

**T.C.
İSTANBUL GEDİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**



**FÜZELERDE GÜDÜMLEME SİSTEMLERİNİN ANALİZİ VE
KARŞILAŞTIRILMASI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Mehmet TOPALÖMER

Savunma Teknolojileri Ana Bilim Dalı

Savunma Teknolojileri Tezli Yüksek Lisans Programı

EKİM 2020

**T.C.
İSTANBUL GEDİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**



**FÜZELERDE GÜDÜMLEME SİSTEMLERİNİN ANALİZİ VE
KARŞILAŞTIRILMASI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Mehmet TOPALÖMER
(181202002)**

Savunma Teknolojileri Ana Bilim Dalı

Savunma Teknolojileri Tezli Yüksek Lisans Programı

Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Çiğdem GÜNDOĞAN TÜRKER

EKİM 2020



T.C.
İSTANBUL GEDİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ MÜDÜRLÜĞÜ

Yüksek Lisans Tez Onay Belgesi

Enstitümüz, Savunma Teknolojileri Tezli Yüksek Lisans Programı 181208002 numaralı öğrencisi **Mehmet TOPALÖMER**'in "Füzelerdeki Gdümlleme Sistemlerinin Analizi ve Karşılaştırılması" adlı tez çalışması Enstitümüz Yönetim Kurulunun 11.09.2020 tarih ve 2020/15 sayılı kararıyla oluşturulan jüri tarafından *Dr. Birlikçi* ile Yüksek Lisans tezi olarak *...kabal...* edilmiştir.

Öğretim Üyesi Adı Soyadı

İmzası

Tez Savunma Tarihi : 06.10.2020

- 1) Tez Danışmanı: **Dr. Öğr. Üyesi Çiğdem GÜNDOĞAN TÜRKER**
- 2) Jüri Üyesi : **Prof. Dr. Melike NİKBAY**
- 3) Jüri Üyesi : **Dr. Öğr. Üyesi Bülent İMAMOĞLU**

Not: Öğrencinin Tez savunmasında **Başarılı** olması halinde bu form **imzalanacaktır**. Aksi halde geçersizdir.

YEMİN METNİ

Bu tez çalışmasının kendi çalışmam olduğunu, tezin planlanmasından yazımına kadar bütün safhalarda etik dışı davranışımın olmadığını, bu tezdeki bütün bilgileri akademik ve etik kurallar içinde elde ettiğimi, bu tez çalışmasıyla elde edilmeyen bütün bilgi ve yorumlara kaynak gösterdiğimi ve bu kaynakları da kaynaklar listesine aldığımı, yine bu tezin çalışılması ve yazımı sırasında patent ve telif haklarını ihlal edici bir davranışımın olmadığı beyan ederim. (06 /10 /2020)

Mehmet Topalömer

ÖNSÖZ

Bu tezde füzelerdeki güdümlenme sistemlerinin analizi ve karşılaştırılması yapılmıştır. Atgm_1, Low Drag_8, Patriot_TR ve New Missile olarak adlandırılan dört farklı füzenin Rocket Simulator programında tasarımı yapılarak aerodinamik analizi gerçekleştirilmiştir. Füzelerde; erişilecek hedefin konumuna, gidiş yoluna, hedefin aktif olup olmamasına, hedefin fiziki niteliklerine ve niceliklerine bağlı olarak çeşitli güdüm metotları uygulanmaktadır. Farklı güdüm algoritmaları için füzelerin test uçuşlarının simülasyonu yapılmıştır.

Bu çalışmanın her aşamasında değerli bilgilerini ve desteklerini aktaran Danışman Hocam Dr. Çiğdem GÜNDOĞAN TÜRKER'e şükranlarımı sunarım.

Ayrıca, yüksek lisans yapmamda beni teşvik eden ve tüm eğitim hayatım boyunca bana her zaman destek olan ağabeyim değerli tarih öğretmeni Ömer Yavuz TOPALÖMER'e teşekkür ederim.

Eylül 2020

Mehmet TOPALÖMER

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖNSÖZ	iv
İÇİNDEKİLER	v
ÇİZELGE LİSTESİ	viii
ŞEKİL LİSTESİ	x
ÖZET	xiv
ABSTRACT	xv
1. GİRİŞ	1
1.1 Füzeler Hakkında Genel Bilgi.....	4
1.2 Literatür Araştırması	7
1.3 Tezin Amacı	8
2. FÜZE SİSTEMLERİ	9
2.1 Füzelerin Gruplandırılması ve Sınıflandırılması.....	10
2.2 Çalışma Prensipleri.....	12
2.3 Füze Aerodinamiği.....	13
2.4 Füzelerde Kontrol Sistemleri	14
2.5 Füze Ve Roketlerde Kullanılan Yakıtlar	17
2.5.1 Katı yakıtlı roketler	17
2.5.2 Sıvı yakıtlı roketler.....	19
2.6 Füze Savunma Sistemleri	20
2.6.1 Aktif Savunma Sistemi	20
2.6.2 Pasif savunma sistemi	21
2.6.3 Karşı önlemler.....	21
3. GÜDÜM SİSTEMLERİ	23
3.1 Güdümlü Sistemlerde Kapalı Sistem Döngüsü.....	24
3.2 Güdüm Algoritmaları	24
3.2.1 Evleme güdümü	25
3.2.2 Görüş hattı güdümü.....	26
3.2.3 Seyrüsefer güdümü	27
3.3 Füzelerde Güdüm Kısımları	27
3.4 Güdüm bölümünün işlevi.....	28
3.5 Füzelerde Güdüm Çalışma Sistemi.....	28
3.6 Güdümlü Füzelerin Aerodinamik Yapısı	30
3.7 Güdümlü Mühimmat Sistemleri.....	32
3.8 Güdümlü Füzelerin Yörüngesi.....	33
3.9 Güdüm - Kontrol Sistemini Meydana Getiren Alt Sistemler ve Fonksiyonları.....	34
3.9.1 Algılayıcılar	35
3.9.2 Güdüm birimi.....	35
3.9.3 Otopilot birimi.....	36

3.9.4 Tahrik sistemleri	36
3.10 Uçuş Kontrolü	36
3.11 Güdümlemiş Uçuş Rotaları	37
4. FÜZE TASARIMI.....	39
4.1 Atgm_1 Füzesi	39
4.1.1 Atgm_1 füzesinin roket motoru tasarımı	40
4.1.2 Atgm_1 füzesinin aerodinamik dizaynı	43
4.1.3 Atgm_1 füzesinin harp başlığı	47
4.1.4 Atgm_1 füzesinin fünyesi	50
4.1.6 Atgm_1 füzesinin fırlatıcısı	52
4.1.7 Atgm_1 füzesinin kontrol ünitesi.....	53
4.1.8 Atgm_1 füzesinin statik testi.....	54
4.2 Low Drag_8 Füzesi	56
4.2.1 Low drag_8 füzesinin roket motoru tasarımı	56
4.2.2 Low drag_8 füzesinin füzesinin aerodinamik dizaynı	59
4.2.3 Low drag_8 füzesinin harp başlığı	62
4.2.4 Low drag_8 füzesinin fünyesi	65
4.2.5 Low drag_8 füzesinin güdüm sistemi	66
4.2.6 Low drag_8 füzesinin fırlatıcısı	67
4.2.7 Low drag_8 füzesinin kontrol ünitesi	68
4.2.8 Low drag_8 füzesinin statik testi	68
4.3 Patriot_TR Füzesi.....	70
4.3.1 Patriot_TR füzesinin roket motoru tasarımı.....	70
4.3.2 Patriot_Tr füzesinin füzesinin aerodinamik dizaynı	73
4.3.3 Patriot_Tr füzesinin harp başlığı.....	76
4.3.4 Patriot_Tr füzesinin fünyesi.....	79
4.3.5 Patriot_TR füzesinin güdüm sistemi.....	80
4.3.6 Patriot_Tr füzesinin fırlatıcısı	81
4.3.7 Patriot_Tr füzesinin kontrol ünitesi	82
4.3.8 Patriot_Tr füzesinin statik testi	82
4.4 New Missile Füzesi	84
4.4.1 New missile füzesinin roket motoru tasarımı	84
4.4.2 New missile füzesinin aerodinamik dizaynı	87
4.4.3 New Missile Füzesinin Harp Başlığı	90
4.4.4 New Missile Füzesinin Fünyesi	93
4.4.5 New Missile Füzesinin Güdüm Sistemi.....	94
4.4.6 New missile füzesinin fırlatıcısı.....	95
4.4.7 New missile füzesinin kontrol ünitesi.....	95
4.4.8 New missile füzesinin statik testi.....	96
5. TASARLANILAN FÜZELERİN KARŞILAŞTIRMALI ANALİZİ.....	98
5.1 Roket Motorları.....	98
5.2 Aerodinamik Konfigürasyon Değerleri.....	102
5.3 Harp Başlığı Değerleri	105
5.4 Fünye Değerleri.....	108
5.5 Güdüm Sistemleri.....	111

5.6 Fırlatıcılar	114
5.7 Kontrol Üniteleri	116
5.8 Statik Testlerin Karşılaştırmalı Analizi.....	116
6. TASARLANILAN FÜZELERİN SİMÜLASYONLARI VE SONUÇLARI	119
6.1 Atgm_1 Füzesinin Simülasyonu	119
6.2 Low Drag_8 Füzesinin Simülasyonu	122
6.3 Patriot_Tr Füzesinin Simülasyonu	125
6.4 New Missile Füzesinin Simülasyonu	128
7. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	132
KAYNAKLAR	138
ÖZGEÇMİŞ.....	142

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 4.1: Atgm_1 Füzesinin Roket Motorunun Sevk Barutu Parametreleri	41
Çizelge 4.2: Atgm_1 Füzesinin Roket Motorunun ve Egzoz Nozulunun Boyutları .	41
Çizelge 4.3: Atgm_1 Füzesinin Aerodinamik Konfigürasyon Değerleri	44
Çizelge 4.4: Atgm_1 Füzesinin Harp Başlığının Parametre Değerleri.....	47
Çizelge 4.5: Atgm_1 Füzesinin Fünye Parametre Değerleri4.1.5 ATGM_1 Füzesinin Güdüm Sistemi	51
Çizelge 4.6: Atgm_1 Füzesinin Güdüm Sistem Parametre Değerleri	52
Çizelge 4.7: Atgm_1 Füzesinin Fırlatıcısının Parametre Değerleri.....	53
Çizelge 4.8: Atgm_1 Füzesinin Kontrol Ünitesinin Parametre Değerleri	54
Çizelge 4.9: Low Drag_8 Füzesinin Roket Motorunun Sevk Barutu Parametreleri .	57
Çizelge 4.10: Low Drag_8 Füzesinin Roket Motorunun ve Egzoz Nozulunun Boyutları	57
Çizelge 4.11: Low Drag_8 Füzesinin Aerodinamik Konfigürasyon Değerleri.....	60
Çizelge 4.12: Low Drag_8 Füzesinin Harp Başlığının Parametre Değerleri	63
Çizelge 4.13: Low Drag_8 Füzesinin Fünye Parametre Değerleri.....	66
Çizelge 4.14: Low Drag_8 Füzesinin Güdüm Sistem Parametre Değerleri.....	67
Çizelge 4.15: Low Drag_8 Füzesinin Fırlatıcısının Parametre Değerleri	67
Çizelge 4.16: Low Drag_8 Füzesinin Kontrol Ünitesinin Parametre Değerleri.....	68
Çizelge 4. 17: Patriot_TR Füzesinin Roket Motorunun Sevk Barutu Parametreleri.	71
Çizelge 4. 18: Patriot_TR Füzesinin Roket Motorunun ve Egzoz Nozulunun Boyutları	71
Çizelge 4.19: Patriot_TR Füzesinin Aerodinamik Konfigürasyon Değerleri	74
Çizelge 4.20: Patriot_TR Füzesinin Harp Başlığının Parametre Değerleri.....	77
Çizelge 4.21: Patriot_TR Füzesinin Fünye Parametre Değerleri	80
Çizelge 4.22: Patriot_TR Füzesinin Güdüm Sistem Parametre Değerleri	81
Çizelge 4.23: Patriot_TR Füzesinin Fırlatıcısının Parametre Değerleri.....	81
Çizelge 4.24: Patriot_TR Füzesinin Kontrol Ünitesinin Parametre Değerleri	82
Çizelge 4.25: New Missile Füzesinin Roket Motorunun Sevk Barutu Parametreleri	84
Çizelge 4.26: New Missile Füzesinin Roket Motorunun ve Egzoz Nozulunun Boyutları	85
Çizelge 4.27: New Missile Füzesinin Aerodinamik Konfigürasyon Değerleri.....	87
Çizelge 4.28: New Missile Füzesinin Harp Başlığının Parametre Değerleri	90
Çizelge 4.29: New Missile Füzesinin Fünye Parametre Değerleri.....	93
Çizelge 4.30: New Missile Füzesinin Güdüm Sistem Parametre Değerleri.....	94
Çizelge 4.31: New Missile Füzesinin Fırlatıcısının Parametre Değerleri	95
Çizelge 4.32: New Missile Füzesinin Kontrol Ünitesinin Parametre Değerleri.....	96
Çizelge 5.1: Füzelerin Roket Motorlarının Parametre Değerleri.....	98
Çizelge 5.2: Füzelerin Roket Motorlarının Statik Test Parametre Değerleri	100
Çizelge 5.3: Füzelerin Aerodinamik Konfigürasyon Değerleri.....	102
Çizelge 5.4: Füzelerin Aerodinamik Katsayı Değerleri	103

Çizelge 5.5: Füzelere Harp Başlığı Parametre Değerleri	105
Çizelge 5.6: Füzelere Harp Başlığı Grafik Değerleri	106
Çizelge 5.7: Füzelere Fünne Parametre Değerleri	108
Çizelge 5.8: Füzelere Güdüm Sistem Parametre Değerleri.....	111
Çizelge 5.9: Füzelere Fırlatıcılarının Parametre Değerleri	114
Çizelge 5.10: Füzelere Kontrol Ünitelerinin Parametre Değerleri.....	116
Çizelge 5.11: Füzelere Statik Testlerinin Parametre Değerleri	117
Çizelge 7.1: Füzelere Simülasyon Değerleri	134

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1: Bir Füzenin Temel Yapısı	10
Şekil 2.2: KHF: Karadan havaya füze	11
Şekil 2.3: HHF: Havadan havaya füze	11
Şekil 2.4: HKF: Havadan karaya füze	11
Şekil 2.5: KKF: Karadan karaya füze.....	11
Şekil 2.6: HDF: Havadan denize füze	12
Şekil 2.7: Louyang PL-10 tipi Havadan Havaya Füze Alt Sistemlerin Yerleşimi	14
Şekil 4.1: Atgm_1 Füzesinin Roket Motoru.....	40
Şekil 4.2: Atgm_1 Füzesinin Roket Motorunun İtki Kuvveti	42
Şekil 4.3: Atgm_1 Füzesinin Roket Motorunun Yanma Odası Basıncı.....	42
Şekil 4.4: Atgm_1 Füzesinin Roket Motorunun Çıkış Basıncı	42
Şekil 4.5: Atgm_1 Füzesinin Roket Motorunun Sevk Barutu Kütlesi	43
Şekil 4.6: Atgm_1 Füzesinin Roket Motorunun Nozulun İtki Katsayısı	43
Şekil 4.7: Atgm_1 Füzesinin Aerodinamik Dizaynı.....	43
Şekil 4.8: Atgm_1 Füzesinin Havada Sürtünme Katsayısı.....	45
Şekil 4.9: Atgm_1 Füzesinin Normal Kuvvet (Eğri) Katsayısı.....	45
Şekil 4.10: Atgm_1 Füzesinin Yunuslama Momenti Katsayısı	45
Şekil 4.11: Atgm_1 Füzesinin Kontrol Momenti Katsayısı	46
Şekil 4.12: Atgm_1 Füzesinin Hücüm Açısı Katsayısı	46
Şekil 4.13: Atgm_1 Füzesinin Manevra Kabiliyet Katsayısı	46
Şekil 4.14: Atgm_1 Füzesinin Harp Başlığı	47
Şekil 4.15: Atgm_1 Füzesinin Harp Başlığının Süre Grafiği	48
Şekil 4.16: Atgm_1 Füzesinin Harp Başlığının Azami Yüksek Basıncı	48
Şekil 4.17: Atgm_1 Füzesinin Harp Başlığının Dyn Basıncı	48
Şekil 4.18: Atgm_1 Füzesinin Harp Başlığının Mermi Hızı	49
Şekil 4.19: Atgm_1 Füzesinin Harp Başlığının Mermi Enerjisi	49
Şekil 4.20: Atgm_1 Füzesinin Harp Başlığının Mermi Yoğunluğu	49
Şekil 4.21: Atgm_1 Füzesinin Fünyesi.....	50
Şekil 4.22: Atgm_1 Füzesinin Uzaktan Komuta - Kesişim Noktası Güdüm Sistemi	52
Şekil 4.23: Atgm_1 Füzesinin Hedef Güdüm - Oransal Seyir Güdüm Sistemi	52
Şekil 4.24: Atgm_1 Füzesinin Fırlatıcısı	52
Şekil 4.25: Atgm_1 Füzesinin Kontrol Ünitesi	53
Şekil 4.26: Atgm_1 Füzesinin Statik Test Hızı	54
Şekil 4.27: Atgm_1 Füzesinin Statik Test Mesafesi.....	55
Şekil 4.28: Atgm_1 Füzesinin Statik Test Mach Sayısı	55
Şekil 4.29: Atgm_1 Füzesinin Statik Test Manevra Değeri.....	55
Şekil 4.30: Low Drag_8 Füzesinin Roket Motoru	56
Şekil 4.31: Low Drag_8 Füzesinin Roket Motorunun İtki Kuvveti	58
Şekil 4.32: Low Drag_8 Füzesinin Roket Motorunun Yanma Odası Basıncı.....	58
Şekil 4.33: Low Drag_8 Füzesinin Roket Motorunun Çıkış Basıncı	58

Şekil 4.34: Low Drag_8 Füzesinin Roket Motorunun Sevk Barutu Kütlesi	59
Şekil 4.35: Low Drag_8 Füzesinin Roket Motorunun Nozulun İtki Katsayısı	59
Şekil 4.36: Low Drag_8 Füzesinin Aerodinamik Dizaynı	60
Şekil 4.37: Low Drag_8 Füzesinin Havada Sürtünme Katsayısı	60
Şekil 4.38: Low Drag_8 Füzesinin Normal Kuvvet (Eğri) Katsayısı.....	61
Şekil 4.39: Low Drag_8 Füzesinin Yunuslama Momenti Katsayısı	61
Şekil 4.40: Low Drag_8 Füzesinin Kontrol Momenti Katsayısı	61
Şekil 4.41: Low Drag_8 Füzesinin Hücüm Açısı Katsayısı	62
Şekil 4.42: Low Drag_8 Füzesinin Manevra Kabiliyet Katsayısı	62
Şekil 4.43: Low Drag_8 Füzesinin Harp Başlığı.....	62
Şekil 4.44: Low Drag_8 Füzesinin Harp Başlığının Süre Grafiği.....	63
Şekil 4.45: Low Drag_8 Füzesinin Harp Başlığının Azami Yüksek Basıncı.....	64
Şekil 4.46: Low Drag_8 Füzesinin Harp Başlığının Dyn Basıncı.....	64
Şekil 4.47: Low Drag_8 Füzesinin Harp Başlığının Mermi Hızı.....	64
Şekil 4.48: Low Drag_8 Füzesinin Harp Başlığının Mermi Enerjisi	64
Şekil 4.49: Low Drag_8 Füzesinin Harp Başlığının Mermi Yoğunluğu.....	65
Şekil 4.50: Low Drag_8 Füzesinin Fünyesi	65
Şekil 4.51: Low Drag_8 Füzesinin Uzaktan Komuta - Kesişim Noktası Güdüm Sistemi	66
Şekil 4.52: Low Drag_8 Füzesinin Hedef Güdüm - Oransal Seyir Güdüm Sistemi ..	66
Şekil 4.53: Low Drag_8 Füzesinin Fırlatıcısı.....	67
Şekil 4.54: Low Drag_8 Füzesinin Kontrol Ünitesi	68
Şekil 4.55: Low Drag_8 Füzesinin Statik Test Hızı	68
Şekil 4.56: Low Drag_8 Füzesinin Statik Test Mesafesi	69
Şekil 4.57: Low Drag_8 Füzesinin Statik Test Mach Sayısı.....	69
Şekil 4.58: Low Drag_8 Füzesinin Statik Test Manevra Değeri.....	69
Şekil 4.59: Patriot_TR Füzesinin Roket Motoru	70
Şekil 4.60: Patriot_TR Füzesinin Roket Motorunun İtki Kuvveti.....	71
Şekil 4.61: Patriot_TR Füzesinin Roket Motorunun Yanma Odası Basıncı	72
Şekil 4.62: Patriot_TR Füzesinin Füzesinin Roket Motorunun Çıkış Basıncı	72
Şekil 4.63: Patriot_TR Füzesinin Roket Motorunun Sevk Barutu Kütlesi.....	72
Şekil 4.64: Patriot_TR Füzesinin Roket Motorunun Nozulun İtki Katsayısı.....	73
Şekil 4.65: Patriot_TR Füzesinin Aerodinamik Dizaynı.....	73
Şekil 4.66: Patriot_TR Füzesinin Havada Sürtünme Katsayısı	74
Şekil 4.67: Patriot_TR Füzesinin Normal Kuvvet (Eğri) Katsayısı	75
Şekil 4.68: Patriot_TR Füzesinin Yunuslama Momenti Katsayısı.....	75
Şekil 4.69: Patriot_TR Füzesinin Kontrol Momenti Katsayısı.....	75
Şekil 4.70: Patriot_TR Füzesinin Hücüm Açısı Katsayısı	76
Şekil 4.71: Patriot_TR Füzesinin Manevra Kabiliyet Katsayısı.....	76
Şekil 4.72: Patriot_TR Füzesinin Harp Başlığı	76
Şekil 4.73: Patriot_TR Füzesinin Harp Başlığının Süre Grafiği	77
Şekil 4.74: Patriot_TR Füzesinin Harp Başlığının Azami Yüksek Basıncı	78
Şekil 4.75: Patriot_TR Füzesinin Harp Başlığının Dyn Basıncı	78
Şekil 4.76: Patriot_TR Füzesinin Harp Başlığının Mermi Hızı	78
Şekil 4.77: Patriot_TR Füzesinin Harp Başlığının Mermi Enerjisi.....	78
Şekil 4.78: Patriot_TR Füzesinin Harp Başlığının Mermi Yoğunluğu	79
Şekil 4.79: Patriot_TR Füzesinin Fünyesi	79
Şekil 4.80: Patriot_TR Füzesinin Uzaktan Komuta - Görüş Hattı Güdüm Sistemi ..	80
Şekil 4.81: Patriot_TR Füzesinin Hedef Güdüm - Takip Güdüm Sistemi	80
Şekil 4.82: Patriot_TR Füzesinin Fırlatıcısı	81

Şekil 4.83: Patriot_TR Füzesinin Kontrol Ünitesi.....	82
Şekil 4.84: Patriot_TR Füzesinin Statik Test Hızı	82
Şekil 4.85: Patriot_TR Statik Test Mesafesi.....	83
Şekil 4.86: Patriot_TR Füzesinin Statik Test Mach Sayısı	83
Şekil 4.87: Patriot_TR Füzesinin Statik Test Manevra Değeri	83
Şekil 4.88: New Missile Füzesinin Roket Motoru	84
Şekil 4.89: New Missile Füzesinin Roket Motorunun İtki Kuvveti	85
Şekil 4.90: New Missile Füzesinin Roket Motorunun Yanma Odası Basıncı.....	86
Şekil 4.91: New Missile Füzesinin Roket Motorunun Çıkış Basıncı	86
Şekil 4.92: New Missile Füzesinin Roket Motorunun Sevk Barutu Kütlesi	86
Şekil 4.93: New Missile Füzesinin Roket Motorunun Nozulun İtki Katsayısı	86
Şekil 4.94: New Missile Füzesinin Aerodinamik Dizaynı	87
Şekil 4.95: New Missile Füzesinin Havada Sürtünme Katsayısı	88
Şekil 4.96: New Missile Füzesinin Normal Kuvvet (Eğri) Katsayısı.....	88
Şekil 4.97: New Missile Füzesinin Yunuslama Momenti Katsayısı	88
Şekil 4.98: New Missile Kontrol Momenti Katsayısı.....	89
Şekil 4.99: New Missile Füzesinin Hücum Açısı Katsayısı	89
Şekil 4.100: New Missile Füzesinin Manevra Kabiliyet Katsayısı	89
Şekil 4.101: New Missile Füzesinin Harp Başlığı.....	90
Şekil 4.102: New Missile Füzesinin Harp Başlığının Süre Grafiği.....	91
Şekil 4.103: New Missile Füzesinin Harp Başlığının Azami Yüksek Basıncı.....	91
Şekil 4.104: New Missile Füzesinin Harp Başlığının Dyn Basıncı.....	91
Şekil 4.105: New Missile Füzesinin Harp Başlığının Mermi Hızı.....	92
Şekil 4.106: New Missile Füzesinin Harp Başlığının Mermi Enerjisi	92
Şekil 4.107: New Missile Füzesinin Harp Başlığının Mermi Yoğunluğu.....	92
Şekil 4.108: New Missile Füzesinin Fünyesi	93
Şekil 4.109: New Missile Füzesinin Uzaktan Komuta - Görüş Hattı Güdüm Sistemi	94
Şekil 4.110: New Missile Füzesinin Hedef Güdüm - Takip Güdüm Sistemi.....	94
Şekil 4.111: New Missile Füzesinin Fırlatıcısı.....	95
Şekil 4.112: New Missile Füzesinin Kontrol Ünitesi	95
Şekil 4.113: New Missile Füzesinin Statik Test Hızı	96
Şekil 4.114: New Missile Statik Test Mesafesi	96
Şekil 4.115: New Missile Füzesinin Statik Test Mach Sayısı	97
Şekil 4.116: New Missile Füzesinin Statik Test Manevra Değeri.....	97
Şekil 6.1: Atgm_1 Füzesinin Simülasyonundaki Platform, Atıcı ve Hedefin Değerleri	119
Şekil 6.2: Atgm_1 Füzesinin Hedef Takip Görüşü	120
Şekil 6.3: Atgm_1 Füzesinin Hedef Vuruş Görüşü.....	120
Şekil 6.4: Atgm_1 Füzesinin Teleskop Görüşü.....	120
Şekil 6.5: Atgm_1 Füzesinin Simülasyon Hızı Grafiği.....	120
Şekil 6.6: Atgm_1 Füzesinin Simülasyon Mesafesi Grafiği	121
Şekil 6.7: Atgm_1 Füzesinin Simülasyon İrtifası Grafiği	121
Şekil 6.8: Atgm_1 Füzesinin Simülasyon Mach Sayısı Grafiği	121
Şekil 6.9: Atgm_1 Füzesinin Simülasyon Manevra Kabiliyet Sayısı Grafiği.....	122
Şekil 6.10: Low Drag_8 Füzesinin Simülasyonundaki Platform, Atıcı ve Hedefin Değerleri.....	122
Şekil 6.11: Low Drag_8 Füzesinin Hedef Takip Görüşü	123
Şekil 6.12: Low Drag_8 Füzesinin Hedef Vuruş Görüşü.....	123
Şekil 6.13: Low Drag_8 Füzesinin Teleskop Görüşü.....	123

Şekil 6.14: Low Drag_8 Füzesinin Simülasyon Hızı Grafiği.....	124
Şekil 6.15: Low Drag_8 Füzesinin Simülasyon Mesafesi Grafiği	124
Şekil 6.16: Low Drag_8 Füzesinin Simülasyon İrtifası Grafiği.....	124
Şekil 6.17: Low Drag_8 Füzesinin Simülasyon Mach Sayısı Grafiği.....	124
Şekil 6.18: Low Drag_8 Füzesinin Simülasyon Manevra Kabiliyet Sayısı Grafiği	125
Şekil 6.19: Patriot_TR Füzesinin Simülasyonundaki Platform, Atıcı ve Hedefin Değerleri.....	125
Şekil 6.20: Patriot_TR Füzesinin Hedef Takip Görüşü.....	126
Şekil 6.21: Patriot_TR Füzesinin Hedef Vuruş Görüşü	126
Şekil 6.22: Patriot_TR Teleskop Görüşü.....	126
Şekil 6.23: Patriot_TR Füzesinin Simülasyon Hızı Grafiği	127
Şekil 6.24: Patriot_TR Füzesinin Simülasyon Mesafesi Grafiği.....	127
Şekil 6.25: Patriot_TR Füzesinin Simülasyon İrtifası Grafiği	127
Şekil 6.26: Patriot_TR Füzesinin Simülasyon Mach Sayısı Grafiği	128
Şekil 6.27: Patriot_TR Füzesinin Simülasyon Manevra Kabiliyet Sayısı Grafiği ..	128
Şekil 6.28: New Missile Füzesinin Simülasyonundaki Platform, Atıcı ve Hedefin Değerleri.....	129
Şekil 6.29: New Missile Füzesinin Hedef Takip Görüşü	129
Şekil 6.30: New Missile Füzesinin Hedef Vuruş Görüşü.....	129
Şekil 6.31: New Missile Füzesinin Teleskop Görüşü.....	130
Şekil 6.32: New Missile Füzesinin Simülasyon Hızı Grafiği.....	130
Şekil 6.33: New Missile Füzesinin Simülasyon Mesafesi Grafiği	130
Şekil 6.34: New Missile Füzesinin Simülasyon İrtifası Grafiği.....	131
Şekil 6.35: New Missile Füzesinin Simülasyon Mach Sayısı Grafiği.....	131
Şekil 6.36: New Missile Füzesinin Simülasyon Manevra Kabiliyet Sayısı Grafiği	131

FÜZELERDE GÜDÜMLEME SİSTEMLERİNİN ANALİZİ VE KARŞILAŞTIRILMASI

ÖZET

Bu tezin konusu, füzelerde yönlendirme sistemlerinin analizi ve karşılaştırılmasıdır. Başta ülkemizde ve tüm dünyada savunma teknolojileri alanındaki gelişmeler geçmişten günümüze değin her zaman güncelliğini korumakta ve özellikle füzeler hakkındaki tez konusunun seçilmesi ve araştırılmasını cazip kılmaktadır. Ülkeler arasında devam eden soğuk savaşlar, teknolojik rekabet ve askeri stratejik hamleler devam etmektedir. Bu nedenle füzeler, geçmişte olduğu gibi bugün ve gelecekte de ülkelerin askeri ve savunma alanlarında güç sahibi olmalarını gerektiren temel faktörlerden biridir.

Günümüzde sadece bir düğmeye basılarak bir şehri yok edebilecek güdümlü füze sistemleri bulunmaktadır. Füzeler itme kuvvetli bir platformdan fırlatılırsa da, seyir planına göre hedefi arayan araçlardır. Oysa, güdümlü roketler olarak tanımlanabilecek füzeler, yönlendirme sistemleri ile otonom olarak hedefe kilitlenip hedefe ulaşabilmektedir. Buna bağlı olarak, füzelerdeki güdüm sistemleri hala geçerliliğini ve teknolojik sürekliliği korumaktadır. Hedefin lokasyonuna, rotasına, fiziksel özelliklerine, miktarlarına ve aktif olup olmadığına bağlı olarak çeşitli yönlendirme yöntemleri üretilmiştir. Güdümlü füzeler, yüksek patlayıcı bombaları havada iken çok uzun mesafelerde hedeflerine ulaştırabilecek hassasiyetli süpersonik uçuş olanakları ve bilgisayar üzerinden yönlendirilebilme kabiliyetine sahiptirler.

Güdümlü füzeler, operasyonları tehdit etmek için yeni bir boyut eklemiştir. Bu yeni alan, süpersonik hızlara ulaşan ve olağanüstü bir yüksekliğe ulaşan füzeler tasarlamak için çok yüksek teknoloji ve mühendisliğe ihtiyaç duymaktadır. Yeni hız ve yükseklik, pilotların kullandığı jet uçaklarını geride bırakmıştır. Bu nedenle, füzelerin sürekli araştırılması ve tasarlanması gerekmektedir.

Bu çalışmada, dört farklı tipte tasarlanan füzelerin güdüm sistemlerinin çalışma prensipleri incelenmekte ve farklı algoritmaların uçuş sırasında karşılaştırılması yapılmaktadır. Bu tez, hem teorik hem de uygulamalı olan bir çalışmadır. Basit yapıda füze ve güdüm sistemleri tasarlanmış, analiz edilmiş ve karşılaştırılmaları yapılmıştır. Füzelerin dizaynında Rocket Simülatör programı kullanılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Güdüm sistemleri, Güdüm algoritmaları, Savunma teknolojileri, Füze, Roket.

ANALYSIS AND COMPARISON OF GUIDANCE SYSTEMS IN MISSILES

ABSTRACT

The subject of this study is Analysis and Comparison of Guidance Systems in Missiles. Developments in the field of defense technologies, especially in our country and all over the world, have always been up-to-date from the past to the present, and it is especially attractive to choose and research the thesis topic on missiles. The ongoing cold wars, technological competitions and military strategic moves have been continued between the countries. Therefore, missiles are one of the fundamental factors that require countries to have power in military and defense areas, as in the past, today and in the future.

Today, there are guided missile systems that can destroy a city at the press of a button. Although missiles are launched from a platform with a thrust, they are vehicles that seek the target in accordance with a navigational plan. Yet, missiles, which can be defined as guided rockets, can be locked into the target autonomously with the guidance systems and reach the target. Moreover, guidance systems in missiles still keep validity and technological continuity. Various guidance methods have been produced depending on the location, the route, physical properties, quantities of the target and also whether it is active. Guided missiles have high precision super sonic flight capabilities that can deliver high explosive bombs to their targets at very long distances while in the air, and they have the ability to be guided via computers.

Guided missiles added a new dimension to threaten of operations. This new area needs very high technology and engineering to design missiles that reach supersonic speeds and reach an extraordinary height. The new speed and height left the jet planes used by pilots behind. Therefore, missiles ought to be continuously researched and designed.

In this study, the working principle of the guidance systems of four different types of missiles designed and compared with their different algorithms during flight. This thesis is both a theoretical and a practical study. Simple missile and guidance systems have been designed, analyzed and compared in the thesis. Rocket Simulator program was used in the design of the missiles.

Keywords: *Guidance systems, Guidance algorithms, Defence technologies, Missile, Rocket.*

1. GİRİŞ

Geçmişten günümüze ülkeler arasında olan soğuk savaşlar, teknolojik rekabetler ve askeri stratejik hamleler süregelmektedir. Bu sebeple, özellikle son zamanlarda elektronik harp ve muharebelerin öneminin son derece arttığı görülmektedir. Yapılan savaşlar, teknolojik çekişmeler ve askeri stratejik hamlelerde birtakım kuvvetli ve tesirli silahlar kullanılmaktadır. Bu teknolojik silahlardan öncelikli olarak füze, roket ve pilotsuz hava araçları kullanılmaktadır. Son derecede aktif ve tesirli olan bu elektronik harp cihazlarından füze ve roketler hemen hemen hedefe tam odaklı güçlü silahlar olarak kullanılmaktadır. İnsansız hava araçları ise genellikle askeri hareket gerçekleştirilecek bir alanda istihbarat ve gözetleme amaçlıdır.

Roketler bir düzlemden ya da bir yükseltiden atılan ve itme gücü ile evvelce değişiklik yapılmayan yörünge üzerinden hedef noktaya varan cihazlardır. Füzeler ise itme gücü ile bir düzlemden ya da bir yükseltiden atılmasına rağmen belirlenen hedef nokta istikametinde hedefi araştıran cihazlardır. Füzeler, farklı fonksiyon ve misyonlara yönelik uyarlanabilen, güdümlü kullanılabilen ve denetlenen, ayrıca gözlem yapma kabiliyetleri olan mekanizmalardır. Bu yüksek donanımlı mekanizmalar aynı zamanda tasarım sırasında kendilerine karar verme sistemleri eklendiği takdirde hedeflerini çok yakın mesafeden isabetleyebilmektedir. Sistemdeki bu yüksek isabet oranı akıllı yazılım, yüksek haberleşme sistemleri ve elektronik algılayıcılar ile sağlanmaktadır [1]. Son derecede kuvvetli, donanımlı ve tesirli bir savaş aracı olan füzelerin, halihazırda devletlerin askeri sahalarda kuvvet, yetki ve otoriteye sahip olmasında en önemli unsurlardan bir tanesidir.

Esas itibarıyla füzeler, bırakılma şartlarına, uzun ya da kısa menzilli olmalarına, kontrol veya denetleme sistemlerine ve güdüm metotlarına göre tasnif edilebilir [2]. Mevcut durumda uzun ve kısa menzile sahip olan pek çok adette ve görev profilinde füze bulunmaktadır. Savunma sanayi dalının süratle gelişmesi, mekanizmanın ya da başka bir deyişle füzenin güvenilirliğini ve amacına ulaşmadaki oranlarını süratli bir şekilde ilerletmektedir. Bundan dolayı güdüm sistemli füzeler güdümsüz sistemli füzelerden nispeten fiyatı yüksek olmasına karşın tatbikatlardaki başarıları nedeniyle

daha çok ilgi görmüş ve seçilmiştir [3].

Fiziksel bir objenin bir yerden başka bir yere gitmesi ya da yönlendirilmesi pek çok metot ile sağlanabilir. Fakat, konumunu değiştiren bir objenin ulaşacağı yere önceden kararlaştırılmış bir plandan erişmesi veya belirli bir hedefe ulaşması ya da aktif bir objeyi hedeflemesi istendiği takdirde bu obje için bir güdüm mekanizması tasarlanması gerekmektedir. Güdüm sistemi esasında insanoğlunun tabiatında yer alan bir durumdur. Örneğin; kaçan bir objeyi hedef alarak izlemek için bir düşünce ile yol alınması veya arabasını park alanına düzgün bir şekilde park etmek için çabalayan bir kişinin davranışları bu duruma misal olarak gösterilebilir. Sonuç olarak, güdüm mekanizması bu durumlardan meydana gelmiştir ve erişilecek hedefin lokasyonuna, gidiş yoluna, hedefin aktif olup olmamasına ve hedefin fiziki niteliklerine ve niceliklerine tabi olarak çeşitli güdüm metotları üretilmiştir [4].

Güdüm sistemleri teknolojisinin geçmişi II. Dünya Savaşı yıllarına dayanmaktadır. Bununla birlikte, Soğuk Savaşın dünya devletleri üstündeki tesiri ile bu teknoloji daha da ilerlemiş ve gelişme kaydetmiştir. Örneğin; kısa-menzilli taktik füzeler hakkındaki güdüm kanunları, 1940'lı senelerden bu yana pek ayrıntılı tetkik edilmiştir.

II. Dünya Savaşı devrinde Almanya'da ortaya çıkan güdümlü füze araştırmaları, halen bugünlerde de çok titiz ve detaylı bir biçimde süregelmektedir. II. Dünya Savaşı sırasında kullanılmış olan kara – kara füzeleri V-1 ve V-2'nin pilot kontrolsüz bir şekilde uzak noktalardaki hedeflere isabet olanağı oluşturmasıyla, güdümlü mühimmatların harplerde kazandırdığı kazanımlar ve faydalar müşahade edilmiştir, böylece güdümlü mühimmat hakkındaki gelişmeler önemli bir hız kazanmıştır.

Güdüm sistemi algoritması, füzenin hedefe varması için gerekli olan manevrayı hesap eden cebirsel bir tabirdir. Bu algoritmanın tercih edilmesi; hedef türüne göre füzede olması gereken manevra yeteneği ve füze sisteminin aerodinamiğinin limitleriyle ilişkilidir [5].

Güdümlü füzelerin ortaya çıkması esasen daha öncesinde gerçekleşmiştir. Şöyle ki; güdümlü füzeler I. Dünya Savaşı'nda ortaya çıkmıştır. II. Dünya Savaşı'nda ise uçakların görev alması ile önemli ilerlemeler meydana gelmiştir. Ayrıca, Vietnam Savaşı'nda uçakların ve bilhassa helikopterlerin görev alması neticesinde havadan havaya atılan füzelerin uzaktan komuta edilmesi ile hedeflere doğrultulması ve

hedefleri bombalaması güncellik kazanmıştır. Birinci Körfez Savaşı ve İkinci Körfez Savaşı'nda kullanılmış olan füzeler özellikle manevra olmadan evvel görev almasıyla döneminin en aktif ve dinamik sürecine sahip olmuştur. Modern füzelerin geçmişi uçaklara dayanır. Tarihe baktığımız zaman o devirde ilk uçağı yapan önder General Motor firması ve Sperry Gyroscop firmalarının yardımları ile Orville Wright isimli Amerikalı mucittir. Bu kurum ve kişiler füzeyi ilk kullananlardır. Füzelerin ilk test ve kullanımları harplerde olmuştur. Ancak, az bir zaman sonra radyo ile denetlenen uçakların harpler için gerekli olduğunun anlaşılması ile 1920'li senelerde önemli masraflar yapılarak pek çok sayıda denemeler gerçekleştirilmiştir. 1930'lu senelerin ilk zamanlarında dünya ekonomik bir krizle karşı karşıya kalmıştır. Bundan dolayı projelerin hepsi kaldırılmıştır. 1935 senesinde Good lakaplı iki kardeş radyo dalgaları ile kontrol edilebilen ilk uçağın uçuşlarını yapmışlardır. Bu uçakları ilk evvel Amerika Birleşik Devletlerin ordusu kullanmıştır. Amerika Birleşik Devletleri 1941 senesinde II. Dünya Savaşına iştirak etmesiyle harp anlamında ise ilk uçuşlarını General Arnold tarafından yapılmıştır. Tüm bu çalışmalar atmosferde oksijene dayalı olarak hareket eden roket ve jet motorlarının ilerlemesi ve gelişmesi ile şu anki mevcut durumuna kadar gelmiştir. Bütün bu proseste fizik profesörü olan Dr. H. Goddard'ın mühim bir çabası vardır. Zira Dr. H.Goddard yeni bir bilim dalı endüstri ve mühendislik bölümü meydana getirmiştir ve bilimsel deneyimleri ile günümüzde kullanılan füze ve roketlerin oldukça mühim kısımlarını açıklığa kavuşturmuştur [6].

Dr. H.Goddard, düz formatta, koni şeklinde nozula sahip aynı yakıt ile 8 kat daha hızlı olan füzeyi bulmuştur. Sonrasında bu çalışmalarını 64 kat daha fazla hıza sahip füzeler izlemiştir. Dr. H. Goddard'ın tecrübesine dayalı olarak katı yakıtlı roketlerle süpersonik hıza erişmek pek imkan dahilinde olmamıştır. Bundan başka, Dr. H. Goddard roketin seyir esnasındaki ilk durumda yörüngeye yerleşmesine yardımcı olan pervane kanatlarını kullanan ilk isimdir. Ayrıca, Dr. H. Goddard uzun menzilli roketler için esas biçimleri kapsayan cebirsel kuramları ilerletmiştir. Böylece, II. Dünya Savaşı'nın neticesinde roket motorları ile geliştirilmiş ilk güdümlü füzeler ortaya çıkmıştır. Amerikan Roket Kurumu ilk roketlerini 1930'lu senelerde kendi organizasyonun açılmasıyla ilerletmeye adım atmıştır. İlk roket motoru ise 1931 senesinde Alman olan Alman Roket Kurumu tarafından dizayn edilmiştir.

Avrupa'da ise sıvı yakıtlı roket, Dr. H. Goddard'ın ilk olumlu sonuç veren denemesinden beş sene sonra 14 Mart 1931 senesinde Almanya tarafından

uçurulmuştur. Bu uçuşun en mühim mucidi olan Winkler ne yazık ki kısa bir zaman zarfı içerisinde vefat etmiştir. Sonrasında ise Almanya’da sıvı yakıtlı roketlerin harplerde ne tür görevler alacağına dair önemli gelişmeler kaydedilmiştir. Akabinde, Walter Dornberger’in çalışmalarıyla 1936 senesinde 40.000.000 dolar bütçe ayrılarak dünyadaki en geniş roket laboratuvarı yapılmıştır. Laboratuvara harcanan bu bütçe o dönemde mali krizden yeni çıkmış bir dünya için fazla tutar olmuştur. Hemen ardından, Alman Roket Kurumu bu laboratuvara Hitler tarafından yönlendirilmiştir. Almanya o dönemde roket ve jet alanında Amerika Birleşik Devletleri’nin önüne geçmiştir. O dönemde tasarlanan turbo jetler mekanik çalışmaktaydı ve dolayısıyla bugünkü gibi termal değildi. İtalyanlar 1927 senesinde pervaneleri içerisinde etrafi çevrili modern jet motorlarının denemeleri gerçekleştirmişlerdir. Denemelerin neticesinde üstün manevra özelliğine sahip ancak orta bir performans sergilendiği gözlemlenmiştir. II. Dünya Savaşı boyunca güdümlü füze çalışmalarında Almanlar Japonların çok önünde yer almışlardır. Ancak harbin sonuna doğru radyo bazlı düşük hızlı, 2.5 mil menzilli, uçaklara karşı savunma amaçlı kullanılan güdümlü roketler geliştirmişlerdir. Fakat o dönemde Almanların geliştirdiği karadan karaya atılan füze sistemleri Japonların ürettiklerine nazaran daha fazla ilerleme kaydetmiştir. Güdümlü füzeler son tasarım biçimini II. Dünya Savaşı’nın sona ermesiyle almıştır. Bu konu hakkında Amerika Birleşik Devletleri hava kuvvetleri 1945 senesinde şu beyanatta bulunmuştur; “Füze sistemleri hakkında aşama kaydetmemiz lazımdır. İleriki zamanlarda meydana gelecek savaşlar menzili ve yarıçapları geliştirilmiş füzelerle kazanılması yüksek muhtemeldir.” Ancak bu planın ilerleyen zamanlarda barışın yapılması ve ekonomik koşulları temin etmek amaçıyla hızı kesilmiştir. “Güvence” adı verilen füze projesi uzun mesafe katetmesi ve süpersonik hıza erişmesi amaçıyla planlanmıştır, fakat bu proje mali limitlerin daralması sebebiyle bozulmuştur. Daha sonra bu türlü çalışmalara tekrar önem verilmiştir. Bilhassa, sesten hızlı hareket eden, atmosferin dış kısmında yol alan füzeleri tasarlamak maksadıyla çok çalışmalar yapılmıştır. Ancak, bu bölümdeki asıl mesele füzeyi kontrol, güdüm, itme, yükleme ve elektronik sistemler arasındaki ilişkiyi iyi sağlamaktır.

1.1 Füzeler Hakkında Genel Bilgi

Füze kelime manası ile açıklayacak olursak; bir hedefe atılabilen ve o hedefe doğru odaklanarak yönlendirilebilen, kontrol edilebilen veya sevk edilebilen herhangi bir

obje olarak ifade edilebilir [7]. Başka bir deyişle, bir füze (genellikle bir harp başlığı ile) manuel veya otomatik olarak bir hedefe yönlendirilen yük anlamına gelmektedir [8]. Füzeler hedefe nasıl yönlendirildiklerine bağlı olarak 2 temel kategoriye ayrılabilir:

- GÜDÜMSÜZ FÜZELER
- GÜDÜMLÜ FÜZELER

Güdümsüz füzeler, başlangıçta veya devamında ancak ateşlenmeden evvel hedeflerine yönlendirilebilir. Ateşlemenin ardından tamamıyla kontrolden çıkarlar. Bu sebeple, sadece kısa mesafeler ve sabit hedefler için kabul edilebilir bir etkinlikte kullanılabilir. Zira hareket halindeki ya da uzun mesafedeki hedefler için çapraz rüzgarlar, eğrilik ve Dünya'nın dönüşü gibi nedenlerden ötürü hedef vuruş isabeti azalmaktadır. Güdümsüz füzeler, hareketli hedeflerin yakın ve yavaş hareket etmemesi durumunda oldukça etkisizdir. Öte yandan, güdümlü füzeler uzak ve hareket halindeki hedefler için oldukça etkili bir şekilde kullanılabilir. Zira güdümlü bir füzenin hareketi gözlenir ve hesabı belirlenir. Ayrıca, herhangi bir komuta edilmiş hareketten sapma uçuş esnasında düzeltilir.

- Güdümlü füzeler, işlemsel veya operasyonel menziline göre 2 gruba ayrılabilir.
- Taktik Füzeler
- Stratejik, Balistik veya Seyir Füzeler

Kısa ve orta menzilli senaryolarda taktik füzeler kullanılmaktadır ve genel olarak arayıcılar gibi bir tür sensörler tarafından hedefe yönlendirilmektedir. Stratejik füzeler taktik füzelerden farklıdır, çünkü çok daha uzun mesafe kat ederler ve konumları kesin olarak bilinen sabit hedeflere müdahale etmek için tasarlanmıştır [9].

- Misyonlarına bağlı olarak füzeler 4 altkümeye ayrılabilir.
- Karadan Karaya Füzeler
- Karadan Havaya Füzeler
- Havadan Havaya Füzeler
- Havadan Karaya Füzeler

Karadan karaya füzelerde, karadan başka bir karadaki hedefe örneğin; bir tank hedef

alınır ve ateşlenir. Karadan havaya füzelerde, karadan havadaki bir hedef örneğin; uçak hedef alınır ve ateşlenir. Havadan havaya füzelerde uçak veya helikopter gibi bir hava platformundan başka bir hava aracı hedef alınır ve ateşlenir. Havadan karaya füzelerde ise yine uçak veya helikopter gibi bir hava platformundan satıh hedefi alınır [10].

Füzeler sahip oldukları arayıcı başlıklarının günümüze dek süregelen teknolojik prosesine göre nesil nesil olmak üzere toplam 5 kategoriye ayrılmışlardır. Bu önemli teknolojik ilerleme prosesi aşağıdaki gibi belirtilmiştir:

1. Nesil Füzeler: İlk kısa menzilde kullanılan füzelerdir. Örnek verecek olursak; Amerika Birleşik Devletleri tarafından yapılmış Sidewinders füzeleri ve Rusya tarafından yapılmış K-13 füzeleri o dönemdeki çarpıcı örneklerdir. Bu füzeler 30 derecelik dar görüş alanına sahip kızılötesi arayıcılara sahiptir. Hedefe isabet edebilmek için arka tarafında konumlanmak lazımdır. Böylelikle, hedef uçak basit manevralar yaparak füzeden izini kaybettirebilmektedir.

2. Nesil Füzeler: Bu tip füzelerde arayıcı başlıkların özellikleri geliştirilmiş ve görüş derecesi 45 dereceye yükseltilmiştir.

3. Nesil Füzeler: O dönemdeki füzeler pek hassas güdüm sistemlerine sahiptir ve avcı uçağın hedefin arka kısmında konumlanma mecburiyetini kaldırmıştır. Görüş derecesi 60 dereceye yükseltilmiştir. Tüm istikametlerden hedefi vurma olanağı sağlar. Görüş açısı koni biçiminde bir şekilde sınırlı olsa bile güdüm sistemlerinin ilerlemesi yönünden pek önem arz eder.

