

**T.C.
MANİSA CELAL BAYAR ÜNİVERSİTESİ
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**



**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
MAKİNE TEORİSİ VE DİNAMİĞİ BİLİM DALI**

BALİSTİK FÜZE TASARIM VE ANALİZİ

Mihrişah ARPACIK

**Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Saim KURAL**

MANİSA-2025

**MİHRİŞAH
ARPACIK**

BALİSTİK FÜZE TASARIM VE ANALİZİ

2025

TAAHHÜTNAME

Bu tezin Manisa Celal Bayar Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Makine Mühendisliği Ana Bilim Dalında akademik ve etik kurallara uygun olarak yazıldığını ve kullanılan tüm literatür bilgilerinin referans gösterilerek tezde yer aldığını, tamamen kendi çalışmam olduğunu, her alıntıya kaynak gösterdiğimi, tezin yazımında akademik ve etik kurallara aykırı herhangi bir yapay zeka ve program kullanmadığımı beyan ederim.

Mihrişah ARPACIK



ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

Mihrişah Arpacık

**Manisa Celal Bayar Üniversitesi
Lisansüstü Eğitim Enstitüsü
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı**

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Saim KURAL

Füze teknolojileri, modern savunma sistemlerinin en kritik unsurlarından biri olarak, aerodinamik, malzeme bilimi, uçuş dinamiği ve itki sistemlerindeki gelişmelerle ülkelerin stratejik kabiliyetlerini şekillendirmektedir. Bu tez, R-27 (SS-N-6 Serb), DF-21, Agni-II ve Jericho II füze sistemlerinin aerodinamik tasarım, yapısal malzeme seçimi, uçuş dinamiği, itki sistemleri, yörünge analizi, titreşim stabilitesi ve kontrol yüzeyleri açısından kapsamlı bir analizini sunmaktadır. MATLAB tabanlı simülasyonlar ve mühendislik değerlendirmeleri ile her füze sisteminin güçlü ve zayıf yönleri detaylı bir şekilde ortaya koyulmuş, sistemlerin performansları somut verilerle karşılaştırılmıştır.

Elde edilen sonuçlar, R-27 ve Jericho II'nin yüksek aerodinamik verimlilikleri sayesinde uzun menzilli uçuşlarda düşük sürtünme ve yüksek stabilite sunduğunu ortaya koymuştur. Buna karşın, DF-21 ve Agni-II kompakt tasarımları ve hızlı itki sistemleri ile kısa sürede yüksek hızlara ulaşmaktadır. Yapısal malzeme seçiminin füze performansına etkisi de belirgin bir şekilde görülmüş; R-27 ve Jericho II dayanıklı ve ağır malzemeler tercih ederken, DF-21 ve Agni-II hafif kompozit malzemeler kullanarak toplam ağırlığı azaltmış ve hız kabiliyetlerini artırmıştır. Ayrıca, Jericho II'nin geniş menzili ve çok yönlü yörünge kapasitesi stratejik esneklik sağlarken, diğer sistemler belirli görev profillerinde ön plana çıkmıştır.

Bu çalışma, mühendislik yöntemleri ve tasarım kararlarının füze performansı üzerindeki etkilerini ortaya koyarak, savunma sanayiine yönelik gelecekteki füze geliştirme projelerine güçlü bir rehber sunmaktadır. Çalışmanın sunduğu detaylı analizler, yalnızca mevcut füze teknolojilerinin değerlendirilmesine değil, aynı

zamanda yapay zeka, ileri malzemeler ve gerçek zamanlı simülasyonların entegrasyonu ile yeni nesil füze sistemlerinin geliştirilmesine de ışık tutmaktadır. Sonuç olarak, bu tez, füze teknolojilerinde mühendislik ve stratejik tasarım arasındaki etkileşimi derinlemesine inceleyerek, gelecekteki savunma projeleri için bir yol haritası niteliği taşımaktadır.

Anahtar Kelimeler: Balistik Füze Sistemleri, Aerodinamik Tasarım, Stabilit , Kontrol Sistemleri, Savunma Teknolojileri, Uçuş Dinamiği

2025, 150 sayfa



ABSTRACT

M.Sc. Thesis

Mihrişah ARPACIK

**Manisa Celal Bayar University
Graduate School of Education
Department of Mechanical Engineering**

Supervisor: Dr. Saim KURAL

Missile technologies are among the most critical components of modern defence systems, shaping the strategic capabilities of nations through advancements in aerodynamics, materials science, flight dynamics, and propulsion systems. This thesis provides a comprehensive analysis of the R-27 (SS-N-6 Serb), DF-21, Agni-II, and Jericho II missile systems in terms of aerodynamic design, structural material selection, flight dynamics, propulsion systems, trajectory analysis, vibration stability, and control surfaces. Using MATLAB-based simulations and engineering evaluations, the strengths and weaknesses of each missile system have been thoroughly examined, with their performances objectively compared.

The results reveal that R-27 and Jericho II offer low drag and high stability in long-range flights due to their high aerodynamic efficiency. In contrast, DF-21 and Agni-II achieve high speeds in a short time thanks to their compact designs and rapid propulsion systems. The impact of structural material selection on missile performance is also significant; while R-27 and Jericho II favour heavy, durable materials, DF-21 and Agni-II use lightweight composite materials, reducing total weight and increasing speed capabilities. Additionally, Jericho II's extended range and versatile trajectory capabilities provide strategic flexibility, while other systems excel in specific mission profiles.

This study highlights the impact of engineering methods and design decisions on missile performance, offering a robust guide for future missile development projects in the defence industry. The detailed analyses presented in this work not only evaluate current missile technologies but also shed light on the potential integration of artificial intelligence, advanced materials, and real-time simulations for the

development of next-generation missile systems. In conclusion, this thesis delves deeply into the interaction between engineering and strategic design in missile technologies, providing a roadmap for future defence projects.

Keywords: Ballistic Missile Systems, Aerodynamic Design, Stability, Control Systems, Defence Technologies, Flight Dynamics

2025, 150 pages



ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR

Bu tez çalışması süresince bana manevi destekleri için aileme en içten teşekkürlerimi sunarım.

Öncelikle, değerli bilgileri ve rehberliği ile tezimin her aşamasında bana yol gösteren danışmanım Dr. Saim Kural'a sonsuz teşekkür ederim.

Bu süreçte bana inanan ve her daim desteklerini esirgemeyen Doç. Dr. Ali Yurddaş'a gönülden teşekkür ederim.

Mihrişah ARPACIK
Manisa, 2025

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

X_b, Y_b, Z_b	Gövde-Eksen Sistemi
cg	Füzenin Ağırlık Merkezi
α	Hücum Açısı
q	Kanat Profilinden Uzak Bir Noktada Serbest Akışlı Dinamik Basınç = $(1/2)\rho V^2$
ρ	Atmosferik Yoğunluk = $2.3769 \times 10^{-3} \text{ lb} - \text{sec}^2 - \text{ft}^{-4}$ At Sea Level
V	Serbest Akış Hızı
cm	Kütle Merkezi
L	Kaldırma Kuvveti
D	Sürüklenme Kuvveti
Y	Yan Kuvvet
cp	Basınç Merkezi
u, v, w	Hız Bileşenleri
P, Q, R	Açısal Oranlar
F_X	X_b Eksen Boyunca Eksenel Kuvvet
F_Y	Y_b Ekseni Boyunca Yan Kuvvet
F_Z	Z_b Ekseni Boyunca Normal Kuvvet
S	Referans Alanı Genellikle Maksimum Kesit Alanı Olarak Alınır.
C_{LT}	Manevra Düzlemindeki Toplam Kaldırma Katsayısı = $(C_L^2 + C_Y^2)^{1/2}$
C_D	Rüzgar Ekseni Sisteminde Sürtünme Katsayısı
C_Y	Yan Kuvvet Katsayısı
C_L	Rüzgar Ekseni Sisteminde Kaldırma Katsayısı
C_l	Roll Aerodinamik Moment Katsayısı
C_m	Pitch Aerodinamik Moment Katsayısı
C_n	Yaw Aerodinamik Moment Katsayısı
ϕ	Yuvarlanma Açısı
β	Yan Kayma Açısı (Radyan Cinsinden)
h	Yükseklik
C_{D_0}	$\alpha = 0$ (Veya Buna Yakın) Değerlendirilen Toplam Sürtünme Katsayısı $= (\partial C_D / \partial \alpha) _{\alpha=0}$

$C_{D\alpha}$	Hücum Açısı İle Toplam Sürtünme Katsayısı Değişimi = $\partial C_D / \partial \alpha$
W	Füze Ağırlığı
K	Kaldırma Faktörü Nedeniyle Sürüklenme (Kaldırma Faktörü Nedeniyle Ayırma Sürüklemesi) = $dC_D / \partial C_L^2$
C_{Y0}	Sıfır Yan Kayma Ve Sıfır Kontrol Sapması İçin Yan Kuvvet Katsayısı = $(\partial C_Y / \partial \beta) _{\beta=0}$
$C_{Y\beta}$	Birim Yanal Kayma Açısı Nedeniyle Yan Kuvvet Katsayısındaki Değişim = $\partial C_Y / \partial \beta$
T	İtme
θ	Füze Eğimi Referans Açısı = $\alpha + \gamma$
ψ	Füze Sapma Referans Açısı = $\beta + \tau$
γ	Dikey Düzlemde Uçuş Yolu Açısı
ξ	Pitch Düzlemindeki Füze Gövdesi Eksenine Göre İtme Eğimi
τ	(X_E, Y_E) Yatay Düzlemde Uçuş Yolu Açısı
g	Yerçekimi İvmesi
L	Yuvarlanma Momenti
M	Pitching Moment
N	Yawing Moment
l	Karakteristik Uzunluk Ortalama Çap Olarak Alınır
C_{nl}	Doğrusal Olmayan Faktör
c	Aerodinamik Akor
b	Kanat Açıklığı
l_{ref}	Referans Uzunluğu, Genellikle Bir Gövde Kesitinden Ortalama Füze Çapı
C_Y	Yanal Kuvvet Katsayısı
C_N	Normal Kuvvet Katsayısı
δ_p	Kontrol Yüzeyi Sapması Pitch
δ_y	Kontrol Yüzeyi Sapması Yaw
δ_a	Kanatçığın Sapma Açısı

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 1.1 Tanımlar ve terminoloji (Etkin ve Reid, 1996).....	15
Şekil 1.2 Füze Etki Eden Aerodinamik Kuvvetler ve İtki.....	17
Şekil 1.3 Rüzgar Ekseni Sistemine Göre Aerodinamik Kuvvetler	20
Şekil 1.4 Aerodinamik Kuvvetlerin Rüzgar Tüneli Gösterimi	20
Şekil 1.5 Füze Açılı İlişkileri	23
Şekil 1.6 Füzenin Açılı.....	25
Şekil 1.7 Kontrol Yüzeyindeki Sapmalar.....	27
Şekil 1.8 Pitch Yüzeyindeki Füze Etki Eden Kuvvetler	28
Şekil 1.9 Füze Kanadına Etkiyen Kuvvetler	31
Şekil 1.10 DF-21 ailesinin kökten geliştirilmiş bir kompleksi (Missilery.info)	37
Şekil 1.11 İsrail'in uzay fırlatma aracı Shavit'in üçüncü aşaması, Jericho II (Sky News, data and forensics)	38
Şekil 1.12 R-27 (missilethreat.csis.org)	38
Şekil 1.13 Agni II (dnaindia.com)	38
Şekil 9.1 Füze Sistemlerinin Sürtünme Katsayısı (Cd) ve Kaldırma Katsayısı (Cl) Karşılaştırması.....	84
Şekil 9.2 Füze Sistemlerinin Yüksek Hızlı Uçuşlarda Şok Dalgaları ve Aerodinamik Etkiler.....	85
Şekil 9.3 Füze Gövde Uzunluğu ve Çapına Göre Ağırlık Dağılımı	89
Şekil 9.4 Gövde Şekline Göre Performans Karşılaştırması	90
Şekil 9.5 Burun Konisi Şekline Göre Performans Karşılaştırması	91
Şekil 9.6 Füze Malzeme Türlerine Göre Yoğunluk ve Elastik Modül Karşılaştırması	95
Şekil 9.7 Füze Malzemeleri için Termal Stres Karşılaştırması.....	96
Şekil 9.8 Füze Malzemeleri için Yorgunluk Ömrü Karşılaştırması.....	97
Şekil 9.9 Füze Malzemeleri için Gerilme-Gerilim Eğrileri.....	98
Şekil 9.10 Pitch Açısı ve Açıl Hızın Zamana Göre Değişimi	102
Şekil 9.11 INS ile Hesaplanan Yörünge	103
Şekil 9.12 Stokastik Rüzgar Modeli Zamana Göre Grafikler	105
Şekil 9.13 Kütle ve Zaman Grafikleri	106
Şekil 9.14 Füze İtki Gücü ve Yakıt Tüketim Hızı Karşılaştırması	110
Şekil 9.15 Füze Sistemlerinin Hız-Zaman ve Yükseklik-Zaman Grafikleri.....	113
Şekil 9.16 Füze Hızının Zamanla Değişimi	116
Şekil 9.17 Füze Sistemleri için Yapısal Titreşim Profili.....	118
Şekil 9.18 Füze Sistemleri için Yapısal Titreşim Amplitüdü	119
Şekil 9.19 Füze Sistemleri için Maksimum Aerodinamik Yük	119
Şekil 9.20 Balistik Füze Sistemleri için Yörünge Analizi	121
Şekil 9.21 Balistik Füze Sistemleri için Menzil Karşılaştırması	122

TABLO DİZİNİ

Sayfa

Tablo 9.1 Füze Sistemleri için Aerodinamik Parametrelerin Karşılaştırılması	83
Tablo 9.2 Füze Sistemleri için Yapısal Tasarım Parametreleri.....	87
Tablo 9.3 R-27, DF21, Agni-II, Jericho II Füze Sistemlerinin Burun ve Gövde Özellikleri.....	92
Tablo 9.4 R-27, DF21, Agni-II, Jericho II Füze Sistemlerinin Gövde Şekli Avantaj ve Dezavantajları.....	92
Tablo 9.5 R-27, DF21, Agni-II, Jericho II Füze Sistemlerinin Sürtünme ve Kaldırma Katsayılarına Etkileri	93
Tablo 9.6 Füze Sistemleri için Malzeme Özellikleri Karşılaştırması	94
Tablo 9.7 Malzeme ve Yöntemlerin Füze Performansına Etkisi	99
Tablo 9.8 Füze Sistemleri için İtki ve Yakıt Parametreleri.....	108
Tablo 9.9 Yakıt Kullanım Süresi ve Menzil Karşılaştırması	109
Tablo 9.10 Füze Sistemleri için Uçuş Dinamiği Parametreleri.....	114
Tablo 9.11 Füze Sistemleri için Tasarım Açısından Kritik Parametreler	116
Tablo 9.12 Füze Sistemleri için Titreşim ve Stabilitate Parametreleri	117
Tablo 9.13 Füze Sistemleri için Yörünge ve Menzil Parametreleri.....	120
Tablo 9.14 Füze Sistemlerinin Parametreleri.....	121
Tablo 9.15 Füze Sistemleri için Kontrol Yüzeyleri ve Stabilizasyon Sistemleri Karşılaştırması.....	123

İÇİNDEKİLER

ÖZET	II
ABSTRACT.....	IV
ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR	VI
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	VII
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	IX
TABLO DİZİNİ	X
İÇİNDEKİLER	XI
GİRİŞ	1

BİRİNCİ BÖLÜM

FÜZE AERODİNAMİĞİNİN TEMEL İLKELERİ

1.1	Aerodinamik Kuvvetler ve Katsayıları	15
1.2	Aerodinamik Momentler	23

İKİNCİ BÖLÜM

AERODİNAMİK STABİLİTE

2.1	Statik Stabilité	39
2.2	Dinamik Stabilité	40
2.3	Aerodinamik Stabilitéyi Etkileyen Faktörler	40
2.4	Nielsen'in Stabilité ve Kontrol Üzerine Yaklaşımları.....	41
2.5	Hücum Açısı (Angle of Attack, α) ve Etkileri:	46

ÜÇÜNCÜ BÖLÜM

SÜRÜKLENME (DRAG) ANALİZİ

3.1	Toplam Sürüklenme Katsayısı (CD):.....	48
3.2	Toplam Sürüklenme Katsayısının Hesaplanması	49
3.3	Sürüklenme Bileşenlerinin Ayrıntılı İncelenmesi	49
3.3.1	Parazit Sürüklenme (Parasite Drag):	49
3.4	Sürüklemenin Füze Performansına Etkisi	51
3.5	Yüksek Mach Sayılarında Sürüklenme:	51

DÖRDÜNCÜ BÖLÜM

KALDIRMA (LIFT) ANALİZİ

4.1	Kaldırma Katsayısı (CL)	54
4.2	Nielsen'in Yaklaşımları	55
4.3	Hücum Açısının Kaldırma Üzerindeki Etkisi	56

BEŞİNCİ BÖLÜM

FÜZE TASARIMI İÇİN AERODİNAMİK OPTİMİZASYON

5.1	Görev Bazlı Tasarım: Füzenin Görevine Uygun Aerodinamik Yapıların Seçimi ve Nielsen'in Kitabındaki Metodolojiler.....	58
5.2	Burun Konisi Tasarımı: Aerodinamik Performansa Etkisi ve Nielsen'in Konik ve Parabolik Burun Tasarımları Üzerine Önerileri	59
5.3	Kanat ve Stabilizatör Tasarımı: Füze Stabilesini ve Kontrolünü Sağlayan Aerodinamik Yüzeylerin Tasarımı ve Optimizasyonu.....	60

ALTINCI BÖLÜM

YÖRÜNGE VE UÇUŞ PERFORMANSI ANALİZİ

6.1	Yörünge Dinamiği: Füzenin Balistik Yörüngesinin Hesaplanması ve Analiz Edilmesi	65
6.2	Atmosferik Etkiler: Füzenin Atmosferdeki Davranışı, Atmosferik Sürüklenme ve Rüzgar Etkileri	66
6.3	Füze Uçuş Performansı: Fırlatma Hızının, İvmelenmenin ve Menzilin Analiz Edilmesi	67

YEDİNCİ BÖLÜM

TERMAL YÜKLER VE YENİDEN GİRİŞ DİNAMİĞİ

7.1	Yüksek Hızlarda Termal Yükler: Aerodinamik Sürtünme ile Oluşan Isınma ve Füze Gövdesi Üzerindeki Termal Etkiler	71
7.2	Isı Kalkanları: Atmosfere Yeniden Giriş Sırasında Füzenin Yüzeyini Korumak İçin Nielsen'in Önerdiği Termal Koruma Sistemleri	73
7.3	Ablative Malzemeler: Yüksek Hızlarda Termal Koruma Sağlayan Malzemeler ve Uygulamaları	74

SEKİZİNCİ BÖLÜM

MATERYAL VE YÖNTEMLER

8.	Materyal ve Yöntemler.....	78
----	----------------------------	----

DOKUZUNCU BÖLÜM

ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA

9.1	Balistik Füzelerin Aerodinamik Yapısı.....	82
9.2	Yapısal Malzeme Seçimi ve Dayanıklılık.....	93
9.3	Uçuş Dinamiği ve İtme Sistemleri.....	100
9.4	Fırlatma Aşamasında İvmelenme ve Yük Analizleri.....	112
9.5	Yörünge Analizi ve Menzil Karşılaştırması.....	120
9.6	Kontrol Yüzeyleri ve Stabilizasyon Sistemleri.....	122

9.7	Balistik Füze Simülasyon ve Modelleme.....	124
ONUNCU BÖLÜM		
SONUÇ VE ÖNERİLER		
10.	Sonuç ve Öneriler.....	125
KAYNAKLAR		127
ÖZGEÇMİŞ		Hata! Yer işareti tanımlanmamış.



GİRİŞ

Füze teknolojileri, modern savunma sistemlerinin en kritik bileşenlerinden biri olarak, ülkelerin stratejik kabiliyetlerini belirleyen temel unsurlar arasında yer almaktadır. Özellikle aerodinamik tasarım, malzeme bilimi, uçuş dinamiği ve itki sistemlerindeki ilerlemeler, füze performansını artırarak, uzun menzil, yüksek hassasiyet ve etkili görev başarımı sunmaktadır. Bu bağlamda, R-27 (SS-N-6 Serb), DF-21, Agni-II ve Jericho II gibi farklı tasarım ve performans özelliklerine sahip füze sistemlerinin mühendislik parametrelerinin detaylı bir şekilde incelenmesi, savunma sanayiinde yenilikçi ve etkin çözümlerin geliştirilmesine olanak tanımaktadır. Bu çalışmada, bu füze sistemleri arasındaki farkları anlamak ve yeni teknolojilerin füze tasarımına entegrasyonunu değerlendirmek amacıyla kapsamlı bir mühendislik analizi gerçekleştirilmiştir.

Balistik füzeler, modern askeri stratejilerin temel bileşenlerinden biridir. Balistik füzelerin aerodinamik stabilitesi, modern askeri operasyonlarda kritik bir öneme sahip olup, bu füzelerin yüksek doğruluk ve kontrol ile hedeflerine ulaşabilmelerini sağlar. Bu füzelerin başarısı, aerodinamik stabilitelerinin etkin bir şekilde analiz edilmesine ve optimize edilmesine bağlıdır. Balistik füzeler, özellikle uçuşlarının güçlendirildiği aşamada güdümlü bir rota izlerken, serbest uçuş safhasında balistik bir yol izlerler ve bu aşamalarda stabilitenin sağlanması büyük önem taşır. Aerodinamik stabilite, füzenin uçuş sırasında karşılaştığı çeşitli dış etkenlere rağmen kararlılığını ve yönlendirme yeteneğini sürdürebilme kabiliyetini ifade eder. (Etkin ve Reid, 1996).

Etkin (1972) çalışmaları, uçuş dinamiği ve kontrol sistemlerinin analizine dair temel teorileri ortaya koyarak, bu alanda yapılan çalışmalara önemli bir katkı sağlamıştır. Etkin'in teorileri, balistik füzelerin uçuş sırasında maruz kaldığı kuvvetler ve momentlerin nasıl dengeleneceğini ele almış ve füzenin dinamik stabilitesinin sağlanması için gereken tasarım prensiplerini ortaya koymuştur. Fleeman (2001), aerodinamik tasarım, itici sistemler, rehberlik ve kontrol sistemleri, yapısal analizler ve füze performans kriterleri gibi konuları derinlemesine incelemektedir. W. Washington ve M. Miller (1993) füzelerin stabilitesi ve kontrolü için yenilikçi bir çözüm olarak grid fin konseptini tanıtmıştır.

Balistik füze tasarımında kullanılan hesaplama yöntemleri ve deneysel teknikler, füzenin aerodinamik performansını optimize etmek ve uçuş boyunca stabilitesini sağlamak amacıyla sürekli gelişmektedir.

Grid finler, füzelerin aerodinamik stabilitesi ve kontrolü için yenilikçi bir çözüm sunmaktadır. Washington ve Miller'ın (1993) çalışması, grid finlerin aerodinamik performansını rüzgar tüneli ve uçuş testleri ile incelemiş ve bu finlerin füze stabilitesine katkılarını ortaya koymuştur. Bu finler, geleneksel düz yüzey finlere kıyasla daha karmaşık bir yapıya sahip olup, aerodinamik sürüklemeyi azaltırken manevra kabiliyetini artırmaktadır. Bu sayede, füzelerin çeşitli uçuş koşullarında daha kararlı ve kontrol edilebilir olmaları sağlanmaktadır.

Balistik füze aerodinamiği stabilitesi analizlerinde çeşitli hesaplama yöntemleri kullanılmaktadır. Bu yöntemler, füzenin aerodinamik performansını ve stabilitesini doğru bir şekilde tahmin etmek için birbirini tamamlayıcı nitelikteki tekniklerden oluşur.

CFD, akışkanlar mekaniği problemlerinin sayısal çözümlerini sağlayan güçlü bir araçtır. Balistik füzelerin aerodinamik stabilitesi analizinde, özellikle hipersonik hızlarda uçuş sırasında ortaya çıkan karmaşık akış yapılarının incelenmesinde yaygın olarak kullanılmaktadır (Fleeman, 2001) (Washington ve Miller, 1993).

CFD, hipersonik hızlarda oluşan şok dalgaları, sınır tabaka etkileşimleri ve ısıl etkilerin detaylı analizini mümkün kılar. Bu sayede, füzenin yüzeylerindeki ısı yükleri ve aerodinamik sürüklenme kuvvetleri daha doğru bir şekilde tahmin edilebilir. Viti vd. (2020), süpersonik ve hipersonik füze konfigürasyonlarının CFD simülasyonları ile analiz edilmesi, bu alandaki modelleme yöntemlerine ışık tutmuşlardır. Ayrıca, Goyal vd. (2024) süpersonik ve hipersonik füzelerin aerodinamik karakteristiklerini inceleyerek, aerodinamik stabilitenin farklı hız rejimlerindeki etkilerini ortaya koymuştur.

Balistik füzelerin aerodinamik performansı, türbülanslı akış koşulları altında önemli ölçüde etkilenir. CFD'de kullanılan çeşitli türbülans modelleri ($k-\epsilon$, $k-\omega$, LES, DNS) sayesinde, füze aerodinamiği üzerindeki türbülans etkileri hassas bir şekilde analiz edilebilir (Esposito, 2021). Ahmet Şumnu vd. (2020), füze tasarımında aerodinamik performansı maksimize ederken aynı zamanda sürtünme kuvvetlerini

minimize etmek için genetik algoritma temelli optimizasyon yöntemleri uygulanmıştır. Çalışmada, füzenin geometrik parametreleri üzerinde yapılan çok amaçlı optimizasyon, aerodinamik verimliliği artırmış ve füzenin genel performansını iyileştirmiştir. Sonuçlar, genetik algoritmaların füze tasarımında etkin bir araç olduğunu göstermektedir. Ayrıca supersonik hızlarda füze performansı üzerindeki şekil optimizasyonunun etkilerini göstermek olup, belirlenen kısıtlamalar altında aerodinamik sürüklemeyi azaltan ve kaldırma kuvvetini artıran N1G füze modelinin şekil varyasyonları sayısal olarak incelenmiştir. Füze geometrisi, aerodinamik açıdan optimizasyon için literatür taraması sonucunda seçilmiş ve supersonik Mach sayılarında mevcut deneysel sonuçlarla doğrulama ve karşılaştırma amacıyla SST k-omega, realizable k-epsilon ve Spalart-Allmaras türbülans modelleri kullanılarak füze aerodinamik katsayı tahmini gerçekleştirilmiştir.

CFD, yapısal dinamikler ve ısı transferi gibi diğer fiziksel süreçlerle entegre edilerek, çok disiplinli analizler gerçekleştirebilir. Bu sayede, aerodinamik ve yapısal optimizasyon süreçleri birlikte yürütülebilir Vidanović (2020). Vasek vd. (2020), füze geometrisi ve uçuş koşulları altında CFD simülasyonlarının doğrulaması ile aerodinamik karakteristiklerin geliştirilmesine odaklanmıştır. Sonuçlar, CFD yöntemlerinin füze aerodinamik analizlerinde güvenilir ve etkili bir araç olduğunu göstermektedir. Atay, (2024) füzenin uçuş hızı, geometrisi ve atmosferik koşullar gibi faktörlerin aerodinamik ısınma üzerindeki etkileri incelenmiş ve bu etkilerin doğru bir şekilde tahmin edilebilmesi için geliştirilen mühendislik modelleri sunulmuştur. Atay, CFD ve deneysel verileri kullanarak aerodinamik ısınmanın doğru bir şekilde hesaplanmasını sağlamış ve süpersonik füzelerin termal koruma gereksinimlerini optimize etmek için önerilerde bulunmuştur.

Rüzgar tüneli testleri, balistik füzelerin aerodinamik performansını doğrulamak ve deneysel veriler elde etmek için kullanılan kritik yöntemlerdendir. Bu testler, deneysel verilerin elde edilmesini ve sayısal simülasyonlarla karşılaştırılmasını sağlar. Örneğin, Damljanić vd. (2021), ONERA-M, AGARD-B ve HB-2 standart modellerinin rüzgar tüneli testlerini farklı tasarım dışı koşullarda gerçekleştirerek, aerodinamik performans verilerini elde etmiş ve bu verilerin füze tasarımındaki uygulamalarını incelemişlerdir. Bu testler, aerodinamik kuvvetlerin nasıl ölçüldüğünü ve füzenin stabilitesini nasıl etkilediğini anlamak için önemli veriler sunmaktadır.

Füzenin ölçekli modelleri, rüzgar tünellerinde farklı hız ve koşullarda test edilerek aerodinamik karakteristikler detaylı bir şekilde incelenir. Bu testler, CFD simülasyonlarının doğruluğunu artırmak için kullanılır. Shiyu (2021) çalışması ise, kancalı kaplamaların oluşturduğu dönme aerodinamiğinin taseksiz füzelerdeki etkilerini modelleyerek, rüzgar tüneli testleri ile bu etkilerin nasıl minimize edilebileceğini araştırmıştır.

Modern rüzgar tünellerinde kullanılan yüksek çözünürlüklü sensörler ve veri toplama sistemleri, aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin hassas ölçümünü sağlar. Jiang vd. (2022), rüzgar tüneli test şemalarının entelektüel optimal tasarım yöntemlerini araştırarak, test süreçlerinin verimliliğini artırmayı hedeflemişlerdir. Dong vd. (2020), Washington ve Miller (1998), dönen füzelerin dinamik kuvvet ölçümlerine yönelik test teknolojilerini geliştirmiş ve bu teknolojilerin rüzgar tüneli testlerindeki uygulamalarını detaylandırmışlardır.

Hipersonik uçuşlarda önemli olan ısı etkileri, rüzgar tüneli testlerinde termal kameralar ve ısı akış sensörleri kullanılarak analiz edilir. Aerodinamik stabilitenin yanı sıra, termal yönetim de füze tasarımında önemli bir faktördür. Kerampran vd. (2020), uçuş sırasında füze yüzeylerindeki sıcaklıkların ölçülmesi üzerine çalışmış ve bu verilerin aerodinamik performans üzerindeki etkilerini incelemişlerdir. Thermographic Instruments and Systems üzerine yapılan Madding'in (1979) çalışmaları, aerodinamik ısı yüklerinin doğru bir şekilde ölçülmesi ve analiz edilmesi için gerekli olan sistemlerin geliştirilmesine katkı sağlamıştır. Głębocki vd. (2023) ise, dikey soğuk lansman füze sistemlerinin duyarlılık analizleri ve uçuş test sonuçlarını değerlendirerek, sistemin genel performansını artırmayı hedeflemişlerdir.

Ampirik yöntemler, deneysel veriler ve basitleştirilmiş matematiksel modellerin kombinasyonunu kullanarak hızlı ve pratik tahminler sağlar (Xu vd. 2022) (Gangolu vd. 2023). Kaldırma, sürüklenme ve moment katsayıları gibi aerodinamik parametreler, ampirik formüller ve deneysel veriler kullanılarak tahmin edilir (Gangolu vd. 2023) (Khalid, 2024). Bu yöntemler, füze tasarım sürecinin erken aşamalarında hızlı kararlar almak ve tasarım parametrelerini belirlemek için kullanılır. Ampirik yöntemler, farklı geometrik parametrelerin aerodinamik performans üzerindeki etkilerini hızlı bir şekilde değerlendirmek için idealdir.

Son beş yılda, balistik füze aerodinamiği stabilitesi alanında yapılan araştırmalar, özellikle hipersonik teknolojiler, adaptif kontrol sistemleri ve çok disiplinli tasarım optimizasyonu gibi konulara yoğunlaşmıştır.

Hipersonik füze teknolojileri, balistik füzelerin aerodinamik stabilitesini daha da zorlayan yüksek hız ve ısı koşullar altında çalışmaktadır. Terry ve Cone'un (2020) çalışması, hipersonik teknolojinin nükleer silahlardaki evrimini ve stratejik istikrar üzerindeki etkilerini incelemiş olup, yeni teknolojilerin füze tasarımına entegrasyonunun önemini vurgulamıştır. Chyba'nın (2020) araştırması ise, yeni teknolojilerin ve stratejik istikrarın hipersonik füzeler üzerindeki etkilerini değerlendirmiş ve bu alandaki gelişmelerin gelecekteki füze tasarımlarını nasıl şekillendirebileceğine dair öngörüler sunmuştur.

Hipersonik hızlarda füze yüzeylerinde oluşan yüksek ısı yükler, malzeme bilimi ve termal yönetim sistemlerinin geliştirilmesini zorunlu kılmıştır. Yeni nesil ısıya dayanıklı alaşımlar ve soğutma teknikleri, füze aerodinamiği stabilitesinin artırılmasında kritik rol oynamaktadır. Shenoy (2022), çeşitli koruma materyallerinin ve yapı tasarımlarının etkinliğini değerlendirmek amacıyla literatürü detaylı bir şekilde gözden geçirmiştir. Makalede, kompozit malzemeler, metal alaşımlar, polimerler ve biyolojik ilhamlı yapıların darbe emme kapasitesi incelenmiş ve bu materyallerin farklı darbe türlerine karşı performansları karşılaştırılmıştır. Ayrıca, çok katmanlı koruyucu sistemlerin tasarımı ve optimizasyonu üzerine yapılan çalışmalara da yer verilmiş olup, gelecekteki koruma çözümleri için potansiyel yönelimler tartışılmıştır. Tan vd. (2020), doğal yapıların darbe emme ve enerji dağılım mekanizmalarını taklit eden helikoidal laminat tasarımlarını geliştirmiştir. Deneysel testler ve sayısal simülasyonlar kullanılarak, bu yapının balistik darbeler altındaki performansı değerlendirilmiş ve geleneksel düz laminatlarla karşılaştırılmıştır. Sonuçlar, helikoidal yapının darbe enerjisini daha etkin bir şekilde emdiğini ve yapısal bütünlüğünü koruduğunu göstermiştir. Arias vd. (2008), çelik levhaların darbe altında nasıl kırıldığını ve deformasyona uğradığını anlamak amacıyla sonlu eleman yöntemi (FEM) gibi gelişmiş sayısal analiz tekniklerini kullanmıştır. Araştırmada, projeksiyonların geometrik şekillerinin ve hızlarının çelik levhaların kırılma ve deformasyon süreçleri üzerindeki etkileri detaylı bir şekilde analiz edilmiştir. Silindirik projeksiyonların neden olduğu delme süreçleri ile konik ve yarım küresel projeksiyonların yol açtığı farklı kırılma mekanizmaları karşılaştırılmıştır. Sonuçlar,

projeksiyon geometrisinin elik levhaların darbe direnci ve kırılma özellikleri üzerinde belirgin etkiler yarattığını göstermiştir.

Hipersonik akışlarda şok dalgaları ile sınır tabakası arasındaki etkileşimler, aerodinamik sürükleme ve kaldırma kuvvetlerini doğrudan etkiler. Bu etkileşimlerin doğru modellenmesi için gelişmiş CFD teknikleri ve deneysel çalışmalar yapılmıştır. Chen vd. (2021), hipersonik akışlarda sınır tabakasının laminerden türbülanslı hale geçiş sürecini detaylı bir şekilde analiz etmiştir. Araştırmada, farklı geometrik konfigürasyonlar ve akış koşulları altında sınır tabakasının davranışı incelenmiş, deneysel verilerle sayısal simülasyon sonuçları karşılaştırılmıştır. Li vd. (2021), sınır tabaka geçişinin aerodinamik performans, ısıl yönetim ve uçuş kontrol sistemleri üzerindeki etkilerini inceleyerek, hipersonik araçların tasarım ve optimizasyonunda sistem mühendisliği prensiplerinin uygulanabilirliğini göstermiştir. Ayrıca, sınır tabaka kontrol yöntemlerinin entegrasyonu ve bu yöntemlerin hipersonik araç performansına katkıları detaylandırılmıştır. Cho vd. (2020), çift kanatçık tasarımının aerodinamik performans üzerindeki etkilerini sayısal simülasyonlar ve deneysel yöntemler kullanarak analiz etmiştir. Araştırmada, ift kanatçıkların oluşturduğu şok dalgalarının sınır tabakasının davranışı üzerindeki etkileri detaylı bir şekilde incelenmiş ve bu etkileşimlerin aerodinamik sürükleme, kaldırma kuvvetleri ve ısıl yükler üzerindeki sonuçları değerlendirilmiştir. Çalışma, ift kanatçık tasarımının türbülanslı sınır tabakası ile etkileşimini optimize ederek, silindirik yüzeylerin aerodinamik verimliliğini artırma potansiyelini göstermektedir. Ayrıca, bu etkileşimlerin hipersonik uçuş koşullarında füze ve hava aracı tasarımlarında kullanılabilirliği üzerinde durulmuştur.

Yüzeylerdeki ısıl etkiler, aerodinamik sürtünmeyi artırarak füzenin menzilini ve stabilitesini olumsuz etkileyebilir. Bu nedenle, ısı transfer mekanizmalarının optimize edilmesi için çeşitli yöntemler geliştirilmiştir. Ahmed vd. (2005), konik gövdenin aerodinamik ısınma profilini belirlemek için sayısal simülasyonlar ve teorik analizler kullanmıştır. Araştırmada, füzenin hızının, irtifasının ve atmosferik koşullarının aerodinamik ısınma üzerindeki etkileri incelenmiş, böylece füzenin termal koruma sistemlerinin tasarımı için gerekli veriler elde edilmiştir. Çalışma, konik gövde geometrisinin aerodinamik ısınma üzerindeki etkilerini anlamak ve füze tasarımında ısıl yönetim stratejilerini optimize etmek amacıyla gerçekleştirilmiştir. Yi vd. (2024), transpiration soğutma yöntemlerinin termal yönetim sistemlerindeki uygulamalarını

ve bu teknolojinin aerodinamik yüzeylerdeki ısı yükleri nasıl azaltılabileceğini araştırmıştır. Çalışmada, transpiration soğutmanın temel prensipleri, malzeme seçimi, soğutma sıvısı akışkanlığı ve ısı performans üzerine odaklanılmıştır. Ayrıca, farklı uçak tasarımlarında transpiration soğutmanın entegrasyonu ve bu teknolojinin mevcut soğutma yöntemleriyle karşılaştırılması yapılmıştır. Sonuçlar, transpiration soğutma teknolojisinin uçak yüzeylerinde ısı koruma sağlama konusunda etkili olduğunu ve termal yüklerin azaltılmasında önemli avantajlar sunduğunu göstermektedir.

Balistik füzelerin aerodinamik stabilitesini artırmak için adaptif kontrol sistemleri geliştirilmiştir. Gong vd. (2022), belirsizlikler ve dışsal rahatsızlıklar altında dahi formasyonun kararlılığını ve uyumunu sağlamak için tasarlanmış bir kontrol stratejisi sunmaktadır. Önerilen algoritma, gerçek zamanlı olarak kontrol parametrelerini ayarlayabilen adaptif mekanizmaları entegre ederek, formasyonun dinamik uçuş koşullarına karşı dirençli olmasını sağlamaktadır. Ahmed vd. (2020), doğrusal olmayan uçuş gövdesine sahip füzeler için Riccati ve Lyapunov denklemlerini çevrimiçi olarak çözerek tasarlanmış adaptif bir kontrol sistemi önermektedir. Bu çalışma, doğrusal olmayan füze dinamiklerinin kontrol edilmesinde karşılaşılan zorlukları ele almakta ve sistemin uçuş koşullarına dinamik olarak uyum sağlamasını sağlayan bir adaptif kontrol yöntemi geliştirmektedir. Önerilen kontrol sistemi, gerçek zamanlı verileri kullanarak Riccati ve Lyapunov denklemlerini çözmekte ve böylece optimum kontrol performansı ve stabilite sağlamaktadır. Jing vd. (2020), Uzun menzilli balistik füzelerin çok disiplinli bütünleşmiş tasarımını Particle Swarm Optimization (PSO) algoritması kullanarak incelemektedir. Bu çalışma, aerodinamik, itiş, yapısal bütünlük ve rehberlik sistemleri gibi çeşitli tasarım disiplinlerini bir araya getirerek füze tasarım sürecini optimize eden çok disiplinli bir çerçeve sunmaktadır. PSO algoritması, karmaşık tasarım uzayında gezinerek menzil, doğruluk ve güvenilirlik gibi füze performans parametrelerini maksimize eden optimal konfigürasyonları belirlemektedir.

Kanatçıklar ve kanardlar gibi kontrol yüzeylerinin hareketli ve adaptif tasarımı, füzenin uçuş sırasında aerodinamik kuvvetlerine hızlı yanıt verilmesini sağlar. Bu sayede, füzenin stabilitesi artırılır ve kontrol edilmesi kolaylaştırılır.

Yapay zeka ve makine öğrenimi teknikleri kullanılarak geliştirilen otonom kontrol algoritmaları, füzenin uçuş sırasında çevresel koşullara dinamik olarak uyum

sağlamasını mümkün kılmıştır. Bu algoritmalar, gerçek zamanlı veri analizleri ile füzenin kontrol parametrelerini optimize eder. Joe vd. (2022), füze savunma sistemlerinin simülasyonu için ensemble (topluluk) makine öğrenimi modellerini kullanmaktadır. Bu çalışma, farklı makine öğrenimi algoritmalarını bir araya getirerek füze savunma mimarilerindeki etkileşimleri doğru bir şekilde tahmin etmeyi hedeflemektedir. Ensemble modeli, bireysel modellerin güçlü yönlerini birleştirerek daha yüksek tahmin doğruluğu ve dayanıklılığı sağlamaktadır. Bartusiak vd. (2021), hipersonik araçların uçuş yollarını sınıflandırmak için makine öğrenmesi tekniklerini kullanmayı ele alır. Hipersonik araçların dinamikleri ve aerodinamik yapıları, karmaşık ve doğrusal olmayan özellikler gösterdiğinden, geleneksel analiz yöntemleri sınırlı kalabilir. Bu araştırma, çeşitli makine öğrenmesi algoritmalarını kullanarak hipersonik araçların uçuş yollarını analiz eder ve sınıflandırır. Bu yöntem, araçların stabilitesini ve performansını artırmak ve olası anomalileri önceden tespit etmek için büyük bir potansiyele sahiptir.

Kontrol sistemlerinin füze gövdesi ve aerodinamik yapıyla entegre edilmesi, sistemin genel performansını artırmıştır. Bu entegrasyon, hem pasif hem de aktif kontrol yöntemlerinin etkin bir şekilde kullanılmasını sağlar. Xu vd. (2022), grid finlerle donatılmış roket ilk aşamasının aerodinamik modellemesine uygulanan makine öğrenimi veri füzyon yöntemlerini karşılaştırmaktadır. Bu çalışma, CFD simülasyonları ve deneysel ölçümler gibi çeşitli veri kaynaklarını entegre ederek aerodinamik modellerin doğruluk ve güvenilirliğini artırmayı hedeflemektedir.

Çok disiplinli tasarım optimizasyonu, aerodinamik ve yapısal analizlerin entegre edilerek füze tasarımının optimize edilmesini sağlar.

Paralel işlemciler ve süper bilgisayarlar kullanılarak, geniş tasarım parametreleri aralığında optimizasyon yapılmıştır. Bu sayede, füzenin aerodinamik stabilitesi üzerinde etkili olan tüm faktörler dikkate alınarak en uygun tasarım parametreleri belirlenmiştir.

Tasarım sürecine risk değerlendirmesi ve güvenilirlik analizleri eklenerek, sistemin operasyonel güvenliği artırılmıştır. Bu analizler, füzenin çeşitli uçuş koşullarında güvenilir performans göstermesini sağlar.

2020 öncesinde yapılan çalışmalar, güncel araştırmalar için sağlam bir temel oluşturmuştur. Bu dönemde geliştirilen metodolojiler ve elde edilen bulgular, balistik füze aerodinamiği stabilitesinin anlaşılmasında kritik rol oynamıştır.

CFD analizlerinin güvenilirliğini artırmak için ağ bağımsızlık testleri ve deneysel verilerle doğrulama yapılmıştır. Bu çalışmalar, simülasyonların doğruluk ve hassasiyetini artırmak için temel oluşturmuştur.

Yüksek hızlarda sıkıştırılabilirlik etkilerinin doğru modellenmesi için gelişmiş sayısal şemalar geliştirilmiştir. Bu sayede, aerodinamik sürüklenme ve kaldırma kuvvetlerinin daha doğru tahminleri mümkün olmuştur.

