

**AKILLI MÜHİMMATLAR İÇİN ORANSAL SEYİR VE  
TAKİP GÜDÜMÜ PERFORMANSININ  
DEĞERLENDİRMESİ**

**PERFORMANCE EVALUATION OF PROPORTIONAL  
NAVIGATION AND PURSUIT GUIDANCE FOR THE  
SMART MUNITIONS**

**HALİL OZAN ÜNSAL**

**DR. ÖĞR. ÜYESİ YAKUP ÖZKAZANÇ  
TEZ DANIŞMANI**

Hacettepe Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin

Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı için Öngördüğü

YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak hazırlanmıştır.



## ÖZET

# AKILLI MÜHİMMATLAR İÇİN ORANSAL SEYİR VE TAKİP GÜDÜMÜ PERFORMANSININ DEĞERLENDİRMESİ

**Halil Ozan ÜNSAL**

**Yüksek Lisans, Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü**

**Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Yakup ÖZKAZANÇ**

**Ocak 2021, 91 sayfa**

Bu tezde havadan karaya atılan akıllı mühimmatların üç serbestlik dereceli hareketi dinamik ve kinematik olarak modellenmiştir. Mühimmatın aerodinamik katsayı hesaplamalarına ilişkin yarı ampirik tabanlı bir yöntem sunulmuştur. Balistik menzil zarfı, benzetimler ile hesaplanmıştır. Hücüm açısı kontrolü ve ivme otopilotu mekanizmaları için iteratif bir kontrolcü tasarım algoritması önerilmiştir. Mühimmatın oransal seyir ve takip güdüm algoritmaları ile hedef angajman menziline ve kaçırma mesafesine ilişkin performans sonuçları benzetim çalışmaları ile etüt edilmiştir.

**Anahtar Kelimeler:** Akıllı Mühimmat, Gülümlü Bomba, Güdüm, Evleme Güdümü, Uçuş Kontrolü, Oransal Seyir Güdümü, Takip Güdümü, İvme Otopilotu, Aerodinamik Katsayı Hesaplamaları, Dinamik Modelleme

## **ABSTRACT**

# **PERFORMANCE EVALUATION OF PROPORTIONAL NAVIGATION AND PURSUIT GUIDANCE FOR THE SMART MUNITIONS**

**Halil Ozan ÜNSAL**

**Master of Science, Department of Electrical and Electronics Engineering**

**Supervisor: Asst. Prof. Yakup ÖZKAZANÇ**

**January 2021, 91 pages**

In this thesis, three degree of freedom motion of the air to ground smart munitions is modeled, dynamically and kinematically. A semi-empirical method is presented related to munition's aerodynamic coefficient calculations. Ballistic range envelope is calculated by simulations. An iterative controller design algorithm is proposed for angle of attack control and acceleration autopilot mechanisms. The results regarding the target engagement range and miss distance of the munition are studied under proportional navigation and pursuit guidance algorithms.

**Keywords:** Smart Munition, Guided Bomb, Guidance, Homing Guidance, Flight Control, Proportional Navigation Guidance, Pursuit Guidance, Acceleration Autopilot, Aerodynamic Coefficient Calculations, Dynamic Modeling

## TEŞEKKÜR

Lisansüstü eğitimim süresince verdiği derslerle bu tezin hazırlanmasına ilham veren, akademik tecrübesinin yanında entelektüel birikimini paylaşmayı esirgemeyen, pandemi gibi zorluklarla dolu bu süreçte olağanüstü çaba sarf eden değerli hocam Dr. Öğr. Üyesi Yakup ÖZKAZANÇ'a,

Yaşantımın her anında beni sürekli destekleyen ve her zaman öncelikleri olduğumu hissettiren, sevgilerinin karşılığını hiçbir koşulda ödeyemeyeceğim canım ailem ve sevgili eşim Gülçin'e,

Her konuda paylaşımında bulunabildiğim ve bana olan inancını hep gösteren değerli dostum Gökhan ALKAN'a,

Sonsuz Teşekkürlerimle...

Halil Ozan ÜNSAL

Şubat 2021, Ankara

# İÇİNDEKİLER

|  |     |
|--|-----|
| ÖZET.....  | i   |
| ABSTRACT .....   | ii  |
| TEŞEKKÜR .....   | iii |
| İÇİNDEKİLER.....   | iv  |
| ÇİZELGELER DİZİNİ .....                                    | vi  |
| ŞEKİLLER DİZİNİ.....                                       | vii |
| SİMGELER VE KISALTMALAR.....                               | x   |
| SÖZLÜKÇE .....   | xiv |
| 1. GİRİŞ .....   | 1   |
| 2. AKILLI MÜHİMMAT TEKNOLOJİSİ TEMELLERİ.....              | 4   |
| 2.1. Akıllı Mühimmatlar.....                               | 4   |
| 2.2. Akıllı Mühimmatlarda Kullanılan Güdüm Yöntemleri..... | 6   |
| 2.2.1. Uçuş Safhaları .....                                | 6   |
| 2.2.2. Güdüm Algoritmaları .....                           | 7   |
| 2.3. Mühimmat Tipleri ve Özellikleri .....                 | 13  |
| 2.3.1. Lazer Gdümlü Mühimmatlar.....                       | 13  |
| 2.3.2. TV / Görüntülü Kızılötesi Gdümlü Mühimmatlar .....  | 15  |
| 2.3.3. ANS-KUSS Gdümlü Mühimmatlar .....                   | 17  |
| 3. AKILLI MÜHİMMAT DİNAMİK MODELİ .....                    | 19  |
| 3.1. Mühimmat Fiziksel Parametreleri .....                 | 19  |
| 3.2. 3 Serbestlik Dereceli Hareket Eksenleri.....          | 19  |
| 3.2.1. Füze Gövde Eksen Takımı .....                       | 20  |
| 3.2.2. Ataletsel Eksen Takımı .....                        | 20  |
| 3.2.3. Yönelim Matrisi .....                               | 21  |
| 3.3. Kinematik ve Dinamik Hareket Denklemleri.....         | 21  |

|   |    |
|---|----|
| 3.3.1. Akıllı Mühimmat Aerodinamik Modeli.....                                | 26 |
| 3.3.2. Dinamik Denklemlerin Aerodinamik Etkilerle İlişkisi.....               | 28 |
| 3.3.3. Aerodinamik Katsayıların Missile Datcom Yazılımı ile Hesaplanması..... | 30 |
| 3.3.4. Mühimmat Kararlılık ve Trim Analizi.....                               | 35 |
| 4. GÜDÜM VE KONTROL BENZETİM ÇALIŞMALARI .....                                | 42 |
| 4.1. Balistik Uçuş Analizi .....  | 42 |
| 4.2. Hücum Açısı Kontrolcü Tasarımı.....                                      | 49 |
| 4.3. Hücum Açısı Kontrolcüsünün Menzil Artışına Etkisi.....                   | 53 |
| 4.4. Akıllı Mühimmatın Güdümü .....   | 55 |
| 4.4.1. Oransal Seyir Güdümü.....  | 55 |
| 4.4.2. Takip Güdümü .....   | 58 |
| 4.5. Mühimmat İvme Otopilotu Tasarımı.....                                    | 58 |
| 4.6. İvme Otopilotu Performans Değerlendirmesi.....                           | 59 |
| 4.6.1. İntegral Sarması Önleyici – 1 .....                                    | 65 |
| 4.6.2. İntegral Sarması Önleyici – 2 .....                                    | 67 |
| 4.7. Oransal Seyir Güdümü Kazancının Ayarlanması.....                         | 69 |
| 4.8. Takip Güdümü Kazancının Ayarlanması .....                                | 73 |
| 4.9. Oransal Seyir ve Takip Güdümü Menzil Performansı.....                    | 79 |
| 5. SONUÇLAR.....  | 84 |
| 6. KAYNAKLAR .....  | 86 |
| EKLER.....  | 89 |
| EK – 1 Datcom Programı Girdi Dosyası .....                                    | 89 |