4. Nesil Füzeler: R-73 füzesi bu tür füzelerin ilk misallerinden bir tanesidir. Görüş derecesi 120 dereceye yükseltilmiştir. O devirde tasarlanan füzelerdeki yüksek görüş açısı, birçok uçağın radar sisteminden daha güzel performans sergilemiştir. Böylece, kaska takılan görüş cihazı teknolojisinin daha iyileştirilmesi fikrine sebep olmuştur. Üstelik, diğer füzelere nazaran daha çeviktir ve gelişmiş arayıcı sistemleriyle Flare gibi kızılötesi önlemlere karşı yüksek direnme özelliği ortaya koyar.

5. Nesil Füzeler: Bu tip füze sistemlerinde ise daha da ilerleme kaydedilmiştir. Buna dayalı olarak; son sistem güdüm sistemlerine sahiptir. Vuracağı hedefi bir ışık noktası veya ışın demeti olarak algılamaktadır. Diğer füze teknolojilerinden ayrı olarak yeni sinyal işleme ve sensör sistemleriyle hedefteki uçağı eksiksiz olarak görür. Çevreye gönderdiği kızılötesi ışınlar ile füzeleri aldatmaya çalışan IRCM

teknolojisine karşı IRCCM sistemine sahiptir. Dolayısıyla, kızılötesi ışınlar tarafından aldatılması oldukça güçtür. İnsansız hava araçları gibi küçük hava araçlarını bile tespit edebilmektedir ve çok yüksek irtifalarda görev yapabilmektedir.

Bu denli teknolojik ilerleme aşamaları sonucunda füzeler birçok farklı faydalı yük ve sistem ile dizayn edilmiştir. Bu önemli proste en çok önem kazanan ve gelişen sistem ise füzelerin güdümlenme sistemleridir.

1.2 Literatür Araştırması

Bu tezde füzelerdeki güdümlenme sistemlerinin analizi ve karşılaştırılması üzerinde durulmuştur. Konu ile ilgili çeşitli tezler incelenmiş ve detaylı literatür araştırması yapılmıştır. Bu konu hakkında belirli yüksek lisans tezleri ayrıntılı olarak tetkik edilmiştir.

Yılmaz (2019) tarafından yapılan çalışmada havadan yere atılan bir füze için farklı güdümlenme algoritmalarının karşılaştırmalı analizi işlenmiştir. Ayrıca, hareketsiz, sabit hızlı ve ivmeli hedef tipinin kullanıldığı senaryolar için iki farklı füze dinamiğinin kullanılmıştır. Detaylı bir füze hareket modeli üzerinde literatürde çok bulunan ve kullanılan güdümlenme algoritmaları kıyaslanmıştır.

Ada (2011) tarafından yapılan çalışmada havadan karaya bir anti-tank füzesi modellenmiştir ve bu füze için birbirinden değişik 3 kontrol metoduyla otopilot ve terminal faz güdümlenme sistemleri dizayn edilmiştir. Sonrasında ise performansları gözlemlenmiştir.

Yalçın (2009) tarafından yapılan çalışmada füze güdümlenme ve kontrol sistemlerinin yapay sinir ağları ile incelenmesi ele alınmıştır. Ayrıca, bir tanksavar silah sisteminin belli bir hedefi tutturması için lazım olan ve füzenin fırlatıldıktan sonra belirlenmesi gereken koordinatlar çok katlı yapay sinir ağı modeli ile uygulanmıştır. Fırlatıcıdan gönderilen füzenin uçuş motorlarının aktif olmasından ve füzenin hedefi isabetlediği süreye dek geçen zamandaki veriler belirlenmiştir.

İçöz (2010) tarafından yapılan çalışmada roket ve füzelerin hedefe yönlendirilmesi için gerekli olan kontrol ve güdümlenme sistemleri ele alınmış ve analitik çalışması yapılmıştır. Bunun yanında, roket ve füze sistemlerinin geçmişten bugüne dek ilerlemesi ve günümüz teknolojisindeki modern sistemleri ele alınmıştır.

Paralı (2015) tarafından yapılan çalışmada birinci ve yüksek mertebeden kayma kipli

algoritmalarının minimum olmayan fazlı füzelerin kontrolüne uygulanması ele alınmıştır. Bununla birlikte, minimum olmayan fazlı füze sistemlerinin kontrolü için birinci ve yüksek mertebeden kayma kipli kontrol metotlarının uygulandığı otopilotlar dizayn edilmiştir ve performansları incelenmiştir. Minimum olmayan fazlı sistemlere kayma kipli kontrol yönteminin uygulanması ile alakalı problemlerin giderilmesi amacı ile çıkışı yeniden tanımlama olarak isimlendirilen bir metot ortaya koyulmuş ve uygulanmıştır.

1.3 Tezin Amacı

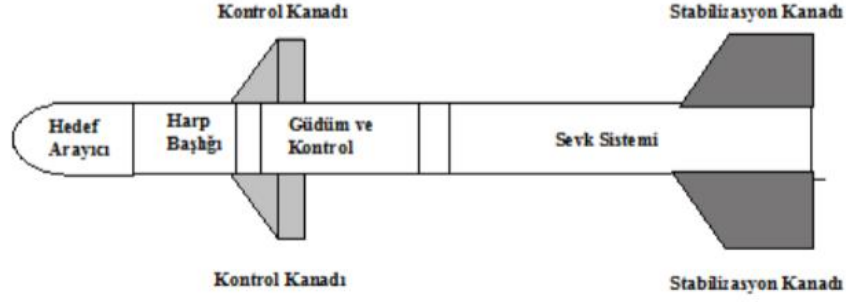
Bu tezin konusu; füzelerdeki güdümlenme sistemlerinin analizi ve karşılaştırılmasıdır. Dolayısıyla, tezin alanı savunma sanayi ve teknolojileridir. Tez konusunun seçilmesinin sebebi; füzelerin ve füzelerdeki güdümlenme sistemlerinin geçmişten günümüze kadar güncelliğini ve teknolojik sürekliliğini korumasıdır. Ayrıca, ülkemizde ve dünyada savunma teknolojilerinin bilhassa füze ve roketlerdeki gelişmeler konunun araştırılması ve seçilmesi için ayrı bir neden olmaktadır. Füzeler ülkelerin geçmişte olduğu gibi, günümüzde ve gelecekte de bu alanlarda hususi olarak askeri ve savunma anlamında söz sahibi olmasını gerektiren başlıca unsurlardan biridir. Bu tez, hem teorik hem de uygulamalı olan bir çalışmadır. Tez çalışmasında, basit yapıda füze ve güdümlenme sistemleri tasarlanmış, analiz edilmiş ve karşılaştırılmaları yapılmıştır. Füzenin dizaynında Rocket Simülatör programı kullanılmıştır.

Tezin birinci bölümünde füze hakkında genel bilgi verilmiş ve literatür çalışmaları yapılmıştır. Tezin ikinci bölümünde füzelerin tanımı, çeşitleri, yapısı, aerodinamiği, matematiksel modeli gibi teknik konulara yer verilmiş olup füzede kullanılan yakıtlar ve füzelere karşı savunma sistemleri hakkında bilgi verilmesi amaçlanmıştır. Tezin üçüncü bölümünde güdümlenme sistemlerinin tanımı, kullanım amacı, kısımları, görevleri, yapısı, dizaynı ve metotları sunulmuştur. Dördüncü bölümde ise, birbirinden farklı olan dört füze dizayn edilmiştir, güdümlenme sistemleri ve iç bölümleri ile beraber analiz edilmiştir ve simülasyonları yapıp karşılaştırmaları aktarılmıştır. Tezin beşinci bölümünde, dizayn edilen füzelerin güdümlenme sistemleri ve teknik özellikleri karşılaştırmalı bir şekilde analiz edilmiştir. Tezin altıncı bölümünde füzelerin simülasyonları gerçekleştirilerek performans değerleri ortaya konulmuştur. Tezin yedinci bölümünde sonuç ve değerlendirme kısmı yer almıştır. Tezin sekizinci ve son bölümünde ise çalışmada kullanılan kaynaklar belirtilmiştir.

2. FÜZE SİSTEMLERİ

Füze; bir yanıcı ve bir yakıcı nesnenin sürekli olarak yanmasından meydana gelen itiş gücü ile hareket eden mekanizmadır. Roket ise; atış esnasında mekanik olarak yönlendirilen, yörüngesinin ilk kısmında öz itmeli olarak yol kateden ve sonrasında da sadece balistik yasalara bağlı olan mermidir. Birbirlerine oldukça benzer tanımlar içeren bu iki sözcüğün aralarındaki ayrımları belirtmek için kullanım alanlarına göre birer birer izah etmek daha yararlı olacaktır. Sivil ve askeri kullanım alanlarında bu iki sözcüğün manaları tamamıyla birbirlerinin aynısı değildir. Sivil perspektife göre güdümlü ya da güdümsüz olup olmaması incelenmeksizin her şey roketdir ve bununla birlikte, füze askeri bir mühimattır. Dolayısıyla, hem model roketçilik alanında kullanılan çeşitli sistemler, hem de sivil havacılık alanında kullanılan ve uzaya uydu fırlatma amacıyla kullanılan araçlar, roket olarak belirtilir. Askeri alanda ise kullanılacak olan merminin güdümlü ya da güdümsüz olup olmaması incelenmekte olup bu inceleme füze ile roket arasındaki en önemli ayırtıdır. O halde roket; bir silah mekanizması tarafından muayyen bir hedefe doğrultulan ve doğrultulduğu o yöne güdümsüz bir sistem olarak kullanılan bir mermidir. Füze ise alınan hedef istikametine güdüm metodu kullanarak hareket etmektedir. Örnek verilirse; Türk Silahlı Kuvvetleri'nin (TSK) sahip olduğu 122 mm Topçu Roketleri fırlatma mekanizması tarafından muayyen bir yön belirlenip atıldıktan sonra o yöne güdümsüz bir şekilde balistik uçuş yörüngesinde hareket eder. Ancak, Türk Silahlı Kuvvetleri'nin (TSK) sahip olduğu bir başka füze olan Bora Füzesi içerisindeki ataletsel sensörler sayesinde seyir sırasında fırlatılma noktasına göre kendi konumunu hesap edebilir ve hedefin bulunduğu yere doğru bir yolla ilerlemesi için gerekli olan hareketleri gerçekleştirebilir [13].

Füzelerin yapıları kullanılan farklı güdüm sistemlerine göre değişiklik göstermektedir. Aşağıdaki şekilde bir füzenin bir insanla ortak yönler ortaya koyan ana yapısı belirtilmiştir.



Şekil 2.1: Bir Füzenin Temel Yapısı

Bir füzede;

- Hedefi bulmak için füze üzerinde ya da farklı bir yerde yerleşik olabilen arayıcı bir insan gözünün,
- Füzenin hareketini gerçekleştiren bir motor sistemi ile hedefe odaklanmasını sağlayan kanatçıklar ise insan kaslarının,
- Hata çıkarımları yaparak, yönelimi sağlayan güdümlü kontrol birimi ise bir insan beyninin işlevlerine benzer işlevler gösterir. Ayrıca, bazen elimizde tuttuğumuz veya sırtımızda taşıdığımız yükler ise füze harp başlığı ile birbirine benzemektedir.

Esas itibarıyla güdümlü füze sistemlerinde; arayıcı, harp başlığı, füzenin hareket mekanizmasını yönlendiren sevk başka bir deyişle motor sistemi, yönelimini sağlayan kanatçıklar, füzedeki tüm hataları tespit edip çözümlenmeler yapan ve yönelimi kararlaştıran güdümlü ve kontrol birimleri yer almaktadır.

Bununla beraber, füze sistemleri ön taraftan arka yöne doğru esas olarak aşağıdaki kısımlardan meydana gelmektedir: Isı ya da radar güdümlü olabilen arayıcı başlık, vurma derecesine karar veren sensörler; takip ve kontrol antenleri; ısı (IR) güdümlü olanlar için kızılötesi dalgaları tutacak mercekler bulunduran optik sistemler; diğer elektronik ve uçuş takip sistemleri; harp başlığı ve itki sistemleri [14].

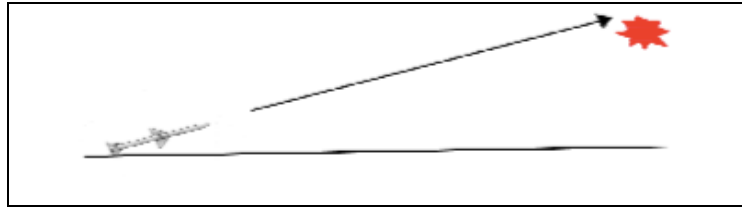
2.1 Füzelerin Gruplandırılması ve Sınıflandırılması

Füzeler normalde benzerlik gösterebilirler de, gerek stratejik gereksinimlerin en uygun ya da elverişli bir biçimde temin edilebilmesi için, gerek taktiksel ayrıntılar için birbirlerinden değişik niteliklere özgü füzeler dizayn edilmektedir. Genel olarak;

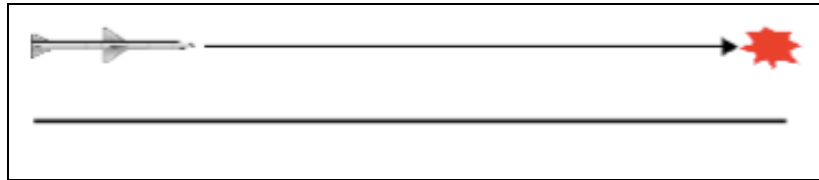
- Güdüm yöntemlerine,
- Menzillerine,
- Uçuş profillerine,
- İtki sistemlerine,
- Taktik kullanımlarına göre gruplandırılmaktadır.

Güdüm yöntemlerine göre; arazi karşılaştırmalı güdüm, komut güdümlü, ataletsel güdümlü, tel güdümlü, yıldız güdümlü, Küresel konumlama sistemi destekli güdümlü, arayıcı başlık destekli güdüm ve ışın izleme güdüm olarak gruplandırılır.

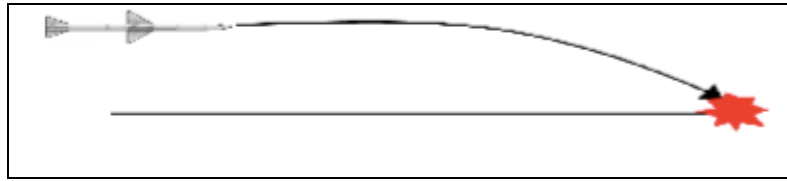
Füzenin tasnif edilmesinde ‘‘K’’ karayı, ‘‘H’’ havayı, ‘‘D’’ ise denizi sembolize etmektedir. Kısaltmaların ilk harfi füzenin fırlatıldığı lokasyonu, ikinci harfi vurma yerini, ‘‘F’’ harfi ise fırlatılan nesnenin füze olduğunu belirtmektedir. Buradan yola çıkarak aşağıda gösterilen örnekler halinde füze isimlendirmeleri kullanılmaktadır:



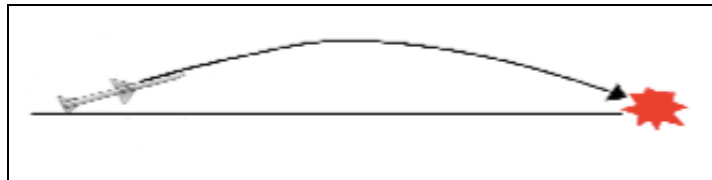
Şekil 2.2: KHF: Karadan havaya füze



Şekil 2.3: HHF: Havadan havaya füze



Şekil 2.4: HKF: Havadan karaya füze



Şekil 2.5: KKF: Karadan karaya füze



Şekil 2.6: HDF: Havadan denize füze

Bu sınıflandırma dışında verilen adlarda Türk Silahlı Kuvvetlerimizin üç ana kuvveti olan Kara, Hava ve Deniz Kuvvetlerimizden hangi biri için kullanılacağını göstermek amacıyla o kuvvetin ilk harfi yazılmıştır.

- K: Kara Kuvvetlerini,
- H: Hava Kuvvetlerini,
- D: Deniz Kuvvetlerini ifade eder.

Şayet birden çok kuvvet için kullanılmaktaysa her kuvvetin baş harfi birlikte yazılmaktadır. Örneğin; “KHD” gibi. Modeller numara ile gösterilmektedir ve küçük harfi izlemektedir. Misal olarak: “HKF – H - 3 c” örneği üzerinden açıklayacak olursak; füzenin havadan karaya atılan füze olduğu, Hava Kuvvetleri tarafından kullanıldığı ve modelinin 3 c olduğu anlaşılmaktadır. Ayrıca, araştırma ve geliştirme evresinde füzeler için ‘X, Y ve Z’ harfleri kullanılır. ‘X’ harfi füzenin deney merhalesinde olduğunu, ‘Y’ harfi deneylerinin tamamlanıp test işlemlerinin yapıldığını, ‘Z’ harfi ise eskidiğini anlatmaktadır.

2.2 Çalışma Prensipleri

Füzenin çalışma sistemi tepki esasına bağlıdır. İçerisinde sıvı yakıt, sıvı oksijen ya da nitrik asit kullanılmakta olan füzeler uzay boşluğunda ve atmosferde yüksek süratte çalışmaktadır. Bu yakıtlar yanma odası içerisinde püskürtülür ve ateşlendirme yoluyla tepki oluşturulur. Daha evvelinde, tepki esasına bağlı olan füze ile jet motoru arasındaki oldukça mühim bir ayrımı ifade etmek lazımdır: Jet motorunda havanın yanmasını Oksijen gerçekleştirir. Dolayısıyla, jet motorları havanın olmadığı alanlarda, örneğin atmosferin hariç kısmında çalışmamaktadır. Halbuki, füze ve roketlerde yakıtın yanmasına neden olan Oksijen füzenin içerisinde biriktirilmiştir. O

nedenle, füzeler uzayda da görev alır. Füzenin bu özelliği füzeyi normal roketlerden farklı kılan en mühim husustur [15].

Buna ilave olarak, füze ateşlenme safhasının ardından, füze bilgisayarına evvelce uyarlanmış olan mahreği izler. Bu sırada durmadan arayıcı hedefi bulmaya çalışır. Kilitlenme olayını takiben arayıcı hedef bilgileri güdüm bilgisayarına aktarır. Güdüm bilgisayarını lazım olan işlemleri gerçekleştirerek füzenin hedefe varması için gerekli komutları otopilota gönderir. Otopilot navigasyondan ve sensörlerden kendisine iletilen bilgileri kullanarak kontrol tahrik sistemine (KTS) kontrol yüzeyi komutlarını yollar. Kontrol tahrik sistemi bu komutları kendi dinamiği içerisinde uygular ve füzenin üzerine düşen kuvvetlerin istikametlerini değiştirir. Böylelikle füze yeni pozisyonuna konumlanır.

2.3 Füze Aerodinamiği

Füze sistemi, oldukça fazla kompleks dizayn içerisindedir ve birçok alt mekanizması olan bir yapıdadır. Füzenin kafada canlanan o aktif ve canlı sistemini tasarlamak ve şekil vermekle birlikte füze hareketlerinin birçok sistemi ve parametresi bulunmaktadır ve bu özellikleri göz önünde bulundurmak lazımdır. Düzgün bir sistem üretmek için aerodinamik katsayılarını eksiksiz ve hatasız hesaplanması, füze kontrolcüsünün düzgün olması, füze geometrisinin düzenli yapıda olması ile beraber atmosfer modeline katılması gerekmektedir.

Havanın bir füze etrafındaki hareketi basınç ve hız değişimlerine sebep olur, buna karşılık olarak aerodinamik kuvvetler ve momentler üretilir. Ayrıca, uçuş mekaniğinin temel sorunlarından biri aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin matematiksel modellenmesidir [16].

Aslında füzelerin ve jet uçaklarının çalışma ilkeleri birbirlerine benzemektedir. Çoğunlukla füzelerin aerodinamik yapısı birbirlerinin benzeridir. Yani, belirli bir hızın üzerinde seyir eden nesnelere aerodinamik yapısı ekseriyetle eş kurallara bağlıdır. Bununla beraber, belli bir yüksekliğin ve süratin üzerinde şok dalgaları problem olmaktadır. Başka bir ciddi sıkıntı da belirli bir yükseklikteki oksijen ve ısı oranlarındaki değişkenliktir.

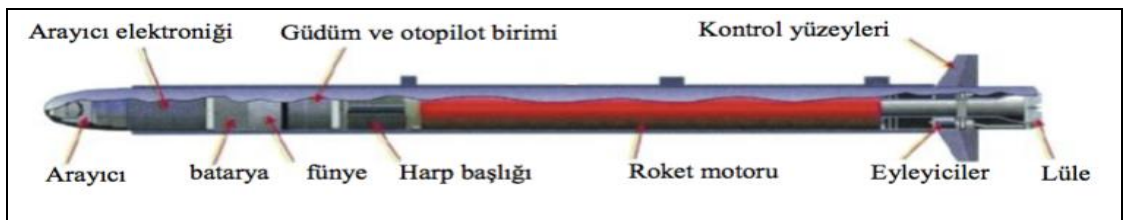
Füzelerin hareketlerine etki eden kontrollerin ehemmiyetinin ön plana çıkmasıyla üst düzeyde dengelemelerin ne olacağı önemli olmaktadır. Füzenin süratinin

yükselmesiyle basınç merkezi nedeniyle oldukça net farklılıklar meydana gelmektedir. Basıncın değişime uğramasıyla akışta füzenin yüzey kısmını etkileyen birçok parametreler meydana gelmektedir. Süpersonik bir akışta mach sayısının değişikliğe uğraması merkez basıncında değişikliğe uğramasına neden olmaktadır. Boylamsal olarak merkez basıncına yan olarak dengededir. Kanat üzerindeki akış kaldırma kuvvetlerinden aşağı yöne gitmektedir. Bu sapma açısına aşağı yıkama açısı denir. Aşağı yıkama açısı ve basınç, kaldırma süratinin azalması nedeniyle değişikliğe uğrar. Denge durumunun olmadığı zamanlarda farklı hava akımlarında değişiklik gösteren basınç nedeniyle noktalar meydana gelmektedir. Kontrol edilemez bir hal belirir ve bunlar kontrol yüzeyleri ile ya da süratin yükselmesiyle dengeli noktalara çevrilmektedir. Transonik hızlarda, yani ses hızının hemen altında ve üzerinde olan hızlarda, düzensiz durumlar oldukça etkili olur. Füzeler genellikle dönüş ve dalış kontrol cihazları ile düzensiz durumları ayarlar.

Kanatçıklar ve dümenler ise kendi içinde meydana gelen problemlerin üstesinden gelebilir. Kanatların üstesindeki düzensiz akış, kanatçıkların salınarak vızıldamasına neden olmaktadır. Bu problem ise ters çevrilemeyen kontrol sistemleri veya değişken oranlı kontrol sistemleri ile giderilir.

2.4 Füzelerde Kontrol Sistemleri

Güdümlü füzeler sahip oldukları savaş başlığını hedefe muhtemel olabilecek en isabetli pozisyona doğrultup patlayarak hedefe hasar verme kurgusu üzerine dizayn edilmiş hava aracıdır [22]. Füze ise bu gaye doğrultusunda oluşturulmuş, birbiri ile bağlantılı olan ya da tek olarak hareket eden alt sistemlerden meydana gelen bir mekanizma olarak incelenebilir.



Şekil 2.7: Louyang PL-10 tipi Havadan Havaya Füzede Alt Sistemlerin Yerleşimi

Bu birimlerden bir kısmı güdümlü ve kontrol döngüsünde bulunmamakla beraber doğrudan doğruya döngünün sistemine tesir etmektedir. Bir kısmı ise sadece yardımcı sistemler olarak döngüde bulunmaktadır. Örnek olarak; roket motoru

güzergahı için gereken itki kuvvetini güzergahın bir kısmında gerçekleştirmekle birlikte taktik füzelerinde ise döngüye ender katılır. Roket motoru ya da hava emen diğer motor türlerinin kullanıldığı kimi mekanizmalarda füze hızı güdüm ve kontrol sistemi ya da üst seviyeden bir görev planlayıcısı tarafından denetlenmektedir.

Şekil 7'de Louyang PL-10 tipi füzenin alt sistemlerinin yerleşimi görülmektedir. Arayıcı; hedefin saptanması ve belirlenmesini gerçekleştiren kısımdır. Burada aktif ve pasif radyo dalgaları, lazer iz ya da kızılötesi iz ile güdümlene olabilmektedir. Belirlediği sinyal tipine dayalı birtakım fonksiyonlar sergilemektedir, akabinde bu veriyi arayıcı elektroniği tarafına gönderir. Burada ise veri işlenerek karşı önlemler alınır ve hedef ayırımı yapılır. Böylelikle, işlenen hedef verisi güdüm ve kontrol birimine gönderilir. Veri paketinin içerisinde hedef kerterizi ile birlikte, hedef hızı, hedef mesafesi ve güdüm için kullanılan başka veriler yer almaktadır.

Güdüm alt birimi bu verilere yönelik füzenin hedefe sağlam bir şekilde hücum etmesini temin etmek için gerekli olan komutları kontrol birimine aktarır. Komutlar genellikle ivme komutlarıdır ve uçuş açısı gibi diğer sinyaller de olabilmektedir. Kontrol birimi ya da başka bir isimle otopilot güdüm biriminden gelen komutları sensör biriminden gelen veriler ile mukayese eder ve güdüm kısmından gelen komutları yapmak için lazım olan kontrol girişlerini hesap ederek kontrol tahrik sistemine iletir. Günümüzde güdüm ve kontrol mekanizmalarının birlikte çalışmasına istinaden araştırmalar bulunmaktadır. Bu tarz mekanizmalara tümleşik güdüm ve kontrol sistemleri adı verilir. Böylece, füze dinamiği etkilenir ve füze alanında tüm dünya üzerinde mühim bir adım atılmış olur. Ayrıca, bu sistem füze ve hedef arasındaki geometrik yapıyı değiştirir ve arayıcı bu yeni sistemi gösteren yeni veriler meydana getirir. Sonunda da döngü kapanır.

Yerçekimi, direnç ve sürtünme gibi bazı kuvvetler füzenin aerodinamik yapısını direkt olarak etkiler. Genellikle etkisini gösteren 4 kuvvet bulunmaktadır. Bunlar başlıca; havada hareket eden objenin havaya karşı gösterdiği, havanın objeye yönelik uyguladığı, yerçekimi kuvveti ve objenin yerçekimine karşı gösterdiği kuvvetlerdir.

Şayet herhangi bir obje sabit ve hareket etmeden durmakta ise bu durumun nedeni objeye etki eden bu dört kuvvetin birbirine eşit olmasından kaynaklanmaktadır. Objenin hareket istikametinde farklılık göstermesi en büyük kuvvetin hareket yönünün neticesidir.

Newton'un birinci yasa: Eğer bir nesne durmakta ise onu hareketlendirmek için bir kuvvet lazımdır. Şayet nesne hareket durumunda ise onu durdurmak amacıyla zıt yönlerde kuvvet gerekir.

Bu kaide bir nesneye eşit olmayan kuvvetlerin etki etmesi durumunda bu nesnenin hareketlenmesinin mecburi olduğunu ifade etmektedir. Nesnenin hareketlenmesinin ardından kendisini durdurmaya yönelik bir sürtünme kuvveti bulunmamaktaysa o nesne sonsuza kadar hareket etmeye devam eder.

Newton'un ikinci yasa: Bir nesnenin momentumundaki değişim oranı cisme etki eden kuvvetlerin şiddetleri ve istikametleri ile bağlantılıdır.

Newton'un üçüncü kanunu: Her harekette birbirine eşit ve zıt olan reaksiyonlar bulunmaktadır. Şayet bir kuvvet var ise, bu kuvveti eşitleyecek ve zıt yönde döndürecek diğer bir kuvvet olmalıdır.

Cisimlerin kütlelerinde bir farklılık olması halinde momentumda da bir farklılık meydana gelir. Havanın momentumundaki farklılık türbülans reaksiyonlarına neden olmaktadır. Atmosferin hareketleri başlıca momentum, kütle ile beraber enerjinin temel fiziksel korunum kanunlarıyla anlatılır. Newton'un ikinci hareket kanunu uzayda sabit koordinatlara göre hesaplanmış bir nesnenin momentumunun birim zamandaki farklılığın bu nesneye etki eden bütün kuvvetlerin toplamına eşit olduğunu açıklar. bu kuvvetler yüzey kuvvetleri ve kütle kuvvetleri olarak tasnif edilebilir. Kütle kuvvetleri akışkan parselini kütle merkezinden etkiler ve parselin kütlesi ile orantılı değerlere sahiptir. Yerçekimi, kütle kuvvetine misal gösterilebilir. Yüzey kuvvetleri akışkan parselini çevresinden ayıran sınır yüzeyine etki etmekle beraber büyüklükleri parselin niceliğinden ayrıdır. Basınç kuvveti de yüzey kuvvetine misal gösterilebilir.

Temel kuvvetler; çekim kuvveti, sürtünme kuvveti ve basınç gradyan kuvvetidir. Uzayda bulunan sabit eksen takımına Newtonsal eksen takımı ya da atalet eksen takımı adı verilir. Newton'un ikinci kanunu sabit eksen takımına göre uygulanabilir.

Şayet, hareket dünya ile dönmekte olan bir koordinat yapısına göre ele alınırsa, o halde cisme etki eden kuvvetler arasına Coriolis kuvvet ve merkezkaç kuvvet gibi kuvvetlerin de katılması şartıyla Newton'un ikinci hareket kanunu uygulanabilir.

2.5 Füze Ve Roketlerde Kullanılan Yakıtlar

Füze ve roketlerde yakıtlar genellikle katı yakıtlı ve sıvı yakıtlı olmak üzere 2 şekilde tasnif edilmektedir.

Füze türlerinde menzil açısından pek çok farklar mevcuttur. Katı yakıt sıvı yakıtla nispeten daha fazla alan kapsar. O nedenle, fazla yakıt aktarılmaz ve buna bağlı olarak menzilleri uzun değildir. Sıvı yakıtlı olan füzeler ise daha geniş bir hareket alanına sahip olmasından dolayı daha fazla tercih edilmektedir. Sıvı yakıtlı füzeler beş temel kısımlardan meydana gelir:

1. Egzoz borusu,
2. Yanma odası,
3. Soğutma boşluğu
4. Sıvı yakıt ve sıvı yakıtı yanma odasına aktaran enjektör,
5. Sıvı oksijen deposu.

Tek kademeli füzelerin yakıtı hızlı bir şekilde bitmektedir, o nedenle menzili kısadır. Bundan dolayı, çok kademeli füzeler kullanımı artmıştır. Kademelerin her bir tanesinde ayrı yakıt depoları ve yanma odaları mevcuttur. Yakıtı tükenen kısım gövde tarafından çıkar, üst kısımdaki katlar tutuşur ve füze yukarı yönde ilerlemeye, ilk süratin üstüne yeni bir sürat konulduğu için süratini yükseltir.

Kullanım esnasında yakıttan beklenen bazı özellikler:

- Özgün ısısının yüksek olması
- Yanma hızının sabit olması,
- Donma noktasının alçak olması,
- Zehirli ve korozif olmaması,
- Buhar basıncının düşük olması,
- Yanma sırasında bölgesel patlamalar yapmaması,
- Kolay elde edilmesi ve ucuz olmasıdır.

2.5.1 Katı yakıtlı roketler

Basit yapıdadır ve genellikle bir adet yakıt tankına sahiptir. Roket üç bölümden oluşmaktadır. Birinci bölüm yük (patlayıcı), ikinci bölüm yanıcı ve yakıcı maddenin yan yana bulunduğu tek bir yakıt tankı, üçüncü bölüm ise egzozdan meydana

gelmektedir. Atmosfer içerisinde ya da atmosferin üst taraflarına yük taşıma amaçlı kullanılmaktadırlar. Yakıtın yanmasını sağlayan ve denetleyen bir motor sistemine sahip değillerdir. Askeri alanda pek fazla tercih edilen roket çeşididir. Hacim ve büyüklük olarak sıvı yakıtlı roketlere nispeten daha küçüktür. Askeriyede, omuz üzerinden tanklara ve uçaklara karşı kullanılmakta olan roketler bu çeşit yakıt kullanmaktadır. Atmosfer içinde havanın direncinden ötürü izlediği yolun haricinde bulunmamaları nedeniyle geniş ve büyük kanatlara sahiptir.

Bu tip roketlerde yanıcı ve yakıcı madde olabildiğince homojen olarak karıştırılarak bir arada yer almaktadır. Şayet karışım homojen değil ise roketin yanma odasında ve egzoz çıkışında bölgesel patlamalar olmaktadır, buna bağlı olarak roketin sürat düzenini bozmaktadır. En önemli faydalarından biri itme gücünün yüksek olmasıdır. Sıvı yakıtlı roketlerden iki kat daha fazla itme gücü sağlar. Egzozun sıcaklığı bir hayli fazla olmasından dolayı egzozun ve yakıt tankının güçlü ve dayanıklı durması lazımdır. Kimi roketlerde egzozun soğumasını sağlayan ilave düzenekler bulunmaktadır. Ancak, roketin süratini ve yanma seviyesini denetleyen ilave bir düzenek bulunmamaktadır. Düzeneklerin ilaveten bulunmaması rokette fazla ağırlığa sebep olmayacağından bir avantaj olarak görülebilir.

Katı yakıtlı roketlerin avantajları şunlardır:

- Yakıtın pahalı olmaması ve kolay bir şekilde temin edilmesi nedeniyle çok tercih edilir.
- Hızı ve kaldırma kuvveti oldukça yüksektir.
- Kullanım alanına göre değişik ölçülerde üretilebilir.
- Taşıdıkları yakıt, hedef yükün 20 kat fazlasına kadar çıkabilir.
- Her zaman ateşlemeye hazırdır.
- Öz itimleri 150 – 200 saniye civarındadır.
- Yanma süresi çok uzun değildir ve yüksek egzoz basıncı meydana getirir.
- Genellikle tek kademeli roketlerdir ve tek bir hedef yüküne sahiptirler.
- Üretilmeleri basit ve düşük fiyatlıdır.
- Egzoz soğutması için ilave bir düzeneğe lüzum yoktur.
- Sıvı yakıtlı roketlerden daha güvenlidir.
- Parçalı roketlerin ilk ateşlenen bölümünde ve kademeli roketlerin birinci bölümünde kullanılır.

Katı yakıtlı roketlerin dezavantajları şunlardır:

- Roket ateşlenmesinin ardından durdurulamaz.
- Şayet yakıt homojen olarak üretilmediyse, egzozda ve yanma odasında tahribata yol açmakla birlikte hedef sapmasına neden olur.
- Yanma hızının kontrol edilememesi sebebiyle, roketten birden çok egzoz yer alır. Böylece, itme gücünde kayıp gerçekleşir.

2.5.2 Sıvı yakıtlı roketler

Yalıt tankları iki bölümden meydana gelen, hacmi büyük ve ağır roketlerdir. Gövde kısmında yakıcı ve yanıcı sıvı tankları yer almaktadır.

Ayrıca, sıvı yakıtlı roketlerde gazyağı, alkol ve sıvılaştırılmış hidrojen türünde yakıtlar ile sıvı Oksijen kullanılmaktadır. Sıvı yakıt pompa ve borularla yanma odasına akıtılır ve Oksijenle yanma işlemi gösterir. Gazlar ise sıcak olduğu ölçüye oranla roketten o denli süratli çıkar ve roketin hızlı bir şekilde itilmesine sebep olur. Bu nedenle, Oksijen ve hidrojenin basıncı artırılarak alev sıcaklığı ve roketin sürati yükseltilir. Sıvı yakıtlı roketlerin hızı yakıt miktarı ile denetlenir [29].

Sıvı yakıtlı roketlerin avantajları şunlardır:

- Egzoz soğutma işlemi yakıt tarafından gerçekleştirilir.
- Yanma süreleri uzundur ve yanma sıcaklıkları yüksek derecelere çıkabilir.
- Çok kademeli roketler için makul bir yakıt çeşididir.
- Yanma hızı yanma odası içerisinde kontrol altına alınır.

Sıvı yakıtlı roketlerin dezavantajları şunlardır:

- Büyük yapılı ve ağır olmaları nedeniyle fırlatılmaları için büyük rampalar gereklidir.
- Yakıt kütlesi yükün on katından daha çok olamaz.
- Yakıtı oksitleyici özelliğe sahip olduğundan vana ve pompalarda probleme neden olur böylece roketin kontrolden çıkmasına ve düşmesine sebebiyet verir.
- Kompleks bir yapıya sahip olduğundan detaylı bir mühendislik işlemlerine ihtiyaç duyar. Bu sebeple fiyatı yüksektir.
- Öz itimleri katı yakıtlara nispeten % 15 oranında daha düşüktür.
- Yakıt, roket ateşlenmeden az bir zaman önce rokete yüklenir. Şayet, herhangi

bir sebepten dolayı fırlatma işlemi gecikirse, yakıt hemen boşaltılmalıdır.

- Yakıtın yanması ve kontrolü, vana ve pompa sistemleri ile gerçekleştirildiğinden ilave bir ağırlık yüklenir.

2.6 Füze Savunma Sistemleri

Füze savunma sistemleri genel olarak birbirini bütünler özellikte üç aşamadan oluşmaktadır: Aktif savunma sistemleri, pasif savunma sistemleri ve karşı önlemlerdir.

Aktif savunma sistemi, balistik füzeleri hedeflerine ulaşmadan evvel durdurmaya yönelik gayretleri tanımlamada kullanılır. Pasif savunma sistemi, balistik füze saldırılarının yol açacağı hasarı minimum seviyeye indirebilmek maksadıyla özellikle sivil savunma önlemleri olmak üzere potansiyel hedef alanlarında birtakım hazırlıklarda bulunulmasını öngörmektedir. Karşı önlemler kavramı ile ifade edilmek istenen ise, taktik balistik füzeleri atmakta kullanılan platformların yok edilmesi ve diğer füzelerin hareketlenmesini önlemektir. Yani, balistik füzeler “ok” a, balistik füzeleri atan platformlar ise okları atan “yay” a benzer. Şu halde, hedefe doğru yol alan okların önüne geçilmesi aktif savunma olarak, yayın saf dışı bırakılması işlemi karşı önlemler olarak, okların hasar vermesini engellemek için hedefin zırhla kaplı olması da pasif savunma olarak belirtilebilir.

Normal şartlar altında aktif savunma önlemleri, pasif savunma önlemleri ve karşı önlemler birbirini bütünler özelliktedir. Fakat üç sistem de aynı anda işleme girdiğinde balistik füze savunmasının etkili olma durumu bulunmaktadır [18].

2.6.1 Aktif Savunma Sistemi

Aktif füze ve hava savunma sistemi; hava ve füze saldırı öğelerinin ya da elemanlarının fırlatılmadan ya da havalanmadan evvel yok edilmesini temin ederek karadan karaya, havadan karaya, sualtı ve su üstünden karaya uzun menzilli silah sistemleriyle icra edilir.

Füzesavar savunma sistemleriyle aktif savunma için orta ve uzun menzilli füzesavar sistemleri, taktik balistik füzelere karşı tek olarak ya da eşgüdümlü olarak aşama aşama savunma gerçekleştirmelidir. Kendi içinde ise hareket merkezleri ve ikaz-ihbar sistemi elemanlarıyla bütünleşmiş olarak çalışmalıdır.

2.6.2 Pasif savunma sistemi

Pasif savunma, kuvvet kayıplarını en az seviyeye indirmek, nükleer, biyolojik ve kimyasal (NBC) saldırılarının tesirlerini asgari limite düşürmek ve bu tarz ataklarla karşı karşıya gelen dost kuvvetlerin tekrar çarpışmaya hazırlıklı durumda olmaları sebebiyle meydana getirilmiş ya da meydana getirilmesi lazım olan önlem tertibidir. Pasif savunmanın içerdiği olaylar başlıca; kamuflaj, koruyucu güvenlik önlemleri, elektronik savaş, karşı gözlem, dağılma, gizleme ve aldatma ile beraber taarruz sonrası onarımdır. Bununla birlikte, nükleer, biyolojik ve kimyasal saldırılarından korunma amaçlı lazım olan koruyucu teçhizat ve medikal yardım malzemeleri ile donatılmayı içermektedir. Bu savunma sisteminde mühim meselelerden bir tanesi de sivil halkın korunmasıdır.

Pasif savunma olası bir balistik füze taarruzunun hedefe tesirlerini ve oluşturacağı hasarı minimum seviyede kontrol altına almaya yöneliktir. Genel olarak, sivil savunma hamlelerinin yanında stratejik ve askeri ehemmiyete sahip tesislerin kuvvetlendirilmesini ve sağlamlaştırılmasını da kapsamaktadır. Balistik füze sistemlerine karşı alınabilecek pasif savunma tedbirlerin bir tanesi hava üslerinin ve stratejik niteliği yüksek seviyede olan birtakım tesislerin bilhassa kimyasal silahlarla donatılmış füzelere karşı korunmasının geliştirilmesidir.

2.6.3 Karşı önlemler

Karşı önlem hava saldırıları; düşmanın bütün balistik füze atıcılarını saf dışı etme gibi bir sonuca varması belli olmayan ve büyük ölçülerdeki hava platformlarının devreye alınmasını mecburi hale getiren bir tutumdan ziyade, taşıyıcı dik fırlatıcıların (TEL) çalışmasını zorlaştırmak ve özellikle büyük taşıyıcı dik fırlatıcı gruplarının meydana getireceği “salvo” atışlarını önlemek için kullanılması daha kuvvetli neticeler gösterir.

Karşı önlem hareketlerinin faaliyetlerinin çoğaltılması amacıyla birtakım “uzmanlaşmış” donanım ve taktikler kullanılması lazımdır. O nedenle, böyle görevlerin ifa edilebilmesi nedeniyle komuta-kontrol ve eğitim oluşumunda herhangi bir tehdit gözükmeden kısmi değişimlerin gerçekleştirilmelidir. Bunun yanında, bazı platform ve kaynaklardan kazanılan bilgi ve istihbaratın karşı önlem hava ataklarını yapacak olan uçaklar ve atağa yön verecek birimlerin seri bir şekilde ulaştırabilmesi amacıyla, komuta kontrol-muharebe sistem ve mekanizmalarında lazım olan tertibin

gerçekleştirilmesi gerekmektedir. Bu tür hareketlerde kullanılacak olan uçakların vazifelerini ifa edebilmelerini kolay bir duruma getirecek şekilde yeni hedef tespit ve silahlar ile donatılmaları ve hareketlarının faaliyetlerinin çoğaltacak biçimde erken ikaz uçakları ve tanker uçaklarıyla yardım edilmeleri gerekmektedir.

3. GÜDÜM SİSTEMLERİ

Güdümlü sistemi, füzeyi yönlendiren birimdir. Füze ve hedef hakkında bilgi alan güdümlü sistemi, hedefe ulaşmak için ne yapılacağına karar verir. İyi bir güdümlü sistemi, minimum uçuş yolu ile minimum kontrol çabasıyla minimum zamanda, farklı hedef türlerine vurabilen sistemdir. Güdümlü sistemi tasarımı amaçlanan füzenin hedef tipine ve görevine bağlıdır [19].

Güdümlü sisteminin mantığı genel manasıyla bir yükün belirli bir duruma getirilmiş sabit ya da hareketli olan bir hedefe, istenilen veya hedeflenen oranda isabet etmesidir. Buna karşın, teknolojinin nispeten güdümlü mühimmat sistemlerine üzerinde durması sebebiyle, güdümlü konuları çoğu zaman, belirlenmiş bir hedefi vurmaya ya da hasar vermeye yönelik olan bir bombanın veya füzenin uçuş karakteristiğini anlatan kaidelerin tamamı şeklinde algılanmaktadır.

Güdümlü biriminin amacı, güdümlü algoritmasını kullanarak füzenin hedefi asgari sapma mesafesiyle vurması için gerekli olan komutları uygulamaktır. Güdümlü sistemi; füzenin aerodinamik kabiliyetleri, arayıcının özellikleri, hareket şartları, arayıcının özellikleri ve hedef tipi gibi birtakım faktörlerin göz önünde bulundurulmasıyla dizayn edilir. Bu dizaynda en mühim yer, kullanılan güdümlü algoritmasının aktivitesidir.

Füze, atış konumundan hedef konumuna kadar belli bir zaman içerisinde ve belli bir isabet oranıyla varan güdümlü bir hava aracı olarak tanımlanır. Güdümlü algoritmasına sahip olan silahlar, son dönemlerde güdümsüz silah sistemlerine nazaran oldukça fazla önem kazanmıştır ve kullanımı artmıştır.

Herhangi bir silahtan umulan en önemli özellik o silahın tek atışta imha ihtimalinin (SSKP) mümkün mertebede yüksek olmasıdır. O yönden, güdümsüz silahların pek başarılı olamamasının veya farklı bir tabirle tek atışta imha ihtimalinin çok yüksek olmamasının üç temel nedeni mevcuttur. Bu nedenler;

- Hedefin beklenmeyen yer değiştirmesi,
- Füze fırlatılırken hatalı nişan alma sebebiyle meydana gelen hedeften sapma,

- Füzenin rüzgar gibi hava koşulları nedeniyle yörüngesinin değişmesidir.

Ancak, tek atışta imha ihtimali, daha geniş bölgelerde bir savaş başlığı kullanılması durumunda artırılabilir. Fakat, bunun yanında füze boyutları da artacaktır. Başka bir metot ise güdümlü sistemlerde esas olan kapalı döngü sistemini kullanmaktır. Böylelikle, hedeften sapma oranı düşmekte ve tek atışta imha olasılığı artmaktadır.

3.1 Güdümlü Sistemlerde Kapalı Sistem Döngüsü

Güdümlü silah sistemlerinden bile büyük çaplı tatbikata sahip olan kapalı döngü sisteminin kavramı son zamanlarda önemi oldukça artmıştır. Füzenin davranışlarını takip eden ve kendi içerisinde olabileceği gibi gemi ya da karada, hatta uçak gibi aktif ve canlı ortamlarda da yer alabilen sensörlerden elde edilmiş füzeye ait olan bilgiler hedef bilgisi ile beraber güdüm bilgisayarına aktarılır. Bu bilgisayarın görevi füzenin hedefe varabilmesi için gerçekleştirmesi gerekli olan birtakım manevraları hesaplamaktır. Bilgisayarın gönderdiği komut, hareket kontrol birimi tarafından uygulanarak seyir rotasında gereken hata onarımları yapılır. Yapılan onarımlar sensörler tarafından incelendiğinde döngü sona erer. Bütün güdümlü silahların güdüm ve kontrol birim kısımlarında kapalı döngüyü görebilmek mümkündür.

3.2 Güdüm Algoritmaları

Güdüm algoritması, füzenin seyredeceği yörüngelerin tespit edilmesi amacıyla geliştirilir. Seyir yörüngesi, görev ihtiyacına dayalı olarak farklı evrelerden meydana gelebilir. Güdüm, sensörlerden ya da navigasyondan iletilen hedef ve füze bilgilerini belirleyerek, füzenin seyir yörüngesini takip etmesi ve hedefe doğru bir yoldan varması amacıyla gerekli komutları oluşturur. Bu oluşturulan komutlar otopilota, otopilottan kontrol tahrik sistemine (KTS) gönderilir ve bu şekilde füze yeni konumunu alır. Döngü, füze hedefe varıncaya kadar sürer.

Ayrıca, farklı türdeki hareket tatbikatları ve hareketin neden olduğu birtakım sınırlamalar sebebiyle güdüm algoritma sistemlerinde devamlı olarak geliştirme ve iyileştirme faaliyetlerinde bulunulur. Öte yandan, sürekli gelişmekte olan teknolojiyle beraber güdümü yapılacak füzelerin ilerleyen kabiliyetleri de algoritmaların geliştirilmesindeki devamlılığı mecbur hale getirmiştir.

Füze güdüm metotları üç temel gruba ayrılır. Bunlar başlıca;

- Evleme Güdümü,
- Görüş Hattı Güdümü,
- Seyrüsefer Güdümüdür.

3.2.1 Evleme güdümü

Evlème güdümü, ilk güdümlü füzelerden beri kullanılmakta olan en temel güdüm metodu sınıfıdır. Füze, hedeften gelen tepkiye göre belli bir güdüm algoritması oluşturarak meydana getirdiği komutları kontrol yüzeylerine ileterek hedefe doğru ilerler. Hedefi takip etmede kullanılmakta olan ışı nım kaynağının yerine ve türüne dayalı olarak aktif, yarı aktif ve pasif olarak tasnif edilebilir. Füzenin atılmasından hedefi vurma süresine dek hedefin manevralarını devamlı takip eden bir sensörün yer almasını esas alır. Hedef bilgileri ve güdüm komutlarının oluşturulması füzenin üzerinde yer almakta olan füze bilgisayarı tarafından gerçekleştirilir. Sensör füzenin yakın bir bölgesinde ya da burun bölgesinde yer alabilir.

Diğer güdüm sistemlerine göre asıl avantajı; hedefe varmanın, hedefin mesafesine ve hedefin manevra yapmasına bağımlı olmayışıdır.

Güdüm ve hedefi izlemek için lazım olan bütün hesaplamaların füze üzerinde bulunarak füze maliyetinin çok artmasını önlemek üzere, diğer güdüm yöntemleri ile kontrol edilen bir füzenin hedefe yaklaşma evresinde de kullanılabilir.

Aktif Evleme Güdümü: Füze hedefi belirleme amacıyla yöneleceği enerjiyi sahip olduğu sistemleri kullanarak hedefe iletir ve gelen yansımayı izler. Bu sistemlerde füze, sinyal ya da dalga biçiminde hedefe doğru yayınlar ve gelen ışı nım ile hedefe yönelir. Bu ışı nım sensör aracılığıyla elde edilmesi fonksiyonu hedef vurma zamanına dek sürer. Böylece, füze içinde hem alıcıya hem de vericiye ihtiyaç duyulması füzeyi pahalı ve ağır bir duruma getirir. Aktif evleme güdümü sistemleri genelde, öteki güdüm metotlarıyla denetlenen bir füzenin hedefe yaklaşma safhasında seçilmektedir.

Yarı Aktif Evleme Güdümü: Füze kontrol altına alınabilen üçüncü kaynak tarafından yayılan enerjinin hedef ile yansımalarını izler. Bu sistemlerde hedef, füzeden farklı bir yerden yansıtılan ışı nımla aydınlatılır. Bu ışı nım, füzenin hedefe varmasına dek sürer. Füzede, hedeften yansımaları almakta olan pasif bir sensör yer alır. Seyir yolu

düzeltilme sinyalleri füze ölçülerek kanatçıklara komutlar gönderilir. Uzun menzilli sistemlerde lazer kullanılsa da çoğunlukla hedefi aydınlatmak sebebiyle radar seçilir.