Farklı füze geometrileri ve uçuş koşulları için geniş kapsamlı deneysel veriler elde edilmiştir. Bu veriler, aerodinamik modellerin kalibrasyonu ve doğrulaması için kullanılmıştır.

Veri tabanlarının standardize edilmesi ve araştırmacılar arasında paylaşılması, ortak bir bilgi tabanı oluşturulmuş ve bu alandaki iş birliklerini teşvik etmiştir.

Lineerleştirilmiş modellerin yanı sıra, nonlinear dinamiklerin de incelenmesiyle daha kapsamlı stabilite analizleri yapılmıştır. Bu sayede, füzenin uçuş sırasında karşılaştığı çeşitli dinamik durumlar daha iyi anlaşılmıştır.

Çeşitli uçuş koşullarında kararlı performans sergileyen kontrol sistemleri tasarlanmıştır. Bu sistemler, füzenin aerodinamik stabilitesini sürdürmek için esnek ve dayanıklı yapılar sunmaktadır.

Balistik füze aerodinamiği stabilitesini etkileyen bir dizi faktör bulunmaktadır. Bu faktörler, füzenin geometrik parametrelerinden uçuş koşullarına kadar geniş bir yelpazede yer almaktadır.

Burun konisinin açısı ve şekli, hava akışını ve şok dalgalarını doğrudan etkiler. Daha keskin koniler, yüksek hızlarda daha etkili aerodinamik performans sağlar, ancak yüksek ısı yükleri oluşturabilir. Wen vd. (2020), farklı uç koşulları ve en/boy oranları kullanılarak yapılan rüzgar tüneli testleriyle aerodinamik sürüklenme ve kaldırma kuvvetlerini ölçmüşlerdir. Sonuçlar, uç koşulu ve en/boy oranının aerodinamik performans üzerinde önemli etkileri olduğunu göstermiş, özellikle yüksek en/boy oranlarının sürüklemeyi azalttığı ve kaldırma kuvvetini artırdığı belirlenmiştir. Borvik

vd. (2002), farklı burun şekillerine sahip projectilelerin çelik levhalar üzerindeki perforasyon yeteneklerini karşılaştırmış ve projectile geometrisinin darbe emilimi ve delme etkileri üzerindeki etkilerini analiz etmiştir. Gupta vd. (2006), farklı projeksiyon geometrileri altında alüminyum levhaların deformasyon, kırılma ve enerji emme kapasitelerini değerlendirmiştir. Kumar vd. (2023), farklı tipte burun yapısına sahip füzelerin (düz ve yarım küre burunlu) betonarme hedeflere etkisi altındaki balistik dayanımı inceler. Çalışma, betonarme hedeflerdeki kesme donatısı ve çelik astarın balistik dirence etkisini araştırır. Bulgular hem kesme donatısının hem de çelik astarın betonun delinme direncini önemli ölçüde artırabileceğini göstermektedir. Çalışma, balistik performansı optimize etmek için çeşitli tasarım parametrelerini değerlendirir ve farklı burun geometrilerinin etkilerini karşılaştırır.

Kanatçıklar ve kanardların boyutu, şekli ve konumu, kaldırma kuvvetini ve stabiliteyi belirler. Bu yapıların optimize edilmesi, füzenin aerodinamik performansını artırır.

Gövdenin uzunluğu ve çapı, aerodinamik merkez ve kütle merkezi arasındaki ilişkiyi etkiler. İyi bir oran, füzenin statik stabilitesini artırır.

Kennedy (1976), füze çarpmasının etkilerine karşı beton yapıların analiz ve tasarımı için kullanılan prosedürleri gözden geçirir. Nükleer mühendislik ve tasarım alanında yayımlanan bu inceleme, beton yapıların füze çarpmalarına karşı direncini artırmaya yönelik yöntemleri ele alır ve değerlendirme yapar. Beton yapıların füze darbesine maruz kalması durumunda kullanılan analiz ve tasarım yöntemleri, güvenlik ve yapı stabilitesi açısından kritik öneme sahiptir. Wu vd. (2015), arka yüzünde çelik astar bulunan tek parça ve segmentli betonarme panellerin, sert projeksiyonlu delme etkisine karşı davranışını inceler. Araştırma, arka çelik astarın varlığının, panellerin delinme dayanımını önemli ölçüde artırdığını ve bu astarın segmentli paneller üzerindeki etkisini vurgular. Çalışma, perforasyon davranışını daha iyi anlamak ve balistik dayanımı artırmak için tasarım parametrelerini optimize etmek adına önemli bulgular sunar. Li vd. (2023), değişken hızlarda hareket eden füzeler için diferansiyel geometrik rehberlik kanunu tasarımını ele alır. Çalışma, füzenin hedefe doğru yönlendirilmesinde kullanılan matematiksel ve geometrik yöntemleri inceleyerek rehberlik kanunlarının tasarımını optimize eder. Makale, değişen hız koşullarında rehberlik performansını artırmayı amaçlayan algoritmalar ve teknikler sunar. Bu tür

rehberlik yasalarının, füzenin manevra kabiliyeti ve doğruluğunu artırarak hedefi vurma olasılığını yükselttiği gösterilmiştir.

Shen vd. (2020), hipersonik elektromanyetik silahlar tarafından fırlatılan mermilerin aerodinamik analizini kapsamaktadır. Analizde, projeyenin aerodinamik yapısı, yüksek hızdaki akış ve diğer önemli aerodinamik faktörler incelenir. Makale, hipersonik hızlarda merminin performansını etkileyen faktörleri anlamaya yönelik ayrıntılı bir inceleme sunar. Flatus'un (1975) çalışması, dönen füzelerin hücum açısını kontrol etme yöntemlerini ele alır. Makalede, dönen mermilerin stabilitesini ve istenilen hedefe ulaşma kabiliyetini artırmak için kullanılan kontrol sistemleri incelenir. You vd. (2020), hücum açısı sınırlamaları olan çoklu füze sistemleri için dağıtık senkronize rehberlik yasalarını ele alır. Makale, füzelerin optimal yönlendirme stratejilerini sağlamak için geliştirilen algoritmaları ve sistemlerin performansını artırmayı amaçlar. Prabowo vd. (2024), farklı hücum açılarının ve hedefin yapıdaki konumunun balistik darbe üzerindeki etkisini inceler. Çalışma, sandviç panel yapıların mermi ile etkileşimdeki davranışlarını ve yapıdaki konum ve açının etkinliğini değerlendiren deneysel ve analitik analizler sunar.

Fadhill'in (2021) çalışması, uzay mekiklerinin Dünya atmosferine giriş dinamiklerini detaylı bir şekilde analiz eder. Makale, atmosferin farklı irtifa katmanlarında mekiklerin aerodinamik ve termal davranışlarını ele alarak güvenli giriş stratejilerini incelemektedir. Mendel'in (2021) çalışması, sahra topçuluğundaki balistik hesaplamalar için meteorolojinin önemini vurgular. Çalışma, meteorolojik verilerin topçu atışlarının doğruluğunu nasıl etkilediğini ve doğru hesaplamaların nasıl yapıldığını açıklar. Tahk vd. (2021) çalışması, taktik balistik füzelerin terminal hız kontrolü için genelleştirilmiş polinomsal rehberlik algoritmalarını tanıtır. Makale, füzelerin doğruluğunu ve vuruş hassasiyetini artırmaya yönelik rehberlik stratejilerini ele alır. Albano ve Rodden (1969), alçak hızlardaki salınlı yüzeylerin kaldırma dağılımını hesaplamak için çift-kafes yöntemini tanıtır. Çalışma, bu yöntemin aerodinamik analizde nasıl kullanıldığını ve kaldırma kuvvetinin hesaplanmasındaki etkinliğini gösterir. Gulizzi ve Benedetti'nin (2024) çalışması, aerodinamik girdap kafesi ve yapısal Galerkin yöntemleriyle kanatların aeroelastik analizini yapar. Çalışma, aeroelastik stabiliteyi ve kanatların titreşim davranışlarını inceleyerek havacılık mühendisliği için önemli sonuçlar sunar. Nielsen'in (1960) kitabı, füzelerin aerodinamiğini kapsamlı bir şekilde ele alır ve bu alandaki temel kavramları açıklar.

Kitap, füzelerin aerodinamik davranışlarını ve farklı tasarım parametrelerinin etkilerini inceler. Hensch'in (1985) çalışması, ince cisim teorisinin füze aerodinamiğine uygulanmasını ve bu teorisin doğrusal olmayan uygulamalarını inceler. Milne'nin (1960) çalışması, sabit dönüş gövdelerindeki ince kanatların harmonik hareketine bağlı aerodinamik kuvvetleri analiz eder. Arévalo ve García-Fogeda (2010), yapısal doğrusal olmayanları içeren ince kanat/gövde yapılandırmasının aeroelastik analizini yapar. Yu ve Eloy (2018), Lighthill'ın ince cisim teorisini orta oranlı en-boy oranlarına genişleterek, aerodinamik analizlerdeki uygulamalarını inceler. Salehi Paniagua vd. (2023), aerodinamik grid yüzgeçlerine sahip hava yakıt ikmal hortum-paraşüt sisteminin aeroelastik stabilitesini inceler. Sahbon'un (2024) çalışması, projeksiyon trajektori simülasyonunda kullanılan iki aerodinamik modeli karşılaştırır. Allerton'ın (2009) kitabı, uçuş simülasyonunun temel prensiplerini ve simülasyonların havacılık mühendisliğinde nasıl kullanıldığını açıklar.

Uçuş hızının Mach sayısı, aerodinamik kuvvetlerin davranışını değiştirir. Mach 5'in üzerindeki hızlarda aerodinamik kuvvetler ve momentler farklılık gösterir. Hava yoğunluğu ve sıcaklığı, aerodinamik performansı etkiler. Yüksek irtifalarda hava yoğunluğunun azalması, sürüklenme kuvvetlerini azaltırken, sıcaklık değişiklikleri yüzey ısı etkilerini değiştirebilir. Füzenin uçuş yoluna göre yaptığı açılar, stabilite üzerinde doğrudan etkiye sahiptir. Optimal açılar, aerodinamik kuvvetlerin dengelenmesini sağlar. Kütle merkezi ile aerodinamik merkez arasındaki mesafe, statik stabiliteyi belirler. Kütle merkezinin aerodinamik merkezden önde olması, füzenin doğal olarak stabil olmasını sağlar. Füzenin dönüşe karşı direnci, kontrol yüzeylerinin etkinliğini etkiler. Yüksek atalet momentleri, füzenin manevra kabiliyetini artırır ancak stabiliteyi zorlayabilir.

Balistik füzelerin aerodinamik stabilitesini artırmak için çeşitli kontrol stratejileri geliştirilmiştir. Bu stratejiler, pasif ve aktif kontrol sistemlerinden oluşmaktadır.

Pasif stabilite, füzenin gövde geometrisi ve aerodinamik yüzeylerin optimize edilmesi yoluyla sağlanır. Füzenin geometrisi ve kütle dağılımı, füzenin doğal olarak stabil olmasını sağlar. Bu, ek kontrol sistemlerine ihtiyaç duymadan aerodinamik dengede kalmayı mümkün kılar. Kütle merkezi ile aerodinamik merkez arasındaki mesafenin optimize edilmesiyle elde edilir. Yeterli statik margin, füzenin küçük pertürbasyonlara karşı kararlı kalmasını sağlar. Aktif kontrol sistemleri, sensör ve

kontrol yüzeyleri kullanarak füzeyi stabilize etmeyi hedefler. Sensörlerden gelen verilere göre anlık ayarlamalar yaparak stabiliteyi korur. Bu sistemler, uçuş sırasında meydana gelen aerodinamik değişikliklere hızlı tepki verebilir. Özellikle atmosfer dışı uçuşlarda, küçük roket motorları kullanılarak yönlendirme yapılır. Bu sistemler, füzenin yönünü hassas bir şekilde kontrol etmeye olanak tanır. Gelişmiş algoritmalar kullanarak, uçuş boyunca optimal kontrol sağlar. Bu bilgisayarlar, aerodinamik verileri analiz ederek kontrol yüzeylerini dinamik olarak ayarlar. Adaptif ve otonom kontrol sistemleri, füzenin uçuş sırasında çevresel koşullara göre kendini ayarlamasını sağlar. Uçuş sırasında değişen koşullara göre kontrol parametrelerini günceller. Bu, füzenin aerodinamik performansını sürekli optimize eder. Sensör ve aktüatör arızalarını tespit ederek, sistem performansını korur. Bu, füzenin kritik uçuş aşamalarında güvenilirliğini artırır. Geçmiş uçuş verilerini kullanarak, gelecekteki uçuşlarda performansı iyileştirir. Makine öğrenimi algoritmaları, aerodinamik verilerin analizinde ve kontrol stratejilerinin geliştirilmesinde önemli rol oynar.

Son dönemde yapılan analizler, balistik füzelerin aerodinamik stabilitesini artırmak için çeşitli yöntemlerin etkili olduğunu göstermektedir. Bu gelişmeler, füzenin performansını, güvenilirliğini ve operasyonel esnekliğini artırmıştır. Yeni analiz yöntemleri ve teknolojiler sayesinde, balistik füzelerin menzili ve doğruluğu artırılmıştır. CFD simülasyonlarının daha yüksek doğrulukta olması ve rüzgar tüneli testlerinin gelişmesi, aerodinamik optimizasyon süreçlerini desteklemiştir. Gelişmiş kontrol sistemleri ve malzeme teknolojileri, füzelerin operasyonel güvenilirliğini yükseltmiştir. Aktif ve adaptif kontrol sistemlerinin entegrasyonu, füzenin çeşitli uçuş koşullarında stabil kalmasını sağlamıştır. Otonom sistemlerin kullanımı, füzelerin farklı görev ve koşullara hızlı bir şekilde uyum sağlamasına olanak tanımaktadır. Makine öğrenimi ve yapay zeka destekli kontrol algoritmaları, füzenin çevresel değişikliklere dinamik olarak yanıt vermesini mümkün kılmıştır.

Balistik füze aerodinamiği stabilitesi, modern askeri teknolojilerin vazgeçilmez bir parçasıdır. 2020-2024 yılları arasında yapılan araştırmalar, bu alanda önemli ilerlemeler kaydetmiş ve füzelerin aerodinamik performansını ve stabilitesini artırmak için çeşitli yöntemler geliştirilmiştir. CFD simülasyonlarının yaygınlaşması, rüzgar tüneli deneylerinin gelişmesi ve hipersonik hızlarda yapılan testler sayesinde, balistik füzelerin aerodinamik stabilitesi konusunda derinlemesine anlayışlar elde edilmiştir. Ayrıca, 2020 öncesi çalışmalara dayanan temel bilgiler, modern

araştırmaların üzerine inşa edilmesini sağlamıştır. Gelecekte, yapay zeka ve makine öğrenimi gibi ileri teknolojilerin entegrasyonu ile daha da gelişmiş ve adaptif sistemlerin ortaya çıkması beklenmektedir.

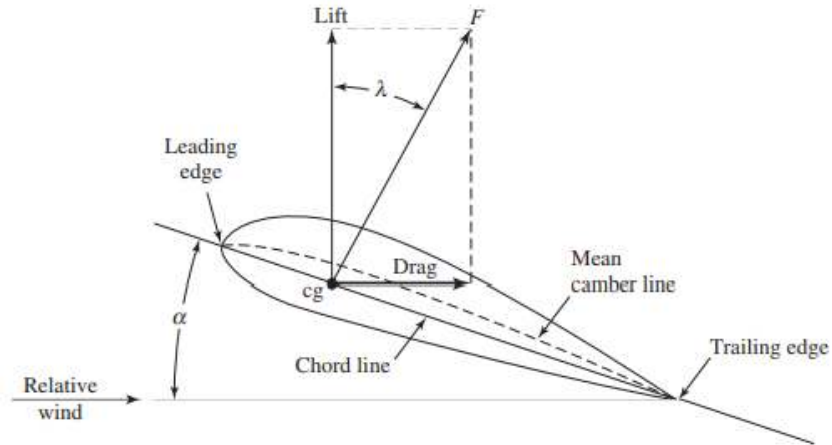
Bu tez, yalnızca füze sistemlerinin mevcut teknolojik potansiyelini ortaya koymakla kalmayıp, gelecekteki savunma stratejilerinde daha sofistike ve etkin çözümlerin geliştirilmesine rehberlik etmeyi amaçlamaktadır. MATLAB tabanlı simülasyonlar ve ileri mühendislik analizleri, füze tasarımında inovasyon ve stratejik karar alma süreçlerine güçlü bir zemin hazırlamıştır. Yapay zeka, ileri malzemeler ve kontrol sistemlerindeki yeniliklerle harmanlanmış bu analizler, savunma teknolojilerinde devrim niteliği taşıyabilecek çalışmalara öncülük etmektedir. Çalışmanın ortaya koyduğu kapsamlı veriler ve değerlendirmeler, sadece mühendislik dünyasına değil, ulusal güvenlik politikalarına da ışık tutacak bir kaynak niteliği taşımaktadır.

BİRİNCİ BÖLÜM

FÜZE AERODİNAMİĞİNİN TEMEL İLKELERİ

1.1 Aerodinamik Kuvvetler ve Katsayıları

Aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin büyüklüğünü etkileyen parametreler şunlardır: (1) konfigürasyon geometrisi, (2) saldırı açısı, (3) araç boyutu, (4) serbest akış hızı, (5) bozulmamış havanın yoğunluğu, (6) Reynolds sayısı (yani, viskoz etkilerle ilişkili), ve (7) Mach sayısı (yani, sıkıştırılabilirlik etkileriyle ilişkili). Veri setlerini çeşitli akış koşulları ve konfigürasyonlar için ilişkilendirmek amacıyla, ölçümler genellikle boyutsuz formda sunulmaktadır. Ancak pratikte, sınır tabakası ayrılması, şok dalgası/sınır tabakası etkileşimi ve sıkıştırılabilirlik etkileri gibi akış olguları, boyutsuz kuvvet ve moment katsayılarının sabit kaldığı akış koşulları aralığını sınırlamaktadır. Özünde, bir uçağın veya füzenin etrafındaki havanın hareketi, aerodinamik kuvvetleri ve momentleri üreten basınç ve hız değişikliklerine neden olmaktadır. Uçuş halindeki bir füze üzerindeki kuvvetler aerodinamik, itici (yani, itme) ve yerçekimi kuvvetlerinden oluşmaktadır. Bu kuvvetler, füzenin cisim eksen sistemi (X_b , Y_b , Z_b) boyunca ve kütle merkezi (cg) ile ilişkilendirilerek çözümlenebilir. Rehberli silahlarda standartlaştırılan referans eksen sistemi cg'ye merkezlenmiş ve cisme sabitlenmiştir. Bu nedenle, rijit bir cisimde sabitlenmiş herhangi bir eksen seti, cisimle sabit bir referans çerçevesidir. Mevcut tartışmaya geçmeden önce, aerodinamiğin bazı temel kavramları ve tanımları gözden geçirilecektir. Bu tanımlar ve terminoloji, Şekil 1.1'e referansla verilecektir. (Etkin ve Reid, 1996)



Şekil 0.1 Tanımlar ve terminoloji (Etkin ve Reid, 1996)

Saldırı Açısı (α): Görelî rüzgar ile kanat kesitinin çizgisi arasındaki açı.

Aerodinamik Merkez: Bir hava kanadının kesitinde, moment katsayısının tüm saldırı açıları için pratikte sabit olduğu noktadır. Ayrıca, aerodinamik merkez, kaldırıcın etkin bir şekilde değiştiği noktadır. Aerodinamik merkez etrafındaki moment, bir kuvvetin (kaldıraç basınç merkezi üzerinde etki eder) ve bir kolun (aerodinamik merkez ile basınç merkezi arasındaki mesafe) çarpımıdır; bu nedenle, kaldırıcın artmasıyla basınç merkezi aerodinamik merkeze doğru hareket etmelidir.

Ağırlık Merkezi: Yerçekimi nedeniyle oluşan kuvvetler her zaman bir uçakta (veya füzede) mevcuttur ve ağırlık merkezinde (cg) etki eder. Bir uçaktaki kütle merkezleri ile ağırlık merkezleri pratikte örtüşmektedir, bu nedenle yerçekiminin cg etrafında bir dış moment oluşturduğu söylenemez. Uçak üzerindeki yerçekimi kuvveti genellikle Dünya eksenleri cinsinden ifade edilir.

Basınç Merkezi: Bir hava kanadında tüm aerodinamik kuvvetlerin etkili olduğu nokta. Genel olarak basınç merkezi (cp), hava kanadının ağırlık merkezinde yer almaz; dolayısıyla bir moment üretilir.

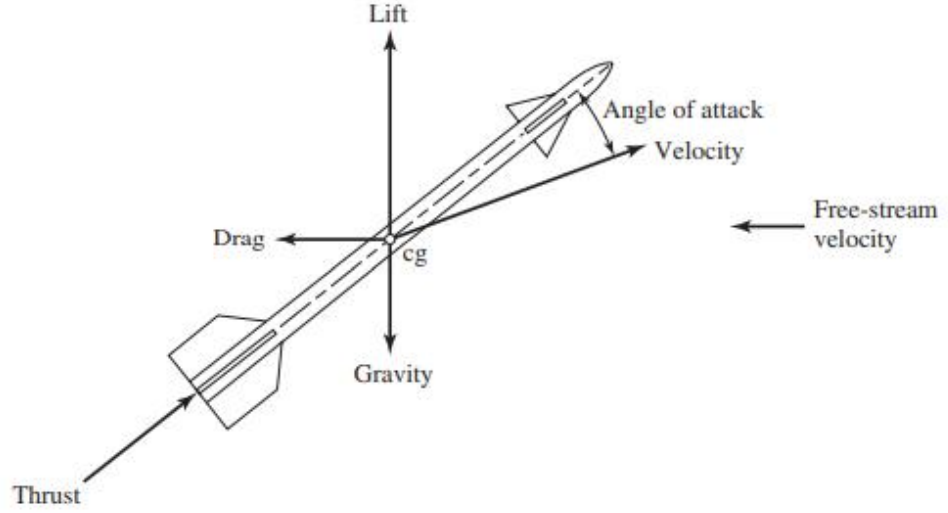
***Not:** Uçak tasarımında aerodinamikçiler, basınç merkezine (cp) aerodinamik merkez (ac) derler. Bu nedenle, cp ve ac burada aynı şeyi ifade eder olarak varsayıldı.*

Dinamik Basınç: Aerodinamik formüllerin türetilmesinde sıkça ortaya çıkan aerodinamik basınç. Dinamik basınç, q sembolü ile gösterilir ve $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ ifadesiyle verilir; burada ρ hava yoğunluğudur ve V serbest akış hızıdır.

Kütle Merkezi: Cisim eksenlerinin başlangıç noktası genellikle kütle merkezidir (cm).

Görelî Rüzgar: Bir hava kanadına göre havanın hareketini ifade eder ve hava aracının ileri hızıyla eşit ve zıt yöndedir.

Toplam Aerodinamik Kuvvet: Hava kanadı üzerinde etkili olan tüm aerodinamik kuvvetlerin vektörel toplamı. Uygulama noktası, basınç merkezindedir. (Etkin ve Reid, 1996)



Şekil 0.2 Füzeye Etki Eden Aerodinamik Kuvvetler ve İtki

Aerodinamikte, bir aracın etrafındaki akışın neden olduğu yüzeye etki eden normal (veya basınç) kuvvetlerinin ve yüzeysel (veya viskoz kayma) kuvvetlerinin toplamı, serbest akış yönüne paralel ve dik eksenler boyunca üç bileşene ayrılması konvansiyoneldir. Bu kuvvetler, kaldırma (L), sürüklenme (D) ve yan kuvvet (Y) olarak adlandırılır. Kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerinin serbest akış hızıyla ilişkisi Şekil 1.2'de gösterilmektedir. Bu şekilde, bir saldırı açısı oluşturulursa, basınç merkezi (cp) üzerinde etkili olan kaldırma vektörünün destabilize edici bir etkisi olduğu ve kontrol edilmesi gerektiği not edilmelidir. Şimdi bu kuvvetleri bazı detaylarla tanımlanacaktır.

Kaldırma: Kaldırma, görelî rüzgara (uçuş yönü) veya bozulmamış serbest akış hızına dik (yani yukarı) olan sonuç aerodinamik kuvvetin bileşenidir. Aerodinamik kaldırma esas olarak aracın yüzeyi üzerinde etkili olan basınç kuvvetleri tarafından üretilir. Ayrıca, kaldırma kuvveti, füzenin dikey plandaki hız vektörüne dik durumdadır.

Sürüklenme: Sürüklenme, görelî rüzgarla aynı yönde olan sonuç aerodinamik kuvvetin bileşenidir. Diğer bir deyişle, bozulmamış serbest akış hızına paralel olarak etki eden net aerodinamik kuvvettir. Aerodinamik sürüklenme, yüzey üzerinde etkili olan basınç kuvvetleri ve yüzey sürtünme kuvvetleri tarafından üretilir. Sürüklenme kuvveti, hız vektörü boyunca ölçülür, ancak zıt yöndedir.

Yan Kuvvet: Yan kuvvet, hem kaldırma hem de sürüklemeye dik bir yöndeki kuvvet bileşenidir ve yatay düzlemde ölçülür. Yan kuvvet, banka açısı sıfırda sağ

kanada doğru etki ettiğinde pozitifdir. Eğer banka açısı sıfır değilse, L ve Y , hız vektörü etrafında negatif bir açı ile dönecektir.

Temel aerodinamik kuvvetler, genellikle boyutsuz katsayılar, uçuş dinamik basıncı ve bir referans alanı cinsinden tanımlanır. Kayarak (yaw) dönüş yapan füzeler için, temel aerodinamik kuvvetler Şekil 1.2'de gösterilmiş olup şu şekilde hesaplanmaktadır (Etkin, 1972) (Siouris, 2004):

$$\text{Drag: } D = C_D qS \quad (1.1a)$$

$$\text{Lift: } L = C_L qS \quad (1.1b)$$

$$\text{Side Force: } F_Y = C_Y qS \quad (1.1c)$$

Dönüş yapmak için dönen füzelerde sürüklenme, (1.1a) ile aynı olup, kaldırma ve yan kuvvetler aşağıdaki gibidir:

$$\text{Lift: } C_{LT}(\cos \phi) qS \quad (1.2a)$$

$$\text{Side Force: } C_{LT}(\sin \phi) qS \quad (1.2b)$$

Burada, cisim eksen sistemiindeki kuvvetlerin tanımının rüzgar eksen sistemiye benzer olduğunu varsayıyoruz. Aerodinamik kuvvet katsayıları genellikle aşağıdaki gibi tanımlanır:

$$C_L = L/qS \quad (1.3)$$

$$C_D = D/qS \quad (1.4)$$

$$C_M = M/qSd \quad (1.5)$$

Burada M moment ve d bir cisim kesitinden ortalama füze çapıdır. Şekil 1.3, aerodinamik kuvvetleri rüzgar eksen sistemine göre göstermektedir.

Aerodinamik kuvvetler aşağıdaki gibi de ifade edilebilir:

$$\text{Eksenel Kuvvet (Sürüklenme): } F_X = q(V, h) S C_D(V, h, \alpha, \beta) \quad (1.6a)$$

$$\text{Yan Kuvvet: } F_Y = q(V, h) S C_Y(V, h, \alpha, \beta) \quad (1.6b)$$

$$\text{Normal Kuvvet (Kaldırma): } F_Z = q(V, h) S C_L(V, h, \alpha, \beta) \quad (1.6c)$$

Cisim eksen sistemiindeki kuvvetlerin tanımını, rüzgar eksen sistemindekine benzer. Yani,

$$F_{X_b} = qSC_D \quad (1.7a)$$

$$F_{Y_b} = qSC_Y \quad (1.7b)$$

$$F_{Z_b} = qSC_L \quad (1.7c)$$

Aerodinamik kuvvet katsayıları C_L , C_D ve C_Y genellikle serbest akışa göre yönlendirilmiş rüzgar eksen sisteminde ifade edilir. Aerodinamik kuvvet bileşenlerinin hareket denklemlerinin cisimle sabit koordinat sisteminde olması gerektiğinden, bu katsayılar saldırı açısı ve yan kayma açısı cinsinden ifade edilmelidir. Aerodinamik kuvvet katsayıları, cisimle sabit eksen sisteminde, C_{X_b} , C_{Y_b} ve C_{Z_b} olarak belirlenebilir. Böylece,

$$C_{X_b} = -C_D \cos \alpha \cos \beta - C_Y \cos \alpha \sin \beta + C_L \sin \alpha \quad (1.8)$$

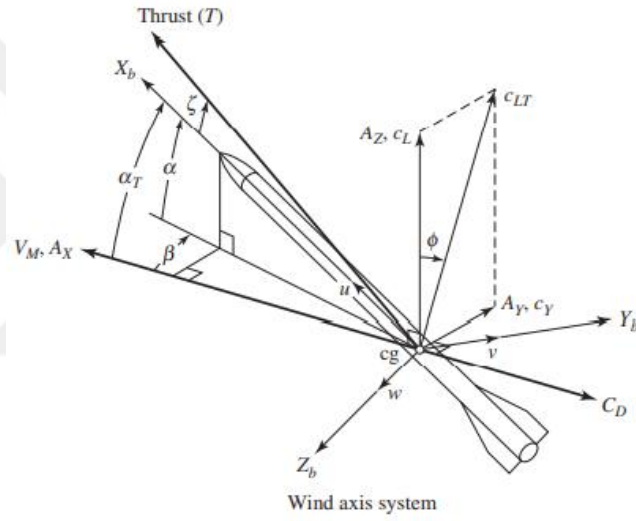
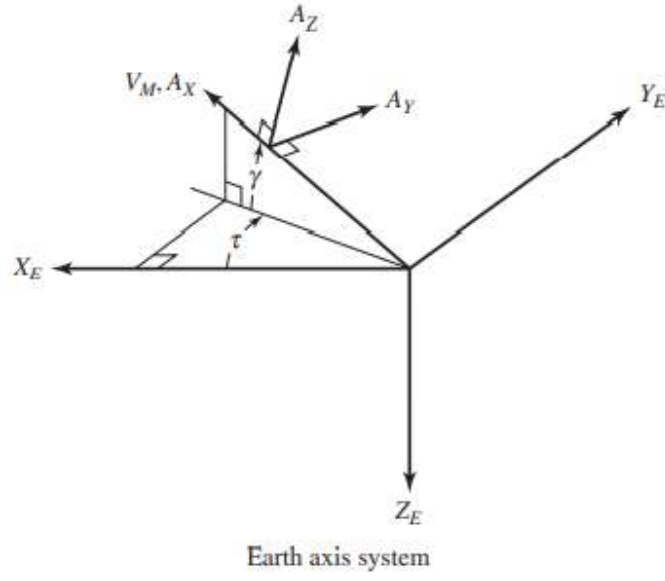
$$C_{Y_b} = -C_D \sin \beta + C_Y \cos \beta \quad (1.9)$$

$$C_{Z_b} = -C_D \sin \alpha \cos \beta - C_Y \sin \alpha \sin \beta + C_L \cos \alpha \quad (1.10)$$

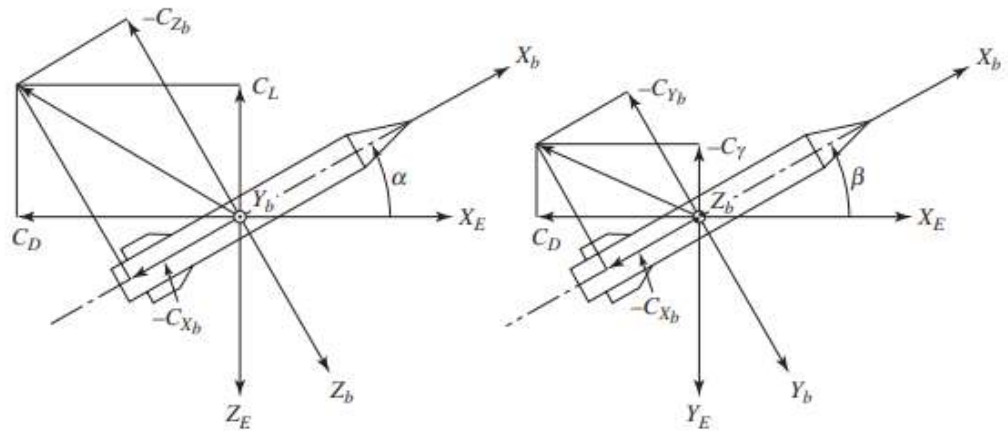
Şekil 1.4 bu katsayıların füze üzerindeki gösterimini göstermektedir.

Basit bir noktasal kütle durumu için, akışa göre aerodinamik kuvvet katsayıları C_L , C_D ve C_Y bir veya daha fazlasının fonksiyonları olarak varsayılacaktır:

- Hücüm açısı ve yana kayma açısı.
- Kaldırma ve/veya yan kuvvet.
- Mach sayısı ve/veya Reynolds sayısı (sadece sürüklenme kuvvetinde rol oynar).
- Ağırlık merkezi konumu.
- Yükseklik.



Şekil 0.3 Rüzgar Ekseni Sistemine Göre Aerodinamik Kuvvetler



Şekil 0.4 Aerodinamik Kuvvetlerin Rüzgar Tüneli Gösterimi

Yukarıda belirtildiği gibi, tüm aerodinamik kuvvet katsayıları genel olarak durum değişkenlerinin ve kontrol değişkenlerinin fonksiyonlarıdır.

$$C_D = C_D(\alpha, \beta, M, q, \dots) \quad (1.11a)$$

Kısmi türevleri alınarak,

$$dC_D = \left(\frac{\partial C_D}{\partial \alpha}\right) d\alpha + \left(\frac{\partial C_D}{\partial \beta}\right) d\beta + \left(\frac{\partial C_D}{\partial M}\right) dM + \left(\frac{\partial C_D}{\partial q}\right) dq \dots \quad (1.11b)$$

Bu nedenle, aerodinamik kuvvet katsayıları C_L , C_D ve C_Y aerodinamik türevler açısından aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_\alpha}|\alpha| + C_{D_{\alpha^2}}\alpha^2 + C_{D_\beta}|\beta| + C_{D_{\beta^2}}\beta^2 + C_{D_{\alpha\beta}}|\alpha||\beta| \quad (1.12)$$

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha}|\alpha| + C_{L_{\alpha^2}}\alpha^2 + C_{L_\beta}|\beta| + C_{L_{\beta^2}}\beta^2 + C_{L_{\alpha\beta}}|\alpha||\beta| \quad (1.13)$$

$$C_Y = C_{Y_0} + C_{Y_\alpha}|\alpha| + C_{Y_{\alpha^2}}\alpha^2 + C_{Y_\beta}|\beta| + C_{Y_{\beta^2}}\beta^2 + C_{Y_{\alpha\beta}}|\alpha||\beta| \quad (1.14)$$

(Siouris, 2004):

Sürüklenme Katsayısı (C_D)

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_\alpha}\alpha \quad (1.15a)$$

Türevler sabit Mach sayısı ve Reynold sayısı ile değerlendirilir. Sürüklenme polari [4] biçiminde yazılır:

$$C_D = C_{D_0} + KC_L^2 \quad (1.15b)$$

Denklem (1.15b), toplam sürüklemenin (1) yapılandırma sıfır kaldırma kuvveti ürettiğinde var olan sürüklenme (C_{D_0}) ve (2) kaldırma kuvvetiyle ilişkili indüklenen sürüklenme (KC_L^2) toplamı olarak yazılabileceğini belirtir.

Kaldırma Katsayısı (C_L)

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha}\alpha \quad (1.16a)$$

Türevler sabit Mach sayısında değerlendirilir. Kaldırma katsayısı ayrıca şu şekilde yazılabilir:

$$C_L = (\partial C_L / \partial \alpha)|_\alpha \alpha + C_{nl}\alpha^2 \quad (1.16b)$$

Yan Kuvvet Katsayısı (C_Y)

Yanal kuvvet katsayısının yan kayma açısına, β , kanatçık açısına, δ_A , vb. olan fonksiyonel bağımlılığı şu şekilde ifade edilir:

$$C_Y = C_{Y_0} + C_{Y_\beta}\beta + C_{Y_\delta}\delta_A \quad (1.17)$$

Buradaki türevler sabit Mach sayısı ve sabit hücum açısında değerlendirilir. Rüzgar eksenini sistemindeki normalize edilmiş anlık ivmelerin bileşenleri aşağıdaki gibi hesaplanır (bkz. Şekil 1.3):

$$A_X = (T \cos(\alpha + \xi) \cos \beta - C_D q S) / W \quad (1.18a)$$

$$A_Y = (T \cos(\alpha + \xi) \sin \beta - C_Y q S) / W \quad (1.18b)$$

$$A_Z = (T \sin(\alpha + \xi) - C_L q S) / W \quad (1.18c)$$

Dünya eksenini sistemindeki anlık ivmeler (Şekil 1.3) aşağıdaki dönüşümle elde edilir (Siouris, 2004):

$$\frac{d^2 X_E}{dt^2} = (A_X \cos \gamma \cos \tau - A_Y \sin \tau - A_Z \sin \gamma \cos \tau) g \quad (1.19a)$$

$$\frac{d^2 Y_E}{dt^2} = (A_X \cos \gamma \sin \tau + A_Y \cos \tau - A_Z \sin \gamma \sin \tau) g \quad (1.19b)$$

$$\frac{d^2 Z_E}{dt^2} = (1 - A_X \sin \gamma - A_Z \cos \gamma) g \quad (1.19c)$$

Burada g yerçekimi ivmesi ve γ dikey düzlemdeki uçuş yolu açısıdır. (1.19a)–(1.19c)'nin entegrasyonu dX_E/dt , dY_E/dt ve dZ_E/dt hızlarını verir. Hızlar daha sonra füze konum koordinatları X_E , Y_E ve Z_E 'yi elde etmek için entegre edilebilir. Saldırı açısı (α) ve yan kayma (β), Şekil 1.3'te gösterildiği gibi hız bileşenleri açısından tanımlanabilir. Matematiksel olarak, bu açıların denklemleri şu şekilde verilir:

$$\alpha = \tan^{-1}(w/u) \quad (1.20a)$$

$$\beta = \sin^{-1}(v/V_M) \quad (1.20b)$$

Burada $V_M = (u^2 + v^2 + w^2)^{1/2}$. Saldırı açısı ve yana kayma küçükse, diyelim ki $<15^\circ$ ise, (1.20a) ve (1.20b) daha basit formu alır:

$$\alpha = w/u \quad (1.21a)$$

$$\beta = v/u \quad (1.21b)$$

α ve β radyan cinsinden verildiğinde. Hücum açısı ve yana kayma, aracın hız vektörüne göre tutumunu tamamen tanımlar. Bu açılar ayrıca Şekil 1.5'te belirtilen diğer açılar cinsinden de ifade edilebilir:

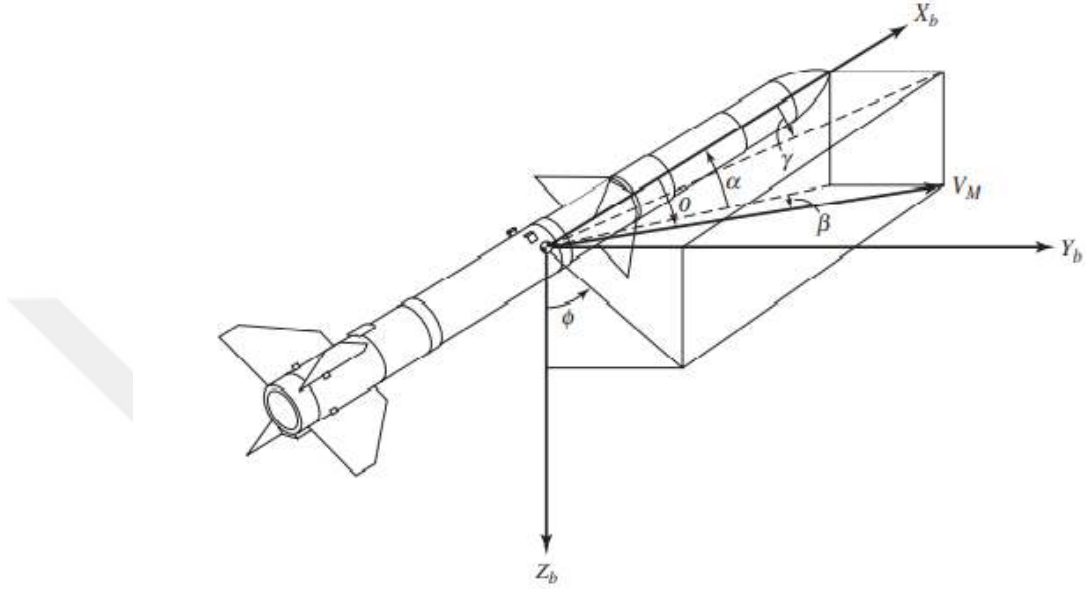
$$\tan \alpha = \tan \theta \cos \phi \quad (1.22a)$$

$$\tan \gamma = \tan \theta \sin \phi \quad (1.22b)$$

$$\sin \beta = \sin \theta \sin \phi \quad (1.22c)$$

$$\cos \theta = \cos \alpha \cos \beta = (\tan^2 \alpha + \tan^2 \beta)^{1/2} \quad (1.22d)$$

$$\tan \phi = \cot \alpha \tan \gamma = \tan \beta / \sin \alpha \quad (1.22e)$$



Şekil 0.5 Füze Açılış İlişkileri

1.2 Aerodinamik Momentler

Önceki bölümdeki aerodinamik kuvvetlere benzer bir şekilde, füzeye etki eden momentler, aerodinamik yük dağılımı ve kütle merkezinden geçmeyen itme kuvveti tarafından oluşturulan momentlere ayrılabilir. Özellikle, orijinalden uzakta etki eden sonuç kuvvetin oluşturduğu moment, füzenin cisim referans eksenlerine atıfta bulunularak üç bileşene ayrılabilir. Üç moment bileşeni, pitch momenti, roll momenti ve yaw momentidir. Bu momentler şimdi daha ayrıntılı olarak tanımlanacaktır:

Pitching Moment: Pitch momenti, füzenin yan eksenini etrafındaki momenttir (yani, Yb-ekseni). Pitch momenti, araca etki eden kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerinin sonucudur. Pozitif bir moment, burun yukarı yönlüdür.

Rolling Moment: Bu, füzenin boylamasına eksenini etrafındaki momenttir (yani, Xb-ekseni). Roll momenti genellikle bir tür aileron tarafından üretilen farklılaştırılmış kaldırma ile oluşur. Pozitif bir roll moment, sağ veya yıldız yönündeki kanat ucunun aşağı hareket etmesine neden olur.

Yawing Moment: Füzenin dikey eksenini etrafındaki moment yaw momentidir (yani, Z_b-ekseni). Pozitif bir yaw momentini, burunu sağa döndürme eğilimindedir.

Çeşitli akış koşulları ve konfigürasyon ölçekleri için verileri ilişkilendirebilmek amacıyla, ölçümler genellikle boyutsuz formda sunulmaktadır. Böylece, aerodinamik momentin bileşenleri, boyutsuz katsayılar, uçuş dinamik basıncı, referans alanı ve karakteristik bir uzunluk cinsinden ifade edilebilir:

$$(Yuvarlanma) \text{ Rolling Moment: } L = C_l q S l \quad (1.23a)$$

$$(Eğilme) \text{ Pitching Moment: } M = C_m q S l \quad (1.23b)$$

$$(Dönme) \text{ Yawing Moment: } N = C_n q S l \quad (1.23c)$$

(Etkin, 1972) (Nielsen, 1960):

$$L = C_l q S b \quad (1.24a)$$

$$M = C_m q S c \quad (1.24b)$$

$$N = C_n q S b \quad (1.24c)$$

Genel olarak, daha önce belirtildiği gibi, standart altı serbestlik derecesi aerodinamik katsayıları $C_L, C_D, C_Y, C_l, C_m, C_n$ esasen kütle merkezi konumu, irtifa, Mach sayısı, Reynolds sayısı, saldırı açısı (α) ve yan kayma açısı (β) fonksiyonlarıdır ve bunlar, saldırı açısındaki ve yan kaymadaki zaman değişim hızı ile füzenin açısal hızının ikincil fonksiyonlarıdır. (Pitch moment katsayısı C_m Reynolds sayısından bağımsızdır). Şimdi aerodinamik momentleri ve bunların ilişkili katsayılarını ölçülen miktarlar cinsinden geliştirilecektir.