## ÇİZELGELER DİZİNİ

|   |    |
|---|----|
| Çizelge 3.1. Mühimmat hareket-eksen ilişkileri .....  | 22 |
| Çizelge 3.2. Datcom trim analizi çıktıları .....  | 38 |
| Çizelge 4.1. Atış ilk koşulları tanımlama matrisi.....  | 42 |
| Çizelge 4.2. Atış manevrası senaryo matrisi .....   | 43 |
| Çizelge 4.3. Kontrolcü parametreleri değerlerinin atama adımları.....                           | 51 |
| Çizelge 4.4. Referans kontrolcü ile optimize kontrolcü performans karşılaştırması .....         | 53 |
| Çizelge 4.5. Hücum açısı kontrolü ile mühimmat menzil etkinliği .....                           | 54 |
| Çizelge 4.6. İlk Hız 0.6 Mach için OSG performansı (Kaçırma mesafesi [m]).....                  | 80 |
| Çizelge 4.7. İlk Hız 0.6 Mach için takip güdümü performansı (Kaçırma mesafesi [m])...<br>.....  | 80 |
| Çizelge 4.8. İlk Hız 0.7 Mach için OSG performansı (Kaçırma mesafesi [m]).....                  | 80 |
| Çizelge 4.9. İlk Hız 0.7 Mach için takip güdümü performansı (Kaçırma mesafesi [m])...<br>.....  | 80 |
| Çizelge 4.10. İlk Hız 0.8 Mach için OSG performansı (Kaçırma mesafesi [m]).....                 | 81 |
| Çizelge 4.11. İlk Hız 0.8 Mach için takip güdümü performansı (Kaçırma mesafesi [m])...<br>..... | 81 |
| Çizelge 4.12. İlk Hız 0.9 Mach için OSG performansı (Kaçırma mesafesi [m]).....                 | 81 |
| Çizelge 4.13. İlk Hız 0.9 Mach için takip güdümü performansı (Kaçırma mesafesi [m])...<br>..... | 81 |
| Çizelge 4.14. İlk Hız 1 Mach için OSG performansı (Kaçırma mesafesi [m]).....                   | 82 |
| Çizelge 4.15. İlk Hız 1 Mach için takip güdümü performansı (Kaçırma mesafesi [m])..             | 82 |
| Çizelge 4.16. İlk Hız 1.1 Mach için OSG performansı (Kaçırma mesafesi [m]).....                 | 82 |
| Çizelge 4.17. İlk Hız 1.1 Mach için takip güdümü performansı (Kaçırma mesafesi [m])...<br>..... | 82 |



## ŞEKİLLER DİZİNİ

|             |  |    |
|-------------|--|----|
| Şekil 2.1.  | Havadan karaya akıllı mühimmat gösterimi.....  | 4  |
| Şekil 2.2.  | Akıllı mühimmat uçuş safhaları [3].....  | 7  |
| Şekil 2.3.  | Komuta kontrollü görüş hattı ve huzme güdümü geometrileri [7].....   | 9  |
| Şekil 2.4.  | Aktif evleme güdümü gösterimi [2] .....  | 10 |
| Şekil 2.5.  | Yarı-aktif evleme güdümü gösterimi.....  | 11 |
| Şekil 2.6.  | Pasif evleme güdümü gösterimi [2].....   | 11 |
| Şekil 2.7.  | Lazer demeti noktası: (a) lazer ışını arayıcı optik eksenini ile hizalı, (b) lazer ışını pozitif X yönünde, (c) lazer ışını negatif X yönünde [9]..... | 13 |
| Şekil 2.8.  | Paveway II (GBU-10).....   | 14 |
| Şekil 2.9.  | Paveway III (GBU-24) .....   | 14 |
| Şekil 2.10. | MAM-L (Mini Akıllı Mühimmat – LUMTAS Konfigürasyonu) .....   | 15 |
| Şekil 2.11. | TEBER-82 .....   | 15 |
| Şekil 2.12. | Görüntülü kızılötesi arayıcı konsepti [9] .....  | 16 |
| Şekil 2.13. | GBU-15 [16].....   | 16 |
| Şekil 2.14. | LAÇIN akıllı mühimmatı .....   | 17 |
| Şekil 2.15. | JDAM (Joint Direct Attack Munition) .....  | 18 |
| Şekil 2.16. | HGK (Hassas Güdüm Kiti) .....  | 18 |
| Şekil 2.17. | Minyatür Bomba.....  | 18 |
| Şekil 3.1.  | Akıllı mühimmat fiziksel parametreleri (yandan ve arkadan görünüm) ...   | 19 |
| Şekil 3.2.  | Mühimmat gövde eksen takımı .....  | 20 |
| Şekil 3.3.  | Ataletsel eksen takımı.....  | 21 |
| Şekil 3.4.  | Mühimmat hareket modeli .....  | 22 |
| Şekil 3.5.  | Datcom gövde eksen takımı [23].....  | 27 |
| Şekil 3.6.  | Rüzgar eksen takımında ifade edilen aerodinamik katsayılar .....   | 27 |
| Şekil 3.7.  | Mühimmat kontrol yüzeyleri (arkadan görünüm) .....   | 30 |
| Şekil 3.8.  | Hücum açısına bağlı normal kuvvet katsayısı .....  | 31 |
| Şekil 3.9.  | Eyleyici açısına bağlı normal kuvvet katsayısı.....  | 32 |
| Şekil 3.10. | Hücum açısına bağlı yunuslama momenti katsayısı.....   | 32 |
| Şekil 3.11. | Eyleyici açısına bağlı yunuslama momenti katsayısı .....   | 33 |