Pasif Evleme Güdümü: Pasif evleme güdüm sistemlerinde füze; Güneş, radyo yayınları ve ısı gibi kontrol altında olmayan dış taraftan iletilen enerjinin hedef ile yansımalarını izler. Bu sistemlerde bütün metotlar aslına oransal seyrüsefer güdümünden almaktadır. Hedef çeşidine, hareket senaryolarına ve füzenin kabiliyetine dayalı olarak gerçekleştirilen ayarlamalar neticesinde bu güdüm sınıfının türleri artmıştır. Ayrıca, zamanın şartlarına ve ilerleyen teknoloji sistemlerinin yol açtığı zorlayıcı hedef türlerine adapte edilmiştir. Böylece, günümüze dek en fazla kullanılmış olan güdüm sınıfı olma özelliğine sahiptir. Üstelik, hedef güdüm sınıfındaki metotlarla hareketsiz ve sabit hızlı hedef türlerinde kullanılarak önemli ve başarılı neticeler elde etmektedir. Fiyatı ucuz ve aktif bir güdüm metodu olan bu sistemde, hedefi platformdaki başka objelerden ayırt eden ışınlama, kızılötesi ya da morötesi ve görünür bantta ışık baz alınır. Ardından, füze sensörü ile bu ışınlama takip edilir. Işınlama gerçekleştiren hedef olması nedeniyle başka bir aydınlatıcı platform lazım değildir. Pasif evleme güdümü kullanan füzeler için kullanılan bir radar, gemiden veya uçak motorundan yansıyan sıcaklık ya da duman ve haberleşme uydusu hep bir hedefdir. Bu sistemde kullanılmakta olan füzeler sensör teknolojilerindeki ilerleme ile eş zamanlı olarak gelişmektedir.

3.2.2 Görüş hattı güdümü

Görüş hattı güdüm sisteminde füzenin herhangi bir zamandaki pozisyonu ile atış yeri mesafesinde sürekli olarak görüş çizgisinde tutulması baz alınır. Görüş Hattı Işın İzleme Güdümü ve Komuta Güdümü olarak iki bölümde ele alınabilir.

Görüş hattına komuta güdümü (GHKG) algoritma sisteminde, füze sürekli olarak hedefle hedef izleyici kaynak arasındaki hatta bulunmak için yönlendirilir. Görüş hattına komuta güdümünde füzenin hareketleri sürekli füze, hedef izleyici ve hedef arasında olmasından dolayı kaynaklarda bu güdüm sistemi üç nokta güdümü olarak bilinir.

Görüş Hattı Işın İzleme Güdümü: Görüş hattı ışın izleme güdümünde füze bir vericinin hedef üstünde işaretlediği bir ışını veya yansımayı takip eder. Şayet, ışın devamlı olarak hedef üstünde işaretlenirse ve füze de ışını takip ederse, gerektiği kadar seri olması şartıyla füze hedefine varır. Füzenin arka kısmında yer alan

algılayıcılarla ışın üstünde kalarak hedef tespit edilir. Hedef işaretleyici füzeyi fırlatan platformda ya da herhangi bir yerde olabilir.

Komuta Güdümü: Komuta güdüm sisteminde hem hedef hem de füze birtakım algılayıcılar aracılığıyla takip edilir ve güdüm için lazım olan bütün komutlar füzenin dış tarafında oluşturularak füzeye gönderilir. Füzenin hedefe iletilmesi ile beraber kızılotesi izlik ya da kuyruk bölümünde yer alan radar yansıtıcı aracılığıyla hedef izleyici füzenin görüş hattından yönünü değiştirip değiştirmedigini belirler. Sonrasında ise hesaplanan komutlar bir link aracılığı ile füzeyle iletilir. Bu komutlar kontrol birimi aracılığı ile işlenir ve hedefe olan görüş hattı temin edilir. Komuta güdüm sisteminde en mühim mesele, hem hedefin hem de füzenin vuruşmasının olacağı zamana dek izleme zorunluluğudur.

3.2.3 Seyrüsefer güdümü

Seyrüsefer güdüm sisteminin başlıca en önemli özelliği, güdüm bilgisayarının füze üzerinde bulunması ile beraber füzenin konumuyla alakalı bilgilerin kazanıldığı araç ve sensörlerinde tekrar füze ile taşınmasıdır. Ataletsel güdüm ve GPS seyrüsefer güdüm olmak üzere iki tür uygulaması vardır.

Ataletsel Güdüm: Ataletsel güdüm, seyrüsefer güdümünün bilhassa balistik ya da seyir yörüngesini takip eden füzelerde görülmektedir. Bu metotta füzenin ulaşacağı hedef çoğu zaman bilinen ve hareketsiz bir noktadır. Uçuş için lazım olan konumsal ve açısız bürün bilgiler ataletsel ölçüm cihazları ile temin edilir. Bu işlem için başka herhangi bir alete ihtiyaç duyulmaz. Algoritma olarak gerçekleştirdiği fonksiyon füzenin sapması sonucu meydana gelen sapmaları telafi etmektir. Askeri kullanım için kendi kendine yeterli olması nedeniyle oldukça uygun bir seçenektir. Çünkü, elektronik karıştırmadan, ağır hava koşullarından ve radyoaktif etkilerden, etkilenmemektedir.

GPS Seyrüsefer Güdüm: GPS seyrüsefer güdüm sisteminde füzenin konumu hakkında bilgiler için Küresel Konumlama Sistemi'nin (GPS) az hata oranıyla koordinat tespit etmesinden yararlanılmaktadır.

3.3 Füzelerde Güdüm Kısımları

Füzelerin güdüm bölümüne gelen ve bu bölümden füzeyle doğrultma sinyali halinde iletilen sinyaller aşağıda belirtilmiştir:

Yatay ve Dikey Füze Konum Hata Bilgisi: Açısal bir birim olan bu sinyal füzenin konumunu belirler ve fırlatıcı ile algılanır. Operatör füze seyri sırasında hedefi artıklı hedef üstünde tutma amaçlı görüş hattını oynatması halinde bu hata sinyali değeri görüş hattı kaymasından ötürü farklı olacaktır.

Yatay ve Dikey Doğrultma Bilgisi: Bu sinyal, füzenin pozisyon hata bilgilerine dayalı olarak, güdüm bölümü ile meydana getirilen ve fırlatıcı ile tel sayesinde füzeyle iletilen sinyaldir. Hareketsiz veya sabit hedeflerde pek değişmemektedir. Fakat, hareketli hedeflerde operatörün artıklı sürekli hedef üstünde tutma amacından dolayı bu sinyallerde de benzer oranda değişimler olmaktadır.

Füze Güç ve Kazanç Bilgisi: Füze fırlatıcı ile atılmasının ardından, seyir halindeyken enerji azalması oluşmaktadır. Bu sinyal dikey ve yatay hata detektörlerinde tatbik edilen ve 2.4 volt seviyesinde yer alan sabit voltaj seviyesini muhafaza eden sinyal sembol eder [4].

3.4 Güdüm bölümünün işlevi

Füzelerde güdüm bölümünün başlıca fonksiyonları aşağıda belirtilmiştir:

- Fırlatıcıyı test etmek,
- Atış öncesinde, atış sırasında ve füzenin hedefe isabet ettiğinde telin kesilmesi amacıyla gerekli olan emir sinyallerini meydana getirmek,
- Füzenin hedeften sapmasını dikey ve yatay olarak hesaplamak ve değerlendirmek,
- Zaman sinyallerini atış öncesi, atış esnasında ve atışın ardından hedef takibi sırasında meydana getirmek,
- Hata sinyallerini işleyerek füzenin anlayacağı hale getirmek ve füzenin hedefe doğrultulması amacı ile füze ve fırlatıcı arasındaki tel üstünden iletilmesini gerçekleştirmek,
- Gece ve gündüz görüş kameraları vasıtasıyla elde edilen hedeften sapma açılarını kıyaslayarak sinyale çevirmektir.

3.5 Füzelerde Güdüm Çalışma Sistemi

Güdümlü füze sistemlerinde güdüm biriminin başlıca fonksiyonu; arayıcı başlık ile belli bir frekansta iletilen füze ve hedef arasındaki mesafe, sürat ve açı bilgilerine

dayalı olarak otopilot kısmına o zaman için uyarlanması lazım olan konum, ivme ve açılı bilgilerini iletmektir. GÜdümlü füze sistemlerinde, güdümlü kısmının ulaşmak istediği referans değeri elde etmek için kontrol yüzeylerinin üreteceği aerodinamik kuvvetlerden yararlanır.

Otopilot ile güdümlü sistemlerinin ahenkli çalışması, füze dinamiğinin ve bırakılma şartlarının da münasip olması şartı ile füze, hareketli ve hareketsiz hedefleri pek düşük hata oranında vurması mümkündür.

Ayrıca, füzelerin güdümlü kısmı; yörünge kontrol sistemi ile konum kontrol sistemi adları verilen sistemlerden meydana gelir. Yörünge kontrol sisteminin işlevi hedefe varmak için lazım olan yörüngeyi tespit edip bu yörünge üzerinde kalmak için gerekli olan emirleri konum kontrol sistemine iletmektir. Konum kontrol sisteminin fonksiyonu ise füzenin istenilen yörünge üstünde yol alması için lazım olan yalpalama, yunuslama ve dönü açılarını denetler. Bu sistemlerin yaptığı hesaplamalar neticesinde uygun olan yörünge üstünde kalmak için lazım olan kontrol yüzeyi komutları oluşturulur ve kontrol bölümündeki eyleyicilere iletilir [20].

Güdümlü çalışma sistemi ile çalışan çeşitli yönlendirme yöntemleri bulunmaktadır. Bu yönlendirme yöntemleri aşağıda belirtilmiştir:

Kızılötesi Yönlendirme Yöntemi: Genelde uçan cisimlere odaklanması durumunda bu yöntem kullanılır. Isı kaynağı füze ile takip edilmektedir. Bu yöntemin ilk kullanıldığı zamanlarda yağmur, bulut, güneş ve yerdeki sıcak nesnelere ötürü yanılmalar olmuştur. Ancak, bugünlerde bir uçak yüzeyinin hava sürtünmesinden ötürü yükselen ısı bile belirlenmektedir. Dolayısıyla, uçağın etrafı olarak tüm kısmı algılanır ve en ısınan kısım olan kuyruk ölümlü izlenmediğinden hedefin vurulma oranı yükselmektedir. Öte yandan, füzeyi aldatma amacıyla bırakılan ve uçaktan daha sıcak olan işaret ışıklarını hedef zannetmekte ve yön değiştirmektedir.

Uydu Kontrollü Yönlendirme: Bütün hava koşullarında GPS ile hedefini tespit etmektedir. Aynı zamanda GPS ile ilgili problem olması halinde kendi ölçümleriyle hedefine gidebilmektedir. Fakat, bu durumda hedefi tutturma oranı düşmektedir.

Radyo Kontrollü Yönlendirme: Bombanın üstünde kamera yer alır ve operatör ile görüntüler izlenerek füze yönlendirilir.

Lazer Kontrollü Yönlendirme: Lazer kontrollü güdümlü füzeler, herhangi bir yerden

tutulan lazerin çarptığı yöne doğru hareket etmektedirler. Işınlr farklı kodlama biçimlerine göre iletilir. Bu nedenle yabancı bir kaynak tarafından lazer tutulması halinde aldanmazlar. Olumsuz tarafı, hedefin görülemediği kötü hava koşullarında kullanılabilememesidir.

Kablo Kontrollü Yönlendirme: Operatörün füzeyi ateşlemesinin ardından hedefe isabet edene dek kablo ile koordinat düzeltmeleri yapmaktadır. Menzili kablo boyutuyla limitlidir. Genellikle tanksavar olarak kullanılır.

TERCOM: Arazi kontur eşleştirme yöntemidir. Önceleri kruv füzeleri ile kullanılan bu yöntemde daha önceden yüklenmiş olan arazi yükseklik bilgileri ile o an radarın hesapladığı yükseklik bilgileri kıyas edilerek konum tespit edilir.

DSMAC: Bu sistemde önceden yüklenmiş fotoğraflarla o anda füzeden çekilen fotoğraf bilgisayarda kıyas edilir.

INS: Ataletsel seyrüsefer güdümü yöntemidir. Dönüş ve hareket sensörleriyle devamlı yön ve konum bilgilerinin dışardan başka bir kaynak olmadan ölçüldüğü sistemdir.

3.6 Güdümlü Füzelerin Aerodinamik Yapısı

Aerodinamik, atmosferde yüksek süratle yol alan nesnelere ve yüksek sürattaki rüzgara maruz kalan hareketli ve durağan nesnelere çevresinde oluşan akım olaylarını irdeleyen; bu nesnelere üzerine hava ile temas sebebiyle etkiyen yükleri konu edinen ve hedeflenen moment ve kuvvetleri temin edebilecek geometrileri dizayn eden bilim dalı olarak ifade edilebilir [21].

Roket havada ilerlerken aerodinamik kuvvetler meydana gelmektedir. Kuvvetler, hem büyüklüğe hem de yöne sahip vektörel değerlerdir. Aerodinamik kuvvetlerin büyüklüğü, roketin şekline, büyüklüğüne, hızına ve içinden geçtiği havanın bazı özelliklerine bağlıdır. Genel olarak tek aerodinamik kuvvet iki bileşene ayrılmaktadır: hareket yönünün tersine sürüklenme kuvveti ve hareket yönüne dik hareket eden kaldırma kuvveti. Kaldırma ve sürüklenme, bir nesne üzerindeki aerodinamik kuvvetlerin ortalama konumu olan basınç merkezinden geçer.

Aerodinamik kuvvetler, mekanik kuvvetler olmakla birlikte katı bir cismin bir sıvı veya bir gazla etkileşimi ve teması ile üretilirler. Aerodinamik kuvvetler, bir kuvvet alanı, yerçekimi alanı veya bir elektromanyetik alanda üretilmez. Yükselme ve

sürtünmenin üretilebilmesi için, roketin hava ile temas halinde olması gerekir. Yani atmosfer dışında hiçbir yükselme ve sürtünme yoktur. Aerodinamik kuvvetler, roket ve hava arasındaki hız farkından kaynaklanır. Roket ve hava arasında hareket olmalıdır. İzafi hareket yok ise, yükselme ve sürtünme yoktur. Aerodinamik kuvvetler, bir model roket için tam ölçekli bir roketten daha önemlidir, çünkü model roketin tüm uçuş yolu atmosferde gerçekleşir. Tam ölçekli bir roket ise çok hızlı bir şekilde atmosferin üzerine çıkar.

Aerodinamik kuvvetler bir roketlerde uçakta olduğundan farklı kullanılır. Bir uçakta, uçağın ağırlığının üstesinden gelmek için uçağın kanat ve dümenini etkileyerek onu kaldıran kuvvet kullanılır, ancak bir rokette, ağırlığın aksine itme kullanılır. Basınç merkezi normalde roketin ağırlık merkezinde bulunmadığından, aerodinamik kuvvetler roketin uçuş sırasında dönmesine neden olabilir. Bir roketin yükselmesi, uçuş yönünü sabitlemek ve kontrol etmek için kullanılan bir yan kuvvettir. Yükselme, bir gaz akışı katı bir cisim tarafından döndürüldüğünde meydana gelir. Akış, Newton'un üçüncü etki ve reaksiyon yasasına göre, bir yönde döndürülür ve yükselme ters yönde olur. Bir model roket için, burun konisi, gövde borusu ve kanatçıklar, roket uçuş yönüne eğimli ise akışı döndürebilir ve bir yükselme kaynağı haline gelebilir. Çoğu uçağın sürtünme oranı yüksek iken, roketin sürtünme oranı genellikle yükselmesinden çok daha büyüktür [22].

Füzenin aerodinamik modeli birtakım parametrelere bağlı fonksiyonları kapsamaktadır. Bu parametrelerde füzenin kinematik değerlerinin ve geometrik karakteristiklerini ve aerodinamik etkileşimleri kapsayan tüm kontrol ve itki değişkenlerini kapsamaktadır.

Aerodinamik katsayılar uçuş parametrelerinin fonksiyonlarıdır. Başlıca bu parametreler; hücum açısı (α), yan kayma açısı (β), kontrol yüzeyi sapmaları (δ_e ve δ_r), vücut açısal hızları (q ve r), zaman hızlarıdır.

Uçak veya benzeri bir cisim ile hava arasında sürat farkı olduğu zaman havanın cisme aerodinamik kuvvet etkitmesi nedeniyle belirlenen bir noktaya göre bir moment meydana getirir. Esasen, hava akımı cisme tek noktada kuvvet etkitmemektedir. Cisim ile havanın birbirine değme yüzeyinin tüm noktasında etkiyen kuvvetin dağılımı ve tüm noktadaki kuvvetin de belirlenen herhangi bir referans alınan noktaya göre meydana getirilen moment mevzu bahistir. Bununla

birlikte, hava akımı cisim yüzeyi üstündeki herhangi bir yerde etkittiği kuvveti yüzeye dikey ve teğetsel istikametlerde iki bileşene ayırmaktadır. Dik bileşene basınç kuvveti, teğet bileşene ise sürtünme kuvveti adı verilir. Kuvvet bileşenlerinin birim alana etkiyen bölümleri ise basınç ve kayma gerilmesi olarak isimlendirilir. Her ikisi de basınç boyutunda büyüklüklerdir.

Aerodinamik çalışmalarında çoğunlula bileşke kuvvet ve moment yerine, bunların uygun eksen takımında hesaplanmış olan bileşenlerinden bahsedilir. Uçak ve benzeri hava araçları ile alakalı çalışmalarda aerodinamik kuvvet ve moment çoğunlukla uçuş istikametine göre belirtilmiş bir eksen takımında kuvvet bileşenleri; taşıma kuvveti, sürüklenme kuvveti, yanlamasına kuvveti, olarak moment bileşenleri ise; yunuslama momenti, yalpa momenti, sapma momenti olarak tanımlanmaktadır [23].

3.7 GÜDÜMLÜ MÜHİMMAT SİSTEMLERİ

Güdümlü mühimmatlar, hedeflere ve atış platformlarına göre gruplara ayrılmaktadır. Seyir mesafesinin uzunluğu veya hedefin hareket kabiliyetinin fazla olması gibi nedenlerden dolayı güdümlü mühimmatların kompleks halde dizayn edilmesine neden olmaktadır. Fakat, yüksek teknoloji cihazı olan bu aygıtların tek kullanımlık olması sebebi ile, önemli bir etkinlik-maliyet analizi yapılması gerekmektedir. Harp senaryoları lojistik birimler tarafından irdelenmiş ve farklı tür senaryolara uygun olan ve farklı komplekste güdümlü mühimmat gereksinimleri belirli hale getirilmiştir. Tehlikeli senaryolar için yardımcı cihaz ve insan katkısını az seviyede tutan ve daha kompleks ama pahalı sistemler kullanılır. Az tehlikeli durumlarda ise basit, pahalı olmayan ancak yardımcı cihaz ve insan katkısını gerektiren sistemler belirlenmiştir. Güdümlü mühimmat sistemlerinin amacı, tıpkı diğer kontrol sistemlerindeki gibi mühimmatın hedefe gerektiği kadar yaklaşmasına engel olabilen belirsizlikleri ve gürültü etkilerini kontrol altına alan sistemi kurmaktır. GÜDÜM sistemlerindeki belirsizliklere atış platformundan hedefe yanlış yönlendirme veya hedefin manevraları misal verilebilir. GÜDÜM sistemi, dizayn edildiği kabiliyetler ölçüsünde dış taraftan gelen etkileri minimal seviyeye indirerek mühimmatı ile hedefi mümkün mertebede yakın noktaya taşımaya çalışmaktadır.

Güdümlü mühimmat sistemleri, doğrultulduğu hedefe göre kendi pozisyonunu alan ve gerekli olması halinde seyir yörüngesi üstünde lazım olan değişiklikleri gerçekleştirebilen bir mekanizma olarak ifade edilir. Güdümlü mühimmat

sistemlerinin alt birimleri; algılama, hesaplama, yönlendirme yapan ve platformun kararlılığını sağlayan birimlerden meydana gelir.

Arayıcı biriminin görevi hedefle alakalı olan dış bilgilerin algılanması ve güdüm algoritmasını işleyen güdüm bilgisayarına aktarılmasıdır. TV, IR, Lazer, radar ve akustik tarayıcı türleri günümüzdeki güdüm sistemlerinde kullanılır [24].

Platform algılayıcıları birimi, güdüm sisteminin kullandığı algoritma için lazım olabilen platform bilgilerini toplamaktadır. Güdüm bilgisayarı daha önce belirlenmiş güdüm algoritması uyarınca lazım olan bilgileri değerlendirir ve gerektiği durumlarda seyir yörüngesini münasip bir biçimde değiştiren komutları kontrol birimlerine iletir. Bu birim dış kısımdan komutları meydana getiren diğer bir işlemci ya da operatör olabilmekle beraber güdüm sistemi içinde bir işlemci de olabilmektedir. Genelde emirler seyir sırasında olan şartlara göre meydana gelmekle beraber, ataletsel güdüm sistemini uygulayan birtakım sistemlerde emirler atış öncesinde tespit edilerek seyir esnasında da kullanılmaktadır.

Kontrol birimi, güdüm bilgisayarı tarafından iletilen komutlara göre mühimmatın seyir rotasında değişiklikleri yapan birimdir. Kullanım yerine göre bir füze motoru ile meydana getirilmiş bir itki sistemi veya pnömatik ya da servo sistem ile sürülen herhangi bir tahrik sistemi de olabilmektedir.

3.8 GÜDÜMLÜ FÜZELERİN YÖRÜNGESİ

Güdümlü silahların atış noktasından hedefe doğru yörüngeleri, kullandıkları kontrol ve güdüm metodlarına dayalı olarak farklı türde olabilir. En yaygın olarak kullanılan yörünge sistemleri aşağıda belirtilmiştir:

- **Düz Hat Yörüngesi:** Düz hat yörüngesi, basit bir sisteme sahip yörünge türüdür. Kısa menzilde hareketsiz ya da yavaş hareket eden hedeflere karşı kullanılabilir olması nedeniyle güdümlü silahlarda çok kullanılmamaktadır. Vuruş noktaları ve fırlatma arasındaki düz hat füze ateşlenmeden evvel tesis edilmekte ve füzenin fırlatılmasının ardından yörüngeye münasip düz hatta olması kendi kontrol sistemi içerisindeki araçlar ile sağlanmaktadır.
- **Seyir Yörüngesi:** Füzenin atılmasından hedefe bulana dek süren seyirinde genelde sabit sürat ve yükseklikte olduğu yörünge türüdür. Pek çok durumda füze farklı yüksekliklerden başka bir yüksekliğe süratini de değiştirerek

geçmektedir fakat her aşama seyir yörüngesinin bir kısmıdır. Stratejik seyir füzeleri seyir yörüngesini kullanır.

- **Görüş Hattı Yörüngesi:** Görüş hattı yörüngesinin düz hat yörüngesi ile kıyaslanması önemlidir. Oldukça eğrilmiş yörünge izlemektedir. Örnek olarak; karada konuşlu hedeflere doğrulmuş bir uçağa karşı kullanılan hava savunma sistemi füzesinin kullandığı yörünge misal verilebilir. Herhangi bir zamandaki görüş hattı, füzenin atıldığı nokta ile hedef arasındaki bir hattır. Hedefin yol aldığı hat süresince farklı anlarda farklı sayıda görüş hattı meydana getirilmektedir. Bu güdüm sisteminde füze, hedefin herhangi bir zamandaki pozisyonuyla atış noktası arasında sürekli olmak üzere görüş hattında tutularak kontrol altına alınır. Bu sistem, Işın İzleme Güdümü ya da Komuta Güdümü kullanan güdümlü silahlarda kullanılmaktadır. Bu çeşit bir yörünge takip eden füzelerin birçoğu kısa menzilli ve belli oranda daha ucuz sistemlerdir.
- **Oransal Navigasyon Yörüngesi:** Bu güdüm sistemi, evleme güdüm yöntemi kullanan neredeyse bütün füzelerce uygulanmaktadır [25]. Bu sistemde füze, hedefin gitmekte olduğu tarafa başka bir deyişle ulaşacağı yere doğru vararak hedefe erişmeyi baz almaktadır. Hedefin hareketleri takip edilmekle beraber bir sonra olan hamlenin yeri ölçülerek o noktaya yönelir.
- **Balistik ya da Serbest Düşme Yörüngesi:** Balistik yörünge sistemi, yerçekimi kuvveti haricinde hiçbir kuvvetin etki etmemesi halinde bir roket, mermi ya da cismin izlediği yoldur. Normal koşullar altında, atmosferi geçen hiçbir füze aerodinamik sisteminin karşı karşıya kalacağı hava basıncı neticesinde meydana gelen kuvvetler nedeni ile bu tür yörüngeyi kullanmamaktadır. Fakat, bilhassa uzun menzilli güdümlü füzeler mevzu bahis olduğunda, bu tür bir yörünge uygulaması yerçekimi haricinde kuvvetlerin olamamasına yönelik önlemlerin uygulanmasıyla imkan bulmaktadır.

3.9 Güdüm - Kontrol Sistemini Meydana Getiren Alt Sistemler ve Fonksiyonları

Bu kısımda güdüm - kontrol sistemini oluşturan alt sistemler olarak başlıca; algılayıcılar, güdüm birimi, otopilot birimi ve tahrik sistemleri hakkında bilgi verilecektir.

3.9.1 Algılayıcılar

Bu alt sistemlerde, güdüm mekanizması için gerekli olan hedef bilgisinin ve platformun alınması temin edilir. Bu sistemlerde kullanılmakta olan algılayıcılar hedefin ve platformun hız, pozisyon ve yönelimini belirli duruma getirmek amacıyla kullanılır. Otopilot sistemlerinin algılayıcıları genellikle platformun hareketini takip eden ivmeölçer, altimetre, dönü ölçer, küresel konumlama sistemi olan GPS, ataletsel seyrüsefer sistemi olan INS gibi algılayıcı sistemlerdir. Füze mekanizmasında, hedefin manevralarını takip eden ve hedefin füzeyi baz alarak istikametini belirlemekte olan algılayıcılar da mevcuttur. Bu algılayıcılara da arayıcı denir. Bahsedilen arayıcılar pitch ve yaw adı verilen yani; enlemesine eksen olan yunuslama eksenini ve düşey eksen olan sapma-dönme eksenini çizgisinde hedefe olan sapmasını verir. Birtakımlarında ise başka bir eksen çeşidi olan roll yani; uzunlamasına eksen olan yatış-yalpa eksenini istikametinde sapmayı verir.

Arayıcı algılayıcılar, evleme güdüm algoritma sistemlerinin esas veri girdisini meydana getirir. Aşağıda güdümlü füzelerde kullanılan bazı arayıcı türleri belirtilmiştir:

- Kızılötesi Arayıcılar
- Video Arayıcılar
- Radar Arayıcılar
- Akustik Arayıcılar
- Elektro / Optik Arayıcılar

3.9.2 Güdüm birimi

Algılayıcıdan gelen bilgileri güdüm algoritmasına göre işleyerek, füzeye uygulanacak ivme emir sinyallerini meydana getiren ve çoğunlukla aritmetik işlem yapabilen elektronik donanım meydana getirdiği bir bölümdür.

Aşağıda güdüm sistemlerinde uygulanan başlıca algoritmalar belirtilmiştir:

- Işın İzleme Güdümü,
- Görüş Hattı Güdümü,
- İzleme Güdümü,
- Oransal Seyir Güdümü

Işın izleme ve görüş hattı güdümü komuta güdümünün misalleri olarak verilebilir ve hem radarlı hem de elektro-optik algılayıcılarla gerçekleştirilebilirler. İzleme güdümü biraz daha sabit hedeflere yönelik güdümlü bombalarda kullanılan algoritmadır. Oransal seyir güdümü, evleme güdümünde pek yaygın kullanılmaktadır. Etkin, yarı etkin ve edilgin algılayıcılarla birlikte uygulanabilir.

3.9.3 Otopilot birimi

Bu birim, füzelerin güdüm kısmından iletilen ivme komutlarını tahrik sistemi komutlarına dönüştüren algoritmaları çalıştıran birimdir. Otopilot birimi platform algılayıcılarından geri besleme almaktadır. Otopilot ve güdüm işlevleri aynı donanım içinde de uygulanabilir.

3.9.4 Tahrik sistemleri

Güdümlü mühimmat kontrol sisteminin görevi, güdüm-kontrol bilgisayarı bölümünden iletilen emirleri aktif ve süratli gerçekleştirmektir. Çoğunlukla hareketi sağlayan bölümler kanatçık sisteminin veya füze motorunun kabiliyetine dayalı olarak farklılaşmaktadır. Aşağıda bu kontrol sistemleri temel olarak tasnif edilmiştir:

- Aerodinamik kontrol yüzeyleri,
- İtke vektörü yönlendiricileri,
- Yan yüzey jet veya tepki kontrol araçları.

Atmosferin alt tabakalarında hareket eden füzeler için kontrol yüzeyleri ile yönlendirme yaygın olarak kullanılır. Yanal tepki motorları ve itke vektörü yönlendirme ise füzenin atmosfer haricinde olduğu durumlarda ya da füzenin görev gereği yavaş seyir halinde olduğu durumlarda kullanılır. Tahrik sistemleri, belirli maksimum ve minimum değerler arasında herhangi bir değeri sağlayabileceği gibi, sadece iki ya da üç değer de alabilmektedir. Misal olarak, füze kanatçıkları $\pm 30^\circ$ arasında herhangi bir açı pozisyonunu kontrol edebilirken, yanal jetler sadece aç-kapa olarak çalışan bir sistem olarak nitelendirilebilir.

3.10 Uçuş Kontrolü

Aerodinamik kontrol, kanatçıklar ile sağlanmaktadır. Bu şekildeki hareket kontrolü yüksek dinamikli basınç alanlarda küçük kontrol kuvvetleri uygulayarak ve yüksek kuvvetler üreterek füzeyi döndürmek için çok kullanılan ve verimli olan bir metottur.

Üç eksenli aerodinamik kontrol ile, yunuslara, yanal hareket ve yalpa mihverleri üzerinde kontrol sağlanır. Aerodinamik hareket kontrolü, kanatçığın füze üstündeki bölgesine göre; füzenin sonunda, ortasında ve başında bulunarak kuyruk, kanat ve kanatçık olabilmektedir [26]. Kanatçıkların bölgesi füzenin başına yakınlaştıkça birim dönü için kuvvet azalır, daha küçük kanatçık dönmeleriyle çok fazla dönü etkisi sağlanır. Böylece, kanatçığın yüzeyinin azaltılabilmesi sağlanır. Ancak, kuyruk kanatlardan kontrolün olması kararlılık yönünden pek yararlıdır, çünkü kanatçıklardan sonra meydana gelen akış füzeyi etkilemez. Bununla beraber, füzenin bu bölgede itki nozulları ve roket motoru yer alması nedeniyle kontrol tahrik sistemi için pek alan mevcut değildir. Nitekim arka kanatlardaki kontrol kuvvetleri füzenin istikameti ile ters durumda olmaktadır, böylece tepkinin yavaşlatılmasına vesile olur. Aerodinamik kontrol taktik füzelerde kullanılan yaygın bir yöntemdir. Havadan havaya füzelerde çok sık görülmektedir.

İtki vektör kontrolü itkisini yönlendirme kabiliyetine sahip olan motorlar ile yapılır. Örneğin; jet motorları. Bu tür motorlarla, füze kendi çevresinde dönü gerçekleştirmez. Diğer tüm dönüler itki varken gerçekleştirilebilir. Bu metot dinamik kırıncının düşük olduğu yüksek irtifada uçan füzelerde kullanılır. Ayrıca, uzun menzilli stratejik füzelerde ve uzay roketlerinde sıklıkla kullanılır. Yan yüzey jet kontrol ise, küçük dinamik basınçlar mevcutken kullanışlı olmaktadır. Seyir zamanının uzun olmadığı ve düşük kuvvetler için ekonomik yönden faydalıdır. Bütün uçuş istikametinde hareket yeteneğine sahiptir. Bu türde hareket kontrol sistemleri füze motorunun dışında, kanatların yerine fazladan ufak itki jetleri kullanarak yapılır. Kısa menzilli tanksavar sistemlerinde bu çeşit kontrol sistemleri görülmektedir. Taktik füzeler kısa menzilli olması nedeniyle ve dünya atmosferinin yoğun olan alanlarında uçuş yaptıklarından dolayı bu tür füzelerde aerodinamik hareket kontrolü gerçekleştirilir. Stratejik füzeler atmosferin yoğun olmayan bölgelerinden geçebilecek durumda olduklarından dolayı atmosferin bu kısımlarında aerodinamik kontrol yapılamaması sebebiyle yukarıda bahsedilen üç hareket kontrol sisteminin en münasip birleşimi biçiminde bir kontrol sistemi kullanılarak hareket kontrolü temin edilmektedir.

3.11 GÜDÜMLENMİŞ UÇUŞ ROTALARI

Güdümlenmiş bir füze çoğu zamanda bütün seyir sürecince hem doğal hem de yapay

kuvvetlerin tesiri altındadır. Füzenin izleyeceği yol birtakım şekiller alabilmektedir. Güdümlenmiş bir füzenin takip edeceği yolları önceden ayarlanmış rota ve değişebilen rota olarak iki gruba ayırabilmek mümkündür.

Önceden Ayarlanmış Uçuş Rotaları: Bu metotta füze atılmadan evvel yörünge bilgisi füze aktarılır ve füze önceden yüklenmiş olan kontrollerin haricinde kontrol sinyali almaz. Bu sebeple füzenin atılmasının ardından uçuş planı değişiklik yapılmaz.

Değişken Uçuş Rotaları: Füzeler uçuş rotaları uçuş sırasında karar verme yöntemleri ile değişiklikler gösterebilir. Füzeler hedefi doğrultusunda yol alırken hedefini tespit etmek için kullandığı parametreleri almaktadır ve yeni rota belirlene dek rotasını hedeflerin konumunu değişmeyeceği baz alınarak seyir rotası belirlenir. Başlıca dört tane değişken seyir rotası bulunur. Bunlar; orantılı navigasyon, takip, görüş çizgisi ve sabit davranıştır.

Orantılı Navigasyon: Gelişmiş füzeler orantılı navigasyon kullanmaktadır. Füze kılavuzluk alıcısı görüş hattındaki değişme süratini hesaplar ve hesapladığı veriyi yönlendirme bilgisayarına gönderir. Sonra, bilgisayar otomatik pilot için yönlendirme komutlarını üretir.

Takip: Güdümlenmiş bir füzenin takip edeceği en basit yöntem sürekli hedefe odaklanmasıdır. Füze, füzeden hedefe olan görüş hattı süresince hareket eder.

Görüş Çizgisi: Füzenin hedef ile kontrol noktasını birleştiren hat üzerinde kalacak biçimde yönlendirildiği rota olarak kullanılır. Bu yönteme ışınla hareket denir.

Sabit Davranış: Takip rotasının zıttıdır. Çarpışma rotası da denmektedir. Füze, füzenin ve hedefin aynı anda ulaşacağı noktaya atılır. Şayet hedef ansızın bir dönüş yapar ya da sürati değişirse yeni bir çarpma rotası ölçülmeli ve füzenin uçuş rotası bu doğrultuda değiştirilmelidir.

4. FÜZE TASARIMI

Bu tez çalışmasının konusu füzelerdeki güdümlenme sistemlerinin analizi ve karşılaştırılmasıdır. Dolayısıyla, bu çalışma kapsamında birbirinden farklı olan dört füze tasarlanmıştır, güdüm sistemleri ve iç bölümleri ile beraber analiz edilmiştir ve simülasyonları yapıp karşılaştırmaları aktarılmıştır. Bu çalışmada, füzenin aerodinamik değerleri hesaplanması, savaş başlığı, roket motoru, fünye, güdüm sistemi, fırlatıcısı ve kontrol ünitesi bölümlerinin tasarımı Rocket Simülatör Programı ile tasarlanmıştır. Tasarlanan füzenin statik füze testi ve statik motor testi yapılmaktadır. Bununla birlikte, aerodinamik parametreler ile füzenin çalışma grafikleri ve sonuçları elde edilmiştir. Füzenin tasarımı tamamlandıktan sonra yine Rocket Simülatör programında bulunan test uçuşları gerçekleştirilmektedir ve değişik senaryo yazılımları ile tasarlanan füze sahip olduğu matematiksel değerlerle farklı senaryolarda simülasyonu yapılmaktadır. Bu tezde dört adet füzenin tasarımı yapılmıştır ve tamamının simülasyonları gerçekleştirilmiştir. Tasarımı ve simülasyonları gerçekleştirilen füze tipleri; Atgm_1, Low Drag_8, Patriot_TR ve New Missile olarak adlandırılmıştır. Aşağıdaki bölümlerde tasarlanan bu füzelerin dizaynı ve iç yapısı detaylı bir şekilde aktarılmıştır.

4.1 Atgm_1 Füzesi

Bu tez çalışmasında ilk olarak, güdümlü tanksavar füzesi olan Atgm_1 füzesi tasarlanmıştır. Atgm, güdümlü tanksavar füzesi anlamına gelmektedir. Güdümlü tanksavar füzesi, zırhlı araçları imha etmek amacıyla orta ve uzun menzilde kullanılmaktadır. Savaşlarda, zırhlı araçlara karşı çeşitli roketler ve füzeler kullanılmaktadır, ancak en sofistike olanlar lazer güdüm sistemi, televizyon kamerası ve kablo güdüm sistemi ile birlikte birkaç farklı güdüm sistemi tarafından bir hedefe yönlendirilebilen Anti-tank güdümlü füze ya da diğer bir adıyla güdümlü tanksavar füzeleridir. Güdümlü tanksavar füzeleri, uçaklardan veya askeri kara araçlarından fırlatılabilmektedir [27]. Bunun yanında, teknolojinin ilerlemesiyle daha gelişmiş bir durum kazanan bu füzeler, son derecede etkili Heat başlıklarla teçhiz edilmiştir. Heat

başlığı; savaş başlığı içerisinde yer alan yüksek patlayıcı başlıklı mermi anlamına gelmektedir ve zırhlı tanklara karşı kullanılmaktadır. Son zamanlarda, güdümlü tanksavar füzeleri hareketli ve sabit kara platformlarından, insansız hava araçları ile helikopter gibi hava platformlarından ve savaş gemilerinden ateşlenmektedir. Bu çalışmada dizayn edilen Atgm_1 füzesinin tasarımı ve teknik özellikleri bu bölümün devamında anlatılmıştır.

4.1.1 Atgm_1 füzesinin roket motoru tasarımı



Şekil 4.1: Atgm_1 Füzesinin Roket Motoru

Şekil 8'de resmi verilen Atgm_1 füzesinin roket motoru için Yıldız Şekli Sevk Barutu türü seçilmektedir. Burada, Atgm_1 füzesinin roket motoru için “Yıldız Şekli” sevk barut türü seçilmiştir. Sevk barutunun uzunluğu, dış çapı, iç çapı, yoğunluğu, özgül itici kuvveti ve balistik sabitler belirlenmiştir. Özgül itici kuvvet, birim ağırlık başına ne kadar itme kuvveti oluşturacağını belirlemektedir. Balistik sabitler ise sevk barutunun basınç altında ne kadar hızlı yanacağını anlatmaktadır. Sevk Barutunun boyutlandırması Çizelge 4.1'de verilmiştir.

Ayrıca, roket motorunun ve egzoz nozulunun boyutları belirlenmiştir. Nozulun boğaz çapı motorun yanma odasında geliştirilen basınç üzerinde büyük bir etkiye sahiptir. Sevk barutunun yanma hızı düşük seviyede ise basıncı o kadar yüksek seviyede olmaktadır.

Çizelge 4.1: Atgm_1 Füzesinin Roket Motorunun Sevk Barutu Parametreleri

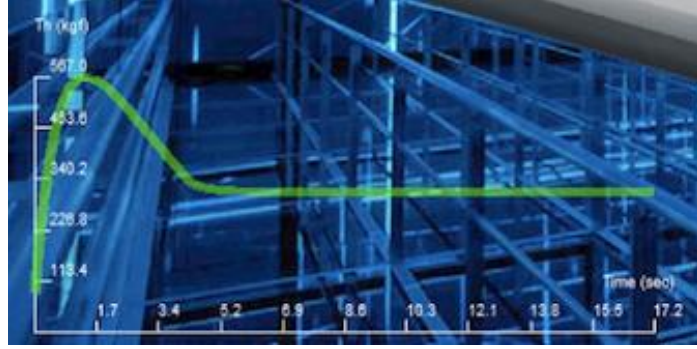
Türü	Yıldız Şekli
Uzunluk	20 cm
Dış Çapı	14.5 cm
İç Çapı	3 cm
Yoğunluk	1.72 g/cm ³
Özgül İtici Kuvvet	235 sn
Balistik Kuvvet	0.45 N
Balistik Sabiti	7 A

Ateşleme basıncı, sevk yakıtının itki kuvveti oluşturması için gerekmektedir. Eğer, ateşleme basıncı yüksek bir değere sahip ise, sevk yakıtı gecikme yapmadan yüksek itki kuvveti üretmektedir. Sistemin barutu, yemleme barutunun ilk ateşlenmesiyle ve ateşlenmeyi sürdürmesiyle tek tek tutuşmaktadır. Roket motorları normalde 100 atm'nin üzerinde ve 20 atm'nin altındaki bir basınç değerinde çalışmamaktadır. Bunun sebebi, yüksek basıncın yanma odasında kalın duvarlara ve motor için yüksek ağırlığa ihtiyaç duymasındır. Bu nedenle, basınç her zaman toplam ağırlık ve motor performansı arasında önemli bir kriter ve denge olmaktadır. Roket motorunun ve egzoz nozulunun boyutları Çizelge 4.2'de verilmektedir.

Çizelge 4.2: Atgm_1 Füzesinin Roket Motorunun ve Egzoz Nozulunun Boyutları

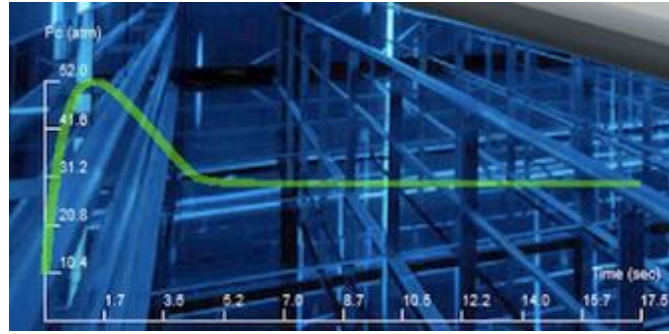
Yanma Odası Çapı	15 cm
Boğaz Çapı	3 cm
Çıkış Çapı	6 cm
Yanma Odası Uzunluğu	85 cm
Ateşleme Basıncı	10 atm
Ateşleme Türü	Birer birer

Fiziksel değerler belirlendikten sonra tasarlanılan roket motorunun nasıl çalıştığını görmek için programda motorun statik testi yapılmıştır. Bu testte ölçülen başlıca parametreler: itki kuvveti, yanma odası basıncı, çıkış basıncı, sevk barutunun kütlesi ve nozulun itki katsayısıdır. Aşağıda bu parametrelerin ölçümleri ve grafikleri gösterilmiştir:



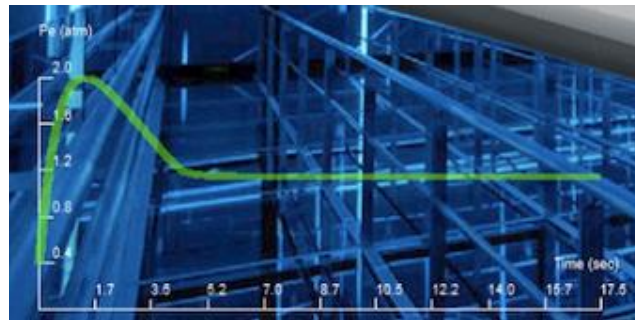
Şekil 4.2: Atgm_1 Füzesinin Roket Motorunun İtici Kuvveti

Şekil 4.2'de Atgm_1 füzesinin roket motorunun zamana göre itici kuvveti grafiği verilmektedir. Roket motorunun ateşlenmesi 17,48 sn sürmekte ve 312.7 kgf (kgf; kilogram kuvvet) değerine ulaşmaktadır.



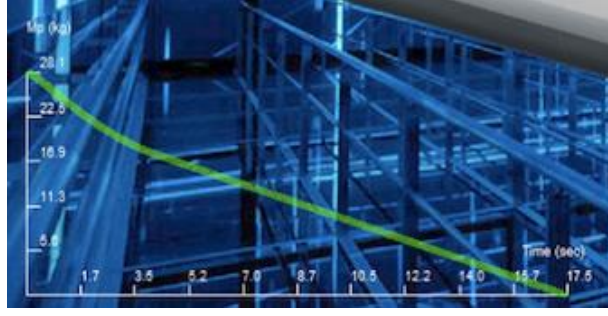
Şekil 4.3: Atgm_1 Füzesinin Roket Motorunun Yanma Odası Basıncı

Şekil 4.3'de Atgm_1 füzesinin roket motorunun zamana göre yanma odası basıncı grafiği verilmektedir. Roket motorunun ateşlenme süresinin sonunda motorun yanma odası basınç değeri 29.8 atm olmaktadır.



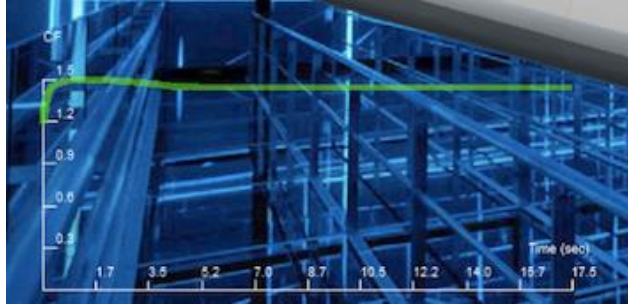
Şekil 4.4: Atgm_1 Füzesinin Roket Motorunun Çıkış Basıncı

Şekil 4.4.'de Atgm_1 füzesinin roket motorunun çıkış basıncı grafiği verilmektedir. Roket motorunun çıkış basıncı 1.2 atm dir.



Şekil 4.5: Atgm_1 Füzesinin Roket Motorunun Sevk Barutu Kütlesi

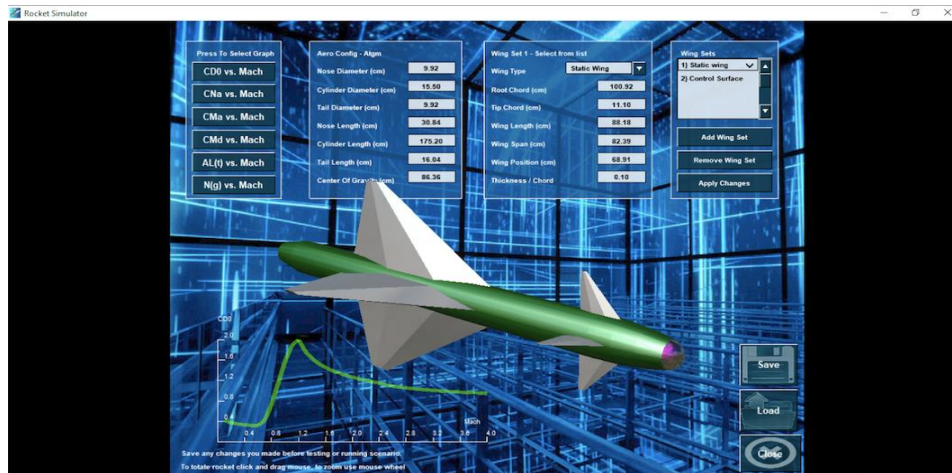
Şekil 4.5'de Atgm_1 füzesinin roket motorunun sevk barutu kütlesinin zamana göre değişim grafiği gösterilmektedir. Ateşleme süresinin sonunda sıfırlandığı görülmektedir.



Şekil 4.6: Atgm_1 Füzesinin Roket Motorunun Nozulun İtki Katsayısı

Şekil 4.6'da Atgm_1 füzesinin roket motorunun nozulunun itki grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun nozulunun itki katsayısı 1,46'dır.

4.1.2 Atgm_1 füzesinin aerodinamik dizaynı



Şekil 4.7: Atgm_1 Füzesinin Aerodinamik Dizaynı

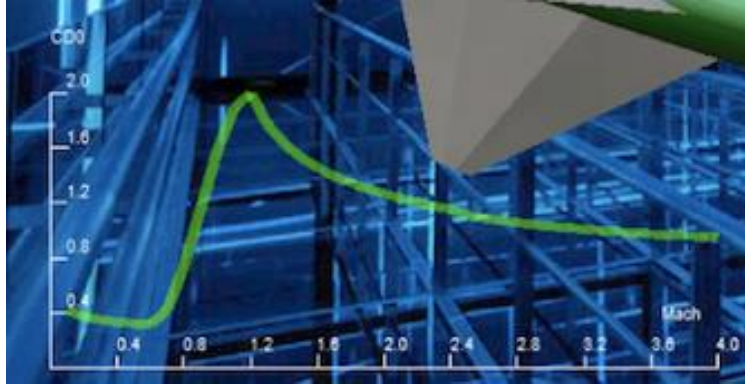
Aerodinamik tasarımda, füzenin aerodinamik katsayıları girilmiştir. Aerodinamik katsayılar, füzenin uçuşu esnasında çeşitli hızlarda havanın ne kadar sürtünme

direnci göstereceğini, hızını, menzilin, ne kadar manevra kabiliyetine sahip olduğunu ve manevra yaparken kararlılığını belirlemektedir. Aerodinamik özellikler ne kadar iyi olursa tasarlanan füze o kadar kabiliyetli ve hızlı olmaktadır. Şekildeki soldan ikinci panelde aerodinamik yapılandırmalar gerçekleştirilmiştir. Bu kısımda, burun konisi çapı, gövde çapı (silindir çapı), kuyruk çapı, burun konisi uzunluğu, silindir uzunluğu, kuyruk uzunluğu ve ağırlık merkezinin uzunluğunun değerleri girilmiştir. Ağırlık merkezinin konumu füzenin manevra kabiliyetini ve stabilitesini etkilemektedir. Şekil 4.7'deki aerodinamik tasarımında görüldüğü gibi hesaplamalar için statik kanat türü seçilmiştir ve ayarlama parametreleri belirlenmiştir. Kanat türü seçildikten sonra, ön ve arka kanat genişlikleri, kanat uzunluğu, kanat açıklığı, kanat pozisyonu ve kalınlık belirlenmiştir. Böylece, füzenin kanadında üretilen kalkış kuvveti, füzenin belirli bir kontrollü sapma açısındaki manevra kabiliyeti de belirlenmiş olmaktadır. Ardından, füzenin havada sürtünme katsayısı, normal kuvvet (eğri) katsayısı, yunuslama momenti katsayısı, belirli bir sapma açısında kontrol momenti katsayısı, hücum açısı, manevra kabiliyet katsayısı belirlenmiştir. Tüm bu katsayılar mach sayısına göre hesaplanmıştır. Şekilde yapılan konfigürasyonlar Çizelge 4.3'te verilmektedir.