Aerodinamik Yuvarlanma Momenti (Aerodynamic Rolling Moment)

Yuvarlanma momenti L , α_p , α_y , ve δ_a 'nın bir fonksiyonudur:

α_p : atış düzlemindeki hücum açısı; mevcut geliştirmede, hücum açısı füzenin X_b -ekseni ile bağlı hava akışı çizgisi veya füze hızı arasındaki dar açı olarak alınacaktır

α_y : sapma düzlemindeki hücum açısı (bu açı yan kayma β olarak tanımlanır)

δ_a : kanatçığın sapma açısı (bu açı füzenin yuvarlanmasını kontrol eder)

L , M ve N momentleri üç değişkenli fonksiyonlar için Maclaurin serisi kullanılarak doğrusallaştırılabilir:

$$L \cong \left[\left(\frac{\partial L}{\partial \alpha_p} \right) \Big|_{\alpha_p=0} \right] \alpha_p + \left[\left(\frac{\partial L}{\partial \alpha_y} \right) \Big|_{\alpha_y=0} \right] \alpha_y + \left[\left(\frac{\partial L}{\partial \delta_a} \right) \Big|_{\delta_a=0} \right] \delta_a = 0 \quad (1.25)$$

$$\left[\left(\frac{\partial L}{\partial \alpha_p} \right) \Big|_{\alpha_p=0} \right] \equiv L_{\alpha_p} : \text{atak açısındaki değişiklik nedeniyle yuvarlanma}$$

momentinin değişim oranı

$$\left[\left(\frac{\partial L}{\partial \alpha_y} \right) \Big|_{\alpha_y=0} \right] \equiv L_{\alpha_y} : \text{sapmada hücum açısındaki değişime bağlı yuvarlanma}$$

momentinin değişim oranı

$$\left[\left(\frac{\partial L}{\partial \delta_a} \right) \Big|_{\delta_a=0} \right] \equiv L_{\delta_a} : \text{kanatçık sapma açısındaki değişiklik nedeniyle}$$

yuvarlanma momentinin değişim oranı

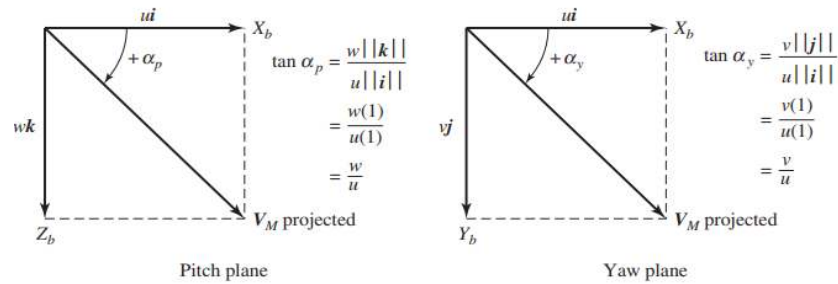
Denklemleri ve hesaplamaları basitleştirmek için, yukarıdaki katsayılar boyutlandırılmadan normalize edilmiş momentler haline getirilebilir:

$$L_{\alpha_p}/qSl_{ref} = C_{l_{\alpha_p}} : \text{atış açısına bağlı yuvarlanma momenti katsayısı,}$$

$$L_{\alpha_y}/qSl_{ref} = C_{l_{\alpha_y}} : \text{sapmada hücum açısından kaynaklanan yuvarlanma momenti katsayısı,}$$

$$L_{\delta_a}/qSl_{ref} = C_{l_{\delta_a}} : \text{kanatçık sapma açısından kaynaklanan yuvarlanma momenti katsayısı,}$$

Şekil 1.6 tartışılan açıları göstermektedir.



Şekil 0.6 Füzenin Açıları

$$L = qSl_{ref} \left[(C_{l_{\alpha_p}}) \alpha_p + (C_{l_{\alpha_y}}) \alpha_y + (C_{l_{\delta_a}}) \delta_a \right] \quad (1.26)$$

Yuvarlanma için dönme ivmesi denklemi:

$$\frac{dP}{dt} = QR[I_y - I_z/I_x] + (qSl_{ref}/Ix) \left[(C_{l_{\alpha_p}}) \alpha_p + (C_{l_{\alpha_y}}) \alpha_y + (C_{l_{\delta_a}}) \delta_a \right] \quad (1.27)$$

Eğimli bir yüzey havada hareket ettiğinde, saptıran akım tarafından oluşturulan, o yüzeye dik bir kuvvet vardır. Bu kuvvete *aerodinamik normal kuvvet* denir ve X_b gövde eksenine diktir.

$F_Y : Y_b$ gövde eksenini boyunca aerodinamik normal kuvvetin (yan) bileşeni, orijinden negatif Y_b eksenine doğru pozitiftir,

$F_N : Z_b$ gövde eksenini boyunca aerodinamik normal kuvvetin (normal) Z_b gövde eksenini boyunca, orijinden negatif Z_b eksenine doğru pozitiftir.

Aerodinamik normal kuvvetin bu iki bileşeni aşağıdaki şekilde boyutsuzlaştırılabilir:

$$C_Y = F_Y/qS \quad (1.28a)$$

$$C_N = F_N/qS \quad (1.28b)$$

C_Y ve C_N bileşenleri genellikle pozitif hücum açıları ve sıfır kontrol yüzeyi sapması için pozitif olarak tanımlanır (Şekil 1.7). Bu aerodinamik normal kuvvet katsayıları son derece doğrusal değildir ve genellikle yuvarlanma momenti katsayısı gibi doğru bir şekilde doğrusallaştırılamaz. Aerodinamik normal kuvvet katsayıları *Mach* sayısının M , α_p veya α_y ve δ_p veya δ_y fonksiyonlarıdır. Burada δ_p , eğilmedeki kontrol yüzeyi sapması ve δ_y , dönmedeki kontrol yüzeyi sapmasıdır.

Aerodinamik Eğilme Momenti (Aerodynamic Pitching Moment)

Aerodinamik eğilme momenti M , eğilme hızı Q 'nın yanı sıra α_p ve δ_p 'nin bir fonksiyonudur. Eğilme momentinin bileşenlerini şu şekilde tanımlayalım:

$$M = M_o + M_q \quad (1.29)$$

M_o : AOA'dan (hücum açısı) eğilmeye (α_p) ve eğilme kontrol yüzeyi sapmasına (δ_p) gelen moment katkısı,

M_q : eğilme momenti oranı

Bu iki bileşen genellikle aşağıdaki şekilde tanımlanır:

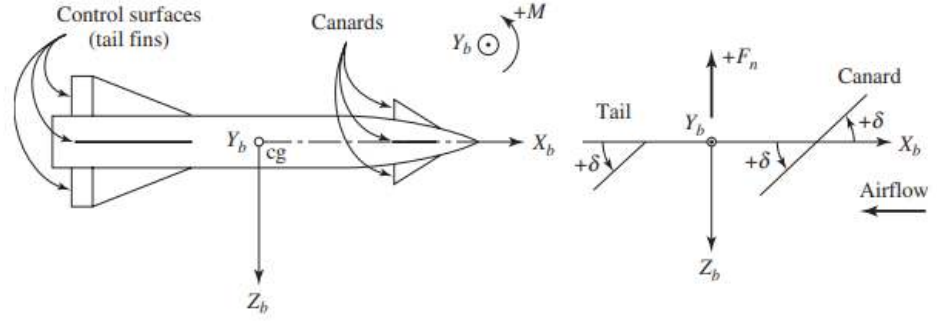
$$M_o = C_m q S l_{ref} \quad (1.30a)$$

$$M_q = C_M Q q S (l_{ref})^2 / 2V_M \quad (1.30b)$$

C_m : *Mach* sayısı α_p ve δ_p 'nin bir fonksiyonu olan eğilme momenti katsayısı,

C_M : eğilme oranından kaynaklanan moment katsayısı veya eğilme momentinin değişim oranı,

V_M : füzenin toplam hızı



δ = Positive deflection of control surface, measured with respect to X_b -axis; positive for anti-clockwise sense of rotation about the hinge looking into the Y_b -axis towards the missile body.

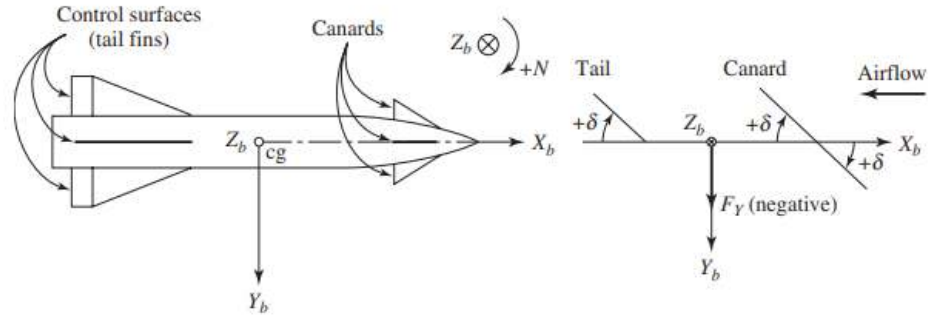
Tail - Positive deflection as shown is producing:

- 1) *Negative Pitching Moment* ($\ominus M$) about the cg.
- 2) *Positive Normal Force* ($+F_N$).

Canard - Positive deflection as shown producing:

- 1) *Positive Pitching Moment* ($+M$) about the cg.
- 2) *Positive Normal force* ($+F_N$).

(a) X-Z (pitch) plane.



δ = Positive for clockwise sense of rotation about the hinge looking down the Y_b -axis away from the missile body.

Tail - Positive deflection as shown is producing:

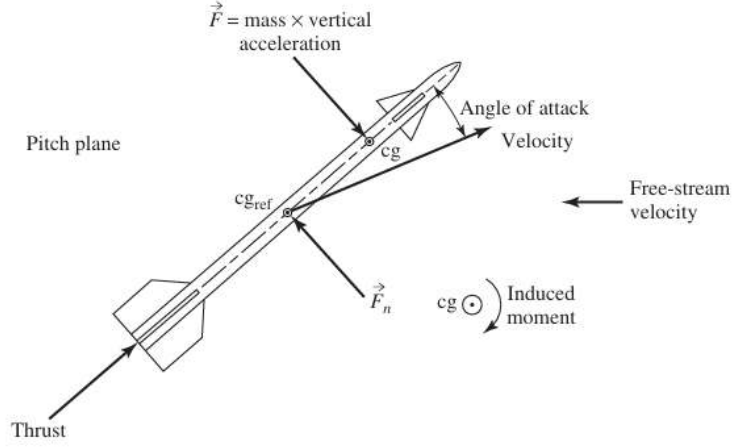
- 1) *Negative Yawing Moment* ($\ominus N$) about the cg.
- 2) *Negative Lateral Force* ($\ominus F_Y$).

Canard - Positive deflection as shown producing:

- 1) *Positive Yawing Moment* ($+N$) about the cg.
- 2) *Negative Lateral force* ($\ominus F_Y$).

(b) X-Y (yaw) plane.

Şekil 0.7 Kontrol Yüzeyindeki Sapmalar



Şekil 0.8 Pitch Yüzeyindeki Füze Etki Eden Kuvvetler

Aerodinamik Dönme Momenti

Aerodinamik dönme momenti N , dönme hızı R 'nin yanı sıra α_y ve δ_y 'nin bir fonksiyonudur. Şimdi, dönme momentinin bileşenlerini aşağıdaki gibi tanımlayalım:

$$N = N_o + N_r \quad (1.31)$$

N_o : AOA'dan dönme (α_y) ve dönme düzlemi kontrol yüzeyi sapmasındaki (δ_y) moment katkısı,

N_r : dönme momenti oranı

Bu iki bileşen genellikle aşağıdaki şekilde tanımlanır:

$$N_o = C_n q S l_{ref} \quad (1.32a)$$

$$N_r = C_N R q S (l_{ref})^2 / 2V_M \quad (1.32b)$$

C_n : Mach sayısı α_y ve δ_y 'nin bir fonksiyonu olan dönme momenti katsayısı,

C_N : dönme oranından kaynaklanan moment katsayısı.

Füzelerde, ağırlık merkezi (cg) normalde yakıtın yanması nedeniyle kayar. Sonuç olarak, yeni bir moment üretilir. Bu nedenle, M_o ve N_o fırlatma sırasında referans ağırlık merkezinde değerlendirilir. Ayrıca, füze hareket etmeye başladığında gerçek ağırlık merkezi hareket eder. Ancak, referans ağırlık merkezi orijinal konumunda kalır. Bu nedenle, referans ağırlık merkezi kavramını uygulayarak, gerçek ağırlık merkezinin hareketinden kaynaklanan moment katkıları değerlendirilebilir. Füze üzerinde eğim düzleminde etki eden kuvvetleri ve momentleri gösteren basit bir serbest cisim diyagramı, Şekil 1.8'de gösterilmiştir. Moment katsayıları

değerlendirildiğinde, vektörel normal kuvvet F_N 'nin referans ağırlık merkezinden ($c_{g_{ref}}$) etki ettiği varsayılır. Ayrıca, füzenin dikey ivme vektörü (F/m), fırlatma sırasındaki anlık ağırlık merkezine karşılık gelen aynı noktadan etki eder. Gerçek ağırlık merkezi hareket ettikçe, ivme vektörü aynı konumda kalır, ancak ağırlık merkezinin hareketinden dolayı ek bir moment ortaya çıkar. Kuvvetin referans ağırlık merkezinden uygulandığı varsayıldığından, indüklenen moment gerçek ağırlık merkezine göre saat yönündedir, negatiftir ve eşittir

$$(-)M_{cg} = F_N(d_{cg-ref} - d_{cg}) \quad (1.33)$$

Burada M_{cg} , F_N 'nin gerçek ağırlık merkezi etrafındaki momentidir ve ($d_{cg-ref} - d_{cg}$), gerçek ağırlık merkezi ile cg arasındaki mesafedir (d 'nin genellikle füzenin burnundan ölçüldüğüne dikkat edin). Denklem (2.33) şu şekilde de yazılabilir:

$$M_{cg} = F_N(d_{cg} - d_{cg-ref}) = C_N q S (d_{cg} - d_{cg-ref}) \quad (1.34)$$

F , kuvvetinin ağırlık merkezi etrafında bir moment üretmeyeceği belirtilmelidir, çünkü o noktadan etki eder. Benzer şekilde, F_Y ve yanal ivme ile sapma düzleminde bir indüklenen moment üretecektir. Pozitif bir aerodinamik kuvvet pozitif bir moment üretecektir:

$$N_{cg} = F_Y(d_{cg-ref} - d_{cg}) = -F_Y(d_{cg} - d_{cg-ref}) = -C_Y q S (d_{cg} - d_{cg-ref}) \quad (1.35)$$

Yukarıdaki eğilme momenti ve dönme momenti denklemleri, ağırlık merkezi pozisyonundaki değişimi de içerecek şekilde yeniden yazılmalıdır. Bu nedenle,

$$\text{Pitching Moment: } M = M_o + M_q + M_{cg} \quad (1.36a)$$

$$\text{Yawing Moment: } N = N_o + N_r + N_{cg} \quad (1.36b)$$

Bu ifadelerden, şimdi aşağıdaki şekilde ifade ederek eğilme momenti (M) ve dönme momentini (N) elde edebiliriz:

$$\begin{aligned} M &= C_m q S l_{ref} + C_M Q q S (l_{ref})^2 / 2V_M - C_M q S (d_{cg} - d_{cg-ref}) \\ &= q S l_{ref} \{ C_m + C_M ((Q l_{ref}) / 2V_M) - C_M [(d_{cg} - d_{cg-ref}) / l_{ref}] \} \end{aligned} \quad (1.37)$$

$$\begin{aligned} N &= C_n q S l_{ref} + C_N R q S (l_{ref})^2 / 2V_M - C_Y q S (d_{cg} - d_{cg-ref}) \\ &= q S l_{ref} \{ C_n + C_N ((R l_{ref}) / 2V_M) - C_Y [(d_{cg} - d_{cg-ref}) / l_{ref}] \} \end{aligned} \quad (1.38)$$

$$\frac{dQ}{dt} = \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) PR + \left(\frac{qSl_{ref}}{I_{yy}} \right) \left\{ C_M + C_N \left(\frac{(d_{cg} - d_{cg-ref})}{l_{ref}} \right) + C_M \left(\frac{Ql_{ref}}{2V_M} \right) \right\} \quad (1.39)$$

$$\frac{dR}{dt} = \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) PQ + \left(\frac{qSl_{ref}}{I_{yy}} \right) \left\{ C_N - C_Y \left(\frac{(d_{cg} - d_{cg-ref})}{l_{ref}} \right) + C_N \left(\frac{Rl_{ref}}{2V_M} \right) \right\} \quad (1.40)$$

Denklemler (1.38) ve (1.39), sırasıyla pitch ve yaw için dönme ivmeleridir. İkinci dereceden diferansiyel denklemlerden aşağıdaki tanımlara da dikkat edilmelidir:

$$\text{Pitch Damping Moment: } C_M = \partial C_M / \partial (Ql_{ref}/2V_M) \quad (1.41a)$$

$$\text{Yaw Damping Moment: } C_N = \partial C_N / \partial (Rl_{ref}/2V_M) \quad (1.41b)$$

Bu sönümleme momentleri füze tasarımı için önemlidir, çünkü füzenin salınımlarını engellemek için gereklidir. Dönme hızları P, Q ve R, dP/dt , dQ/dt ve dR/dt denklemlerinin entegre edilmesiyle elde edilebilir. Bu nedenle,

$$\text{Roll Rate: } P = \int_0^t \left(\frac{dP}{dt} \right) dt \quad (1.42a)$$

$$\text{Pitch Rate: } Q = \int_0^t \left(\frac{dQ}{dt} \right) dt \quad (1.42b)$$

$$\text{Yaw Rate: } R = \int_0^t \left(\frac{dR}{dt} \right) dt \quad (1.42c)$$

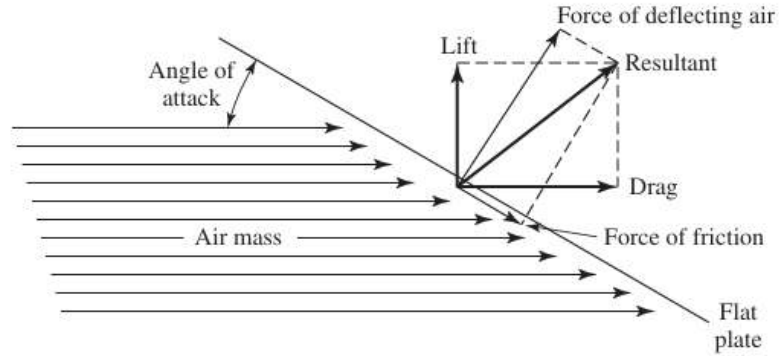
Euler açıları ϕ (yuvarlanma), θ (eğilme) ve ψ (dönme) açısından, dönüş hızları P, Q ve R (füzenin X_b ekseninin uzunlamasına eksen boyunca, Y_b ekseninin sağa doğru ve Z_b ekseninin aşağı doğru olduğunu varsayarak) (Etkin ve Reid, 1996) biçiminde ifade edilebilir.

$$P = \frac{d\phi}{dt} - \left(\frac{d\psi}{dt} \right) \sin \theta \quad (1.42d)$$

$$Q = \left(\frac{d\theta}{dt} \right) \cos \phi + \left(\frac{d\psi}{dt} \right) \cos \theta \sin \phi \quad (1.42e)$$

$$R = \left(\frac{d\psi}{dt} \right) \cos \theta \cos \phi - \left(\frac{d\theta}{dt} \right) \sin \phi \quad (1.42f)$$

$$\begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (1.42g)$$



Şekil 0.9 Füze Kanadına Etkiyen Kuvvetler

Çeviri Denklemlerinin Türetilmesi (X_b -Body axis)

Hareketin öteleme denklemleri türetilabilir.

$$\frac{du}{dt} = Rv - Qw + (F_x/m) \quad (1.43a)$$

$$\frac{dv}{dt} = Pw - Ru + (F_y/m) \quad (1.43b)$$

$$\frac{dw}{dt} = Qu - Pv + (F_z/m) \quad (1.43c)$$

Sonra, gövde eksenlerinin her biri boyunca etki eden kuvvetleri belirlemeliyiz. Şimdi düz bir yüzeyin bir hava kütlesinin içinden belirli bir hücum açısıyla hareket ettiğini varsayalım. Hava kütlesi ile eğimli yüzey arasında etki eden sürtünme, yüzeyi kendisine paralel hareket ettirme eğiliminde olan bir kuvvete neden olur. Ayrıca, plaka boyunca oluşan basınç farkından kaynaklanan, yüzeye dik bir kuvvet de vardır. Bu birleşik kuvvetler, hareket eden hava kütlesi yönünde geriye doğru bir bileşke kuvvet verir. Bu bileşke kuvveti bileşenlerine ayırırsak, vektörü hareket eden hava kütlesine dik olan bir kuvvete, kaldırma kuvvetine ve hava kütlesine paralel olan başka bir kuvvete, sürüklenme kuvvetine sahip oluruz. Şekil 1.9 bu kuvvetleri göstermektedir. Bu şekil, füze kanat profilinin bir paneline atıfta bulunmaktadır. Ancak, kavram, tam bir kanat profili üzerindeki etkileri göstermek için genişletilebilir. Her panelde, panele dik etki eden bir basınç kuvveti ve panele paralel etki eden bir sürtünme kuvveti vardır. Bu kuvvetleri toplayarak ve hız vektörüne paralel bileşeni ve hız vektörüne dik bileşeni olarak kaldırma kuvveti ve sürüklenme elde edilebilir. Sürüklenme toplam hız vektörü

boyunca etki eder, ancak en büyük bileşen X_b eksenine boyuncadır. Sürüklemenin X_b bileşeni eksenel kuvvet F_A olarak adlandırılır ve aerodinamikte alışılmış olduğu üzere, bu kuvvet boyutlandırılmamış bir katsayı C_A cinsinden tanımlanır. Bu nedenle,

$$F_A = qSC_A \quad (1.44)$$

Burada C_A , Mach sayısı, δp , δy ve füze gövdesinin yüksekliğinin (dünyaya göre) bir fonksiyonu olan eksenel kuvvet katsayısıdır. X_b gövde eksenine boyunca etki eden diğer birincil kuvvet itme kuvvetidir. İtme kuvveti, uçağı uçuşa tutmak için tahrik sistemi tarafından üretilen ileri kuvvet olarak tanımlanır. Bazen itme kuvveti, sürüklenme kuvveti ve diğer aerodinamik kuvvetlerle aynı şekilde ifade edilir. Ancak, itme kuvveti genellikle sabit olduğundan veya yüksekliğin bilinmeyen bir fonksiyonu olduğundan, diğer aerodinamik kuvvetler sabit olmadığından bunu yapmak genellikle uygun değildir. Tipik olarak, bir füzenin iki itme modu vardır: (1) yükseltme fazı ve (2) sürdürme fazı (bir yükseltme-sürdürme modu da kullanılır. Yükseltme fazı, füze uçuşunun ilk aşamasıdır. Bu fazda, füze yüksek güçlü bir roket motoru tarafından durma noktasından hafif süpersonik hızlara itilir. Sürdürme aşaması, füzenin ses hızına yakın bir hızda (yani Mach 1) hareket ettiğinde başlayan füze tahrikinin ikinci aşamasıdır. Füze güçlendiricisi, uçuşun ilk aşamasında füzeye itme gücü veren yardımcı bir tahrik sistemidir. Genellikle katı bir roket motoru ve bir bağlantı cihazından oluşur. Katı bir roket motoru, basit yapısı ve çalışması ve kısa sürede yüksek bir itme gücü geliştirme yeteneği nedeniyle bu amaç için en uygundur. Öte yandan füze güçlendiricisi, genellikle bir roket motorundan daha büyük bir füze menzili sağlayan bir ram jet motorudur. Genellikle, güçlendirici ve güçlendirici, güçlendiricinin atılmasından önce, sürdürme aşamasına makul derecede yumuşak bir geçiş sağlamak için kısa bir süre aynı anda yanar. Sürdürme aşamasından önce, füze güçlendiricisi açıktır ve negatif bir itme gücü uygulayacak hava akışına izin verir (yani, $(-C_A q S)$ eksenel sürüklenme kuvveti, çünkü $F_A = C_A q S$ 'dir). Tipik olarak, toplam itme şu şekilde ifade edilir:

$$T = T_{boost} + T_{sust} \quad (1.45)$$

Burada T toplam itme, T_{boost} güçlendiriciden gelen itme ve T_{sust} destekleyiciden gelen itmedir. Füzenin X_b eksenine boyunca etki eden kalan kuvvet, yerçekiminden kaynaklanan ağırlığın X bileşenidir. Şekil 1.10'dan, füze gövdesinin ve eylemsiz Dünya eksenlerinin füzenin X_b eksenine boyunca ağırlık bileşeni:

$$x_{mg} = mg \sin \theta \quad (1.46)$$

$x_{mg} = X_b$ eksenini boyunca ağırlık bileşeni,

$z_{mg} = Z_b$ eksenini boyunca ağırlık bileşeni,

g = yer çekimi ivmesi,

θ = X-Z düzleminde saat yönünün tersine dönüş yönü için pozitif olarak tanımlanan gövde eksenleri ile Dünya eksenleri arasındaki açı (eğim açısı).

X_b eksenini boyunca tüm kuvvet bileşenlerini topladığımızda,

$$F_x = T_{boost} + T_{sust} - x_{mg} - F_A = T_{boost} + T_{sust} - mg \sin \theta - C_A q S \quad (1.47)$$

Çeviri Denklemlerinin Türetilmesi (Y_b -Body Axis)

Bir füzenin Y_b -gövde eksenini boyunca etki eden kuvvetler, ağırlık ve aerodinamik normal kuvvetin Y_b bileşenlerinden oluşur. Aerodinamik normal kuvvetin Y_b bileşeninin $F_y = C_y q S$ olduğunu hatırlayın.

Şekil 1.11, füzenin Y_b eksenini boyunca ağırlık bileşenini, füze-gövde eksenlerine ve eylemsiz Dünya eksenlerine göre üç boyutta göstermektedir.

Füzenin ağırlık bileşeni Y_b -axis is

$$y_{mg} = mg \sin \varphi \cos \theta \quad (1.48)$$

$y_{mg} = Y_b$ eksenini boyunca ağırlık bileşeni,

φ = ağırlık vektörünün $Y_b - Z_b$ düzlemine izdüşümü ile Z_b eksenini arasındaki açı; bu yuvarlanma açısıdır ve $Y_b - Z_b$ 'deki saat yönünün tersine dönüş yönü için pozitif olarak tanımlanır.

Ağırlık vektörünün ZE eksenini boyunca yönlendirildiğini unutmayın. Bu vektörü bir dikme bırakarak $Y_b - Z_b$ düzlemine izdüşürürsek, $mg \cos \theta$ vektörünü elde ederiz. Sonra, bu vektörden Z_b eksenine bir dikme bırakarak ağırlığın Z_b bileşenini elde ederiz:

$$z_{mg} = mg \cos \theta \cos \varphi \quad (1.49)$$

Bu vektör üçgeninin üçüncü kenarı Y_b eksenine paraleldir ve ağırlığın Y_b bileşeni de öyledir. Bu vektör, Y_b eksenine göre yönelimi nedeniyle pozitifdir. Şimdi Y_b eksenini boyunca kuvvet bileşenlerini toplayabiliriz:

$$F_y = y_{mg} - F_Y = mg \sin \varphi \cos \theta - C_Y q S \quad (1.50)$$

Çeviri Denklemlerinin Türetilmesi (Z_b -Body Axis)

Bir füzenin Z_b gövde eksenini boyunca etki eden kuvvetler, ağırlığın Z_b bileşeni ve aerodinamik normal kuvvetin Z_b bileşeninden oluşur. Daha önce aerodinamik normal kuvvetin Z_b bileşeninin

$$F_N = C_N q S \quad (1.51)$$

Ağırlığın Z_b bileşeninin

$$z_{mg} = mg \cos \phi \cos \theta \quad (1.52)$$

Z_b , eksenini boyunca kuvvet bileşenlerini toplayarak,

$$F_z = z_{mg} - F_N = mg \cos \phi \cos \theta - C_N q S \quad (1.53)$$

Yukarıdaki sonuçların (2.42)'ye yerine konulması aşağıdaki denklemleri verir:

$$\frac{du}{dt} = Rv - Qw + \left(\frac{Fx}{m}\right) = Rv - Qw + \left[\frac{T_{boost} - T_{sust}}{m}\right] - g \sin \theta - \left(\frac{C_A q S}{m}\right) \quad (1.54a)$$

$$\frac{dv}{dt} = Pw - Ru + \left(\frac{Fy}{m}\right) = Pw - Ru + g \cos \theta \sin \phi - \left(\frac{C_Y q S}{m}\right) \quad (1.54b)$$

$$\frac{dw}{dt} = Qu - Pv + \left(\frac{Fz}{m}\right) = Qu - Pv + g \cos \phi \cos \theta - \left(\frac{C_N q S}{m}\right) \quad (1.54c)$$

Son olarak, öteleme hızı bileşenleri u , v ve w 'yi elde etmek için (1.51) entegre edilmelidir. Böylece,

Hızın Boylamsal Bileşeni

$$u = \int_0^t \left(\frac{du}{dt}\right) dt \quad (1.55a)$$

Hızın Yanal Bileşeni

$$v = \int_0^t \left(\frac{dv}{dt}\right) dt \quad (1.55b)$$

Hızın Dikey Bileşeni

$$w = \int_0^t \left(\frac{dw}{dt}\right) dt \quad (1.55c)$$

Şimdi bir füzenin gövde eksenleri açısından öteleme ve dönme hareket denklemlerini özetleyelim:

(1) Boyuna İvme

$$\frac{du}{dt} = Rv - Qw + \frac{T_{boost} - T_{sust}}{m} - g \sin \theta - \frac{C_A qS}{m} \quad (1.56a)$$

(2) Yanal İvme

$$\frac{dv}{dt} = Pw - Ru + g \cos \theta \sin \phi - \left(\frac{C_Y qS}{m} \right) \quad (1.56b)$$

(3) Dikey İvme

$$\frac{dw}{dt} = Qu - Pv + g \cos \theta \cos \phi - \left(\frac{C_N qS}{m} \right) \quad (1.56c)$$

(4) Roll Acceleration

$$\frac{dP}{dt} = \left(\frac{qSl_{ref}}{I_x} \right) [C_L(\delta_a) + C_L(\alpha_p) + C_L(\alpha_y)] + QR \left[\frac{I_y - I_z}{I_x} \right] \quad (1.56d)$$

(5) Pitch Acceleration

$$\frac{dQ}{dt} = \left(\frac{qSl_{ref}}{I_y} \right) \left[C_M + C_N \left(\frac{(d_{cg} - d_{cg-ref})}{I_{ref}} \right) + C_M \left(\frac{Ql_{ref}}{2V_M} \right) \right] + PR \left[\frac{I_z - I_x}{I_y} \right] \quad (1.56e)$$

(6) Yaw Acceleration

$$\frac{dR}{dt} = \left(\frac{qSl_{ref}}{I_z} \right) \left[C_N - C_Y \left(\frac{(d_{cg} - d_{cg-ref})}{I_{ref}} \right) + C_N \left(\frac{Rl_{ref}}{2V_M} \right) \right] + PQ \left[\frac{I_x - I_y}{I_z} \right] \quad (1.56f)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (1.57)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (1.58)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{X}{m} \\ \frac{Y}{m} \\ \frac{Z}{m} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} rv - qw + F_{ext}^x/m \\ pw - ru + F_{ext}^y/m \\ qu - pv + F_{ext}^z/m \end{bmatrix} \quad (1.59)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} = [I]^{-1} \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} [I] \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (1.60)$$

$$\dot{p} = \frac{I_{xz}M_{ext}^z + I_{zz}M_{ext}^x + I_{xz}(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})pq - (I_{xz}^2 - I_{yy}I_{zz} + I_{zz}^2)qr}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \quad (1.61)$$

$$\dot{q} = \frac{M_{ext}^x - (I_{xx} - I_{zz})rp - I_{xz}(p^2 - r^2)}{I_{yy}} \quad (1.62)$$

$$\dot{r} = \frac{I_{xx}M_{ext}^z + I_{xz}M_{ext}^x - I_{xz}(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})qr + (I_{xz}^2 - I_{yy}I_{xx} + I_{xx}^2)pq}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \quad (1.63)$$

Toplam uygulanan kuvvet, ağırlık W ve gövde aerodinamik kuvveti A terimlerinden oluşur. Dış yüklerin ağırlık kısmı şu şekilde verilir:

$$\begin{bmatrix} X_W \\ Y_W \\ Z_W \end{bmatrix} = mg \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (1.64)$$

g yerçekimi ivmesidir.

Aerodinamik kuvvet katkısı şu şekilde verilir:

$$\begin{bmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{bmatrix} = -q_\alpha \begin{bmatrix} C_{XO}(\alpha^2 + \beta^2) \\ C_{NA}\beta \\ C_{NA}\alpha \end{bmatrix} \quad (1.65)$$

$$\alpha = \tan^{-1}(w/v), -\pi \leq \alpha \leq \pi$$

$$\beta = \tan^{-1}(v/u), -\pi \leq \beta \leq \pi$$

$$q_\alpha = \frac{1}{8} \rho (u^2 + v^2 + w^2) \pi D^2$$

Dönme kinematik denklemlerinin sağ tarafı dışarıdan uygulanan momentleri içerir. Dış moment bileşenlerinin sabit ve sabit olmayan gövde aerodinamiğinden katkılar içerdiğine dikkat edilmelidir. Sabit gövde aerodinamik momenti, ağırlık merkezinden basınç merkezine olan mesafe vektörü ile yukarıda verilen sabit gövde aerodinamik kuvvet vektörü arasındaki bir çapraz çarpımla hesaplanır. Aerodinamik

katsayılar da olduğu gibi, basınç merkezi konumu yerel Mach sayısına bağıdır ve doğrusal enterpolasyonla hesaplanır.

Modern uçaklarda kullanılan kanat profili, Şekil 1.1'de gösterildiği gibi "balık" tipi bir profile sahiptir. Böyle bir kanat profilinin kör bir ön kenarı ve keskin bir arka kenarı vardır. Profilin çift teğet üzerindeki izdüşümü, diyagramda gösterildiği gibi, kırıktır. Açıklığın kirişe oranı, en boy oranıdır. Bir profilin bombe çizgisi, kirişe dik bir ordinatın profile birleştđi noktaların ortasındaki noktanın yeridir. Bombe, kiriş çizgisinin maksimum ordinatının kirişe oranıdır. Böyle bir kanat profili etrafındaki akış teorisinden, aşağıdaki varsayımlar geçerlidir:

- (1) Havanın sıkıştırılmaz, görünmez bir akışkan gibi davrandığı
- (2) Kanat profilinin, kesiti yukarıdaki tipte bir eğri olan bir silindir olduğu
- (3) Akışın iki boyutlu, dönmeyen dögüsel hareket olduğu

Yukarıdaki varsayımlar, elbette, yalnızca gerçek duruma ilişkin yaklaşımlardır, ancak bu basitleştirmeleri yaparak, söz konusu ilkeler hakkında genel bir anlayışa ulaşmak mümkündür.

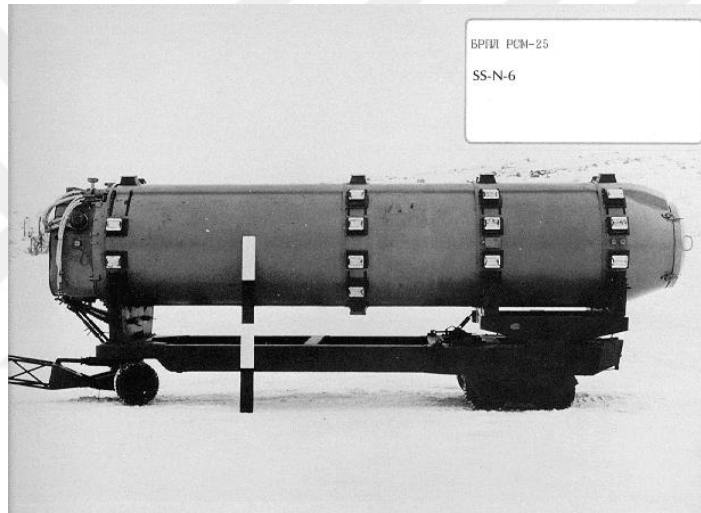
Füze aerodinamiği ve balistik analizi bağlamında yapılan bu incelemelerde, kullanılan gerçek sistemlerin görsellerine yer verilmiştir. Aşağıdaki şekillerde, literatürde sıkça karşılaşılan R-27 (SS-N-6), DF-21, Agni-II ve Jericho II gibi füzelerin görünümleri sunulmaktadır. Bu görseller, çalışmanın teorik analizlerine dayanak oluşturacak sistemlerin tanımlanmasına katkı sağlayacaktır.



Şekil 0.10 DF-21 ailesinin kökten geliştirilmiş bir kompleksi (Missilery.info)



Şekil 0.11 İsrail'in uzay fırlatma aracı Shavit'in üçüncü aşaması, Jericho II (Sky News, data and forensics)



Şekil 0.12 R-27 (missilethreat.csis.org)



Şekil 0.13 Agni II (dnaindia.com)

İKİNCİ BÖLÜM

AERODİNAMİK STABİLİTE

Aerodinamik stabilite, bir füzenin veya hava aracının uçuş sırasında dış etkenler veya kontrol yüzeylerinden gelen sapmalara karşı gösterdiği doğal dengeleyici tepkidir. Bir aracın stabil olması, küçük bir sapma sonrasında kendi kendine orijinal denge konumuna geri dönme eğilimine sahip olması anlamına gelir.

Aerodinamik stabilite statik ve dinamik stabilite olmak üzere iki ana başlık altında incelenir.

2.1 Statik Stabilite

Statik stabilite, bir aracın anlık bir sapma sonrasında denge pozisyonuna geri dönme eğilimini ifade eder. Statik stabilite üç ekseninde incelenir:

Boylamasına (Longitudinal) Statik Stabilite: Aracın pitch (yunuslama) eksenindeki stabilitesidir.

Yanal (Lateral) Statik Stabilite: Aracın roll (yuvarlanma) eksenindeki stabilitesidir.

Dikey (Directional) Statik Stabilite: Aracın yaw (sapma) eksenindeki stabilitesidir.

Boylamasına Statik Stabilite:

- **Kriter:** Aracın ağırlık merkezinin (CG) aerodinamik merkeze (AC) göre konumu belirleyicidir.
- **Aerodinamik Merkez (AC):** Kanadın veya yüzeyin aerodinamik kuvvetlerinin uygulama noktasıdır.
- **Ağırlık Merkezi (CG):** Aracın kütesinin dengelendiği noktadır.

Stabilite Kriteri:

- **Pozitif Statik Stabilite:** Eğer CG, AC'nin önünde ise araç pozitif statik stabiliteye sahiptir.
- **Negatif Statik Stabilite:** Eğer CG, AC'nin arkasında ise araç negatif statik stabiliteye sahiptir.

2.2 Dinamik Stabilite

Dinamik stabilite, bir sapma sonrasında aracın zaman içinde denge pozisyonuna nasıl geri döndüğünü ve bu hareketin karakteristiğini tanımlar. Dinamik stabilite, sistemin doğal frekansları ve sönüm oranları ile ilgilidir.

Dinamik Tepki Türleri:

- **Sönümlü Tepki:** Aracın sapma sonrası titreşimlerinin genliği zamanla azalır ve denge konumuna geri döner.
- **Sönümsüz Tepki:** Titreşimlerin genliği sabit kalır; araç sürekli olarak osilasyon yapar.
- **Kararsız Tepki:** Titreşimlerin genliği zamanla artar; araç kontrol edilemez hale gelir.

2.3 Aerodinamik Stabilitayı Etkileyen Faktörler

a) Ağırlık Merkezi Konumu (CG):

- **İleri CG:** Daha fazla statik stabilite, ancak kontrol yüzeylerinin daha fazla çaba göstermesi gerekir.
- **Geri CG:** Daha az statik stabilite, manevra kabiliyeti artar ancak kontrol zorlaşır.

b) Kontrol ve Stabilite Yüzeyleri:

- **Kanatlar ve Kuyruk Yüzeyleri:** Boyutları ve konumları stabiliteyi doğrudan etkiler.
- **Dengeleyiciler (Stabilizatörler):** Yatay ve dikey stabilizatörler aracın statik ve dinamik stabilitesine katkıda bulunur.

c) Aerodinamik Tasarım:

- **Profil ve Geometri:** Kanat ve gövde şekilleri, hava akışının davranışını ve dolayısıyla stabiliteyi etkiler.
- **Hücum Açısı (α):** Değişen hücum açıları aerodinamik kuvvetleri ve momentleri değiştirir.

d) Hız ve Uçuş Koşulları:

- **Altsonik, Transonik, Süpersonik Hızlar:** Hız rejimleri aerodinamik özellikleri ve stabiliteyi değiştirir.

- **Atmosferik Koşullar:** Hava yoğunluğu, sıcaklık ve rüzgar gibi faktörler stabiliteyi etkiler.

2.4 Nielsen'in Stabilite ve Kontrol Üzerine Yaklaşımları

Jack N. Nielsen, füze ve hava araçlarının aerodinamik stabilite ve kontrolü konusunda önemli katkılarda bulunmuş bir mühendis ve akademisyendir. Nielsen'in çalışmaları, füze aerodinamiğinin temel prensiplerini, stabilite analizlerini ve kontrol sistemlerinin tasarımını kapsamlı bir şekilde ele alır. Bu ayrıntılı incelemede, Nielsen'in stabilite ve kontrol üzerine yaklaşımlarını derinlemesine analiz edilecektir.

2.4.1 Aerodinamik Kuvvet ve Momentlerin Modellemesi

2.4.1.1 Lineerleştirilmiş Aerodinamik Denklemler

Nielsen, küçük sapmalar varsayımı altında aerodinamik kuvvet ve momentlerin lineerleştirilmiş ifadelerini kullanır:

Kaldırma Katsayısı:

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_\delta} \delta \quad (2.1)$$

Pitch Moment Katsayısı:

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} \left(\frac{qc}{2V} \right) + C_{m_\delta} \delta \quad (2.2)$$

Yanal Kuvvet Katsayısı:

$$C_Y = C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_r} \alpha \left(\frac{rb}{2V} \right) + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r \quad (2.3)$$

Burada:

α : Hücum açısı

β : Kayış açısı

δ : Kontrol yüzeyi sapma açısı

q: Pitch açısal hızı

r: Yaw açısal hızı

2.4.1.2 Stabilite Türevleri

Aerodinamik katsayıların değişkenlere göre türevleri, stabilite analizinde kritik öneme sahiptir:

- **Boylamasına Stabilite Türevleri:**

C_{L_α} : Kaldırma katsayısının hücum açısına göre türevi.

C_{m_α} : Pitch moment katsayısının hücum açısına göre türevi.

C_{m_q} : Pitch moment katsayısının pitch açısal hızına göre türevi.

C_{m_δ} : Pitch moment katsayısının kontrol yüzeyi sapma açısına göre türevi.

- **Yanal-Direksiyonel Stabilite Türevleri:**

C_{Y_β} : Yanal kuvvet katsayısının kayış açısına göre türevi.

C_{n_β} : Yaw moment katsayısının kayış açısına göre türevi.

C_{l_β} : Roll moment katsayısının kayış açısına göre türevi.

C_{n_r} : Yaw moment katsayısının yaw açısal hızına göre türevi.

C_{l_p} : Roll moment katsayısının roll açısal hızına göre türevi.

2.4.1.3 Boylamasına Stabilite ve Kontrol Analizi

a) Statik Boylamasına Stabilite

Bir füzenin statik boylamasına stabilitesi, hücum açısındaki küçük bir sapmaya karşı oluşan pitch momentinin işareti ile belirlenir.

Pozitif statik stabilite için Pitch moment katsayısının hücum açısına göre türevi 0'dan küçük ($C_{m_\alpha} < 0$) olmalıdır. Bu, hücum açısındaki bir artışın negatif bir pitch momenti oluşturduğu anlamına gelir, böylece füze denge konumuna geri dönmeye çalışır.

b) Dinamik Boylamasına Stabilite

Dinamik stabilite, füzenin zamanla denge konumuna nasıl geri döndüğünü inceler. Bu, hareket denklemlerinin çözülmesiyle elde edilir.