|             |   |    |
|-------------|---|----|
| Şekil 3.12. | Hücum açısına bağlı aksenal kuvvet katsayısı.....   | 33 |
| Şekil 3.13. | Eyleyici açısına bağlı aksenal kuvvet katsayısı .....   | 34 |
| Şekil 3.14. | Mühimmat hızına bağlı dinamik kuvvet ve moment dinamik katsayıları .  | 35 |
| Şekil 3.15. | Statik kararlı (sol) ve statik kararsız (sağ) sistemlerin yunuslama açısındaki bozucu etkiye olan tepkileri ..... | 36 |
| Şekil 3.16. | Yunuslama açısı kararlılık ilişkisinin gösterimi.....   | 37 |
| Şekil 3.17. | Trim durumunda $C_L/C_D$ oranı ve hücum açısı ilişkisi.....   | 41 |
| Şekil 4.1.  | Seviye uçuş manevrası balistik uçuş sonuçları .....   | 43 |
| Şekil 4.2.  | -60 derece yüksek açılı dalış manevrası balistik uçuş sonuçları.....  | 44 |
| Şekil 4.3.  | -40 derece yüksek açılı dalış manevrası balistik uçuş sonuçları.....  | 44 |
| Şekil 4.4.  | -20 derece düşük açılı dalış manevrası balistik uçuş sonuçları.....   | 45 |
| Şekil 4.5.  | -10 derece düşük açılı dalış manevrası balistik uçuş sonuçları.....   | 45 |
| Şekil 4.6.  | 10 derece yükseliş manevrası balistik uçuş sonuçları.....   | 46 |
| Şekil 4.7.  | 20 derece yükseliş manevrası balistik uçuş sonuçları.....   | 46 |
| Şekil 4.8.  | 30 derece yükseliş manevrası balistik uçuş sonuçları.....   | 47 |
| Şekil 4.9.  | 40 derece yükseliş manevrası balistik uçuş sonuçları.....   | 47 |
| Şekil 4.10. | 60 derece yükseliş manevrası balistik uçuş sonuçları.....   | 48 |
| Şekil 4.11. | Mühimmat balistik toplam menzil zarfı.....  | 49 |
| Şekil 4.12. | Hücum açısı kontrolcü mimarisi .....  | 50 |
| Şekil 4.13. | Hücum açısı kontrolcüsünün referans parametrelerle benzetim çıktıları...51  |    |
| Şekil 4.14. | Optimize edilmiş hücum açısı otopilotu ile yapılan benzetim çıktıları ....53                                      |    |
| Şekil 4.15. | Hücum açısı kontrollü mühimmat menzili ile balistik uçuş menzilininkarşılaştırılması .....                        | 55 |
| Şekil 4.16. | Gemilerin çarpışma problemi .....   | 55 |
| Şekil 4.17. | Güdümlü angajman geometrisi .....   | 56 |
| Şekil 4.18. | İvme otopilotu yapısı .....   | 59 |
| Şekil 4.19. | Atış senaryosu-1 için güdümlü-otopilot performansı .....  | 61 |
| Şekil 4.20. | Atış senaryosu-2 için güdümlü-otopilot performansı .....  | 62 |
| Şekil 4.21. | Atış senaryosu-3 için güdümlü-otopilot performansı .....  | 63 |
| Şekil 4.22. | Atış senaryosu-4 için güdümlü-otopilot performansı .....  | 64 |
| Şekil 4.23. | İntegral sarması önleyici-1 yapısı blok gösterimi.....  | 65 |
| Şekil 4.24. | İntegral sarması sorununun çözümüne ilişkin benzetim çıktıları.....   | 66 |
| Şekil 4.25. | İntegral sarması önleyici-2 yapısı blok gösterimi.....  | 67 |

|             |   |    |
|-------------|---|----|
| Şekil 4.26. | İntegral sarması sorununun çözümüne ilişkin benzetim çıktıları .....    | 68 |
| Şekil 4.27. | $N = 3$ olan uçuş benzetimi .....                                       | 70 |
| Şekil 4.28. | $N = 4$ olan uçuş benzetimi .....                                       | 71 |
| Şekil 4.29. | $N = 5$ olan uçuş benzetimi .....                                       | 72 |
| Şekil 4.30. | $K = 1$ olan uçuş benzetimi .....                                       | 74 |
| Şekil 4.31. | $K = 10$ olan uçuş benzetimi .....                                      | 75 |
| Şekil 4.32. | $K = 100$ olan uçuş benzetimi .....                                     | 76 |
| Şekil 4.33. | $K = 500$ olan uçuş benzetimi .....                                     | 77 |
| Şekil 4.34. | $K = 1000$ olan uçuş benzetimi .....                                    | 78 |
| Şekil 4.35. | Mühimmat uçuş türüne göre atış irtifası-menzil zarflarının kıyaslanması | 83 |

## SİMGELER VE KISALTMALAR

### Simgeler

|          |  |
|----------|--|
| $X_b$    | Gövde Ekseni X Doğrultusu                    |
| $Y_b$    | Gövde Ekseni Y Doğrultusu                    |
| $Z_b$    | Gövde Ekseni Z Doğrultusu                    |
| $X_B$    | Datcom Gövde Ekseni X Doğrultusu             |
| $Y_B$    | Datcom Gövde Ekseni Y Doğrultusu             |
| $Z_B$    | Datcom Gövde Ekseni Z Doğrultusu             |
| $X_i$    | Ataletsel Eksen X Doğrultusu                 |
| $Y_i$    | Ataletsel Eksen Y Doğrultusu                 |
| $Z_i$    | Ataletsel Eksen Z Doğrultusu                 |
| $\theta$ | Yunuslama Açısı (rad)                        |
| $C_i^b$  | Yönelim Matrisi Operatörü                    |
| $\omega$ | Mühimmat Toplam Açısal Hızı (rad/s)          |
| $q$      | Gövde Y Ekseni Yunuslama Açısal Hızı (rad/s) |
| $V$      | Mühimmat Toplam Çizgisel Hızı (m/s)          |
| $u$      | Gövde X Ekseni Çizgisel Hızı (m/s)           |
| $w$      | Gövde Z Ekseni Çizgisel Hızı (m/s)           |
| $a$      | Mühimmat İvmesi (m/s <sup>2</sup> )          |
| $R$      | Mühimmat Pozisyonu (m)                       |
| $X$      | Mühimmat Ataletsel Eksen Takımı X Konumu (m) |
| $Z$      | Mühimmat Ataletsel Eksen Takımı Z Konumu (m) |
| $h$      | Mühimmat İrtifası (m)                        |

|                |  |
|----------------|--|
| $M$            | Moment ( $\text{kg m}^2/\text{s}^2$ )                        |
| $H$            | Açısal Momentum ( $\text{kg m}^2/\text{s}$ )                 |
| $I_y$          | Y Eksenli Atalet Momenti ( $\text{kg m}^2$ )                 |
| $F$            | Kuvvet ( $\text{kg m}/\text{s}^2$ )                          |
| $m$            | Kütle (kg)   |
| $g$            | Yerçekimi İvmesi ( $\text{m}/\text{s}^2$ )                   |
| $\alpha$       | Hücum Açısı (rad)  |
| $C_L$          | Kaldırma Kuvveti Katsayısı                                   |
| $C_D$          | Sürüklenme Kuvveti Katsayısı                                 |
| $C_{x_b}$      | Gövde X Eksenli Toplam Kuvvet Katsayısı                      |
| $C_{z_b}$      | Gövde Z Eksenli Toplam Kuvvet Katsayısı                      |
| $C_{m_b}$      | Gövde Y Eksenli Toplam Moment Katsayısı                      |
| $C_x$          | Datcom Gövde X Eksenli Statik Kuvvet Katsayısı               |
| $C_z$          | Datcom Gövde Z Eksenli Statik Kuvvet Katsayısı               |
| $C_m$          | Datcom Gövde Y Eksenli Statik Moment Katsayısı               |
| $C_{z_q}$      | Z Eksenli Yunuslama Hızına Bağlı Dinamik Kuvvet Katsayısı    |
| $C_{z_\alpha}$ | Z Eksenli Hücum Açısal Hızına Bağlı Dinamik Kuvvet Katsayısı |
| $C_{m_q}$      | Y Eksenli Yunuslama Hızına Bağlı Dinamik Moment Katsayısı    |
| $C_{m_\alpha}$ | Y Eksenli Hücum Açısal Hızına Bağlı Dinamik Moment Katsayısı |
| $S_{ref}$      | Referans Alan ( $\text{m}^2$ )                               |
| $l_{ref}$      | Referans Uzunluk (m)   |
| $Q$            | Dinamik Basınç ( $\text{kg}/\text{m s}^2$ )                  |
| $\rho$         | Hava Yoğunluğu ( $\text{kg}/\text{m}^3$ )                    |
| $Ma$           | Mach Sayısı  |