Çizelge 4.3: Atgm_1 Füzisinin Aerodinamik Konfigürasyon Değerleri

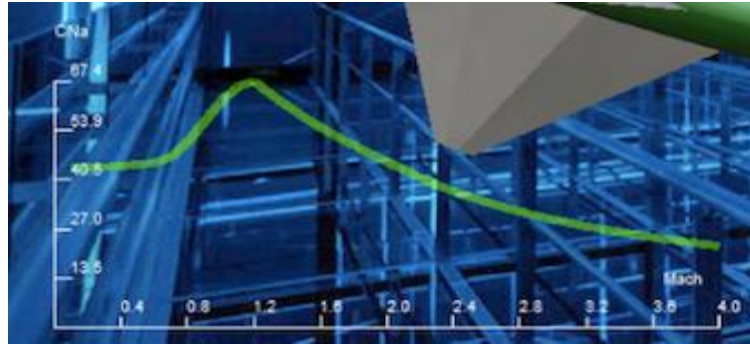
Aerodinamik Kanat Türü	Statik Kanat
Arka Kanat Genişliği	101 cm
Ön Kanat Genişliği	11 cm
Kanat Uzunluğu	88 cm
Kanat Açıklığı	82 cm
Kanat Pozisyonu	69 cm
Kalınlık	0.1 cm
Burun Konisi Çapı	9.92 cm
Silindir Çapı	15.5 cm
Kuyruk Çapı	9.92 cm
Burun Konisi Uzunluğu	31 cm
Silindir Uzunluğu	175 cm
Kuyruk Uzunluğu	16 cm
Ağırlık Merkezi	86 cm

Yukarıdaki aerodinamik parametreler belirlendikten sonra aerodinamik katsayılar belirlenmiştir ve aşağıdaki grafikler elde edilmiştir:



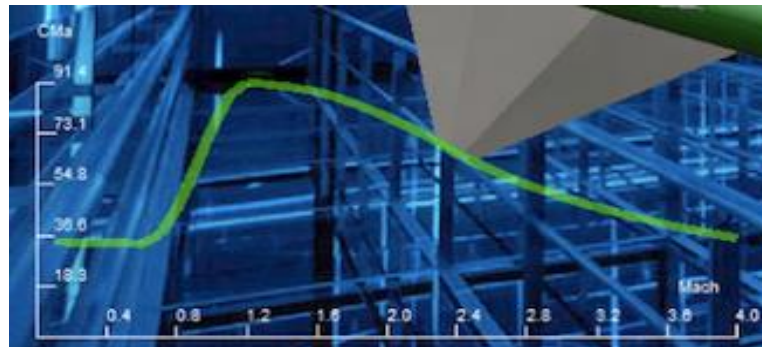
Şekil 4.8: Atgm_1 Füzesinin Havada Sürtünme Katsayısı

Şekil 4.8'de Atgm_1 füzesinin havada sürtünme grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun havada sürtünme katsayısı 1'dir.



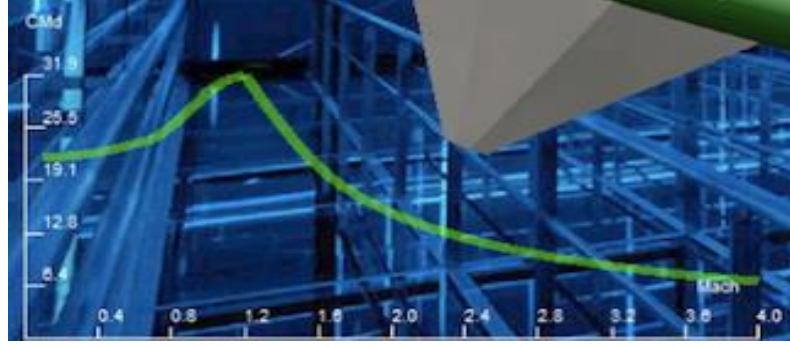
Şekil 4.9: Atgm_1 Füzesinin Normal Kuvvet (Eğri) Katsayısı

Şekil 4.9'da Atgm_1 füzesinin normal kuvvet grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun normal kuvvet katsayısı 26'dır.



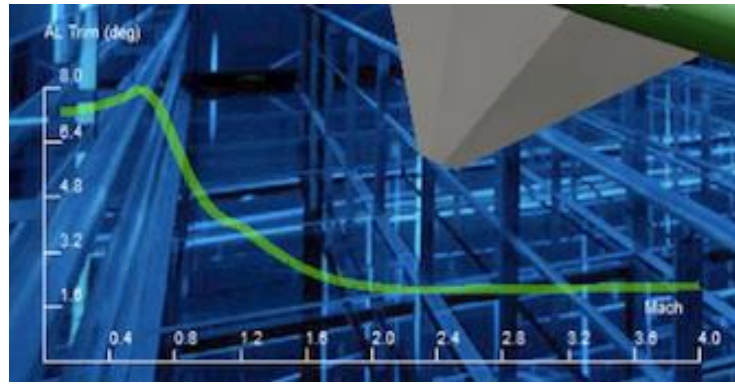
Şekil 4.10: Atgm_1 Füzesinin Yunuslama Momenti Katsayısı

Şekil 4.10'da Atgm_1 füzesinin yunuslama moment grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun yunuslama moment katsayısı 36.6'dır.



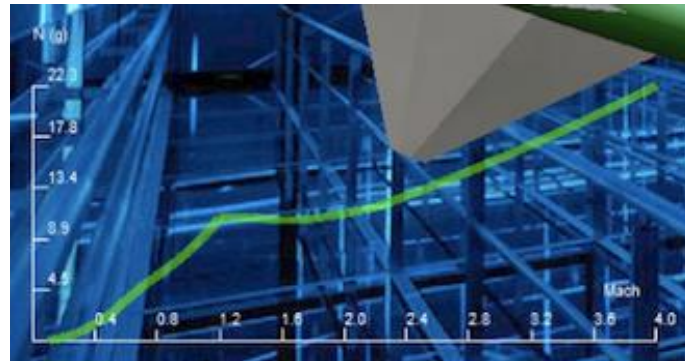
Şekil 4.11: Atgm_1 Füzesinin Kontrol Momenti Katsayısı

Şekil 4.11'de Atgm_1 füzesinin kontrol momenti grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun kontrol moment katsayısı 6.4'tür.



Şekil 4.12: Atgm_1 Füzesinin Hücüm Açısı Katsayısı

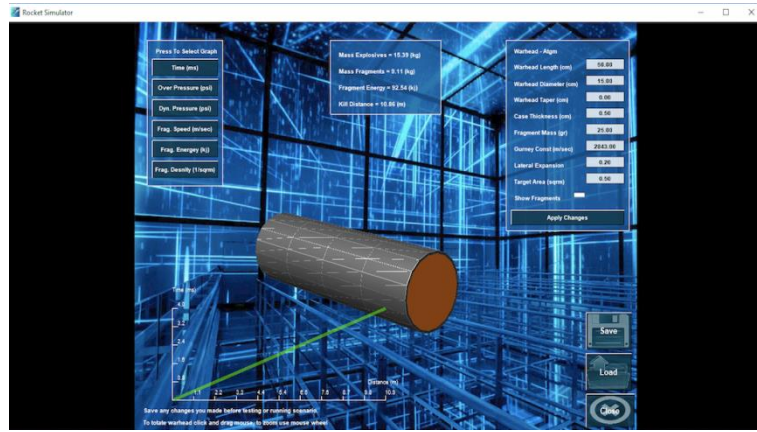
Şekil 4.12'de Atgm_1 füzesinin hücum açısı grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun hücum açısı katsayısı 1.6'dır.



Şekil 4.13: Atgm_1 Füzesinin Manevra Kabiliyet Katsayısı

Şekil 4.13'de Atgm_1 füzesinin manevra kabiliyet grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun manevra kabiliyet katsayısı 22.3'tür.

4.1.3 Atgm_1 füzésinin harp başlığı



Şekil 4.14: Atgm_1 Füzésinin Harp Başlığı

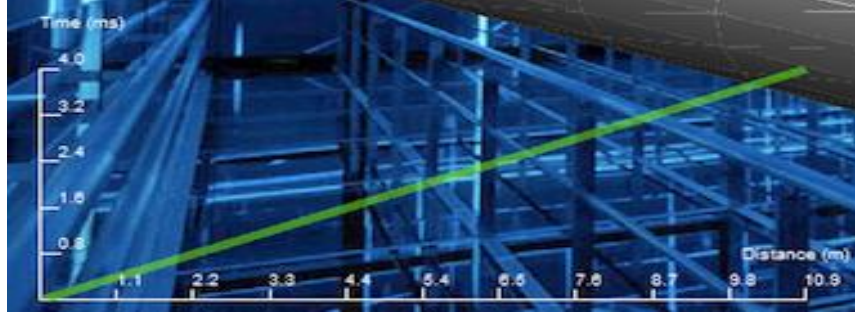
Şekil 4.14'te resmi verilen Atgm_1 füzésinin harp başlığı tasarlanmıştır. Yukarıdaki şekilde harp başlığının uzunluğu, çapı, konisi, kovan kalınlığı, mermi kütlesi, Gurney sabiti, yanıl genişmesi ve hedef bölgesi tasarlanmıştır. Buradaki mermi kütlesi hedefi direkt olarak vurmaktan sorumludur. Hedef bölgesinin ve mermi kütlesinin ayarlanmasıyla vuruş mesafesi belirlenmektedir. Harp başlığının vuruş mesafesi en az iki merminin hedef bölgeye isabet etmesi kaidesi ile belirlenmektedir. Kullanılacak mermi sayısı, metal kovan ağırlığının mermi ağırlığına bölünmesi ile tayin edilmektedir. Ayrıca, mermiler tekdüze ve silindirik bir biçimde harp başlığı etrafında dağıtılmaktadır. Yukarıdaki şekildeki harp başlığının tasarım parametreleri aşağıdaki Çizelge 4.4'te gösterilmiştir:

Çizelge 4.4: Atgm_1 Füzésinin Harp Başlığının Parametre Değerleri

Harp Başlığı Uzunluğu	50 cm
Harp Başlığı Çapı	15 cm
Harp Başlığı Konisi	0 cm
Kovan Kalınlığı	0.5 cm
Mermi Kütlesi	25 gr
Gurney Sabiti	2843 m/s,
Yanal Genleşme	0.2 cm
Hedef Bölge	0.5 m ²

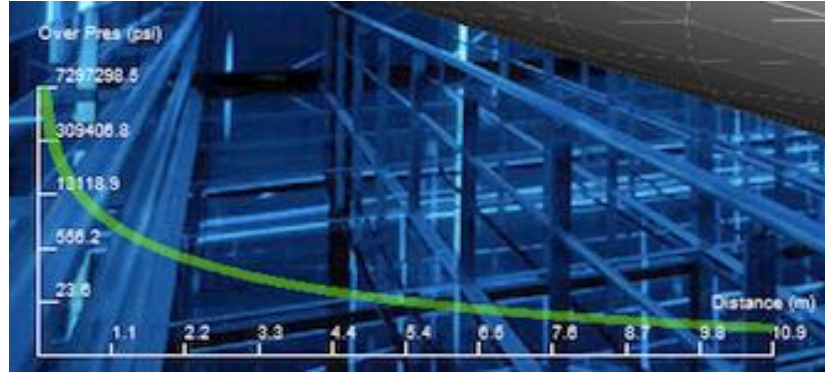
Tasarımda patlayıcının kütlesi, mermi kütlesi, mermi enerjisi ve vuruş mesafesi değerleri belirlenmiştir. Mermi enerjisi, merminin kütlesi ve patlayıcı malzemenin

ağırlığı ile metal kovanın ağırlığı arasındaki oran ile bağlantılıdır. Bu oran ne kadar yüksek olursa merminin hızı genişleyen gazların hızına o kadar yakın olmaktadır. Böylece, maksimum hız elde edilmektedir. Ayrıca, yukarıdaki şekilde harp başlığının parametre değerlerinin girilmesinin ardından elde edilen grafikler aşağıda gösterilmektedir:



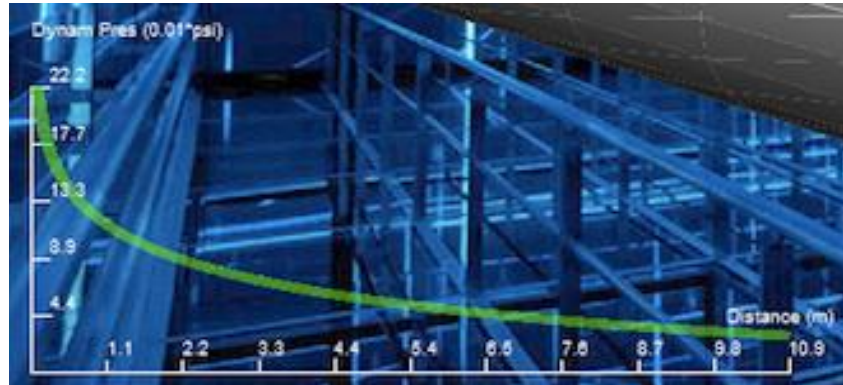
Şekil 4.15: Atgm_1 Füzesinin Harp Başlığının Süre Grafiği

Şekil 4.15'te Atgm_1 füzesinin harp başlığının süre grafiği gösterilmiştir ve 4 ms'dir.



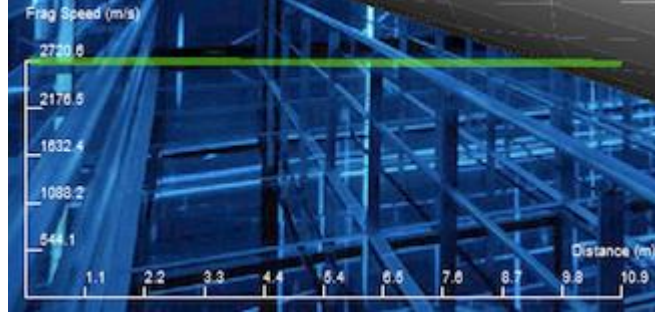
Şekil 4.16: Atgm_1 Füzesinin Harp Başlığının Azami Yüksek Basıncı

Şekil 4.16'da Atgm_1 füzesinin harp başlığının azami yüksek basınç grafiği gösterilmiştir. Harp başlığının azami yüksek basıncı 22 psi'dir.



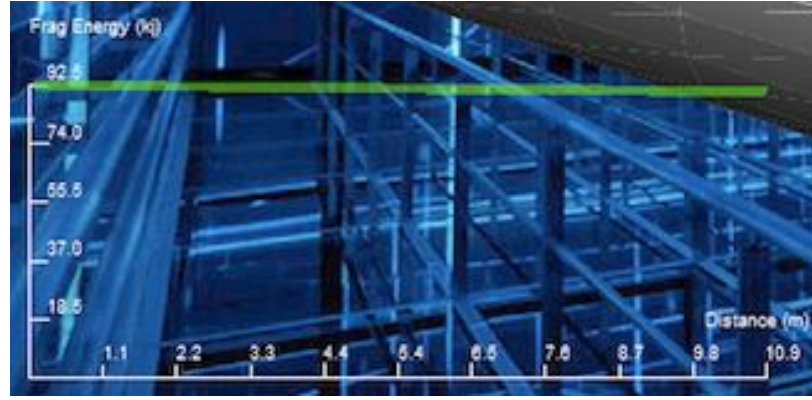
Şekil 4.17: Atgm_1 Füzesinin Harp Başlığının Dyn Basıncı

Şekil 4.17'de Atgm_1 füzesinin harp başlığının dyn basıncı grafiği gösterilmiştir. Harp başlığının dyn basıncı 4.2 psi'dir.



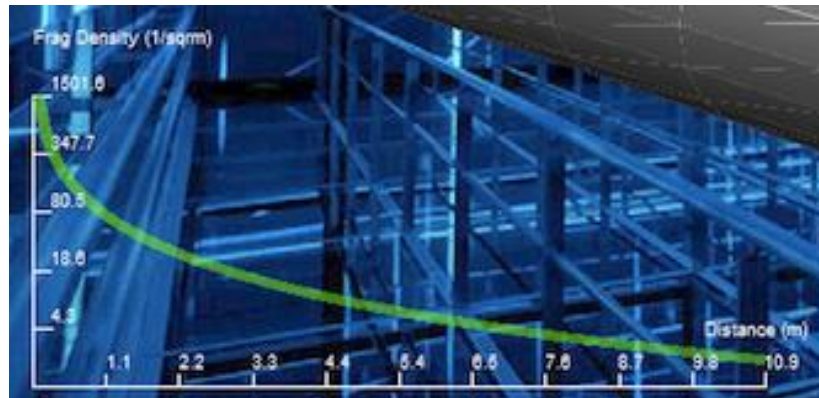
Şekil 4.18: Atgm_1 Füzesinin Harp Başlığının Mermi Hızı

Şekil 4.18'de Atgm_1 füzesinin harp başlığının mermi hızı grafiği gösterilmiştir. Harp başlığının mermi hızı 2720.6 m/s'dir.



Şekil 4.19: Atgm_1 Füzesinin Harp Başlığının Mermi Enerjisi

Şekil 4.19'da Atgm_1 füzesinin harp başlığının mermi enerjisi grafiği gösterilmiştir. Harp başlığının mermi enerjisi 92.5 kJ'dür.

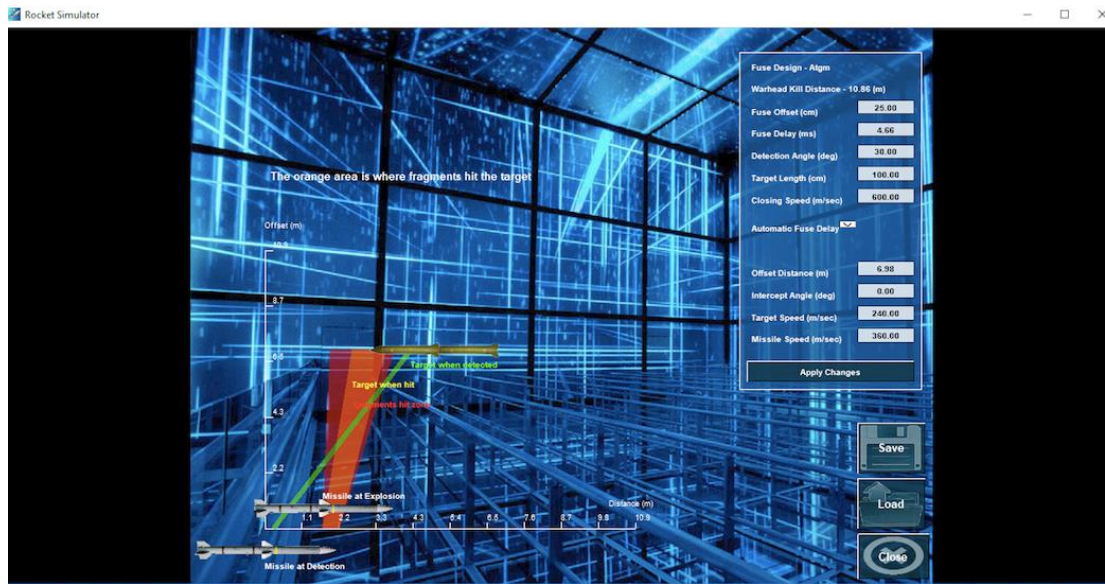


Şekil 4.20: Atgm_1 Füzesinin Harp Başlığının Mermi Yoğunluğu

Şekil 4.20'de Atgm_1 füzesinin harp başlığının mermi yoğunluğu grafiği gösterilmiştir. Harp başlığının mermi yoğunluğu 4 (1/m²) dir.

4.1.4 Atgm_1 füzisinin fünyesi

Kullanılan bu programdaki fünye bir elektro optik sistemdir ve doğrudan füzenin harp başlığına bağlıdır. Füze eksenine doğru bir açıyla füzenin önünde bir ışın yaymaktadır. Böylece, füze hedefin üzerinden geçmeden önce hedefin tespitini sağlamaktadır. Algılama süresi ile infilak süresi arasında bir gecikme ayarlanabilmektedir. Bu gecikme birkaç milisaniye olmasına rağmen çok önemli olmaktadır, çünkü dar ışın parçaları tam olarak füzenin üzerinden geçerken hedefe çarpmaktadır. Fünye sisteminde, hedef ile füze arasındaki kapanış hızı ölçülmektedir. Böylece, fünye gecikmesi ayarlanmasında hedef ile füze arasındaki kapanış hızı baz alınmaktadır, bu da füzelerin farklı kapanış hızlarında hedefleri yakalayıp vurmasına neden olmaktadır. Atgm_1 füzisinin fünye dizaynında savaş başlığı vuruş mesafesi, fünye ofseti, fünye gecikmesi, algılama açısı, hedef uzunluk, kapanış hızı, ofset mesafesi, yakalama açısı, hedef hız ve füze hızı tasarlanmıştır. Şekil 4.21’de Atgm_1 füzisinin fünye grafiği gösterilmektedir.



Şekil 4.21: Atgm_1 Füzisinin Fünyesi

Füzenin fünye grafiğinde yatay ekseninde füzenin hedef tespit anındaki (başlangıç noktasında) ve harp başlığının infilak anındaki konumu görünmektedir. Yeşil bölgede füze hedefi algılamıştır, kırmızı bölgede hedefle çarpışmıştır ve turuncu bölgede füze hedefi vurmuştur. Şekil 28’deki füzenin parametre değerleri Çizelge 4.5’te belirtilmektedir.

Çizelge 4.5: Atgm_1 Füzesinin Fünye Parametre Değerleri4.1.5 ATGM_1 Füzesinin Güdüm Sistemi

Harp Başlığı Vuruş Mesafesi	11 m
Fünye Ofseti	25 cm
Fünye Gecikmesi	5 ms
Algılama Açısı	30°
Hedef Uzunluk	100 cm
Kapanış Hızı	600 m/s
Ofset Mesafesi	7 m
Yakalama Açısı	0°
Hedef Hız	240 m/s
Füze Hızı	360 m/s

Tipik bir füze sisteminin uçuş evresi üç aşamadan meydana gelir. Bunlar başlıca; bust safhası, orta yol (uçuş yolu) safhası ve terminal safhasıdır. Bu safhaların her birinde güdüm sistemi olmamakta ya da farklı olabilmektedir. Bust safhasının özelliği; füzenin balistik bir yörüngede yol alması, kanatçıkların kilitlemesi ve güdüm sisteminin yapılmamasıdır. Bu özellik, füzenin stabilite ve hız kaybetmeden manevrasını hızlandırmasını sağlamaktadır. Orta yol (uçuş yolu) safhasında füzenin hedefi kendi başına tespit etmesi oldukça zordur. Bu nedenle, fırlatıcı veya kontrol ünitesinden bazı güdüm yöntemleri kullanılmaktadır. Genellikle iki tür metot mevcuttur, bunlar; görüş hattı metodu ve kesişim noktası metodudur. Görüş hattı metodu birçok tanksavar füzesinde kullanılmaktadır. Kesişim noktası metodunda füzenin fırlatıcı kısmı öngörülen ya da planlanmış bir kesişim noktası hesaplayıp füzeyi o noktaya doğru yönlendirmektedir. Terminal safhasında ise, füzenin hedef tespit aralığı belirlenmektedir. Şekil 4.22 ve Şekil 4.23’de Atgm_1 füzesinin güdüm çeşitleri gösterilmektedir.



Şekil 4.22: Atgm_1 Füzesinin Uzaktan Komuta - Kesişim Noktası Güdüm Sistemi



Şekil 4.23: Atgm_1 Füzesinin Hedef Güdüm - Oransal Seyir Güdüm Sistemi

Çizelge 4.6’da Atgm_1 füzesinin güdüm sistem parametre değerleri gösterilmektedir.

Çizelge 4.6: Atgm_1 Füzesinin Güdüm Sistem Parametre Değerleri

Kanatçık Kilit Süresi	1 sn
Tespit Mesafesi	1000 m
Arayıcı Başlık Çapı	15 cm

4.1.6 Atgm_1 füzesinin fırlatıcısı



Şekil 4.24: Atgm_1 Füzesinin Fırlatıcısı

Şekil 4.24’de Atgm_1 füzesinin fırlatıcısı gösterilmektedir.

Çizelge 4.7: Atgm_1 Füzesinin Fırlatıcısının Parametre Değerleri

Fırlatıcı Türü	Atgm
Dönme Açısı	0°
Yükselme Açısı	0°
Fırlatıcıdaki Füze Sayısı	10
Yeniden Yükleme Süresi	3 sn

Yükselme açısı füzelerin hangi açıda fırlatılacağını belirlemektedir. Yüksekten gelen tehditleri karşılamak için yüksek dereceli bir açı seçilmesi gerekmektedir. Füze sisteminin birden fazla tehdide karşı etkinliğini belirleyen iki faktör fırlatıcıdaki füze sayısı ve bunların yeniden yükleme süreleridir. Çizelge 4.7’de Atgm_1 füzesinin fırlatıcısının parametre değerleri belirtilmektedir.

4.1.7 Atgm_1 füzesinin kontrol ünitesi

Kontrol ünitesindeki komuta birimi hedef için birtakım ölçüm ve planlamalar yapmaktadır. Hedef için bir daire belirlenir. Yaklaşan hedef bu dairenin yarıçapının içerisine intikal ettiğinde ya da uyarı bölümünde hedefin mesafesi fırlatıcının mesafesinin altında olduğunda füzeler ateşlenmektedir. Dairedeki yarıçap korumak istenilen alan ya da şehri kapsamaktadır. Bu nedenle hem alanın hem de fırlatıcının mesafesini artırmak füze sisteminin erkinliğini üst seviyelere çıkarmaktadır. Şekil 4.25’de Atgm_1 füzesinin kontrol ünitesi gösterilmektedir. Çizelge 4.8’de ise kontrol ünitesinin parametre değerleri belirtilmektedir.



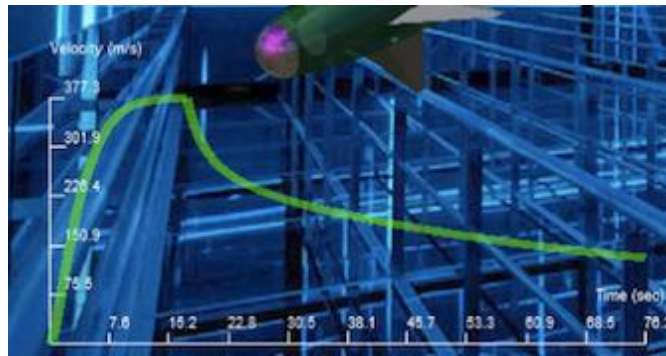
Şekil 4.25: Atgm_1 Füzesinin Kontrol Ünitesi

Çizelge 4.8: Atgm_1 Füzesinin Kontrol Ünitesinin Parametre Değerleri

Radar Birimi	Parabolik Radar
Komuta Birimi	Çadır
Korunan Alan	2 km
Fırlatıcının Mesafesi	5 km
Nişan Alınan Maksimum Hedef Sayısı	1

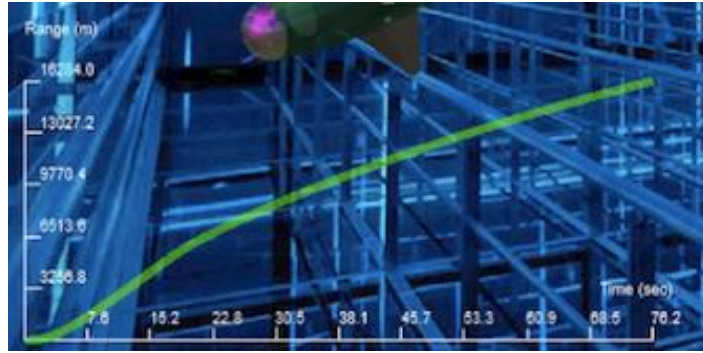
4.1.8 Atgm_1 füzesinin statik testi

Rocket Simulatör programında füzenin tasarım aşamasında sonra statik testi yapılmaktadır. Bu testte, hızlı hareket eden hedeflere müdahale etmek için füzenin ne kadar hızlı olduğu, motoru ateşlendikten sonra ne derecede sürat kazanacağı, ne kadar süre uçacağı ve ne kadar uzak menzile ulaşacağı test edilmektedir. Programdaki statik test uçuşunda, füzenin deniz seviyesinde uçtuğu varsayılmaktadır ve füze, düz uçuş sergilemektedir. Motorun itki kuvveti, füzeyi hızlandırmak ve füzenin havadaki sürtünme kuvvetiyle olan mücadelesi için kullanılmaktadır. Tasarımı iyi olan bir motor, bust safhasından elde edilen yüksek hızı mümkün mertebede muhafaza edip, füzenin uzun mesafelere ulaşmasını ve manevra kabiliyeti en iyi şekilde kullanmasını sağlamaktadır. Statik test sonunda füzenin motor ve aerodinamik değerleri geliştirilebilmektedir. Örneğin; mach değeri 2 olan bir hedefe müdahale etmek için füzenin mach değerinin 2 ya da o hedefin değerinden daha iyi bir değerde olmalı ve fırlatıcıdan 10 km uzakta olan bir hedefe varmak için füzenin seyir boyunca manevra kabiliyetinin üstün olması gerekmektedir. Statik testte Atgm_1 füzesinin statik testinde zamana karşı füzenin uyguladığı hız, aldığı mesafe, mach sayısı ve manevra değerleri belirlenmektedir.



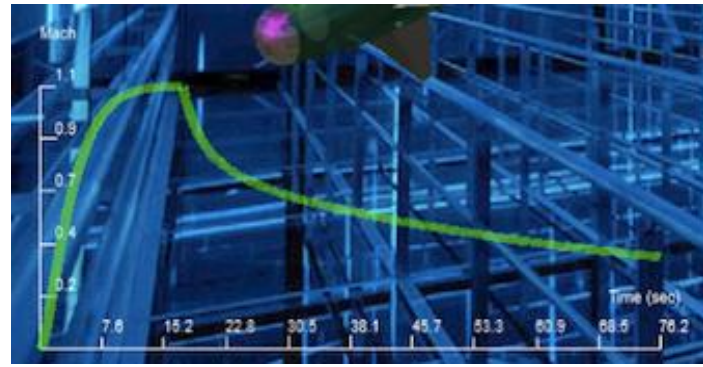
Şekil 4.26: Atgm_1 Füzesinin Statik Test Hızı

Şekil 4.26'da Atgm_1 füznesinin statik test hız grafiği gösterilmektedir. Test hızı 150 m/s dir.



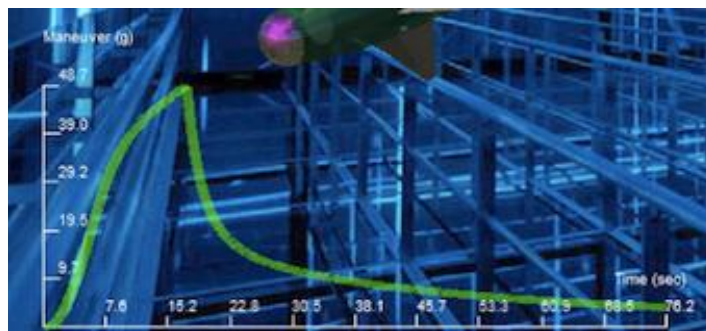
Şekil 4.27: Atgm_1 Füznesinin Statik Test Mesafesi

Şekil 4.27'de Atgm_1 füznesinin statik test mesafe grafiği gösterilmektedir. Test mesafesi 16000 m dir.



Şekil 4.28: Atgm_1 Füznesinin Statik Test Mach Sayısı

Şekil 4.28'de Atgm_1 füznesinin mach sayısı grafiği gösterilmektedir. Mach sayısı 0.4 M dir.



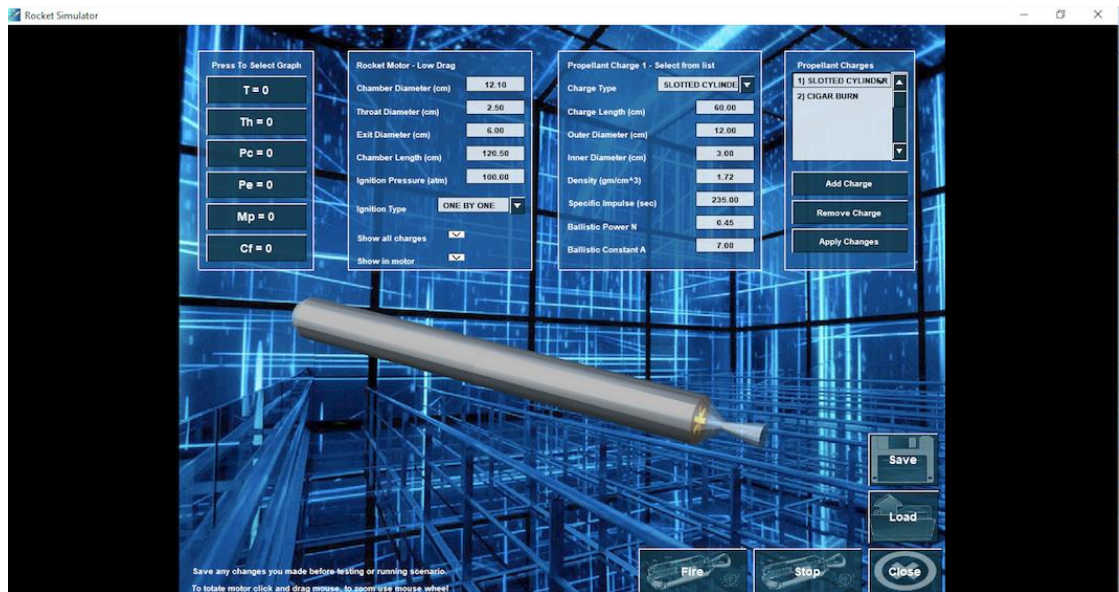
Şekil 4.29: Atgm_1 Füznesinin Statik Test Manevra Değeri

Şekil 4.29'da Atgm_1 füznesinin manevra grafiği gösterilmektedir. Manevra değeri 7 g dir.

4.2 Low Drag_8 Füzesi

Roket aerodinamiği, havanın bir roketin dengesine ve hava sürtünmesine nasıl etki ettiğini inceleyen bir çalışmadır. Roketler sahip oldukları burun konisi ve kanatçıklar sayesinde hava sürtünmesini belli oranda indirgeyerek dengeyi ve kontrolü sağlamaktadır. Böylelikle, roket sallantı olmadan doğru istikamette yol almaktadır. Büyük çaplı roketler büyüklüğü oranında daha fazla hava sürtünmesine sahiptir. Ayrıca, hava sürtünmesi havada süzülen nesnenin kesit alanına ya da hacmine de bağlıdır. Bir roketi mümkün mertebe dar bir şekilde tasarlamak hava sürtünmesini azaltmanın en iyi yöntemidir. Havadaki roketin hızı hava sürtünmesini artırır. Hız ikiye katlandığında, hava sürtünmesi dört kat artar. Bir roketin dengede olması için, basınç merkezinin kuyruk kısmına kütle merkezinden daha yakın olması gerekmektedir. Eğer basınç merkezi kütle merkezi ile aynı konumda ise, roket düşer. Kütle merkezi ile basınç merkezi arasındaki mesafe arttıkça stabilite artar. Bununla birlikte, kanatçıkları bir roketin kuyruk kısmına yerleştirmek, basınç merkezini kuyruk ucuna yaklaştırır ve stabiliteyi artırır. Ancak, bu yöntem aynı zamanda hava sürtünmesini de artırmaktadır [29]. Bu tez çalışmasında tasarlanılan ikinci füze Low Drag_8 füzesidir. Bu füzenin az hava sürtünmesine sahip bir füze olarak tasarlanmıştır. Füzenin tasarımı ve teknik özellikleri bu bölümün devamında anlatılmıştır.

4.2.1 Low drag_8 füzesinin roket motoru tasarımı



Şekil 4.30: Low Drag_8 Füzesinin Roket Motoru

Şekil 4.30'da resmi verilen Low Drag_8 füzesinin füzesinin roket motoru için Yarıklı Silindir Sevk Barutu türü seçilmektedir. Sevk Barutunun boyutlandırması Çizelge 4.9'da, roket motorunun ve egzoz nozulunun boyutları ise Çizelge 4.10'da verilmektedir.

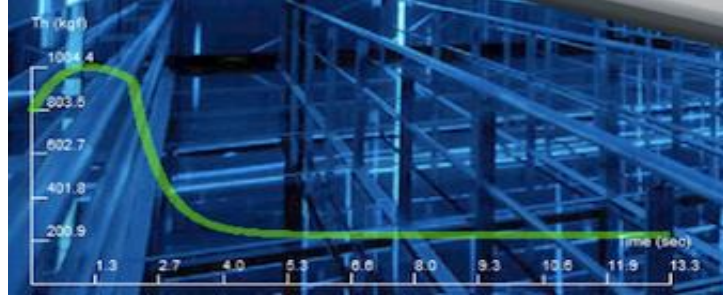
Çizelge 4.9: Low Drag_8 Füzesinin Roket Motorunun Sevk Barutu Parametreleri

Türü	Yarıklı Silindir
Uzunluk	60 cm
Dış Çapı	12 cm
İç Çapı	3 cm
Yoğunluk	1.72 g/cm ³
Özgül İtici Kuvvet	235 sn
Balistik Kuvvet	0.45 N
Balistik Sabiti	7 A

Çizelge 4.10: Low Drag_8 Füzesinin Roket Motorunun ve Egzoz Nozulunun Boyutları

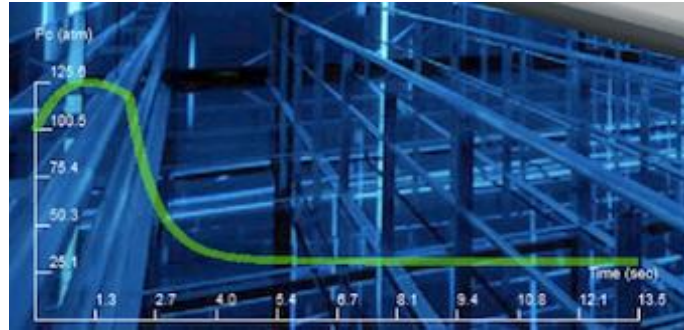
Yanma Odası Çapı	12 cm
Boğaz Çapı	2.5 cm
Çıkış Çapı	6 cm
Yanma Odası Uzunluğu	120.5 cm
Ateşleme Basıncı	100 atm
Ateşleme Türü	Birer birer

Fiziksel değerler belirlendikten sonra tasarlanılan roket motorunun nasıl çalıştığını görmek için programda motorun statik testi yapılmıştır. Bu testte ölçülen başlıca parametreler: İtici kuvveti, yanma odası basıncı, çıkış basıncı, sevk barutunun kütlesi ve nozulun itki katsayısıdır. Aşağıda bu parametrelerin ölçümleri ve grafikleri gösterilmiştir:



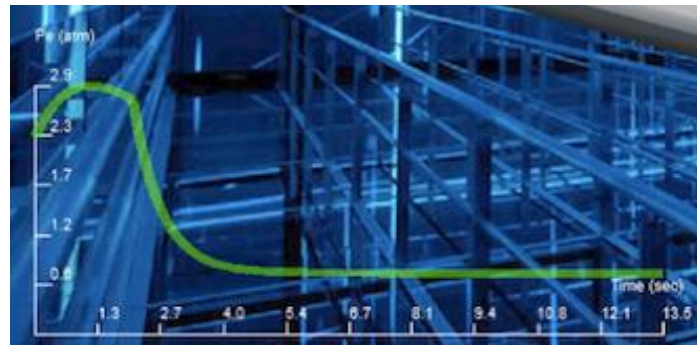
Şekil 4.31: Low Drag_8 Füzesinin Roket Motorunun İtici Kuvveti

Şekil 4.31'de Low Drag_8 füzesinin roket motorunun zamana göre itici kuvveti grafiği verilmektedir. Roket motorunun ateşlenmesi 13,3 sn sürmekte ve 228.9 kgf (kgf; kilogram kuvvet) değerine ulaşmaktadır.



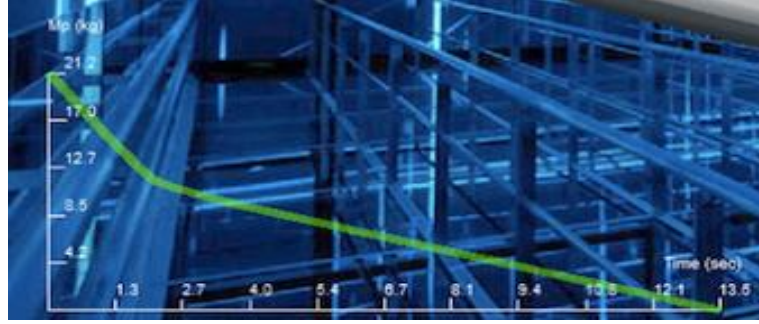
Şekil 4.32: Low Drag_8 Füzesinin Roket Motorunun Yanma Odası Basıncı

Şekil 4.32'de Low Drag_8 füzesinin roket motorunun zamana göre yanma odası basıncı grafiği verilmektedir. Roket motorunun ateşlenme süresinin sonunda motorun yanma odası basınç değeri 31.3 atm olmaktadır.



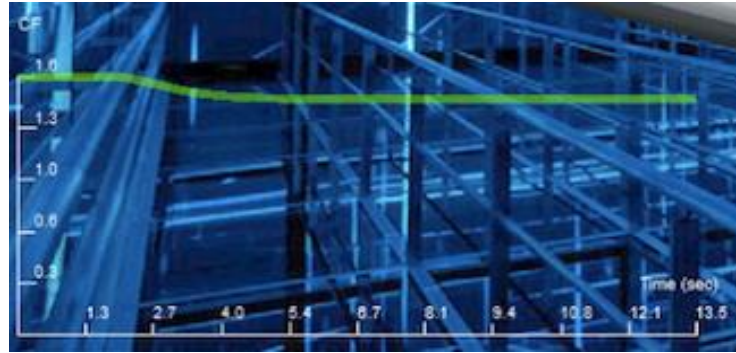
Şekil 4.33: Low Drag_8 Füzesinin Roket Motorunun Çıkış Basıncı

Şekil 4.33'ta Low Drag_8 füzesinin roket motorunun çıkış basıncı grafiği verilmektedir. Roket motorunun çıkış basıncı 0.7 atm dir.



Şekil 4.34: Low Drag_8 Füzesinin Roket Motorunun Sevk Barutu Kütlesi

Şekil 4.34'te Low Drag_8 füzesinin roket motorunun sevk barutu kütlesinin zamana göre değişim grafiği gösterilmektedir. Ateşleme süresinin sonunda sıfırlandığı görülmektedir.



Şekil 4.35: Low Drag_8 Füzesinin Roket Motorunun Nozulun İtki Katsayısı

Şekil 4.35'te Low Drag_8 füzesinin roket motorunun nozulunun itki katsayısı gösterilmektedir. Roket motorunun nozulun itki katsayısı 1.46'dır.

4.2.2 Low drag_8 füzesinin füzesinin aerodinamik dizaynı



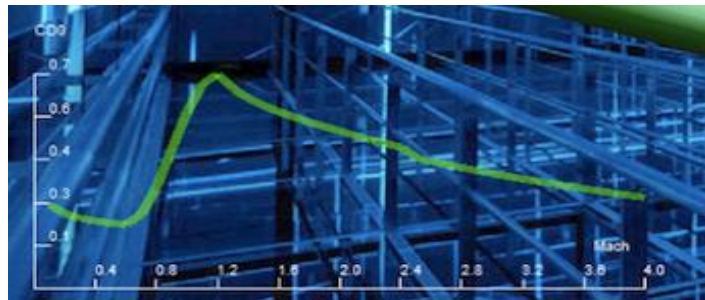
Şekil 4.36: Low Drag_8 Füzesinin Aerodinamik Dizaynı

Şekil 4.36'daki Low Drag_8 füzesinin aerodinamik tasarımında statik kanat türü seçilmiştir ve ayarlama parametreleri belirlenmiştir. Şekilde yapılan aerodinamik konfigürasyonlar ise Çizelge 4.11'de gösterilmiştir:

Çizelge 4.11: Low Drag_8 Füzesinin Aerodinamik Konfigürasyon Değerleri

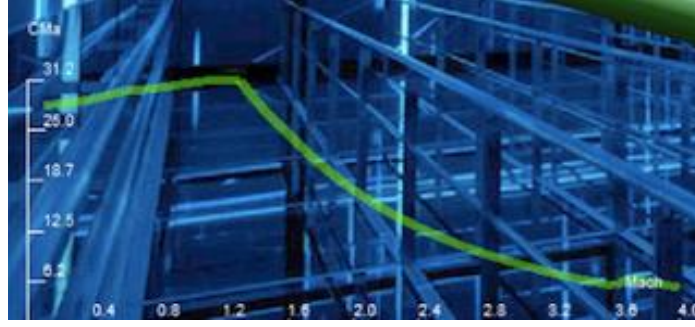
Aerodinamik Kanat Türü	Statik Kanat
Arka Kanat Genişliği	19 cm
Ön Kanat Genişliği	9 cm
Kanat Uzunluğu	19 cm
Kanat Açıklığı	37 cm
Kanat Pozisyonu	164.5 cm
Kalınlık	0.1 cm
Burun Konisi Çapı	1 cm
Silindir Çapı	13 cm
Kuyruk Çapı	8 cm
Burun Konisi Uzunluğu	45 cm
Silindir Uzunluğu	155 cm
Kuyruk Uzunluğu	15.5 cm
Ağırlık Merkezi	86 cm

Yukarıdaki aerodinamik parametreler girildikten sonra aerodinamik katsayılar belirlenmiştir ve aşağıdaki grafikler elde edilmiştir:



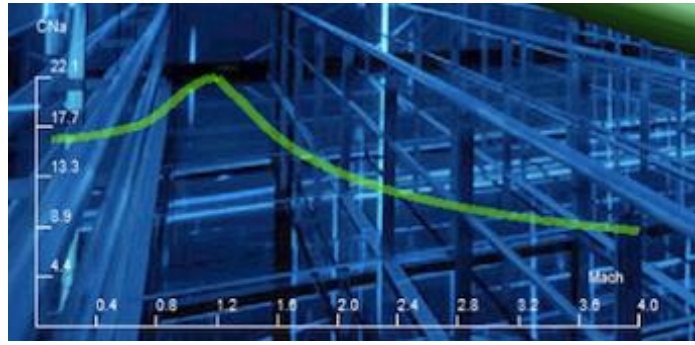
Şekil 4.37: Low Drag_8 Füzesinin Havada Sürtünme Katsayısı

Şekil 4.37'de Low Drag_8 füzesinin havada sürtünme grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun havada sürtünme katsayısı 0.3'tür.



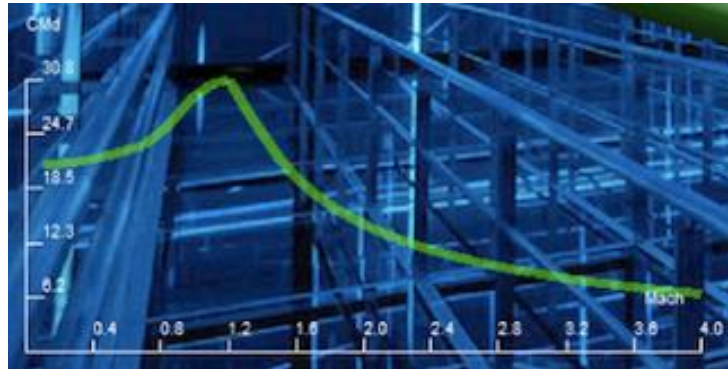
Şekil 4.38: Low Drag_8 Füzesinin Normal Kuvvet (Eğri) Katsayısı

Şekil 4.38'te Low Drag_8 füzesinin normal kuvvet grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun normal kuvvet katsayısı 8.9'dur.



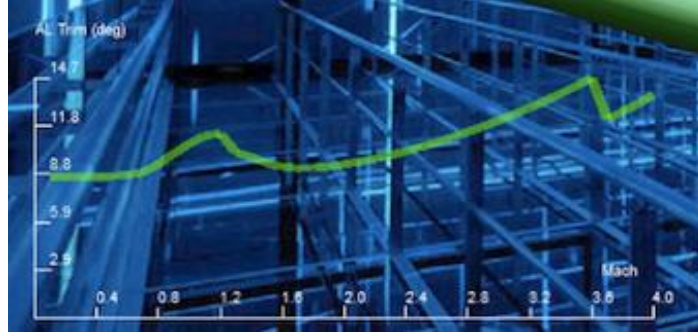
Şekil 4.39: Low Drag_8 Füzesinin Yunuslama Momenti Katsayısı

Şekil 4.39'da Low Drag_8 füzesinin yunuslama moment grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun yunuslama moment katsayısı 6'dır.



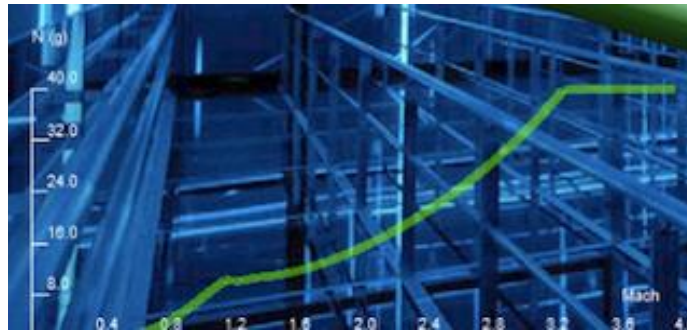
Şekil 4.40: Low Drag_8 Füzesinin Kontrol Momenti Katsayısı

Şekil 4.40'da Low Drag_8 füzesinin kontrol momenti grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun kontrol moment katsayısı 6'dır.



Şekil 4.41: Low Drag_8 Füzesinin Hücüm Açısı Katsayısı

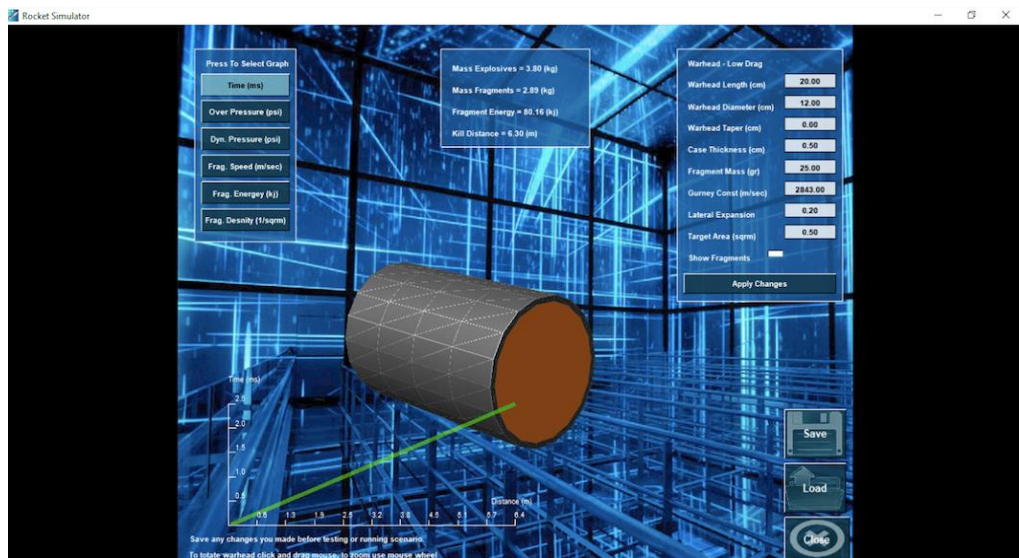
Şekil 4.41'de Low Drag_8 füzesinin hücüm açısı grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun hücüm açısı katsayısı 12'dir.