- Lineerleştirilmiş Hareket Denklemleri:

Boylamasına Hız Denklemi:

$$m(du/dt) = -mg \sin \theta + X \quad (2.4)$$

Dikey Hız Denklemi:

$$m(dw/dt) = mg \cos \theta + Z \quad (2.5)$$

Pitch Açısı Denklemi:

$$I_y(dq/dt) = M \quad (2.6)$$

Burada X ve Z , aerodinamik kuvvetlerin gövde eksen takımındaki bileşenleridir.

- Durum Değişkenleri ve Denklemlerinin Matris Formu:

Durum değişkenleri olarak u, w, q, θ alınır ve denklemler matris formunda ifade edilir.

c) Boylamasına Hareketin Modları

- **Short Period Modu:** Hızlı, yüksek frekanslı osilasyonlar. Genellikle kontrol yüzeyleri tarafından etkilenebilir.

- **Phugoid Modu:** Yavaş, düşük frekanslı osilasyonlar. Enerji değişimleri ile karakterizedir; potansiyel ve kinetik enerji arasında dönüşüm.

d) Kontrol Sistemleri ve Geri Besleme

- **Pitch Kontrolü:** Yükseliş Dümeni (Elevator): Pitch açısını kontrol etmek için kullanılır.

Kontrol Kanunu:

$$\delta_e = -K_\theta(\theta - \theta_{ref}) - K_q q \quad (2.7)$$

Burada θ_{ref} , istenen pitch açısıdır; K_θ ve K_q , kontrol kazançlarıdır.

- **Stabilite Artırımı:** Açısal hız geri beslemesi ile sönümleme artırılabilir. Bu, uçuş kontrol sistemlerinin tasarımında önemli bir faktördür.

2.4.1.4 Yanal-Direksiyonel Stabilite ve Kontrol Analizi

a) Statik Yanal-Direksiyonel Stabilite

- Kayış Açısına Tepki:

Kayış açısındaki bir artışa karşı oluşan yanal kuvvet ve momentlerin analizi.

- Stabilite Kriterleri:

Yanal Stabilite için: $C_{n\beta} > 0$

Pozitif $C_{n\beta}$, kayış açısındaki bir artışın düzeltici bir yaw momenti oluşturduğunu gösterir.

Roll Stabilitesi için: $C_{l\beta} < 0$

Negatif $C_{l\beta}$, kayış açısındaki bir artışın düzeltici bir roll momenti oluşturduğunu gösterir.

b) Dinamik Yanal-Direksiyonel Stabilite

- Hareket Denklemleri:

Yanal Hız Denklemi:

$$m(dv/dt) = Y + mUr \quad (2.8)$$

Roll Açısal Hızı Denklemi:

$$I_x(dp/dt) = L \quad (2.9)$$

Yaw Açısal Hızı Denklemi:

$$I_z(dr/dt) = N \quad (2.10)$$

- Durum Değişkenleri ve Matris Formu:

Durum değişkenleri olarak v, p, r, ϕ alınır.

c) Yanal Hareketin Modları

- Dutch Roll Modu:

Yaw ve roll hareketlerinin birleşimi ile oluşan osilasyon.

Genellikle sönümlüdür ancak sönüm oranı düşük olabilir.

- Spiral Modu:

Uzun periyotlu, genellikle kararsız bir mod.

Düzeltilici kontrol girişleri gerekebilir.

- Roll Convergence Modu:

Hızlı sönümlü roll hareketi.

Genellikle kontrol sistemlerinin müdahalesine ihtiyaç duymaz.

d) Kontrol Sistemleri ve Geri Besleme

- Yanal Kontrol:

Aileronlar: Roll hareketini kontrol etmek için kullanılır.

Dümen: Yaw hareketini kontrol etmek için kullanılır.

- Kontrol Kanunları:

Aileron Kontrolü:

$$\delta_a = -K_\phi(\phi - \phi_{ref}) - K_p p \quad (2.11)$$

Dümen Kontrolü:

$$\delta_r = -K_\beta \beta - K_r r \quad (2.12)$$

Burada ϕ_{ref} , istenen roll açısıdır.

2.4.1.5 Nonlinear Etkiler ve Gelişmiş Analizler

a) Büyük Açılar ve Nonlinear Aerodinamik

- **Stall ve Ayrılma:**

- Yüksek hücum açılarında akışın kanat üzerinden ayrılması.
- Kaldırma ve sürüklenme katsayılarının nonlinear davranışı.

- **Nonlinear Denklemler:**

- Aerodinamik katsayıların nonlinear fonksiyonlar olarak ifade edilmesi.
- Empirik veya sayısal yöntemlerle elde edilen verilerin kullanımı.

b) Nonlinear Simülasyonlar

- **Sayısal Entegrasyon:**

- Nonlinear hareket denklemlerinin sayısal yöntemlerle çözülmesi.
- Zaman alanında simülasyonlar.

- **Kontrol Sistemlerinin Nonlinear Performansı:**

- Kontrol yüzeylerinin sınırları ve doygunluk etkileri.
- Nonlinear geri besleme kontrol yöntemleri.

2.4.1.6 Füzede Tasarımda Stabilite ve Kontrol Optimizasyonu

a) Ağırlık Merkezi ve Aerodinamik Merkez İlişkisi

- **Stabilite ve Manevra Kabiliyeti Dengesi:**

- Ağırlık merkezinin aerodinamik merkeze göre konumu.
- **İleri Ağırlık Merkezi:** Daha fazla stabilite, daha az manevra kabiliyeti.
- **Geri Ağırlık Merkezi:** Daha az stabilite, daha fazla manevra

kabiliyeti.

b) Kanat ve Kontrol Yüzeylerinin Tasarımı

- **Kanat Geometrisi:**

- Kanat açıklığı, süpürme açısı, giriş uzunluğu.
- Aerodinamik performans ve stabiliteye etkileri.

- **Kontrol Yüzeylerinin Boyutu ve Konumu:**

- Etkin kontrol için gerekli boyutlandırma.
- Kanatçıkların ve dümenlerin yerleşimi.

c) **Stabilite Artırıcı Sistemler**

• **Otomatik Kontrol Sistemleri:**

- Uçuş bilgisayarları ve sensörlerin kullanımı.
- Aktif stabilite kontrolü.

• **Sönümleyiciler ve Filtreler:**

- Titreşim ve osilasyonları azaltmak için kullanılan sistemler.

2.4.1.7 Nielsen'in Katkılarının Değerlendirilmesi

Nielsen'in çalışmaları, füze aerodinamiği ve uçuş dinamiği alanında temel prensipleri belirlemiş ve bu alanda sonraki çalışmalara yön vermiştir.

Nielsen'in stabilite ve kontrol üzerine yaklaşımları, füze ve hava araçlarının aerodinamik davranışlarının anlaşılmasında ve kontrol sistemlerinin tasarımında kritik bir rol oynar. Aerodinamik kuvvet ve momentlerin detaylı modellenmesi, stabilite türevlerinin kullanımı ve hareket denklemlerinin analizi, mühendislerin bu karmaşık sistemleri etkin bir şekilde tasarlamalarına ve optimize etmelerine olanak tanır.

2.5 Hücüm Açısı (Angle of Attack, α) ve Etkileri:

Füzenin aerodinamik performansına ve kontrolüne etkisi.

Hücüm açısı (α), füzenin boylamasına eksenini ile bu eksene göre hava akışının izlediği doğrultu arasındaki açıdır. Hücüm açısının aerodinamik performansa ve kontrole çeşitli etkileri vardır:

2.5.1 Kaldırma Kuvveti (Lift Force): Hücüm açısının artmasıyla kaldırma kuvveti de artar. Bu durum, özellikle füzenin kontrolü ve manevra kabiliyeti açısından önemlidir. Kaldırma kuvveti, hücüm açısının küçük olduğu durumlarda genellikle lineer bir şekilde artar, ancak belirli bir kritik hücüm açısından sonra sınır tabakanın ayrılması nedeniyle kaldırma kuvvetinde azalma olabilir. Bu kritik noktadan sonra "stall" adı verilen bir durum oluşur ve aerodinamik stabilite ciddi şekilde etkilenir.

2.5.2 Direnç Kuvveti (Drag Force): Hücüm açısının artması, direncin (drag) artmasına da neden olur. Direncin artması füzenin hızını ve menzilini olumsuz yönde etkileyebilir. Özellikle yüksek hücüm açılarında, direnç kuvvetindeki artış daha belirgin olur ve bu durum yakıt verimliliğini ve uçuş performansını düşürür.

2.5.3 Momentler ve Denge: Hücüm açısındaki değişim, füzenin momentleri üzerinde de etkilidir. Örneğin, α açısının artması genellikle pozitif bir tırmanma momentine yol açabilir ve bu da füzenin burun yukarıya doğru hareket etmesine sebep olabilir. Füzenin aerodinamik stabilitesi açısından, hücüm açısının kontrol edilmesi önemlidir. Hücüm açısındaki artış, füzenin dengesizleşmesine ve kontrol edilemez bir duruma gelmesine yol açabilir.

2.5.4 Kontrol Yüzeylerinin Etkisi: Hücüm açısı, kontrol yüzeylerinin etkinliğini de etkiler. Yüksek hücüm açılarında, kanatçıkların ve kontrol yüzeylerinin etkililiği azalabilir, bu da kontrol yüzeylerinden beklenen manevra kabiliyetini düşürebilir. Bunun nedeni, sınır tabakanın ayrılmasıyla aerodinamik akışın bozulması ve kontrol yüzeylerinin yeterli kaldırma kuvveti yaratamamasıdır.

2.5.5 Aerodinamik Torklar ve Stabilite: Füzenin boylamasına dengesini sağlamak için hücüm açısının kontrolü kritik öneme sahiptir. Aerodinamik torklar, hücüm açısının büyüklüğüne bağlı olarak füzenin stabilitesini etkileyebilir. Hücüm açısı arttıkça, füzenin stabil olması için gerekli düzeltici momentlerin uygulanması gerekir. Bu nedenle, füze tasarımında ve kontrol sistemlerinde hücüm açısının dinamik değişimleri dikkate alınır.

2.5.6 Manevra Kabiliyeti: Hücüm açısı, füzenin manevra kabiliyetini de belirler. Daha büyük bir hücüm açısı, daha fazla kaldırma kuvveti üreterek füzenin sert manevralar yapabilmesine olanak tanır. Ancak, bu manevralar sırasında oluşan yüksek hücüm açıları aynı zamanda aerodinamik sürüklenmeyi de artırır ve bu da füzenin hızını azaltabilir.

Özetle, hücüm açısı (α), füzenin aerodinamik performansını, kaldırma ve direnç kuvvetlerini, momentlerini ve stabilitesini doğrudan etkileyen önemli bir parametredir. Füze tasarımında ve kontrol sistemlerinde bu açının uygun şekilde kontrol edilmesi, etkin manevra kabiliyeti sağlanması ve yakıt verimliliğinin artırılması açısından kritik önem taşır.

ÜÇÜNCÜ BÖLÜM

SÜRÜKLENME (DRAG) ANALİZİ

3.1 Toplam Sürüklenme Katsayısı (C_D):

Balistik füzelerin aerodinamik performansı ve menzili, üzerlerine etki eden sürüklenme kuvvetleri tarafından önemli ölçüde belirlenir. Toplam sürüklenme katsayısı (C_D), füzenin hareketi sırasında karşılaştığı direnç kuvvetlerinin bir ölçüsüdür ve üç ana bileşenden oluşur:

1. Parazit Sürüklenme
2. Form Sürüklemesi
3. Dalga Sürüklemesi

3.1.1 Parazit Sürüklenme (Parasite Drag):

Parazit sürüklenme, füzenin yüzeyinde oluşan ve kaldırma kuvveti üretmeyen sürüklenme kuvvetlerinin toplamıdır. Bu tür sürüklenme, yüzey pürüzlülüğü, çıkıntılar ve bağlantı noktaları gibi faktörlerden kaynaklanır.

Alt Bileşenleri:

Cilt Sürtünme Sürüklemesi (Skin Friction Drag): Füzenin yüzeyi ile hava arasındaki viskoz sürtünmeden kaynaklanır.

Interferans Sürüklemesi (Interference Drag): Farklı bileşenlerin birleşim noktalarında oluşan akış bozulmalarından doğar.

Profil Sürüklemesi (Profile Drag): Füzenin gövdesinin ve kanatlarının şekline bağlı olarak ortaya çıkar.

3.1.2 Form Sürüklemesi (Form Drag):

Form sürüklemesi, füzenin geometrik şekli nedeniyle hava akışına karşı oluşturduğu dirençtir. Şeklin aerodinamik olmaması veya ön kesit alanının büyük olması form sürüklemesini artırır.

Etkileyen Faktörler:

Ön Kesit Alanı: Daha büyük alan, daha fazla sürüklenme demektir.

Şekil Tasarımı: Aerodinamik olarak optimize edilmiş şekiller sürüklemeyi azaltır.

Akış Ayrılması: Keskin kenarlar ve ani şekil değişiklikleri akışın ayrılmasına ve sürüklemenin artmasına neden olur.

3.1.3 Dalga Sürüklemesi (Wave Drag):

Dalga sürüklemesi, füzenin süpersonik hızlarda hareket etmesi sırasında oluşan şok dalgaları nedeniyle meydana gelir. Mach sayısı 1'e yaklaştığında ve sonrasında belirgin hale gelir. Etkileyen faktörler:

Mach Sayısı: Yüksek Mach sayılarında dalga sürüklemesi önemli ölçüde artar.

Burun Konisi Açısı: Daha sivri burun tasarımları dalga sürüklemesini azaltabilir.

Kanat ve Kanatçıkların Şekli: Süpersonik uçuşta kanat tasarımı dalga sürüklemesini etkiler.

3.2 Toplam Sürüklenme Katsayısının Hesaplanması

Toplam sürüklenme katsayısı, yukarıda belirtilen sürüklenme bileşenlerinin toplamıdır:

$$C_D = C_{D_{parazit}} + C_{D_{form}} + C_{D_{dalga}} \quad (3.1)$$

Burada;

$C_{D_{parazit}}$: Parazit sürüklenme katsayısı

$C_{D_{form}}$: Form sürüklemesi katsayısı

$C_{D_{dalga}}$: Dalga sürüklemesi katsayısı

3.3 Sürüklenme Bileşenlerinin Ayrıntılı İncelenmesi

3.3.1 Parazit Sürüklenme (Parasite Drag):

Cilt Sürtünme Sürüklemesi: Laminer ve türbülanslı akış koşullarına bağlıdır. Yüzey pürüzlülüğünün azaltılması ve uygun malzeme seçimi ile minimize edilebilir.

İnterferans Sürüklemesi: Bileşenler arasındaki akış etkileşimlerini optimize ederek azaltılabilir.

Profil Sürüklemesi: Kanat ve gövde tasarımının aerodinamik olarak optimize edilmesi ile kontrol edilir.

3.3.2 Form Sürüklemesi (Form Drag):

Şekil Optimizasyonu: Füzenin gövdesinin aerodinamik olarak optimize edilmesi, örneğin daha uzun ve ince bir yapı kullanılması.

Akış Ayrılmasının Önlenmesi: Yüzeyin akışa uygun şekillendirilmesi ve keskin kenarların yuvarlatılması.

3.3.3 İnterferans Sürüklemesi (Interference Drag):

Aracın farklı bileşenlerinin birleşim noktalarında oluşan akış bozulmalarından kaynaklanan sürüklemedir.

Etkileyen Faktörler:

Kanat-gövde bağlantıları

Kanatçıklar ve diğer eklentiler

Azaltma Yöntemleri:

Akışın düzgünlüğünü korumak için bağlantı noktalarının optimize edilmesi

3.3.4 Sızıntı Sürüklemesi (Leakage Drag):

Basınç farkları nedeniyle aracın içinden dışına veya dışından içine hava akışı olduğunda oluşan sürüklemedir.

Azaltma Yöntemleri:

Sızıntı noktalarının mühürlenmesi

Basınç farklarının minimize edilmesi

3.3.5 İndüklenmiş Sürüklemesi (Induced Drag):

Kaldırma kuvveti üretirken kanat uçlarında oluşan vorteksler (girdaplar) nedeniyle meydana gelen sürüklemedir.

Etkileyen Faktörler:

Kaldırma kuvvetinin büyüklüğü

Kanat açıklık oranı (aspect ratio)

Azaltma Yöntemleri:

Kanat uçlarına winglet eklenmesi

Kanat açıklık oranının artırılması

3.3.6 Dalga Sürüklemesi (Wave Drag):

Süpersonik Tasarım İlkeleri: Burun konisi açısının optimize edilmesi ve kanat profillerinin süpersonik uçuşa uygun tasarlanması.

Alan Kuralı (Area Rule): Gövde ve kanatların toplam kesit alanının uçuş boyunca düzgün bir şekilde değişmesini sağlayarak dalga sürüklemesini azaltır.

3.4 Sürüklemenin Füze Performansına Etkisi

Menzil ve Hız: Sürükleme kuvvetlerinin azaltılması, füzenin menzilini ve maksimum hızını artırır.

Yakıt Verimliliği: Daha düşük sürükleme, daha az yakıt tüketimi anlamına gelir.

Isıl Yükler: Yüksek sürükleme kuvvetleri, füze yüzeyinde daha fazla ısınmaya neden olabilir.

Sürüklemenin Azaltılması İçin Tasarım Stratejileri:

Yüzey Pürüzsüzlüğü: Üretim toleranslarının sıkı tutulması ve yüzeylerin pürüzsüzlüğünün sağlanması.

Aerodinamik Şekillendirme: Bilgisayar destekli tasarım ve simülasyonlar kullanarak optimal şekillerin belirlenmesi.

Malzeme Seçimi: Sürtünmeyi azaltacak ve yüksek hızlarda dayanıklı olacak malzemelerin kullanılması.

3.5 Yüksek Mach Sayılarında Sürüklenme:

Mach sayısı, bir aracın hızının ses hızına oranıdır. Mach 1'in üzerinde, akışın karakteri ve aerodinamik davranışlar önemli ölçüde değişir.

Süpersonik Hızlar: Mach 1 ile Mach 5 arası hızlar.

Hipersonik Hızlar: Mach 5 ve üzeri hızlar.

3.5.1 Mach 1'in Üzerindeki Davranışlar ve Şok Dalgaları

Şok Dalgalarının Oluşumu:

Süpersonik hızlarda, hava akışı aracın önünde sıkışır ve ani basınç, sıcaklık ve yoğunluk değişimlerine neden olan şok dalgaları oluşur.

Bu şok dalgaları, akışın enerji kaybetmesine ve sürüklemenin artmasına yol açar.

Dalga Sürüklemesi:

Şok dalgalarının neden olduğu enerji kaybı, dalga sürüklemesi olarak adlandırılır.

Dalga sürüklemesi, süpersonik ve hipersonik hızlarda toplam sürüklemenin büyük bir kısmını oluşturur.

Akış Ayrılması ve Basınç Değişimleri:

Şok dalgaları nedeniyle akış ayrılması meydana gelebilir.

Bu, kaldırma kuvvetinin ve kontrol yüzeylerinin etkinliğinin azalmasına yol açabilir.

3.5.2 Süpersonik Hızlarda Sürüklemenin Özellikleri

Dalga Sürüklemesinin Artışı:

Mach sayısı arttıkça dalga sürüklemesi hızlı bir şekilde yükselir.

Bu nedenle, süpersonik hızlarda dalga sürüklemesini minimize etmek kritik öneme sahiptir.

Alan Kuralı (Area Rule):

Aracın uzunlamasına kesit alanının düzgün bir şekilde değişmesini sağlayarak dalga sürüklemesi azaltılabilir.

Bu, gövde ve kanatların birleşim noktalarının optimize edilmesiyle başılır.

Şok Dalgası Konisi:

Aracın burun kısmında oluşan şok dalgasının açısı, Mach sayısına ve burun şekline bağlıdır. Sivri burun tasarımları, şok dalgası konisini daraltarak dalga sürüklemesini azaltabilir.

3.5.3 Hipersonik Hızlarda Sürüklemenin Özellikleri

Termal Etkiler:

Hipersonik hızlarda aracın yüzeyi aşırı derecede ısınır. Isı yükleri, malzeme seçiminde ve ısı koruma sistemlerinin tasarımında belirleyici olur.

Şok Katmanı ve Ayrışma:

Şok dalgası ile aracın yüzeyi arasında oluşan şok katmanında hava molekülleri ayrışabilir veya iyonize olabilir. Bu, sürüklenme kuvvetlerinin ve ısı transferinin artmasına neden olur.

Aerotermodinamik Etkiler:

Yüksek sıcaklıklar nedeniyle hava moleküllerinin kimyasal özellikleri değişir. Bu, aerodinamik katsayıların hesaplanmasını karmaşık hale getirir.

3.5.4 Şok Dalgalarının Rolü ve Kontrolü

Şok Dalgalarının Minimize Edilmesi:

Aerodinamik şekillendirme ile şok dalgalarının etkisi azaltılabilir.

Örnek: Sivri burunlar, süpürme açısı yüksek kanatlar.

Uyarlanabilir Geometri:

Uçuş sırasında geometrisini değiştirebilen kanatlar veya burun konileri kullanılarak farklı hız rejimlerinde optimal performans sağlanabilir.

İleri Malzemeler ve Isıl Koruma:

Yüksek sıcaklıklara dayanıklı kompozit malzemeler ve seramikler kullanılır.

Isıl koruma sistemleri, aracın yapısal bütünlüğünü korur.

3.5.5 Yüksek Mach Sayılarında Sürüklemenin Azaltılması İçin Tasarım Stratejileri

3.5.5.1 Aerodinamik Optimizasyon:

Aracın şeklinin süpersonik ve hipersonik akışlara uygun olarak tasarlanması.

Kanat ve gövde geometrilerinin optimize edilmesi.

3.5.5.2 Alan Kuralının Uygulanması:

Gövde ve kanatların toplam kesit alanının düzgün bir şekilde değişmesini sağlayarak dalga sürüklemesinin azaltılması.

3.5.5.3 Malzeme Seçimi ve Isıl Koruma:

Yüksek sıcaklıklara dayanıklı malzemelerin kullanılması.

Aktif ve pasif ısı koruma sistemlerinin entegrasyonu.

3.5.5.4 Akış Kontrol Teknikleri:

Şok dalgalarının ve sınır tabakanın kontrolü için yüzey enjeksiyonu, emme veya plazma aktüatörleri gibi yöntemler.

DÖRDÜNCÜ BÖLÜM

KALDIRMA (LIFT) ANALİZİ

Füze tasarımında kaldırma kuvveti, füzenin atmosferdeki uçuşu sırasında izlediği rotayı ve manevra kabiliyetini belirleyen kritik bir faktördür. Kaldırma kuvveti, füzenin gövdesi ve kanatları üzerinde oluşan aerodinamik kuvvetlerin dik bileşenidir ve füzenin yerçekimine karşı hareket etmesine olanak tanır.

Kaldırma kuvvetinin kontrolü, füzenin istenen yörüngeyi izlemesi ve hedefe doğru yönlendirilmesi için hayati öneme sahiptir. Kaldırma kuvveti aşağıdaki yöntemlerle kontrol edilir:

Kontrol Yüzeyleri: Kanatçıklar, dümenler ve elevonlar gibi aerodinamik kontrol yüzeyleri, hücum açısını ve dolayısıyla kaldırma kuvvetini değiştirerek füzenin yönlendirilmesini sağlar.

İtki Vektör Kontrolü: Motor nozulunun yönünü değiştirerek doğrudan füzenin hareketini kontrol eder. Bu yöntem, özellikle yüksek hızlarda ve atmosferin üst katmanlarında etkilidir.

Aerodinamik Tasarım: Kanat ve gövde şekillerinin optimize edilmesi, belirli uçuş koşullarında istenen kaldırma kuvvetini elde etmeyi kolaylaştırır.

4.1 Kaldırma Katsayısı (C_L)

Kaldırma katsayısı, kaldırma kuvvetinin oluşumunda temel bir parametredir ve füzenin aerodinamik özelliklerini yansıtır. C_L , hücum açısı, kanat profili, kanat açıklık oranı ve füzenin genel geometrisi gibi faktörlere bağlıdır.

4.1.1 Kaldırma Kuvvetinin Füze Stabilesi Üzerindeki Etkileri

Boylamasına Stabille

Pozitif Statik Stabille: Füzenin ağırlık merkezi (CG) aerodinamik merkezin (AC) önünde olduğunda, hücum açısındaki bir artış düzeltici bir moment oluşturur ve füze denge pozisyonuna geri dönme eğilimindedir.

Negatif Statik Stabilite: CG, AC'nin arkasında ise, hücum açısındaki bir artış destabilize edici bir moment yaratır ve füze kararsız hale gelebilir.

Dinamik Stabilite

Kaldırma katsayısının hücum açısına göre türevi ($dC_L/d\alpha$) ve moment katsayıları, füzenin dinamik tepkilerini belirler. Yeterli sönümlenme ve doğru kontrol girişleri ile dinamik stabilite sağlanabilir.

Manevra Kabiliyeti

Yüksek kaldırma katsayıları, füzenin daha keskin dönüşler yapmasına ve hedefe doğru hızlı yönlendirilmesine olanak tanır. Ancak, aşırı kaldırma kuvveti sürüklemeyi artırabilir ve yakıt tüketimini olumsuz etkileyebilir.

4.2 Nielsen'in Yaklaşımları

Jack N. Nielsen, füze ve hava araçlarının aerodinamik performansını ve kontrolünü analiz etmek için kapsamlı teorik modeller geliştirmiştir. Nielsen'in yaklaşımları, kaldırma kuvveti ve füze manevra kabiliyeti arasındaki ilişkiyi derinlemesine ele alır.

4.2.1 Kaldırma Kuvveti ve Füze Manevra Kabiliyeti Üzerine Teorik Modeller

Lineer Aerodinamik Modeller

Nielsen, küçük hücum açıları için kaldırma katsayısının (C_L) hücum açısı (α) ile lineer bir ilişki içinde olduğunu varsayar: $C_L = C_{L\alpha\alpha}$

Burada $C_{L\alpha}$, kaldırma katsayısının hücum açısına göre türevidir ve kanat profilinin özelliklerine bağlıdır.

Kontrol Etkinliği:

Kaldırma kuvveti, kontrol yüzeylerinin etkinliğini doğrudan etkiler. Yeterli kaldırma kuvveti olmadan, kontrol yüzeylerinin üretebileceği momentler sınırlı kalır.

Manevra ve Stabilite Dengesi:

Nielsen, yüksek manevra kabiliyetinin genellikle daha az statik stabilite ile geldiğini belirtir. Bu denge, füzenin görev gereksinimlerine göre optimize edilmelidir.

4.2.2 Füze Geometrisinin Kaldırma Katsayısına Etkisi

Kanat Tasarımı

Kanat Alanı ve Şekli: Daha büyük kanat alanı ve uygun kanat profilleri, kaldırma katsayısını artırır.

Açıklık Oranı (Aspect Ratio): Yüksek açıklık oranları, indüklenmiş sürüklemeyi azaltarak kaldırma verimliliğini artırır.

Gövde Şekli

Süpürme Açısı: Kanatların süpürme açısı, yüksek hızlarda aerodinamik performansı iyileştirir.

Gövde-Kanat Entegrasyonu: Akışın düzgünlüğünü sağlamak için gövde ve kanatların aerodinamik olarak uyumlu tasarlanması kaldırma katsayısını olumlu etkiler.

Kontrol Yüzeyleri

Boyut ve Konum: Kontrol yüzeylerinin optimal boyutlandırılması ve yerleşimi, kaldırma kuvvetinin etkin kontrolünü sağlar.

Hareket Kabiliyeti: Kontrol yüzeylerinin hareket aralığı ve hızı, füzenin hızlı manevralar yapabilmesi için önemlidir.

4.3 Hücum Açısının Kaldırma Üzerindeki Etkisi

Hücum Açısı (α) ve Kaldırma Katsayısı İlişkisi

Lineer Bölge

Küçük hücum açıları için, kaldırma katsayısı ve hücum açısı arasında lineer bir ilişki vardır. Bu bölgede akış, kanat ve gövde yüzeylerine düzgün bir şekilde yapışkır ve kaldırma kuvveti sürekli artar.

Kritik Hücüm Açısı ve Stall:

Kritik Hücüm Açısı (α_{kritik}): Bu açı, kaldırma katsayısının maksimuma ulaştığı ve akışın kanat üzerinden ayrılmaya başladığı noktadır.

Stall Durumu: Hücüm açısı kritik değeri aştığında, kaldırma katsayısı düşmeye başlar ve sürüklenme katsayısı hızla artar. Bu durum, füzenin kontrol edilebilirliğini ciddi şekilde olumsuz etkiler.

Kritik Açı Kavramı ve Önemi

Aerodinamik Performans:

Kritik hücüm açısının bilinmesi, füzenin maksimum kaldırma kapasitesini ve güvenli uçuş zarfını belirler.

Tasarımcılar, füzenin operasyonel hücüm açılarının kritik açının altında kalmasını sağlayacak şekilde kontrol sistemlerini ve uçuş planlarını ayarlar.

Kontrol Sistemleri ve Güvenlik:

Otomatik kontrol sistemleri, hücüm açısını izleyerek stall durumunun önlenmesine yardımcı olur.

Alpha Limiter: Hücüm açısının kritik değeri aşmasını engelleyen sistemler kullanılır.

Manevra Planlaması:

Hızlı manevralar sırasında hücüm açısının ani artışları göz önünde bulundurularak, kontrol girişleri ve manevra profilleri optimize edilir.

BEŞİNCİ BÖLÜM

FÜZE TASARIMI İÇİN AERODİNAMİK OPTİMİZASYON

Füze tasarımında aerodinamik optimizasyon, füzenin performansını, stabilitesini ve görev etkinliğini maksimize etmek amacıyla aerodinamik yapıların sistematik olarak geliştirilmesini içerir. Bu bölümde, görev bazlı tasarım, burun konisi tasarımı, kanat ve stabilizatör tasarımı ile yüksek hızda yüzey aşınmaları konuları ele alınacaktır.

5.1 Görev Bazlı Tasarım: Füzenin Görevine Uygun Aerodinamik Yapıların Seçimi ve Nielsen'in Kitabındaki Metodolojiler

Füze tasarımında görev bazlı yaklaşım, füzenin yerine getirmesi gereken görevlerin aerodinamik özellikleri ile doğrudan ilişkilendirilmesini sağlar. Bu yaklaşım, füzenin menzili, taşıma kapasitesi, hızı, irtifası ve hedefe ulaşma stratejileri gibi faktörleri dikkate alarak aerodinamik yapıların optimize edilmesini mümkün kılar.

Nielsen'in aerodinamik optimizasyon üzerine geliştirdiği metodolojiler, füze tasarımında sistematik ve matematiksel yaklaşımları içerir. Nielsen, optimizasyon sürecini genellikle aşağıdaki adımlarla tanımlar:

5.1.1 Görev Tanımlaması ve Kriterlerin Belirlenmesi:

Füzenin görev tanımı (örneğin, hızlı bir şekilde belirli bir hedefe ulaşma, yüksek irtifada seyir, manevra kabiliyeti).

Performans kriterlerinin (örneğin, aerodinamik verimlilik, stabilite, kontrol edilebilirlik) belirlenmesi.

5.1.2 Matematiksel Modelleme:

Füzenin aerodinamik davranışını tanımlayan matematiksel modellerin geliştirilmesi.

Akışkan dinamiği denklemleri (Navier-Stokes denklemleri gibi) ve uygun varsayımlarla basitleştirmeler yapılması.

5.1.3 Optimizasyon Algoritmalarının Uygulanması:

Parametrik modeller kullanılarak aerodinamik şekillerin tanımlanması.

Genetik algoritmalar, çok kriterli optimizasyon teknikleri veya tekrarlayan yöntemler gibi optimizasyon algoritmalarının uygulanması.

5.1.4 Çok Kriterli Değerlendirme:

Aerodinamik performansın yanı sıra yapısal, termal ve kontrol kriterlerinin de göz önünde bulundurulması.

Optimal dengeyi sağlayacak tasarımın seçilmesi.

5.1.5 Simülasyon ve Doğrulama:

CFD (Computational Fluid Dynamics) simülasyonları ile tasarımın doğrulanması.

Prototip testleri ve rüzgar tüneli deneyleri ile modelin gerçek dünya koşullarında test edilmesi.

Görev Bazlı Optimizasyonun Avantajları:

Performans Maksimizasyonu: Füzenin görevine en uygun aerodinamik yapıların belirlenmesi.

Maliyet ve Zaman Verimliliği: Optimizasyon süreçlerinin sistematik yaklaşımı, tasarım sürecini hızlandırır ve maliyetleri düşürür.

Esneklik: Farklı görevler için farklı optimizasyon kriterlerinin kolayca entegre edilebilmesi.

5.2 Burun Konisi Tasarımı: Aerodinamik Performansa Etkisi ve Nielsen'in Konik ve Parabolik Burun Tasarımları Üzerine Önerileri

Burun konisi, füzelerin hava akışını yönlendiren ve şok dalgalarının kontrolünde kritik bir rol oynayan aerodinamik yapıdır. Burun konisinin şekli, füzenin sürtünme katsayısını, ısı yükünü ve genel aerodinamik verimliliğini doğrudan etkiler.

Nielsen, burun konisi tasarımında konik ve parabolik şekillerin avantajlarını ve dezavantajlarını detaylı bir şekilde incelemiştir.

5.2.1 Konik Burun Konisi:

Basit geometrik yapısı nedeniyle üretim kolaylığına sahiptir. Düşük aerodinamik performans için uygun maliyetli uygulamalarda tercih edilir.

Yüksek hızlarda oluşan şok dalgalarının daha güçlü olması, sürtünme katsayısının artmasına neden olur.

Termal yüklerin artması nedeniyle yüksek hız uygulamalarında sınırlamalar olabilir.

5.2.2 Parabolik Burun Konisi:

Yüksek hızlarda daha verimli şok dalgası yönetimi sağlar.

Düşük sürtünme katsayısı ve daha düşük termal yükler sunar.

İleri aerodinamik performans gerektiren uygulamalarda tercih edilir.

Karmaşık geometrik yapısı nedeniyle üretim maliyetlerinin artması.

Tasarım ve optimizasyon süreçlerinin daha karmaşık olması.

Nielsen, burun konisi tasarımında görev bazlı optimizasyonun önemine vurgu yaparak, füzelerin uçuş hızlarına ve görev gereksinimlerine uygun olarak koni şekillerinin seçilmesini önermektedir. Yüksek hızlarda görev yapacak füzeler için parabolik burun koni tasarımının tercih edilmesi gerektiğini, çünkü bu tasarımın aerodinamik verimliliği artırdığı ve termal yükleri azalttığını belirtmektedir. Ayrıca, düşük hız uygulamaları için konik burun konisinin ekonomik avantajlar sunduğu ifade edilmektedir.

5.3 Kanat ve Stabilizatör Tasarımı: Füze Stabilitesini ve Kontrolünü Sağlayan Aerodinamik Yüzeylerin Tasarımı ve Optimizasyonu

Kanatlar ve stabilizatörler, füzenin aerodinamik stabilitesini ve kontrol edilebilirliğini sağlayan kritik yapılar olarak görev yapar. Bu yüzeyler, füzenin yönlendirilmesi, dengeleyici kuvvetlerin oluşturulması ve istenmeyen aerodinamik momentlerin engellenmesi için önemlidir.

5.3.1 Kanat Tasarımının Temel İlkeleri:

5.3.1.1 Yüzey Alanı ve Yerleşimi:

Kanat alanı, füzeye uygulanan kaldırma kuvvetinin büyüklüğünü belirler.

Kanatların yerleşimi, füzenin uçuş stabilitesini doğrudan etkiler.

5.3.1.2 Geometri ve Profil:

Kanat profilleri, hava akışını optimize ederek sürtünme ve kaldırma katsayılarını artırır.

İnce kanat profilleri yüksek hız uygulamalarında tercih edilirken, kalın profiller daha düşük hızlarda kullanılabilir.

5.3.1.3 Malzeme Seçimi:

Kanat yapısında kullanılan malzemeler, hafiflik ve yüksek mukavemet sağlamak açısından önemlidir.

Yüksek hızda aerodinamik ısınmalara dayanıklı malzemeler tercih edilmelidir.

5.3.2 Stabilizatör Tasarımının Temel İlkeleri:

5.3.2.1 Uzunlamasına ve Yanlamasına Stabilizatörler:

Uzunlamasına stabilizatörler (dikey ve yatay stabilizatörler) füzenin denge durumunu sağlar.

Yanlamasına stabilizatörler, füzeyi yanlamasına stabil tutarak rüzgar veya dışsal faktörlerin etkisini azaltır.

5.3.2.2 Kontrol Yüzeyleri:

Elevatörler, aileronlar ve dümenler gibi kontrol yüzeyleri, füzenin manevra kabiliyetini belirler.

Kontrol yüzeylerinin aerodinamik etkinliği, füzenin yönlendirilmesinde kritik rol oynar.

5.3.3 Optimizasyon Yaklaşımları:

5.3.3.1 Çok Ölçekli Optimizasyon:

Hem makro düzeyde kanat yerleşimi hem de mikro düzeyde yüzey profillerinin optimize edilmesi. CFD ve yapısal analizlerin entegre edilerek tasarım parametrelerinin optimize edilmesi.

5.3.3.2 Genetik Algoritmalar ve Yapay Zeka Tabanlı Yöntemler:

Geleneksel optimizasyon tekniklerinin ötesinde, genetik algoritmalar ve yapay zeka yöntemleri kullanılarak daha geniş tasarım alanlarının araştırılması.

Yapay sinir ağları ve makine öğrenmesi modelleri ile aerodinamik performans tahminlerinin iyileştirilmesi.

5.3.3.3 Çok Kriterli Optimizasyon:

Aerodinamik performansın yanı sıra yapısal dayanıklılık, ağırlık dağılımı ve kontrol kabiliyeti gibi çoklu kriterlerin aynı anda optimize edilmesi.

Pareto optimizasyonu gibi tekniklerle optimal denge noktalarının belirlenmesi.

Nielsen, kanat ve stabilizatör tasarımında aerodinamik verimlilik ile yapısal dayanıklılık arasında optimal dengeyi sağlamayı hedefleyen metodolojiler geliştirmiştir. Özellikle yüksek hız uygulamalarında kanat ve stabilizatör yüzeylerinin aerodinamik yüklemelere dayanıklı olacak şekilde tasarlanmasını önermektedir. Ayrıca, kontrol yüzeylerinin yerleşimi ve boyutlandırılmasında aerodinamik momentlerin dengelenmesine yönelik stratejilere vurgu yapmaktadır.

5.4 Yüksek Hızda Yüzey Aşınmaları: Atmosferdeki Sürtünme ve Şok Dalgalarının Neden Olduğu Isınmalar ve Yüzey Aşınmalarına Karşı Kullanılan Malzemeler

Füzeler, atmosferde yüksek hızlarda seyrederken, hava ile temas sonucu şok dalgaları ve sürtünme kuvvetleri nedeniyle önemli termal yükler ve yüzey aşınmaları ile karşılaşır. Bu etkiler, füzenin yapısal bütünlüğünü ve aerodinamik performansını olumsuz yönde etkileyebilir.

5.4.1 Isınmaların Nedenleri ve Etkileri:

5.4.1.1 Sürtünme Isısı:

Füzenin yüzeyinde oluşan sürtünme kuvvetleri, yüksek hızlarda önemli miktarda ısı üretir.

Sürtünme ısısı, yüzey malzemelerinin erime veya deformasyonuna yol açabilir.

5.4.1.2 Şok Dalga Isısı:

Supersonik ve hipersonik hızlarda, hava akışı füzenin ön kısmında şok dalgalarına neden olur. Bu şok dalgaları, hava moleküllerinin sıkıştırılması sonucu ani ısınmalara yol açar.

5.4.2 Yüzey Aşınmalarına Karşı Malzeme Seçimi

5.4.2.1 Yüksek Sıcaklık Dayanıklı Malzemeler:

Seramik Matris Kompozitleri (CMC): Yüksek sıcaklıklarda mükemmel termal stabilite sağlar ve aşınmaya karşı dayanıklıdır.

Tungsten ve Molibden Alaşımları: Yüksek erime noktaları ve termal iletkenlikleri sayesinde termal yüklemelere dayanıklıdır.

5.4.2.2 Isıya Dayanıklı Kaplamalar:

Karbon Karbür ve Nitrür Kaplamalar: Yüzeyde sürtünmeyi azaltarak ısınmayı minimize eder.

Silisyum Karbür (SiC) ve Titanyum Karbür (TiC) Kaplamalar: Yüksek sertlikleri sayesinde yüzey aşınmalarına karşı koruma sağlar.

5.4.2.3 Aktif Soğutma Sistemleri:

Füzenin yüzeyine entegre edilen soğutma kanalları aracılığıyla ısı transferi sağlanarak yüzey sıcaklıkları kontrol altında tutulur.

Su veya sıvı hidrojen gibi soğutma akışkanları kullanılarak termal yüklemelerin dağıtılması.

5.4.2.4 Isıya Dayanıklı Seramik ve Kompozit Malzemeler:

Silisyum Karbür (SiC) ve Alumina (Al_2O_3): Yüksek sıcaklık dayanımı ve düşük termal genleşme katsayıları sayesinde aerodinamik yüzeylerde kullanılır.

Karbür Tabanlı Kompozitler: Yüksek termal ve mekanik dayanıklılıkları ile aşınmaya karşı direnç gösterirler.

Nielsen, yüksek hızda uçuş yapan füzeler için malzeme seçimi ve yüzey kaplamalarında çok katmanlı stratejiler benimsemeyi önermektedir. Bu stratejiler arasında, dış yüzeyde aşınmaya dayanıklı seramik kaplamaların kullanılması ve iç yüzeylerde ısıyı etkin bir şekilde dağıtan kompozit malzemelerin entegre edilmesi yer alır. Ayrıca, aktif soğutma sistemlerinin optimizasyonu ile hem termal yüklemelerin azaltılması hem de malzeme ömrünün uzatılması hedeflenmektedir. Nielsen, malzeme bilimi ve termal mühendislik alanındaki gelişmeleri yakından takip ederek, füze tasarımında yenilikçi malzeme çözümlerinin entegrasyonunu savunmaktadır.

Füze tasarımında aerodinamik optimizasyon, görev bazlı yaklaşımlar, aerodinamik yapıların detaylı tasarımı ve yüksek hızda ortaya çıkan termal ve mekanik zorluklarla başa çıkmak için kapsamlı stratejiler gerektirir. Nielsen'in metodolojileri, bu süreçlerde sistematik ve bilimsel yaklaşımların uygulanmasını sağlayarak, yüksek performanslı ve güvenilir füze tasarımlarının geliştirilmesine katkıda bulunmaktadır.

Yüksek hızda yüzey aşınmalarına karşı etkili malzeme ve kaplama çözümleri, füzenin operasyonel ömrünü ve görev başarısını doğrudan etkileyen kritik faktörler arasında yer alır.



ALTINCI BÖLÜM

YÖRÜNGE VE UÇUŞ PERFORMANSI ANALİZİ

Füze tasarımında yörünge ve uçuş performansı analizi, füzenin hedefine ulaşma yeteneğini belirleyen kritik faktörlerden biridir. Bu analizler, füzenin balistik yörüngesinin hesaplanması, atmosferik etkilerin değerlendirilmesi ve genel uçuş performansının optimize edilmesi süreçlerini içerir. Bu bölümde, yörünge dinamiği, atmosferik etkiler ve füze uçuş performansının detaylı bir şekilde incelenmesi sağlanacaktır.

6.1 Yörünge Dinamiği: Füzenin Balistik Yörüngesinin Hesaplanması ve Analiz Edilmesi

Balistik Yörüngesinin Temelleri: Balistik yörüngesi, füzenin motor gücü kesildikten sonraki serbest uçuşunu tanımlar. Bu yörünge, füzenin yerçekimi, atmosferik sürüklenme ve diğer çevresel etkiler altında nasıl hareket ettiğini belirler. Balistik yörünge analizi, füzenin fırlatma noktasından hedef noktası arasındaki en verimli ve etkili yolu hesaplamak için gereklidir.