|                    |  |
|--------------------|--|
| $T$                | Sıcaklık (K)                           |
| $\delta E$         | İrtifa Dümeni Açısı (deg)              |
| $\delta_{1,2,3,4}$ | Kontrol Yüzeyi Açıları (deg)           |
| $K_p$              | Kontrolcü Oransal Katsayı Parametresi  |
| $K_i$              | Kontrolcü İntegral Katsayı Parametresi |
| $E_\alpha$         | Anlık Hücüm Açısı Hatası (deg)         |
| $R_{TM}$           | Mühimmat Hedef Mesafesi (m)            |
| $V_M$              | Mühimmat Hızı (m/s)                    |
| $V_T$              | Hedef Hızı(m/s)                        |
| $n_c$              | Komuta İvme ( $m/s^2$ )                |
| $\lambda$          | Görüş Hattı Açısı (rad)                |
| $\gamma$           | Uçuş Yolu Açısı (rad)                  |
| $\lambda_{lead}$   | Öndelik Açısı (rad)                    |
| $\dot{\lambda}$    | Görüş Hattı Açısal Hızı (rad/s)        |
| $V_c$              | Yaklaşma Hızı (m/s)                    |
| $N$                | Oransal Seyir Güdümü Kazancı           |
| $K$                | Takip Güdümü Kazancı                   |
| $a_z$              | Yanal İvme ( $m/s^2$ )                 |
| $dt$               | Benzetim Örnekleme Periyodu (s)        |
| $\frac{d}{dt}$     | Türev Operatörü                        |

## **Kısaltmalar**

|      |                                 |
|------|---------------------------------|
| ANS  | Ataletsel Navigasyon Sistemi    |
| DTF  | Darbe Tekrar Frekansı           |
| BLU  | Bomb Live Unit                  |
| GBU  | Guided Bomb Unit                |
| KUSS | Küresel Uydu Seyrüsefer Sistemi |
| KÖ   | Kızılötesi                      |
| MAM  | Mini Akıllı Mühimmat            |
| Mk   | Mark                            |
| mW   | Milli Watt                      |
| NEB  | Nüfuz Edici Bomba               |
| RF   | Radio Frequency                 |
| TV   | Television                      |

## SÖZLÜKÇE

|                                 |   |
|---------------------------------|---|
| Akıllı Mühimmat                 | Smart Munition                            |
| Ara Safha                       | Midcourse                                 |
| Arayıcı                         | Seeker                                    |
| Ataletsel Navigasyon            | Inertial Navigation                       |
| Ataletsel Navigasyon Sistemi    | Inertial Navigation System                |
| Çarpma Tapası                   | Contact Fuze                              |
| Doyuma Ulaşmak                  | Saturation                                |
| Evleme Güdümü                   | Homing Guidance                           |
| Görüş Hattı                     | Line-of-Sight                             |
| Huzme Güdümü                    | Beam Riding Guidance                      |
| İntegral Sarması                | Integral Wind-Up                          |
| Kaçırma Mesafesi                | Miss Distance                             |
| Küresel Uydu Seyrüsefer Sistemi | Global Navigation Satellite System / GNSS |
| Kızılötesi                      | Infrared                                  |
| Komuta Güdümü                   | Commanded Guidance                        |
| Komuta Kontrollü Görüş Hattı    | Command to Line of Sight                  |
| Oransal Seyir Güdümü            | Proportional Navigation Guidance          |
| Öndelik Açısı                   | Lead Angle                                |
| Ön-Uç                           | Front-End                                 |
| Sabit Seviye Uçuş               | Level Flight                              |
| Sonlanma Güdümü                 | Terminal Guidance                         |
| Takip Güdümü                    | Pursuit Guidance                          |



Tapa

Fuze

İvmelenme Manevrası

Toss Maneuver

Yaklaşma Tapası

Proximity Fuze

Yunuslama Direngenliği

Pitching Stiffness



# 1. GİRİŞ

Birinci Dünya Savaşı öncesinde havadan bombardıman teknolojisi neredeyse hiç kullanılmamaktaydı. 1900'lerin ilk yıllarında kullanılan uçaklar, bombardıman için gerekli olan yük ve menzil kapasitesine hiçbir zaman ulaşamadı. Birinci Dünya Savaşı süresince Charles F. Kettering isimli Amerikalı mucit tarafından bir hava torpidosu geliştirildi. Maksimum menzili 100 mil olan sistem Alman şehirlerini vurmak amacıyla geliştirilse de henüz kullanılmamışken savaş sona erdi [1].

Alman güçleri İspanya Sivil Savaşı süresince manevra yapan düşman gemilerine karşı serbest düşen güdümsüz bombalar ile saldırırken büyük zorluklar yaşadı. Zorlukların üstesinden gelmek için 1939'da akıllı mühimmatlar geliştirilmeye başlandı. 1940 yılında 1570 kg ağırlığındaki RF kontrollü Fritz-X akıllı mühimmatı üretildi. 1942 yılında Alman hava kuvveti, Luftwaffe, Fritz-X'i operasyonel olarak savaşta kullanmaya başladı. Böylelikle akıllı bir mühimmat ilk kez savaş alanında kullanılmış oldu. Fritz-X'in güdüm kablosu ile kontrol edildiği varyasyonları da RF karıştırma olan bölgelerde etkin bir biçimde kullanıldı. Fritz-X'in, güdümsüz bombalara oranla çok daha etkin olması nedeniyle; Amerika'da da akıllı mühimmat teknolojisine olan yatırımlar hız kazandı. Bu süreçte farklı amaçlarla ve farklı performans özelliklerine sahip GB (Guided Bomb), VB (Vertical Bomb), AZON (AZimuth ONLY) ve BAT akıllı mühimmat serileri üretildi [1].

İkinci Dünya Savaşı'ndan günümüze kadar gelen süreçte, birçok savaşta ülkelerin taarruz gücünde havadan atılan akıllı mühimmatlar önemli rol oynadı. Elektronik teknolojisinin gelişmesiyle birlikte akıllı mühimmatların etkinlikleri de önemli ölçüde arttı. Ülkemizde de son yıllarda savunma sanayi firmaları tarafından farklı özelliklerde akıllı mühimmat silahları geliştirilmektedir. Muharip jet uçaklarından atılabilen bu sistemler, son dönemde geliştirilen yerli insansız hava araçlarında kullanılmaya başlanmış ve ülke savunması için stratejik önem kazanmışlardır.

Envanterde bulunan güdümsüz bombalara entegre edilen bir güdüm kiti ile bu bombalar akıllı mühimmatlara dönüştürülebildikleri gibi doğrudan akıllı mühimmat olarak üretilen silah sistemleri de mevcuttur. LGK (Lazer Güdüm Kiti), HGK (Hassas Güdüm Kiti), TEBER gibi Mk serisi bombalara entegre edilen güdüm kitlerinin yanı sıra MAM-L, MAM-C ve Minyatür Bomba gibi akıllı mühimmat sistemleri de ülkemizde geliştirilmektedir.

Bu tezde, fiziksel özellikleri kısmen bilinen mevcut akıllı mühimmatlardan esinlenilerek sanal bir akıllı mühimmat modeli oluşturulmuştur. Oluşturulan bu mühimmata uygun bir 3 serbestlik dereceli kinematik ve dinamik hareket modeli çıkartılmıştır. Fiziksel parametrelerden yola çıkarak aerodinamik etkiler modellenmiştir. Dinamik ve kinematik hareket denklemleri ile mühimmat aerodinamik parametrelerinden faydalanarak Matlab-Simulink programında yine 3 serbestlik dereceli bir benzetim ortamı kurulmuştur. Kurulan benzetim ortamında mühimmatın balistik ve kontrollü uçuş analizleri gerçekleştirilmiştir. Farklı menzildeki hedefler için kaçırma mesafesi parametresi üzerinden, akıllı mühimmatlarda en sık kullanılan iki güdüm yöntemi olan Oransal Seyir ve Takip Güdümü performansları, karşılaştırmalı olarak çalışılmıştır.