Şekil 4.42: Low Drag_8 Füzesinin Manevra Kabiliyet Katsayısı

Şekil 4.42'de Low Drag_8 füzesinin manevra kabiliyet grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun manevra kabiliyet katsayısı 40'tır.

4.2.3 Low drag_8 füzesinin harp başlığı



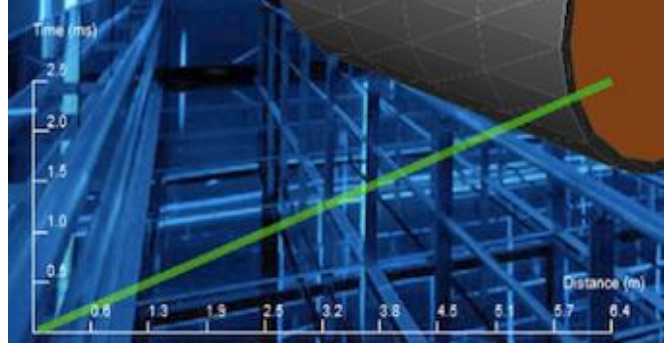
Şekil 4.43: Low Drag_8 Füzesinin Harp Başlığı

Şekil 4.43’de Low Drag_8 füzesinin harp başlığı tasarlanmıştır. Yukarıdaki şekilde belirtilen harp başlığının tasarım parametreleri aşağıdaki Çizelge 4.12’de gösterilmiştir:

Çizelge 4.12: Low Drag_8 Füzesinin Harp Başlığının Parametre Değerleri

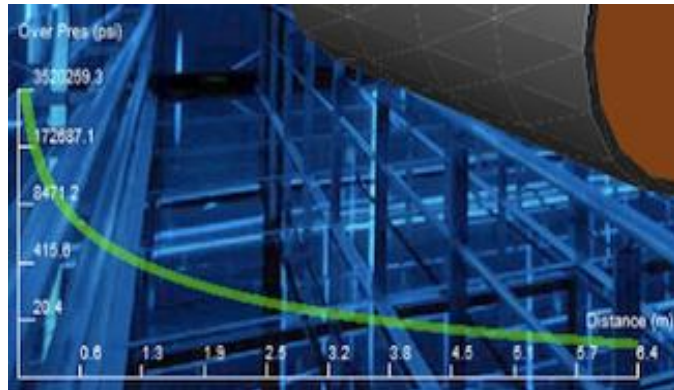
Harp Başlığı Uzunluğu	20 cm
Harp Başlığı Çapı	12 cm
Harp Başlığı Konisi	0 cm
Kovan Kalınlığı	0.5 cm
Mermi Kütlesi	25 gr
Gurney Sabiti	2843 m/s
Yanal Genleşme	0.2 cm
Hedef Bölge	0.5 m ²

Harp başlığının parametre değerlerinin girilmesinin ardından elde edilen grafikler aşağıda gösterilmektedir:



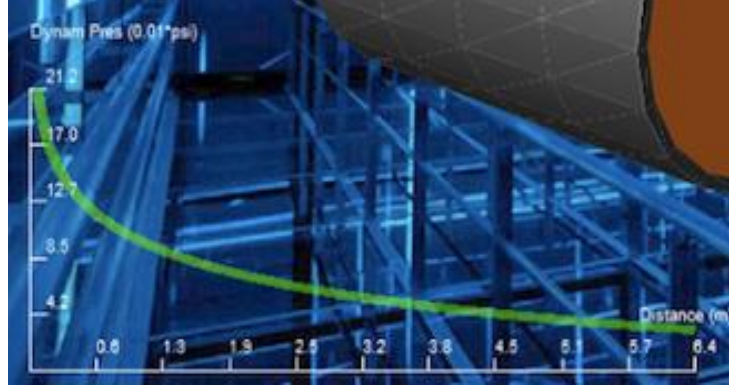
Şekil 4.44: Low Drag_8 Füzesinin Harp Başlığının Süre Grafiği

Şekil 4.44’de Low Drag_8 füzesinin harp başlığının süre grafiği gösterilmiştir ve 2.5 ms’dir.



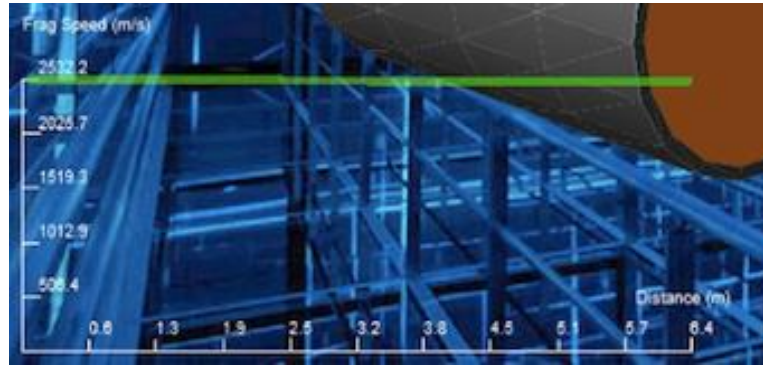
Şekil 4.45: Low Drag_8 Füzesinin Harp Başlığının Azami Yüksek Basıncı

Şekil 4.45'te Low Drag_8 füzesinin harp başlığının azami yüksek basınç grafiği gösterilmiştir. Harp başlığının azami yüksek basıncı 20 psi'dir.



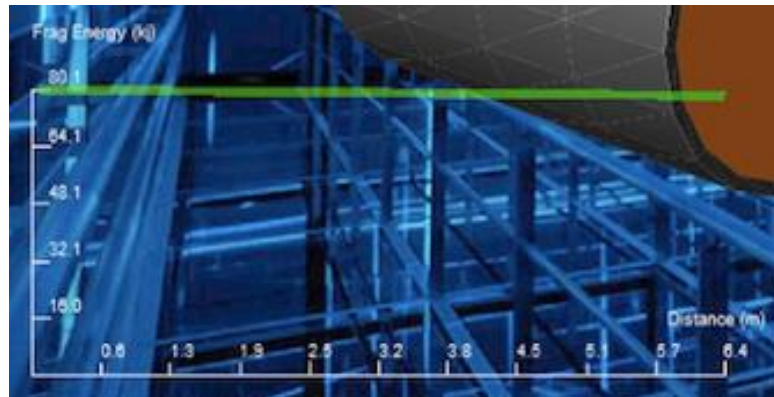
Şekil 4.46: Low Drag_8 Füzesinin Harp Başlığının Dyn Basıncı

Şekil 4.46'da Low Drag_8 füzesinin harp başlığının dyn basıncı grafiği gösterilmiştir. Harp başlığının dyn basıncı 4'tür.



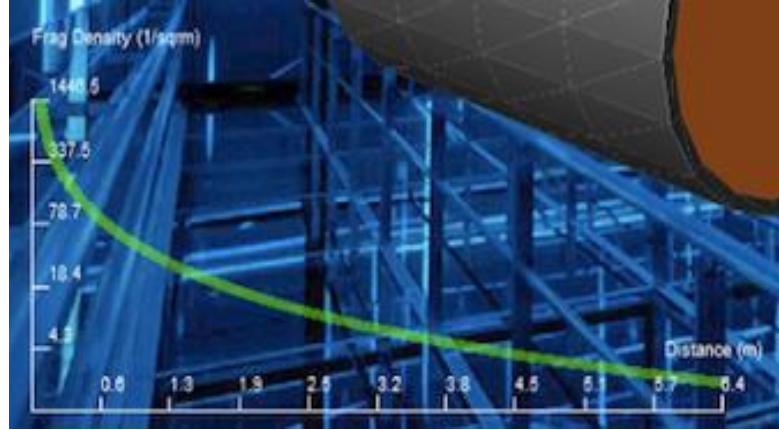
Şekil 4.47: Low Drag_8 Füzesinin Harp Başlığının Mermi Hızı

Şekil 4.47'de Low Drag_8 füzesinin harp başlığının mermi hızı grafiği gösterilmiştir. Harp başlığının mermi hızı 2532 m/s'dir.



Şekil 4.48: Low Drag_8 Füzesinin Harp Başlığının Mermi Enerjisi

Şekil 4.48’de Low Drag_8 füzesinin harp başlığının mermi enerjisi grafiği gösterilmiştir. Harp başlığının mermi enerjisi 80 kJ’dür.



Şekil 4.49: Low Drag_8 Füzesinin Harp Başlığının Mermi Yoğunluğu

Şekil 4.49’da Low Drag_8 füzesinin harp başlığının mermi yoğunluğu grafiği gösterilmiştir. Harp başlığının mermi yoğunluğu 4 (1/m²) dir.

4.2.4 Low drag_8 füzesinin fünyesi



Şekil 4.50: Low Drag_8 Füzesinin Fünyesi

Şekil 4.50’de Low Drag_8 füzesinin fünyesi tasarlanmıştır. Yukarıdaki şekilde belirtilen fünyenin tasarım parametreleri Çizelge 4.13’te belirtilmektedir.

Çizelge 4.13: Low Drag_8 Füznesinin Fünve Parametre Değerleri

Harp Başlığı Vuruş Mesafesi	6 m
Fünve Ofseti	25 cm
Fünve Gecikmesi	4 ms
Algılama Açısı	30°
Hedef Uzunluk	100 cm
Kapanış Hızı	600 m/s
Ofset Mesafesi	6 m
Yakalama Açısı	0°
Hedef Hız	240 m/s
Füze Hızı	360 m/s

4.2.5 Low drag_8 füznesinin güdüm sistemi



Şekil 4. 51: Low Drag_8 Füznesinin Uzaktan Komuta - Kesişim Noktası Güdüm Sistemi



Şekil 4.52: Low Drag_8 Füznesinin Hedef Güdüm - Oransal Seyir Güdüm Sistemi

Şekil 4.51 ve Şekil 4.52’de Low Drag_8 füzesinin güdüm çeşitleri gösterilmektedir. Çizelge 4.14’te ise Low Drag_8 füzesinin güdüm sistem parametre değerleri gösterilmektedir.

Çizelge 4.14: Low Drag_8 Füzesinin Güdüm Sistem Parametre Değerleri

Kanatçık Kilit Süresi	1 sn
Tespit Mesafesi	1000 m
Arayıcı Başlık Çapı	10 cm

4.2.6 Low drag_8 füzesinin fırlatıcısı



Şekil 4.53: Low Drag_8 Füzesinin Fırlatıcısı

Şekil 4.53’de Low Drag_8 füzesinin fırlatıcısı gösterilmektedir. Çizelge 4.15’te ise Low Drag_8 füzesinin fırlatıcısının parametre değerleri belirtilmektedir.

Çizelge 4.15: Low Drag_8 Füzesinin Fırlatıcısının Parametre Değerleri

Fırlatıcı Türü	Sam 6
Dönme Açısı	0°
Yükselme Açısı	55°
Fırlatıcıdaki Füze Sayısı	8
Yeniden Yükleme Süresi	3 sn

4.2.7 Low drag_8 füzesinin kontrol ünitesi



Şekil 4.54: Low Drag_8 Füzesinin Kontrol Ünitesi

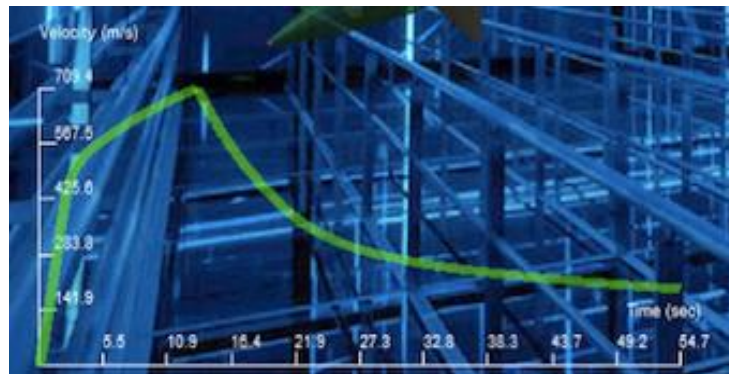
Şekil 4.54’de Low Drag_8 füzesinin kontrol ünitesi gösterilmektedir. Çizelge 4.16’da ise kontrol ünitesinin parametre değerleri belirtilmektedir.

Çizelge 4.16: Low Drag_8 Füzesinin Kontrol Ünitesinin Parametre Değerleri

Radar Birimi	Parabolik Radar
Komuta Birimi	Çadır
Korunan Alan	2 km
Fırlatıcının Mesafesi	5 km
Nişan Alınan Maksimum Hedef Sayısı	8

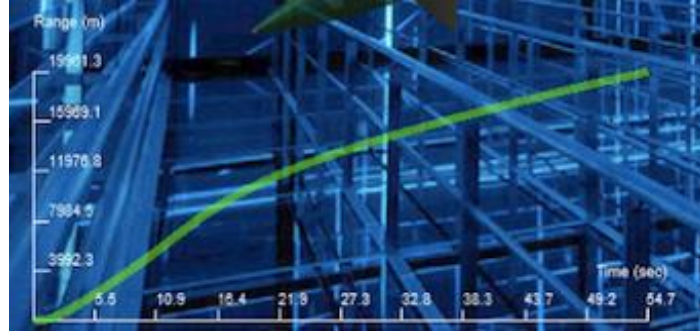
4.2.8 Low drag_8 füzesinin statik testi

Low Drag_8 füzesinin statik testinde zamana karşı füzenin uyguladığı hız, aldığı mesafe, mach sayısı ve manevra değerleri belirlenmektedir.



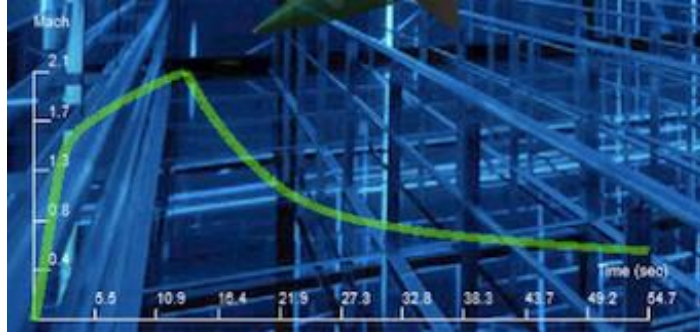
Şekil 4.55: Low Drag_8 Füzesinin Statik Test Hızı

Şekil 4.55’de Low Drag_8 füznesinin statik test hız grafiği gösterilmektedir. Test hızı 145 m/s dir.



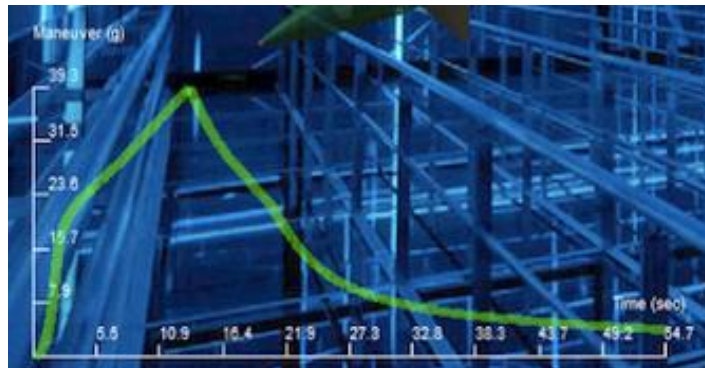
Şekil 4.56: Low Drag_8 Füznesinin Statik Test Mesafesi

Şekil 4.56’da Low Drag_8 füznesinin statik test mesafe grafiği gösterilmektedir. Test mesafesi 19961.3 m dir.



Şekil 4.57: Low Drag_8 Füznesinin Statik Test Mach Sayısı

Şekil 4.57’de Low Drag_8 füznesinin mach sayısı grafiği gösterilmektedir. Mach sayısı 0.5 M dir.



Şekil 4.58: Low Drag_8 Füznesinin Statik Test Manevra Değeri

Şekil 4.58’de Low Drag_8 füznesinin manevra grafiği gösterilmektedir. Manevra değeri 7.5 g dir.

4.3 Patriot_TR Füzesi

Bu tez çalışmasında tasarlanılan üçüncü füze Patriot_TR füzesidir. Patriot füze savunma sistemleri, kara konuşlu olan mobil bir füze savunma sistemleridir. Patriot füze sistemi genel olarak bir radar seti, nişan kontrol istasyonu, füze fırlatıcıları ve füzelerden meydana gelmektedir. Her fırlatıcı da dört kutu bulunmaktadır ve görevi; füzeleri taşır, hedefler ve ateşler. Bu fırlatıcılar radar ve kontrol istasyonundan ayrı olarak yerleştirilebilir ve 9 saniyeden daha kısa bir sürede füzeyi ateşlemeye hazır edebilmektedir [30]. Kısaca, üzerinde ayrı ayrı ateşlenebilen füze bataryaları sahiptir. Bilgisayar sistemine bağlı radar ile hedefini takip eder. Böylece, askeri personelin ateşleme mevziine yakın olması lazım değildir. Başlıca hedefleri; taktik balistik füzeler, cruise füzeleri, uçaklar ve insansız hava araçlarıdır [31].

Bu çalışmada dizayn edilen Patriot_TR füzesinin tasarımı ve teknik özellikleri bu bölümün devamında anlatılmıştır.

4.3.1 Patriot_TR füzesinin roket motoru tasarımı



Şekil 4.59: Patriot_TR Füzesinin Roket Motoru

Şekil 4.59’da resmi verilen Patriot_TR F füzesinin füzesinin roket motoru için Yarık Silindirik Sevk Barutu türü seçilmektedir. Sevk Barutunun boyutlandırması Çizelge 4.17’de, roket motorunun ve egzoz nozulunun boyutları ise Çizelge 4.18’de verilmektedir.

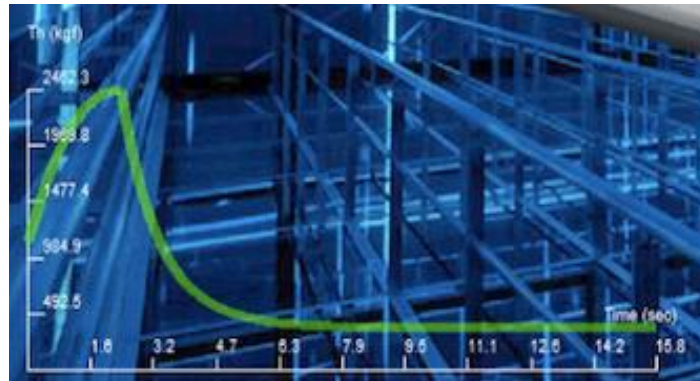
Çizelge 4. 17: Patriot_TR Füzesinin Roket Motorunun Sevk Barutu Parametreleri

Türü	Yarıklı Silindir
Uzunluk	100 cm
Dış Çapı	15 cm
İç Çapı	3 cm
Yoğunluk	1.72 g/cm ³
Özgül İtici Kuvvet	235 sn
Balistik Kuvvet	0.45 N
Balistik Sabiti	7 A

Çizelge 4. 18: Patriot_TR Füzesinin Roket Motorunun ve Egzoz Nozulunun Boyutları

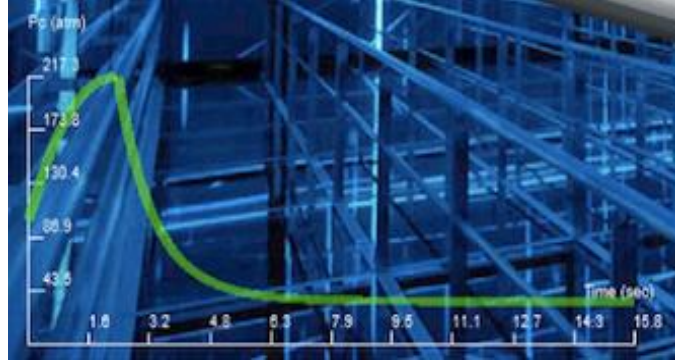
Yanma Odası Çapı	15 cm
Boğaz Çapı	3 cm
Çıkış Çapı	6 cm
Yanma Odası Uzunluğu	180.5 cm
Ateşleme Basıncı	100 atm
Ateşleme Türü	Birer birer

Fiziksel değerler belirlendikten sonra tasarlanılan roket motorunun nasıl çalıştığını görmek için programda motorun statik testi yapılmıştır. Bu testte ölçülen başlıca parametreler: itki kuvveti, yanma odası basıncı, çıkış basıncı, sevk barutunun kütlesi ve nozulun itki katsayısıdır. Aşağıda bu parametrelerin ölçümleri ve grafikleri gösterilmiştir:



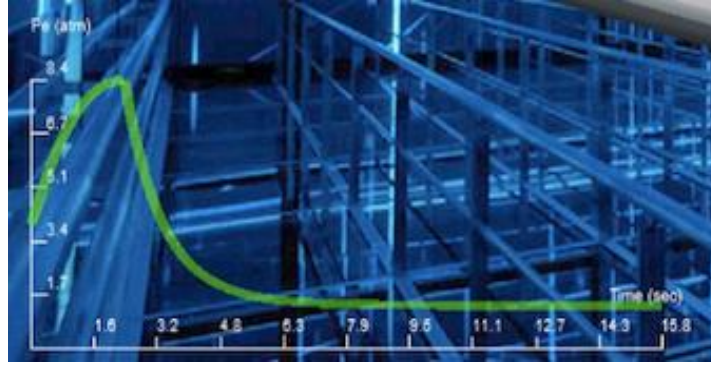
Şekil 4.60: Patriot_TR Füzesinin Roket Motorunun İtki Kuvveti

Şekil 4.60'ta Patriot_TR füzesinin roket motorunun zamana göre itki kuvveti grafiği verilmektedir. Roket motorunun ateşlenmesi 15,8 sn sürmekte ve 378 kgf (kgf; kilogram kuvvet) değerine ulaşmaktadır.



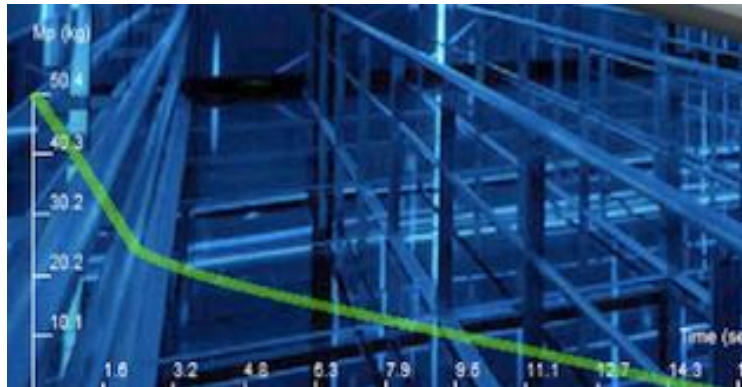
Şekil 4.61: Patriot_TR Füzesinin Roket Motorunun Yanma Odası Basıncı

Şekil 4.61'de Patriot_TR füzesinin roket motorunun zamana göre yanma odası basıncı grafiği verilmektedir. Roket motorunun ateşlenme süresinin sonunda motorun yanma odası basınç değeri 35.5 atm olmaktadır.



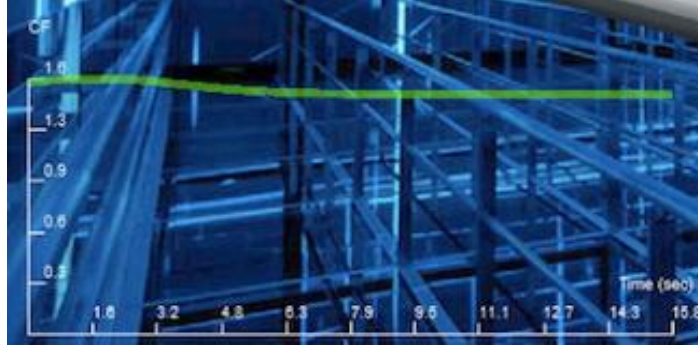
Şekil 4.62: Patriot_TR Füzesinin Roket Motorunun Çıkış Basıncı

Şekil 4.62'de Patriot_TR füzesinin roket motorunun çıkış basıncı grafiği verilmektedir. Roket motorunun çıkış basıncı 1.4 atm dir.



Şekil 4.63: Patriot_TR Füzesinin Roket Motorunun Sevk Barutu Kütlesi

Şekil 4.63'de Patriot_TR füzesinin roket motorunun sevk barutu kütlelesinin zamana göre değişim grafiği gösterilmektedir. Ateşleme süresinin sonunda sıfırlandığı görülmektedir.



Şekil 4.64: Patriot_TR Füzesinin Roket Motorunun Nozulun İtke Katsayısı

Şekil 4.64'de Patriot_TR füzesinin roket motorunun nozulunun itke katsayısı gösterilmektedir. Roket motorunun nozulun itke katsayısı 1.48'dir.

4.3.2 Patriot_Tr füzesinin füzesinin aerodinamik dizaynı



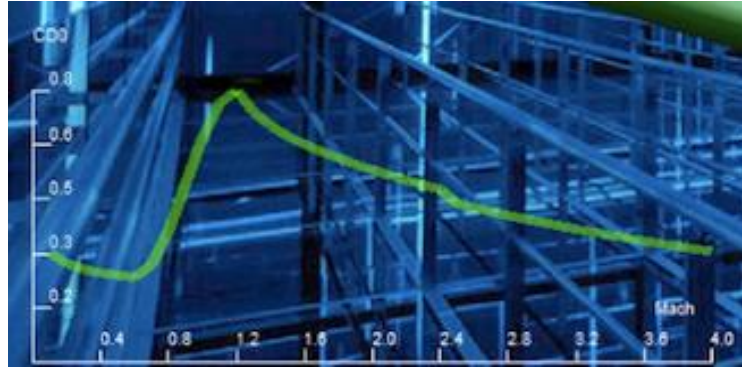
Şekil 4.65: Patriot_TR Füzesinin Aerodinamik Dizaynı

Şekil 4.65'deki Patriot_TR füzesinin aerodinamik tasarımında statik kanat türü seçilmiştir ve ayarlama parametreleri belirlenmiştir. Şekilde yapılan aerodinamik konfigürasyonlar ise Çizelge 4.19'da gösterilmiştir:

Çizelge 4.19: Patriot_TR Füzesinin Aerodinamik Konfigürasyon Değerleri

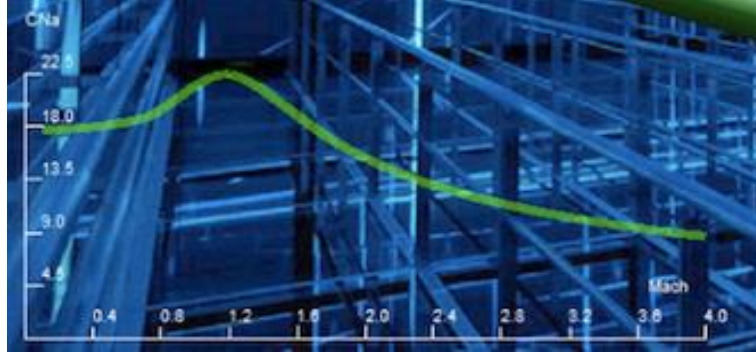
Aerodinamik Kanat Türü	Statik Kanat
Arka Kanat Genişliği	31 cm
Ön Kanat Genişliği	14 cm
Kanat Uzunluğu	31 cm
Kanat Açıklığı	46 cm
Kanat Pozisyonu	244 cm
Kalınlık	0.1 cm
Burun Konisi Çapı	3 cm
Silindir Çapı	16 cm
Kuyruk Çapı	10 cm
Burun Konisi Uzunluğu	65 cm
Silindir Uzunluğu	219 cm
Kuyruk Uzunluğu	20 cm
Ağırlık Merkezi	147 cm

Yukarıdaki aerodinamik parametreler girildikten sonra aerodinamik katsayılar belirlenmiştir ve aşağıdaki grafikler elde edilmiştir:



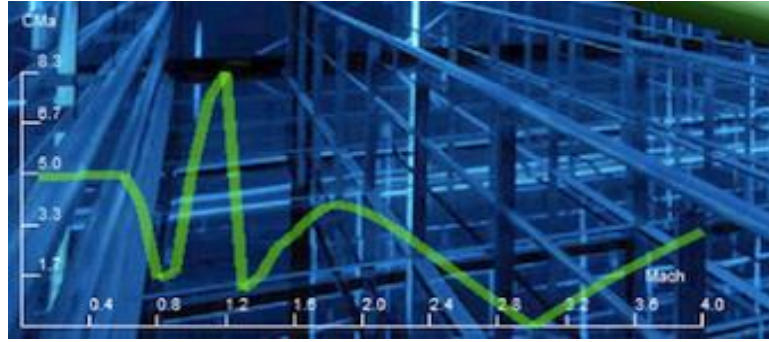
Şekil 4.66: Patriot_TR Füzesinin Havada Sürtünme Katsayısı

Şekil 4.66'da Patriot_TR füzesinin havada sürtünme grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun havada sürtünme katsayısı 0.3'tür.



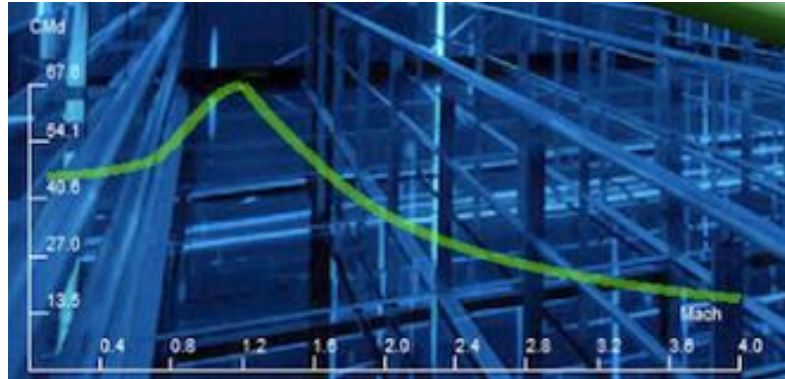
Şekil 4.67: Patriot_TR Füzesinin Normal Kuvvet (Eğri) Katsayısı

Şekil 4.67'de Patriot_TR füzesinin normal kuvvet grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun normal kuvvet katsayısı 9'dur.



Şekil 4.68: Patriot_TR Füzesinin Yunuslama Momenti Katsayısı

Şekil 4.68'de Patriot_TR füzesinin yunuslama moment grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun yunuslama moment katsayısı 3.3'tür.



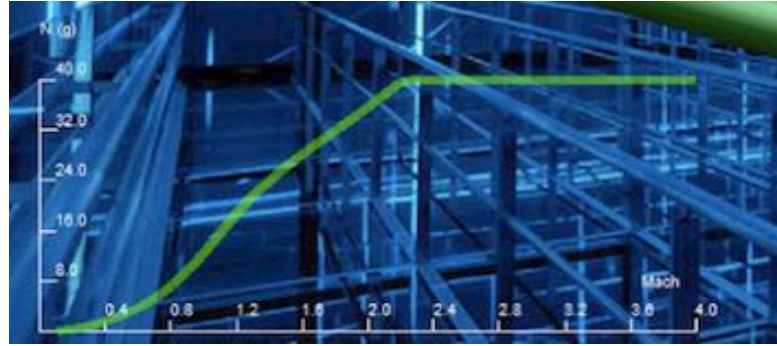
Şekil 4.69: Patriot_TR Füzesinin Kontrol Momenti Katsayısı

Şekil 4.69'da Patriot_TR füzesinin kontrol momenti grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun kontrol moment katsayısı 13.5'tir.



Şekil 4.70: Patriot_TR Füzesinin Hücüm Açısı Katsayısı

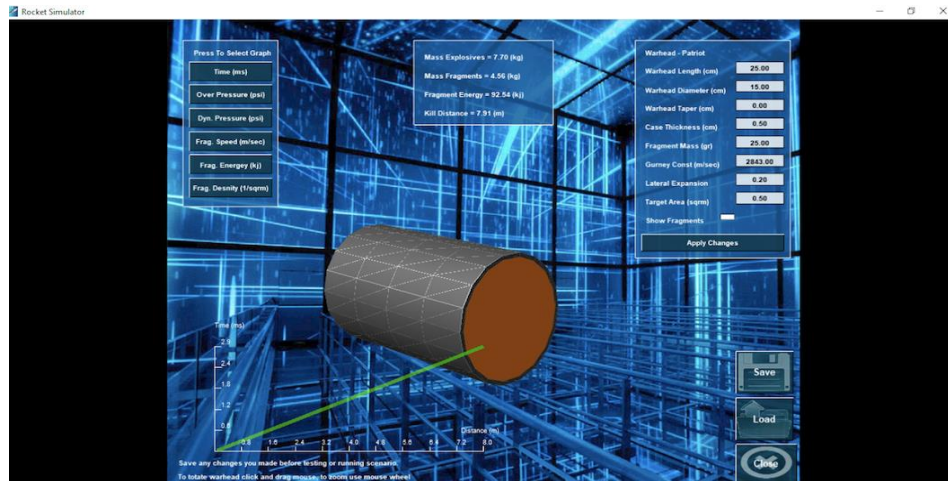
Şekil 4.70'de Patriot_TR füzesinin hücüm açısı grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun hücüm açısı katsayısı 28.6'dır.



Şekil 4.71: Patriot_TR Füzesinin Manevra Kabiliyet Katsayısı

Şekil 4.71'de Patriot_TR füzesinin manevra kabiliyet grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun manevra kabiliyet katsayısı 40'tır.

4.3.3 Patriot_Tr füzesinin harp başlığı



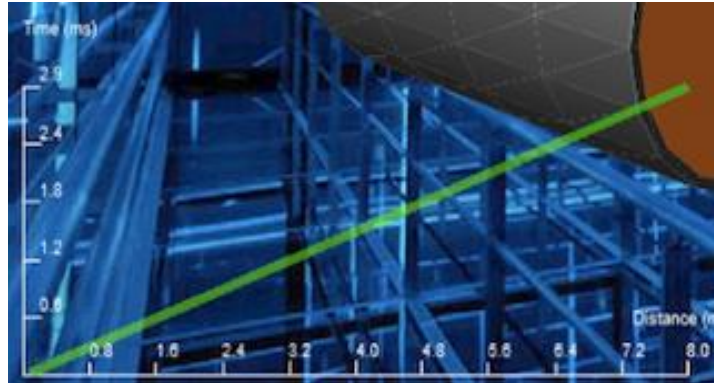
Şekil 4.72: Patriot_TR Füzesinin Harp Başlığı

Şekil 4.72'de Patriot_TR füzesinin harp başlığı tasarlanmıştır. Yukarıdaki şekilde belirtilen harp başlığının tasarım parametreleri aşağıdaki Çizelge 4.20'de gösterilmiştir:

Çizelge 4.20: Patriot_TR Füzesinin Harp Başlığının Parametre Değerleri

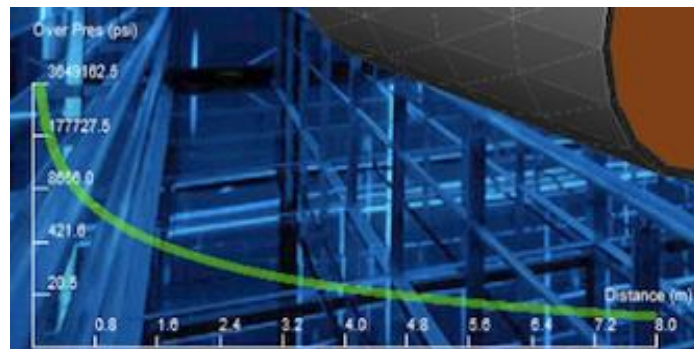
Harp Başlığı Uzunluğu	25 cm
Harp Başlığı Çapı	15 cm
Harp Başlığı Konisi	0 cm
Kovan Kalınlığı	0.5 cm
Mermi Kütlesi	25 gr
Gurney Sabiti	2843 m/s,
Yanal Genleşme	0.2 cm
Hedef Bölge	0.5 m ²

Harp başlığının parametre değerlerinin girilmesinin ardından elde edilen grafikler aşağıda gösterilmektedir:



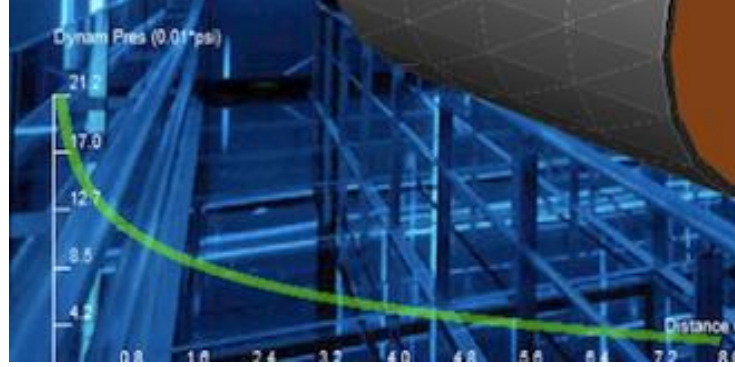
Şekil 4.73: Patriot_TR Füzesinin Harp Başlığının Süre Grafiği

Şekil 4.73'te Patriot_TR füzesinin harp başlığının süre grafiği gösterilmiştir ve 2.9 ms'dir.



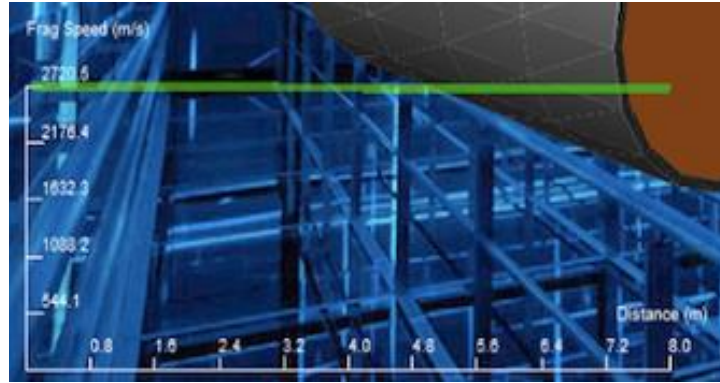
Şekil 4.74: Patriot_TR Füzesinin Harp Başlığının Azami Yüksek Basıncı

Şekil 4.74'te Patriot_TR füzesinin harp başlığının azami yüksek basınç grafiği gösterilmiştir. Harp başlığının azami yüksek basıncı 19 psi'dir.



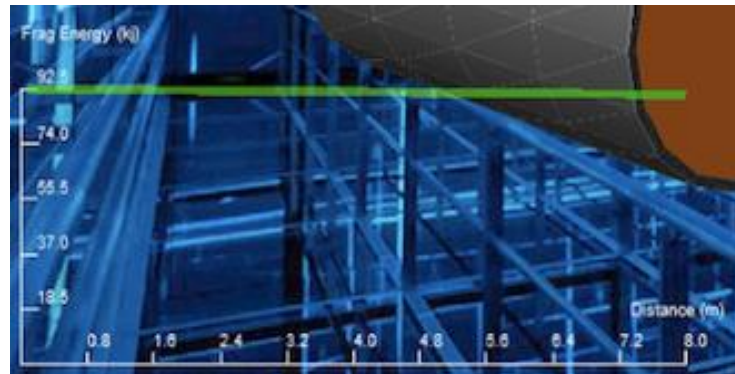
Şekil 4.75: Patriot_TR Füzesinin Harp Başlığının Dyn Basıncı

Şekil 4.75'te Patriot_TR füzesinin harp başlığının dyn basıncı grafiği gösterilmiştir. Harp başlığının dyn basıncı 4.3'tür



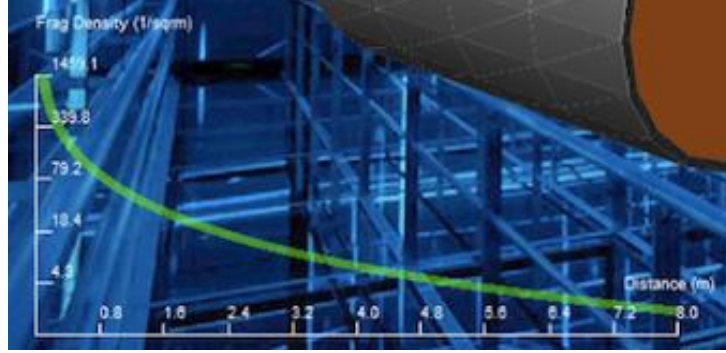
Şekil 4.76: Patriot_TR Füzesinin Harp Başlığının Mermi Hızı

Şekil 4.76'da Patriot_TR füzesinin harp başlığının mermi hızı grafiği gösterilmiştir. Harp başlığının mermi hızı 2720.5 m/s'dir.



Şekil 4.77: Patriot_TR Füzesinin Harp Başlığının Mermi Enerjisi

Şekil 4.77’de Patriot_TR füzesinin harp başlığının mermi enerjisi grafiği gösterilmiştir. Harp başlığının mermi enerjisi 92.5 kJ’dür.



Şekil 4.78: Patriot_TR Füzesinin Harp Başlığının Mermi Yoğunluğu

Şekil 4.78’de Patriot_TR füzesinin harp başlığının mermi yoğunluğu grafiği gösterilmiştir. Harp başlığının mermi yoğunluğu 4 (1/m²) dir.

4.3.4 Patriot_Tr füzesinin fünyesi



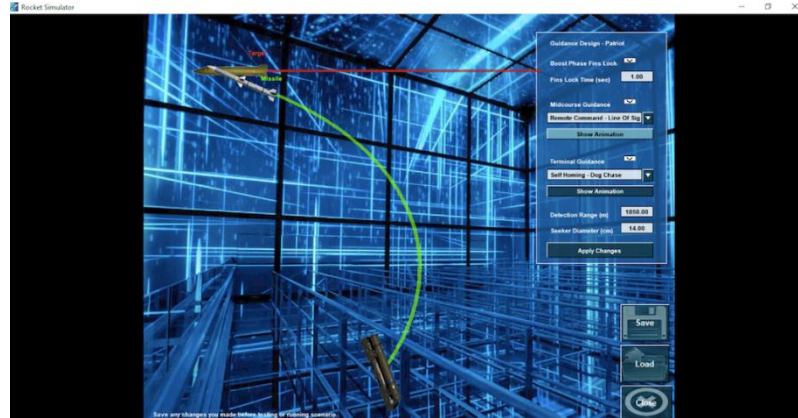
Şekil 4.79: Patriot_TR Füzesinin Fünyesi

Şekil 4.79’da Patriot_TR füzesinin fünyesi tasarlanmıştır. Yukarıdaki şekilde belirtilen fünyenin tasarım parametreleri Çizelge 4.21’de belirtilmektedir.

Çizelge 4.21: Patriot_TR Füzesinin Fünye Parametre Değerleri

Harp Başlığı Vuruş Mesafesi	8 m
Fünye Ofseti	25 cm
Fünye Gecikmesi	4 ms
Algılama Açısı	30°
Hedef Uzunluk	100 cm
Kapanış Hızı	600 m/s
Ofset Mesafesi	6 m
Yakalama Açısı	0°
Hedef Hız	240 m/s
Füze Hızı	360 m/s

4.3.5 Patriot_TR füzesinin güdüm sistemi



Şekil 4.80: Patriot_TR Füzesinin Uzaktan Komuta - Görüş Hattı Güdüm Sistemi



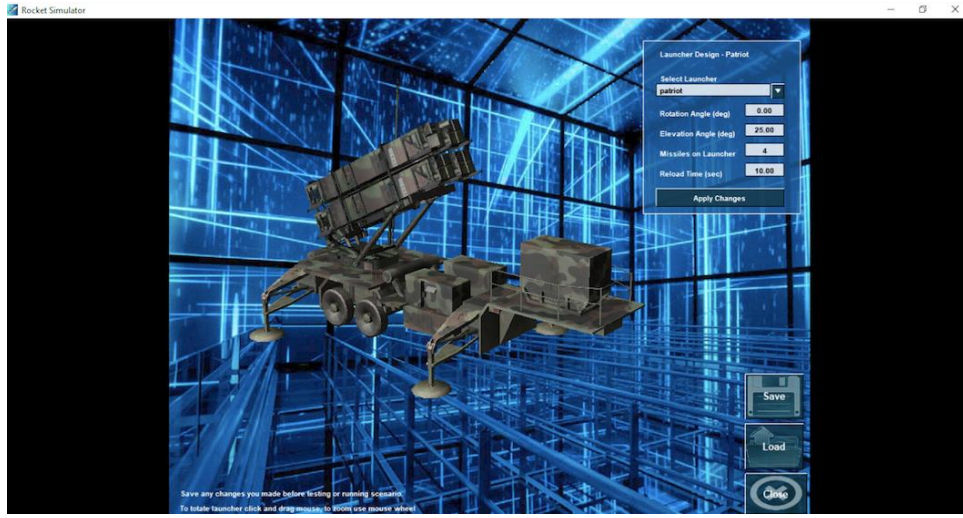
Şekil 4.81: Patriot_TR Füzesinin Hedef Güdüm - Takip Güdüm Sistemi

Şekil 4.80 ve Şekil 4.81’de Patriot_TR füzesinin güdüm çeşitleri gösterilmektedir. Çizelge 4.22’de ise Patriot_TR füzesinin güdüm sistem parametre değerleri gösterilmektedir.

Çizelge 4.22: Patriot_TR Füzesinin Güdüm Sistem Parametre Değerleri

Kanatçık Kilit Süresi	1 sn
Tespit Mesafesi	1850 m
Arayıcı Başlık Çapı	14 cm

4.3.6 Patriot_Tr füzesinin fırlatıcısı



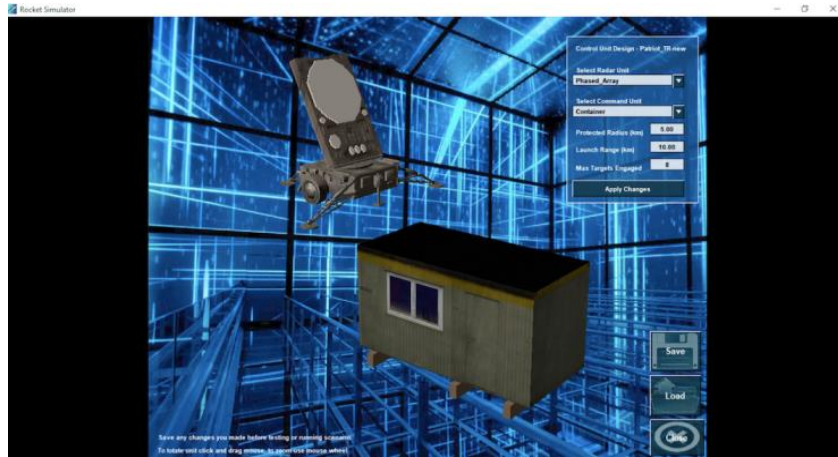
Şekil 4.82: Patriot_TR Füzesinin Fırlatıcısı

Şekil 4.82’de Patriot_TR füzesinin fırlatıcısı gösterilmektedir. Çizelge 4.23’te ise Patriot_TR füzesinin fırlatıcısının parametre değerleri belirtilmektedir.

Çizelge 4.23: Patriot_TR Füzesinin Fırlatıcısının Parametre Değerleri

Fırlatıcı Türü	Patriot
Dönme Açısı	0°
Yükselme Açısı	25°
Fırlatıcıdaki Füze Sayısı	4
Yeniden Yükleme Süresi	10 sn

4.3.7 Patriot_Tr füzesinin kontrol ünitesi



Şekil 4.83: Patriot_TR Füzesinin Kontrol Ünitesi

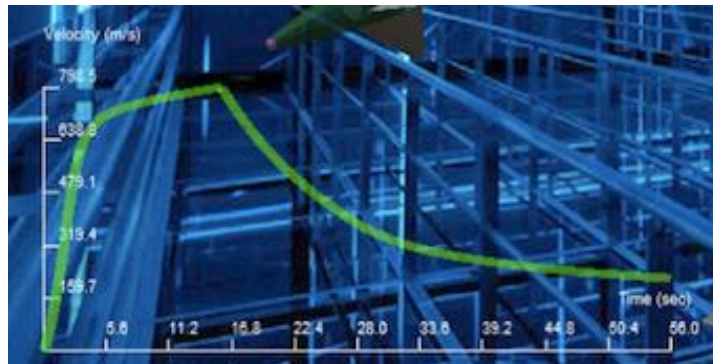
Şekil 4.83’de Patriot_TR füzesinin kontrol ünitesi gösterilmektedir. Çizelge 4.24’te ise kontrol ünitesinin parametre değerleri belirtilmektedir.

Çizelge 4.24: Patriot_TR Füzesinin Kontrol Ünitesinin Parametre Değerleri

Radar Birimi	Fazlı Dizi Radar
Komuta Birimi	Konteyner
Korunan Alan	5 km
Fırlatıcının Mesafesi	10 km
Nişan Alınan Maksimum Hedef Sayısı	8

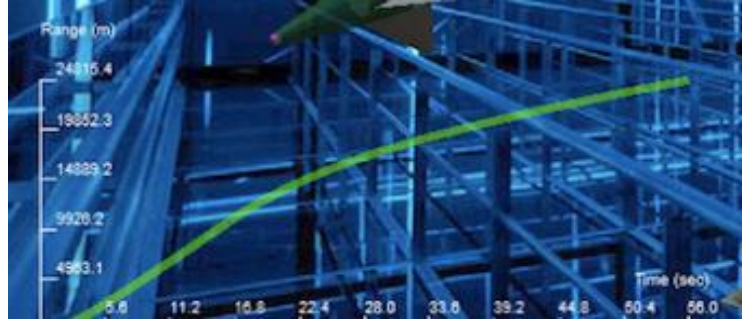
4.3.8 Patriot_Tr füzesinin statik testi

Patriot_TR füzesinin statik testinde zamana karşı füzenin uyguladığı hız, aldığı mesafe, mach sayısı ve manevra değerleri belirlenmektedir.



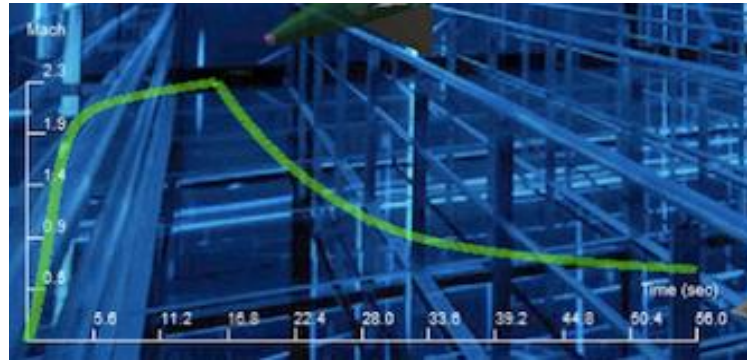
Şekil 4.84: Patriot_TR Füzesinin Statik Test Hızı

Şekil 4.84'te Patriot_TR füzesinin statik test hız grafiği gösterilmektedir. Test hızı 160 m/s dir.