Matematiksel Modelleme: Balistik yörünge hesaplamaları, Newton'un hareket yasalarına dayanır.

6.1.1 Nielsen'in Yörünge Hesaplamalarındaki Yaklaşımı:

Nielsen, füze yörüngesi hesaplamalarında özellikle sayısal entegrasyon yöntemlerinin etkin kullanımını vurgulamaktadır. Nielsen'in metodolojisi, aşağıdaki adımları içerir:

6.1.1.1 Başlangıç Koşullarının Belirlenmesi:

Fırlatma açısı, hız vektörü ve yüksekliği gibi başlangıç parametrelerinin tanımlanması.

6.1.1.2 Sayısal Entegrasyon Teknikleri:

Runge-Kutta yöntemleri gibi yüksek doğruluklu sayısal entegrasyon tekniklerinin kullanılması.

Heterojen ortam koşullarında (örneğin, değişen atmosferik yoğunluk) entegrasyon adımlarının dinamik olarak ayarlanması.

6.1.1.3 Çevresel Etkilerin Entegrasyonu:

Yerçekimi anomalileri, atmosferik sürüklenme ve rüzgar etkilerinin matematiksel modellere dahil edilmesi.

6.1.1.4 Çok-Fizikli Simülasyonlar:

Füzenin aerodinamik davranışı, termal yüklemeler ve yapısal dinamiklerin entegre edildiği kapsamlı simülasyonların gerçekleştirilmesi.

Balistik Yörünge Optimizasyonu: Balistik yörünge optimizasyonu, füzenin menzilini maksimize etmek veya belirli hedeflere ulaşmak için gerekli yörünge belirlenmesini içerir. Nielsen, bu optimizasyon sürecinde genetik algoritmalar ve çok kriterli optimizasyon tekniklerini kullanarak, çeşitli yörünge parametrelerinin en uygun kombinasyonunu bulmayı önermektedir.

Yörünge Simülasyon Yazılımları: Nielsen, yörünge dinamiği analizinde kullanılan simülasyon yazılımlarının doğruluğunu ve verimliliğini artırmak için özel yazılım araçlarının geliştirilmesini teşvik etmektedir. Bu yazılımlar, yüksek performanslı hesaplama (HPC) ortamlarında paralel işleme yeteneklerine sahip olmalı ve gerçek zamanlı veri analizi yapabilmelidir.

6.2 Atmosferik Etkiler: Füzenin Atmosferdeki Davranışı, Atmosferik Sürüklenme ve Rüzgar Etkileri

Atmosferik Sürüklenme: Atmosferik sürüklenme, füzenin hızına ve atmosferin yoğunluğuna bağlı olarak değişen bir kuvvettir. Füzenin aerodinamik yüzeyleri üzerindeki sürüklenme kuvveti, hızın karesiyle orantılı olarak artar. Sürtünme kuvveti, füzenin hızını düşürür ve yörünge dinamiğini etkiler.

Atmosferik Yoğunluk ve Yükseklik: Atmosferin yoğunluğu, yüksekliğe bağlı olarak azalan bir fonksiyon gösterir. Füzenin yükseldikçe, atmosferik sürüklenme azalır, bu da füzenin daha yüksek hızlara ulaşmasına ve menzilinin artmasına olanak tanır. Nielsen, atmosferik yoğunluğun yüksek hassasiyetli modellere dayandırılması gerektiğini belirtmektedir. Bu modeller, sıcaklık, basınç ve nem gibi parametrelerin yüksek irtifalardaki varyasyonlarını içerir.

Rüzgar Etkileri: Rüzgar, füzenin yörüngesini ve hedefe olan doğrultusunu etkileyen önemli bir atmosferik faktördür. Rüzgar hızı ve yönü, füzenin uçuş rotasında sapmalara neden olabilir. Bu sapmalar, hedefe olan doğruluk ve menzil üzerinde doğrudan bir etkiye sahiptir. Nielsen, rüzgar etkilerini azaltmak için füzenin aerodinamik tasarımında adaptif kontrol sistemlerinin entegrasyonunu önermektedir. Bu sistemler, uçuş sırasında gerçek zamanlı olarak rüzgar değişikliklerini algılayarak füzenin yönlendirilmesini sağlar.

Termal Etkiler: Atmosferdeki sürtünme, füzenin yüzeyinde termal yüklemelere neden olur. Yüksek hızlarda, yüzey sıcaklıkları kritik değerlere ulaşabilir ve bu da yapısal bütünlüğü tehdit eder. Nielsen, termal etkilerin minimize edilmesi için füzenin aerodinamik yüzeylerinin ısıya dayanıklı malzemelerle kaplanmasını ve aktif soğutma sistemlerinin kullanılması gerektiğini belirtmektedir.

Çevresel Etkilerin Modellenmesi: Atmosferik etkilerin doğru modellenmesi, füze yörüngesi ve uçuş performansı analizlerinin doğruluğu açısından kritiktir. Nielsen, bu amaçla, yüksek çözünürlüklü atmosfer modelleri ve meteorolojik verilerin entegrasyonunu vurgulamaktadır. Bu modeller, füzenin uçuş sırasında karşılaşacağı değişken atmosferik koşulları simüle ederek, daha gerçekçi ve güvenilir sonuçlar elde edilmesini sağlar.

6.3 Füze Uçuş Performansı: Fırlatma Hızının, İvmelenmenin ve Menzilin Analiz Edilmesi

Fırlatma Hızı: Füzenin fırlatma hızı, menzil ve hedefe ulaşma süresi üzerinde doğrudan bir etkiye sahiptir. Yüksek fırlatma hızları, füzenin daha uzun menzillere ulaşmasını sağlar ve düşman savunma sistemlerini aşma kapasitesini artırır. Nielsen, fırlatma hızının optimize edilmesi için füzenin itici sistemlerinin (roket motorları) verimliliğinin artırılmasını ve aerodinamik sürüklenmenin minimize edilmesini önermektedir.

İvmelenme: İvmelenme, füzenin hızlanma sürecini tanımlar ve motor gücü ile füzenin kütlesi arasındaki ilişkiyi içerir. Yüksek ivmelenme, füzenin daha hızlı bir şekilde hedef hızına ulaşmasını sağlar, ancak bu aynı zamanda yapısal gerilmeleri ve kontrol zorluklarını artırır. Nielsen, füze tasarımında ivmelenme profilinin optimize

edilmesi için ağırlık dağılımının dikkatli bir şekilde hesaplanmasını ve aerodinamik yüzeylerin dinamik yüklemelere dayanıklı olmasını önermektedir.

Menzil: Füzenin menzili, fırlatma hızının, yakıt kapasitesinin, aerodinamik sürüklenmenin ve çevresel etkilerin bir fonksiyonudur. Menzilin maksimize edilmesi, füzenin stratejik etkinliğini artırır. Nielsen'in menzil optimizasyon yaklaşımı şu unsurları içerir:

a) Yakıt Verimliliği:

Füzenin taşıdığı yakıt miktarı ve yakıtın spesifik itiş gücü, menzili doğrudan etkiler. Yüksek verimli yakıt türlerinin kullanılması, daha uzun menzillere olanak tanır.

b) Aerodinamik Verimlilik:

Füzenin aerodinamik şekli, sürüklenmeyi azaltarak hızın daha uzun süre yüksek tutulmasını sağlar. Nielsen, aerodinamik yüzeylerin optimize edilmesini ve sürüklenme katsayısının minimize edilmesini önermektedir.

c) Ağırlık Yönetimi:

Füzenin toplam kütlesi, hızlanma kapasitesini ve menzilini etkiler. Hafif malzemelerin kullanımı, menzili artırırken yapısal dayanıklılığı korumak için gereklidir.

d) Çevresel Etkilerin Entegrasyonu:

Atmosferik sürüklenme ve rüzgar etkileri, menzili azaltabilecek faktörlerdir. Bu etkilerin minimize edilmesi için füze tasarımında adaptif kontrol sistemleri ve çevresel koşullara duyarlı yörünge planlaması kullanılmalıdır.

Performans Analiz Yöntemleri: Füze uçuş performansının analiz edilmesi için çeşitli yöntemler kullanılmaktadır:

a) Simülasyon ve Modelleme:

CFD (Computational Fluid Dynamics) ve FEM (Finite Element Method) gibi simülasyon teknikleri, füzenin aerodinamik ve yapısal performansını değerlendirmek için kullanılır.

b) Deneysel Testler:

Rüzgar tüneli testleri ve uçuş testleri, füzenin gerçek dünya koşullarında nasıl performans gösterdiğini doğrulamak için gereklidir.

c) Optimizasyon Algoritmaları:

Genetik algoritmalar, yapay zeka ve makine öğrenmesi teknikleri, füzenin uçuş parametrelerini optimize etmek için kullanılır. Nielsen, bu algoritmaların füze tasarımında çok kriterli optimizasyon problemlerini çözmede etkin olduğunu belirtmektedir.

Nielsen'in Yaklaşımları: Nielsen, füze uçuş performansının analizinde bütünlüğü ve disiplinler arası bir yaklaşım benimsemektedir. Bu yaklaşım, aerodinamik, termal, yapısal ve kontrol sistemlerinin birlikte optimize edilmesini içerir. Nielsen'in metodolojisi, yüksek çözünürlüklü simülasyonlar ve gerçek zamanlı veri analizi ile füzenin uçuş performansını sürekli olarak izlemeyi ve iyileştirmeyi hedefler.

Performans Optimizasyon Stratejileri:

a) Çok Fazlı İtme Sistemleri:

Füzenin farklı uçuş aşamalarında farklı itme sistemlerinin kullanılması, genel performansı artırabilir. Örneğin, ilk aşamada yüksek itiş gücü sağlayan motorlar kullanılırken, sonraki aşamalarda yakıt verimliliği yüksek motorlara geçilebilir.

b) Ağırlık ve Yakıt Yönetimi:

Füzenin taşıdığı yakıt miktarının ve ağırlık dağılımının optimize edilmesi, menzil ve hız performansını iyileştirir. Nielsen, hafif kompozit malzemelerin kullanımı ve yakıt tanklarının aerodinamik tasarımı ile bu optimizasyonu gerçekleştirmeyi önermektedir.

c) Adaptif Kontrol Sistemleri:

Füzenin uçuş sırasında karşılaştığı değişken koşullara uyum sağlayabilmesi için adaptif kontrol sistemlerinin entegrasyonu gereklidir. Bu sistemler, aerodinamik yüzeylerin anlık olarak ayarlanmasını ve yörüngenin dinamik olarak optimize edilmesini sağlar.

Yörünge ve uçuş performansı analizi, füze tasarımının başarısını belirleyen kritik unsurlardan biridir. Balistik yörüngenin doğru hesaplanması, atmosferik etkilerin dikkate alınması ve uçuş performansının optimize edilmesi, füzenin etkinliğini ve güvenilirliğini artırır. Nielsen'in metodolojileri, bu analizlerin sistematik ve bütünleşmiş bir şekilde gerçekleştirilmesini sağlayarak, yüksek performanslı füze sistemlerinin geliştirilmesine katkıda bulunmaktadır. Füze tasarımında kullanılan gelişmiş modelleme ve optimizasyon teknikleri, modern savaş alanlarında üstünlük sağlamak için gereklidir.

YEDİNCİ BÖLÜM

TERMAL YÜKLER VE YENİDEN GİRİŞ DİNAMİĞİ

Füze ve roket tasarımında, yüksek hızlarda karşılaşılan termal yükler ve atmosferden yeniden giriş sırasında ortaya çıkan dinamik zorluklar, yapısal bütünlük ve görev başarısı açısından kritik öneme sahiptir. Bu bölümde, aerodinamik sürtünme kaynaklı ısınma, termal koruma sistemleri ve ablative malzemeler detaylı olarak incelenecektir. Nielsen'in çalışmalarından ve metodolojilerinden yararlanılarak, bu konular derinlemesine ele alınacaktır.

7.1 Yüksek Hızlarda Termal Yükler: Aerodinamik Sürtünme ile Oluşan Isınma ve Füze Gövdesi Üzerindeki Termal Etkiler

Füzenin yüksek hızlarda atmosferde hareket etmesi, hava molekülleri ile sürekli bir etkileşim yaratır. Bu etkileşim sonucunda, füze yüzeylerinde aerodinamik sürtünme kuvvetleri oluşur. Sürtünme, hem füzenin kinetik enerjisinin bir kısmının ısıya dönüşmesine hem de yüzeylerde yüksek sıcaklıkların meydana gelmesine neden olur.

Termal Yüklerin Kaynakları:

a) Sürtünme Isısı:

Füzenin yüzeyi ile atmosfer arasındaki sürtünme, yüksek hızlarda önemli miktarda ısı üretir.

Sürtünme kuvveti F_d , aerodinamik sürüklenme katsayısı C_d , hava yoğunluğu ρ , hız v ve yüzey alanı A ile ilişkilidir:

$$F_d = \frac{1}{2} C_d \rho v^2 A \quad (7.1)$$

Sürtünme ısı Q , sürtünme kuvveti ve füzenin yüzey alanı ile doğrusal bir ilişki gösterir:

$$Q = F_d \cdot v = \frac{1}{2} C_d \rho v^3 A \quad (7.2)$$

b) Şok Dalga Isısı:

Füzenin süpersonik hızlarda hareket etmesi durumunda, şok dalgaları oluşur. Bu şok dalgaları, hava moleküllerinin sıkıştırılması ve ani ısınmasıyla sonuçlanır.

Şok dalgalarının oluşturduğu ısınma, füze yüzeyinde lokal ve yüksek termal yükler yaratır.

Termal Etkilerin Füze Gövdesine Yansımaları:

Isı İletimi ve Konveksiyon:

Yüzeyde oluşan ısı, füzenin gövdesine konvektif ısı transferi yoluyla iletilir.

Füzenin malzeme özellikleri (ısı iletkenliği, özgül ısı kapasitesi) bu ısı transferini belirler.

Termal Genleşme ve Gerilmeler:

Yüksek sıcaklıklar, füze yapısında termal genleşmeye ve buna bağlı olarak iç gerilmelere yol açar.

Bu gerilmeler, yapısal bütünlüğü tehdit edebilir ve malzeme yorgunluğuna sebep olabilir.

Isıl Bozulma:

Sürekli yüksek sıcaklıklara maruz kalan malzemeler, mekanik özelliklerinde bozulmalar yaşayabilir.

Isıl bozulma, malzemenin mukavemetini ve dayanıklılığını azaltarak füzenin güvenilirliğini etkiler.

Termal Analiz ve Modelleme: Nielsen, yüksek hızlarda termal yüklerin analizi için kapsamlı modelleme tekniklerinin kullanılmasını önermektedir. Bu modeller genellikle aşağıdaki adımları içerir:

a) Termal Modelleme:

Füzenin aerodinamik yüzeylerindeki ısı transferini hesaplamak için konvektif ve radyatif ısı transfer denklemleri kullanılır.

Termal denge denklemleri, füzenin farklı bölgelerindeki sıcaklık dağılımını belirler.

b) Malzeme Termal Davranışının İncelenmesi:

Füze malzemelerinin termal iletkenliği, özgül ısı kapasitesi ve erime noktası gibi özellikleri analiz edilir.

Termal genleşme katsayıları ve termal şok dayanımları değerlendirilir.

c) Sıcaklık Profili Optimizasyonu:

Füzenin aerodinamik yüzeylerinin sıcaklık profilleri, yapı malzemelerinin dayanabileceği sınırlar içinde optimize edilir.

Isı yalıtım katmanlarının ve termal koruma sistemlerinin yerleşimi planlanır.

7.2 Isı Kalkanları: Atmosfere Yeniden Giriş Sırasında Füzenin Yüzeyini Korumak İçin Nielsen'in Önerdiği Termal Koruma Sistemleri

Füzenin atmosferden yeniden girişi, yüksek hızlarda hareket etmesi nedeniyle ciddi termal zorluklar yaratır. Yeniden giriş sırasında füzenin yüzeyinde oluşan şok dalgaları ve sürtünme kuvvetleri, aşırı ısınmalara yol açar. Bu nedenle, füzenin yüzeyini korumak için etkili termal koruma sistemlerine ihtiyaç duyulur.

Isı Kalkanlarının Fonksiyonları:

Isı İzolasyonu: Füzenin yapısal bileşenlerini aşırı sıcaklıklardan korur.

Isı Dağılımı: Isının Füze Gövdesine yayılmasını sağlar ve lokal ısınmayı minimize eder.

Termal Şok Dayanımı: Ani sıcaklık değişikliklerine karşı füzenin yapısal bütünlüğünü korur.

Nielsen'in Isı Kalkanı Tasarımına Yaklaşımı: Nielsen, yeniden giriş termal koruması için çok katmanlı ve bütünleşmiş sistemlerin kullanılmasını önermektedir. Bu sistemler, hem pasif hem de aktif koruma yöntemlerini içermelidir.

a) Çok Katmanlı Koruma Sistemleri:

Isı Yalıtım Katmanları: Füzenin dış yüzeyinde yüksek ısıya dayanıklı yalıtım malzemeleri kullanılır.

Seramik Matrisli Kompozitler: Yüksek sıcaklıklara dayanıklı seramik bazlı kompozitler, ısı yalıtımı sağlar.

Kombine Malzeme Sistemleri: Farklı malzemelerin katmanlar halinde kullanılması, termal ve mekanik dayanıklılığı artırır.

b) Aktif Termal Koruma Sistemleri:

Isı Dağıtıcılar: Füzenin yüzeyindeki ısıyı daha geniş alanlara dağıtan ısı dağıtıcı sistemler entegre edilir.

Soğutma Kanalları: Füzenin yapısına entegre edilen soğutma kanalları, iç yapıyı aşırı ısınmadan korur.

Termal İzolasyon: Füzenin iç kısımlarında, ısı transferini minimize eden termal izolasyon malzemeleri kullanılır.

c) Termal Yönetim Stratejileri:

Adaptif Koruma Sistemleri: Füzenin farklı hız ve yüksekliklerde karşılaşacağı termal yüklemelere göre dinamik olarak uyum sağlayan koruma sistemleri geliştirilir.

Enerji Emici Malzemeler: Termal enerjiyi emen ve dağıtan malzemeler kullanılarak yüzeydeki ısınma azaltılır.

Isı Kalkanı Tasarımında Matematiksel Modelleme: Nielsen, ısı kalkanı tasarımında ileri düzey matematiksel ve sayısal modellerin kullanılmasını vurgulamaktadır. Bu modeller, ısı transferi, malzeme termal özellikleri ve aerodinamik yüklemelerin bütünleşmiş bir şekilde değerlendirilmesini sağlar.

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \alpha \nabla^2 T + \frac{Q}{\rho c_p} \quad (7.3)$$

Burada T sıcaklık, t zaman, α ısı yayılma katsayısı, Q ısı üretim hızı, ρ yoğunluk ve c_p özgül ısı kapasitesidir. Bu denklemler, ısı kalkanı malzemelerinin sıcaklık dağılımını ve termal tepkisini modellemek için kullanılır.

7.3 Ablative Malzemeler: Yüksek Hızlarda Termal Koruma Sağlayan Malzemeler ve Uygulamaları

Ablatif malzemeler, yüksek termal yükler altında termal enerjiyi absorbe ederek füze yüzeyini koruyan malzemelerdir. Bu malzemeler, ısı enerjisi fiziksel veya kimyasal süreçler aracılığıyla absorbe eder ve bu sayede yüzey sıcaklıklarının kontrol altında tutulmasını sağlar.

Ablasyon Mekanizmaları:

a) Sublimasyon:

Ablatif malzeme, katı fazdan doğrudan gaz fazına geçerek ısı enerjisi emer.

Bu süreçte, malzeme tabakaları yüzeyden gider ve yeni malzeme tabakaları oluşur.

b) Erimeme ve Buşlanma:

Malzemenin yüzeyindeki ısı, katı fazın sıvı ve gaz fazlarına dönüşmesine neden olur.

Bu süreç, ısının yüzeyden uzaklaştırılmasına katkı sağlar.

c) Kimyasal Reaksiyonlar:

Ablatif malzemeler, ısı enerjisiyle reaksiyona girerek yüzeyde serbest kalan enerjiyi absorbe eder.

Bu reaksiyonlar, malzemenin termal yüklemelere karşı direnç göstermesini sağlar.

Ablatif Malzeme Türleri ve Özellikleri:

a) Seramik Ablatif Malzemeler:

Silisyum Karbür (SiC) ve Alumina (Al₂O₃): Yüksek erime noktaları ve termal stabiliteleri sayesinde yüksek hızlarda etkili termal koruma sağlarlar.

Karbon Bazlı Ablatif Malzemeler: Karbon lifli kompozitler, hafif olmaları ve yüksek termal iletkenlikleri ile tercih edilir.

b) Polimerik Ablatif Malzemeler:

Epoksi ve Fenolik Polimerler: Yüksek sıcaklıklarda kararsız hale gelerek termal enerjiyi emerler.

PBT (Polybutylene Terephthalate) ve PEEK (Polyether Ether Ketone): Yüksek ısı dayanıklılığı ve mekanik özellikleri ile kullanılırlar.

c) Karbon Karbon Kompozitler:

Karbon Karbon Kompozitler: Yüksek ısı dayanıklılıkları ve düşük termal genişleme katsayıları ile süpersonik ve hipersonik hızlarda etkili koruma sağlarlar.

Grafit-Temelli Ablatif Malzemeler: Yüksek termal iletkenlikleri sayesinde ısıyı hızlı bir şekilde dağıtarak yüzeyin korunmasını sağlarlar.

Ablative Malzeme Uygulamaları:

a) Isı Kalkanları:

Füzenin yeniden giriş yüzeylerinde ablatif ısı kalkanları kullanılır.

Bu kalkanlar, yüzeyde oluşan aşırı ısınmayı absorbe eder ve yapısal malzemelerin korunmasını sağlar.

b) Motorsuz Uçuş Sonrası Koruma:

Füzenin motor gücü kesildikten sonraki serbest uçuş aşamasında ablatif malzemeler, aerodinamik ısınmayı absorbe eder.

Bu, füzenin yapısal bütünlüğünün korunmasına katkıda bulunur.

c) Yüksek Hızlı Test Uygulamaları:

Rüzgar tüneli testlerinde ve süpersonik deneylerde ablatif malzemeler, test araçlarının yüzeylerini aşırı ısınmalardan korur.

Bu uygulamalar, malzemelerin performansını ve dayanıklılığını değerlendirmek için kullanılır.

Nielsen'in Ablatif Malzeme Seçimindeki Yaklaşımı: Nielsen, ablatif malzemelerin seçiminde aşağıdaki kriterlere dikkat edilmesini önermektedir:

a) Termal Dayanıklılık:

Malzemenin yüksek sıcaklıklara dayanma kapasitesi, ablatif korumanın etkinliğini belirler.

Yüksek erime noktası ve termal stabilite, malzemenin uzun süreli koruma sağlamasını sağlar.

b) Ablasyon Hızı:

Ablatif malzemenin ablatif süreciyle ısı enerjisini absorbe etme hızı, koruma sisteminin etkinliğini belirler.

Nielsen, ablatif sürecin kontrol altında tutulması için malzeme seçimini optimize etmeyi önermektedir.

c) Mekanik Dayanıklılık:

Ablatif malzemelerin mekanik bütünlüğü, aerodinamik yüklemelere karşı direnç göstermesini sağlar.

Yüksek hızlarda mekanik dayanıklılık, malzemenin uzun süreli koruma sağlamasına yardımcı olur.

d) Hafiflik:

Füze tasarımında ağırlık minimizasyonu, menzil ve performans açısından kritiktir.

Ablatif malzemelerin hafif olması, füzenin genel ağırlığını azaltırken termal koruma sağlar.

Ablatif Malzeme Tasarımında Matematiksel ve Sayısal Modeller: Nielsen, ablatif malzemelerin performansını modellemek için bütünleşmiş matematiksel ve sayısal yaklaşımların kullanılmasını önermektedir. Bu modeller, ablasyon sürecinin termal ve mekanik etkilerini simüle ederek, malzeme seçimi ve tasarım optimizasyonunu destekler.

$$\frac{dM}{dt} = -\frac{Q}{L} \quad (7.4)$$

Burada M malzeme kütlesi, t zaman, Q ısı akısı ve L ısıl göç uzunluğu olarak tanımlanır. Bu denklemler, ablatif sürecin malzeme kaybı üzerindeki etkisini hesaplamak için kullanılır.

Termal yükler ve yeniden giriş dinamiği, füze tasarımının başarısını belirleyen kritik faktörlerdir. Yüksek hızlarda aerodinamik sürtünme ile oluşan ısınma, füze gövdesi üzerinde ciddi termal etkiler yaratır. Nielsen'in önerdiği ısı kalkanları ve ablatif malzemeler, bu termal yüklemelere karşı etkili koruma sağlar. Termal koruma sistemlerinin doğru seçimi ve optimizasyonu, füzenin yapısal bütünlüğünü korurken, görev başarısını da artırır. Ablatif malzemelerin seçimi ve uygulanması, füzenin yüksek hızlarda güvenli ve etkili bir şekilde görev yapmasını sağlamak için hayati öneme sahiptir.

SEKİZİNCİ BÖLÜM

MATERYAL VE YÖNTEMLER

Bu bölümde, füze sistemlerinin uçuş dinamiklerinin detaylı bir şekilde incelenmesi ve simülasyonlarının gerçekleştirilmesi için kullanılan materyaller ve izlenen yöntemler ayrıntılı olarak açıklanacaktır. Çalışma kapsamında, R-27, DF-21, Agni-II ve Jericho II füzelerinin kontrol yüzeyleri, stabilizasyon mekanizmaları ve PID kontrol kazançlarının füze performansına etkisi analiz edilmiştir.

MATLAB, simülasyonların gerçekleştirilmesi, matematiksel modellerin uygulanması ve sonuçların görselleştirilmesi için kullanılmıştır. Aerospace Toolbox, Hava ve uzay araçlarının modellemesi ve analizi için gerekli fonksiyonları sağlamıştır. Control System Toolbox, PID kontrolörlerinin tasarımı ve analizi için kullanılmıştır.

Füze sistemlerinin teknik özellikleri ve aerodinamik parametreleri için açık kaynaklı literatür ve akademik yayınlardan yararlanılmıştır.

Uluslararası Standart Atmosfer (ISA) modeli kullanılarak atmosferik parametreler elde edilmiştir.

Matematiksel Modeller ve Denklemler

6 Serbestlik Dereceli (6-DOF) Dinamik Model: Füzenin translasyonel ve rotasyonel hareketlerini temsil etmek için kullanılmıştır.

Aerodinamik Kuvvet ve Moment Denklemleri: Sürüklenme, kaldırma kuvvetleri ve aerodinamik momentlerin hesaplanmasında kullanılmıştır.

PID Kontrolör Denklemleri: Füzenin istenilen yörüngeyi ve yönelimi takip etmesi için kontrol sisteminin tasarımında kullanılmıştır.

Gauss-Markov Süreci: Stokastik rüzgar modellerinin oluşturulması için kullanılmıştır.

Füze Sistemlerinin Modellenmesi

Her bir füze sistemi için aşağıdaki adımlar izlenmiştir:

Füze Parametrelerinin Belirlenmesi: Kütle, boyutlar, aerodinamik katsayılar, kontrol yüzeyi sayısı ve tipi, stabilizasyon mekanizmaları ve PID kontrol kazançları literatürden elde edilerek belirlenmiştir.

6-DOF Dinamik Modelin Kurulması:

Translasyonel Dinamikler: Newton'un ikinci yasası kullanılarak füzenin doğrusal hareketi modellenmiştir.

Rotasyonel Dinamikler: Euler'in döndürme denklemleri kullanılarak füzenin açısal hareketi modellenmiştir.

Atalet Momentleri: Füzenin kütle dağılımına göre atalet momenti tensörü oluşturulmuştur.

Aerodinamik Kuvvet ve Momentlerin Hesaplanması:

Sürüklenme Kuvveti: Hava direncine bağlı olarak hesaplanmıştır.

Kaldırma Kuvveti: Füzenin kontrol yüzeylerine ve aerodinamik şekline bağlı olarak hesaplanmıştır.

Aerodinamik Momentler: Kontrol yüzeylerinin etkisi ve aerodinamik stabilite parametrelerine göre hesaplanmıştır.

Kontrol Sisteminin Tasarlanması:

PID Kontrolörü: Her füze için belirlenen K_p , K_i ve K_d değerleri kullanılarak tasarlanmıştır.

Kontrol Yüzeyleri Etkinliği: Kontrol yüzeyi sayısı ve tipi dikkate alınarak kontrol momentleri modellenmiştir.

Atmosferik ve Çevresel Etkilerin Modellenmesi:

Gelişmiş Atmosfer Modeli: Hava yoğunluğu, sıcaklık ve basıncın yükseklikle değişimi ISA modeline göre hesaplanmıştır.

Stokastik Rüzgar Modelleri: Gauss-Markov süreci kullanılarak rüzgar hızının zamana bağlı rastgele değişimi modellenmiştir.

Zaman ve Adım Ayarları:

Simülasyon süresi ve zaman adımı belirlenmiştir (örneğin, $dt = 0.1$ s, $t_{end} = 200$ s). Zaman dizisi oluşturulmuştur.

Başlangıç Koşullarının Belirlenmesi:

Konum ve Hız: Füzenin başlangıç konumu Dünya yüzeyinde tanımlanmış, başlangıç hızı ve Euler açıları sıfır kabul edilmiştir.

Kütle: Füzenin başlangıç kütlesi (m_0), yakıt kütlesi ve boş kütlesi belirlenmiştir.

Döngüsel Simülasyon Adımları:

Her zaman adımında aşağıdaki hesaplamalar yapılmıştır:

Aerodinamik Kuvvet ve Momentlerin Güncellenmesi: Hız, açı ve çevresel koşullara bağlı olarak.

Kontrol Sisteminin Uygulanması: PID kontrolörü kullanılarak istenilen yönelim açlarına yaklaşılması.

Translasyonel ve Rotasyonel İvmelerin Hesaplanması: Net kuvvet ve momentlere göre.

Hız ve Konumun Güncellenmesi: Sayısal entegrasyon yöntemleri (örneğin, Euler veya Runge-Kutta) kullanılarak.

Kütle Güncellemesi: Yakıt tüketimine bağlı olarak kütlenin azalması.

Rüzgar Etkilerinin Eklenmesi: Stokastik rüzgar modellerine göre.

Yerçekimi ve Atmosferik Koşulların Güncellenmesi: Yüksekliğe bağlı olarak.

Simülasyon Sonuçlarının Kaydedilmesi:

Zaman serileri boyunca konum, hız, Euler açıları, açısal hızlar ve kütle değerleri kaydedilmiştir.

Füzenin yörüngesi ve dinamik davranışı analiz edilmek üzere saklanmıştır.

Sonuçların Analizi ve Görselleştirilmesi

Yörünge Grafikleri: Füzenin üç boyutlu uzayda izlediği yol görselleştirilmiştir.

Euler Açıları Grafikleri: Roll, pitch ve yaw açıları zamana bağlı olarak çizilmiştir.

Kütle Grafikleri: Yakıt tüketimine bağlı olarak kütlenin zamanla değişimi gösterilmiştir.

Performans Değerlendirmesi:

Kontrol yüzeylerinin ve PID kontrol kazançlarının füze performansına etkisi incelenmiştir. Stabilizasyon mekanizmalarının etkinliği karşılaştırılmıştır.

Rüzgar ve atmosferik etkilerin füzenin uçuş dinamikleri üzerindeki etkileri analiz edilmiştir.

Veri Kısıtlamaları: Gerçek füze sistemlerine ait bazı veriler gizli veya sınırlı erişime sahip olduğundan, literatürdeki genel bilgiler ve varsayımlar kullanılmıştır. Çalışma boyunca yapılan varsayımlar ve sınırlılıklar belirtilmiş, sonuçların güvenilirliği ve geçerliliği sağlanmaya çalışılmıştır.

DOKUZUNCU BÖLÜM

ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA

Orta menzilli balistik füze olarak sınıflandırılan **R-27 (SS-N-6 Serb)**, **DF-21**, **Agni-II** ve **Jericho II** füzeleri üzerinde kapsamlı bir analiz yapılmıştır. Bu füzeler, aerodinamik tasarım, yapısal malzeme seçimi, uçuş dinamiği, itki sistemleri ve yörünge analizi açısından karşılaştırılarak ve MATLAB kullanılarak bazı hesaplamalar ve simülasyonlar gerçekleştirilmiştir.

9.1 Balistik Füzelerin Aerodinamik Yapısı

Aerodinamik performans, bir füzenin uçuş verimliliği, hız kontrolü ve menzil kapasitesi açısından kritik öneme sahiptir. Bu bölümde, R-27 (SS-N-6 Serb), DF-21, Agni-II ve Jericho II füzelerinin aerodinamik tasarım ve yapısal tasarım özellikleri karşılaştırılmaktadır.

9.1.1 Aerodinamik Kuvvetler ve Momentler

Balistik füzelerin uçuşu sırasında karşılaştıkları aerodinamik kuvvetler ve momentler, füzenin stabilitesi ve kontrolü için kritik öneme sahiptir. Temel aerodinamik kuvvetler sürüklenme (D), kaldırma (L) ve yan kuvvetlerdir (Y). Momentler ise pitch (M_p), yaw (M_y) ve roll (M_r) eksenleri etrafında oluşur.

9.1.2 Sürüklenme ve Kaldırma Kuvvetleri

Sürüklenme kuvveti, füzenin hızına ve aerodinamik tasarımına bağlıdır. Kaldırma kuvveti ise genellikle minimum seviyede tutulur, çünkü balistik füzeler doğrudan hedefe yönlendirilir ve kaldırma kuvveti istenmeyen sapmalara neden olabilir.

Tablo 9.1, dört füze sisteminin aerodinamik verimliliklerini ve ilgili parametrelerini karşılaştırmaktadır. Agni-II, en yüksek L/D oranına sahip olup, aerodinamik açıdan en verimli füzedir. bu da daha uzun menzillerde daha düşük sürtünme kaybı anlamına gelir. R-27, düşük L/D oranıyla geniş ve kısa tasarımın

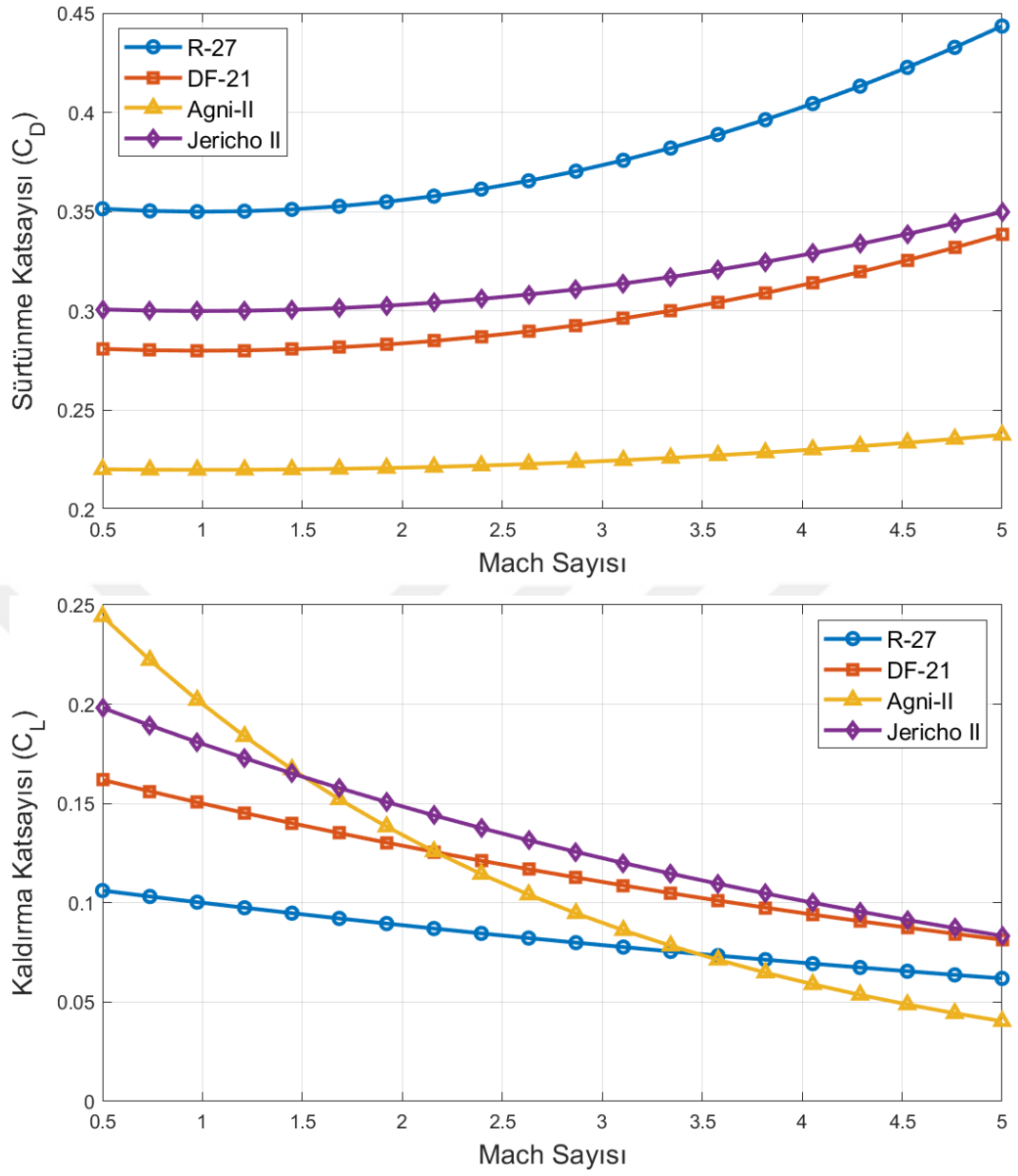
getirdiği yüksek sürüklenmeye sahiptir. En düşük C_D , Agni-II'de görülür, bu da uzun menzilli uçuşlar için ideal bir tasarımıdır. Jericho II ve R-27, geniş çaplı yapıları nedeniyle daha yüksek sürtünme katsayısına sahiptir. Agni-II, uçuş stabilitesi ve aerodinamik kontrol açısından en dengeli kaldırma katsayısına sahiptir. Agni-II, düşük yüzey alanıyla atmosferik sürüklenmeyi minimize eder. Jericho II ve R-27, geniş yüzey alanları nedeniyle daha yüksek sürüklenme kuvvetine maruz kalır.

Tablo 9.1 Füze Sistemleri için Aerodinamik Parametrelerin Karşılaştırılması

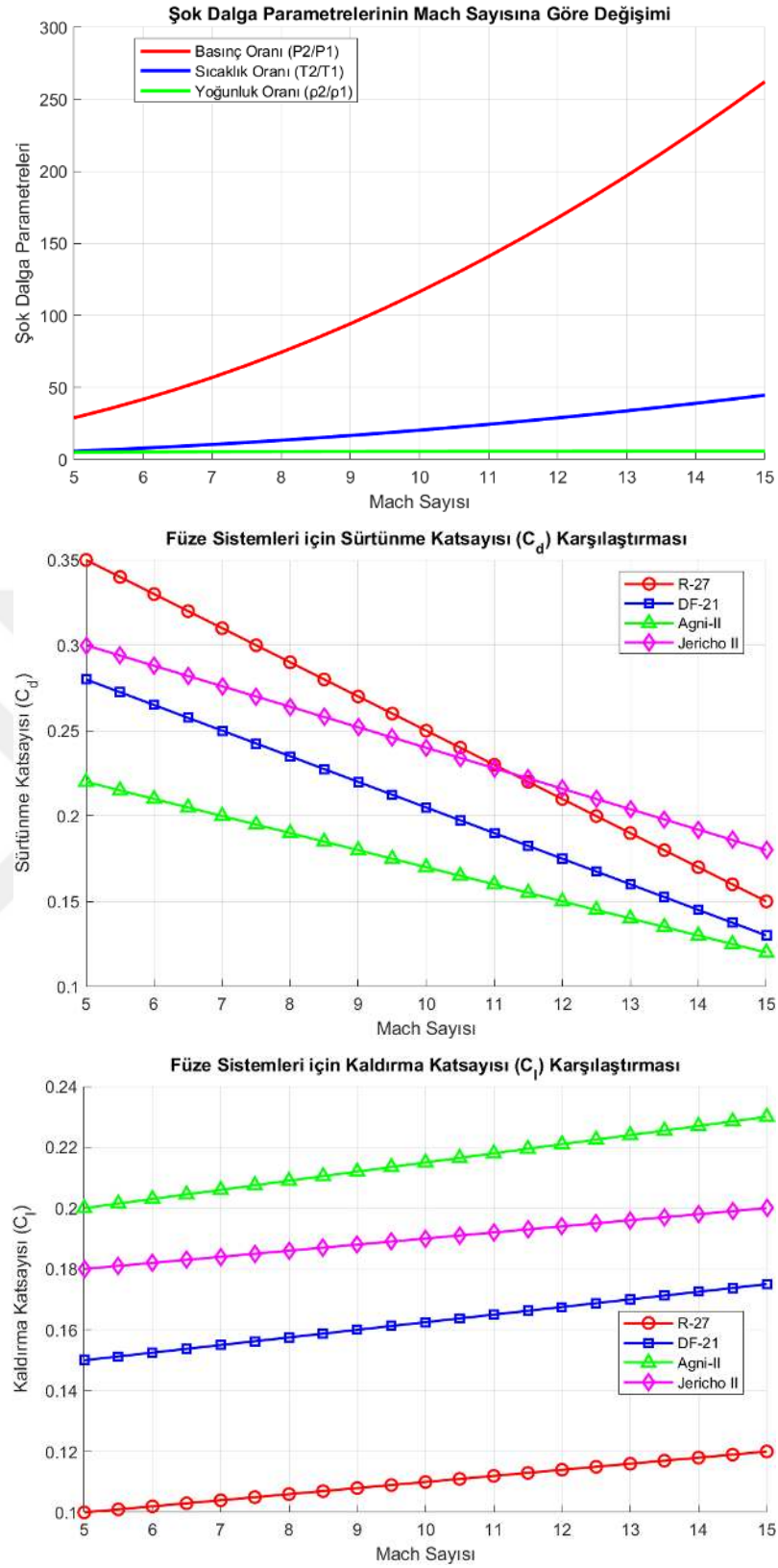
Füze Sistemi	Şekil Faktörü (L/D)	Sürtünme Katsayısı (C_D)	Kaldırma Katsayısı (C_L)	Yüzey Alanı (m^2)
R-27	5.99	0.35	0.1	7.07
DF-21	7.64	0.28	0.15	6.15
Agni-II	20.0	0.22	0.2	3.14
Jericho II	9.62	0.30	0.18	7.63

Şekil 9.1, füzelerin sürtünme ve kaldırma katsayılarının karşılaştırmasını göstermektedir. Agni-II, düşük sürtünme katsayısı ve yüksek kaldırma katsayısı ile aerodinamik açıdan en verimli füzeler arasında yer almaktadır.

Şekil 9.2, füze sistemlerinin yüksek hızlı uçuşlarda şok dalgaları ve aerodinamik etkilerini gösterir. Yüksek Mach sayılarında (Mach 5 ve üzeri) şok dalgaları oluşur. Bu şok dalgaları, füzelerin yüzeyinde ani basınç ve sıcaklık artışlarına neden olur. Bu durum, yüksek hızlarda atmosferle olan etkileşimin şiddetlendiğini gösterir. Burun konisi tasarımı ve ısı kalkanları, bu etkileri minimize etmek için kritiktir. C_D değeri, Mach sayısı arttıkça düşer. Agni-II en düşük C_D değerine sahiptir, bu da uzun menzilli uçuşlarda yakıt verimliliğini artırır. C_L değeri Mach sayısına bağlı olarak artar. Agni-II en yüksek C_L değerine sahiptir, bu da uzun menzilli ve yüksek stabilite gerektiren görevlerde avantaj sağlar.



Şekil 9.1 Füze Sistemlerinin Sürtünme Katsayısı (C_D) ve Kaldırma Katsayısı (C_L) Karşılaştırması



şekil 9.2 Füze Sistemlerinin Yüksek Hızlı Uçuşlarda şok Dalgaları ve Aerodinamik Etkiler

9.1.3 Yapısal Tasarım

Yapısal tasarım, füzelerin dayanıklılığı, ağırlık dağılımı ve aerodinamik performansı üzerinde doğrudan etkilidir. Füzelerin gövde yapıları, kullanılan malzemelerin özellikleri ve tasarım geometrileri analiz edilmiştir.