İkinci bölümde, akıllı mühimmat teknolojisi temellerinden bahsedilmiştir. Akıllı mühimmatların alt bileşenleri, mühimmatlarda kullanılan atış teknikleri, güdüm yöntemleri ve bu güdüm yöntemlerine ilişkin olarak mühimmat sınıflandırması ele alınmıştır. Sınıflandırılan mühimmatların temel özellikleri ortaya konmuştur.

Üçüncü bölümde, mühimmat fiziksel parametreleri tanımlandıktan sonra 3 serbestlik dereceli hareket modeline uygun hareket eksen tanımlamaları gösterilmiştir. Mühimmat aerodinamik modeli oluşturulmuş ve bu modele ait aerodinamik katsayı parametrelerinin Missile Datcom programı aracılığıyla hesaplama adımları sunulmuştur.

Dördüncü bölümde, doğrusal olmayan benzetim ortamında analizler yapılmıştır. Bu analizler içerisinde mühimmatın balistik uçuş yörüngesi çıkarılmıştır. Sonrasında hücum

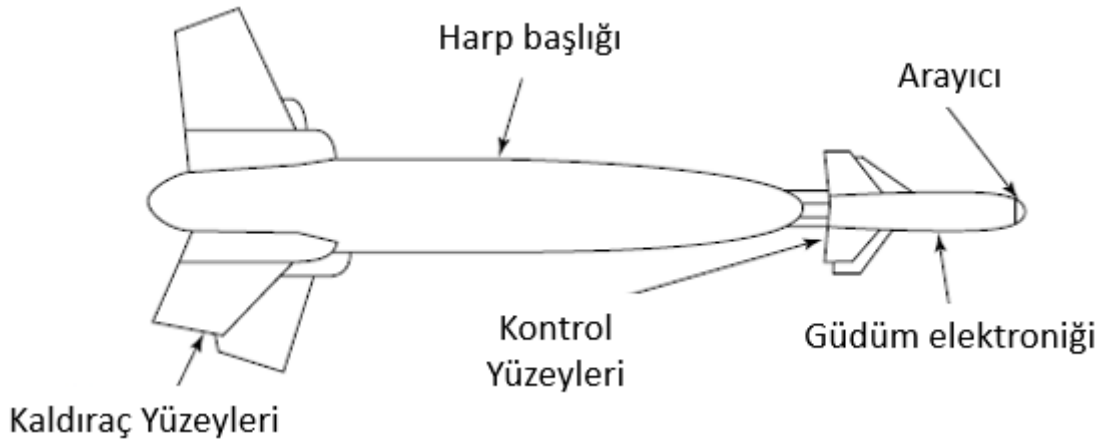
açısı kontrollü uçuş yörüngesini belirlemek amacıyla uygun bir kontrolcü tasarımı önerilmiştir. Mühimmatta kullanılacak güdüm yasalarına uygun kazanç parametreleri belirlenmiştir. Güdüm yöntemini destekleyecek otopilot tasarım adımları açıklandıktan sonra ise güdümlü atışlardaki mühimmat-hedef angajman başarımı çeşitli parametreler üzerinden irdelenmiş ve sonuçlar tartışılmıştır.

## 2. AKILLI MÜHİMMAT TEKNOLOJİSİ TEMELLERİ

### 2.1. Akıllı Mühimmatlar

Havadan karaya akıllı mühimmat (ya da akıllı bomba), itki sistemi bulundurmayan hassas güdümlü bir mühimmat türüdür. Hava aracından belirli bir ilk hız, açı ve yükseklikten bırakılan mühimmatlar, kütle çekimi ve aerodinamik etkiler altında süzülerek hareket etmektedir.

Havadan karaya atılan mühimmatlar temel olarak güdümsüz ve güdümlü olmak üzere iki sınıfa ayrılmaktadır. Güdümsüz mühimmatlarda hedef angajmanını sağlamak için gerekli olan parametreler, mühimmatın atıldığı hava platformundan bırakılmadan önce hesaplanır. Mühimmat bırakıldıktan sonra bir kontrol düzeneği bulunmadığından hedefe doğru balistik yörüngesinde ilerler. Güdümlü (akıllı) mühimmatlar bırakılma anından hemen önce hedefin doğrudan konumunu kullanarak ya da hedeften yansıyan farklı enerji türlerini arayıcılarıyla takip edebilme kabiliyetleri sayesinde farklı ilk hız, irtifa ya da açılarla angajman sağlayabilmektedir. Hedefe ulaşılması için gereken ivme değeri uçuşun fazı, hedef tipi ve arayıcı türüne uygun bir güdüm yasası ile hesaplanmaktadır. Mühimmat üzerindeki almaçlar ile elde edilen anlık uçuş bilgileri ile hesaplanan güdüm bilgileri karşılaştırılarak hareketli kanatları süren eyleyicilere gerekli kontrol sinyalleri güdüm elektroniği aracılığıyla iletilmektedir. Tipik bir havadan karaya atılan akıllı mühimmatın alt bileşenleri Şekil 2.1’de gösterilmektedir [2].



Şekil 2.1. Havadan karaya akıllı mühimmat gösterimi

Akıllı mühimmatların harp başlıkları hedef türlerine göre seçilmektedir. Hedef tipine göre zırh delici, termobarik, parçacık etkili, vb. harp başlığı türleri bulunmaktadır. Harp başlığı içerisindeki patlayıcı maddenin infilak etmesini sağlayan mekanizmalara ise tapa adı verilmektedir. Genellikle mühimmatlarda iki tip tapa kullanılır. Yaklaşma tapaları hedefe belirli bir mesafe uzaklıkta aktive olurken, çarpma tapaları hedefe ulaştıktan sonra ve fiziki temas etkisiyle aktive olmaktadır.

Bombardıman problemi dinamik bir problemdir, mühimmatın atıldığı platformun uzaydaki hareketi ve hedef hareketi ile sürekli değişkenlik gösterir. Hedef angajmanını sağlayacak olan ilk hız ve açı büyüklüklerinin anlık olarak mühimmat bırakılma anında ölçülmesi ve kontrol edilmesi gerekmektedir [2]. Angajmanı sağlayan platform hareketleri bırakma manevralarını oluşturmaktadır. Mühimmatın bırakılma manevraları ve bu manevralara ilişkin karakteristikler şu şekilde sıralanabilir:

**Yüksek Açılı Dalış Manevrası:** Mühimmatın bırakılmadan önceki yunuslama açısının  $-25^\circ$ 'nin altında olduğu manevra tipidir. Düşük açılı dalış manevralarına göre mühimmat balistik yörüngesi daha kısadır. Kısalan eğik menzil angajman düzleminde daha düşük kaçırma mesafesi hatası ile sonuçlanmaktadır [2].

**Düşük Açılı Dalış Manevrası:**  $-25^\circ$ 'nin üzerindeki dalış manevralarını içermektedir ve genellikle daha düşük irtifalarda gerçekleştirilmektedir. Düşük irtifadan yapılan atışlarda, mühimmatın patlaması sonrası, hava aracının uçuş yörüngesi üzerinde mühimmat parçacıklarının saçılması ihtimali bulunmaktadır. Bu nedenle hava aracında, mühimmat bırakma adımından sonra kaçış manevraları yapılmaktadır [2].

