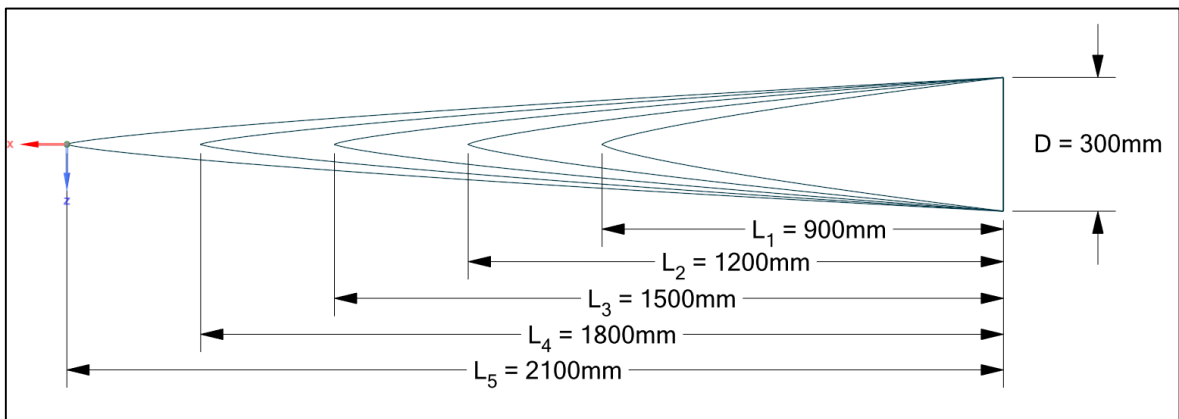
Çizelge 4.11. Farklı burun profilleri için 12 Mach'ta dalga sürüklenme katsayısı (Sahai vd., 2014)

Narinlik oranı	Dalga sürüklenme katsayısı		
	von Kármán ojiv	Kuvvet serisi	Optimum burun
L/D = 1	0.34633	0.30403	0.29931
L/D = 2	0.11015	0.09037	0.09000
L/D = 4	0.02995	0.02394	0.02374
L/D = 6	0.01355	0.01078	0.01068

Elde edilen sonuçlar ile literatürden elde edilen çalışmalar incelendiğinde hipersonik akışlarda optimum burun profilinin $\frac{3}{4}$ kuvvet serisi olduğu gözlenmiştir. Çalışmanın sonraki bölümü olan narinlik oranı eniyileme çalışmalarında bu burun profili kullanılacaktır.

4.3.4. Burun narinlik oranı eniyilemesi ve aerotermal analizler

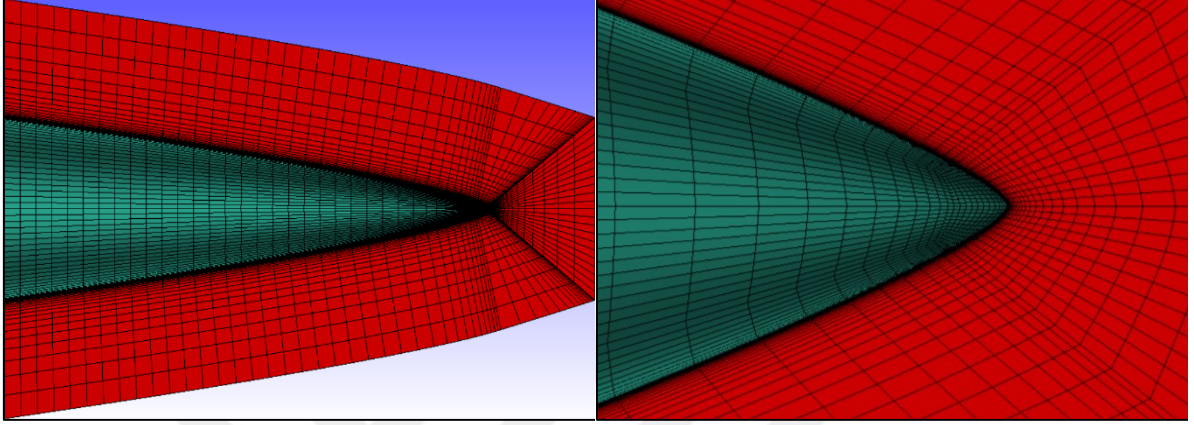
Bölüm 4.3.3'de burun profili belirleme çalışmalarına yer verilmiştir. $\frac{3}{4}$ kuvvet serisi burun profili hipersonik hızlar için aerodinamik karakteristik açısından optimum burun olarak değerlendirilmiştir. Bu bölümde önceki bölümlerde belirlenmiş olan 0,15 burun kütlük oranı $\frac{3}{4}$ kuvvet serisi burun profiline uygulanarak 5 farklı L/D oranı için geometriler oluşturulmuştur. Oluşturulan bu geometrilere ait kesitlere Şekil 4.37'te yer verilmiştir.