Tablo 9.2, füzelerin yapısal tasarım parametrelerini karşılaştırmaktadır. R-27 (SS-N-6 Serb), 8.98 m uzunluğunda ve 1.5 m çapındadır. En kısa füze olmasına rağmen, çapı göreceli olarak geniştir. Bu, sıvı yakıt tanklarının yerleştirilmesi ve basınçlı yakıt sistemine uygun tasarımı gösterir. Gövde yapımında alüminyum alaşımlar ve yüksek mukavemetli hafif malzemeler kullanılmıştır. 14,200 kg ile nispeten hafif bir tasarıma sahiptir. 650 kg ile düşük taşıma kapasitesine sahiptir. Bu da, sınırlı başlık yükleme kabiliyetine işaret eder. Kompakt yapısı ve denizaltından fırlatılmaya uygunluğu, stratejik operasyonel esneklik sağlar. Hafif malzeme seçimi, denizaltı fırlatma operasyonlarındaki sınırlı alan ve ağırlık faktörlerini optimize eder. Ancak taşıma kapasitesi sınırlıdır.

DF-21, 10.7 m uzunluğunda ve 1.4 m çapındadır. Orta boyutlu bir füze olup çap ve uzunluk arasında iyi bir denge sağlar. Gövde yapımında kompozit malzemeler ve karbon fiber bazlı yapılar tercih edilmiştir. Kompozit malzemeler, füzenin ağırlığını düşük tutarak mobilite ve hızlı yanıt kabiliyetini artırır. 15,000 kg ağırlığı ile taşınabilir mobil bir tasarım için uygundur. 600 kg taşıma kapasitesi ile, başlık yükleme açısından R-27'ye benzerdir. Katı yakıtlı yapısı sayesinde hızlı yanıt verebilir ve mobil platformlar için uygundur. Bölgesel hedefler için etkili bir tasarıma sahiptir. Orta büyüklükteki gövde ve dar çap, aerodinamik verimliliği artırırken, malzemelerin hafifliği taşıma kapasitesindeki kısıtlamaları dengelemektedir.

Agni-II, 20 m uzunluğunda ve 1 m çapındadır. En uzun füze olması, aerodinamik verimlilik açısından avantaj sağlar, ancak çapının dar olması taşıma kapasitesini sınırlar. Çelik alaşımlar ve kompozit malzemeler bir arada kullanılmıştır. Çelik alaşımlar, füzenin dayanıklılığını ve uzun menzil görevlerinde güvenilirliğini artırırken, kompozit malzemeler ağırlığı kontrol altında tutar. Bu malzeme kombinasyonu, yüksek taşıma kapasitesi ile aerodinamik performansı korur. 16,000 kg ile orta ağırlık seviyesindedir. 1,000 kg taşıma kapasitesi ile, DF-21 ve R-27'ye kıyasla daha yüksek bir yük kapasitesi sunar. Hindistan'ın stratejik hedeflerini vurmak için tasarlanmış bu füze, yüksek menzil ve taşıma kapasitesine sahiptir.

Jericho II, 15 m uzunluğunda ve 1.56 m çapındadır. Çapı en geniş füze olup, büyük savaş başlıklarını taşımak için uygundur. Gövde yapımında çelik alaşımlar ve kısmen seramik kaplamalar kullanılmıştır. Seramik malzemeler, atmosferik yeniden giriş sırasında ısı koruma sağlar. Geniş çapı ve ağır yapısı, taşıma kapasitesini artırmak için yüksek mukavemetli çelik alaşımlar gerektirir. Seramik kaplamalar, savaş başlığı ve gövdeyi yüksek sıcaklıklardan koruyarak yeniden giriş sırasında yapısal bütünlüğü sağlar. 22,500 kg ile en ağır füzedir. Bu ağırlık, yüksek taşıma kapasitesine olanak sağlar, ancak manevra kabiliyetini azaltabilir. 1,000 kg taşıma kapasitesi ile Agni-II'ye eşittir. Yüksek taşıma kapasitesi ve dayanıklılık özellikleriyle bölgesel stratejik operasyonlarda kullanılabilir.

Tablo 9.2 Füze Sistemleri için Yapısal Tasarım Parametreleri

Füze Sistemi	Uzunluk (m)	Çap (m)	Ağırlık (kg)	Taşıma Kapasitesi (kg)
R-27 (SS-N-6 Serb)	8.98	1.5	14200	650
DF-21	10.70	1.4	15000	600
Agni-II	20.00	1.0	16000	1000
Jericho II	15.00	1.56	22500	1000

Not: Bu veriler, GlobalSecurity.org, Jane's Defence Publications ve diğer güvenilir askeri kaynaklardan elde edilen yaklaşık değerlerdir.

Şekil 9.3, füzelerin gövde uzunluğu ve çapına göre ağırlık dağılımını göstermektedir. Agni-II, 20 metre ile en uzun gövdeye sahiptir. Bu uzunluk, füzenin yüksek aerodinamik stabilite ve uzun menzil hedefleri için tasarlandığını göstermektedir. Jericho II, 15 metre uzunluk ile orta bir değer sunarken, DF-21 10.7 metre uzunluğu ile daha kısa bir gövdeye sahiptir. R-27 (SS-N-6 Serb), 8.98 metre ile en kısa gövdeye sahip füzedir, bu da denizaltı silolarına uyumlu kompakt bir tasarım olduğunu işaret eder.

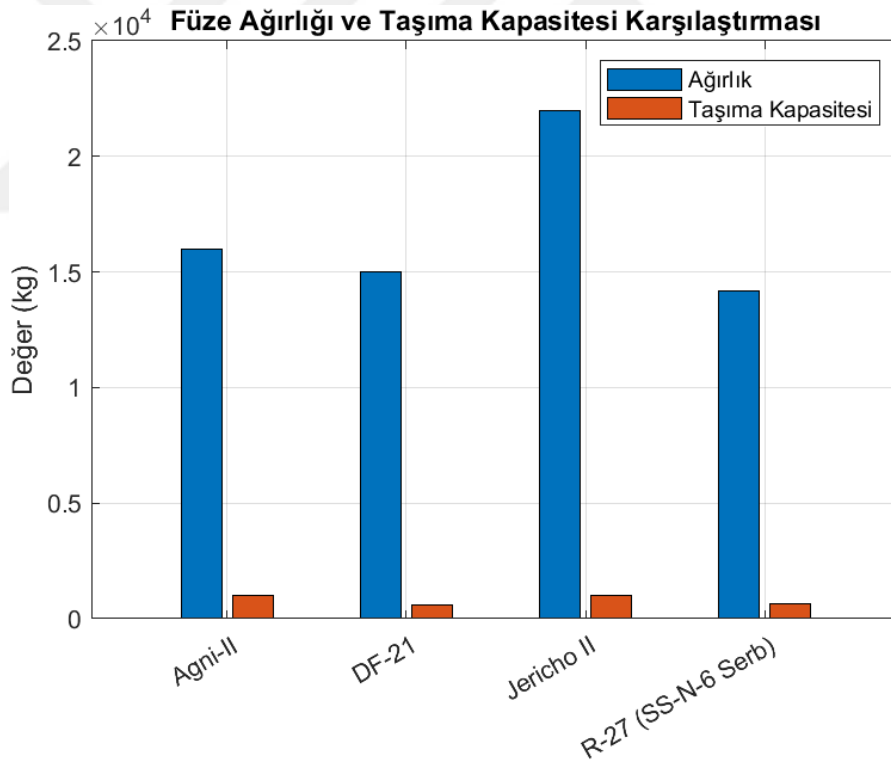
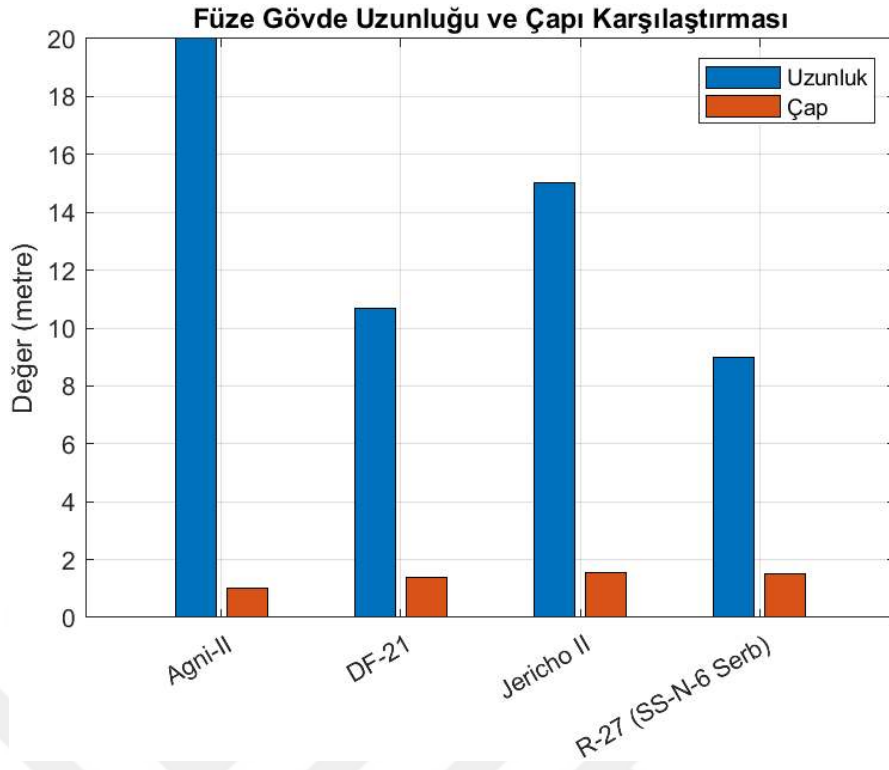
Jericho II, 1.56 metre çapı ile en geniş füzedir. Bu, taşıma kapasitesini artıran geniş yakıt tanklarına ve savaş başlığı alanına olanak tanır. R-27, 1.5 metre çapı ile Jericho II'ye yakın bir değere sahiptir. DF-21 ve Agni-II, sırasıyla 1.4 metre ve 1.0 metre çaplarıyla daha dar bir profile sahiptir. Bu dar çap, aerodinamik direnci azaltır.

Agni-II, uzunluğu ile dikkat çekerken Jericho II, geniş çapıyla taşıma kapasitesinde avantaj sağlar. R-27'nin kompakt boyutları, denizaltıdan fırlatma yeteneklerini optimize eder.

Jericho II, 22,500 kg ile en ağır füzedir. Bu ağırlık, geniş yakıt tankları ve yüksek taşıma kapasitesine işaret eder. Agni-II, 16,000 kg ile ikinci sıradadır ve yüksek menzil ile kapasite arasında dengeli bir tasarım sunar. DF-21, 15,000 kg ağırlığı ile orta düzey bir tasarıma sahiptir. R-27, 14,200 kg ile en hafif füzedir ve denizaltıdan fırlatma ihtiyaçlarına uygun bir tasarım olduğunu gösterir.

Jericho II ve Agni-II, 1,000 kg taşıma kapasitesi ile en yüksek yük taşıma yeteneğine sahiptir. DF-21, 600 kg ile sınırlı bir taşıma kapasitesine sahiptir. R-27, 650 kg taşıma kapasitesi ile benzer bir sınırdaki yer alır. Jericho II ve Agni-II, ağır yapılarıyla yüksek taşıma kapasitesi sunarken, R-27 ve DF-21 daha hafif tasarımlarıyla bölgesel veya özel operasyonel ihtiyaçlara uygundur.

Agni-II ve Jericho II, yüksek taşıma kapasitesi ve boyutlarıyla uzun menzil ve stratejik saldırılar için uygundur. R-27 ve DF-21, daha küçük taşıma kapasitesi ve hafif yapılarıyla kısa-orta menzilli operasyonlara ve mobiliteye odaklanmıştır. Dar çaplı füzeler (Agni-II ve DF-21), aerodinamik direnci azaltırken daha uzun gövdeleriyle menzili artırır. Geniş çaplı füzeler (Jericho II ve R-27), taşıma kapasitesini ve dayanıklılığı artırır. şekil 9.2, füzelerin tasarımlarının görev hedeflerine göre optimize edildiğini açıkça göstermektedir.



Şekil 9.3 Füze Gövde Uzunluğu ve Çapına Göre Ağırlık Dağılımı

Burun Konisi ve Gövde

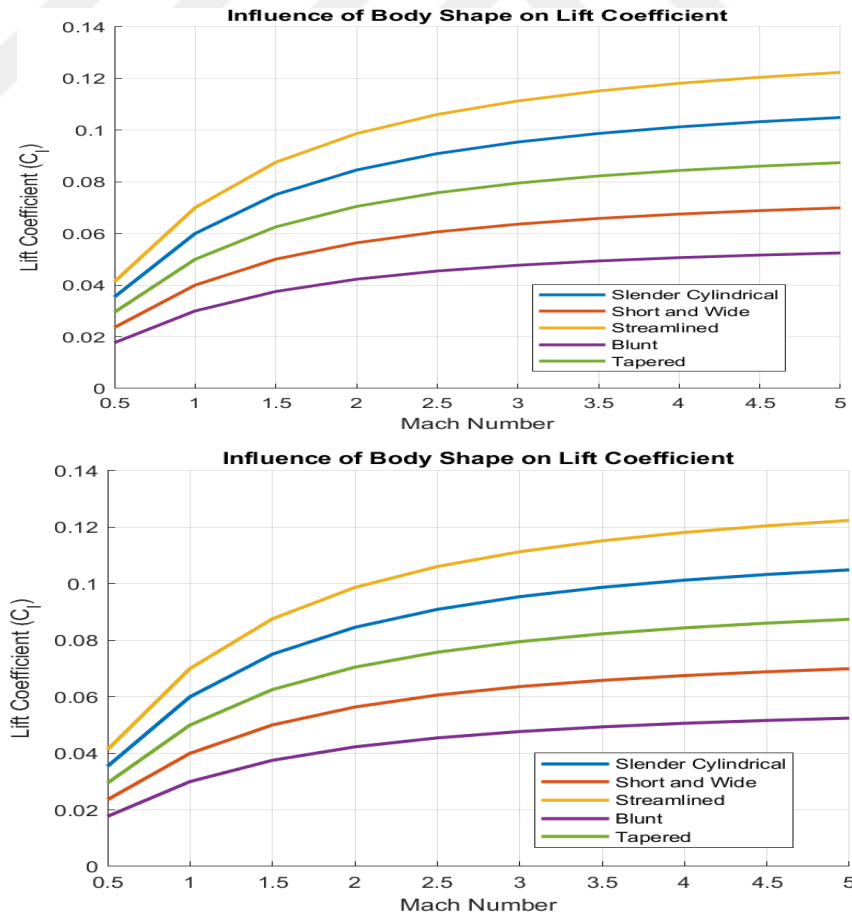
Ogive ve sivri burun konileri, konik burun konilerine göre daha düşük sürtünme sağlar, bu da füzelerin yüksek hızlarda daha az enerji kaybetmesine ve daha uzun menzil elde etmesine olanak tanır.

Silindirik ve ince uzun gövde tasarımları, yüksek aerodinamik verimlilik ve düşük sürtünme sağlar. Bu, füzelerin daha stabil ve kontrollü uğmasını destekler.

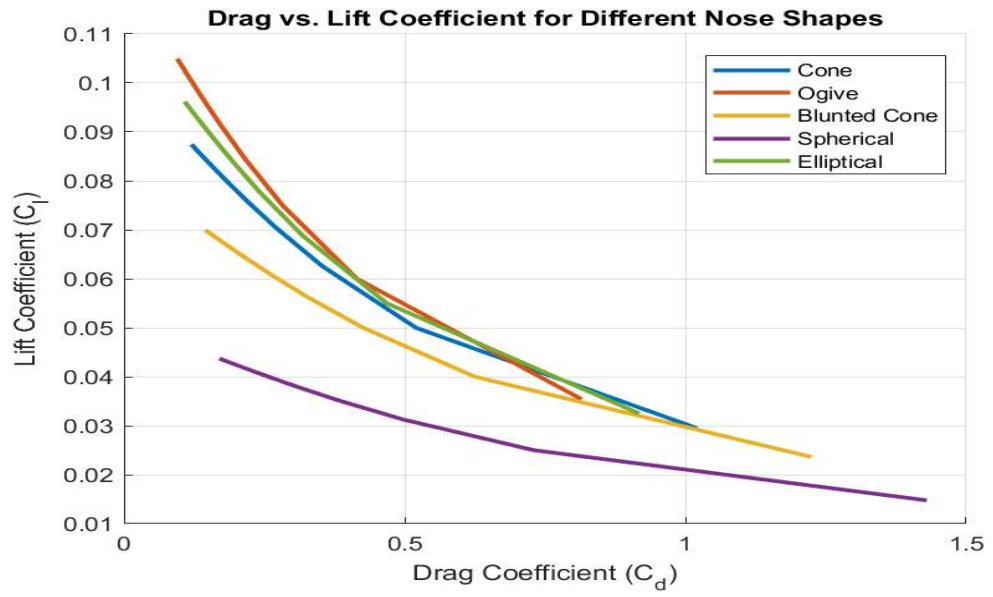
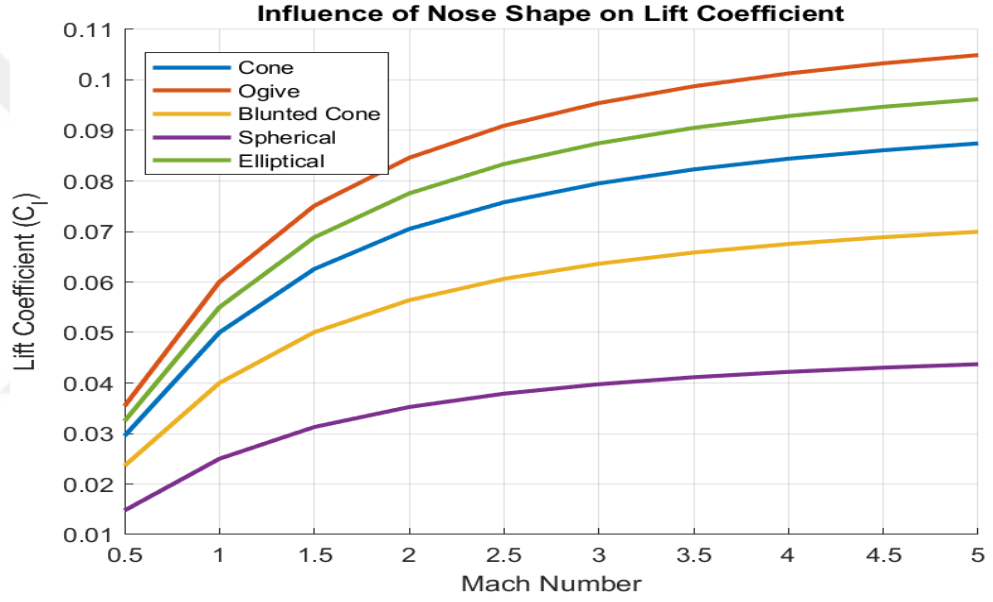
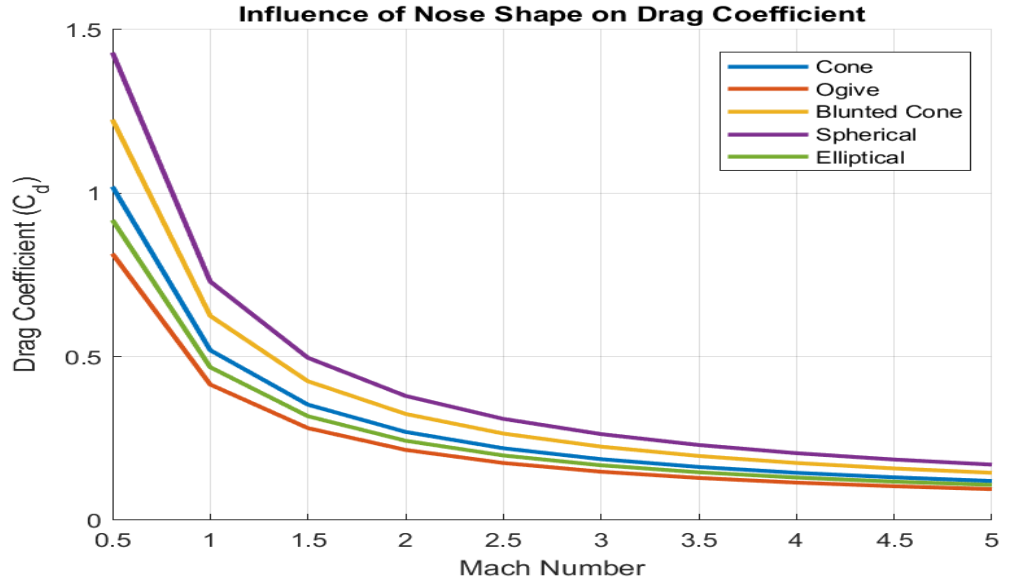
Yassı gövde tasarımları ise daha yüksek stabilite sunsa da, sürtünme katsayısını artırarak enerji kaybına neden olur.

İnce ve uzun gövde tasarımları, yapısal bütünlüğü korumak için güçlü malzemeler gerektirir. Titanyum alaşımları gibi yüksek dayanıklılığa sahip malzemeler bu tür tasarımlar için idealdir.

Aerodinamik olarak optimize edilmiş burun konisi ve gövde şekilleri, yüksek hızlarda oluşan termal yüklemeleri azaltır ve füzelerin stabilitesini artırır.



şekil 9.4 Gövde şekline Göre Performans Karşılaştırması



Şekil 9.5 Burun Konisi Şekline Göre Performans Karşılaştırması

Tablo 9.3 R-27, DF21, Agni-II, Jericho II Füze Sistemlerinin Burun ve Gövde Özellikleri

Füze Sistemi	Burun Konisi Türü	Burun Konisi Özellikleri	Gövde Şekli
R-27	Keskin Konik	Basit ve düşük üretim maliyetine sahip bir tasarımıdır.	Yassı Gövde Tasarımı
DF-21	Ogive	Yarım daire şeklinde burun konisi kullanılır. Yüksek hızlarda daha düşük sürtünme sağlar.	Silindirik Gövde Tasarımı
Agni-II	Uzun ve Keskin	Konik burun konisi ile, bazı modellerde daha aerodinamik detaylar bulunur.	Silindirik ve Akışkan Gövde Tasarımı
Jericho II	Keskin ve Geniş	Daha sivri ve aerodinamik bir burun konisi kullanır. Bu, sürtünmeyi azaltır ve yüksek hızlarda stabiliteyi artırır.	İnce ve Uzun Gövde Tasarımı

Tablo 9.4 R-27, DF21, Agni-II, Jericho II Füze Sistemlerinin Gövde Şekli Avantaj ve Dezavantajları

Füze Sistemi	Gövde Şekli	Gövde Şekli Avantajları	Gövde Şekli Dezavantajları
R-27	Yassı ve Geniş	Yüksek stabilite sağlar.	Sürtünme katsayısını artırarak enerji kaybına yol açar.
DF-21	İnce ve Silindirik	Düşük sürtünme, yüksek menzil.	Daha karmaşık üretim süreçleri gerekebilir.
Agni-II	İnce ve Silindirik	Düşük sürtünme, yüksek menzil.	Daha karmaşık üretim süreçleri gerekebilir.
Jericho II	Orta Uzunluk ve Geniş	Yüksek aerodinamik verimlilik, düşük sürtünme.	Yapısal bütünlüğü korumak için güçlü malzemeler gerektirir.

Tablo 9.5 R-27, DF21, Agni-II, Jericho II Füze Sistemlerinin Sürtünme ve Kaldırma Katsayılarına Etkileri

Füze Sistemi	Sürtünme Katsayısı (Cd)	Kaldırma Katsayısı (Cl)
R-27	Daha yüksek olabilir çünkü basit konik şekiller, özellikle süpersonik hızlarda daha fazla sürtünme yaratır.	Orta düzeyde kaldırma sağlar, ancak gövde tasarımına bağlı olarak değişebilir.
DF-21	Daha düşük sürtünme katsayısı sağlar. Yüksek aerodinamik verimlilik sunar.	Daha yüksek kaldırma kapasitesi, füzeyi stabil tutar.
Agni-II	Daha yüksek olabilir çünkü basit konik şekiller, özellikle süpersonik hızlarda daha fazla sürtünme yaratır.	Orta düzeyde kaldırma sağlar, ancak gövde tasarımına bağlı olarak değişebilir.
Jericho II	En düşük sürtünme katsayısına sahiptir, çünkü daha aerodinamik bir profil sunar.	Yüksek kaldırma katsayısı, füzeyi uçuş sırasında daha stabil kılar.

9.2 Yapısal Malzeme Seçimi ve Dayanıklılık

Füzelerin yapısal malzeme seçimi, dayanıklılık, ağırlık, termal direnç ve maliyet gibi birçok faktörü etkiler. Bu bölümde, R-27, DF-21, Agni-II ve Jericho II füzelerinin kullandıkları malzemeler ve bu malzemelerin özellikleri detaylı olarak incelenmiştir.

9.2.1 Balistik Füze Yapısının Temel Bileşenleri

Başlık Bölümü: Nükleer veya konvansiyonel savaş başlığını içerir.

Güdümlü ve Kontrol Bölümü: Sensörler ve elektronik sistemler.

Yakıt Tankları ve İtme Sistemi: Katı veya sıvı yakıtlı motorlar.

Gövde: Yapısal bütünlüğü sağlar ve aerodinamik şekli oluşturur.

9.2.2 Kompozit Malzemeler ve Alaşımlar

Kompozit malzemeler, yüksek mukavemet/ağırlık oranı sunar ve termal dayanımı artırır. Karbon fiber ve kevlar gibi malzemeler, füzelerin yapısal bileşenlerinde yaygın olarak kullanılır.

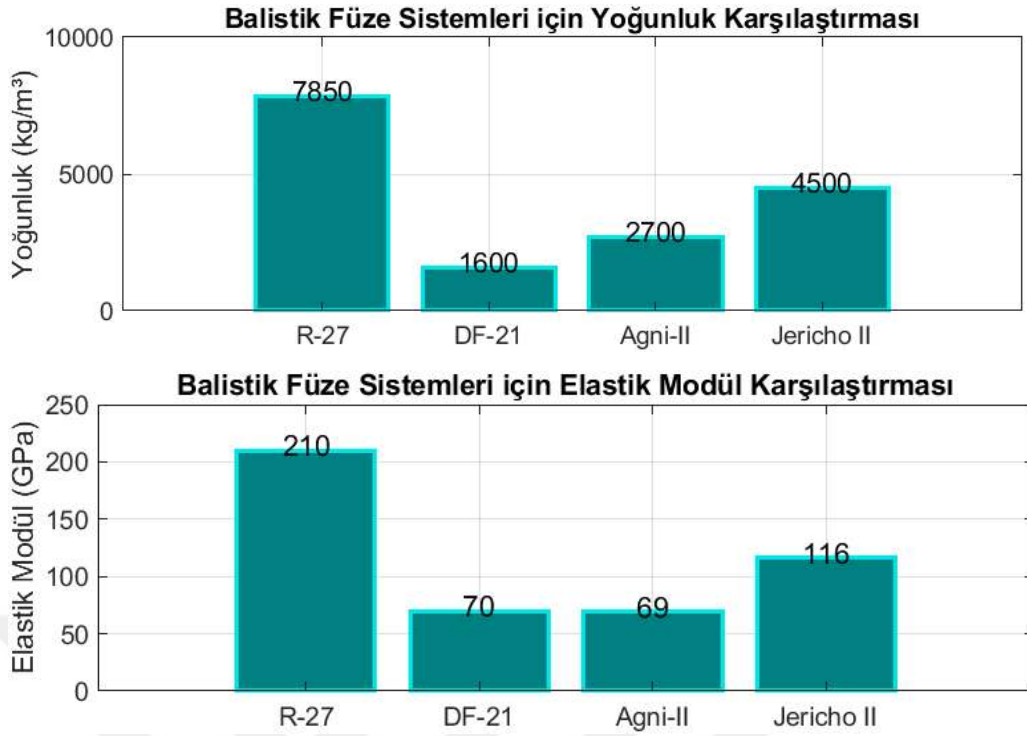
9.2.3 Isı Kalkanları ve Atmosfer Yeniden Giriş Sistemleri

Atmosfere yeniden giriş sırasında oluşan yüksek sıcaklıklar (3,000°C'ye kadar) için ablativ ısı kalkanları kullanılır. Bu kalkanlar, yüzeyden malzeme kaybı yoluyla ısıyı uzaklaştırır. Tablo 10.6, füzelerin kullandıkları malzemelerin mekanik ve termal özelliklerini karşılaştırmaktadır. Titanyum, yüksek akma dayanımı ve elastik modülü ile Jericho II füzelerinde tercih edilmiştir, bu da füzelerin ağır yükler altında bile yapısal bütünlüğünü korumasını sağlar. Kompozit malzemeler ise DF-21'de kullanılarak füzelerin daha hafif olmasına ve taşıma kapasitesinin artırılmasına olanak tanır.

R-27, alüminyum ve titanyum alaşımlar; DF-21, yüksek mukavemetli çelik ve kompozit malzemeler; Agni-II, karbon fiber kompozitler ve alüminyum alaşımlar; Jericho II, gelişmiş kompozit malzemeler ve hafif alaşımlar kullanır.

Tablo 9.6 Füze Sistemleri için Malzeme Özellikleri Karşılaştırması

Füze Sistemi	Malzeme Türü	Yoğunluk (kg/m ³)	Elastik Modül (GPa)	Akma Dayanımı (MPa)	Termal Genleşme Katsayısı (1/°C)
R-27	Çelik	7800	210	250	12e-6
DF-21	Kompozit	1600	70	300	15e-6
Agni-II	Alüminyum	2700	69	200	23e-6
Jericho II	Titanyum	4500	116	600	9e-6



Şekil 9.6 Füze Malzeme Türlerine Göre Yoğunluk ve Elastik Modül Karşılaştırması

Çelik Alaşımları (R-27): Şekil 9.7 de gösterildiği gibi, düşük termal genleşme katsayısı sayesinde, sıcaklık değişimlerinde termal stres düşük seviyelerde kalır. Bu, yüksek sıcaklıklarda bile yapısal bütünlüğün korunmasına yardımcı olur.

Karbon Fiber Kompozitler (DF-21): Orta düzeyde termal genleşme katsayısına sahip olup, sıcaklık artışlarında termal stres orta seviyelerde kalır. Termal stabiliteyi korumak için iyi bir seçenektir.

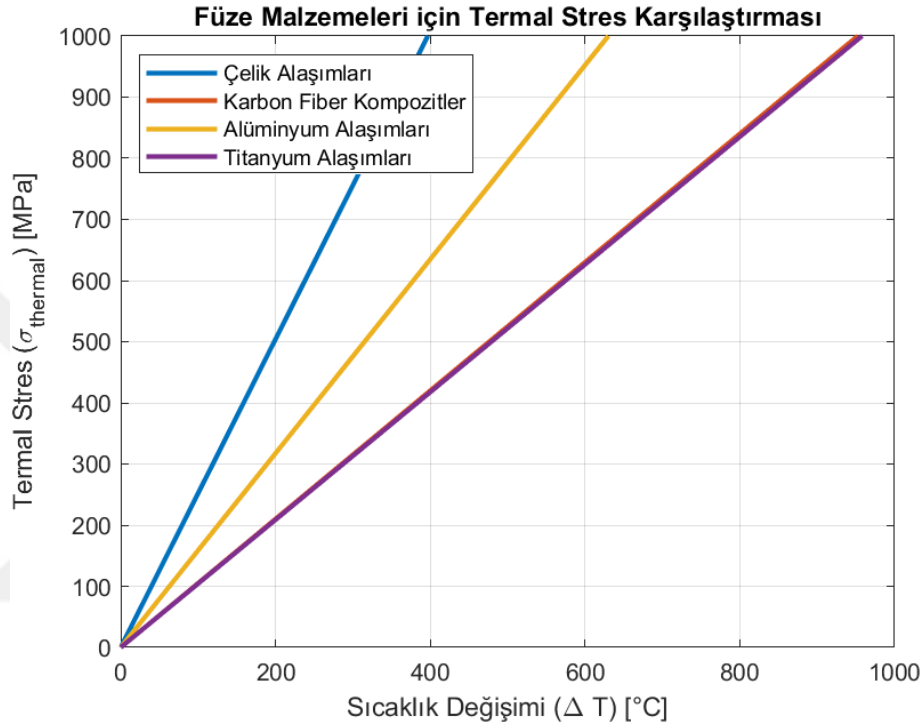
Alüminyum Alaşımları (DF-21 ve Agni-II): En yüksek termal genleşme katsayısına sahiptir, bu nedenle büyük sıcaklık değişimlerinde termal stres oldukça yüksektir. Bu, yüksek sıcaklıklarda malzemenin çatlamasına veya deformasyona neden olabilir.

Titanyum Alaşımları (Jericho II): Düşük termal genleşme katsayısı sayesinde, sıcaklık değişimlerinde termal stres düşüktür. Bu, yüksek sıcaklıklarda bile yapısal bütünlüğün korunmasını sağlar.

Düşük Termal Stres: Düşük termal genleşme katsayısına sahip malzemeler, yüksek sıcaklık değişimlerinde yapısal bütünlüğü korur.

Yüksek Termal Stres: Yüksek termal genleşme katsayısına sahip malzemeler, büyük sıcaklık değişimlerinde termal stres nedeniyle yapısal sorunlar yaşayabilir. Bu nedenle, bu malzemeler sıcaklık değişimlerine karşı dikkatle tasarlanmalıdır.

Termal Stabilité: Füzenin uçuş sırasında maruz kalacağı termal yüklemeler dikkate alınarak malzeme seçimi yapılmalıdır. Titanyum alaşımları ve çelik alaşımları, yüksek termal stabilite gerektiren uygulamalar için idealdir.



Şekil 9.7 Füze Malzemeleri için Termal Stres Karşılaştırması

Şekil 9.9'da füze malzemeleri için termal stres karşılaştırması gösterilmektedir.

Çelik Alaşımları (R-27): Yorgunluk ömrü, döngü sayısı arttıkça gerilme seviyesinin azaldığı görülür. Çelik, yüksek yorgunluk ömrüne sahip olup, yüksek gerilmelere dayanabilir.

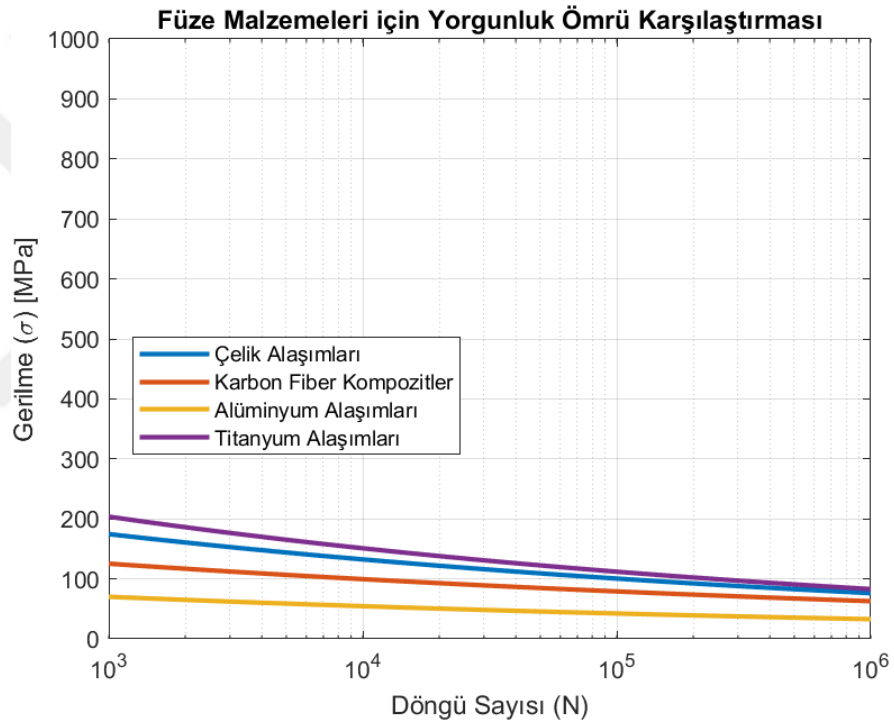
Karbon Fiber Kompozitler (DF-21): Yorgunluk ömrü, orta seviyelerde gerilme ile sınırlıdır. Bu malzemeler, yüksek döngü sayılarında daha düşük gerilmelere dayanır.

Alüminyum Alaşımları (DF-21 ve Agni-II): En düşük yorgunluk ömrüne sahiptir. Düşük gerilme seviyelerinde bile yorgunluk ömrü sınırlıdır.

Titanyum Alaşımları (Jericho II): En yüksek gerilmelere dayanabilmekle birlikte, yorgunluk ömrü oldukça uzun olabilir. Yüksek döngü sayılarında bile yüksek gerilmelere dayanabilirler. Yüksek yorgunluk ömrü ve dayanıklılığı, onları yüksek stres ve uzun süreli kullanım gerektiren uygulamalar için ideal kılar.

Yorgunluk Ömrü: Yüksek yorgunluk ömrüne sahip malzemeler, tekrarlayan yüklemelere karşı daha dayanıklıdır ve uzun süreli kullanımda güvenilirlik sağlar.

Düşük Yorgunluk Ömrü: Malzemelerin seçimi, yüklemelerin tekrarlama frekansına ve gerilme seviyelerine göre yapılmalıdır. Alüminyum alaşımlarının yorgunluk ömrü sınırlı olduğu için kritik yapısal elemanlarda dikkatle kullanılmalıdır.



Şekil 9.8 Füze Malzemeleri için Yorgunluk Ömrü Karşılaştırması

Şekil 9.9’da füze malzemeleri için gerilme-gerinim eğrileri gösterilmektedir.

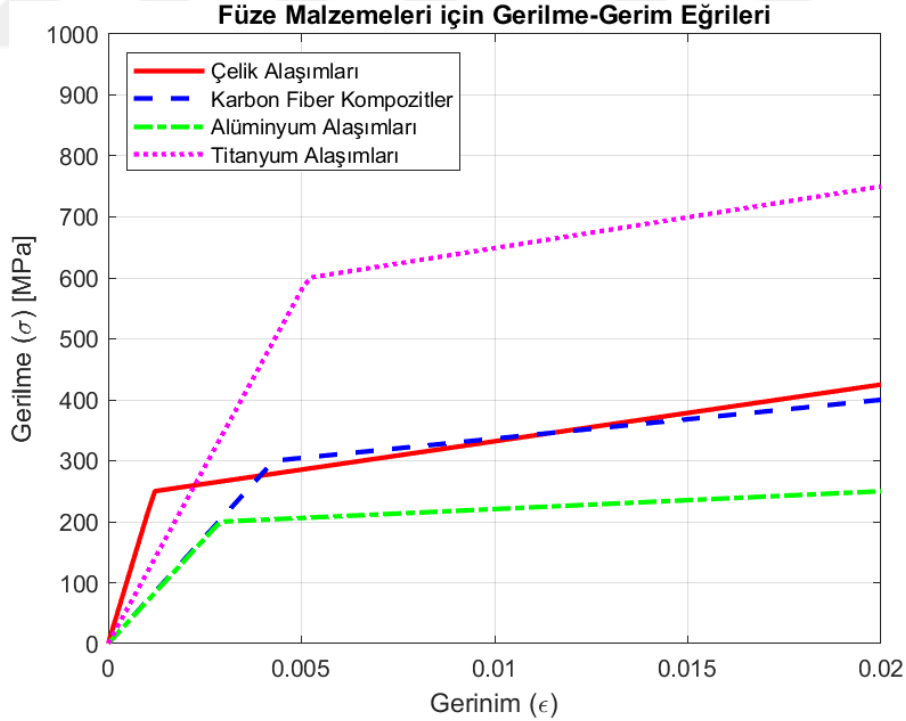
Çelik Alaşımları (R-27): Yüksek elastik modülü ve akma dayanımı sayesinde gerilme-gerim eğrisi dik bir şekilde başlar ve daha sonra plastik deformasyona geçiş yapar. Bu, malzemenin yüksek gerilmelere dayanabildiğini ve elastik sınırı aştığında plastik deformasyon gösterdiğini gösterir.

Karbon Fiber Kompozitler (DF-21): Daha düşük elastik modülüne sahip olduğundan, gerilme-gerim eğrisi daha yavaş yükselir. Plastik deformasyona geçiş noktası daha belirgindir ve gerilme seviyeleri daha düşük olabilir.

Alüminyum Alaşımları (DF-21 ve Agni-II): Düşük elastik modülü nedeniyle gerilme-gerim eğrisi daha yumuşak bir şekilde yükselir. Plastik deformasyonun başladığı nokta nispeten daha düşük gerilme seviyeleridir.

Titanyum Alaşımları (Jericho II): Yüksek elastik modülü ve akma dayanımı sayesinde, gerilme-gerim eğrisi çelik alaşımlarına benzer şekilde dik başlar ancak biraz daha esnek olabilir. Plastik deformasyon sonrası gerilme seviyeleri oldukça yüksektir.

Yüksek elastik modül, yapısal elemanların daha az deformasyon göstererek yüksek gerilmelere dayanmasını sağlar. Düşük elastik modül, yapısal esneklik sağlar, ancak yüksek gerilmelere karşı daha az dayanıklıdır. Plastik deformasyon, malzemelerin elastik sınırını aştığında yapısal bütünlüğü korumak için tasarımın dikkate alınması gereklidir.



Şekil 9.9 Füze Malzemeleri için Gerilme-Gerinim Eğrileri

9.2.4 Malzeme ve Yöntemlerin Etkinliği

Bu çalışmada kullanılan malzeme seçimleri ve mühendislik yöntemleri, füzelerin genel performansını ve stratejik avantajlarını belirlemede kritik rol oynamıştır. MATLAB tabanlı simülasyonlar, malzeme ve yöntemlerin etkinliğini objektif bir şekilde değerlendirmeye olanak tanımıştır.

Tablo 7, kullanılan malzemelerin ve mühendislik yöntemlerinin füze performansına etkilerini özetlemektedir. R-27 ve Jericho II'nin dayanıklı malzemeleri, uzun menzilli ve stabil uçuş performansını desteklerken, DF-21 ve Agni-II'nin hafif malzemeleri hızlı ve esnek uçuş kabiliyeti sunmaktadır.

Tablo 9.7 Malzeme ve Yöntemlerin Füze Performansına Etkisi

Füze Sistemi	Kullanılan Malzeme	MATLAB Simülasyon Sonuçları	Performans Etkisi
R-27	elik	Yüksek aerodinamik verimlilik ve dayanıklılık	Uzun menzil ve stabil uçuş
DF-21	Kompozit	Hafif yapı ve yüksek hız kapasitesi	Hızlı itki ve esnek yörünge yönetimi
Agni-II	Alüminyum	Dengeli malzeme özellikleri ve aerodinamik performans	Orta menzil ve stabil uçuş
Jericho II	Titanyum	En yüksek dayanıklılık ve aerodinamik verimlilik	çok uzun menzil ve yüksek stabilite

9.3 Uçuş Dinamiği ve İtki Sistemleri

Uçuş dinamiği, füzelerin hareketlerini ve performanslarını belirleyen aerodinamik kuvvetler, itki sistemleri ve kontrol mekanizmalarının etkileşimidir. Bu bölümde, dört füze sisteminin uçuş dinamikleri ve itki sistemleri incelenmiştir.

9.3.1 Uçuş Dinamiği Modelleme

Uçuş dinamiği modelleme, bir hava aracının veya füzenin hareketini tanımlayan matematiksel modellerin geliştirilmesini içerir. Bu modeller, Newton'un ikinci yasası ve Euler'in hareket denklemlerine dayanır. Füzelerin uçuş dinamikleri, 6 serbestlik dereceli hareket denklemleri kullanılarak MATLAB ortamında simüle edilmiştir. Aerodinamik kuvvetler ve momentler hesaplanarak füzelerin stabilitesi ve yönlendirme kabiliyeti analiz edilmiştir.