**İvmeli Bırakma Manevrası:** Dalış manevraları bırakma anındaki dalış açısı, hava hızı ve irtifa parametrelerinin önceden hesaplanmasını gerektirir. Bunun sonucunda platform dalış açısı boyunca ivmesiz bir yaklaşma hareketi yapmaktadır. Bu tip bir manevra platformun düşman savunmasından kaçışını zorlaştıracaktır. Bu nedenle dinamik balistik çözümlene yapabilen sistemlerde dairesel bir yukarı çekme hareketi ile mühimmata, hız vektörüne dik bir ivme kazandırılmaktadır [2].

**Sabit Seviye Atışı:** Mühimmat bırakılma anında yunuslama açısı değerinin  $0^\circ$  olduğu atış manevrası tipidir. Bırakma anındaki irtifa değeri arttıkça menzil artacak ancak uçuş süresi arttığı için seyir hataları da yükselecektir [2].

**Yükseliş Manevrası:** Mühimmat yunuslama açısının  $0^\circ$ 'nin üzerinde olduğu manevra tipidir. Aynı irtifadan yapılan yükseliş manevraları seviye uçuş ve dalış manevralarına oranla yüksek menzile erişirken, hata miktarları görece daha yüksek olacaktır [2].

## **2.2. Akıllı Mühimmatlarda Kullanılan Güdüm Yöntemleri**

### **2.2.1. Uçuş Safhaları**

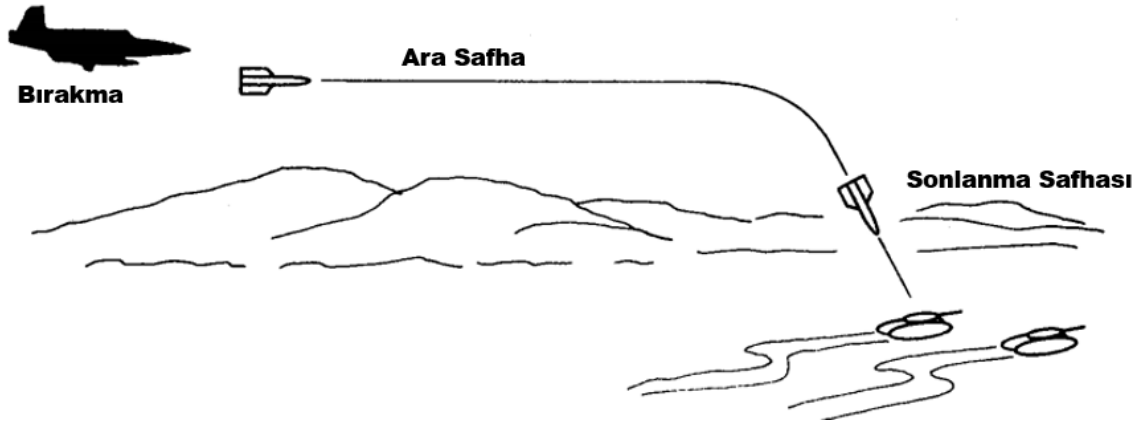
Mühimmatın hedefe ulaşana kadar geçirdiği süre üç safhaya ayrılmaktadır. Bırakılma anı, sonrasında gelen ve sonlanma güdümü aktif olana kadar geçen sürede mühimmatın seyrini sürdürdüğü ara safha ve güdümün en son adımı olan sonlanma safhalarıdır.

Bırakma anından önce, istenen atış koşullarına ulaşılan kadar geçen sürede mühimmat atıldığı platformdan sürekli olarak ilklendirilmektedir. Hedefin görece konumuna bağlı olarak bu aşamada platform ivmelenme, yükseliş, dalış ya da seviye uçuş manevraları yapmaktadır. İlklendirme mesajları ile mühimmata platformun sahip olduğu konum, hız, açı ve hedef bilgisi gibi ilk değer parametreleri iletilir. İlgili parametreler mühimmat ile platform arasındaki daha önceden ölçülmüş olan açı ve konum farkı ilişkisi kullanılarak düzeltilmektedir. Bırakma komutuyla mühimmat, platformdan ilklendirildiği değerler ile uçuşuna başlamaktadır. Mühimmat bırakıldıktan sonra, ara safha başlayana kadar geçen süre boyunca bırakma fazı devam etmektedir [3]. Tanımlanan şartlar sağlandıktan sonra ise ara safha fazına geçilmektedir.

Bırakma fazının sonlanmasıyla birlikte sonlanma fazı başlayana kadar geçen sürede mühimmat ara safha durumunda bulunmaktadır. Ara safha süresince hedefe yaklaşmak ve mühimmatı sonlanma fazına başlatacak yörüngede tutmak amaçlanmaktadır. Ara safha süresince hedef bilgisi mühimmat üzerinde güncellenmez ve platformdan aktarılmış olan son hedef bilgisi kullanılarak uçuş sürdürülmektedir. Ara safhada genellikle amaç mühimmatın enerji kaybını minimize etmektir [3].



Mühimmat arayıcısının hedefe kilitleneceği mesafeye ulaşılmasından sonra sonlanma fazı başlamaktadır. Bu safhada hedefe ulaşılması için gereken takip verilerinin kullanıldığı güdüm ise terminal güdüm olarak adlandırılmaktadır. Terminal güdümde, bu faz başlayana kadar biriken yörünge hataları angajmana az bir süre kaldığından, çok kısa zamanda düzeltilmelidir ve bu nedenle genellikle manevra bakımından en zorlayıcı uçuş safhasıdır. Şekil 2.2’te akıllı bir mühimmatın uçuş fazlarına ait görsel paylaşılmıştır [3].



Şekil 2.2. Akıllı mühimmat uçuş safhaları [3]

### 2.2.2. Güdüm Algoritmaları

Güdüm, mühimmatın hedefe göre anlık konumuna bağlı olarak, hedef mühimmat angajmanını sağlayan ve mühimmat hız vektörünün hangi yönde değiştireceğini belirleyen strateji olarak tanımlanabilir [3]. Güdüm algoritmaları ön ayarlı ve doğrudan olarak iki grupta sınıflandırılmaktadır.

Ön ayarlı güdüm algoritması, hedef pozisyon ve hareket bilgisinin mühimmat bırakılmadan önce atış kontrol sistemine sağlanmasıyla gerekli güdüm komutlarının üretilmesi prensibi ile çalışmaktadır. Uçuş boyunca hedef bilgisi güncellenmemektedir, ancak mühimmatın önceden belirlenmiş yörüngede uçabilmesi için gerekli düzeltmeler seyrüsefer ölçerleri ile hesaplanmaktadır. Mühimmatın anlık pozisyonu ile hesaplanmış uçuş profili karşılaştırılır ve gerekli ise kontrol sistemi ile hedeflenen yörüngeye yönelmesi sağlanır [3]. ANS güdümü bu tip algoritmalara örnek olarak gösterilebilir.

Doğrudan güdüm yöntemlerinde ise, hedef bilgisi mühimmat üzerindeki almaçlar ya da dış kaynaktan (mühimmatın atıldığı hava platformu vb.) mühimmata gönderilerek güncellenmektedir. Bu sayede sabit olmayan hedef tiplerinin de vurulması amaçlanmaktadır. Hedef ile güdüm almaçlarının görüş hattı temasının başlamasıyla hedef bilgisi kontrol ve güdüm sistemlerine iletilmektedir. Doğrudan güdüm algoritmaları görüş komuta güdümü, huzme güdümü ve evleme güdümü yöntemleri olarak üç farklı sınıfa ayrılmaktadır [4].