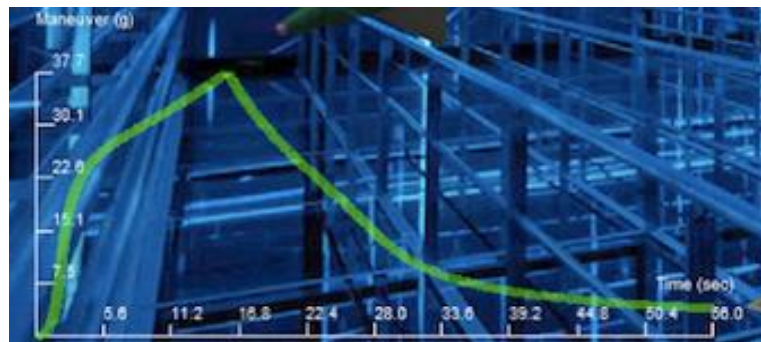
Şekil 4.85: Patriot_TR Statik Test Mesafesi

Şekil 4.85'de Patriot_TR füzesinin statik test mesafe grafiği gösterilmektedir. Test mesafesi 24815.4 m dir.



Şekil 4.86: Patriot_TR Füzesinin Statik Test Mach Sayısı

Şekil 4.86'da Patriot_TR füzesinin mach sayısı grafiği gösterilmektedir. Mach sayısı 0.6 M dir.



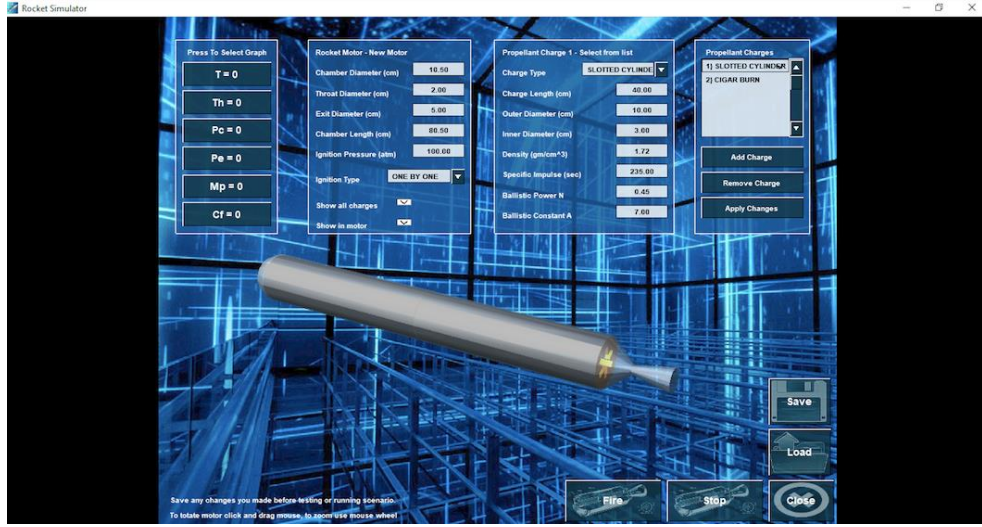
Şekil 4.87: Patriot_TR Füzesinin Statik Test Manevra Değeri

Şekil 4.87'de Patriot_TR füzesinin manevra grafiği gösterilmektedir. Manevra değeri 7.3 g dir.

4.4 New Missile Füzesi

Bu tez çalışmasında tasarlanılan dördüncü ve son füze New Missile füzesidir. Bu füzenin çeşidi, bazı teknik ve donanım kısımları farklı olmakla birlikte bu tez kapsamında dizayn edilmiş ilk füze olan Atgm_1 füzesinin çeşidi olan güdümlü tanksavar füzesidir. New Missile füzesinin tasarımı ve teknik özellikleri bu bölümün devamında anlatılmıştır.

4.4.1 New missile füzesinin roket motoru tasarımı



Şekil 4.88: New Missile Füzesinin Roket Motoru

Şekil 4.88'de resmi verilen New Missile füzesinin roket motoru için Yarık Silindir Sevk Barutu türü seçilmektedir. Sevk Barutunun boyutlandırması Çizelge 4.25'te, roket motorunun ve egzoz nozulunun boyutları ise Çizelge 4.26'da verilmektedir.

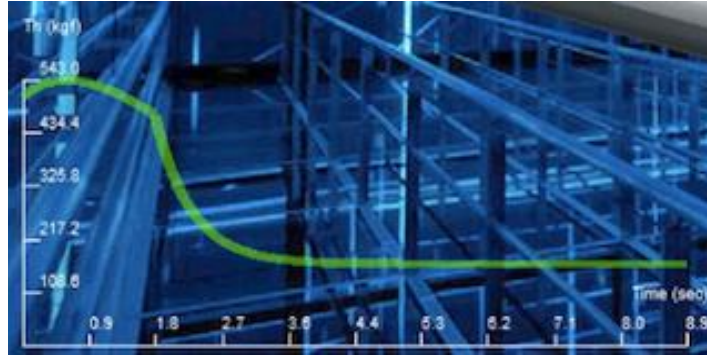
Çizelge 4.25: New Missile Füzesinin Roket Motorunun Sevk Barutu Parametreleri

Türü	Yarık Silindir
Uzunluk	40 cm
Dış Çapı	10 cm
İç Çapı	3 cm
Yoğunluk	1.72 g/cm ³
Özgül İtici Kuvvet	235 sn
Balistik Kuvvet	0.45 N

Çizelge 4.26: New Missile Füzesinin Roket Motorunun ve Egzoz Nozulunun Boyutları

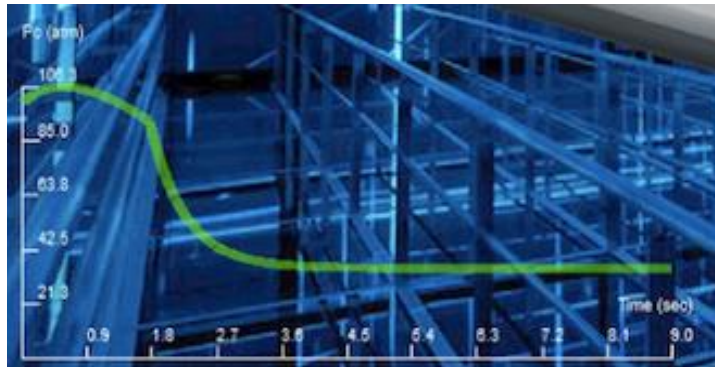
Yanma Odası Çapı	10.5 cm
Boğaz Çapı	2 cm
Çıkış Çapı	5 cm
Yanma Odası Uzunluğu	80.5 cm
Ateşleme Basıncı	100 atm
Ateşleme Türü	Birer birer

Fiziksel değerler belirlendikten sonra tasarlanılan roket motorunun nasıl çalıştığını görmek için programda motorun statik testi yapılmıştır. Bu testte ölçülen başlıca parametreler: itki kuvveti, yanma odası basıncı, çıkış basıncı, sevk barutunun kütlesi ve nozulun itki katsayısıdır. Aşağıda bu parametrelerin ölçümleri ve grafikleri gösterilmiştir:



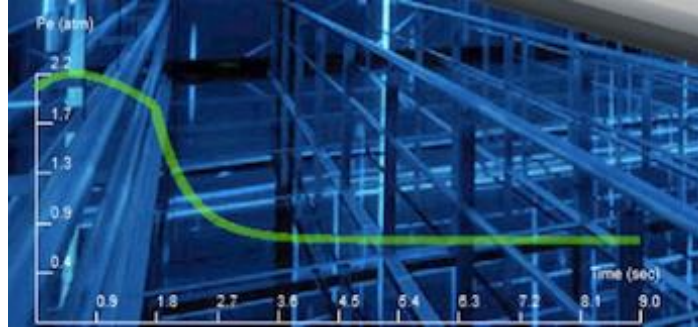
Şekil 4.89: New Missile Füzesinin Roket Motorunun İtki Kuvveti

Şekil 4.89’da New Missile füzesinin roket motorunun zamana göre itki kuvveti grafiği verilmektedir. Roket motorunun ateşlenmesi 9 sn sürmekte ve 168.1 kgf (kgf; kilogram kuvvet) değerine ulaşmaktadır.



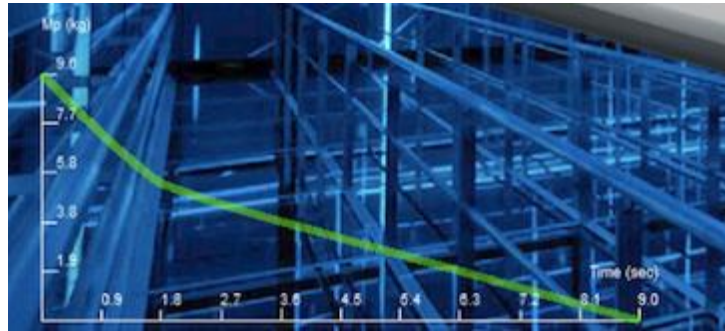
Şekil 4.90: New Missile Füzesinin Roket Motorunun Yanma Odası Basıncı

Şekil 4.90'da New Missile füzesinin roket motorunun zamana göre yanma odası basıncı grafiği verilmektedir. Roket motorunun ateşlenme süresinin sonunda motorun yanma odası basınç değeri 35.5 atm olmaktadır.



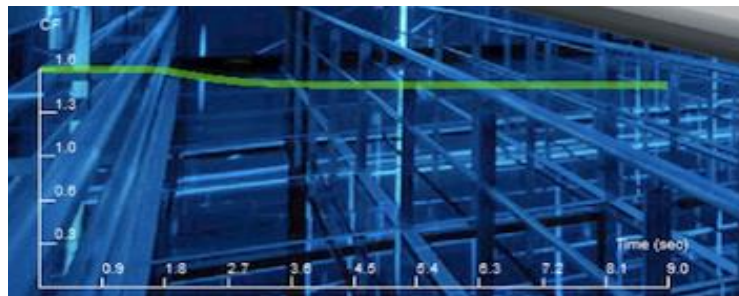
Şekil 4.91: New Missile Füzesinin Roket Motorunun Çıkış Basıncı

Şekil 4.91'de New Missile füzesinin roket motorunun çıkış basıncı grafiği verilmektedir. Roket motorunun çıkış basıncı 0.7 atm dir.



Şekil 4.92: New Missile Füzesinin Roket Motorunun Sevk Barutu Kütlesi

Şekil 4.92'de New Missile füzesinin roket motorunun sevk barutu kütlesinin zamana göre değişim grafiği gösterilmektedir. Ateşleme süresinin sonunda sıfırlandığı görülmektedir.



Şekil 4.93: New Missile Füzesinin Roket Motorunun Nozulun İtki Katsayısı

Şekil 4.93'te New Missile füznesinin roket motorunun nozulunun itki katsayısı gösterilmektedir. Roket motorunun nozulun itki katsayısı 1.48'dir.

4.4.2 New missile füznesinin aerodinamik dizaynı



Şekil 4.94: New Missile Füznesinin Aerodinamik Dizaynı

Şekil 4.94'te New Missile füznesinin aerodinamik tasarımında statik kanat türü seçilmiştir ve ayarlama parametreleri belirlenmiştir. Şekilde yapılan aerodinamik konfigürasyonlar ise Çizelge 4.27'de gösterilmiştir:

Çizelge 4.27: New Missile Füznesinin Aerodinamik Konfigürasyon Değerleri

Aerodinamik Kanat Türü	Statik Kanat
Arka Kanat Genişliği	18 cm
Ön Kanat Genişliği	8 cm
Kanat Uzunluğu	18 cm
Kanat Açıklığı	37 cm
Kanat Pozisyonu	122 cm
Kalınlık	0.1 cm
Burun Konisi Çapı	8 cm
Silindir Çapı	12.5 cm
Kuyruk Çapı	8 cm
Burun Konisi Uzunluğu	23 cm
Silindir Uzunluğu	131 cm

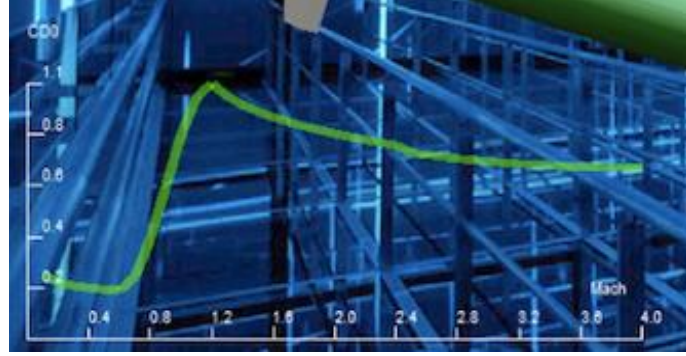
Kuyruk Uzunluğu

12 cm

Ağırlık Merkezi

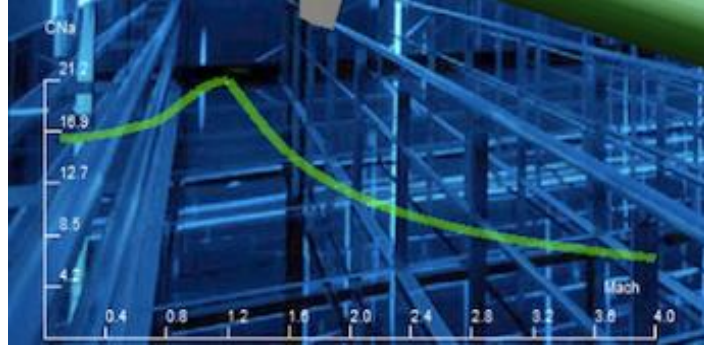
64.5 cm

Yukarıdaki aerodinamik parametreler girildikten sonra aerodinamik katsayılar belirlenmiştir ve aşağıdaki grafikler elde edilmiştir:



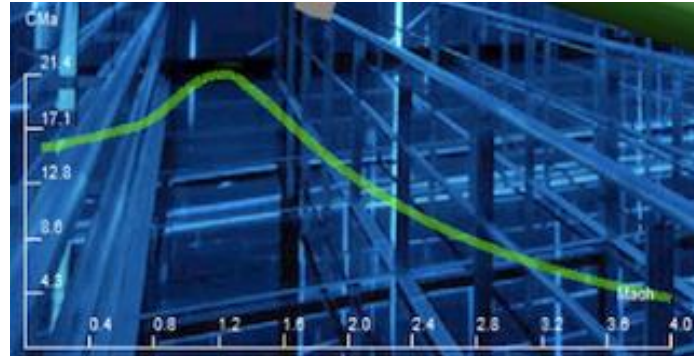
şekil 4.95: New Missile Füzisinin Havada Sürtünme Katsayısı

şekil 4.95’de New Missile füzisinin havada sürtünme grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun havada sürtünme katsayısı 0.7’dir.



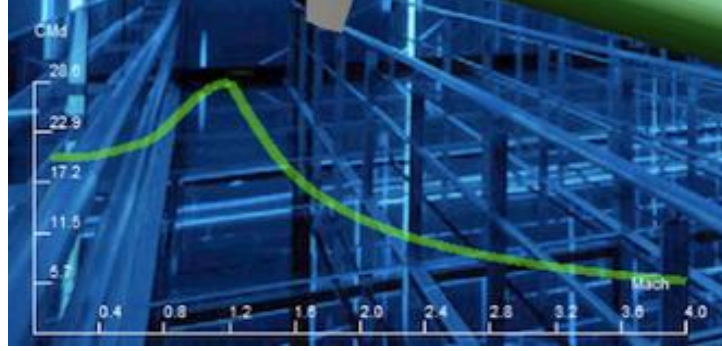
şekil 4.96: New Missile Füzisinin Normal Kuvvet (Eğri) Katsayısı

şekil 4.96’da New Missile füzisinin normal kuvvet grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun normal kuvvet katsayısı 8’dir.



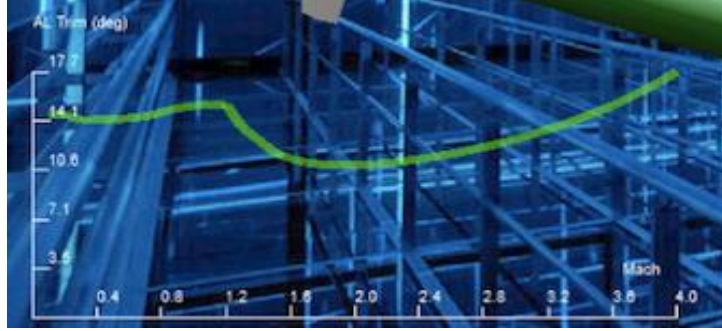
şekil 4.97: New Missile Füzisinin Yunuslama Momenti Katsayısı

Şekil 4.97’de New Missile füzésinin yunuslama moment grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun yunuslama moment katsayısı 4.3’tür.



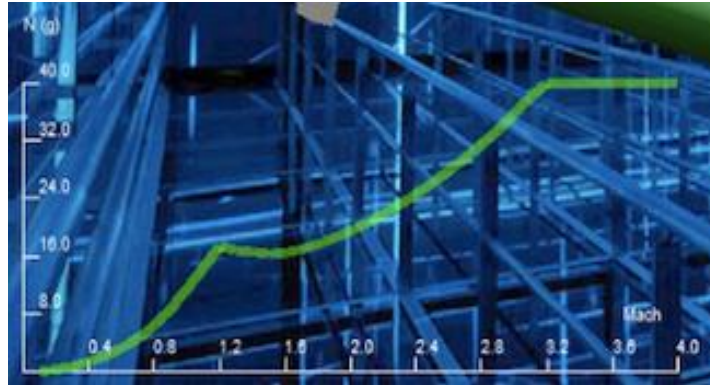
Şekil 4.98: New Missile Kontrol Momenti Katsayısı

Şekil 4.98’de New Missile füzésinin kontrol momenti grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun kontrol moment katsayısı 5.7’dir.



Şekil 4.99: New Missile Füzésinin Hücüm Açısı Katsayısı

Şekil 4.99’da New Missile füzésinin hücüm açısı grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun hücüm açısı katsayısı 17.7’dir.



Şekil 4.100: New Missile Füzésinin Manevra Kabiliyet Katsayısı

Şekil 4.100’de New Missile füzésinin manevra kabiliyet grafiği gösterilmektedir. Roket motorunun manevra kabiliyet katsayısı 40’tır.

4.4.3 New Missile Füzesinin Harp Başlığı



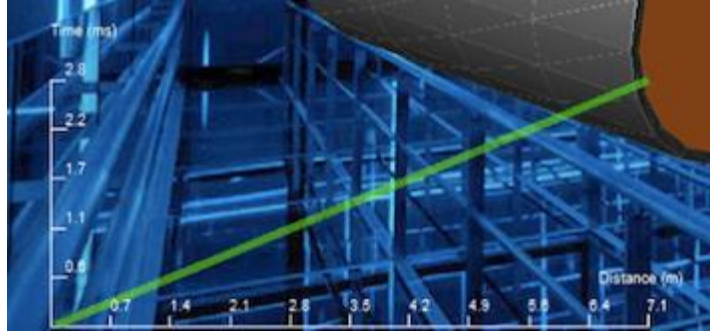
Şekil 4.101: New Missile Füzesinin Harp Başlığı

Şekil 4.101’de New Missile füzesinin harp başlığı tasarlanmıştır. Yukarıdaki şekilde belirtilen harp başlığının tasarım parametreleri aşağıdaki Çizelge 4.28’de gösterilmiştir:

Çizelge 4.28: New Missile Füzesinin Harp Başlığının Parametre Değerleri

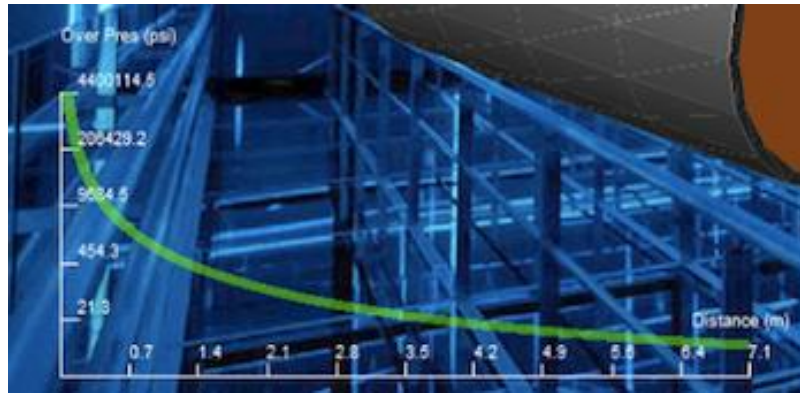
Harp Başlığı Uzunluğu	25 cm
Harp Başlığı Çapı	12 cm
Harp Başlığı Konisi	0 cm
Kovan Kalınlığı	0.5 cm
Mermi Kütlesi	25 gr
Gurney Sabiti	2843 m/s,
Yanal Genleşme	0.2 cm
Hedef Bölge	0.5 m ²

Harp başlığının parametre değerlerinin girilmesinin ardından elde edilen grafikler aşağıda gösterilmektedir:



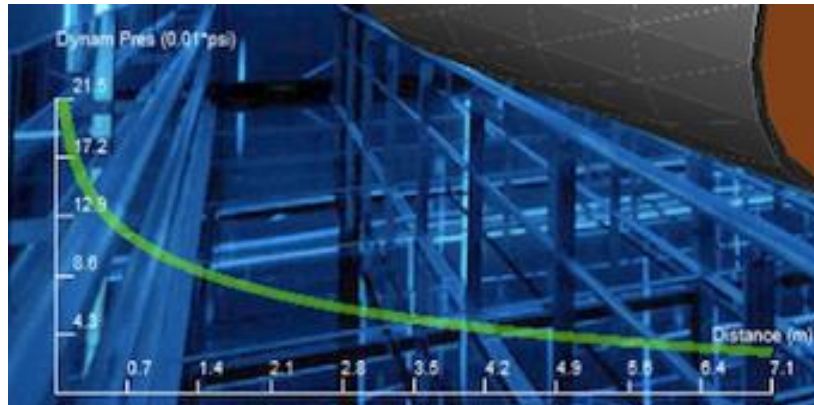
Şekil 4.102: New Missile Füzesinin Harp Başlığının Süre Grafiği

Şekil 4.102’de New Missile füzesinin harp başlığının süre grafiği gösterilmiştir ve 2.8 ms’dir.



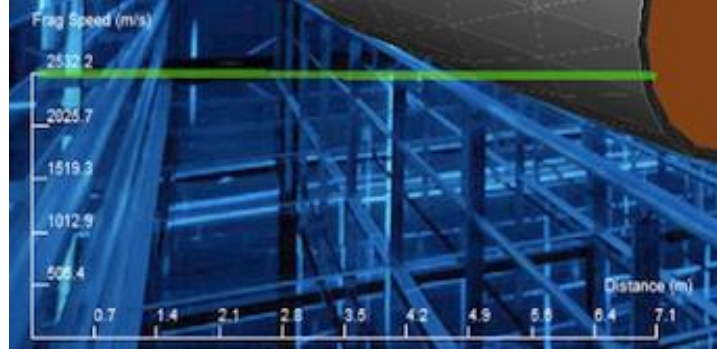
Şekil 4.103: New Missile Füzesinin Harp Başlığının Azami Yüksek Basıncı

Şekil 4.103’de New Missile füzesinin harp başlığının azami yüksek basınç grafiği gösterilmiştir. Harp başlığının azami yüksek basıncı 21 psi’dir.



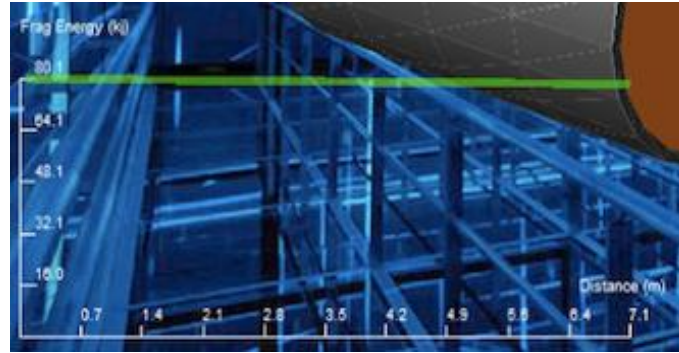
Şekil 4.104: New Missile Füzesinin Harp Başlığının Dyn Basıncı

Şekil 104’de New Missile füzesinin harp başlığının dyn basıncı grafiği gösterilmiştir. Harp başlığının dyn basıncı 4.3’tür.



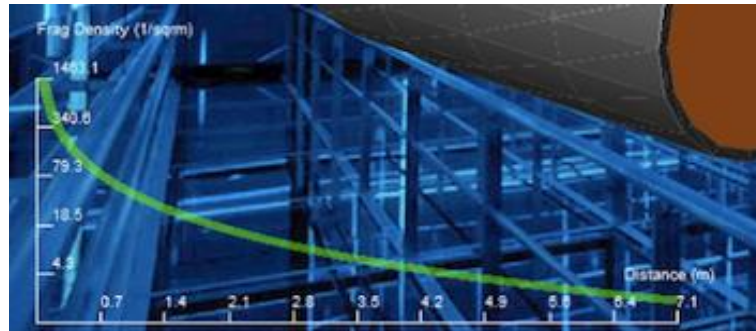
Şekil 4.105: New Missile Füzesinin Harp Başlığının Mermi Hızı

Şekil 105’de New Missile füzesinin harp başlığının mermi hızı grafiği gösterilmiştir. Harp başlığının mermi hızı 2532.2 m/s’dir.



Şekil 4.106: New Missile Füzesinin Harp Başlığının Mermi Enerjisi

Şekil 106’da New Missile füzesinin harp başlığının mermi enerjisi grafiği gösterilmiştir. Harp başlığının mermi enerjisi 80.1 kJ’dür.



Şekil 4.107: New Missile Füzesinin Harp Başlığının Mermi Yoğunluğu

Şekil 107’de New Missile füzesinin harp başlığının mermi yoğunluğu grafiği gösterilmiştir. Harp başlığının mermi yoğunluğu 4 (1/m²) dir.

4.4.4 New Missile Füzesinin Fünyesi



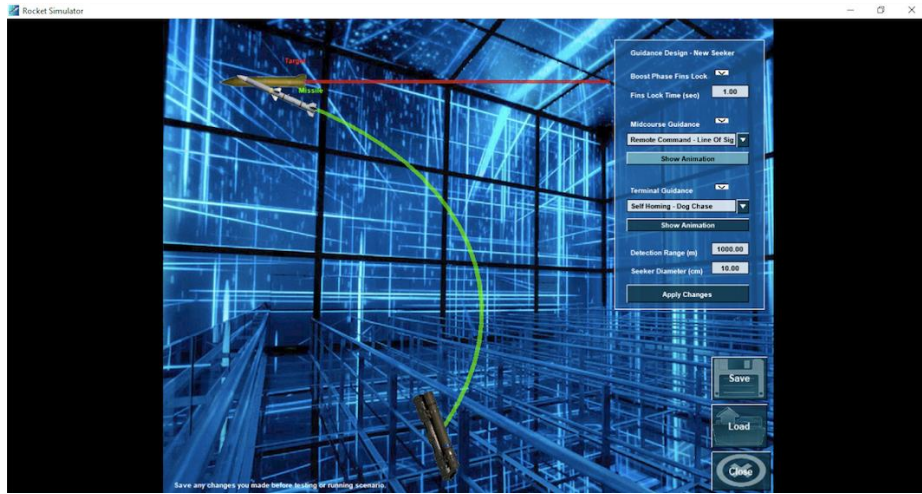
Şekil 4.108: New Missile Füzesinin Fünyesi

Şekil 4.108’de New Missile füzesinin fünyesi tasarlanmıştır. Yukarıdaki şekilde belirtilen fünyenin tasarım parametreleri Çizelge 4.29’da belirtilmektedir.

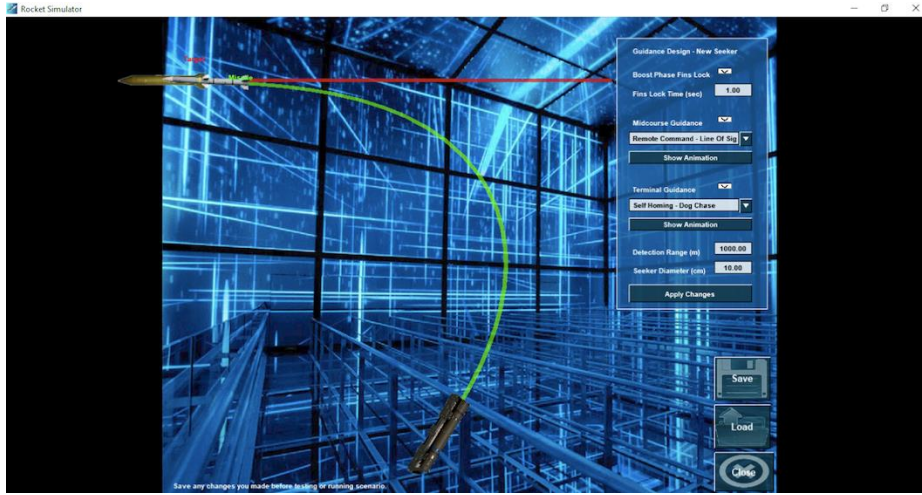
Çizelge 4.29: New Missile Füzesinin Fünye Parametre Değerleri

Harp Başlığı Vuruş Mesafesi	7 m
Fünye Ofseti	25 cm
Fünye Gecikmesi	9 ms
Algılama Açısı	37°
Hedef Uzunluk	100 cm
Kapanış Hızı	460 m/s
Ofset Mesafesi	6 m
Yakalama Açısı	0°
Hedef Hız	184 m/s
Füze Hızı	276 m/s

4.4.5 New Missile Füzesinin Güdüm Sistemi



Şekil 4.109: New Missile Füzesinin Uzaktan Komuta - Görüş Hattı Güdüm Sistemi



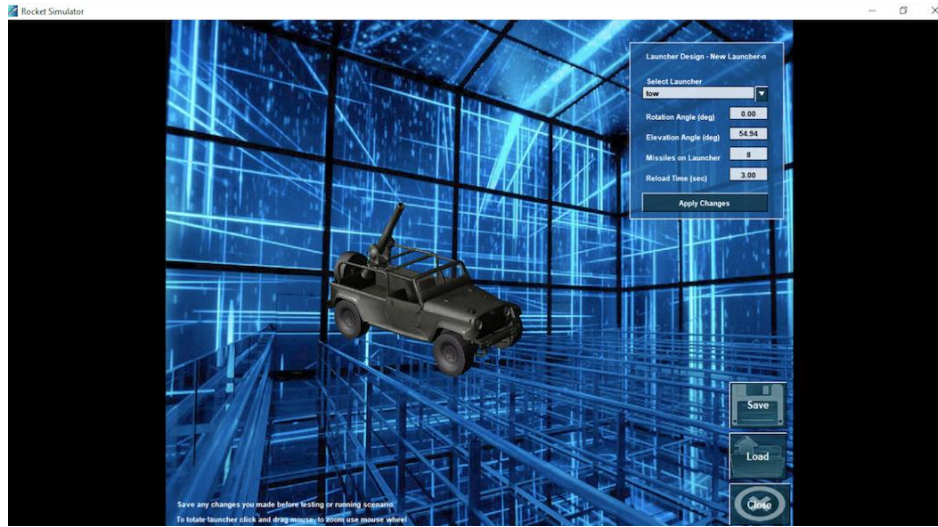
Şekil 4.110: New Missile Füzesinin Hedef Güdüm - Takip Güdüm Sistemi

Şekil 109 ve Şekil 110'da New Missile füzesinin güdüm çeşitleri gösterilmektedir. Çizelge 4.30'da ise New Missile füzesinin güdüm sistem parametre değerleri gösterilmektedir.

Çizelge 4.30: New Missile Füzesinin Güdüm Sistem Parametre Değerleri

Kanatçık Kilit Süresi	1 sn
Tespit Mesafesi	1000 m
Arayıcı Başlık Çapı	10 cm

4.4.6 New missile füzesinin fırlatıcısı



Şekil 4.111: New Missile Füzesinin Fırlatıcısı

Şekil 4.111’de New Missile füzesinin fırlatıcısı gösterilmektedir. Çizelge 4.31’de ise New Missile füzesinin fırlatıcısının parametre değerleri belirtilmektedir.

Çizelge 4.31: New Missile Füzesinin Fırlatıcısının Parametre Değerleri

Fırlatıcı Türü	Tow
Dönme Açısı	0°
Yükselme Açısı	55°
Fırlatıcıdaki Füze Sayısı	8
Yeniden Yükleme Süresi	3 sn

4.4.7 New missile füzesinin kontrol ünitesi



Şekil 4.112: New Missile Füzesinin Kontrol Ünitesi

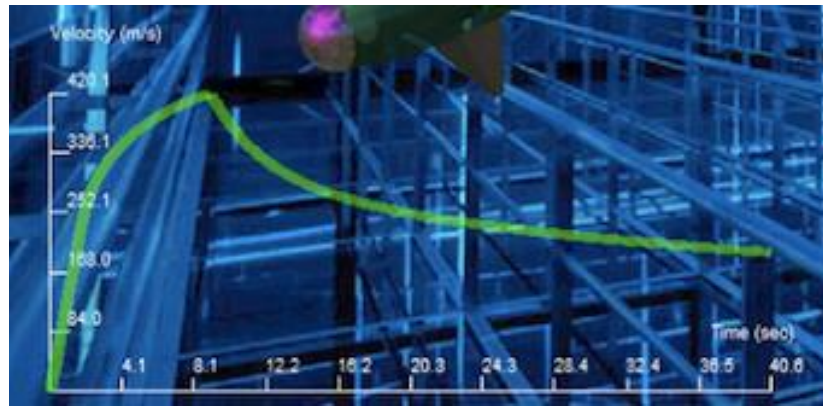
Şekil 4.112’de New Missile füzésinin kontrol ünitesi gösterilmektedir. Çizelge 4.32’de ise kontrol ünitesinin parametre değerleri belirtilmektedir.

Çizelge 4.32: New Missile Füzésinin Kontrol Ünitesinin Parametre Değerleri

Radar Birimi	Parabolik Radar
Komuta Birimi	Çadır
Korunan Alan	2 km
Fırlatıcının Mesafesi	5 km
Nişan Alınan Maksimum Hedef Sayısı	8

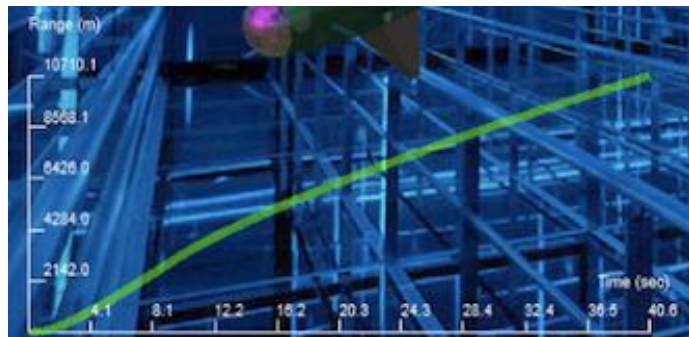
4.4.8 New missile füzésinin statik testi

New Missile füzésinin statik testinde zamana karşı füzénin uyguladığı hız, aldığı mesafe, mach sayısı ve manevra değerleri belirlenmektedir.



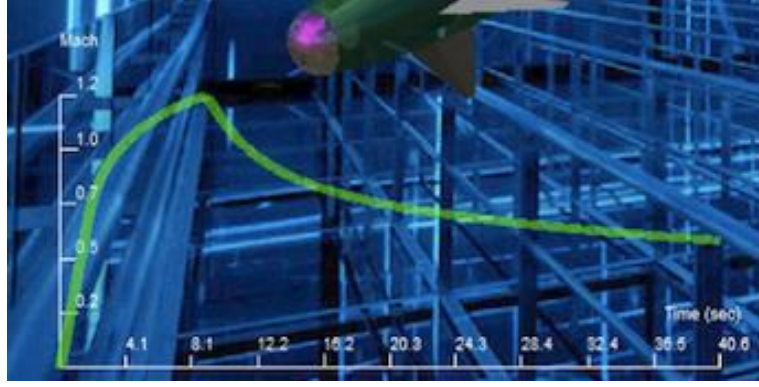
Şekil 4.113: New Missile Füzésinin Statik Test Hızı

Şekil 4.113’de New Missile füzésinin statik test hız grafiği gösterilmektedir. Test hızı 170 m/s dir.



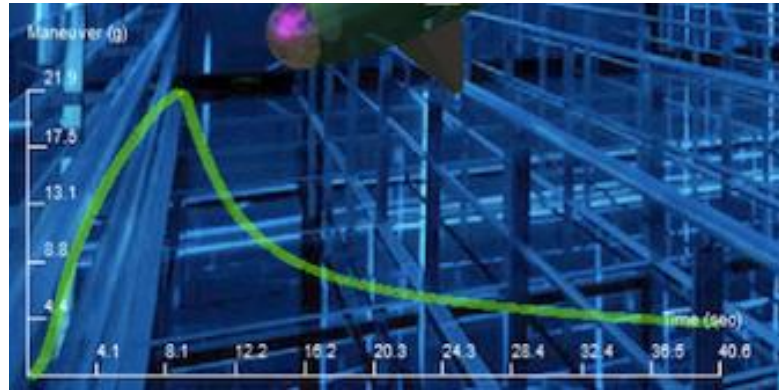
Şekil 4.114: New Missile Statik Test Mesafesi

Şekil 4.114’de New Missile füzésinin statik test mesafe grafiği gösterilmektedir. Test mesafesi 10710.1 m dir.



Şekil 4.115: New Missile Füzesinin Statik Test Mach Sayısı

Şekil 4.115’de New Missile füzesinin mach sayısı grafiği gösterilmektedir. Mach sayısı 0.5 M dir.



Şekil 4.116: New Missile Füzesinin Statik Test Manevra Değeri

Şekil 4.116’da New Missile füzesinin manevra grafiği gösterilmektedir. Manevra değeri 4.4 g dir.

5. TASARLANILAN FÜZELERİN KARŞILAŞTIRMALI ANALİZİ

Bu çalışmasının temel konusu füzelerdeki güdümlenme sistemlerinin analizi ve karşılaştırılmasıdır. Buradan yola çıkarak bu çalışmanın 4. bölümünde tez için dizayn edilen dört adet füze tasarlanmıştır ve teknik özellikleri belirtilmiştir. Bu füzeler sırasıyla; Atgm_1, Low Drag_8, Patriot_TR ve New Missile füzeleridir. Bir önceki bölümde, bu füzelerin tasarımı ve sahip olduğu tüm teknik özellikleri temel olarak; roket motoru, aerodinamik dizaynı, harp başlığı, fünyesi, güdümlenme sistemi, fırlatıcısı, kontrol ünitesi alt başlıkları altında anlatılmıştır. Sonrasında, bu dört füzenin tasarımı neticesinde statik testleri yapılmıştır ve test sonuçları yazılmıştır. Bu bölümde ise, tasarlanılan bu dört adet füzenin güdümlenme sistemleri ve teknik özellikleri karşılaştırmalı bir şekilde analiz edilmiştir.

5.1 Roket Motorları

Atgm_1, Low Drag_8, Patriot_TR ve New Missile füzelerinin sahip olduğu roket motorlarının özellikleri ve statik test parametreleri aşağıdaki Çizelge 5.1’de gösterilmiştir ve birbirleriyle karşılaştırılarak analiz edilmiştir:

Çizelge 5.1: Füzelerin Roket Motorlarının Parametre Değerleri

Roket Motoru Yapısı	Atgm_1	Low Drag_8	Patriot_TR	New Missile
Türü	Yıldız Şekli	Yarıklı Silindir	Yarıklı Silindir	Yarıklı Silindir
Uzunluk	20 cm	60 cm	100 cm	40 cm
Dış Çapı	14.5 cm	12 cm	15 cm	10 cm
İç Çapı	3 cm	3 cm	3 cm	3 cm
Yoğunluk	1.72 g/cm ³	1.72 g/cm ³	1.72 g/cm ³	1.72 g/cm ³
Özgül İtici Kuvvet	235 sn	235 sn	235 sn	235 sn
Balistik Kuvvet	0.45 N	0.45 N	0.45 N	0.45 N

Çizelge 5.1: Devamı

Balistik Sabiti	7 A	7 A	7 A	7 A
Yanma Odası Çapı	15 cm	12 cm	15 cm	10.5 cm
Boğaz Çapı	3 cm	2.5 cm	3 cm	2 cm
Çıkış Çapı	6 cm	6 cm	6 cm	5 cm
Yanma Odası Uzunluğu	85 cm	120.5 cm	180.5 cm	80.5 cm
Ateşleme Basıncı	10 atm	100 atm	100 atm	100 atm
Ateşleme Türü	Birer birer	Birer birer	Birer birer	Birer birer

Öncelikle füzeyi bir insan vücuduna benzetecek olursak, füzedeki roket motorları insan vücudundaki kalp niteliğindedir. Bir füzenin performansı, örneğin; aldığı mesafe, gittiği hız ve çıktığı yükseklik gibi kriterler büyük ölçüde roket motorunun gösterdiği performansa bağlı olmaktadır. Füzelerde bu derecede mühim değere sahip olan roket motorlarının performansı yukarıdaki çizelgede verilen tüm kriterlere bağlıdır. Ancak, roket motorlarının çok iyi derecede performans ortaya koyabilmesi için çok yüksek sıcaklık ve basınç gerekmektedir. Ayrıca, roket motorları yüksek hızlarda daha etkili olmaktadır.

Yukarıdaki çizelgede yer alan veriler girildikten sonra tüm füzelerin roket motorlarının statik testi gerçekleştirilmiştir. Bu testte hesaplanan başlıca parametreler; itki kuvveti, yanma odası basıncı, çıkış basıncı, sevk barutunun kütlesi ve nozulun itki katsayısıdır. Bütün bu parametreler süre olarak saniye üzerinden orantılı bir şekilde hesaplanmıştır. Aşağıdaki Çizelge 5.2’de füzelerin roket motorlarının statik test parametre ölçümleri gösterilmiştir ve birbirleriyle karşılaştırılarak analiz edilmiştir.

Füzelerin bir platformdan başka bir platforma gitmesi için lazım olan itiş gücü itki sistemleri sayesinde gerçekleşmektedir. İtki sistemleri; yakıtın oksitleyiciyle yanma odasında tepkiye girmesi ile meydana gelen yüksek basınçlı gazın yanma odasının ağız kısmına konulan nozul ile süratlendirilmesi neticesinde nozulun ağız kısmından çıkan gazın ters istikametinde kuvvet meydana getiren mekanizmadır.

Çizelge 5.2: Füzelerin Roket Motorlarının Statik Test Parametre Değerleri

Roket Motoru Statik Test Parametreleri	Atgm_1	Low Drag_8	Patriot_TR	New Missile
İtki Kuvveti	312.7 kgf	228.9 kgf	378 kgf	168.1 kgf
Yanma Odası Basıncı	29.8 atm	31.3 atm	35.5 atm	35.5 atm
Çıkış Basıncı	1.2 atm	0.7 atm	1.4 atm	0.7 atm
Sevk Barutu Kütleli	0 kg	0 kg	0 kg	0 kg
Nozulun İtki Katsayısı	1.46	1.46	1.48	1.48
Süre	17.48 sn	13.3 sn	15.8 sn	9 sn

Bu kuvvet, Newton'un 3. prensibi ile de ifade edilmektedir. Böylece, füze itki sisteminin yeteneği nispetinde belli bir sürata ulaşmaktadır ve bu sürat ile hedefe doğru yol almaktadır. Füzelerin roket motoru, bulunduğu füzenin hem ağırlığını hem de sürüklemesini aşacak kadar itki gücü uygulamalıdır. Yakıt tükendiğinde ise, füze en yüksek rakıma kadar çıkmaktadır. Bu doğrultuda, füzelerin tahmin edilen uçuş görevini ifa edebilmesi için dizayn edilen roket motorunun performansını hesaplama amacıyla statik ateşleme testi yapılmaktadır. Bu testte motor özel bir platforma bağlanarak ateşlenmektedir ve motorun itki, sıcaklık ve basınç gibi parametreleri zamana dayalı olarak hesaplanmaktadır. Bilhassa, itki-zaman verisi kullanılarak motorun toplam darbesi hesaplanmaktadır ve bu ölçüm değeri teorik hesaplamalar ile kıyaslanarak roket motorunun doğrulaması yapılmaktadır [20]. Tezin 4. bölümünde değinildiği gibi roket motorun itki kuvveti, füzeyi hızlandırmak ve füzenin havadaki sürtünme kuvvetiyle olan mücadelesi için kullanılmaktadır. Tasarımı iyi olan bir motor, bust safhasından elde edilen yüksek hızı mümkün mertebede muhafaza edip, füzenin uzun mesafelere ulaşmasını ve manevra kabiliyeti en iyi şekilde kullanmasını sağlamaktadır. Yukarıdaki yer alan çizelgedeki verilere göre en yüksek itki kuvvetine sahip olan füze Patriot_TR füzesidir. Sonrasında ise sırasıyla Atgm_1, Low Drag_8 ve New Missile füzeleri gelmektedir.

Tasarlanılan bu füzelerin roket motorlarının ateşlenmesi süresi en uzun olan Atgm_1 füzesidir, sonrasında ise Patriot_TR, Low Drag_8 ve New Missile füzeleridir.

Etki-tepki prensibine göre çalışmakta olan roket motorları yüksek enerjili yanma ürünlerinin dışarıya çıkarılması esnasında meydana gelen itkiyi kullanmaktadır. İtkinin en büyük segmenti, yanma odası içerisindeki yüksek sıcaklık ve basınçtaki gazların roket motorunun en küçük açıklığı olan nozul yardımıyla süratlendirilmesi ve dışarı çıkarılması ile meydana gelmektedir. Normal şartlar altında, roket motorundaki yanma odaları 10 ile 200 atm olmaktadır ve son derecede yüksek basınç değerinde çalıştırılmaktadır. Çizelgedeki verilere göre en yüksek yanma odası basıncına sahip füzeler aynı değere sahip olan Patriot_TR ve New Missile füzeleridir. Sonrasında ise, Low Drag_8 ve Atgm_1 füzeleri gelmektedir.

Sevk barutu, füzedeki mermiyi sevk için enerji sağlayan kimyasal ya da infilak maddesi olarak tanımlanabilir. çizelgedeki tüm füzelerin sevk barutu kütlesi 0 kilogramdır.

Roket motorunun çıkış basıncı motorun performansına etki eden faktörlerden biridir. Nozulda ilerleyen akış alan arttıkça süratlenir. Süratlenen akışın basıncı düşer. Çıkış basıncının dış basınçtan farklı olması kayıplara sebep olmaktadır. Nozul çıkış alanı uçuş süresince kontrol edilememesinden ötürü, ideal koşulda çıkış basıncı sabit kalmaktadır. Çıkış basıncının, uçuş profili esnasında maruz kalınan dış basınçlara eşitlenmesi durumunda verimli bir füze tasarlanmış olur. Ayrıca, çıkış basıncının çevre basıncından düşük olması itme kuvvetine negatif etki etmektedir. Çıkış basıncının çevre basıncından büyük olması ise itme kuvvetine negatif etki etmektedir. Çıkış basıncının çevre basıncına eşit olması durumunda basınç itmesinin bir tesiri olmamaktadır [32]. Çizelgedeki çıkış basıncı en yüksek füze Patriot_TR füzesidir. Ardından, Atgm_1 füzesi en yüksek çıkış basıncına sahiptir. Sonrasında ise, New Missile ve Low Drag_8 füzeleri gelmektedir ve çıkış basınç değerleri aynıdır.

Nozulun itki katsayısı, başka bir deyişle itme kuvveti katsayısı nozuldan çıkan gaz miktarını karakterize eden boyutsuz bir parametredir. İtme kuvvetinin yanma odası basıncı ile kesit alanına oranı itme kuvveti katsayısını vermektedir İtme kuvveti katsayısı roket ile ilgili hesaplamalarda çok kullanışlı bir unsurdur. Çizelgede itme kuvveti katsayısı en yüksek füzeler Patriot_TR ve New Missile füzeleri olup değerleri aynıdır. Sonrasında ise, Atgm_1 ve Low Drag_8 füzeleri gelmektedir ve bu füzelerin de itme kuvveti katsayıları aynıdır.

5.2 Aerodinamik Konfigürasyon Değerleri

Atgm_1, Low Drag_8, Patriot_TR ve New Missile füzelerinin sahip olduğu aerodinamik dizaynlarının özellikleri aşağıdaki Çizelge 5.3’de gösterilmiştir:

Çizelge 5.3: Füzelerin Aerodinamik Konfigürasyon Değerleri

Aerodinamik Konfigürasyon Değerleri	Atgm_1	Low Drag_8	Patriot_TR	New Missile
Aerodinamik Kanat Türü	Statik Kanat	Statik Kanat	Statik Kanat	Statik Kanat
Arka Kanat Genişliği	101 cm	19 cm	31 cm	18 cm
Ön Kanat Genişliği	11 cm	9 cm	14 cm	8 cm
Kanat Uzunluğu	88 cm	19 cm	31 cm	18 cm
Kanat Açıklığı	82 cm	37 cm	46 cm	37 cm
Kanat Pozisyonu	69 cm	164.5 cm	244 cm	122 cm
Kalınlık	0.1 cm	0.1 cm	0.1 cm	0.1 cm
Burun Konisi Çapı	9.92 cm	1 cm	3 cm	8 cm
Silindir Çapı	15.5 cm	13 cm	16 cm	12.5 cm
Kuyruk Çapı	9.92 cm	8 cm	10 cm	8 cm
Burun Konisi Uzunluğu	31 cm	45 cm	65 cm	23 cm
Silindir Uzunluğu	175 cm	155 cm	219 cm	131 cm
Kuyruk Uzunluğu	16 cm	15.5 cm	20 cm	12 cm
Ağırlık Merkezi	86 cm	86 cm	147 cm	64.5 cm

Yukarıdaki aerodinamik konfigürasyon değerlerin verilmesinin ardından füzenin havada sürtünme katsayısı, normal kuvvet (eğri) katsayısı, yunuslama momenti katsayısı, kontrol momenti katsayısı, hücum açısı katsayısı ve manevra kabiliyet

katsayısı gibi birtakım aerodinamik katsayılar belirlenmiştir. Bütün bu katsayılar mach sayısına göre hesaplanmıştır. Füzelerin aerodinamik katsayı değerleri aşağıdaki Çizelge 5.4’de gösterilmiştir ve birbirleriyle karşılaştırılarak analiz edilmiştir:

Çizelge 5.4: Füzelerin Aerodinamik Katsayı Değerleri

Aerodinamik Katsayı Değerleri	Atgm_1	Low Drag_8	Patriot_TR	New Missile
Havada Sürtünme Katsayısı	1	0.3	0.3	0.7
Normal Kuvvet (Eğri) Katsayısı	26	8.9	9	8
Yunuslama Momenti Katsayısı	36.6	6	3.3	4.3
Kontrol Momenti Katsayısı	6.4	6	13.5	5.7
Hücum Açısı Katsayısı	1.6	12	28.6	17.7
Manevra Kabiliyet Katsayısı	22.3	40	40	40

Havada sürtünme katsayısı, başka bir deyişle sürüklenme katsayısı, sürüklenme kuvvetinin kompleks bağımlılıklarını şekil eğimine ve birtakım akış şartlarına göre modelleme amacıyla kullanılan bir sayı olarak tanımlanmaktadır. Roket, yüksekten bir yerden aşağıya doğru indikçe sürat kazanmaktadır. Sürat yükseldikçe sürüklenme (sürtünme)de yükselmektedir ve böylece az bir zaman dilimi içerisinde sürüklemenin ağırlığa eşit değerde fakat zıt istikamette olduğu bir yere varılmaktadır. Bu durumda füze etki eden net bir kuvvet bulunmamaktadır. Normal bir füze için sürüklenme katsayısının değeri ortalama 0,75’tir. Çizelgedeki verilere göre, en yüksek sürüklenme katsayısına sahip olan füze Atgm_1 füzesidir. Sonrasında ise, New Missile füzesi en yüksek değere sahiptir. Ardından, Low Drag_8 ve Patriot_TR füzeleri gelmektedir ve sürüklenme katsayı değerleri eşittir.