9.3.2 Füzenin Hareket Denklemleri

Füzenin hareketi, altı serbestlik derecesine (6DOF) sahip dinamik denklemlerle modellenir. Bu denklemler, translasyonel ve rotasyonel hareketleri içerir. (Bölüm 1)

Runge-Kutta 4. Dereceden Yöntem, başlangıç değer problemi olan adi diferansiyel denklemlerin sayısal çözümü için yaygın olarak kullanılan bir yöntemdir. Genel olarak bir ODE:

$$\dot{y} = f(t, y)$$

$$k_1 = f(t_n, y_n)$$

$$k_2 = f\left(t_n + \frac{\Delta t}{2}, y_n + \frac{\Delta t}{2} k_1\right)$$

$$k_3 = f\left(t_n + \frac{\Delta t}{2}, y_n + \frac{\Delta t}{2} k_2\right)$$

$$k_4 = f(t_n + \Delta t, y_n + \Delta t k_3)$$

$$y_{n+1} = y_n + \frac{\Delta t}{6} (k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4)$$

9.3.3 Uçuş Safhaları: Boost, Coast ve Re-entry Aşamaları

Bir füzenin uçuşu genellikle üç ana safhaya ayrılır:

Boost Aşaması: İtki sistemlerinin aktif olduğu ve füzenin hız ve irtifa kazandığı aşamadır. Bu safhada, yakıt tüketimi ve itki kuvveti maksimumdur.

Coast Aşaması: İtki sistemlerinin kapatıldığı, füzenin balistik bir yörüngede ilerlediği aşamadır. Aerodinamik kuvvetler ve yerçekimi etkisi altında hareket eder.

Re-entry Aşaması: Füzenin atmosfere yeniden giriş yaptığı aşamadır. Sürüklenme kuvvetleri ve aerotermal etkiler bu aşamada kritiktir.

Uçuş Safhalarının Modellenmesi

Her uçuş safhası, farklı kuvvet ve moment etkilerine sahiptir. Bu nedenle, her safha için farklı dinamik denklemler veya parametreler kullanılır.

Boost Aşaması: İtki kuvveti ve yakıt tüketimi dikkate alınır. Kütle zamanla azalır.

Coast Aşaması: İtki kuvveti yoktur. Füze sadece yerçekimi ve aerodinamik kuvvetler altında hareket eder.

Re-entry Aşaması: Atmosferik yoğunluk artar, bu da sürüklenme kuvvetlerini artırır. Aerodinamik ısı transferi önem kazanır.

9.3.4 Kontrol Yüzeyleri ve Stabilizasyon Sistemleri

Kontrol yüzeyleri ve stabilizasyon sistemleri, füzenin rotasyonel hareketlerini kontrol etmek ve kararlı bir uçuş sağlamak için kullanılır. Füzenin dinamik stabilitesi ve kontrol edilebilirliği, aerodinamik tasarım ve kontrol sistemleri ile sağlanır.

Kontrol Sistemleri:

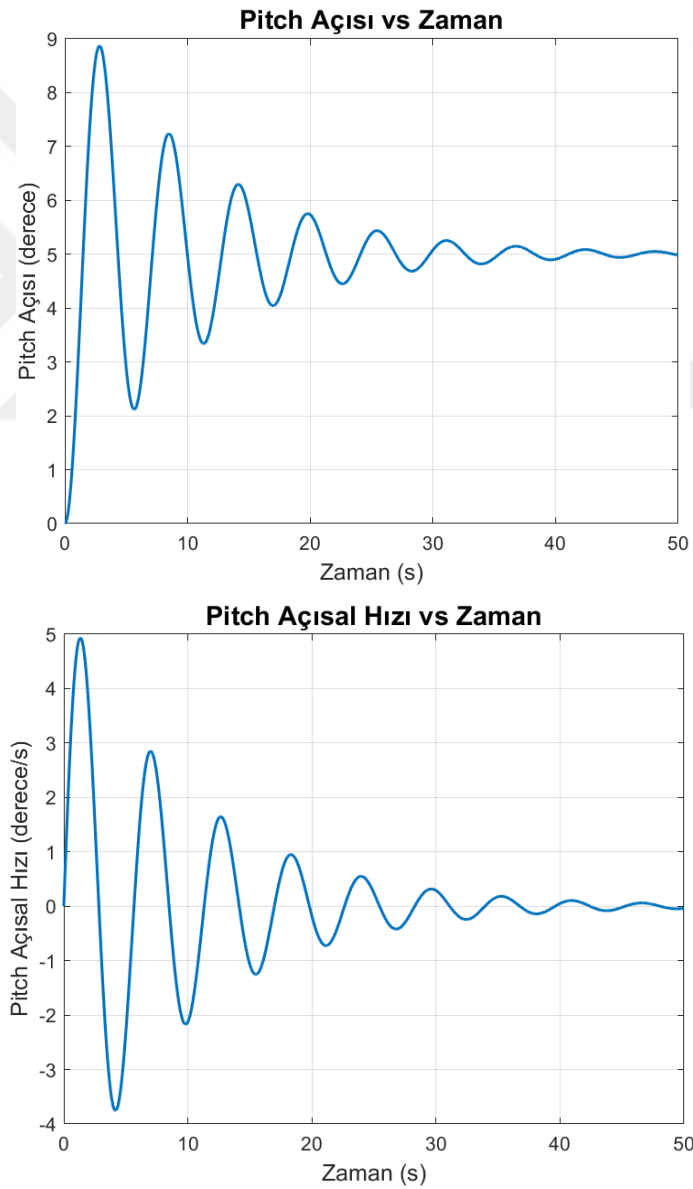
PID Kontrolörleri: Proportional-Integral-Derivative (PID) kontrolörleri, hata sinyaliye göre kontrol eylemi üretir.

Durum Uzaylı Kontrol: Durum geri beslemesi kullanılarak daha gelişmiş kontrol yasaları tasarlanabilir.

- **R-27:** Aerodinamik kanatçıklar ve jiroskopik stabilizasyon.

- **DF-21:** Aktif kontrol yüzeyleri ve gaz jetleri.
- **Agni-II:** Nozul yönlendirme ve aerodinamik yüzeyler.
- **Jericho II:** İleri seviye ataletsel navigasyon ve kontrol yüzeyleri.

PID Kontrolör için hata, hata integrali ve hata türevi kullanılarak kontrol momenti hesaplanmıştır. Açısal hız ve pitch açısı, RK4 yöntemi ile çözülmüştür. Şekil 9.10, pitch açısı ve açısal hızın zamana göre değişimini gösterir.



Şekil 9.10 Pitch Açısı ve Açısal Hızın Zamana Göre Değişimi

9.3.5 Ataletsel Navigasyon ve Yönlendirme Sistemleri

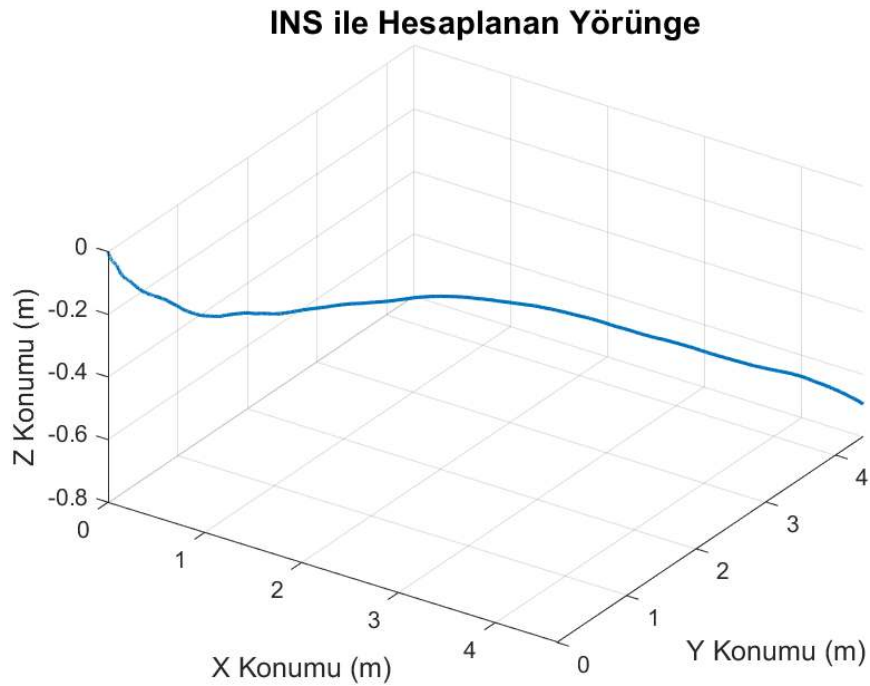
Ataletsel Navigasyon Sistemleri (INS), jiroskoplar ve ivmeölçerler kullanarak füzenin konum, hız ve yönelimini hesaplar. INS, dış referanslara ihtiyaç duymadan çalışır, bu da yüksek hassasiyetli ve güvenilir bir navigasyon sağlar.

Ivmeölçerler: Lineer ivmeyi ölçer. Yerçekimi ivmesi de ölçülen değere dahildir.

Jiroskoplar: Açısal hızı ölçer. Bu sayede yönelim değişimleri izlenir.

İvme ölçümleri zaman içinde iki kez entegre edilerek konum elde edilir. Sensör ölçümlerindeki gürültü ve sabit sapmalar hata birikimine neden olur. Kalman filtresi gibi yöntemlerle hatalar tahmin edilip düzeltilir.

Gürültülü ivme ve açısal hız verileri oluşturulur. Açısal hız ölçümleri bütünleştirilerek Euler açıları güncellenir. Gövde ekseninden atalet eksenine dönüşüm yapılır. Hız ve konum güncellemeleri RK4 yöntemiyle yapılır. Gerçek sistemlerde, sensör hataları nedeniyle konum ve yönelimde hata birikimi olur. Bu nedenle, düzeltici algoritmalar kullanılır. Şekil 9.11, Ataletsel Navigasyon Sistemleri ile çözümlenmiş yörüngeyi göstermektedir.



Şekil 9.11 INS ile Hesaplanan Yörünge

9.3.6 Stokastik Rüzgar Modelleri

Atmosferdeki rüzgar hızları ve yönleri, irtifa ve zamana bağlı olarak rastgele değişir. Bu değişimleri modellemek için stokastik süreçler kullanılır. Stokastik rüzgar modelleri, atmosferdeki rüzgarın rastgele ve zamana bağlı değişimlerini istatistiksel olarak temsil eder. Füze ve roket tasarımı, rüzgarın yanal kuvvetler ve momentler üzerindeki etkisi kritik öneme sahiptir.

Yanal Sapmalar: Rüzgar, füzenin yörüngesinden sapmasına neden olabilir.

Stabilite ve Kontrol: Değişken rüzgar koşulları, kontrol sistemlerinin performansını etkiler.

- Beyaz Gürültü Modelleri
- Otokorelasyon Fonksiyonları
- Spektral Yoğunluk Fonksiyonları

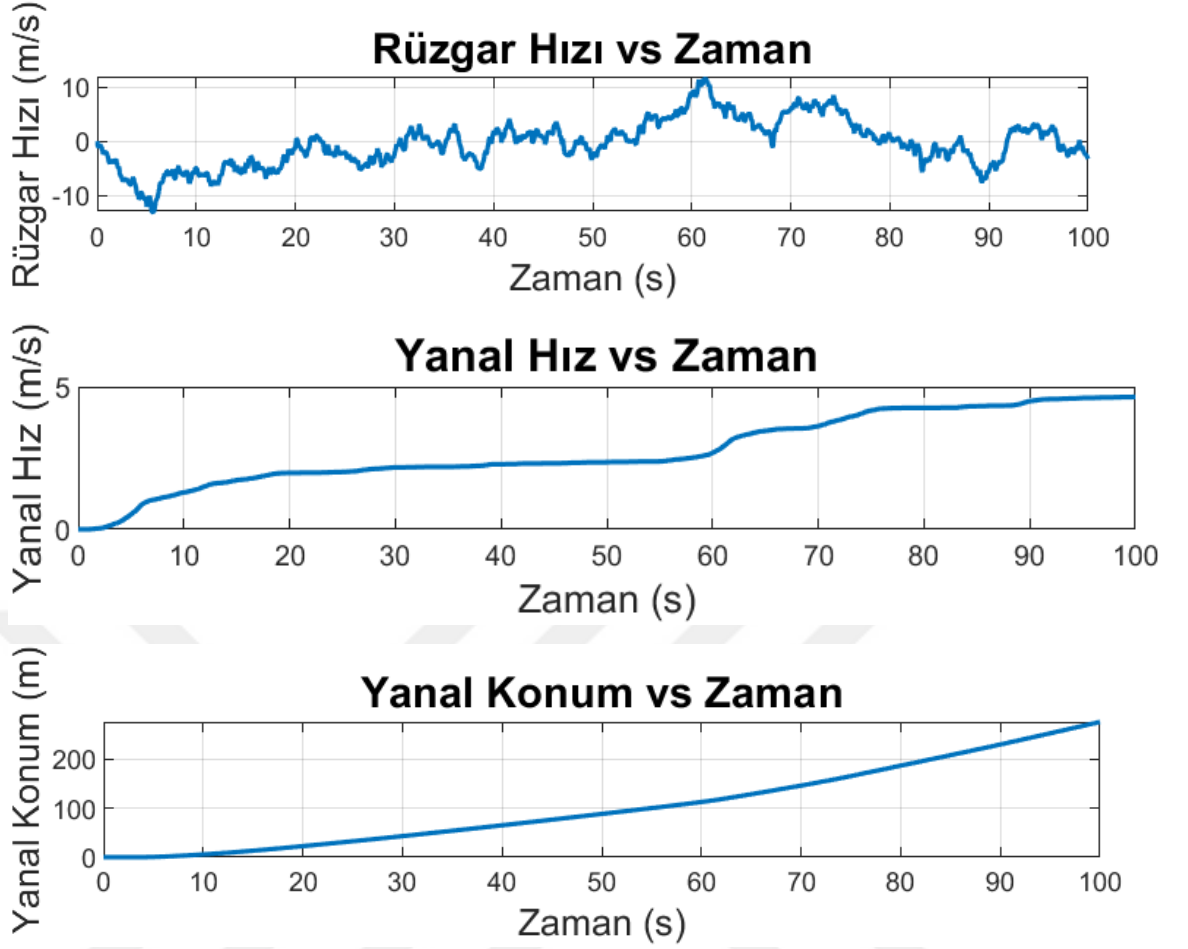
Gauss-Markov süreci, rüzgar hızının belirli bir ortalama doğru geri dönme eğilimi gösterdiği ve zamana bağlı korelasyon içerdiği bir modeldir.

Rüzgar hızının Gauss-Markov süreci ile modellenmesi:

$$V(t + \Delta t) = V(t) \cdot e^{-\beta \Delta t} + \sigma \sqrt{\frac{1 - e^{-2\beta \Delta t}}{2\beta}} \cdot \mathcal{N}(0,1) \quad (9.1)$$

- β : Zaman sabiti
- σ : Gürültü standard sapması
- $\mathcal{N}(0,1)$: Standart normal dağılım

Gauss-Markov süreci, rüzgar hızını zaman içinde korelasyonlu bir şekilde modellemek için kullanılır. Rüzgarın oluşturduğu sürüklenme kuvveti ile yanal ivme ve hareket hesaplanır. Şekil 9.12, rüzgar hızı, yanal hız ve yanal konumun zamana göre değişimi gösterilir.



Şekil 9.12 Stokastik Rüzgar Modeli Zamana Göre Grafikler

9.3.7 İtki Sistemleri ve Yakıt Yönetimi

İtki sistemleri, füzelerin kalkış, hızlanma ve hedefleme aşamalarında kritik öneme sahiptir. Bu füzeler, farklı itki motorları ve yakıt yönetimi stratejileri kullanılarak tasarlanmıştır.

Katı Yakıtlı Motorlar: Basit ve güvenilirdir. Yakıt ve oksitleyici karışımı katı halde bulunur. R-27 füzesi katı yakıtlı bir itki sistemi kullanır.

Sıvı Yakıtlı Motorlar: Yakıt ve oksitleyici sıvı halde depolanır ve yanma odasında karıştırılır.

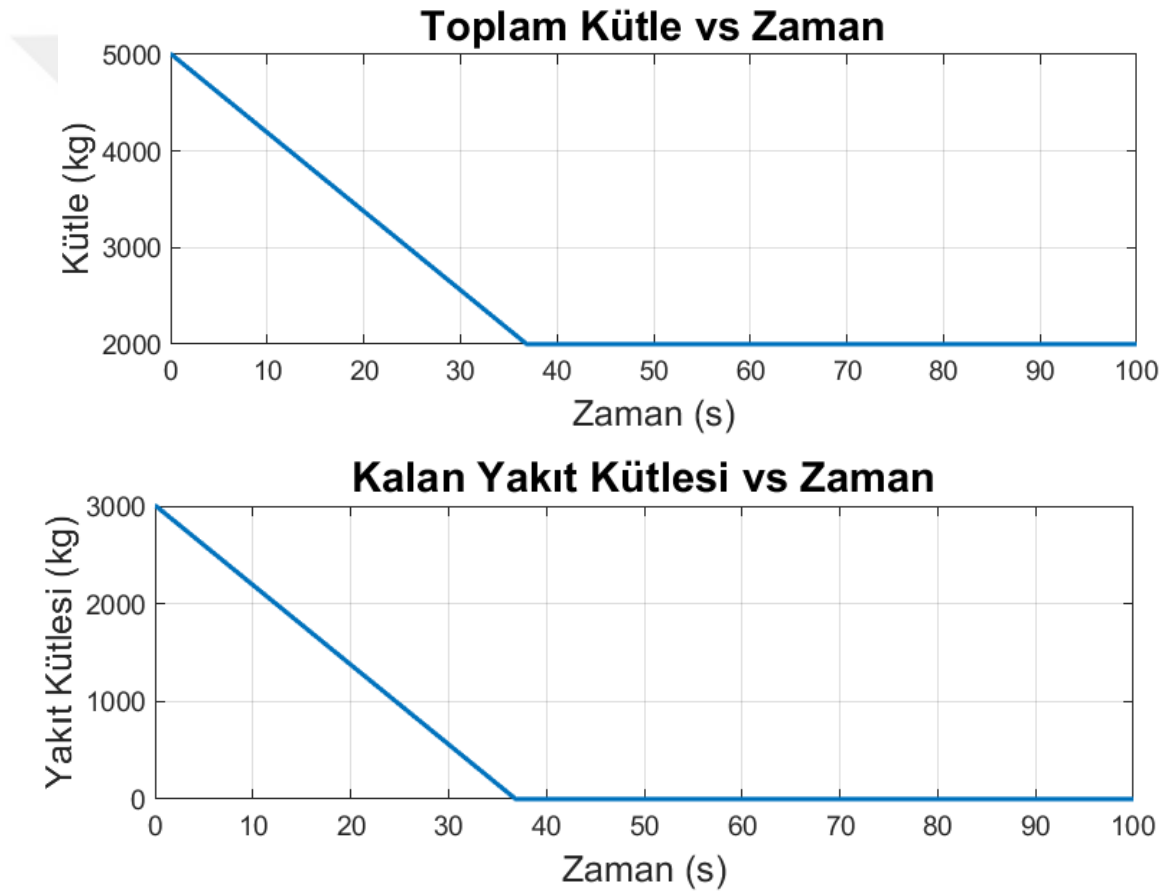
Hibrit Motorlar: Katı yakıt ve sıvı oksitleyici veya tam tersi kombinasyonları kullanır.

Yakıt Akışı Kontrolü: Yanma odasına giden yakıt miktarının kontrol edilmesi.

Yakıt Verimliliği: Görevin gerektirdiği itkiyi en az yakıt tüketimi ile sağlamak.

Kütle Merkezi Yönetimi: Yakıt tüketimi sırasında füzenin kütle merkezinin istenilen şekilde değişmesini sağlamak.

Yakıt Akış Hızı ($\dot{m}$), itki kuvveti ve özgül itki kullanılarak hesaplanır. Yakıt tüketimiyle toplam kütle zamanla azalır. Görevin gereksinimlerine göre itki kuvveti zamanla değişebilir. Şekil 9.13, kütle ve zaman grafiklerini göstermektedir. Çok aşamalı tasarımlar, üst atmosferde daha yüksek hızlara ulaşmayı sağlar. Aşamaların ayrılmasıyla ölü ağırlık atılır ve verimlilik artar.



Şekil 9.13 Kütle ve Zaman Grafikleri

9.3.8 Yakıt Verimliliği ve Menzil Hesaplamaları

Yakıt verimliliği ve menzil hesaplamaları, füzenin belirli bir görev profilini yerine getirip getiremeyeceğini belirlemek için kritik öneme sahiptir.

Tsiolkovsky Roket Denklemi

Füzenin ideal delta-v'sini hesaplamak için kullanılır:

$$\Delta V = I_{sp} \cdot g_0 \cdot \ln \left(\frac{m_0}{m_f} \right) \quad (9.2)$$

Burada:

- ΔV : Hız değişimi (m/s)
- I_{sp} : Özgül itki (s)
- g_0 : Yerçekimi ivmesi (9.80665 m/s²)
- m_0 : Başlangıç kütlesi (kg)
- m_f : Son kütle (kg)

Menzil Hesaplamaları

Balistik uçuş için menzil:

$$R = \frac{V^2}{g} \sin(2\theta) \quad (9.3)$$

Burada:

- V : Fırlatma hızı (m/s)
- θ : Fırlatma açısı (radyan)
- g : Yerçekimi ivmesi (m/s²)

Not: Atmosferik sürüklenme ve Dünya'nın eğriliği gibi faktörler bu basit denklemde ihmal edilmiştir. Jericho II gibi orta menzilli füzelerin menzil hesaplamalarında atmosferik koşullar, rotasyon etkileri ve aerodinamik faktörler de dikkate alınır.

Agni-II ve DF-21, daha yüksek spesifik impuls değerlerine sahip oldukları için daha verimli yakıt kullanımı sağlarlar. Bu, daha az yakıtla daha fazla Delta-V ve menzil elde etmelerine olanak tanır.

Jericho II, en yüksek yakıt miktarına sahip olmasına rağmen, daha düşük yakıt tüketim hızı ve uzun yakıt kullanım süresi ile daha uzun menzil elde eder. Bu, yakıtın verimli bir şekilde kullanılmasını sağlar.

Daha yüksek Delta-V değerlerine sahip füzeler, daha uzun menzil elde eder. Bu nedenle, Agni-II ve Jericho II füzeleri, menzil optimizasyonu açısından avantajlıdır.

Katı yakıtlı motorlar, yüksek yakıt miktarı ve yakıt verimliliği sağlarken, sıvı yakıtlı motorlar daha yüksek itki ve spesifik impuls değerleri sunar. Bu, füzelerin performans hedeflerine göre motor tipi seçiminde önemli bir rol oynar.

Tablo 9.8 Füze Sistemleri için İtki ve Yakıt Parametreleri

Füze Sistemi	İtki Türü	Spesifik İmpuls (Isp) [s]	İtki (Thrust) [kN]	Yakıt Türü	Yakıt Miktarı (kg)	Yakıt Verimliliği
R-27	Katı Yakıtlı Motor	250	500	Katı Roket Yakıtı	4000	Yüksek
DF-21	Sıvı Yakıtlı Motor	300	800	Sıvı Hidrojen/Oksijen	3500	Orta-Yüksek
Agni-II	Sıvı Yakıtlı Motor	320	900	Sıvı Hidrojen/Oksijen	3800	Orta-Yüksek
Jericho II	Katı Yakıtlı Motor	260	600	Katı Roket Yakıtı	4500	Yüksek

Tablo 9.9 Yakıt Kullanım Süresi ve Menzil Karşılaştırması

Füze Sistemi	Yakıt Miktarı (kg)	Menzil (km)	Delta-V (m/s)	Yakıt Tüketim Hızı (kg/s)	Yakıt Kullanım Süresi (s)
R-27	4000	1170	1852	19.234	208
DF-21	3500	1293	2018	21.595	162
Agni-II	3800	1535	2273	28.125	135
Jericho II	4500	1861	2137	12.5	360

***Toplam Delta-V:** Füzelerin itki sistemlerinin sağladığı toplam hız değişimini gösterir.

Agni-II, en yüksek itki gücüne (900 kN) sahiptir, bu da onu en güçlü itki sistemine sahip füze yapmaktadır. Agni-II, en yüksek yakıt tüketim hızına (28.125 kg/s) sahiptir, bu da onu en fazla yakıt kullanan füze yapmaktadır. Agni-II, hem en yüksek itki gücüne hem de en yüksek yakıt tüketim hızına sahiptir, bu da onu en yüksek performansa sahip füze yapmaktadır.

DF-21, ikinci sırada yer almakta olup, 800 kN itki gücüne sahiptir. DF-21, 21.595 kg/s ile ikinci sırada yer almaktadır. DF-21, yüksek itki gücü ve yüksek yakıt tüketim hızı ile güçlü bir performans sergilemektedir.

Jericho II, 600 kN ile orta seviyede bir itki gücüne sahiptir. Jericho II, en düşük yakıt tüketim hızına (12.5 kg/s) sahiptir. Jericho II, orta seviyede itki gücü ve düşük yakıt tüketim hızı ile dengeli bir performans sunmaktadır.

R-27 (SS-N-6 Serb), en düşük itki gücüne (500 kN) sahiptir. R-27 (SS-N-6 Serb), 19.234 kg/s ile üçüncü sırada yer alır. R-27 (SS-N-6 Serb), en düşük itki gücü ve orta düzeyde yakıt tüketim hızı ile daha sınırlı bir performansa sahiptir.

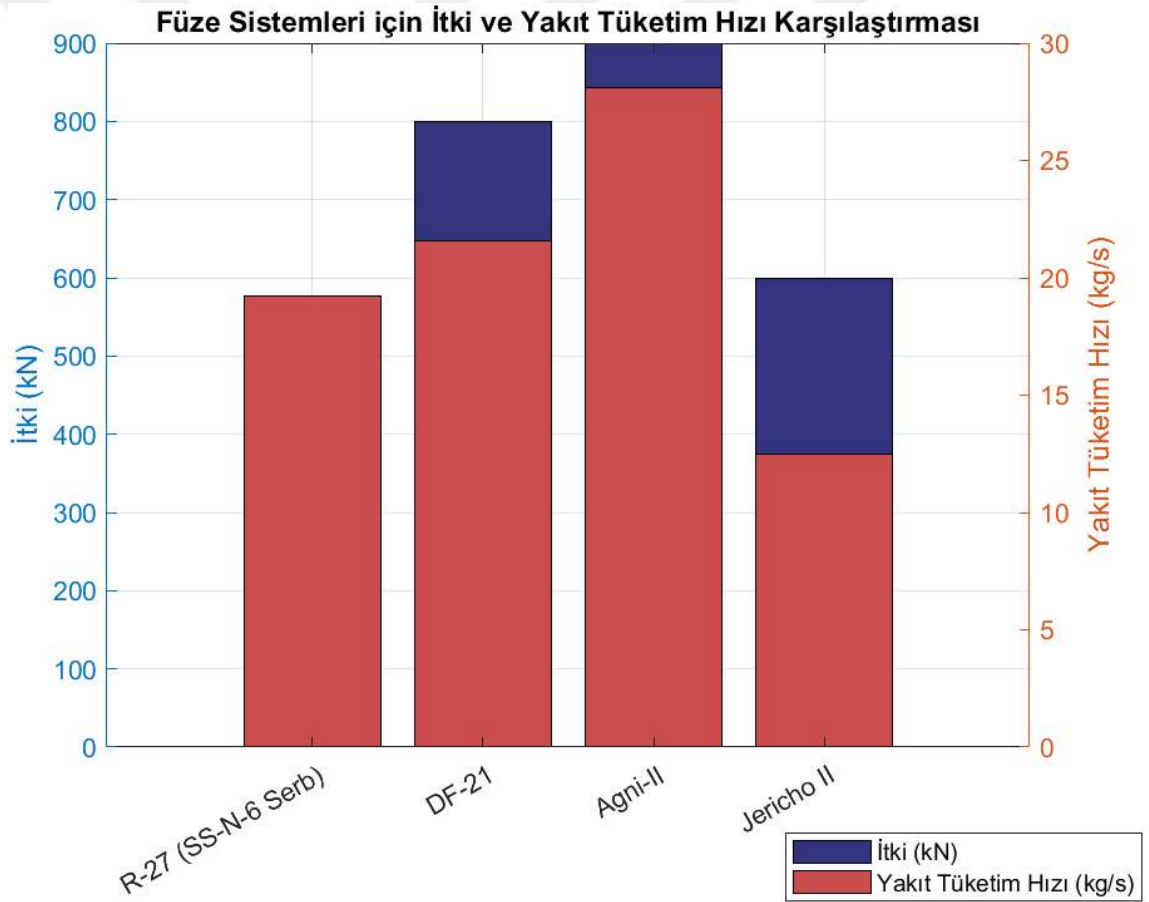
Agni-II ve DF-21, yüksek itki gücü sayesinde daha fazla taşıma kapasitesi ve daha yüksek hızlar elde edebilirler. Ancak, bu durum daha yüksek yakıt tüketimine yol açar, bu da enerji verimliliğini düşürebilir.

Jericho II, orta itki gücü ve düşük yakıt tüketimi ile dengeli bir performans sunar. Bu, uzun menzil ve yüksek enerji verimliliği sağlar.

R-27 (SS-N-6 Serb), daha düşük itki gücü ve orta düzeyde yakıt tüketimi ile daha sınırlı bir performans sergiler. Bu, kısa menzil ve düşük taşıma kapasitesi anlamına gelir.

Yüksek yakıt tüketim hızına sahip füzeler, daha kısa sürede daha fazla yakıt tüketirken, yakıt yönetimi stratejileri optimize edilerek menzil artırılabilir.

İtke gücü ve yakıt tüketim hızı arasındaki denge, füze tasarımında kritik bir faktördür. Daha verimli itki sistemleri ve yakıt yönetimi teknikleri kullanılarak, füzelerin performansı optimize edilebilir.



Şekil 9.14 Füze İtke Gücü ve Yakıt Tüketim Hızı Karşılaştırması

Atmosferik Sürüklenme ve Aerodinamik Faktörler

Atmosferik sürüklenme, bir cismin hava içinde hareket ederken karşılaştığı direnç kuvvetidir ve yüksek hızlı ve uzun menzilli projelerde önemli bir etkiye sahiptir. Bölüm 2’de detaylı olarak açıklanmıştır.

Hava Yoğunluğunun Yüksekliğe Bağlı Değişimi

Atmosferik yoğunluk, yükseklik arttıkça azalır. Uluslararası Standart Atmosfer (ISA) modeline göre, hava yoğunluğunun yükseklikle değişimi yaklaşık olarak şöyle verilebilir:

$$\rho(h) = \rho_0 \cdot \exp\left(-\frac{h}{H}\right) \quad (9.4)$$

- ρ_0 : Deniz seviyesindeki hava yoğunluğu (1.225 kg/m^3).
- h : Yükseklik (m).
- H : Ölçek yüksekliği (yaklaşık 8500 m).

Dünya'nın Eğriliği ve Rotasyonunun Etkileri

Dünya'nın eğriliği, uzun mesafeli hareketlerde düz dünya varsayımının geçersiz olmasına neden olur. Bu durumda, hareket denklemleri küresel koordinat sisteminde ifade edilmelidir.

Coriolis ve Merkezkaç Kuvvetleri

Dünya'nın rotasyonu nedeniyle, hareketli cisimler üzerinde Coriolis ve merkezkaç kuvvetleri etkili olur. Coriolis kuvveti, hareketin yönüne ve Dünya'nın dönüş eksenine bağlıdır. Coriolis ivmesi:

$$\mathbf{a}_{\text{Coriolis}} = -2\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V} \quad (9.5)$$

- $\boldsymbol{\Omega}$: Dünya'nın açısal hız vektörü, yaklaşık $7.2921 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$.
- $\mathbf{V}$: Cismin hız vektörü (m/s).

Merkezkaç ivmesi:

$$\mathbf{a}_{\text{Centrifugal}} = -\boldsymbol{\Omega} \times (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r}) \quad (9.6)$$

- $\mathbf{r}$: Dünya'nın merkezinden cisme olan konum vektörü (m).

Hareket denklemleri, atmosferik sürüklenme, yerçekimi, Coriolis ve merkezkaç kuvvetlerini içermelidir.

$$m \frac{dV}{dt} = F_{Gravity} + F_{Drag} + F_{Coriolis} + F_{Centrifugal} \quad (9.7)$$

9.4 Fırlatma Aşamasında İvmelenme ve Yük Analizleri

Fırlatma sırasında füze, yüksek ivmelere maruz kalır. Bu ivmeler, yapısal yükler ve titreşimler oluşturur. Şekil 9.15, füze sistemlerinin hız-zaman ve yükseklik-zaman grafiklerini göstermektedir.

R-27 füzesi, Hız-Zaman grafiğine baktığımızda başlangıçta hız artışı lineer bir şekilde gerçekleşiyor, daha sonra 100 saniyeye kadar süren bir doygunluk evresine geçiyor. Bu, R-27 füzesinin belirli bir noktada sabit hızla uçtuğunu gösteriyor. Yükseklik-Zaman grafiğinde, yükseklik sürekli olarak artıyor ve 100 saniye sonunda yaklaşık 12 km yüksekliğe ulaşıyor. Bu da füzenin istikrarlı bir tırmanış gerçekleştirdiğini işaret ediyor.

DF-21 füzesi, Hız-Zaman grafiğinde görüleceği üzere başta hızını çok hızlı artırıyor ve yaklaşık 40 saniyeden sonra hızındaki artış azalıyor. Bu, füzenin boost fazındaki yüksek ivmesini, ardından gelen seyir fazındaki daha yavaş bir hızlanmayı yansıtıyor. Yükseklik-Zaman grafiğinde, sürekli artan bir yükseklikle 100 saniye sonunda yaklaşık 15 km yüksekliğe ulaşıyor. DF-21'in atmosferi etkili bir şekilde terk ettiğini ve büyük bir irtifaya çıktığını gösteriyor.

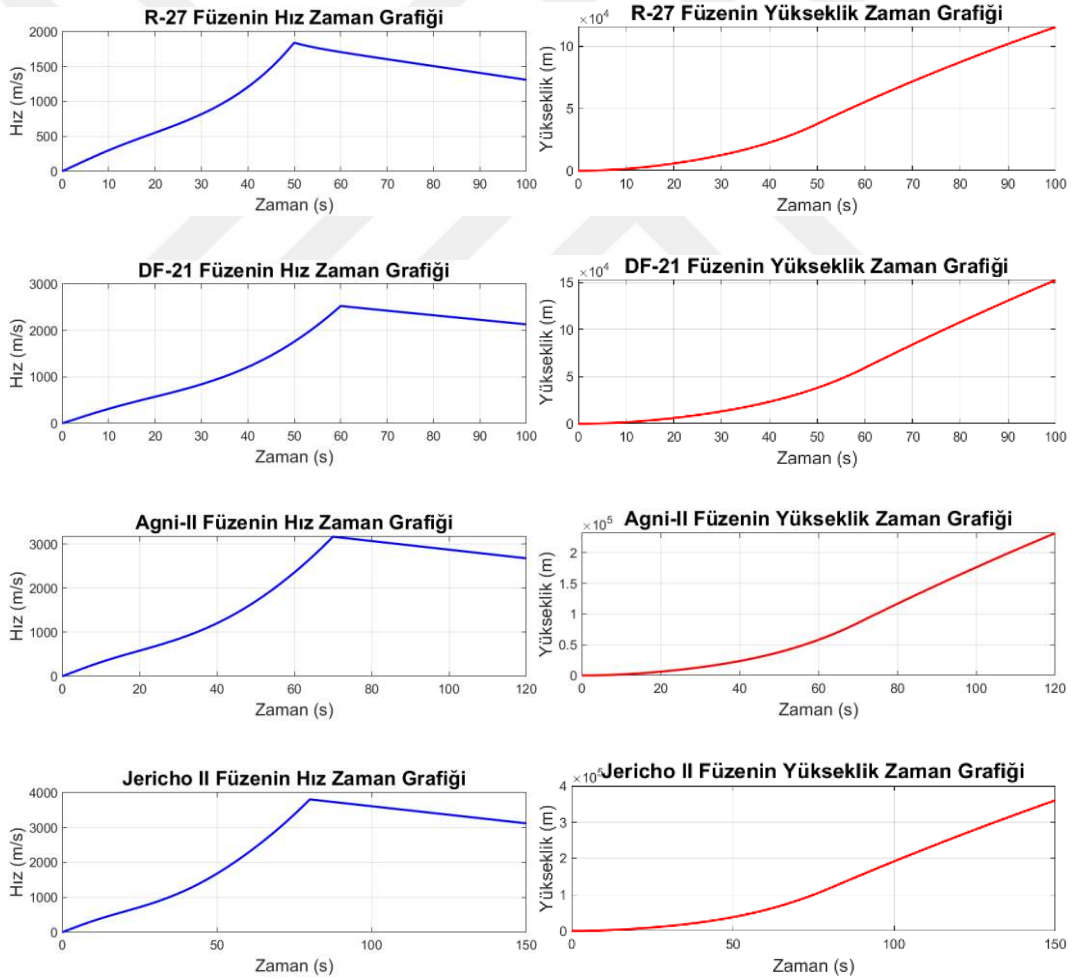
Agni-II füzesi, Hız-Zaman grafiğinde görüldüğü üzere, hız başlangıçta çok hızlı bir şekilde artıyor ve daha sonra 80. saniyede neredeyse sabitleniyor. Bu durum, füzenin ilk fazdaki yüksek ivmesini ve ardından daha kararlı bir uçuş fazına geçtiğini işaret ediyor. Yükseklik-Zaman grafiğinde, yükseklik 100 saniye sonunda yaklaşık 15 km'ye ulaşıyor. Agni-II'nin etkili bir yükselme performansına sahip olduğu söylenebilir.

Jericho II füzesi, Hız-Zaman grafiğine baktığımızda, diğer füzelere kıyasla Jericho II'nin hız grafiği çok daha yüksek bir maksimum hız (4000 m/s civarı) sergiliyor. Bu, füzenin çok daha yüksek bir hız kapasitesine sahip olduğunu gösteriyor.

Yükseklik-Zaman grafiğinde, yükseklik 100 saniye sonunda yaklaşık 20 km'ye ulaşıyor. Jericho II, en yüksek irtifaya ulaşan füze olarak dikkat çekiyor.

Jericho II, diğer füzelere kıyasla en yüksek hız kapasitesine sahip görünüyor. En yüksek irtifaya ulaşan füze Jericho II iken, en düşük irtifaya R-27 ulaşmıştır. Tüm füzeler hız ve yükseklik açısından başlangıçta yüksek ivmeli bir boost fazı sergilemektedir.

Bu grafikler, farklı füze sistemlerinin performanslarını karşılaştırma açısından oldukça faydalıdır. Füze sistemlerinin görevlerine ve hedeflerine göre hız ve yükseklik kapasitelerindeki farklılıklar açıkça görülmektedir.



Şekil 9.15 Füze Sistemlerinin Hız-Zaman ve Yükseklik-Zaman Grafikleri

9.4.1 Fırlatma Sırasındaki Aerodinamik Yükler ve Yapısal Titreşimler

Aerodinamik yükler, füzenin yüzeyine etki eden basınç dağılımından kaynaklanır. Titreşim analizleri, yapısal rezonansları ve yorulmayı önlemek için yapılır.

Tablo 9.10, füzelerin uçuş dinamikleri açısından karşılaştırılmasını sunmaktadır. Jericho II, en yüksek hıza ulaşabilen füze olarak öne çıkarken, DF-21 de yüksek hız kapasitesi ile dikkat çekmektedir. İtki vektörleme sistemleri, füzelerin yönlendirilmesinde önemli rol oynar ve bu sistemlerin sayısı, füzelerin manevra kabiliyetini belirler.

Tablo 9.10 Füze Sistemleri için Uçuş Dinamiği Parametreleri

Füze Sistemi	Maksimum Hız (m/s)	Yönlendirme Mekanizması	Kontrol Yüzeyi Sayısı
R-27	3500	İtki Vektörleme	4
DF-21	4000	İtki Vektörleme	3
Agni-II	3800	Stabilizasyon Kanatları	4
Jericho II	4500	İtki Vektörleme	5

Yüksek ivmelenme değerlerine sahip füzeler, daha hızlı yükselirler ve daha kısa sürede hedefe ulaşabilirler. Ancak, yüksek ivmelenme, füzelerin yapısal dayanıklılığını artırmak için daha sağlam malzemeler kullanılmasını gerektirir.

Maksimum aerodinamik yükler, füzelerin tasarımında aerodinamik verimlilik ve stabilite açısından önemlidir. Yüksek aerodinamik yük, füzelerin yapısal tasarımının daha dayanıklı olmasını gerektirir.

Yapısal titreşimler, füzelerin yapısal bütünlüğünü etkileyebilir. Titreşim frekanslarının optimize edilmesi ve titreşim izolasyonu tekniklerinin kullanılması, füzelerin stabilitesini ve dayanıklılığını artırabilir.

Tablo 9.11’de görüldüğü üzere, fırlatma ivmesinde Agni-II öne çıkarken, Jericho II daha düşük bir ivmeyle fırlatılmaktadır. Agni-II’nin hızlanma süresi kısa olduğundan, diğer füzelere göre daha hızlı bir şekilde maksimum hızına ulaşmaktadır. Agni-II’nin yüksek aerodinamik yüke dayanıklı bir yapıya sahip olduğu görülüyor. Agni-II, yapısal olarak en dirençli füze olarak öne çıkıyor.

Şekil 9.17’ de, R-27 füzesinin hızlanmasının daha düşük ve daha uzun sürede gerçekleştiğini görmekteyiz. Bu da R-27’nin daha düşük bir maksimum hıza sahip olduğunu gösteriyor. DF-21 için orta derecede bir hızlanma ivmesi ve süresi gösteriyor. Hızlanma eğrisi R-27’den daha dik bir açığa sahiptir. Agni-II, en hızlı hızlanmayı gösteriyor, bu da fırlatma ivmesinin ve kısa hızlanma süresinin bir sonucudur. Jericho II füzesine baktığımızda hızlanmanın en yavaş şekilde gerçekleştiğini görmekteyiz ve hız eğrisinin diğer füzeşere göre daha az dik bir eğime sahip olduğunu göstermektedir.

Agni-II en hızlı hızlanmayı, en yüksek aerodinamik yükü ve en yüksek yapısal titreşim frekansını sergileyerek yüksek performanslı bir füze olduğunu gösteriyor. Jericho II, daha düşük fırlatma ivmesi ve uzun hızlanma süresi nedeniyle daha yavaş bir başlangıç performansına sahiptir. R-27 ve DF-21 ise daha dengeli ve orta seviye performans özelliklerine sahiptir.

Jericho II, yüksek yakıt miktarı ve düşük yakıt tüketim hızı sayesinde en uzun menzile sahiptir. Bu, uzun menzil gerektiren operasyonlar için avantaj sağlar.

Agni-II, yüksek Delta-V ve menzile ile güçlü bir performans sunarken, yakıt tüketimi daha yüksektir. Bu, daha kısa süreli yüksek performans gerektiren görevler için uygundur.