Şekil 4.37. Farklı narinlik oranları için oluşturulan $\frac{3}{4}$ kuvvet serisi geometrileri

Oluşturulan burun geometrileri etrafında sınır tabakası için 5×10^{-7} m ilk katman kalınlığı kullanılarak düzgün çözüm ağları oluşturulmuştur. Oluşturulan ağ yapılarından narinlik oranının 3 olduğu durum örnek olarak

Şekil 4.38’de verilmiştir. Daha sonra çözücü ortamına aktarılan ağ yapıları üzerinde dış aerodinamik analizler adiyabatik ve izotermal olarak, Çizelge 4.12’de verilen, deniz seviyesindeki iki farklı tip sınır koşulunda hücum açısının 0° ve 5° olduğu durumda Mach 6 için yürütülmüştür.



Şekil 4.38. Burun ağ yapısı (solda) ve burun ucu o grid yapısının yakın görünüşü (sağda)

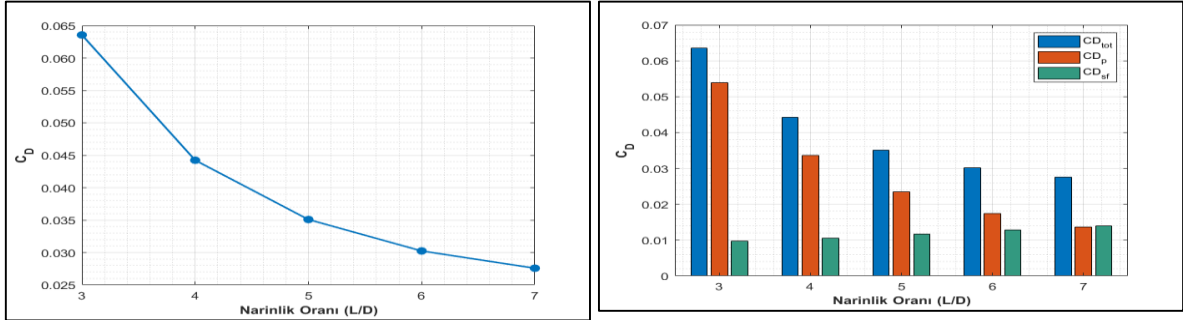
Çizelge 4.12. Burun narinlik oranı belirlenmesi için kullanılan sınır şartları

Sınır	Sınır Şartı	Termal Koşullar		Türbülans Koşulu
		Adiyabatik	İzotermal	
Giriş	Ses üstü giriş sınır şartı	$T_\infty = 288,15 \text{ K}$	$T_\infty = 288,15 \text{ K}$	Türbülanslı/Laminer viskozite oranı = 5
Burun	Kaymasız Duvar	$\dot{Q} = 0$	$T_{\text{duvar}} = 300 \text{ K}$	-
Çıkış	Ses üstü çıkış koşulu	$\dot{Q} = 0$	$T_{\text{duvar}} = 300 \text{ K}$	-

Analizler zamandan bağımsız ve kapalı integral (*Ing.* Implicit integration) simülasyon yöntemiyle adiyabatik analizler için 4000 izotermal analizler için 5000 iterasyon yürütülmüştür. Analizler sırasında Courant sayısı 0,95 ayarlama faktörü ile 0,01'den 5'e yükseltilmiştir. Analizler birinci derece ayrıklaştırma şeması ile başlayıp daha sonra ikinci dereceden ayrıklaştırma kullanılmıştır.

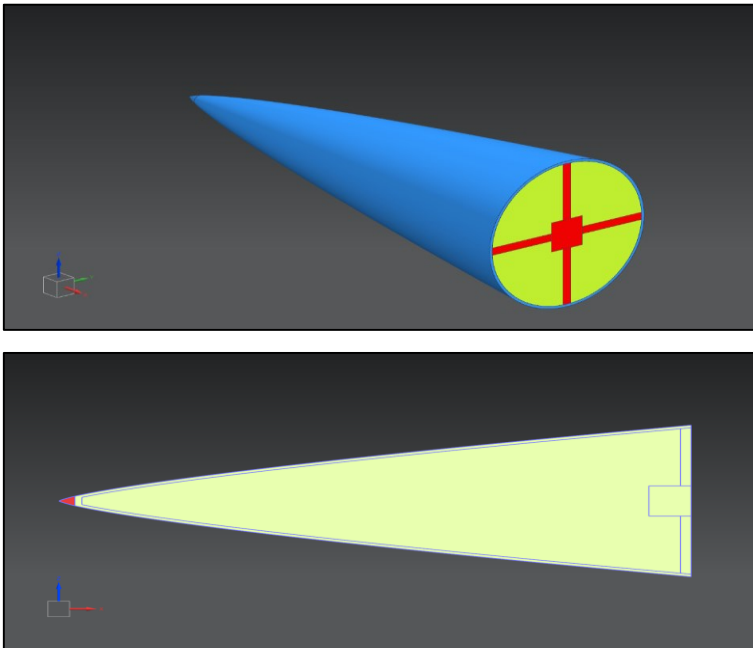
Şekil 4.39’de solda toplam sürüklenme kuvveti katsayısının narinlik oranıyla değişimi verilmiştir. Burun çapının sabit tutulduğunda, burun uzunluğu arttıkça narinlik oranı artar. Narinlik oranı arttıkça toplam sürüklenme kuvveti katsayısı azalmıştır. Aynı şeklin sağ tarafında ise sürüklenme kuvvetini oluşturan viskoz ve viskoz olmayan bileşenlerin narinlik oranı ile değişimi verilmiştir. Narinlik oranı arttıkça sınır tabakası kalınlığının azalır. Bunun