Bir füzenin sahip olduğu aerodinamik sisteminin iki önemli kuvvet bileşeni bulunmaktadır. Bunlar; sürüklenme kuvveti ve normal kuvvet bileşenleridir. Normal kuvvet, ağırlık merkezi etrafında düzeltici moment üreten ve roketin stabilizasyonunu sağlayan kuvvet bileşenidir [33]. Çizelgedeki verilere göre, en yüksek normal kuvvet katsayısına sahip olan füze Atgm_1 füzesidir ve diğer üç füzedeki değerlerin yaklaşık üç katıdır. Sonrasında ise, Low Drag_8 ve Patriot_TR füzeleri hemen hemen aynı değere sahiptir. New Missile füzesi ise en düşük normal kuvvet katsayılı füzedir.

Başka bir aerodinamik parametre olan yunuslama momenti, yanal kuvvet eksenini çevresindeki moment olarak tanımlanmaktadır [34]. Rüzgar kuvveti, füzede merminin kütle merkezi üzerinde müsavi istikamet ve derecede bir kuvvet ile beraber yunuslama momentini meydana getirmektedir. Yunuslama momenti, kütle merkezi ve basınç merkezi arasındaki aralıktan ötürü meydana gelmektedir. Başka bir ifade ile yunuslama hareketi, merminin burnunu yörünge hareketi süresince aşağı ve yukarı istikamette gerçekleştirdiği harekettir [35]. Yukarıdaki çizelgede, en yüksek yunuslama momenti katsayısı Atgm_1 füzesine aittir ve diğer üç füzeden oldukça yüksek bir katsayıya sahiptir. Sonrasında ise, Low Drag_8, New Missile ve Patriot_TR füzeleri gelmektedir.

Kontrol momenti katsayısı, füzenin belirli bir anda kontrolden sapma açısını ifade etmektedir. Aerodinamik veritabanı içerisinde yer alan bu değer, kanat açılarına, mach sayısına, kayma ve hücum açılarına bağlı bir parametredir. Yukarıdaki çizelgede, en yüksek kontrol momenti katsayısı Patriot_TR füzesine aittir. Sonrasında ise, Atgm_1, Low Drag_8 ve New Missile füzeleri gelmektedir ve bu üç füzenin kontrol moment katsayı değerleri birbirine yakındır.

Hücum açısı, füze hareket eksen takımındaki düzlem ile füze hız vektörünün gerçekleştirdiği açı olarak tanımlanmaktadır. Ayrıca, füze eksen takımında hız vektörünün x-eksenindeki ve z-eksenindeki bileşenler arasında kalan açı, hücum açısı olarak ifade edilmektedir. Çizelgedeki verilere göre, en yüksek hücum açısı katsayısına sahip olan füze Patriot_TR füzesidir. Sonrasında, New Missile füzesi en yüksek değere sahiptir. Ardından, Low Drag_8 ve Atgm_1 füzeleri gelmektedir. Atgm_1 füzesinin hücum açısı katsayısı diğer füzelere göre oldukça düşük bir değerdir.

Manevra kabiliyeti, füzenin istenilen hedefe doğru şekilde ulaşması ve hareket halindeki sistemleri vurması için sahip olması gereken önemli bir kriterdir. Manevra kabiliyeti, füzedeki kanatları kontrol ederek ya da füzedeki kuyruk ve kanat bölümlerindeki küçük kanatçıkları kontrol ederek gerçekleştirilmektedir [36]. Bununla beraber, güdüm sistemleri füzenin manevra kabiliyetini belirlemektedir. Füzelerin manevra kabiliyeti hedef tipine göre ve hareketin amacına göre farklılık göstermektedir. Çizelgedeki verilere göre, Low Drag_8, Patriot_TR ve New Missile füzelerinin manevra kabiliyet katsayıları aynıdır ve çizelgedeki en yüksek değerdir. Atgm_1 füzesi ise en düşük manevra kabiliyet katsayısına sahiptir.

5.3 Harp Başlığı Değerleri

Atgm_1, Low Drag_8, Patriot_TR ve New Missile füzelerinin sahip olduğu harp başlıklarının özellikleri aşağıdaki Çizelge 5.5’de gösterilmiştir:

Çizelge 5.5: Füzelerin Harp Başlığı Parametre Değerleri

Harp Başlığı Parametre Değerleri	Atgm_1	Low Drag_8	Patriot_TR	New Missile
Harp Başlığı Uzunluğu	50 cm	20 cm	25 cm	25 cm
Harp Başlığı Çapı	15 cm	12 cm	15 cm	12 cm
Harp Başlığı Konisi	0 cm	0 cm	0 cm	0 cm
Kovan Kalınlığı	0.5 cm	0.5 cm	0.5 cm	0.5 cm
Mermi Kütlesi	25 gr	25 gr	25 gr	25 gr
Gurney Sabiti	2843 m/s,	2843 m/s,	2843 m/s,	2843 m/s,
Yanal Genleşme	0.2 cm	0.2 cm	0.2 cm	0.2 cm
Hedef Bölge	0.5 m ²	0.5 m ²	0.5 m ²	0.5 m ²

Yukarıdaki harp başlığı parametre değerlerin girilmesinin sonucunda füzelerin harp başlıklarının sahip olduğu süre, azami yüksek basınç, dyn basıncı, mermi hızı, mermi enerjisi, mermi yoğunluğu, patlayıcı kütlesi, mermi kütlesi ve mesafe gibi değerleri

aşağıdaki Çizelge 5.6'da gösterilmiştir ve birbirleriyle karşılaştırılarak analiz edilmiştir:

Çizelge 5.6: Füzelerin Harp Başlığı Grafik Değerleri

Harp Başlığı Grafik Değerleri	Atgm_1	Low Drag_8	Patriot_TR	New Missile
Süre	4 ms	2.5 ms	2.9 ms	2.8 ms
Azami Yüksek Basınç	22 psi	18 psi	19 psi	21 psi
Dyn Basınç	4.2 psi	4 psi	4.2 psi	4.3 psi
Mermi Hızı	2720.6 m/s	2532 m/s	2720.5 m/s	2532.2 m/s
Mermi Enerjisi	92.5 kj	80 kj	92.5 kj	80.1 kj
Mermi Yoğunluğu	4 (1/m ²)	4 (1/m ²)	4 (1/m ²)	4 (1/m ²)
Patlayıcı Kütlesi	15.39 kg	3.80 kg	7.70 kg	4.75 kg
Mermi Kütlesi	9.11 kg	2.89 kg	4.56 kg	3.61 kg
Mesafe	10.86 m	6.30 m	8 m	7.1 m

Yukarıdaki çizelgede yer alan harp başlığı grafik değerleri füzenin aldığı mesafe üzerinden hesaplanmıştır.

Harp başlığı füze ve roketlerde bulunan en mühim parçalardır ve düşman öğeleri imha etme amacıyla kullanılmaktadır. Füzelerde harp başlığının çok mühimmat bulundurması yok etme gücüne olumlu yönde tesir etmektedir. Ancak, bu durum füzenin taşıdığı ağırlığı fazlalaştırması nedeniyle füze menziline bir düşüşe sebep olabilir. Öte yandan, birçok parametrenin mevzu bahis olması sebebiyle füzelerin plan ve dizayn periyodunda esas ihtiyacın belirlenmesi büyük önem taşımaktadır. Harp başlıklarının patlayıcıları infilak edildiğinde yüksek derecede basınç oluşmaktadır. Çizelgedeki verilere göre, en yüksek basınç değerine sahip olan füze Atgm_1 füzesidir. Sonrasında ise, New Missile, Patriot_TR ve Low Drag_8 füzeleri gelmektedir. Ancak, füzelerin yüksek basınç değerleri birbirine yakın değerlerdir.

Yukarıdaki çizelgede, füzelerdeki harp başlıklarının infilak süreleri de belirtilmiştir. En fazla infilak süresine sahip olan füze Atgm_1 füzesidir. Diğer üç füzelerin

süreleri birbirine oldukça yakın olup, sırasıyla Patriot_TR, New Missile ve Low Drag_8 füzeleridir.

Dinamik basınçın değeri ile füzedeki aerodinamik kuvvetlerin değeri birbirleri ile orantılı değerlerdir. Dinamik basınç, füzenin sürati ile havanın yoğunluğuna bağlı bir değerdir. Ayrıca, dinamik basınç, füzenin meydana getirdiği aerodinamik kuvvetlerin en etkili alt fonksiyonudur. Yukarıdaki çizelgede, füzelerin dinamik basınç değerleri birbirlerine oldukça yakın değerlerdir. En yüksek dinamik basınca sahip olan füze New Missile füzesidir. Sonrasında, Atgm_1 ve Patriot_TR füzeleri gelmektedir. Low Drag_8 füzesi en düşük dinamik basınca sahip olan füzedir.

Füzede yer alan mermiler, hedef sisteme ulaştığında sisteme ve iç bileşenlerine enerji ve momentum uygulayarak hasar vermektedir [37]. çizelgedeki verilere göre, Atgm_1 ve Patriot_TR füzeleri en yüksek mermi enerjisine sahip olan füzelerdir. Sonrasında ise hemen hemen aynı değerde olan New Missile ve Low Drag_8 füzeleri gelmektedir.

Mermi hızı, harp başlıkları için önemli bir parametredir. İçinde yer aldığı harp başlığının ağırlığı ve hacmi ölçüsünde mermi hızlarının artırılması patlayıcı enerjinin kullanımını daha da artırabilir ve hedeflere daha fazla hasar verebilir. Mermi hızlarını artırmanın basit bir yolu, başlangıç noktalarının zıt yönünde mermi hızlarını yükselten asimetrik ateşleme yapmaktır. Mermi-hedef karşılaşması sırasında mermilerin hedefleri direkt olarak vurması beklenir. Bu nedenle, harp başlığının hasar kapasitesini tahmin etmek için bu mermilerin hızları gereklidir [38]. Çizelgedeki verilere göre, en yüksek mermi hızına sahip olan füzeler Atgm_1 ve Patriot_TR füzeleridir. Bu iki füzenin değerleri birbirine oldukça yakındır. Sonrasında ise, New Missile ve Low Drag_8 füzeleri gelmektedir ve bu iki füzenin değerleri birbirine çok yakındır.

Harp başlığındaki mermilerin etkinliği kütlelerine, hızlarına, malzemelerine ve yoğunluklarına bağlıdır. Mermi yoğunluğu; hedef yüzeyin birim alanı başına düşen mermi sayısı demektir. Mermi hızı aerodinamik sürtünmenin neden olduğu patlama noktasından itibaren hızla düşer. Ayrıca, mesafe arttıkça mermi yoğunluğu azalır. Yukarıdaki çizelgede dört füzenin de mermi yoğunluğu değerleri aynıdır.

Harp başlıkları, hedefi patlatmak ve hedefe büyük miktarda hasar vermek için tasarlanmaktadır. Harp başlığındaki patlayıcı yüksek bir miktarda ise ve patladığı

zaman, hemen hemen çok yüksek basınç ve sıcaklıkta bir gaza dönüştürülmektedir [39]. Bunun yanında, yüksek patlayıcı içeren harp başlıkları genellikle hedefi devre dışı bırakma veya hedefi yok etme mekanizması olarak kullanılmaktadır. Harp başlığındaki patlayıcının patlama hasarının büyüklüğü yüksek oranda patlayıcı yükün ağırlığına bağlı olmaktadır. Çizelgedeki verilere göre, en yüksek patlayıcı kütesine sahip olan füze Atgm_1 füzesidir. Sonrasında ise, Patriot_TR, New Missile ve Low Drag_8 füzeleri gelmektedir.

Harp başlığında kullanılan merminin kütlesi hedefi vurma açısından son derecede önemlidir. Bir önceki bölümde açıklandığı gibi, hedef bölgenin ve mermi kütesinin ayarlanmasıyla vuruş mesafesi belirlenmektedir. Mermi kütlesi, hedefi direkt olarak vurmaktan sorumludur. Hedef bölgenin ve mermi kütesinin ayarlanmasıyla vuruş mesafesi belirlenmektedir. Yukarıdaki çizelgede en yüksek mermi kütesine sahip olan füze Atgm_1 füzesidir. Sonrasında ise, Patriot_TR, New Missile ve Low Drag_8 füzeleri gelmektedir.

Füzedeki önemli hesaplamalardan bir tanesi de füzenin aldığı mesafedir. Çünkü, füzenin hedefi vurma ihtimali başlıca; füze mesafesine, fünye özelliklerine, harp başlığı özelliklerine ve hedefin niteliklerine bağlıdır. Bununla birlikte, makbul bir füze mesafesi başarılı bir şekilde nişan almanın ilk kriteridir. Çizelgedeki verilere göre, en uzun mesafe Atgm_1 füzesine aittir. Sonrasında ise, Patriot_TR, New Missile ve Low Drag_8 füzeleri gelmektedir.

5.4 Fünye Değerleri

Atgm_1, Low Drag_8, Patriot_TR ve New Missile füzelerinin fünye değerleri aşağıdaki Çizelge 5.7’de gösterilmiştir ve birbirleriyle karşılaştırılarak analiz edilmiştir:

Çizelge 5.7: Füzelerin Fünye Parametre Değerleri

Fünye Parametre Değerleri	Atgm_1	Low Drag_8	Patriot_TR	New Missile
Fünye Ofseti	25 cm	25 cm	25 cm	25 cm
Fünye Gecikmesi	5 ms	4 ms	4 ms	9 ms
Algılama Açısı	30°	30°	30°	37°

Fünye Parametre Değerleri	Atgm_1	Low Drag_8	Patriot_TR	New Missile
Hedef Uzunluk	100 cm	100 cm	100 cm	100 cm

Çizelge 5.7: Devamı

Kapanış Hızı	600 m/s	600 m/s	600 m/s	460 m/s
Ofset Mesafesi	7 m	6 m	6 m	6 m
Yakalama Açısı	0°	0°	0°	0°
Hedef Hız	240 m/s	240 m/s	240 m/s	184 m/s
Füze Hızı	360 m/s	360 m/s	360 m/s	276 m/s

Yukarıdaki çizelgede füzelerin fünye dizaynında savaş başlığı vuruş mesafesi, fünye ofseti, fünye gecikmesi, algılama açısı, hedef uzunluk, kapanış hızı, ofset mesafesi, yakalama açısı, hedef hız ve füze hızı tasarlanmıştır.

Fünye, harp başlığının infilak etmesi için sinyali başlatan cihazdır. Fünye hedefin mesafesini algılar ve ateşleme sinyalini başlatır. Böylece, infilak bu periyot içerisinde gerçekleşir. Fününin etkili olabilmesi için harp başlığındaki genişleyen ışın parçalarının hedefi bulması anında patlamalıdır. Bir önceki bölümde değinildiği gibi fünye elektro optik bir sistemdir ve doğrudan füzenin harp başlığına bağlıdır. Füze eksenine doğru bir açıyla füzenin önünde bir ışın yaymaktadır. Böylece, füze hedefin üzerinden geçmeden önce hedefin tespitini sağlamaktadır.

Fünye sisteminin genel olarak 5 temel fonksiyonu mevcuttur. Bunlar;

- Füzeyi güvende tutar.
- Füzeyi silahlandırır.
- Hedefi tanır ve tespit eder.
- Harp başlığının infilakını başlatır.
- İnfilak yönünü belirler

Fünye ofseti, infilak safhasından önce belirli bir aralıkta hedef tespiti yapmaktadır. Bu tespit, mekanik ve elektronik sensör cihazları kullanılır. Hedef tespit edildiğinde veya algılandığında, tespit ve tanıma cihazı dedektöre bir sinyal gönderir.

Böylece, hedef ve hedefin bulunduğu ortamı algılanır. Yukarıdaki çizelgede, bütün füzelerin füze ofseti aynı uzunluktadır.

Fünye gecikmesi, fünyede yer alan hedefi algılama sistemi ile infilak süresi arasındaki geçen bir gecikme süresidir. Bu süre birkaç milisaniye olmakla beraber oldukça büyük önem taşır. Çünkü, füzede bulunan ışın hüzmeleri hedefin üzerinden geçerken hedefi tam olarak vurur. Böylelikle, hedef belirlendikten ardından kısa bir süre sonra infilak gerçekleşir ve hedefin hasar oranı artar. Çizelgedeki verilere göre, en yüksek fünye gecikme süresi New Missile füzmesine aittir. Sonrasında ise, Atgm_1, Patriot_TR ve Low Drag_8 füzeleri gelmektedir. Patriot_TR ve Low Drag_8 füzelerinin gecikme süreleri aynıdır.

Algılama açısı, fünye mekanizmasındaki hedefin algılandığı eksenindeki belirli bir açıda füzenin ön kısmında bir ışın ateşleyen elektro optik ihtiraklı tapa sisteminde yer alır. Algılama açısı ile, füze hedefin üzerinden geçmeden gösterdiği açı derecesi ile sistemin hedefi tanımasını sağlar. Çizelgedeki verilere göre, en yüksek algılama açısına sahip olan füze New Missile füzsidir. Diğer üç füzenin algılama açı değerleri birbirleri ile aynıdır.

Hedef uzunluk, Rocket Simulator programında fünye tasarımında kullanılan bir parametredir. Füzenin hedefi algılayıp üstünde bulunduğu bölgeyi ifade eder. Programda bu bölge turuncu renk ile belirtilir. Yukarıdaki çizelgede, bütün füzelerin hedef uzunlukları aynı uzunluktadır.

Kapanış hızı ya da kapanma hızı, fünye sisteminde yer almakla beraber füze ile hedef arasındaki hızı ölçer ve bu hıza göre sistemin gecikme süresinin ayarlar. Fünyedeki en önemli parametrelerden biri kapanma hızıdır. Çünkü, fünye kapanma hızını belirleyerek hedefi vurmak için gereken gecikme süresini ayarlar. Kapanma hızının düşük olması füze açısından büyük bir problem değildir. Çünkü, füzedeki mermiler genelde hedeften daha süratli hareket eder. Ancak, hızlı hareket eden hedeflerin füzeye yaklaşması durumunda erken uyarı sistemine ihtiyaç vardır. Kapanma hızı çok yüksek olduğunda, sıfır zaman gecikmesi bile mermilerin hedefe çarpmasını sağlayamaz, bu durumda algılama açısını ileri doğru ayarlanabilir. Yukarıdaki çizelgede, en yüksek kapanma hızına sahip olan füze New Missile füzsidir. Diğer üç füzenin kapanma hız değerleri birbirleri ile aynıdır.

Ofset mesafesi, yukarıda bahsedildiği gibi infilak safhasından önce belirli bir aralıkta hedef tespitinin mesafesidir. Ancak, buradaki mesafe, hedefin toplam mesafesidir. Yukarıdaki çizelgede, en yüksek ofset mesafesine sahip olan füze Atgm_1 füzesidir. Diğer üç füzenin ofset mesafesi birbirleri ile aynıdır.

Yakalama açısı, hedeflerin üstüne giderken füzenin sahip olduğu açıdır. Çizelgedeki verilere göre, tüm füzelerin yakalama açıları aynıdır.

Hedefin hızı, füzelerin infilak etmek istediği hedeflerin sahip olduğu hızlardır. Çizelgedeki verilere göre, en düşük hedef hızına sahip olan füze New Missile füzesidir. Diğer üç füzenin hedeflerinin hız değerleri aynıdır.

Füzenin hızı, füzelerin hedefleri vurmak isterken sahip olduğu hızlardır. Çizelgedeki verilere göre, en düşük füze hızına sahip olan füze New Missile füzesidir. Diğer üç füzenin hız değerleri aynıdır.

5.5 Güdüm Sistemleri

Atgm_1, Low Drag_8, Patriot_TR ve New Missile füzelerinin güdüm sistem değerleri aşağıdaki Çizelge5.8’de gösterilmiştir ve birbirleriyle karşılaştırılarak analiz edilmiştir:

Çizelge 5.8: Füzelerin Güdüm Sistem Parametre Değerleri

Güdüm Sistem Değerleri	Atgm_1	Low Drag_8	Patriot_TR	New Missile
Kanatçık Kilit Süresi	1 sn	1 sn	1 sn	1 sn
Tespit Mesafesi	1000 m	1000 m	1850 m	1000 m
Arayıcı Başlık Çapı	15 cm	10 cm	14 cm	10 cm
Orta Yol (Uçuş Yolu) Güdüm Sistemi	Uzaktan Komuta-Kesişim Noktası Güdüm Sistemi	Uzaktan Komuta-Kesişim Noktası Güdüm Sistemi	Uzaktan Komuta-Görüş Hattı Güdüm Sistemi	Uzaktan Komuta-Görüş Hattı Güdüm Sistemi
Terminal Güdüm Sistemi	Hedef Güdüm - Oransal Seyir Güdüm Sistemi	Hedef Güdüm - Oransal Seyir Güdüm Sistemi	Hedef Güdüm - Takip Güdüm Sistemi	Hedef Güdüm - Takip Güdüm Sistemi

Yukarıdaki çizelgede füzelerin güdüm sistemlerindeki tasarlanılan kanatçık kilit süresi, tespit mesafesi, arayıcı başlık çapı, orta yol (uçuş yolu) güdüm sistemi ve terminal güdüm sistemi belirtilmiştir.

Füzelerin güdüm sistemlerinde kanatçık kilit mekanizması ayarlanır. Bu mekanizmanın kullanım amacı sürüklenmeyi en aza indirerek füzenin performansını artırmaktır [40]. Kanatçıklar, füzenin kararlı bir şekilde seyir halinde olması için önemlidir. Kararlı bir seyir için basınç merkezi, ağırlık merkezinin arkasında yer almalıdır. Güdümsüz roketlerde kanatçıkların hareketli olmasına gerek yoktur; zira sabit kanatlar ile kararlılık sağlanabilir ve sabit kanatçıklar, hareketli kontrol yüzeyine sahip kanatçıklara nazaran basit ve maliyetlidir. Bir önceki bölümde belirtildiği gibi, kanatçıkların kilitlenmesi sistemin bust safhasında gerçekleşir. Bust safhasının özelliği; füzenin balistik bir yörüngede yol alması, kanatçıkların kilitlenmesi ve güdüm sisteminin yapılmamasıdır. Böylece, füzenin stabilite ve hız kaybetmeden manevrasını hızlandırmasını sağlanır. Bu programda, füzelerin manevra hızının ayarlanması için kanatçık kilit süresi belirlenmiştir. Yukarıdaki çizelgede, tüm füzelerin kanatçık kilit süreleri aynıdır.

Arayıcı başlığın ebatı hedefin tespit mesafesini belirlemektedir. Arayıcı başlık ne kadar büyük olursa o derecede hassas olmaktadır. Tespit mesafesi sistemin terminal safhasında belirlenmektedir. Bununla beraber, tespit mesafesinde arayıcı başlıkların; radyo dalgası, lazer yansıması, kızılötesi, görünür ışık ya da ses gibi farklı enerji çeşitlerinin takip etmesi ile hedefi yakalaması beklenmektedir. Çizelgedeki verilere göre, en uzun tespit mesafesi Patriot_TR füzesine aittir. Diğer tüm füzelerin tespit mesafeleri aynıdır.

Arayıcı başlık, füzelerin hedefe odaklanıp vurana kadar izlemesini ve takip etmesini sağlayan sistemdir. Çizelgedeki verilere göre, arayıcı başlık çapı en uzun olan füze Atgm_1 füzesidir. Sonrasında ise, Patriot_TR en uzun arayıcı başlık çap uzunluğuna sahiptir. New Missile ve Low Drag_8 füzeleri ise diğer füzelerden daha kısa arayıcı başlık çap uzunluğuna sahip olmakla beraber değerleri aynıdır.

Orta yol güdüm sistemi, füzenin fırlatıcı tarafından atılması etabının sonundan terminal güdüm sistemi safhasının başına kadar olan süreçte görev alır. Orta yol güdüm sisteminin temel amaçlarından birisi füzenin en uygun konuma yönlendirilmesidir. Böylece, terminal safhasında hedefe hücum daha etkili

olmaktadır. Orta yol güdüm sisteminde, füzeler doğru pozisyona doğru hareket eder ve hedefi gözlemledikten sonra sistemin terminal safhası başlar.

Orta yol güdüm sistemi safhasında, füze normalde hedefi kendi başına tespit etmek için çok uzaktadır. Bu nedenle, fırlatıcı ya da kontrol ünitesinden bir komutalı güdüm sistemi kullanır. Genellikle iki tür yöntem mevcuttur, bunlar; görüş hattı yöntemi ve kesişim noktası yöntemidir. Görüş hattı metodu birçok tanksavar füzesinde kullanılmaktadır. Kesişim noktası metodunda füzenin fırlatıcı kısmı öngörülen ya da planlanmış bir kesişim noktası hesaplayıp füzeyi o noktaya doğru yönlendirmektedir. Görüş hattı güdüm sistemi, füzenin atıldığı yer ile hedef arasındaki çizgidir. Hedefin gittiği yol boyunca farklı zamanlarda farklı sayıda görüş hattı meydana getirilmektedir. Çizelgedeki verilere göre, Atgm_1 ve Low Drag_8 füzeleri orta yol güdüm sistemi safhasında kesişim noktası güdüm sistemini kullanmaktadır. Patriot_TR ve New Missile füzeleri ise orta yol güdüm sistemi safhasında görüş hattı güdüm sistemini kullanmaktadır.

Terminal güdüm sistemi safhasında, füzenin hedef tespit aralığı belirlenmektedir. Güdüm sisteminin en son aşaması olan bu sistem en kritik evredir. Bu aşamada, güdüm sistemi yüksek performans göstermektedir. Ayrıca, terminal safhasında güdüm sistemi yüksek doğruluk ile isabet göstermeli ve sinyallere hızlı bir şekilde tepki vermelidir. Bu evrede, füzenin manevra kabiliyeti hedefi yakalamak ve vurmak için oldukça büyük önem taşımaktadır. Bu nedenle, terminal güdüm sistemi ile füzenin performans yetenekleri uyumlu olmalıdır. Hedef hızlanma ne kadar büyük olursa, terminal güdüm sistemi de o kadar kritik hale gelir. Oransal seyir güdüm sisteminde füze hız vektör açısının değişimi ile görüş hattı açısının değişimi orantılıdır. Önemli avantajlarından bir tanesi hedefin özellikleri ile ilgili fazla bilgiye ihtiyaç duymamasıdır. Hedefin takipçisine göre olan hareketi oransal seyir güdümünün esasını meydana getirmektedir. Bununla birlikte, oransal seyir güdümü, yüksek hızlı füzelerde füze rotasının doğrulanmasını sağlamak amacıyla kullanılmaktadır. Takip güdüm sisteminin gayesi sürat üstünlüğüne sahip olan füzenin sürekli hedefi işaret etmesini sağlamaktır. Böylece, füze hedef ile arasındaki görüş hattı açısını sıfırlamayı amaçlamaktadır. Bir başka deyişle, füze hız vektör açısı daima görüş hattı güdüm açısı ile aynı tutularak güdüm meydana getirilir. Bu sistemin basit olması en belirgin özelliğidir. Çizelgedeki verilere göre, Atgm_1 ve Low Drag_8 füzeleri terminal safhasında oransal seyir güdüm sistemini

kullanmaktadır. Patriot_TR ve New Missile füzeleri ise bu safhada takip güdüm sistemini kullanmaktadır [39-42].

5.6 Fırlatıcılar

Atgm_1, Low Drag_8, Patriot_TR ve New Missile füzelerinin fırlatıcı parametreleri aşağıdaki Çizelge 5.9’da gösterilmiştir ve birbirleriyle karşılaştırılarak analiz edilmiştir:

Çizelge 5.9: Füzelerin Fırlatıcılarının Parametre Değerleri

Fırlatıcıların Parametre Değerleri	Atgm_1	Low Drag_8	Patriot_TR	New Missile
Fırlatıcı Türü	Atgm	Sam6	Patriot	Tow
Dönme Açısı	0°	0°	0°	0°
Yükselme Açısı	0°	55°	25°	55°
Fırlatıcıdaki Füze Sayısı	10	8	4	8
Yeniden Yükleme Süresi	3 sn	3 sn	10 sn	3 sn

Yukarıdaki çizelgede füzelerin fırlatıcı bölümündeki tasarlanılan fırlatıcı türü, dönme açısı, yükselme açısı, fırlatıcıdaki füze sayısı ve yeniden bekleme süresi gibi parametreler belirtilmiştir.

Fırlatıcı sistemi, füzede patlayıcı bir harp başlığı ile yüksek hızlı bir mermi tarafından ateşlenerek füzeyi fırlatır. Ateşlenen füze hareketinin ilk birkaç santimetresi boyunca fırlatıcı sistemi tarafından desteklenir ve yönlendirilir. Füze hedef istikameti doğrultusunda fırlatılır. Bu çalışmada Atgm, Sam6, Patriot ve Tow fırlatıcıları olmak üzere toplam 4 çeşit lançer kullanılmıştır.

Atgm lançeri, güdümlü tanksavar füze fırlatıcı olarak adlandırılır. Kullanıcı tarafından yönlendirilmekle beraber hedef sistemdeki zırhlı delme kabiliyetine sahiptir. Atgm lançerinin, çok uzak mesafedeki hedefleri vurmak için kullanılması uygundur. Atgm lançeri, kullanılması halinde hedef tanklara karşı çok büyük hasar verir ve devre dışı bırakır [44].

Sam6 lançeri, karadan havaya füzeleri atmak için kullanılmaktadır. Sam6 lançerinin hedefleri hava taşıtlarıdır. Sam6 lançeri, füze ve savaş uçaklarına karşı orta menzilli hava savunma sistemi ile mücadele eder. Hava, kara ve deniz birimlerini tespit eden

bir radar sistemi ile seyir füzelerine karşı da etkilidir. Hava saldırılarının yanı sıra stratejik hava ikmali de yapabilmektedir [45].

Patriot lançerinin, fırlatıcı kısmı 4 ayrı bölmeden meydana gelmektedir. Bu bölmelerde füzeleri taşır, hedefler ve ateşler. Patriot lançeri, radar ve kontrol istasyonundan ayrı olarak konum alabilir ve 9 saniyeden daha kısa sürede bir füzeyi ateşlemeye hazır olabilir. Füze fırlatıldıktan sonra, verileri füzeyi hedefine yönlendiren radar istasyonuna geri gönderir.

Tow lançeri, kablo güdümlü bir sistem olmakla beraber füzeyi tüpten fırlatmaktadır ve optik olarak izlemektedir. Tow lançeri, ağır ve hassas bir sistemdir. Nişancı, hedef noktasını hedef üzerindeki göstergeden tanımlar. Tow lançeri, füzeyi görüş hattı boyunca füzeyi tek yönlü bir radyo frekans bağlantısı ile kontrol ederek otomatik olarak hedef noktasına yönlendirir [46].

Çizelgedeki verilere göre, Atgm_1 füzesi Atgm lançerini, Low Drag_8 füzesi Sam6 lançerini, Patriot_TR füzesi Patriot lançerini, New Missile füzesi Tow lançerini kullanmıştır.

Füze fırlatıcılarının dönme açısı, füzelerin hedefe belirli açılarda hizalanmasını sağlamaktadır. Çizelgedeki verilere göre, tüm füzelerin fırlatıcı bölümündeki dönme açıları sabit tutulmuştur.

Füze fırlatıcı tarafından atıldığı zaman, hedef düşük irtifada ise füzenin yere çarpmasını önlemek için fırlatıcı hedeften daha yüksek bir açıda konumlandırılabilir. Bu konumlandırma işlemine yükselme açısı adı verilir. Yükselme açısına nişangah açısı da denir. Zira, hedefin bulunduğu konuma ve irtifasına göre namluya gerekli olan yükselme açısını sağlamaktadır. Yükselme açısı ile füzenin hangi açıda lançerden fırlatılacağı seçilmektedir. Genellikle, yüksekte gelen tehditler ile başa çıkmak için yüksek bir açı ayarlanır. Yukarıdaki çizelgede, en fazla yükselme açısına sahip olan füzeler Low Drag_8 ve New Missile füzeleri olmakla beraber açıları aynıdır. Ardından, Patriot_TR füzesi gelmektedir. Atgm_1 füzesinin ise yükselme açısı 0 olarak belirlenmiştir.

Fırlatıcıdaki füze sayısı, füzelerin hedefi vurmak için sahip olduğu toplam füze sayısıdır. Yukarıdaki çizelgede, füzelerin fırlatıcı bölümünde en fazla füzeyle sahip olan füze Atgm_1 füzesidir. Sonrasında ise, Low Drag_8 ve New Missile füzeleri

gelmektedir ve füze sayıları aynıdır. Fırlatıcısında en az füzeye sahip olan füze ise Patriot_TR füzesidir.

Füze sisteminde birden fazla tehdiye karşı etkinliğini belirleyen iki faktör mevcuttur, bunlar; fırlatıcıdaki füze sayısı ve bunları yeniden yükleme süresidir. Yeniden yükleme süresi, füzelerin fırlatıcıya tekrar yüklenme süreleridir. Yukarıdaki çizelgede, en fazla yeniden yükleme süresine sahip olan füze Patriot_TR füzesidir. Diğer üç füzenin ise yeniden yükleme süreleri aynıdır.

5.7 Kontrol Üniteleri

Atgm_1, Low Drag_8, Patriot_TR ve New Missile füzelerinin fırlatıcı parametreleri aşağıdaki Çizelge 5.10'da gösterilmiştir ve birbirleriyle karşılaştırılarak analiz edilmiştir:

Çizelge 5.10: Füzelerin Kontrol Ünitelerinin Parametre Değerleri

Kontrol Ünitelerin Parametre Değerleri	Atgm_1	Low Drag_8	Patriot_TR	New Missile
Radar Birimi	Parabolik Radar	Parabolik Radar	Fazlı Dizi Radar	Parabolik Radar
Komuta Birimi	Çadır	Çadır	Konteyner	Çadır
Korunan Alan	2 km	2 km	5 km	2 km
Fırlatıcının Mesafesi	5 km	5 km	10 km	5 km
Nişan Alınan Maksimum Hedef Sayısı	1	8	8	8

Yukarıdaki çizelgede füzelerin kontrol ünitelerindeki radar birimi, komuta birimi, korunan alan, fırlatıcının mesafesi ve nişan alınan maksimum hedef sayısı belirlenmiştir.

5.8 Statik Testlerin Karşılaştırmalı Analizi

Atgm_1, Low Drag_8, Patriot_TR ve New Missile füzelerinin statik test parametreleri aşağıdaki Çizelge 5.11'de gösterilmiştir ve birbirleriyle karşılaştırılarak analiz edilmiştir:

Çizelge 5.11: Füzelerin Statik Testlerinin Parametre Değerleri

Statik Test Parametre Değerleri	Atgm_1	Low Drag_8	Patriot_TR	New Missile
Hız	150 m/s	145 m/s	160 m/s	170 m/s
Mesafe	16000 m	19961.3 m	24815.4 m	10710.1 m
Mach Sayısı	0.4 M	0.5 M	0.6 M	0.5 M
Manevra Değeri	7 g	7.5 g	7.3 g	4.4 g

Rocket Simulator programında füzenin tasarım aşamasında sonra statik testi yapılmıştır. Bu testte, hızlı hareket eden hedeflere müdahale etmek için füzenin ne derecede süratli olduğu, motoru ateşlendikten sonra ne derecede sürat kazanacağı, ne kadar süre uçacağı ve ne kadar uzak menzile ulaşacağı test edilmiştir. Programdaki statik test uçuşunda, füzenin deniz seviyesinde uçtuğu varsayılmaktadır ve füze, düz uçuş sergilemektedir. Motorun itki kuvveti, füzeyi hızlandırmak ve füzenin havadaki sürtünme kuvvetiyle olan mücadelesi için kullanılmaktadır. Tasarımı iyi olan bir motor, bust safhasından elde edilen yüksek hızı mümkün mertebede muhafaza edip, füzenin uzun mesafelere ulaşmasını ve manevra kabiliyeti en iyi şekilde kullanmasını sağlamaktadır. Statik test sonunda füzenin motor ve aerodinamik değerleri geliştirilebilmektedir.

Füzeler, büyük bir hızla seyir halinde olan hava araçlarına karşı görev yapmaları sebebiyle yüksek hıza sahip olmalıdır. Çünkü, yüksek süratli uçaklara ya da füzelere karşı etkili olabilmek, onlardan daha süratli hareket edebilmek, ani manevralar yapabilmek, yüksek ivmelere karşı koyabilmek ve diğer hava araçları tarafından her türlü aldatmayı bertaraf edebilmek için yüksek hıza gerek duymaktadırlar. Yukarıdaki çizelgede, en yüksek hıza sahip olan füze New Missile füzesidir. Sonrasında ise, Patriot_TR, Atgm_1 ve Low Drag_8 füzeleri gelmektedir.

Füze hızının görev esnasında önemli olduğu gibi, aldığı mesafe de önemlidir. Çünkü, hedefin bulunduğu konuma bağlı olarak alınan mesafe değişiklik göstermektedir. Ayrıca, hedefi vurmak için füzenin fırlatıcıdan atıldıktan sonra uzun mesafelere ulaşması gerekmektedir. Yukarıdaki çizelgede, en uzun mesafeye ulaşan füze Patriot_TR füzesidir. Sonrasında ise, Low Drag_8, Atgm_1 ve New Missile füzeleri gelmektedir.

Füze belli bir sürate ulaştığı zaman hava füzenin hızına yetişemez olur. Hava füzenin önünde yığılmaya ve baskı yapmaya başlar. Füze ses hızına ulaştığın zamanda

karşısında yarıp geçeceği havayı bulamaz. Bu noktada şok dalgaları oluşmaktadır. Şok dalgasında değişen hava basıncı füzeye etkiyen kuvvetlerde değişikliğe sebep olmaktadır. Bu durumda, kanatlardan geçen akım değişir, kanat sürtünmesi ve kuyruğa etki eden baskı artar. Ses hızına ulaşan bir cisimde şok dalgalarının büyük bir etkisi bulunmaktadır. Bu etkiyi ölçmek için füze hızı ile ses hızı kıyaslanır. Oluşan bu orantıya mach sayısı adı verilir. Örneğin; bir füze ses hızının iki katı hızı ile uçuyorsa mach sayısı 2'dir. Ses hızının yarı hızı ile uçuyorsa mach sayısı 0.5'tir. Çizelgedeki verilere göre, en yüksek mach sayısına sahip olan füze Patriot_TR füzesidir. Sonrasında ise, New Missile ve Low Drag_8 füzeleri gelmektedir ve değerleri aynıdır. En düşük mach sayısına sahip olan füze ise Atgm_1 füzesidir.

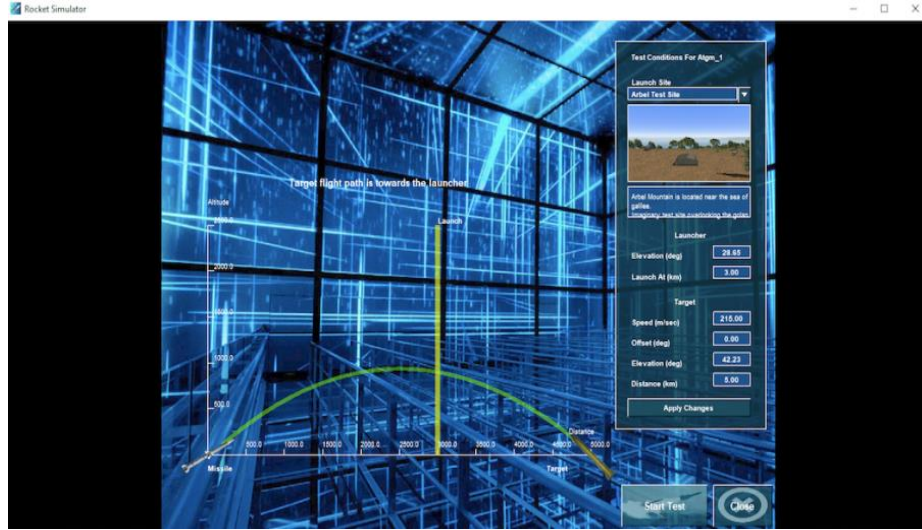
Füzenin görev esnasında beklenen en önemli özelliği belirlenen mesafede kısa zamanda yüksek manevra kabiliyeti ile hedefi vurmasıdır. Bu nedenle, füzenin manevra kabiliyeti çok önemlidir. Bunun yanında, hava araçları yapıları gereği yüksek süratli ve çoğunlukla yüksek manevra kabiliyetine sahip hedeflerdir. Hedefleri takip eden füzelerin de manevra performansları son derecede etkili olmalıdır. Manevra performansı aynı zamanda füzedeki komut sinyallerini, yüksek ivme ve hücum açılarının performansını da etkilemektedir. Çizelgedeki verilere göre, Atgm_1, Low Drag_8 ve Patriot_TR füzelerinin manevra değerleri birbirlerine yakındır. Ancak, en yüksek manevra değerine sahip olan füze Low Drag_8 füzesidir. Sonrasında ise, Patriot_TR ve Atgm_1 füzeleri gelmektedir. New Missile füzesi ise en düşük manevra değerine sahiptir.

6. TASARLANILAN FÜZELERİN SİMÜLASYONLARI VE SONUÇLARI

Bu çalışmanın 4. bölümünde birbirinden farklı olan dört füze dizayn edilmiştir, güdüm sistemleri ve iç bölümleri ile beraber analiz edilmiştir ve karşılaştırmaları aktarılmıştır. 5. bölümde ise, füzelerin tasarım sonrası güdüm sistemleri ve teknik özellikleri karşılaştırılmalı bir şekilde analiz edilmiştir. Tezin bu bölümünde ise, tasarımı yapılan ve güdüm sistemleri ile birlikte teknik detayları analiz edilen füzelerin simülasyonları gerçekleştirilmiştir.

6.1 Atgm_1 Füzelerin Simülasyonu

Atgm_1 füzelerin simülasyonu aşamasında atıldığı platformun, atıcının ve hedefin sahip olduğu teknik özellikler aşağıdaki şekilde belirtilmiştir:



Şekil 6.1: Atgm_1 Füzelerin Simülasyonundaki Platform, Atıcı ve Hedefin Değerleri

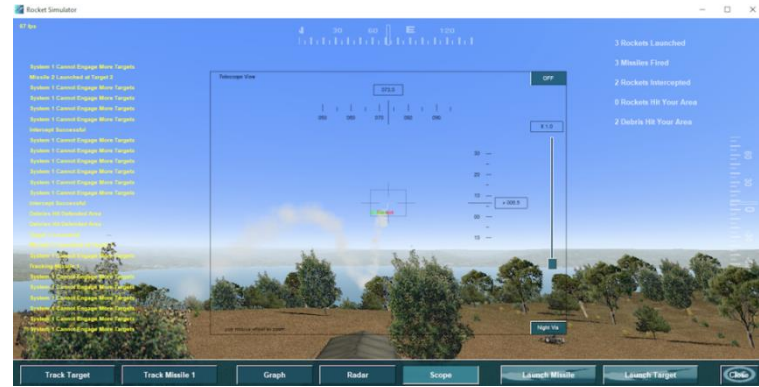
Şekil 6.1'deki verilere göre Atgm_1 füzelerin fırlatma mevzisi Arbel Test Site olarak belirlenmiştir. Atgm_1 füzelerin fırlatılacağı yükseklik açısı 28.65° , mesafesi 3 km dir. Hedefin hızı 215 m/sec, yükseklik açısı 42.23° ve mesafesi 5 km dir.



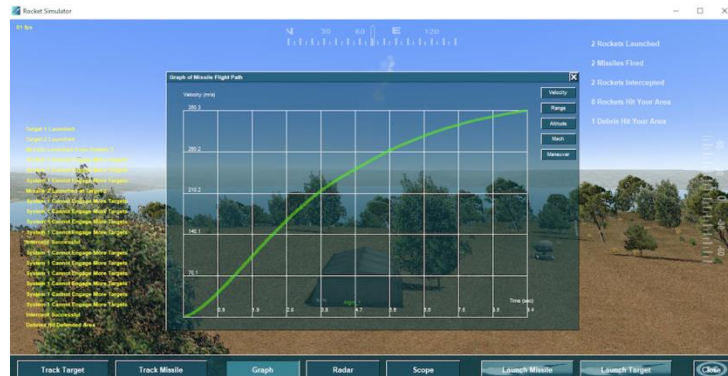
Şekil 6.2: Atgm_1 Füzesinin Hedef Takip Görüşü



Şekil 6.3: Atgm_1 Füzesinin Hedef Vuruş Görüşü



Şekil 6.4: Atgm_1 Füzesinin Teleskop Görüşü



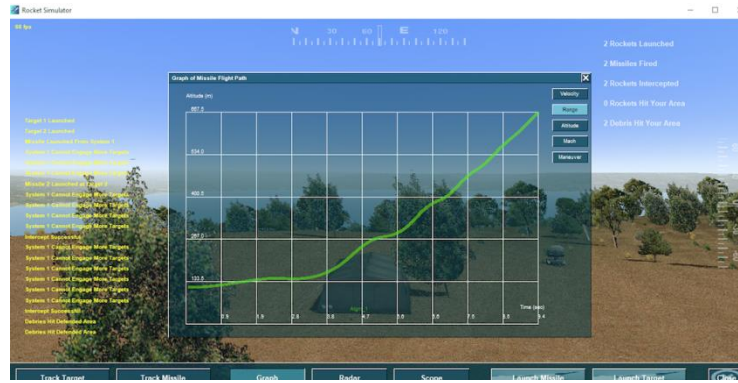
Şekil 6.5: Atgm_1 Füzesinin Simülasyon Hızı Grafiği

Şekil 6.5’de Atgm_1 füzesinin simülasyon hızı grafiği gösterilmektedir. Hız değeri 350.3 m/s dir.



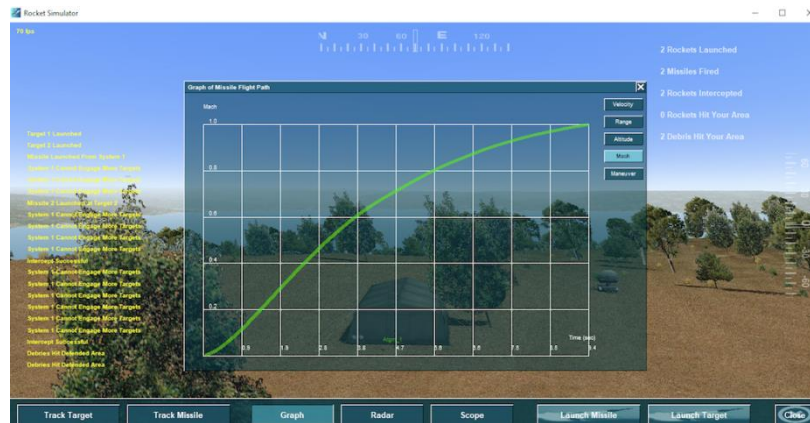
Şekil 6.6: Atgm_1 Füzesinin Simülasyon Mesafesi Grafiği

Şekil 6.6’de Atgm_1 füzesinin simülasyon mesafesi grafiği gösterilmektedir. Atgm_1 füzesinin aldığı mesafe 1990 m dir.



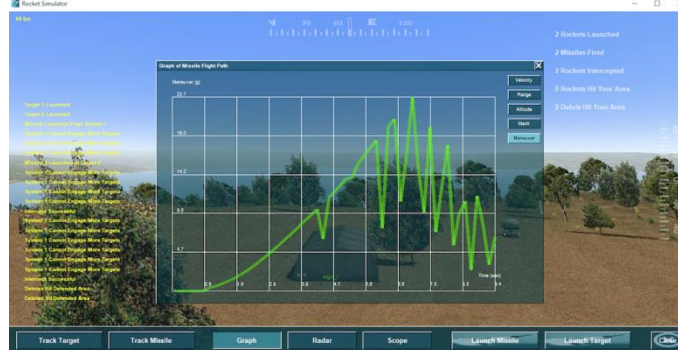
Şekil 6.7: Atgm_1 Füzesinin Simülasyon İrtifası Grafiği

Şekil 6.7’de Atgm_1 füzesinin simülasyon irtifası grafiği gösterilmektedir. Atgm_1 füzesinin çıktığı irtifa 667.5 m dir.



Şekil 6.8: Atgm_1 Füzesinin Simülasyon Mach Sayısı Grafiği

Şekil 6.8’de Atgm_1 füzesinin simülasyon mach sayısı grafiği gösterilmektedir. Atgm_1 füzesinin mach sayısı 1 dir.



Şekil 6.9: Atgm_1 Füzesinin Simülasyon Manevra Kabiliyet Sayısı Grafiği

Şekil 6.9’da Atgm_1 füzesinin simülasyon manevra kabiliyet sayısı grafiği gösterilmektedir. Atgm_1 füzesinin manevra kabiliyet sayısı 5 tir.

6.2 Low Drag_8 Füzesinin Simülasyonu

Low Drag_8 füzesinin simülasyonu aşamasında atıldığı platformun, atıcının ve hedefin sahip olduğu teknik özellikler aşağıdaki şekilde belirtilmiştir:



Şekil 6.10: Low Drag_8 Füzesinin Simülasyonundaki Platform, Atıcı ve Hedefin Değerleri

Şekil 6.10’daki verilere göre Low Drag_8 füzesinin fırlatma mevzisi Palmachim Test Site olarak belirlenmiştir. Low Drag_8 füzesinin fırlatılacağı yükseklik açısı 28.65°, mesafesi 3 km dir. Hedefin hızı 215 m/sec, yükseklik açısı 42.23° ve mesafesi 5 km dir.