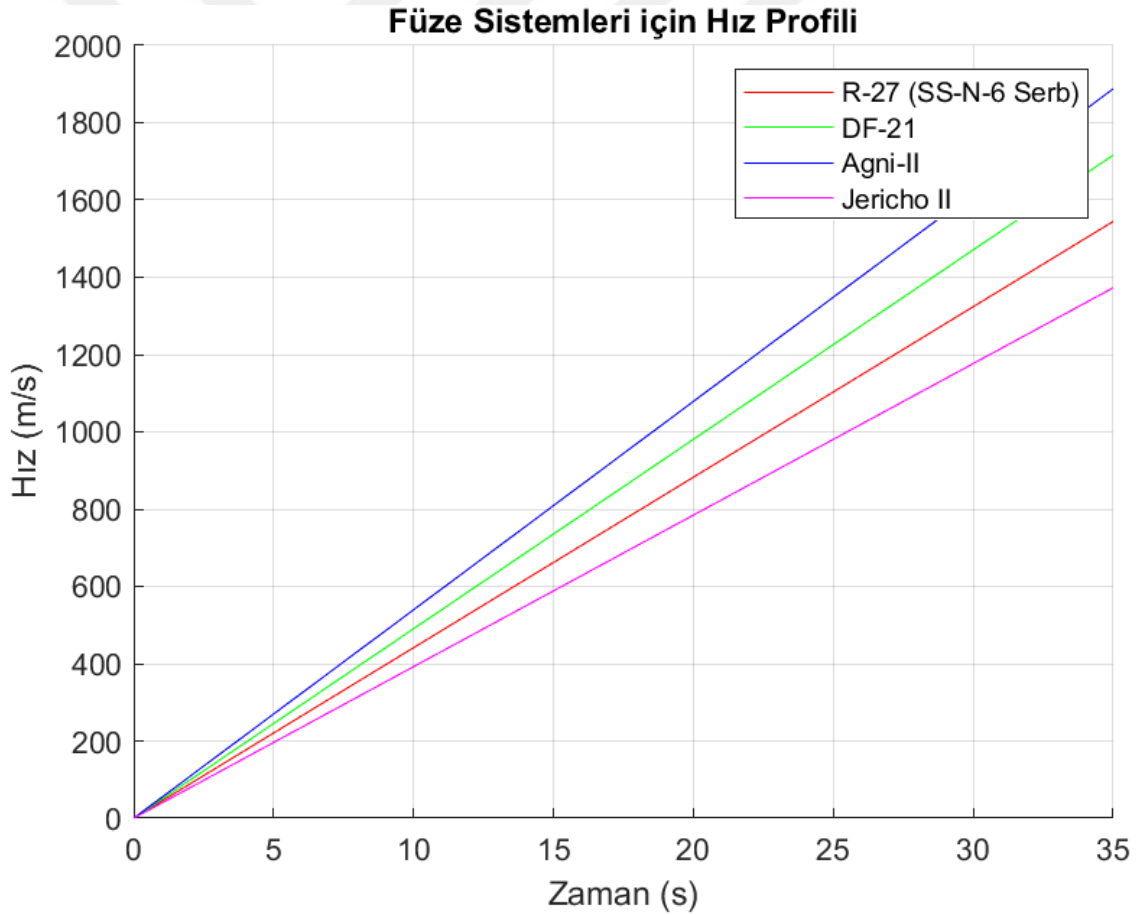
DF-21 ve R-27, daha düşük menzile ve orta düzeyde performans sunarlar, bu da onları farklı stratejik hedefler için uygun kılar.

İvmelenme, aerodinamik yük ve yapısal titreşim arasında denge sağlanması, füze tasarımında kritik bir faktördür. Daha verimli itki sistemleri ve aerodinamik optimizasyonlarla, füzelerin performansı artırılabilir ve yapısal stres minimize edilebilir.

Bu tür analizler, füze sistemlerinin görev gereksinimlerine göre seçimi ve tasarım optimizasyonu açısından önemli bilgiler sunmaktadır.

Tablo 9.11 Füze Sistemleri için Tasarım Açısından Kritik Parametreler

Füze Sistemi	Fırlatma İvmesi (g)	Hızlanma Süresi (s)	Maksimum Aerodinamik Yük [N]	Yapısal Titreşim Frekansı [Hz]
R-27	4.5	30	15000	20
DF-21	5.0	25	18000	25
Agni-II	5.5	20	22000	30
Jericho II	4.0	35	14000	18



Şekil 9.16 Füze Hızının Zamanla Değişimi

Tablo 9.12, füzelerin titreşim dayanıklılığı ve stabilizasyon mekanizmalarını karşılaştırmaktadır. Jericho II, yüksek titreşim dayanıklılığı ve gelişmiş itki vektörleme sistemleri ile öne çıkmaktadır. R-27 de yüksek titreşim dayanıklılığına sahip olup, etkili kontrol yüzeyleri ile stabil uçuş performansı sunmaktadır. DF-21 ve Agni-II ise orta seviyede titreşim dayanıklılığı ve yüzey kontrol kanatları ile dengeli bir performans sergilemektedir.

Tablo 9.12 Füze Sistemleri için Titreşim ve Stabilité Parametreleri

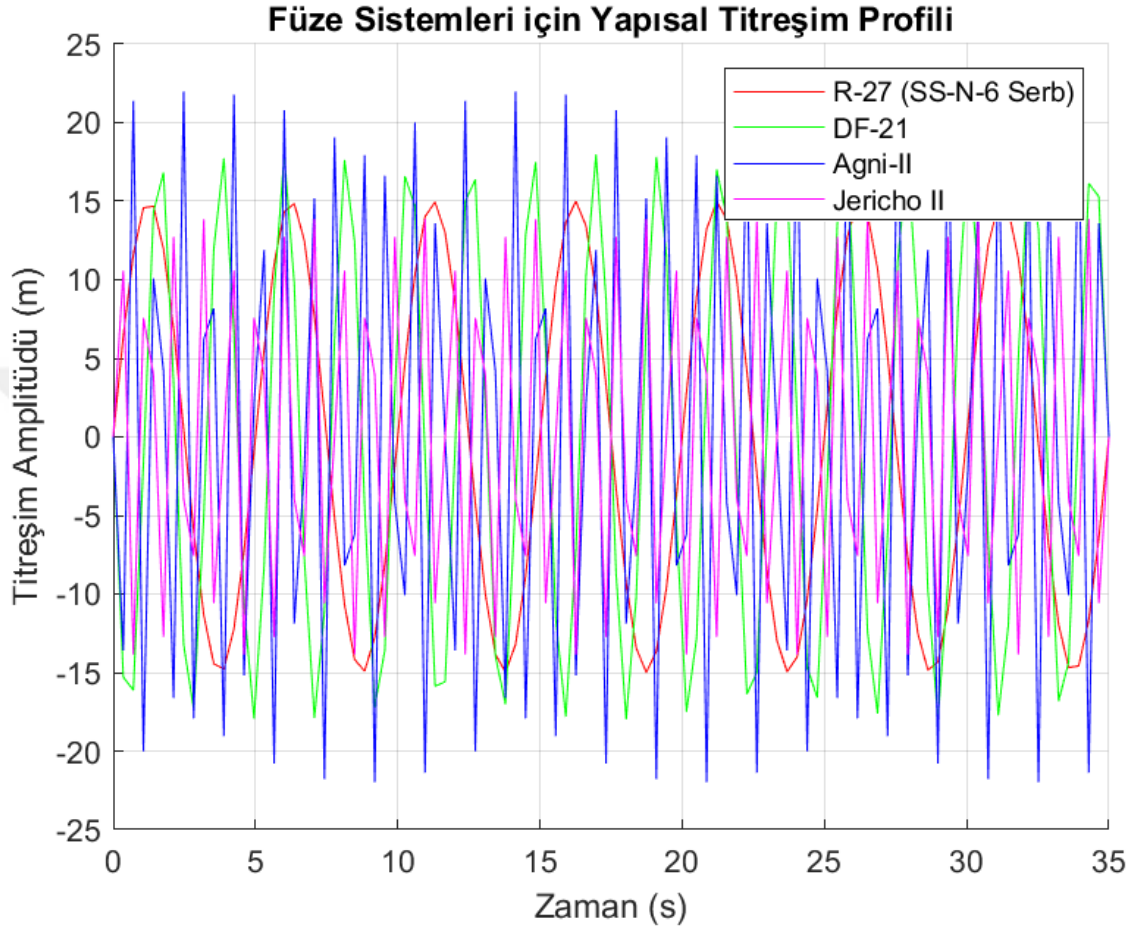
Füze Sistemi	Titreşim Dayanıklılığı	Stabilizasyon Mekanizması	Kontrol Yüzeyi Sayısı
R-27	Yüksek	İtki Vektörleme	4
DF-21	Orta	Yüzey Kontrol Kanatları	3
Agni-II	Orta	Stabilizasyon Kanatları	4
Jericho II	Çok Yüksek	İtki Vektörleme	5

Agni-II, daha yüksek frekanslı mod şekillerine sahip olup, yapısal rijitliğinin daha yüksek olduğunu gösterir. Jericho II, en düşük frekanslı mod şekillerine sahip olup, daha esnek bir yapıya işaret eder. R-27 ve DF-21, orta frekanslı mod şekillerine sahip olup, dengeli bir yapısal rijitlik sunar. Agni-II gibi yüksek frekanslı füzeler, daha sert yapıları sayesinde daha fazla taşıma kapasitesi ve hız sağlarlar. Ancak, yüksek frekanslar yapısal yorgunluk riskini artırabilir, bu nedenle malzeme seçimi ve yapısal optimizasyon önemlidir.

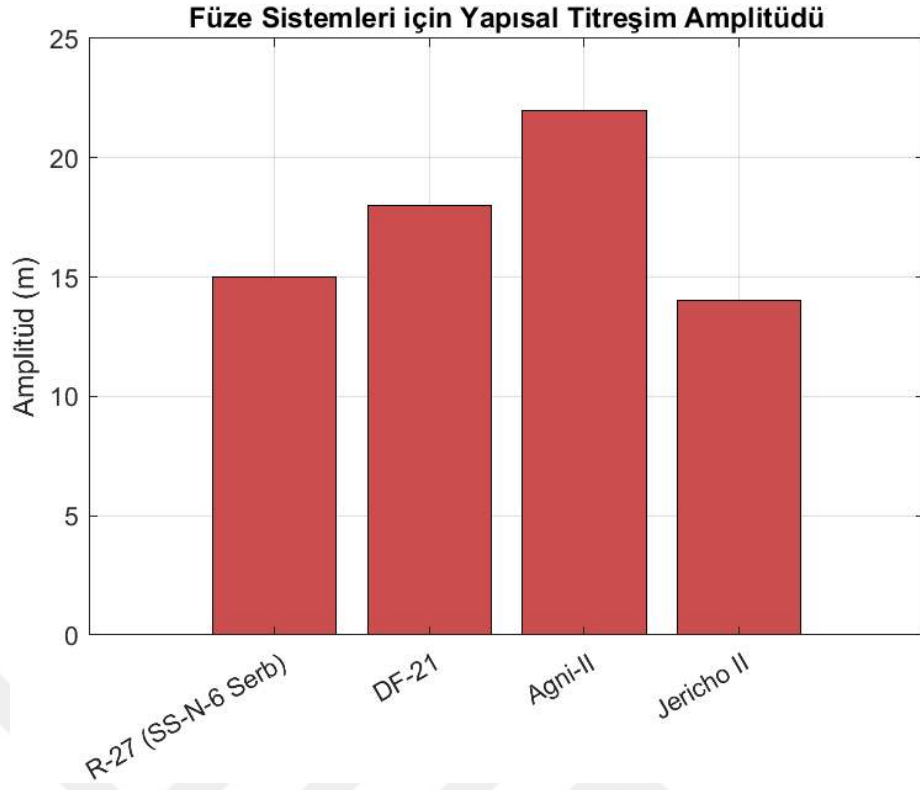
Jericho II gibi düşük frekanslı füzeler, daha esnek yapıları sayesinde manevra kabiliyetini artırabilirler. Ancak, düşük frekanslar rezonans riskini artırabilir, bu nedenle fırlatma ve uçuş sırasında titreşim kontrolü kritik öneme sahiptir.

Füzelerin modal analizi, yapısal titreşimlerin kontrolü ve optimize edilmesi için temel sağlar. Rezonans durumlarını önlemek için doğal frekansların çalışma frekanslarıyla örtüşmemesi gereklidir.

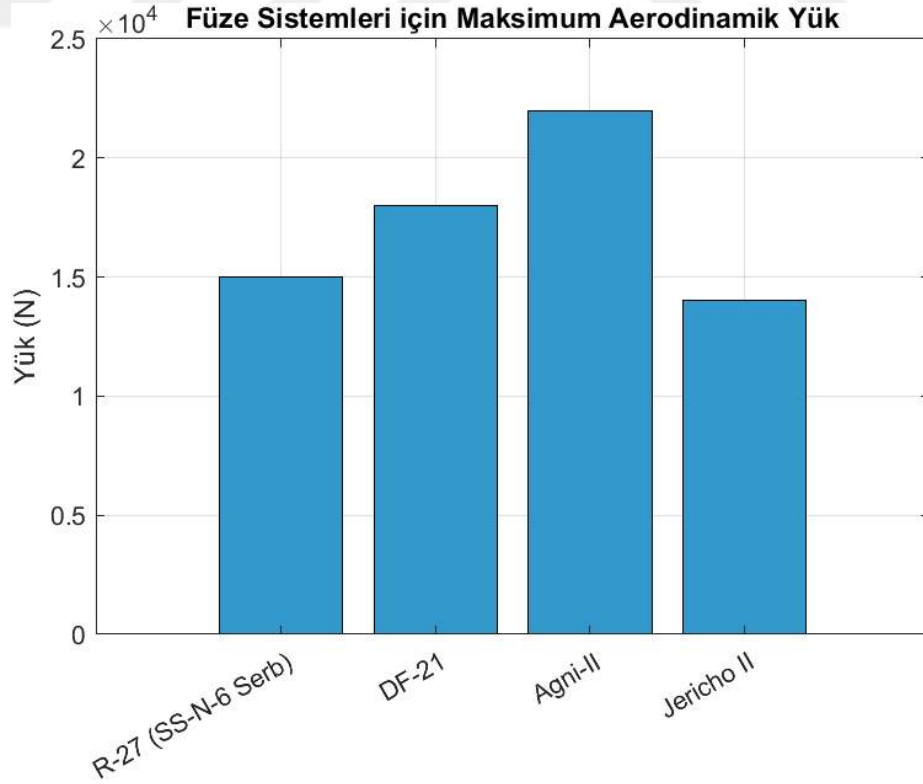
Modal analiz sonuçlarına dayanarak, füzelerin yapısal optimizasyonu gerçekleştirilebilir. Daha düşük mod frekanslarına sahip füzeler için malzeme yoğunluğunu azaltarak veya kesit geometrisini değiştirerek doğal frekanslar artırılabilir.



Şekil 9.17 Füze Sistemleri için Yapısal Titreşim Profili



Şekil 9.18 Füze Sistemleri için Yapısal Titreşim Amplitüdü



Şekil 9.19 Füze Sistemleri için Maksimum Aerodinamik Yük

9.5 Yörünge Analizi ve Menzil Karşılaştırması

Yörünge analizi, füzelerin hedeflere ulaşma kapasitesini ve stratejik etkisini belirler. Bu bölümde, dört füze sisteminin menzil, yörünge tipi ve iniş noktaları açısından karşılaştırılması yapılmıştır.

9.5.1 Hedefleme ve Doğruluk Analizi

Vurucu doğruluk, CEP (Circular Error Probable) değeri ile ifade edilir. Daha düşük CEP, daha yüksek doğruluk anlamına gelir.

- **R-27:** CEP $\approx$ 1,500 m
- **DF-21:** CEP $\approx$ 300 m
- **Agni-II:** CEP $\approx$ 100 m
- **Jericho II:** CEP bilinmiyor, tahmini $\approx$ 500 m

9.5.2 Terminal Safhada Yörünge Kontrolü

Terminal aşamada manevra yapabilen savaş başlıkları (MIRV) kullanılarak doğruluk artırılabilir.

Tablo 9.13, füzelerin yörünge tipleri ve menzil kapasiteleri açısından karşılaştırılmasını sunmaktadır. Jericho II, en geniş menzile sahip olup, yüksek yörünge tipi ile stratejik hedeflemelerde esneklik sağlamaktadır. R-27 ve Agni-II ise alçak yörüngelerde yüksek menziller sunarken, DF-21 daha kısa menzillerde etkili olmaktadır.

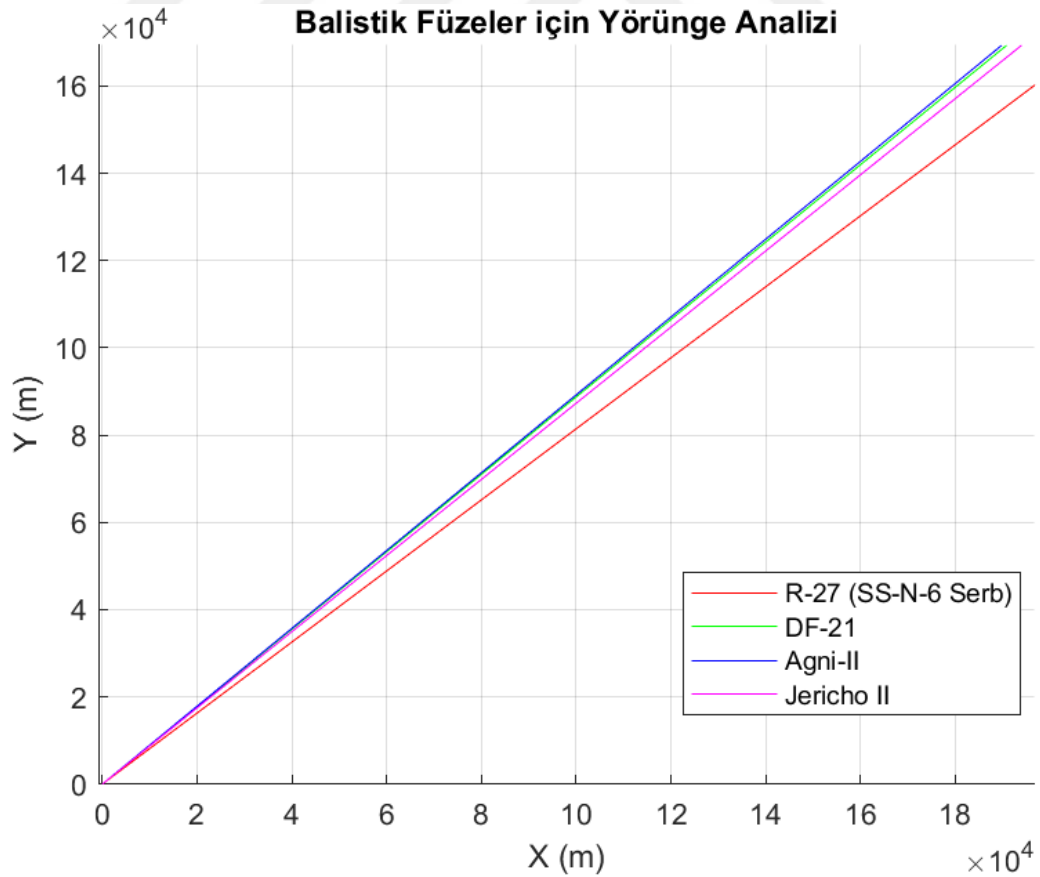
Tablo 9.13 Füze Sistemleri için Yörünge ve Menzil Parametreleri

Füze Sistemi	Maksimum Menzil (km)	Yörünge Tipi	İniş Noktası Çeşitliliği
R-27	3000	Alçak Dünya Yörüngesi	Yüksek
DF-21	1500	Alçak Dünya Yörüngesi	Orta
Agni-II	2500	Alçak Dünya Yörüngesi	Yüksek
Jericho II	5000	Yüksek Dünya Yörüngesi	Çok Yüksek

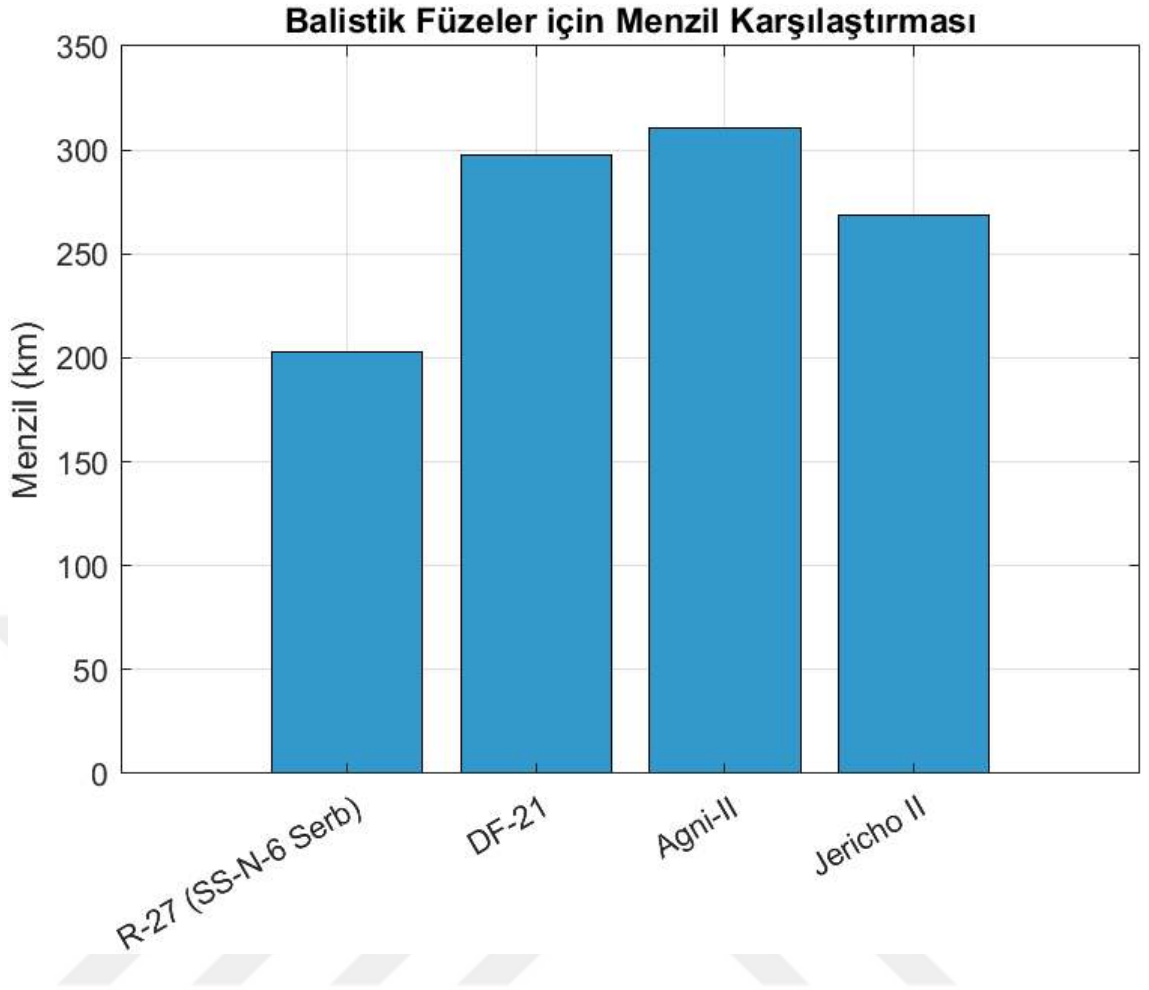
Tablo 9.14 Füze Sistemlerinin Parametreleri

Füze Sistemi	İtke Gücü (kN)	Yakıt Miktarı (kg)	Toplam Kütle (kg)	Fırlatma Açısı (°)	Aerodinamik Katsayı (Cd)	Kesit Alanı (m ²)
R-27	500	4000	6700	45	0.75	1.23
DF-21	800	3500	6500	45	0.70	0.95
Agni-II	900	3800	7000	45	0.72	0.95
Jericho II	600	4500	5500	45	0.78	0.79

Şekil 9.21, füzelerin yörüngelerinin 3D görselleştirilmesini göstermektedir. Yüksek yörüngeli Jericho II'nin geniş bir alanı kapsarken, alçak yörüngeli diğer füzeler daha sınırlı alanlarda etkili olmuştur.



Şekil 9.20 Balistik Füze Sistemleri için Yörünge Analizi



Şekil 9.21 Balistik Füzeler için Menzil Karşılaştırması

9.6 Kontrol Yüzeyleri ve Stabilizasyon Sistemleri

Kontrol yüzeyleri ve stabilizasyon sistemleri, füzelerin uçuş sırasında yönlendirilmesini ve stabilitesini sağlamada kritik rol oynar.

Tablo 9.14, füzelerin kontrol yüzeyleri ve stabilizasyon sistemlerini karşılaştırmaktadır. Jericho II, en fazla kontrol yüzeyine sahip olup, itki vektörleme sistemleri ile yüksek stabilite ve yönlendirme kabiliyeti sunmaktadır. R-27 de itki vektörleme sistemleri ile etkili bir stabilizasyon mekanizması sunarken, DF-21 ve Agni-II daha az kontrol yüzeyi ile dengeli bir performans sergilemektedir.

Tablo 9.15 Füze Sistemleri için Kontrol Yüzeyleri ve Stabilizasyon Sistemleri Karşılaştırması

Füze Sistemi	Kontrol Yüzeyi Sayısı	Kontrol Yüzeyi Tipi	Stabilizasyon Mekanizması	PID Kontrol Kazançları
R-27	4	Flaps	İtke Vektörleme	Kp: 0.2, Ki: 0.01, Kd: 0.05
DF-21	3	Kanatlar	Yüzey Kontrol Kanatları	Kp: 0.15, Ki: 0.02, Kd: 0.04
Agni-II	4	Stabilizasyon Kanatları	Stabilizasyon Kanatları	Kp: 0.18, Ki: 0.015, Kd: 0.045
Jericho II	5	Flaps ve Kanatlar	İtke Vektörleme	Kp: 0.25, Ki: 0.02, Kd: 0.06

Daha fazla kontrol yüzeyine sahip füzeler, daha hassas yönlendirme ve yüksek stabilite sağlamaktadır.

9.7 Balistik Füze Simülasyon ve Modelleme

Simülasyon sonucunda elde edilen veriler, çeşitli grafikler ve tablolar ile analiz edilmiştir. Bu görseller, füzelerin performansını ve dinamik davranışlarını objektif bir şekilde değerlendirmek için kullanılmıştır.

Bu çalışma, R-27 (SS-N-6 Serb), DF-21, Agni-II ve Jericho II balistik füzelerinin aerodinamik tasarım, yapısal malzeme seçimi, uçuş dinamiği, itki sistemleri ve yörünge analizi açısından kapsamlı bir karşılaştırmasını sunmuştur. MATLAB kullanılarak gerçekleştirilen simülasyonlar ve hesaplamalar, her füze sisteminin kendi avantajları ve dezavantajları olduğunu ortaya koymuştur.

Jericho II, en yüksek aerodinamik verimliliğiyle dikkat çekerken, DF-21 daha kompakt ve hızlı bir yapıya sahiptir. Yapısal malzeme seçiminde titanyum, yüksek dayanıklılık ve düşük termal genleşme avantajı sağlarken, kompozit malzemeler hafiflik özelliği ile öne çıkar. Güçlü itki sistemleri ve gelişmiş kontrol yüzeyleri, uzun menzilli ve stabil uçuş performansı sunarak füze sistemlerinin etkinliğini artırır. Jericho II, geniş menzil ve çeşitli yörünge tipleriyle stratejik avantaj sağlarken, yüksek titreşim dayanıklılığı stabil uçuş için kritik bir rol oynar. İtki vektörleme sistemleri ve fazla kontrol yüzeyleri, yüksek stabilite ve hassas yönlendirme kabiliyeti sunarak füzelerin manevra kabiliyetini geliştirir. Bu analizler, füze sistemlerinin mühendislik tasarımındaki karar alma süreçlerine önemli katkılar sağlamakta ve gelecekteki füze geliştirme projeleri için değerli bir referans oluşturmaktadır.

ONUNCU BÖLÜM

SONUÇ VE ÖNERİLER

Sonuç olarak, bu çalışma, R-27 (SS-N-6 Serb), DF-21, Agni-II ve Jericho II füzelerinin aerodinamik tasarım, yapısal malzeme seçimi, uçuş dinamiği, itki sistemleri, yörünge analizi, titreşim ve stabilite performansları ile kontrol yüzeyleri ve stabilizasyon sistemleri açısından kapsamlı bir değerlendirmesini sunmuştur. MATLAB tabanlı simülasyonlar ve analiz yöntemleri, her füze sisteminin mühendislik parametrelerini detaylı bir şekilde ortaya koyarak, sistemlerin güçlü ve zayıf yönlerini somut verilere dayandırmıştır. Bu çalışma, füze teknolojileri alanında yapılmış önemli bir referans kaynağı olma niteliği taşımaktadır.

R-27 ve Jericho II füzeleri, yüksek aerodinamik verimlilikleri sayesinde uzun menzilli uçuşlarda düşük sürtünme ve yüksek stabilite sunmaktadır. DF-21 ve Agni-II ise daha kompakt ve düşük profilli tasarımları ile hızlı itki sistemleri sayesinde kısa sürede yüksek hızlara ulaşabilmektedirler.

Yapısal malzeme seçimi, füzelerin dayanıklılığı ve performansı üzerinde doğrudan etkilidir. R-27 ve Jericho II, yüksek dayanıklılık ve akma dayanımı sağlayan ağır malzemeler kullanırken, DF-21 ve Agni-II hafif malzemeler kullanarak toplam kütleyi azaltmakta ve hız kapasitesini artırmaktadır.

R-27 ve Jericho II füzeleri, güçlü itki sistemleri ve gelişmiş kontrol yüzeyleri ile uzun süreli ve stabil uçuş performansı sunmaktadır. DF-21 ve Agni-II ise hızlı itki sistemleri ve düşük itki profilleri ile hızlı ve dinamik uçuşlar gerçekleştirmektedir.

Jericho II, en geniş menzile sahip olup, yüksek yörünge tipi ile stratejik hedeflemelerde esneklik sağlamaktadır. R-27 ve Agni-II, alçak yörüngelerde yüksek menziller sunarken, DF-21 daha kısa menzillerde yüksek performans sergilemektedir.

R-27 ve Jericho II füzeleri, yüksek titreşim dayanıklılığı ile uzun süreli uçuşlarda stabil kalabilmektedirler. DF-21 ve Agni-II ise daha kompakt yapıları ile titreşimlere karşı daha hassas olmasına rağmen, hızlı itki sistemleri ile bu etkileri minimize etmektedirler.

Kullanılan malzeme ve mühendislik yöntemleri, füzelerin genel performansını ve stratejik avantajlarını belirlemede kritik rol oynamıştır. MATLAB tabanlı

simülasyonlar, malzeme ve yöntemlerin etkinliğini objektif bir şekilde değerlendirmiştir.

Kontrol yüzeyleri ve stabilizasyon sistemleri, füzelerin yönlendirilmesini ve stabilitesini sağlamada önemli rol oynamaktadır. Jericho II, en fazla kontrol yüzeyine sahip olup, itki vektörleme sistemleri ile yüksek stabilite ve yönlendirme kabiliyeti sunmaktadır. R-27 de etkili kontrol yüzeyleri ile stabil uçuş performansı sergilemektedir.

Jericho II'nin geniş menzil, yüksek aerodinamik verimlilik ve gelişmiş kontrol yüzeyleriyle stratejik üstünlük sağlaması; DF-21'in kompakt yapısı ve hızlı itki sistemleriyle çevik bir performans sergilemesi; Agni-II'nin yüksek ivme kabiliyeti ve kısa sürede maksimum hızına ulaşması; R-27'nin ise dengeli tasarımı ve stabil uçuş yeteneğiyle öne çıkması, füze sistemleri arasındaki farklılaşmayı çarpıcı şekilde gözler önüne sermektedir. Özellikle Jericho II, hem stratejik hedefleme hem de mühendislik açıdan en güçlü aday olarak değerlendirilmektedir.

Bu tez, füze sistemlerinin mühendislik tasarım süreçlerinde alınan kararları daha bilinçli hale getirerek, gelecekteki savunma projelerine yön vermektedir. Geliştirilen simülasyon modelleri ve analiz yöntemleri, ileri mühendislik yaklaşımlarının füze tasarımına olan etkisini açık bir şekilde ortaya koymuştur. Ayrıca, kullanılan malzeme ve tasarım stratejilerinin sistem performansına etkisi detaylı bir şekilde analiz edilmiş, mühendislik ve savunma alanında daha verimli sistemlerin nasıl geliştirilebileceğine dair önemli çıkarımlar yapılmıştır.

Bu çalışmanın sunduğu çarpıcı sonuçlar, sadece mevcut füze sistemlerinin değerlendirilmesiyle sınırlı kalmayıp, gelecekteki füze teknolojileri için de bir yol haritası oluşturmaktadır. Özellikle yapay zeka, ileri malzemeler ve gerçek zamanlı simülasyonların füze geliştirme süreçlerine entegrasyonu ile bu alanda daha büyük bir devrimin temelleri atılabilir. Sonuç olarak, bu tez, füze teknolojilerinde mühendislik ve stratejik tasarım arasındaki dinamik ilişkiye ışık tutmuş, gelecekteki çalışmalar için güçlü bir bilimsel altyapı sunmuştur. Bu bağlamda, çalışma, savunma sanayii ve mühendislik dünyasına değerli bir katkı sağlamaktadır.

KAYNAKLAR

- [1] Etkin, B., & Reid, L. D. (1996). *Dynamics of Flight: Stability and Control* (3rd ed.). John Wiley & Sons, Inc.
- [2] Etkin, B. (1972). *Dynamics of Atmospheric Flight*. John Wiley & Sons, Inc.
- [3] Fleeman, E. F. (2001). *Tactical Missile Design*. AIAA Education Series, Washington, D.C.
- [4] Washington, W., & Miller, M. (1993). Grid fins - A new concept for missile stability and control. *31st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA 93-0035. <https://doi.org/10.2514/6.1993-35>
- [5] Viti, V., Rao, V., & Abanto, J. (2020). CFD simulations of super/hypersonic missiles: Validation, sensitivity analysis, and improved design. *AIAA Scitech 2020 Forum*, AIAA 2020-2123. <https://doi.org/10.2514/6.2020-2123>
- [6] Goyal, P. K., et al. (2024). Numerical study on the aerodynamic characteristics of supersonic and hypersonic missiles. *Proceedings of the 1st International Conference on Fluid, Thermal and Energy Systems*, 485–495.
- [7] Esposito, S. (2021). Numerical simulation of high-speed and high-temperature reacting flows using a commercial CFD software. *Master's Thesis*, Politecnico di Torino.
- [8] Şumnu, A., et al. (2020). Aerodynamic shape optimization of a missile using a multiobjective genetic algorithm. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2020, Article ID 1528435. <https://doi.org/10.1155/2020/1528435>
- [9] Vidanović, N., et al. (2020). Multidisciplinary shape optimization of missile fin configuration subject to aerodynamic heating. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 57(3), 433–448. <https://doi.org/10.2514/1.A34575>
- [10] Vasek, D., Polacek, J., et al. (2020). Improved estimation of air-to-air missile aerodynamic characteristics using the CFD method. *Advances in Military Technology*, 15(2), 301–315. <https://doi.org/10.3849/aimt.01373>

- [11] Atay, G. (2024). An engineering approach to calculate aerodynamic heating on supersonic missiles. *AIAA Scitech 2024 Forum*, AIAA 2024-1877. <https://doi.org/10.2514/6.2024-1877>
- [12] Damljanović, D., et al. (2021). Wind tunnel testing of ONERA-M, AGARD-B, and HB-2 standard models at off-design conditions. *Aerospace*, 8(10), 275. <https://doi.org/10.3390/aerospace8100275>
- [13] Shiyu, Z. (2021). Wind tunnel test and modeling analysis of cable-cover induced rolling aerodynamics on a tailless missile. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 36(3), 11–19. <https://doi.org/10.11729/sytlx20210155>
- [14] JIANG Jinjun, ZHOU Xuanchi, CHEN Lianzhong, CUI Ning, JIANG Yan. [Research on intelligent optimal design method of wind tunnel test scheme](#)[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2022, 36(3): 11-19. DOI: [10.11729/sytlx20210155](https://doi.org/10.11729/sytlx20210155)
- [15] Dong, J., et al. (2020). Research on test technology of dynamic force measurement of rotating missiles in wind tunnels. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 34(4), 81–86. <https://doi.org/10.11729/sytlx20190119>
- [16] Washington, W., & Miller, M. (1998). Experimental investigations of grid fin aerodynamics: A synopsis of nine wind tunnel and three flight tests. *RTO AVT Symposium on Missile Aerodynamics*. <https://doi.org/10.2514/6.1993-35>
- [17] Kerampran, C., et al. (2020). Temperature measurement of a bullet in flight. *Sensors*, 20(24), 7016. <https://doi.org/10.3390/s20247016>
- [18] Madding, R. P. (1979). *Thermographic Instruments and Systems*. University of Wisconsin-Extension, Department of Engineering & Applied Science.
- [19] Głębocki, R., et al. (2020). Sensitivity analysis and flight test results for a vertical cold launch missile system. *Aerospace*, 7(12), 168. <https://doi.org/10.3390/aerospace7120168>
- [20] Xu, L., et al. (2022). Trajectory prediction of ballistic missiles using Gaussian process error model. *Chinese Journal of Aeronautics*, 35(1), 458–469.

- [21] Gangolu, J., et al. (2023). Improvement of probabilistic models for prediction of missile-impact effects on reinforced concrete protective panels using an experimental and numerical database. *Journal of Performance of Constructed Facilities*, 37(5). <https://doi.org/10.1061/JPCFEV.CFENG-4316>
- [22] Khalid, S. (2024). Terminal ballistics: Gauging the accuracy of empirical formulas in the literature based on numerical simulations. *Master of Science in Engineering Physics*.
- [23] Terry, N. B., & Cone, P. P. (2020). Hypersonic technology: An evolution in nuclear weapons? *Strategic Studies Quarterly*, 14(2), 74–99. <https://www.jstor.org/stable/26915278>
- [24] Chyba, C. F. (2020). New technologies & strategic stability. *Daedalus*, 149(2), 150–170. https://doi.org/10.1162/daed_a_01795
- [25] Shenoy, S. B. (2022). Development of materials and structures for shielding applications against blast and ballistic impact: A detailed review. *Thin-Walled Structures*, 179, 109664. <https://doi.org/10.1016/j.tws.2022.109664>
- [26] Tan, V. B. C., et al. (2020). The response of bio-inspired helicoidal laminates to small projectile impact. *International Journal of Impact Engineering*, 142, 103608. <https://doi.org/10.1016/j.ijimpeng.2020.103608>
- [27] Arias, A., et al. (2008). Numerical simulations of impact behavior of thin steel plates subjected to cylindrical, conical, and hemispherical non-deformable projectiles. *Engineering Fracture Mechanics*, 75, 1635–1656.
- [28] Chen, J., et al. (2021). Progress in flight tests of hypersonic boundary layer transition. *Journal of Fluid Mechanics*, 37, 1589–1609.
- [29] Li, Z., et al. (2021). A perspective of system engineering on hypersonic boundary-layer transition. *Acta Aerodyn. Sin.*, 39, 26–38.
- [30] Cho, W. (2020). Double-fin induced shock wave/turbulent boundary layer interactions over a cylindrical surface. *North Carolina State University ProQuest Dissertations & Theses*, 28122812.
- [31] Ahmed, M. Y., et al. (2005). Calculation of aerodynamic heating of a conical forebody along flight trajectory. *11th International Conference on Aerospace Sciences & Aviation Technology*.

- [32] Yi, S. H., et al. (2024). Research progress of transpiration cooling for aircraft thermal protection. *Applied Thermal Engineering*, 236, 121360. <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2023.121360>
- [33] Gong, Z. (2022). A robust adaptive control algorithm for multimissile cooperative formation. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2022, Article ID 5483667. <https://doi.org/10.1155/2022/5483667>
- [34] Ahmed, M. F., et al. (2020). Adaptive control designed by online solving for Riccati and Lyapunov equations with nonlinear flight body. *International Journal of Automation and Control*, 14(3), 304–332. <https://doi.org/10.1504/IJAAC.2020.107086>
- [35] Jing, W., et al. (2020). Multidisciplinary integrated design of long-range ballistic missiles using PSO algorithm. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 31(2), 335–349.
- [36] Joe, I., et al. (2022). Ensemble machine learning models for simulating the missile defense system. *Proceedings of 6th Computational Methods in Systems and Software*, 2, 142–156.
- [37] Bartusiak, E. R., et al. (2021). A machine learning approach to classify hypersonic vehicle trajectories. *IEEE Aerospace Conference* (50100).
- [38] Xu, C., et al. (2022). Comparison of machine learning data fusion methods applied to aerodynamic modeling of rocket first stage with grid fins. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 36(3), 79–92. <https://doi.org/10.11729/sytltx20210154>
- [39] Wen, Q., et al. (2020). Effects of end condition and aspect ratio on aerodynamic properties of rectangular sectional models. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 34(4), 36–43. <https://doi.org/10.11729/sytltx20190088>
- [40] Borvik, T., et al. (2002). Perforation of 12 mm thick steel plates by 20 mm diameter projectiles with flat, hemispherical, and conical noses: Part I: Experimental study. *International Journal of Impact Engineering*, 27, 19–35.
- [41] Gupta, N. K., et al. (2006). Experimental and numerical studies on the behavior of thin aluminum plates subjected to impact by blunt and hemispherical-nosed projectiles. *International Journal of Impact Engineering*, 32, 1921–1944.
- [42] Kumar, T. R. S., et al. (2023). Effect of shear reinforcement and steel liner on ballistic resistance of reinforced concrete targets under flat and hemisphere nose missile impact. *Mechanics of Solids*, 58(6), 2319–2332.

- [43] Kennedy, R. P. (1976). A review of procedures for the analysis and design of concrete structures to resist missile impact effects. *Nuclear Engineering and Design*, 37, 183–203.
- [44] Wu, H., et al. (2015). Hard projectile perforation on monolithic and segmented RC panels with a rear steel liner. *International Journal of Impact Engineering*, 76, 232–250.
- [45] Li, K., et al. (2023). Differential geometric guidance law design for varying-speed missiles. *Aerospace Science and Technology*, 140, 108440. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108440>
- [46] Shen, J., et al. (2020). Aerodynamic analysis of a hypersonic electromagnetic gun-launched projectile. *Defence Technology*, 16(4), 753–761.
- [47] Flatus, D. H. (1975). Angle-of-attack control of spinning missiles. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 12(4).
- [48] You, H., et al. (2020). Distributed synergetic guidance law for multiple missiles with angle-of-attack constraint. *The Aeronautical Journal*, 124(1274).
- [49] Prabowo, A. R., et al. (2024). Analysis of the ballistic impact on sandwich panels: Influence of attack angle and target location in structure–bullet interaction. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 46, Article No. 598.
- [50] Fadhil, O. A. (2021). Entry dynamics of the Space Shuttle in the Earth's atmosphere. *Aerospace Science and Technology*.
- [51] Mendel, M. (2021). Meteorology in field artillery ballistic calculations. *Journal of Physics: Conference Series*, 2090, 012149.
- [52] Tahk, M. J., et al. (2021). Generalized polynomial guidance for terminal velocity control of tactical ballistic missiles. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 22, 163–175. <https://doi.org/10.1007/s42405-020-00291-6>
- [53] Albano, E., & Rodden, W. P. (1969). A doublet-lattice method for calculating lift distributions on oscillating surfaces in subsonic flows. *AIAA Journal*, 7, 279–285.
- [54] Gulizzi, V., & Benedetti, I. (2024). Computational aeroelastic analysis of wings based on the structural discontinuous Galerkin and aerodynamic vortex lattice methods. *Aerospace Science and Technology*, 144. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108808>
- [55] Nielsen, J. N. (1960). *Missile Aerodynamics*. McGraw-Hill Book Company.

- [56] Hemsch, M. J. (1985). Nonlinear applications of slender-body theory to missile aerodynamics. *AIAA Paper 85-1775*. <https://doi.org/10.2514/6.1985-1775>
- [57] Milne, R. D. (1960). The aerodynamic forces associated with harmonic motion of slender wings on stationary bodies of revolution. *Aeronautical Quarterly*, 11, 355–370.
- [58] Arévalo, F., & García-Fogeda, P. (2010). Aeroelastic study of a slender wing/body configuration with structural nonlinearities. *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD)*, Madrid.
- [59] Yu, Z., & Eloy, C. (2018). Extension of Lighthill's slender-body theory to moderate aspect ratios. *Journal of Fluids and Structures*, 76, 84–94.
- [60] Salehi Paniagua, K., García-Fogeda, P., & Arévalo, F. (2023). Aeroelastic stability of an aerial refueling hose–drogue system with aerodynamic grid fins. *Aerospace*, 10(5). <https://doi.org/10.3390/aerospace10050481>
- [61] Sahbon, N. (2024). Comparison of two aerodynamic models for projectile trajectory simulation. *Aerospace*, 11(3), 189. <https://doi.org/10.3390/aerospace11030189>
- [62] Allerton, D. (2009). *Principles of Flight Simulation*. John Wiley & Sons.
- [63] Siouris, G. M. (2004). *Missile guidance and control systems*. Springer