sonucu olarak dalga sürüklenme kuvveti katsayısı azalır. Viskoz etkileşimler sonucu oluşan yüzey sürüklenme kuvveti ise artmaya başlar (Santos, 2005).



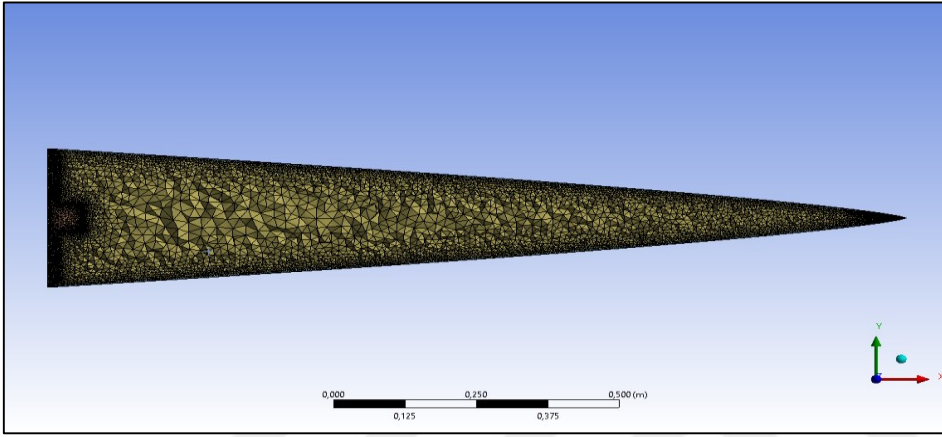
Şekil 4.39. Sürüklenme kuvveti katsayısının narinlik oranıyla değişimi

Dış akış analizleri tamamlandıktan sonra farklı narinlik oranları için aerothermal analizlerde kullanılmak üzere ilgili geometriler oluşturulmuştur. Geometriler oluşturulurken dış kabuk kalınlığı 5 mm olarak alınmıştır. Tüm geometrilerde taban çapı sabit olduğu için elektronik eleman ve tutucu ayaklar taban kısmına yerleştirilmiştir. Burun ucu ile elektronik eleman arasındaki boşluk akışkan hava ile aynı özelliklere sahip katı hava olarak modellenmiştir. Analizlerde kullanılan geometri ve y eksenini kesiti narinlik oranının 3 olduğu durum için Şekil 4.40'da verilmiştir.

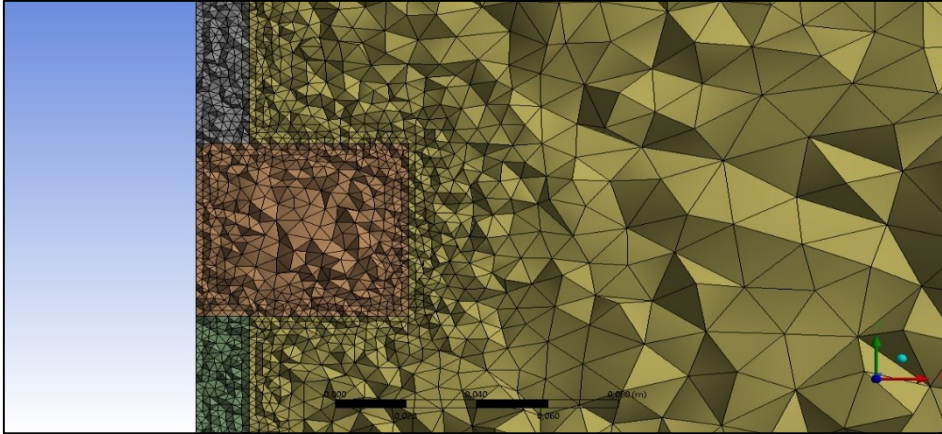


Şekil 4.40. $f_n = 3$ için aerothermal analiz modeli

Aeroterml analizlerde dñzenli ađ yapısı oluşturmak zor olduğu için dñzensiz ađ yapısı kullanılmıştır. Ađ yapıları Ansys Mesher ortamında ortak yñzeyler paylaşan ađ yapısı metodu (*İng.* Patch conformal method) ile oluşturulmuştur. Tñm narinlik oranları için ortalama 1,47 milyon dñzgñn dñrtyñzlñ eleman kullanılmıştır. şekil 4.41’de narinlik oranının 5 olduğu durum için ađ yapısı kesiti, şekil 4.42’de ise katı hava, elektronik eleman ve ayak ortak yñzeyleri arasındaki hacim elemanları gñsterilmiřtir.