### 2.2.2.1. Komuta Güdümü

Komuta güdümü, elektronik komut sinyallerinin mühimmatın dışında, bir istasyonda hesaplandığı ve mühimmata dışarıdan iletiildiği bir güdüm yöntemidir. Komuta güdümün temel konsepti, hedef ile mühimmat arasındaki görece pozisyon ve hız bilgisinin kullanılarak mühimmatın hedefe olan angajmanını sağlayacak komutların dışarıdan iletilmesidir. Füze ve hedef hassas bir şekilde sürekli olarak takip edilmelidir. Takip sırasında elde edilen bilgi, güdüm komutlarının şekillendirilmesinde kullanılmaktadır. İstasyon ile füze arasındaki bilgi akışı bir güdüm teli veya RF veri köprüsü ile sağlanabilmektedir. Komuta güdüm için mühimmat üzerinde herhangi bir arayıcı sistemi bulunması gerekmemektedir. Bu bir avantaj olarak görünse de radar istasyonuna uzak olarak gerçekleşecek angajman geometrilerinde ölçüm doğruluğu düşeceğinden güdüm komutlarının doğruluğu da düşecektir [3].

Komuta güdümü genellikle, komuta kontrollü görüş hattı güdümü (Command to Line of Sight – CLOS) olarak uygulanmaktadır. CLOS güdüm yönteminde, hedef, dışarıdaki bir izleme istasyonundan aydınlatılır ve sonrasında güdüm komutları, izlenen görüş hattına göre yine dışarıdaki bir istasyonda oluşturulup füzeye gönderilir. Genel amaç, füze ile hedef arasındaki açısal izleme farkını sıfıra çekecek ivme komutlarının füzeye iletilmesidir [5, 6].

CLOS güdüme ait komuta ivmesine ilişkin hesaplamalar Şekil 2.3 ve Eşitlik (1) ile verilmiştir.

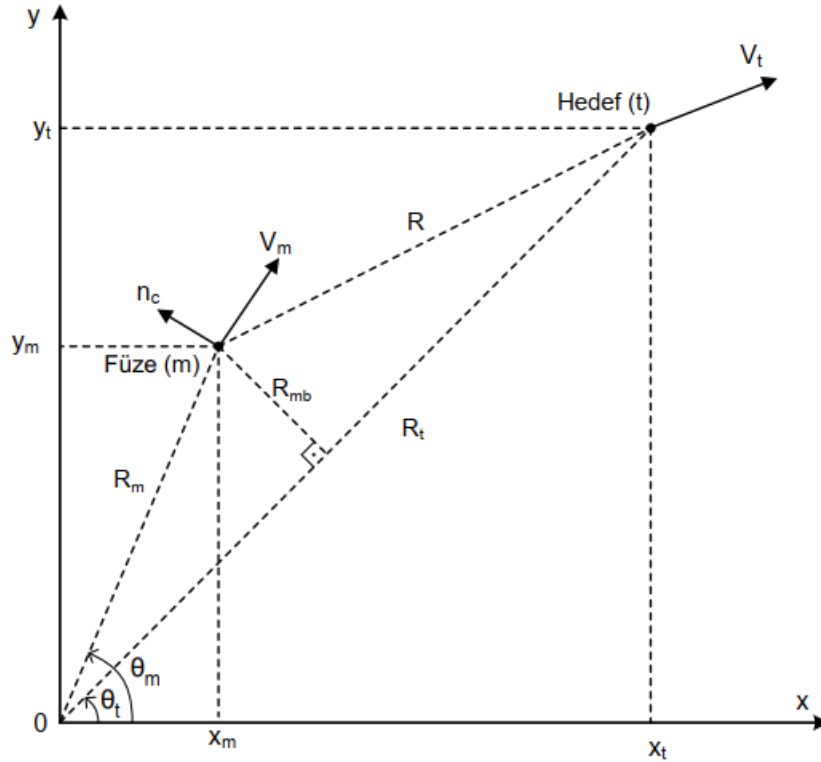
$$n_c = K_{clos}(\theta_t - \theta_m) \quad (1)$$

### 2.2.2.2. Huzme Güdümü

Huzme güdümünde, darıda yer alan bir istasyonla aydınlatılan hedef bir huzme içerisinde takip edilir ve mühimmatta yer alan almaçlar ile mühimmatın huzme içerisinde kalması sağlanmaktadır. Bu nedenle üç noktalı bir güdüm yöntemidir. Huzme, radar ya da lazer sinyalleriyle oluşturulabilir ve genellikle mühimmatın atıldığı platformun bir alt sistemidir [3]. Bu güdüm yönteminde amaç, hedefi izleyen ıına olan mühimmat dik uzaklığının,  $R_{mb}$  'nin, minimize edilmesidir. Huzme güdüme ilişkin komuta ivme hesabı Şekil 2.3 ve Eşitlik (2) ile ifade edilmektedir.

$$n_c = K_{br} R_{mb} \quad (2)$$

Huzme güdümün dezavantajı, güdüm huzmesindeki aı takip hatalarının mühimmat üzerinde pozisyon hatası olarak belirmesi ve bu durumun da hedef takipçisi ile hedef arasındaki menzil hesabı hatasına doğru orantılı bir biçimde tesir etmesidir [3].



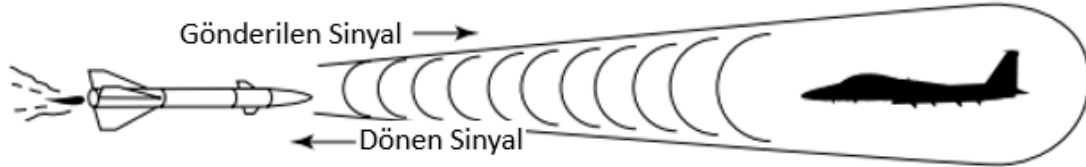
Şekil 2.3. Komuta kontrollü görüş hattı ve huzme güdümü geometrileri [7]

### 2.2.2.3. Evleme Güdümü

Evlleme güdümü, doğrudan hedefi algılayan ve kontrol yüzeylerine gerekli komutları üretebilen mühimmatlar için kullanılmaktadır [2]. Evleme güdümüne sahip füzelerde genellikle hedef tipine uygun arayıcı başlıklar bulunmaktadır. Arayıcı başlıkların donanımsal özellikleri, izlenen hedefin karakteristik özelliklerine göre değişkenlik göstermektedir [7]. Daha belirgin bir ifadeyle, evleme sistemi, hedefin ne çıkan özelliklerine göre hedefi seçen, tanıyan ve takip eden özel bir güdüm metodudur. Evleme güdümü genel olarak üç farklı gruba ayrılmaktadır:

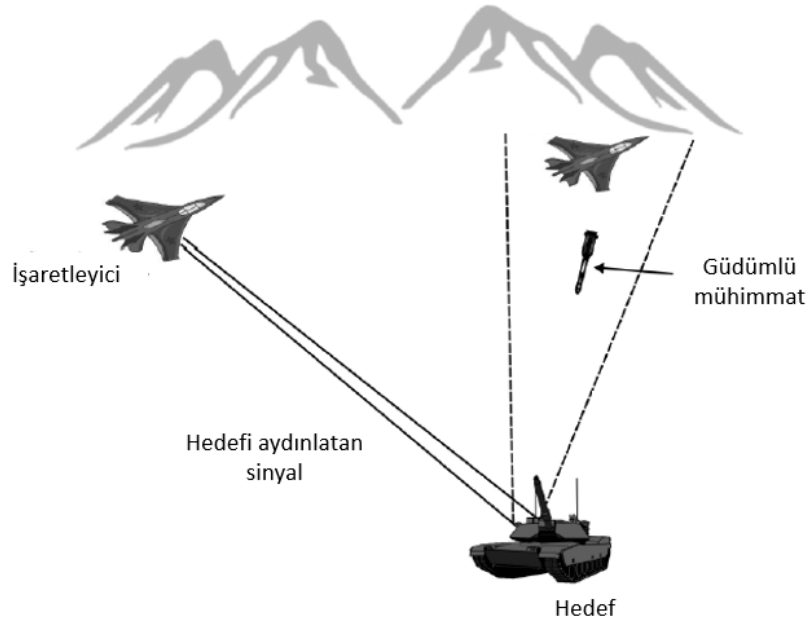
- Aktif güdüm
- Yarı aktif güdüm
- Pasif güdüm

Aktif evleme sistemleri, üzerindeki ekipmanlarla hedefi aydınlatma ve takip etme kabiliyetine sahip sistemlerdir. Füze yayılım kaynağını ve yayılıma duyarlı sensörü üzerinde bulundurmaktadır. Bu sistemlerin avantajlı yönü at-unut tipinde olmalarıdır. Ancak dezavantajlı yanı, diğer tipteki evleme güdümlü füzelere oranla ağırlıklarının fazlaca, maliyetlerinin daha yüksek ve karıştırmaya açık yapıda olmalarıdır.