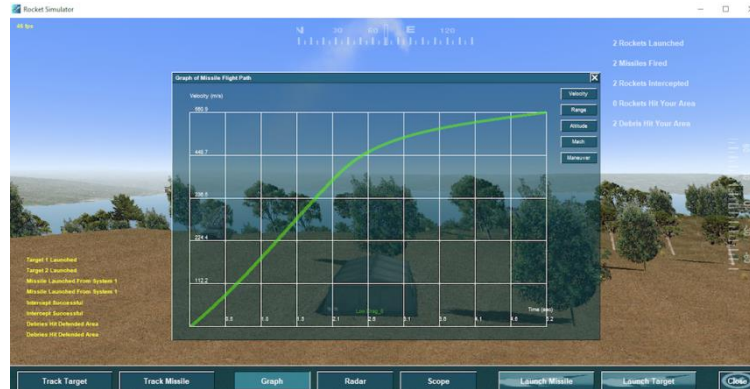
Şekil 6.11: Low Drag_8 Füzesinin Hedef Takip Görüşü



Şekil 6.12: Low Drag_8 Füzesinin Hedef Vuruş Görüşü

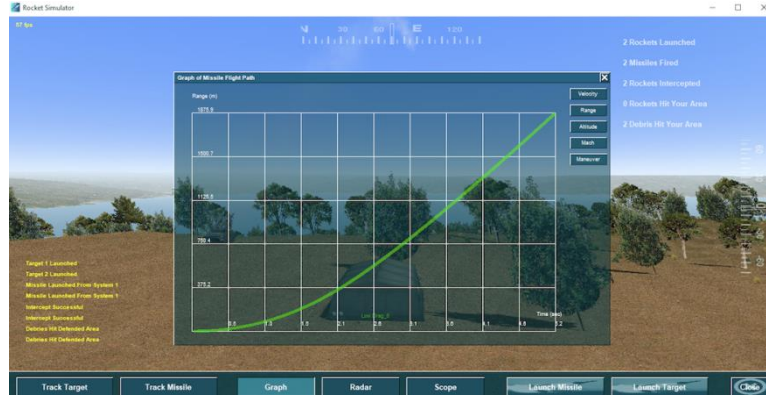


Şekil 6.13: Low Drag_8 Füzesinin Teleskop Görüşü



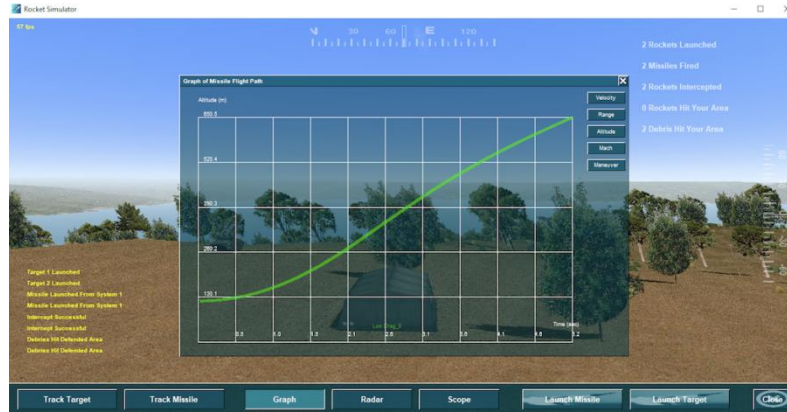
Şekil 6.14: Low Drag_8 Füzesinin Simülasyon Hızı Grafiği

Şekil 6.14'de Low Drag_8 füzesinin simülasyon hızı grafiği gösterilmektedir. Hız değeri 560.9 m/s dir.



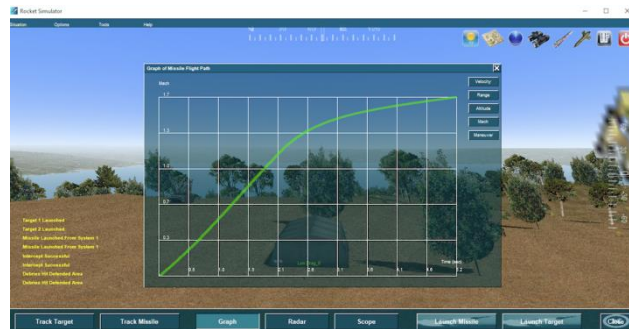
Şekil 6.15: Low Drag_8 Füzesinin Simülasyon Mesafesi Grafiği

Şekil 6.15'de Low Drag_8 füzesinin simülasyon mesafesi grafiği gösterilmektedir. Low Drag_8 füzesinin aldığı mesafe 1875.9 m dir.



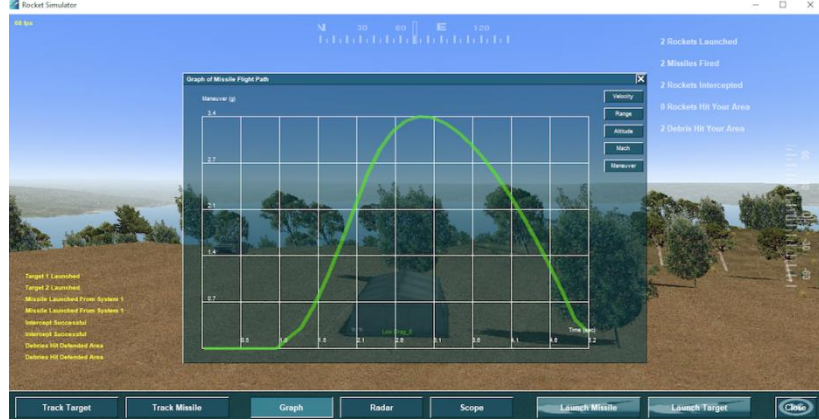
Şekil 6.16: Low Drag_8 Füzesinin Simülasyon İrtifası Grafiği

Şekil 6.16'da Low Drag_8 füzesinin simülasyon irtifası grafiği gösterilmektedir. Low Drag_8 füzesinin çıktığı irtifa 650.5 m dir.



Şekil 6.17: Low Drag_8 Füzesinin Simülasyon Mach Sayısı Grafiği

Şekil 17’de Low Drag_8 füzesinin simülasyon mach sayısı grafiği gösterilmektedir. Low Drag_8 füzesinin mach sayısı 1.7 dir.

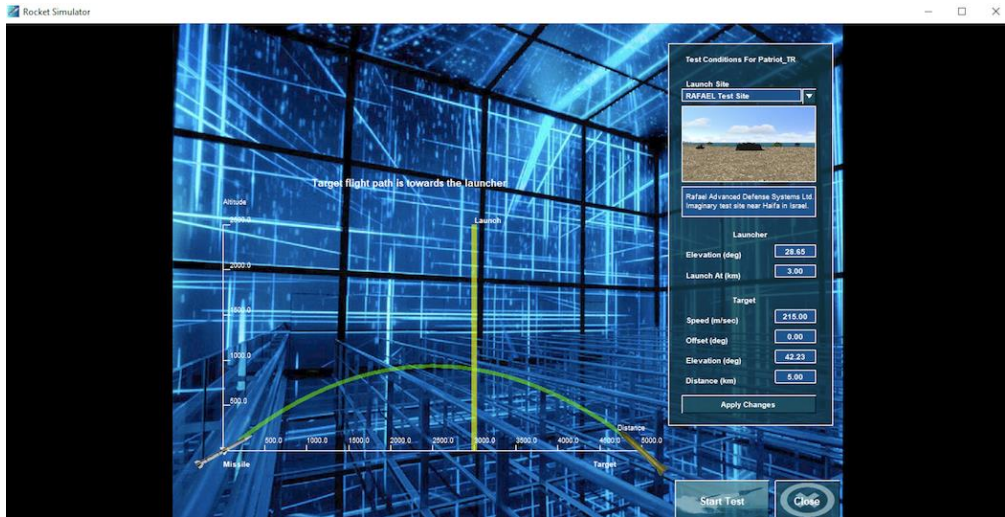


Şekil 6.18: Low Drag_8 Füzesinin Simülasyon Manevra Kabiliyet Sayısı Grafiği

Şekil 18’de Low Drag_8 füzesinin simülasyon manevra kabiliyet sayısı grafiği gösterilmektedir. Low Drag_8 füzesinin manevra kabiliyet sayısı 0.5 tir.

6.3 Patriot_Tr Füzesinin Simülasyonu

Patriot_TR füzesinin simülasyonu aşamasında atıldığı platformun, atıcının ve hedefin sahip olduğu teknik özellikler aşağıdaki şekilde belirtilmiştir:



Şekil 6.19: Patriot_TR Füzesinin Simülasyonundaki Platform, Atıcı ve Hedefin Değerleri

Şekil 6.19’deki verilere göre Patriot_TR füzesinin fırlatma mevzisi Rafael Test Site olarak belirlenmiştir. Patriot_TR füzesinin fırlatılacağı yükseklik açısı 28.65°,

mesafesi 3 km dir. Hedefin hızı 215 m/sec, yükseklik açısı 42.23° ve mesafesi 5 km dir.



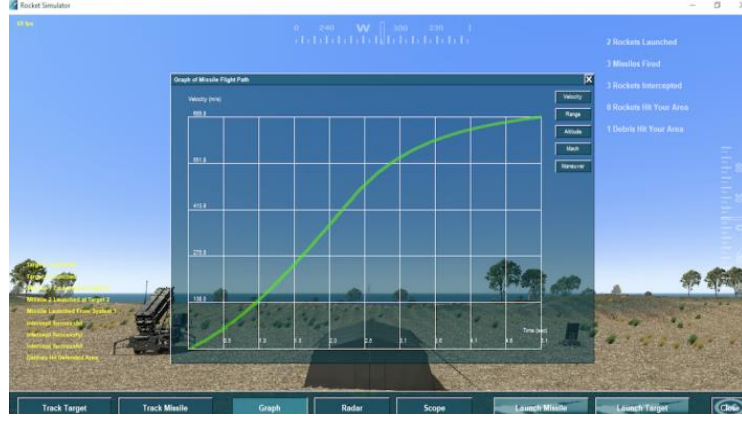
Şekil 6.20: Patriot_TR Füzesinin Hedef Takip Görüşü



Şekil 6.21: Patriot_TR Füzesinin Hedef Vuruş Görüşü

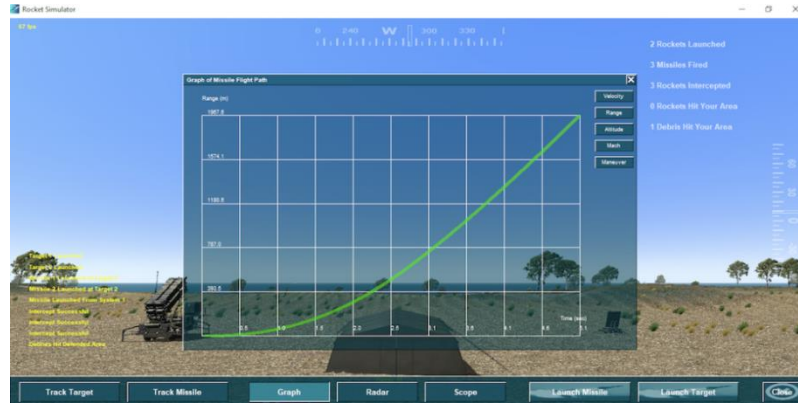


Şekil 6.22: Patriot_TR Teleskop Görüşü



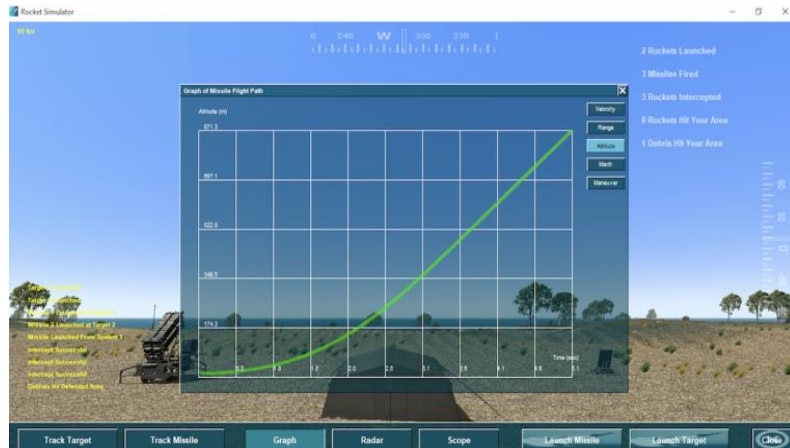
Şekil 6.23: Patriot_TR Füzesinin Simülasyon Hızı Grafiği

Şekil 6.23’de Patriot_TR füzesinin simülasyon hızı grafiği gösterilmektedir. Hız değeri 689.8 m/s dir.



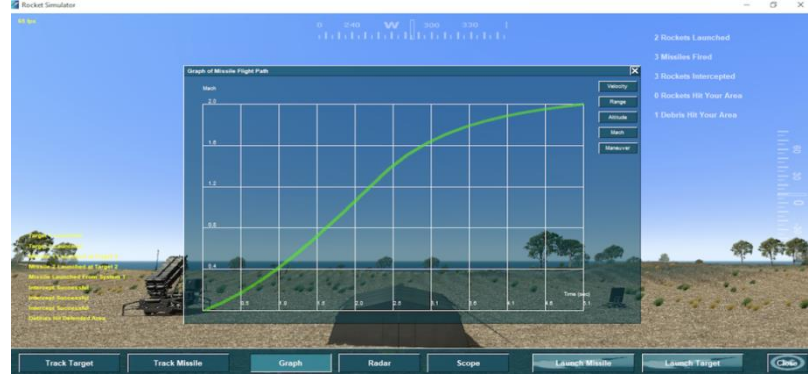
Şekil 6.24: Patriot_TR Füzesinin Simülasyon Mesafesi Grafiği

Şekil 6.24’de Patriot_TR füzesinin simülasyon mesafesi grafiği gösterilmektedir. Patriot_TR füzesinin aldığı mesafe 1967.6 m dir.



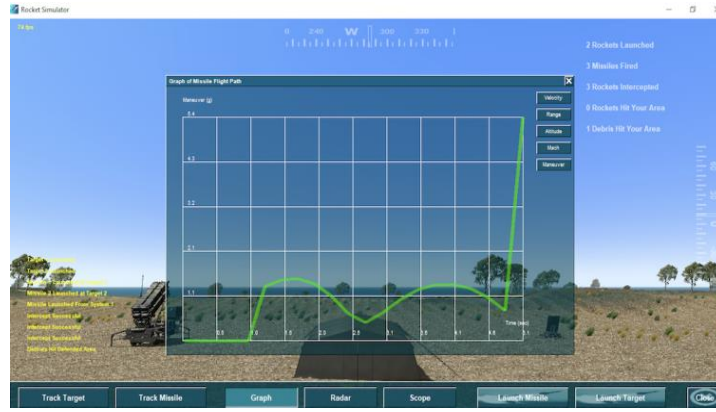
Şekil 6.25: Patriot_TR Füzesinin Simülasyon İrtifası Grafiği

Şekil 6.25’de Patriot_TR füzesinin simülasyon irtifası grafiği gösterilmektedir. Patriot_TR füzesinin çıktığı irtifa 871.3 m dir.



Şekil 6.26: Patriot_TR Füzesinin Simülasyon Mach Sayısı Grafiği

Şekil 6.26’da Patriot_TR füzesinin simülasyon mach sayısı grafiği gösterilmektedir. Patriot_TR füzesinin mach sayısı 2 dir.

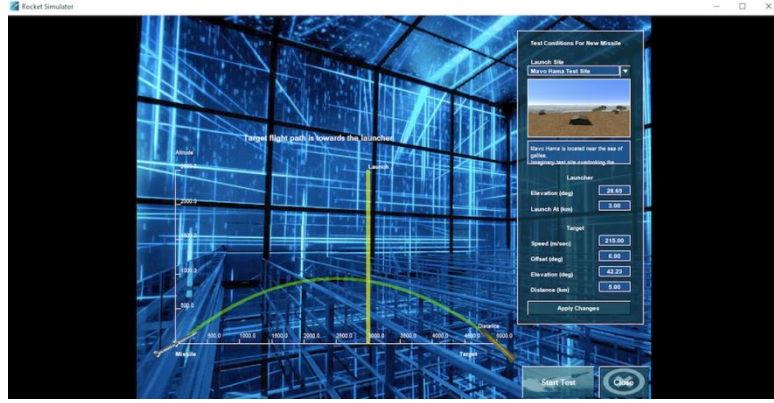


Şekil 6.27: Patriot_TR Füzesinin Simülasyon Manevra Kabiliyet Sayısı Grafiği

Şekil 6.27’de Patriot_TR füzesinin simülasyon manevra kabiliyet sayısı grafiği gösterilmektedir. Patriot_TR füzesinin manevra kabiliyet sayısı 5.4 tür.

6.4 New Missile Füzesinin Simülasyonu

New Missile füzesinin simülasyonu aşamasında atıldığı platformun, atıcının ve hedefin sahip olduğu teknik özellikler aşağıdaki şekilde belirtilmiştir:



Şekil 6.28: New Missile Füzesinin Simülasyonundaki Platform, Atıcı ve Hedefin Değerleri

Şekil 6.28'deki verilere göre New Missile füzesinin fırlatma mevzisi Mavo Hama Test Site olarak belirlenmiştir. New Missile füzesinin fırlatılacağı yükseklik açısı 28.65° , mesafesi 3 km dir. Hedefin hızı 215 m/sec, yükseklik açısı 42.23° ve mesafesi 5 km dir.



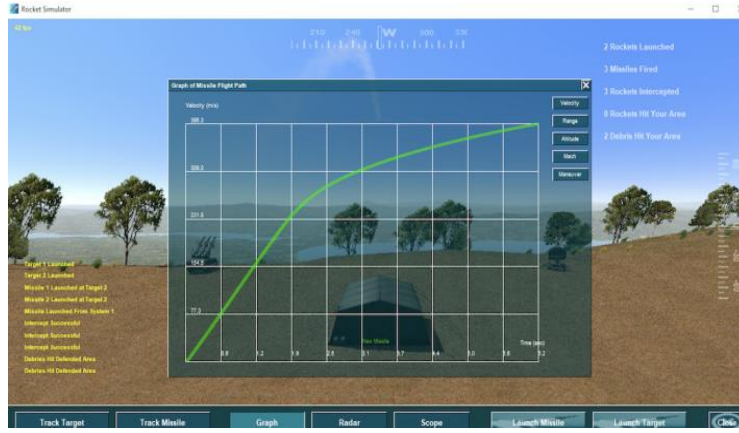
Şekil 6.29: New Missile Füzesinin Hedef Takip Görüşü



Şekil 6.30: New Missile Füzesinin Hedef Vuruş Görüşü

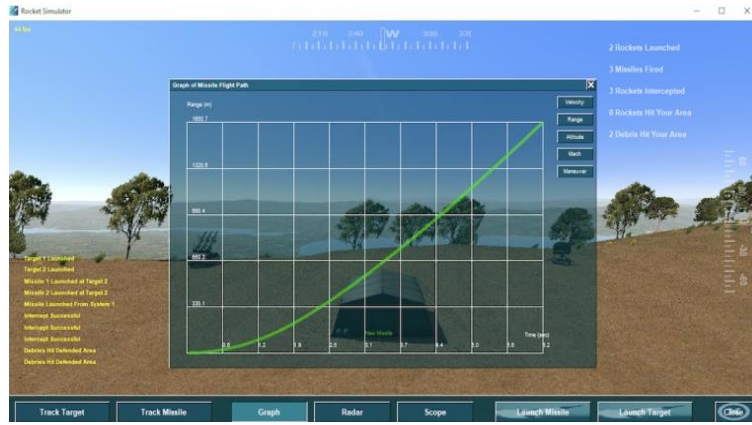


Şekil 6.31: New Missile Füzesinin Teleskop Görüşü



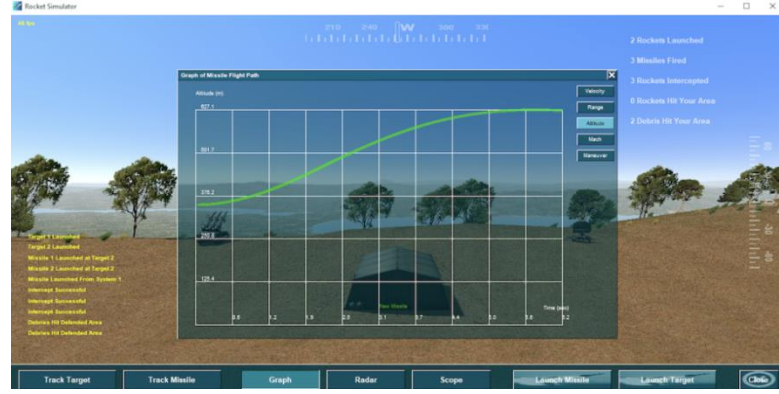
Şekil 6.32: New Missile Füzesinin Simülasyon Hızı Grafiği

Şekil 6.32'de New Missile füzesinin simülasyon hızı grafiği gösterilmektedir. Hız değeri 386.3 m/s dir.



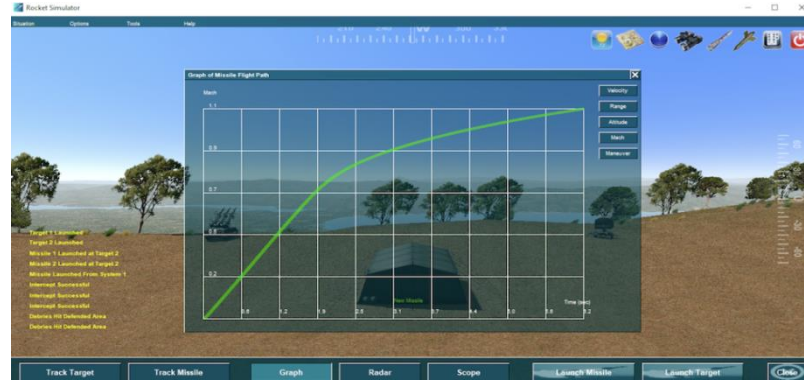
Şekil 6.33: New Missile Füzesinin Simülasyon Mesafesi Grafiği

Şekil 6.33'de New Missile füzesinin simülasyon mesafesi grafiği gösterilmektedir. New Missile füzesinin aldığı mesafe 1650.7 m dir.



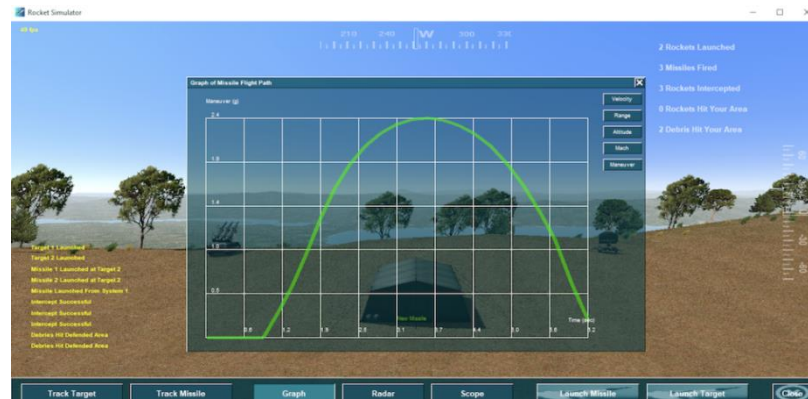
Şekil 6.34: New Missile Füzesinin Simülasyon İrtifası Grafiği

Şekil 6.34’de New Missile füzesinin simülasyon irtifası grafiği gösterilmektedir. New Missile füzesinin çıktığı irtifa 627.1 m dir.



Şekil 6.35: New Missile Füzesinin Simülasyon Mach Sayısı Grafiği

Şekil 6.35’de New Missile füzesinin simülasyon mach sayısı grafiği gösterilmektedir. New Missile füzesinin mach sayısı 1.1 dir.



Şekil 6.36: New Missile Füzesinin Simülasyon Manevra Kabiliyet Sayısı Grafiği

Şekil 6.36’da New Missile füzesinin simülasyon manevra kabiliyet sayısı grafiği gösterilmektedir. New Missile füzesinin manevra kabiliyet sayısı 0.3 tür.

7. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada füzelerdeki güdümlenme sistemlerinin analizi ve karşılaştırılması ele alınmıştır. Bundan dolayı, tezin konusu savunma sanayi, bir diğer deyişle savunma teknolojileri olarak nitelendirilmektedir. Füzelerin ve füzelerdeki güdümlenme sistemlerinin geçmişten günümüze kadar güncelliğini ve teknolojik sürekliliğini koruması tez için bu konunun tercih edilmesinin başlıca nedenlerinden biridir. Bununla beraber, ülkemizde ve dünyada savunma teknolojilerinin hususi olarak füze ve roketlerdeki ilerlemeler, konunun irdelenmesi ve tercih edilmesi için başka bir neden olmaktadır. Ayrıca, güdümlenme sistemlerinin füzelerde ne derecede etkin ve mühim olduğu pek belirgindir. Donanımlı ve etkili bir güdümlenme sistemi ile füze kolay yönlendirilmektedir ve belirlenen hedef kolaylıkla vurulmaktadır. O yüzden, güdümlenme parametrelerinin füzeye doğru girilmesi ve uygulanması gerekmektedir. Güdümlü mühimmatın isabet başarısının atış koşullarına bağlı olduğu da unutulmamalıdır. Bir füzenin tasarımında güdümlenme sistemi ile beraber, roket motoru, aerodinamik yapısı, harp başlığı, fünyesi, fırlatıcısı ve kontrol ünitesi de ayrı önem taşımaktadır. Zira, tüm bu faktörler füzenin donanımına etki etmektedir. Bu çalışmada bahsedilen bütün unsurlar göz önüne alınmakla birlikte hesaplanmış ve füze tasarımında kullanılmıştır. Bu tez, hem teorik hem de uygulamalı olan bir çalışmadır. Bu sebeple, bu çalışmada yukarıda bahsedilen konulara bir parça katkı sağlamak üzere basit yapıda bir füze ve güdümlenme sistemi tasarlanmış, analiz edilmiş, simülasyonları gerçekleştirilmiş ve karşılaştırmaları yapılmıştır. Füzenin dizaynında Rocket Simülâtör programı kullanılmıştır.

Tezin birinci bölümünde, füze hakkında genel bilgiler sunulmuş ve literatür çalışmaları yapılmıştır. Bu çalışmalarda birtakım tezler irdelenmiş ve tafsilatlı araştırmalar yapılmıştır. Devamında ise tez hakkında genel bir çerçeve çizilmiştir.

Tezin ikinci bölümünde, füzenin tanımı, yapısı, gruplandırılması, sınıflandırılması, çeşitleri, çalışma prensibi, aerodinamiği ve kontrol sistemi aktarılmıştır. Bununla birlikte, füzelere etki eden kuvvetler, füzelerde denge kontrolü, kullanılan yakıt çeşitleri ve füzelere karşı savunma sistemleri hakkında bilgi verilmiştir.

Tezin üçüncü bölümünde, güdüm sistemlerinin tanımı, kullanım amacı, çeşitleri, kısımları, görevleri, çalışma sistemi, yapısı, mühimmat sistemleri, yörüngesi incelenmiştir. Ayrıca, güdüm-kontrol sistemini oluşturan alt sistemler ve işlevlerine yer verilmiş olup uçuş kontrolü ve güdümlenmiş uçuş rotalarından bahsedilmiştir.

Tezin dördüncü bölümünde, birbirinden farklı olan dört füze dizayn edilmiştir, güdüm sistemleri ve iç bölümleri ile beraber analiz edilmiştir ve simülasyonları yapıp karşılaştırmaları aktarılmıştır. Bu çalışmada, füzenin aerodinamik değerleri hesaplanması, savaş başlığı, roket motoru, fünye, güdüm sistemi, fırlatıcısı ve kontrol ünitesi bölümlerinin tasarımı Rocket Simülatör Programı ile tasarlanmıştır. Tasarlanan füzenin statik füze testi ve statik motor testi yapılmıştır. Bununla birlikte, aerodinamik parametreler ile füzenin çalışma grafikleri ve sonuçları elde edilmiştir. Füzenin tasarımı tamamladıktan sonra yine Rocket Simülatör programında bulunan test uçuşları gerçekleştirilmiştir ve değişik senaryo yazılımları ile tasarlanan füze sahip olduğu matematiksel değerlerle farklı senaryolarda simülasyonu yapılmıştır.

Tezin beşinci bölümünde, dizayn edilen dört adet füzenin güdüm sistemleri ve teknik özellikleri karşılaştırmalı bir şekilde analiz edilmiştir. Karşılaştırmalı analizi yapılan başlıca konular; füzelerin roket motorları, aerodinamik konfigürasyon değerleri, harp başlığı değerleri, fünye değerleri, güdüm sistemleri, fırlatıcılar, kontrol üniteleri ve statik testlerdir. Statik test analizinde füzelerin hız, mesafe, mach sayıları ve manevra değerleri incelenmiştir.

Tezin altıncı bölümünde ise, tez kapsamında dizayn edilen ve güdüm sistemleri ile birlikte teknik detayları analiz edilen dört adet füzenin simülasyonları gerçekleştirilmiştir. Bu kısımda, tasarımı gerçekleştirilen füzelerin hedef takip, hedef vuruş ve teleskop görüşleri elde edilmiştir. Ayrıca, füzelerin hız, mesafe, irtifa, mach sayısı ve manevra kabiliyetlerinin simülasyonları yapılmıştır. Atgm_1, Low Drag_8, Patriot_TR ve New Missile füzelerinin simülasyonları aşağıdaki çizelgede gösterilmiştir ve birbirleriyle karşılaştırılarak analiz edilmiştir:

Çizelge 7.1: Füzelerin Simülasyon Değerleri

Simülasyon Değerleri	Atgm_1	Low Drag_8	Patriot_TR	New Missile
Hız	350.3 m/s	560.9 m/s	689.8 m/s	386.3 m/s
Mesafe	1990 m	1875.9 m	1967.6 m	1650.7 m
İrtifa	667.5 m	650.5 m	871.3 m	627.1 m
Mach Sayısı	1 M	1.7 M	2 M	1.1 M
Manevra Kabiliyeti	5 g	0.5 g	5.4 g	0.3 g

Yukarıdaki çizelgede füzelerin simülasyon esnasında sergiledikleri performanslar belirtilmiştir. Füzelerin simülasyon içerisinde ortaya koyduğu beş kriter değerlendirilmiştir. Bunlar başlıca; hız, mesafe, irtifa, mach sayısı ve manevra kabiliyet sayısıdır. Bir füzenin seyir esnasında, test uçuşunda ya da hedefi vurmak için harekete geçtiği zamanda bu beş kriter oldukça fazla önem arz etmektedir. Çünkü, bu beş kriterin sağlanmaması ya da eksik kalması durumunda füzenin performansı önemli bir şekilde düşmektedir. Rocket Simulator programındaki füzelerin simülasyonunda her birinin test uçuşları gerçekleştirilmiştir.

Simülasyonda ilk gözlemlenen parametre füzenin hız değeridir. Füzeler, yüksek hızda seyir halinde olan hava araçlarına karşı görev yaptıklarından dolayı yüksek hızda olmalıdır. Zira, yüksek hızlı uçaklara veya füzelere karşı etkili olabilmek, onlardan daha hızlı hareket edebilmek, ani manevralar yapabilmek, yüksek ivmelere karşı koyabilmek ve diğer hava araçları tarafından her türlü aldatmayı bertaraf edebilmek için yüksek hıza gerek duymaktadırlar. Yukarıdaki çizelgede yer alan verilere göre simülasyon test uçuşunda en yüksek hıza sahip füze Patriot_TR füzesidir. Sonrasında ise, sırasıyla Low Drag_8, New Missile ve Atgm_1 füzeleri gelmektedir.

Simülasyonda ikinci gözlemlenen parametre füzenin aldığı mesafe değeridir. Füze hızının görev tatbikinde önemli olduğu kadar, aldığı mesafe de önemlidir. Zira, hedefin bulunduğu konuma bağlı olarak alınan mesafe değişiklik göstermektedir. Ayrıca, hedefi vurmak için füzenin fırlatıcıdan atıldıktan sonra uzun mesafelere ulaşması gerekmektedir. Yukarıdaki çizelgede yer alan verilere göre simülasyon test

uçuşunda en uzun mesafeye ulaşan füze Atgm_1 füzesidir. Sonrasında ise, sırasıyla Patriot_TR, Low Drag_8 ve New Missile füzeleri gelmektedir.

Simülasyonda üçüncü gözlemlenen parametre füzenin irtifa değeridir. İrtifa, herhangi bir cismin ya da noktanın ortalama deniz seviyesi esas alınarak hesaplanan düşey mesafesidir. Bu parametre bir başka deyişle, füzenin uçuş sırasında aldığı toplam yükseklik veya terakki olarak da tanımlanabilmektedir. İrtifa parametresi, füzelerin kullanım amacına göre değişkenlik göstermektedir. Genelde alçak irtifa, orta irtifa ve yüksek irtifa olarak olarak karşımıza çıkmaktadır. Füzelerde yüksek irtifa uzun menzildeki hedefler için kullanılmaktadır. Ancak, yüksek irtifada hava yoğunluğu azalmaktadır, böylece füzenin aerodinamik ve motor performansı değişim göstermektedir. Orta irtifa, genellikle alan veya nokta savunmasında hedefin orta irtifada ortadan kaldırılmasında kullanılmaktadır. Alçak irtifa ise, yere yakın bulunan tehditlere karşı tercih edilmektedir. Yukarıdaki çizelgede yer alan verilere göre simülasyon test uçuşunda en uzun irtifaya ulaşan füze Patriot_TR füzesidir. Sonrasında ise, sırasıyla Atgm_1, Low Drag_8 ve New Missile füzeleri gelmektedir.

Simülasyonda dördüncü gözlemlenen parametre füzenin mach sayısı değeridir. Füze belli bir hıza vardığı zaman hava füzenin hızına yetişemez olur. Hava füzenin önünde yığılmaya ve baskı yapmaya başlar. Füze ses hızına ulaştığı zamanda karşısında yarıp geçeceği havayı bulamaz. Bu noktada şok dalgaları meydana gelmektedir. Şok dalgasında değişen hava basıncı füzeye etkileyen kuvvetlerde değişikliğe neden olmaktadır. Bu durumda, kanatlardan geçen akım değişir, kanat sürtünmesi ve kuyruğa etki eden baskı artar. Ses hızına ulaşan bir cisimde şok dalgalarının büyük bir etkisi bulunmaktadır. Bu etkiyi ölçmek için füze hızı ile ses hızı kıyaslanır. Oluşan bu orantıya mach sayısı denir. Yukarıdaki çizelgede yer alan verilere göre simülasyon test uçuşunda en fazla mach sayısına sahip olan füze Patriot_TR füzesidir. Sonrasında ise, sırasıyla Low Drag_8, New Missile ve Atgm_1 füzeleri gelmektedir.

Simülasyonda beşinci gözlemlenen parametre füzenin manevra sayısı değeridir. Füzenin vazife sırasında beklenen en mühim özelliği belirlenen mesafede kısa zamanda yüksek manevra kabiliyeti ile hedefi vurmasıdır. Bu nedenle, füzenin manevra kabiliyeti çok önemlidir. Bunun yanında, hava araçları yapıları gereği yüksek süratli ve çoğunlukla yüksek manevra kabiliyetine sahip hedeflerdir. Hedefleri takip eden füzelerin de manevra performansları son derecede etkili

olmalıdır. Manevra performansı aynı zamanda füzedeki komut sinyallerini, yüksek ivme ve hücum açılarının performansını da etkilemektedir. Yukarıdaki çizelgede yer alan verilere göre simülasyon test uçuşunda en fazla mach sayısına sahip olan füze Patriot_TR füzesidir. Sonrasında ise, sırasıyla Atgm_1, Low Drag_8 ve New Missile füzeleri gelmektedir.

Bu tez kapsamında tasarlanan dört füze içerisinde yukarıdaki çizelgede yer alan beş kritere göre simülasyon test uçuşunda en iyi performans sergileyen füze Patriot_TR füzesi olmuştur. Toplam beş kriterin dört tanesinde öne çıkmakla birlikte sadece mesafe testinde ikinci sırada yer almıştır. Atgm_1 ve Low Drag_8 füzeleri ise birbirleri ile rekabetli bir performans ortaya koymuşlardır. Şöyle ki, hız ve mach sayısı testlerinde Low Drag_8 füzesi ikinci sırada yer alırken, Atgm_1 füzesi dördüncü sırada yer almıştır. İrtifa ve manevra sayısı testlerinde Atgm_1 füzesi ikinci sırada yer alırken, Low Drag_8 füzesi üçüncü sırada yer almıştır. Mesafe testinde ise, Atgm_1 füzesi birinci sırada yer alırken, Low Drag_8 füzesi üçüncü sırada yer almıştır. Zira, Atgm_1 füzesi güdümlü tanksavar füzesi olduğu için, zırhlı araçları imha etmek maksadıyla orta ve uzun menzilde kullanılmaktadır. Low Drag_8 füzesi ise, az hava sürtünmesine sahip bir füze olarak tasarlanmıştır. New Missile füzesi ise, mesafe, irtifa ve manevra sayısı testlerinde dördüncü sırada yer alırken, hız ve mach sayısı testlerinde ise üçüncü sırada yer almıştır. Hız ve mach sayısı testlerinde Atgm_1 füzelerini geçerek üçüncü sırada yer almıştır. Böylelikle, bu tez kapsamında tasarlanan dört füze içerisinde yukarıdaki Çizelgede yer alan beş kritere göre simülasyon test uçuşunda en düşük performans sergileyen füze New Missile füzesi olmuştur.

Teknoloji, ülkelerin savunma güçlerinin değerlendirilmesinde çok önemli bir role sahiptir. Bir ülkenin askeri gücü, teknolojik olarak etkili silahlardan meydana gelmektedir. Günümüzde füze ve roket sistemleri en etkin silahlar konumundadır. Esasen, bu teknolojik silahları, akıllı ve son derece yıkıcı silahlar yapan güdüm sistemleridir. Günden güne savunma teknolojileri sektörü daha gelişmiş sistemler üreten bir form almaktadır. Teknolojik olarak üstün duruma gelmekle beraber, donanımlı ve etkin silahlara sahip olarak savaşlara girmeden kazanmak da mümkündür. Füze ve roketler bu silahlardan bir çeşidi belki de en önemlilerindedir. Neticede, dünya ülkelerinin bu yüzyılda bahsedilen teknolojik sistemlere sahip olması gerekmektedir. Mevzubahis ülke savunması olduğu için bu sistemler milli

teknoloji ile hayata geçirilmelidir. Bir başka deyişle, tüm ülkeler yerli füze sistemlerini üretebilmek için füze güdümlü sistemlerine gerekli ihtimamı göstermelidir. Sonuç olarak, bu çalışmada füzelerde güdümlüleme sistemlerinin analizi ve karşılaştırılması yapılmıştır. Tez kapsamında gerçekçi bir şekilde füze modeli meydana getirilmeye ve statik test ve simülasyonların yapılması amaçlanmıştır. Bu doğrultuda, birbirinden farklı dört adet füze belirlenen hesaplamalar ile tasarlanmıştır ve statik testleri yapılmıştır. Sonrasında, tasarlanılan füzelerin güdümlü sistemleri ve teknik özellikleri karşılaştırmalı bir şekilde analiz edilmiştir. Devamında ise, füzelerin simülasyon test uçuşları gerçekleştirilmiştir ve füzelerin performansların belli kriterler doğrultusunda değerlendirilmiştir. Yapılan bu çalışmada farklı türde füzeler tasarlanıp, güdümlü sistemleri ile beraber analizi gerçekleştirilmiştir. Bu çalışma, güdümlü sistem tasarımlı füzeler için örnek bir model olabilir. Gelecek çalışmalarda, bu çalışmayı ilerletmek için daha farklı ölçülerde daha farklı füze güdümlü sistemleri tasarlanıp analiz yapılması değerlendirilebilir.

KAYNAKLAR

- [2]. **Yılmaz, Gözde.** (2019). “Havadan Yere Atılan Bir Füze İçin Farklı GÜdüm Algoritmalarının Karşılaştırmalı Analizi.” Yüksek lisans tezi, Başkent Üniversitesi, 2019.
- [3]. **Ada, Celal.** (2011). “Havadan Karaya Atılan Bir Tank-Savar Füzesi İçin Otopilot Tasarımları, Karşılaştırılması ve Terminal GÜdüm Çalışması.” Yüksek lisans tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi.
- [4]. **Yalçın, Engin.** (2009). “Füze GÜdüm ve Kontrol Sistemlerinin Yapay Sinir Ağları ile İncelenmesi.” Yüksek lisans tezi, Selçuk Üniversitesi.
- [5]. **Redmon, D. R.,** (1980). “Tactical Missile Conceptual Design.” Yüksek lisans tezi, Naval Postgraduate School, Monterey, California.
- [6]. **İçöz, Güven.** (2010). “Roket ve Füzelerin Hedefe Yönlendirilmesi İçin Gerekli Kontrol ve GÜdümlenme Sistemleri ve Analitik İncelenmesi.” Trakya Üniversitesi.
- [7]. **Özgören, M. K.,** (1991). *Seminar Notes on Dynamics and Control of Guided Missiles*, Middle East Technical University Continuing Education Center, February 21.
- [8]. **Frarr, D. J.,** (1979). “*Control of Missile Airframes*”, British Aerospace Dynamics Group Report.
- [9]. **Özkan, B.** (2005). “Dynamic Modelling, Guidance, And, Dynamic Control of Homing Missiles.” Doktora tezi, Middle East Technical University.
- [10]. **Lin, C. F.,** (1991). *Modern Navigation, Guidance and Control Processing*, Prentice Hall Publication, Englewood Cliffs, New Jersey.
- [12]. **Paralı, Y.** (2015). “Birinci Ve Yüksek Mertebeden Kayma Kipli Kontrol Yöntemlerinin Minimum Olmayan Fazlı Füzelerin Kontrolüne Uygulanması.” Yüksek lisans tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi.
- [14]. **Lorell, M., Lowell, J., Kennedy, M., Levaux, H.** (200). *Cheaper, Faster, Better: Commerical Approaches to Weapons Acquisiton.*
- [15]. **Fleeman, E.L. and Donatelli, G.A.,** (1981). “Conceptual Design Procedure Applied to a Typical Air-Launched Missile,” AIAA 81-1688, August.
- [16]. **Sağiroğlu, S.** (2009). “Adaptive Neural Network Application on Missile Controller Design.” Yüksek lisans tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi.
- [18]. **Gümüş, S.** (2001). “Taktik Balistik Füzeler ve Modellemesi.” Yüksek lisans tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi.
- [19]. **Vural, A. Ö.** (2003). “Fuzzy Logic Guidance System Design For Guided Missiles.” Yüksek lisans tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi.

- [24]. **AGARD**, (1997). Precision Terminal Guidance for Munitions (AGARD AR-432), Advisory Group for Aerospace Research & development.
- [25]. **Zarchan, P.** (1998). Ballistic Missile Defense Guidance and Control Issues. *Science & Global Security*, Volume 8.
- [26]. **Nielsen, J. N.** (1960). *Missile Aerodynamics*. California: McGraw-Hill Book Company.
- [32]. **Arıcan, M. M.** (2003). “Havayla Çalışan Bir Roket Motoruyla Taşıt Tahriğinin İncelenmesi.” Yüksek lisans tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi.
- [34]. **Çengel, Y. A., ve Cimbala, J.** (2014). *Fluid Mechanics Fundamental and Applications*. Wilmington: McGraw-Hill.
- [35]. **Tiryaki, E.** (2009). “Dönü Kararlı Mermilerin Aerodinamik Katsayıları, Kararlılık Özellikleri ve Yörünge Hesaplamaları” Yüksek lisans tezi, Ankara Üniversitesi.
- [36]. **Güzelbey, İ. H., Sumnu, A., ve Doğru, M. H.** (2018). “A Review of Aerodynamic Shape Optimization for a Missile.” *The Eurasia Proceedings of Science Technology Engineering and Mathematics*, (4) , 94-102.
- [37]. **Strickland, Jeffrey.** (2015). *Missile Flight Simulation*. Raleigh: Lulu Press.
- [38]. **Yuan, L., Yanhua, L., ve Yuquan, W.** (2018). “New formula for Fragment Velocity in the Aiming Direction.” *International Journal of Impact Engineering*, 43(5).
- [42]. **Becan, Mustafa.** (2001). “Güdümlü Füzelede Bulanık Kontrol” Doktora Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi.
- [43]. **Milli, E.** (2012). “Taktik Füzelede Kullanılan Sonlanma Güdümü Yöntemlerinin 3B Formülasyonları ve Analizi.” Yüksek lisans tezi, Hacettepe Üniversitesi.

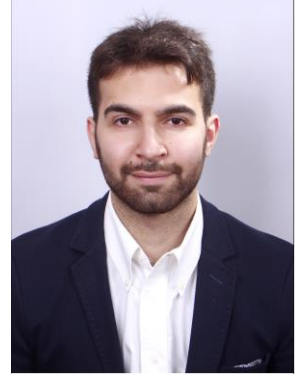
İnternet Kaynakları

- [1]. **Yıldırım, Gönül.** “Füzelede Güdümleme Sistemleri”, Alındığı tarih: 14.03.2020, adres: <https://www.odevsel.com/bilim/1809/fuzelerde-gudumleme-sistemleri.html>
- [11]. **Gökdoğan, Mert.** “Beşinci Nesil Füze Teknolojileri”, Alındığı tarih: 08.05.2020, adres: https://thinktech.stm.com.tr/uploads/raporlar/pdf/199201814406959_stm_5_nesil_fuze_teknolojileri.pdf
- [13]. **SavunmaSanayist.** “Roket ve Füze Nedir?” Alındığı tarih: 12.02.2020, adres: <https://www.savunmasanayist.com/roket-ve-fuze-nedir/>
- [17]. **Air Power Australia.** “PLA Air to Air Missiles”, Alındığı tarih: 11.03.2020, adres: <http://www.ausairpower.net/APA-PLA-AAM.html>

- [20]. **Roketsan**. “Model Roketçilik”, Alındığı tarih: 07.04.2020, adres: <https://www.roketsan.com.tr/wp-content/uploads/2020/03/Model-Roket-At%C3%B6lyesi-Master-Dok%C3%BCman.pdf>
- [21]. **DocPlayer**. “Aerodinamik Nedir? Aerodinamiğin İlgilendiği Problemler”, Alındığı tarih: 02.01.2020, adres: <https://docplayer.biz.tr/35679156-Aerodinamik-nedir-aerodinamiğin-ilgilendiği-problemler.html>
- [22]. **Nasa Glenn Research Center**. “Rocket Dynamics”, Alındığı tarih: 07.01.2020, adres: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/rocket/rktaero.html>
- [23]. **Yükselen, M. A.** “Aerodinamik Kuvvet ve Momentler”, Alındığı tarih: 13.04.2020, adres: https://web.itu.edu.tr/yukselen/Uck351/2-%20Aerodinamik%20kuvvet%20ve%20Momentler_PPT2.pdf
- [27]. **Britannica**. “Antitank Guided Missile”, Alındığı tarih: 16.01.2020, adres: <https://www.britannica.com/technology/antitank-guided-missile>
- [28]. **Hangsim**. “Rocket Simulator Reference Manual”, Alındığı tarih: 13.04.2020, adres: <http://www.hangsim.com/rocket-simulator/manual.php>
- [29]. **Science Learning Hub**. “Rocket Aerodynamics”, Alındığı tarih: 13.04.2020, adres: <https://www.sciencelearn.org.nz/resources/392-rocket-aerodynamics>
- [30]. **Missile Defense Advocacy Alliance**. “Patriot Missile Defense System”, Alındığı tarih: 17.01.2020, adres: <https://missiledefenseadvocacy.org/defense-systems/Patriot-missile-defense-system/#:~:text=The%20Patriot%20missile%20defense%20system,range%20or%20tactical%20ballistic%20missiles>
- [31]. **British Broadcasting Corporation**. “Patriot Füze Savunma Sistemi Nedir?”, Alındığı tarih: 18.02.2020, adres: https://www.bbc.com/turkce/haberler/2012/12/121204_Patriot_missiles.shtml
- [33]. **Sampo Niskanen**. “Aerodynamic Properties of Model Rockets”, Alındığı tarih: 16.04.2020, adres: <http://sampo.kapsi.fi/tmp/techdoc/techdoc.html>
- [39]. **Federation of American Scientists**. “Warheads”, Alındığı tarih: 28.04.2020, adres: <https://fas.org/man/dod-101/navy/docs/fun/part13.htm>
- [40]. **Hardester, E., Kinghorn, P.** “Rocket Fin Design.” (2013 Şubat), Alındığı tarih: 15.02.2020, adres: http://apmonitor.com/me575/uploads/Main/2013_Rocket_Fin.pdf
- [41]. **Liu, X., Tang, S., Guo, J., Yun, Y., ve Chen, Z.** “Midcourse Guidance Law Based on High Target Acquisition Probability Considering Angular Constraint and Line-of-Sight Angle Rate Control.” (2016 Haziran). Alındığı tarih: 12.02.2020, adres: <https://www.hindawi.com/journals/ijae/2016/7634847/>
- [44]. **Battlefield Fandom**. “ATGM Launcher.” Alındığı tarih: 21.03.2020, adres: [https://battlefield.fandom.com/wiki/ATGM_Launcher#:~:text=An%20anti%2Dtank%20guided%20missile%20\(ATGM\)%20launcher%20is%20a,be%20guided%20by%20the%20user](https://battlefield.fandom.com/wiki/ATGM_Launcher#:~:text=An%20anti%2Dtank%20guided%20missile%20(ATGM)%20launcher%20is%20a,be%20guided%20by%20the%20user)

- [45]. **Conflict of Nations Wiki**. “Mobile SAM Launcher”, Alındığı tarih: 18.01.2020, adres: https://wiki.conflictnations.com/Mobile_SAM_Launcher
- [46]. **U.S. Army Acquisition Support Center**. “Tube-Launched, Optically Tracked, Wireless-Guided (Tow) Missiles”, Alındığı tarih: 02.03.2020, adres: <https://asc.army.mil/web/portfolio-item/tube-launched-optically-tracked-wireless-guided-tow-missiles/>

ÖZGEÇMİŞ



Ad-Soyad : Mehmet Topalömer
Doğum Tarihi ve Yeri : 29.09.1993-İstanbul
E-posta : mehmettopalomer34@gmail.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2017, İstanbul Şehir Üniversitesi, Elektrik-Elektronik Mühendisliği
- **Y. Lisans** : 2018-2020 İstanbul Gedik Üniversitesi Savunma Teknolojileri Ana Bilim Dalı-Savunma Teknolojileri Programı

MESLEKİ DENEYİM:

- Servis Mühendisi, Finspor (2017-2019)
- Elektrik-Elektronik Mühendisi, BB Tarım Gıda Mühendislik AR-GE Sanayi ve Ticaret Ltd. Şti. (2019-2020)