şekil 4.41. Ađ yapısı z kesiti ($f_n = 5$)

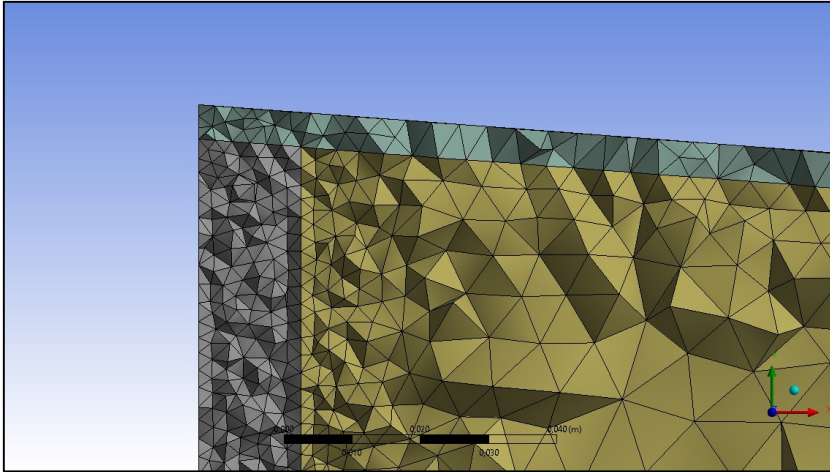


şekil 4.42. Katı hava, elektronik eleman ve ayak ortak yñzeyleri ($f_n = 5$)

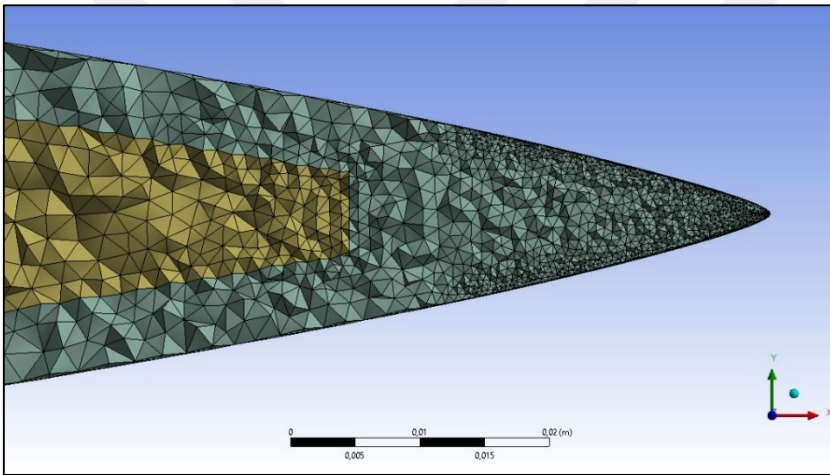
şekil 4.43’de narinlik oranının 5 olduğu durum için katı hava, kabuk ve ayak ortak yñzeyleri,

şekil 4.44’te burun ucunda katı hava ve kabuk ortak yñzeyleri arasındaki hacim elemanları,

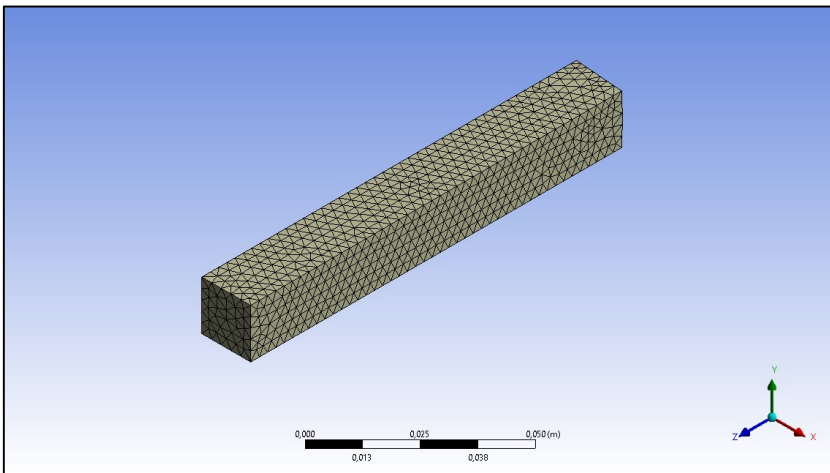
şekil 4.45’te ise tutucu ayak ađ yapısı örnek olarak verilmiştir.



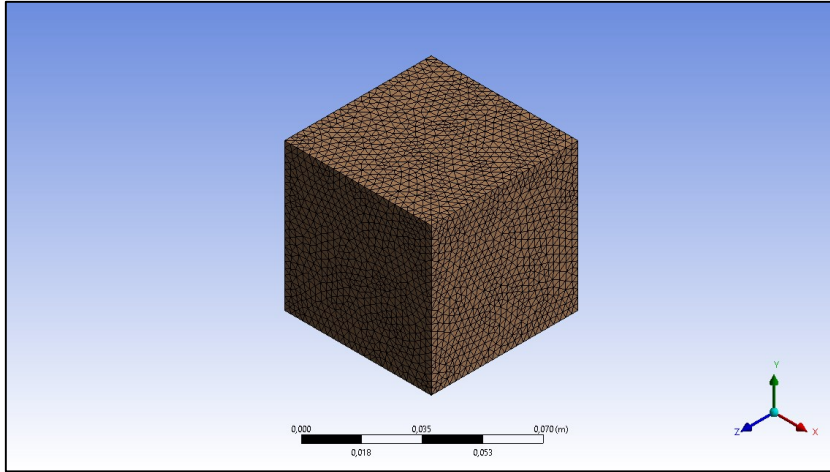
Şekil 4.43. Katı hava, kabuk ve ayak ortak yüzeyleri ($f_n = 5$)



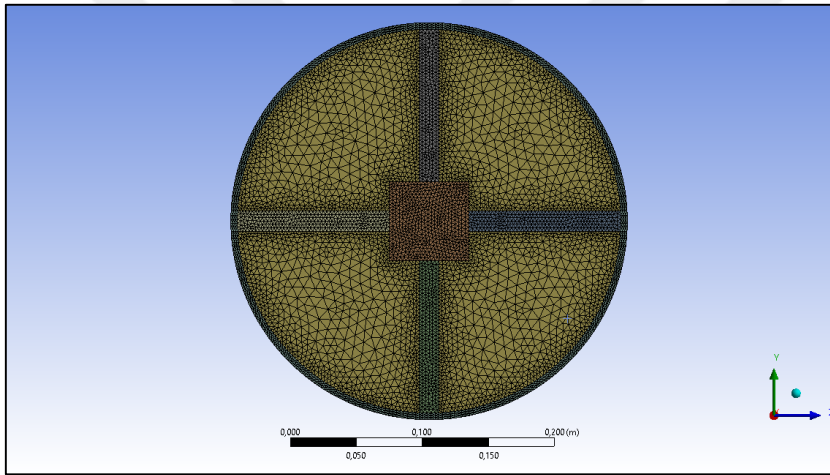
Şekil 4.44. Burun ucunda katı hava ve kabuk ortak yüzeyleri ($f_n = 5$)



Şekil 4.45. Tutucu ayak hacim elemanları



Şekil 4.46. Elektronik eleman hacim elemanı



Şekil 4.47. Simetri eksenindeki ağ yapısı

Şekil 4.46'da tüm narinlik oranları için kullanılan elektronik eleman ağ yapısı, Şekil 4.47'de ise simetri sınır koşulu olarak belirlenen burun tabanı ağ yapısı verilmiştir.

Adiyabatik çözümlerden elde edilen sıcaklık değerleri ve izotermal analizlerden elde edilen toplam ısı akısı kullanılarak ısı transferi katsayısı Eş. 4.25 ile bulunmuştur. Duvar sıcaklığı izotermal analizlerde 300 K olarak alınmıştır.

$$h = \frac{\dot{Q}}{T_{yuzey} - T_{duvar}} \quad (4.25)$$

Daha sonra x, y, z koordinatlarına karşılık gelen sıcaklık ve ısı transferi katsayısı ile her bir narinlik oranı için profil dosyaları oluşturulmuştur.

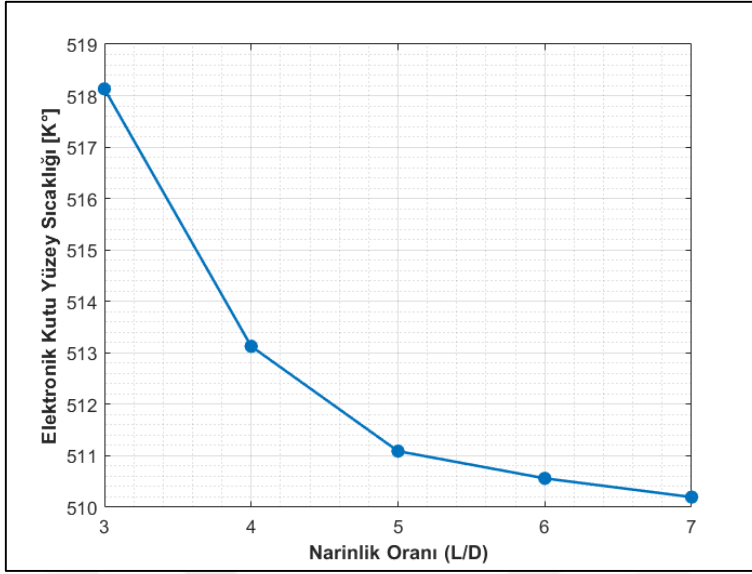
Aerothermal analizler Ansys 2022 R1 sürümü Fluent çözücüsü kullanılarak yapılmıştır. Tüm analizler zamana bağlı olarak basınç-tabanlı çözücü ile enerji denklemleri açılarak çözülmüştür. Analizler sırasında herhangi bir akış olmadığı için türbülans modeli varsayılan ayarında bırakılmıştır. Malzeme olarak iç kısım için katı hava, ayaklar, elektronik kutu ve dış yüzey içinse erime noktası yüksek olan titanyum seçilmiştir. Çizelge 4.13’de aerothermal analizlerde kullanılan malzemelerin özellikleri verilmiştir.

Çizelge 4.13. Aerothermal analizlerde kullanılan malzeme özellikleri

Malzeme	Katı hava	Titanyum
Yoğunluk [kg/m ³]	1.225	4850
Özgül ısı [J/kg K]	1006.43	544.25
Isıl iletkenlik [W/m K]	0.0242	7.44

Sınır koşu olarak birbiriyle arayüzü olan kısımlar aküple duvar sınır şartı olarak tanımlanmıştır. Dış yüzeyde termal sınır koşulu olarak taşınım sınır şartı tanımlanmıştır. Ayrıca her bir narinlik oranı için oluşturulan profil dosyaları okutularak ısı transferi katsayısı ve yüzeye uygulanacak serbest akış sıcaklık koşulu bu profillerden aktarılmıştır.

Analizler sırasında elektronik eleman üzerindeki maksimum statik sıcaklık, ayak alt ve üst yüzeylerindeki ısı akılarının alan ağırlıklı ortalamaları takip edilmiştir. Başlangıç koşulu tüm yüzeyler için 300 K° olarak alınmıştır. Zamana bağlı analizler 5 sn’lik zaman adımıyla 360 adımda toplamda 1800 sn (yarım saat) yürütülmüştür. Her bir zaman adımı sırasında 40 iterasyon kullanılmıştır.



Şekil 4.48. Elektronik kutu sıcaklığının narinlik oranıyla değişimi

Şekil 4.48’de elektronik kutu maksimum sıcaklığının narinlik oranıyla değişimi gösterilmiştir. Narinlik oranı arttıkça elektronik kutunun ulaştığı maksimum sıcaklık azalmaya başlamıştır.

Şekil 4.39’deki verilmiş olan sürüklenme kuvvetinin narinlik oranıyla değişimi grafiğiyle benzer eğilim göstermiştir. Tasarım süreci sırasında elektronik elemanın çıkabileceği maksimum sıcaklık limiti çalışmada göz ardı edilmiştir. Elektronik elemanın sıcaklık değişimi analiz süresi boyunca maksimum 218 K olarak bulunmuştur. Bu fark narinlik oranının artması ile azalmıştır. Acharya ve arkadaşları (2018) narinlik oranı arttıkça, yüzeyden olan ısı kaybının azaldığını ve belirli bir narinlik oranından sonra ısı kaybındaki değişimin azaldığını bulmuşlardır.

5. TARTIŞMA

Hipersonik akışların karakteristik özelliklerinden ötürü bu akışların modellenmesi zorlayıcı olabilmektedir. Literatürde hipersonik hızlarda uçabilen araç tasarımlarından önce bu akışları doğru modelleyebilmek üzerine yoğunlaşarak çeşitli çözümler geliştirilmiştir. Atmosferik giriş araçlarında çok yüksek sıcaklıkların gözlenmesi bu çözümlerin kimyasal denklemleri de kapsayacak şekilde geliştirilmesi ihtiyacını doğurmuştur.

Hipersonik akışlar alanında günümüzde yapılan çalışmalar hesaplamalı akışkanlar dinamiği alanında gözlenen gelişmeler ile bu hızlarda uçan araçlara yönelik olmuştur. Bu çalışmada hipersonik hızlarda burun tasarımında etkili olan burun kütlüğü ve narinliği değerlerinin aerodinamik ısınmaya etkisi incelenerek, sürüklenmeyi ve ısınmayı en aza indiren optimum narinlik ve kütlük oranı bulunması amaçlanmıştır. Literatürde burun kütlüğünün etkisi ve narinliğin etkisi ayrı ayrı incelenerek sürüklenme kuvveti eniyilemesi yapılmıştır.

Bu çalışmada metodoloji doğrulaması olarak deneysel verileri olan geometri çözümleri kullanılmıştır. Literatürdeki benzer yöntemlerden yola çıkarak kütlük ve narinliğin aynı anda olduğu durumda burun konisi içine gerçekleşen iletim ile gerçekleşen ısıyı da hesaba katarak sürüklenme kuvveti-ısınma eniyilemesi yapılmıştır.



6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada düşük hipersonik hızlarda burun eniyilemesi yapılmıştır. Literatürde deneysel verileri olan standart HB-1 modeli kullanılarak dış akış analiz modeli oluşturulmuştur. Yapılan analizler sonucunda kuvvet katsayıları ve yunuslama momenti incelenmiştir. Eksenel kuvvet katsayısı rüzgâr tüneli sonuçlarından %5 farklı çıkmıştır. Farklılığın sebebi rüzgâr tüneli tutucu kol mekanizmasının HAD analizlerinde modellenmemiş olmasıdır.

Oluşturulan analiz modeli kullanılarak önce 5 farklı burun narinlik oranı için adiyabatik ve izotermal analizler yürütülmüştür. Analizler sonucunda sürüklenme kuvvetindeki artışın az olduğu bölge 0,10-0,20 aralığında olduğu gözlenmiştir. Isınma ise 0,15 kütlük oranına kadar azalmış olup sonra artmıştır. Literatürden elde edilen verilere göre sürüklenme kuvvetinin 0,15 kütlük oranına kadar azaldığı daha sonra arttığı gözlenmiştir. Dolayısıyla 0,15 kütlük oranının optimum kütlük olduğu sonucuna varılmıştır.

Çalışmanın 4.3.3 numaralı bölümünde burun profili belirlenmesi için 4 farklı burun profili için L/D oranının 5 olduğu durumda analizler Mach 6 için yürütülmüştür. Tanjant ojev ve parabolik burun profillerinin en yüksek sürüklenme katsayısına sahip olduğu, $\frac{3}{4}$ kuvvet serisinin ise en düşük sürüklenme katsayısına sahip olduğu görülmüştür. Artan hızla beraber sürüklenme kuvveti azalmıştır. Sonuçlar literatürdeki bulgular ile benzerlik göstermiştir. Bu nedenle $\frac{3}{4}$ kuvvet serisi hipersonik akış için optimum burun profili olarak seçilmiş ve narinlik oranı eniyileme çalışmalarında kullanılmıştır.

Burun eniyileme çalışmalarının son bölümünde narinlik oranı eniyilemesi aerotermal analizler ile birlikte yürütülmüştür. 5 farklı narinlik oranı için ilk önce adiyabatik ve izotermal analiz yapılarak yüzey sıcak dağılımı ve ısı transferi katsayısı elde edilmiştir. Adiyabatik analizler sonucunda sürüklenme kuvveti katsayısının narinlik oranı arttıkça azaldığı bulunmuştur. Elde edilen h ve yüzey sıcaklığı değerleri ile yapılan aerotermal analizler sonucunda, burun içinde bulunan elektronik eleman maksimum yüzey sıcaklığının narinlik oranındaki artışla beraber azaldığı gözlenmiştir.



KAYNAKLAR

- Acharya, S., Agrawal, S., and Dash, S. K. (2018). Numerical analysis of natural convection heat transfer from a vertical hollow cylinder suspended in air. *Journal of Heat Transfer*, 140(5).
- Anderson Jr., J. D. (2006). *Hypersonic and high-temperature gas dynamics* (Second edition). Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Anderson Jr., J. D. (2017). *Fundamentals of aerodynamics* (Sixth edition, 39). New York: McGraw-Hill Education.
- Anderson Jr., J. D. (2021). *Modern compressible flow with historical perspective* (Forth edition, 130). New York: McGraw-Hill Education.
- Bertin, J. (1994). *Hypersonic aerothermodynamics* (Third edition, 5). Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Borovoy, V. Ya., Mosharov, V. E., Radchenko, V. N., Skuratov, A. S., and Struminskaya, I. V. (2014). Leading edge bluntness effect on the flow in a model air-inlet. *Fluid Dynamics*, 49(4), 454-467.
- Chakravarthy, S. (1999). A unified-grid finite volume formulation for computational fluid dynamics. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 31(1), 309-323.
- Chen, S., Yan, C., Zhong, K., Xue, H., and Li, E. (2018). A novel flux splitting scheme with robustness and low dissipation for hypersonic heating prediction. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 127, 126-137.
- Dala, L. (1997). *Hypersonic viscous flows including non-equilibrium real gas effects* (Doctoral dissertation). Retrieved from ProQuest Digital Dissertations. (ProQuest 10729361)
- Darwish, M., Moukalled, F. (2014). A fully coupled Navier-Stokes solver for fluid flow at all speeds. *Numerical Heat Transfer, Part B: Fundamentals*, 65(5), 410-444.
- Eggers, A. J., Resnik, M. M., and Dennis, D. H. (1958). Bodies of revolution having minimum drag at high supersonic airspeeds. California.
- Eyi, S., Hanquist, K. M., Boyd, I. D. (2019). Aerothermodynamic design optimization of hypersonic vehicles. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 33(2), 392-406.
- Goldberg, U., Perroomian, O., Batten, P., and Chakravarthy, S. (2009). The k- ϵ -Rt turbulence closure. *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, 3(2), 175-183.
- Grasso, F., Marini, M. (1996). Analysis of hypersonic shock-wave laminar boundary-layer interaction phenomena. *Computers & Fluids*, 25(6), 561-581.
- Gray, J. D., Lindsay, E. E. (1963). Force tests of standard hypervelocity ballistic models HB-1 and HB-2 at Mach 1.5 to 10.

- Gregorek, G. M. (1967). *Viscous effects on blunt cones at hypersonic speeds* (Doctoral dissertation, The Ohio State University, Columbus, OH). Retrieved from http://rave.ohiolink.edu/etdc/view?acc_num=osu148664048614809
- Gür, H. B. (2016). *Effects of diffusion in hypersonic flow* Yüksek Lisans Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.
- Hassanien, I. H., Shabaan, S., and Khalil, E. E. (2017). Numerical simulation and investigation of an atrium fire experiment. *International Journal of Research in Chemical, Metallurgical and Civil Engineering*, 4(1), 121-136
- Ismail, F., Roe, P. L., and Nishikawa, H. (2009). A proposed cure to the carbuncle phenomenon. *Computational Fluid Dynamics, 2006* 149-154
- Kitamura, K., Shima, E. (2013). Towards shock-stable and accurate hypersonic heating computations: A new pressure flux for AUSM-family schemes. *Journal of Computational Physics*, 245, 62-83.
- Kutkan, H., Eyi, S. (2018). Aerothermodynamic shape optimization of reentry capsules using DSMC and POD methods. *10th International Conference on Computational Fluid Dynamics, ICCFD 2018 - Proceedings*. Barcelona.
- Liou, M.-S. (1996). A sequel to AUSM: AUSM⁺. *Journal of Computational Physics*, 129(2), 364-382.
- Liou, M.-S. (2006). A sequel to AUSM, Part II: AUSM⁺-up for all speeds. *Journal of Computational Physics*, 214(1), 137-170.
- Liou, M.-S., Steffen, C. J. (1993). A new flux splitting scheme. *Journal of Computational Physics*, 107(1), 23-39.
- Macrossan, M. N., Eckett, C. (1996). Chemical nonequilibrium inviscid flow over a blunt cone at incidence. *AIAA Journal*, 34(10), 2054-2061.
- Moss, J. N., Bird, G. A. (2003). Direct simulation of transitional flow for hypersonic reentry conditions. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 40(5), 830-843.
- Onay, O. K., Eyi, S. (2019). *Comparison of fully coupled and decoupled modeling results of graphite ablation in hypersonic flows*. 10th Ankara International Aerospace Conference, 37(6), 982-986
- Ong, K. C., Chan, A. (2016). A pressure-based Mach-uniform method for viscous fluid flows. *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, 30(7-10), 516-530.
- Özgün, M., Eyi, S. (2016). Three dimensional hypersonic flow analysis around a reentry vehicle using Navier-Stokes equations. *9th International Conference on Computational Fluid Dynamics, ICCFD 2016 – Proceedings*, İstanbul

- Pish, F., Hassanvand, A., Barzegar Gerdroodbary, M., and Noori, S. (2019). Viscous equilibrium analysis of heat transfer on blunted cone at hypersonic flow. *Case Studies in Thermal Engineering*, 14(August 2018), 100464.
- Piskin, T., and Eyi, S. (2015). Modelling thermochemical nonequilibrium during atmospheric re-entry. *51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Poling, B. E., Prausnitz, J. M., and O'Connell, J. P. (2001). *The properties of gases and liquids* (Fifth edition, 127-133). McGraw-Hill.
- Riley, C. J. (1992). An engineering method for interactive inviscid-boundary layers in three-dimensional hypersonic flow (Doctoral dissertation). Retrieved from <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/summary?doi=10.1.1.48.8455>
- Roache, P. J. (1997). Quantification of uncertainty in computational fluid dynamics. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 29(1), 123-160.
- Sahai, A., John, B., and Natarajan, G. (2014). Effect of fineness ratio on minimum-drag shapes in hypersonic flows. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 51(3), 900-907.
- Santos, W. F. N. (2005). Leading-edge bluntness effects on aerodynamic heating and drag of power law body in low-density hypersonic flow. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 27(3), 236-242.
- Sommer, S. C., Stark, J. A. (1952). The effect of bluntness on the drag of spherical-tipped truncated cones of fineness ratio 3 at Mach numbers 1.2 to 7.4. California.
- Wood, N. B. (1963). Nose bluntness effects on cone pressure and shock shape at M=8.5 to 12.9. *AIAA Journal*, 1(8), 1929-1930.





Gazili olmak ayrıcalıktır