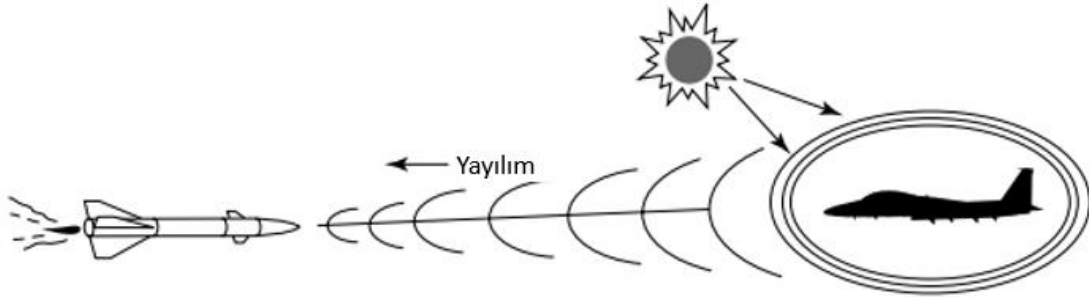
şekil 2.4. Aktif evleme güdümü gösterimi [2]

Yarı aktif evleme sistemleri, bir dış kaynaktan aydınlatılan hedeften yansıyan enerjiyi seçebilen ve takip edebilen sistemlerdir. Yarı aktif güdümlü sistemlerde kullanılan ekipmanlar, pasif evleme güdümlü sistemlere göre daha ağır ve karmaşık yapıdadır.



Şekil 2.5. Yarı-aktif evleme güdümü gösterimi

Pasif evleme güdümü sistemleri, hedefin doğası gereği yaydığı ışık, ısı ya da ses dalgalarını algılayan güdüm sistemleridir.



Şekil 2.6. Pasif evleme güdümü gösterimi [2]

Türünden bağımsız olarak bütün evleme güdümü içeren sistemlerde, arayıcı hassas bir şekilde füzenin boylamsal eksenine hizalanmalıdır. Füze üzerindeki hedef takip sinyali alıcıları genellikle alıcının çıkış sinyali gücünü sabit bir değerde tutmayı amaçlayan otomatik kazanç kontrolü içermektedir.

Evleme güdümü kullanan füzelerin neredeyse tamamı oransal seyir güdümünün bir türünü kullanmaktadır. Oransal seyir güdümünün çok yaygın kullanılmasının birtakım

nedenleri bulunmaktadır. Bunlardan ilki hem düşük hem de yüksek manevra kabiliyetine sahip hedef tiplerinde bu güdüm yönteminin oldukça etkin olmasıdır. Ek olarak, oransal seyir güdümü komutlarını güncel teknolojiye sahip hesaplama donanımlarıyla uygulamak görece kolaydır [2]. Evleme güdüm radar, kızılötesi veya lazer tabanlı olarak gerçekleştirilebilmektedir. Evleme güdümlü mühimmat tiplerinde kullanılan bir başka önemli güdüm yöntemi de takip güdümüdür.

Akıllı mühimmatlar maliyet etkin sistemler oldukları ve konsept olarak daha kolay uygulanabildiği için genellikle yarı-aktif ya da pasif evleme güdümüne uygun donanımları içermektedirler. Komuta güdümü ve huzme içerisinde güdüm yöntemleri bu tip sistemler için genellikle tercih edilmemektedir.

Pasif ve yarı-aktif evleme güdümüne sahip mühimmatlarda en sık kullanılan yöntemler oransal seyir güdümü ve takip güdümü yöntemleridir. Bu nedenle tez çalışmasında modellenecek mühimmat için bu iki tip güdüm yönteminin performansı incelenecektir. Oransal seyir güdümü ve takip güdümü yöntemlerine ilişkin detaylar ve matematiksel esaslar Bölüm 4.4'te verilmiştir.

Akıllı mühimmat tiplerini, kullandıkları güdüm donanımlarına göre de sınıflandırmak mümkündür:

- Lazer Güdümlü Mühimmatlar
- TV/KÖ Güdümlü Mühimmatlar
- ANS-KUSS Güdümlü Mühimmatlar

Akıllı mühimmat teknolojisinin geliştirildiği ilk dönemlerde Alman yapımı RF güdümlü mühimmatlar bulunsa da güdümüzde aktif olarak kullanılan bir RF güdümlü akıllı bomba bulunmamaktadır [8]. RF arayıcıların kullanım alanının dar olmasının en önemli nedeni, akıllı mühimmatların maliyet etkin olmalarına karşın, RF arayıcıların karmaşık yapıda ve maliyetli olmalarıdır.

## 2.3. Mühimmat Tipleri ve Özellikleri

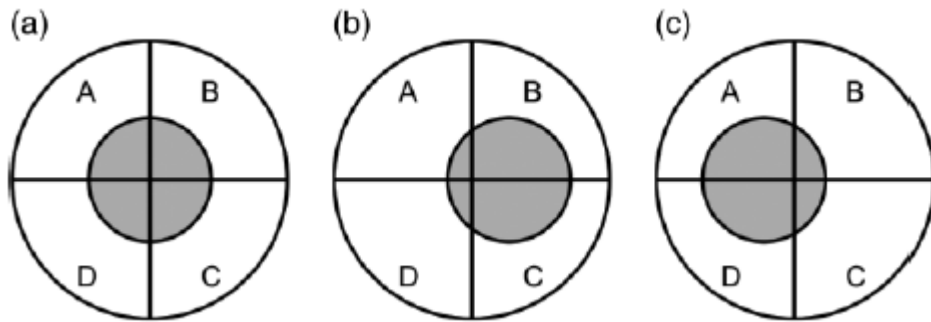
### 2.3.1. Lazer Güdümlü Mühimmatlar

Lazer güdümlü akıllı mühimmatlar belirli bir frekanstaki lazer ışınlarını algılayabilen lazer arayıcı sistemlere sahip mühimmat tipleridir. Huzme güdümü haricindeki çoğu lazer güdümlü mühimmatlarda hedef dışarıdan bir lazer işaretleyici ile işaretlenir. Bu nedenle uygulanan güdüm algoritması yarı-aktif evleme güdümü sınıfındadır [9]. Aydınlatılan hedeften yansıyan lazer ışınları bir dizi foto diyot almacı ile toplanmaktadır.

Lazer işaretleyici ve arayıcıların uyum içinde çalışabilmesi için bir tür darbe kodlayıcı sistem kullanılmaktadır. Aynı kod hem işaretleyici hem de arayıcı için ayarlanarak, arayıcının yalnızca ilgili işaretleyici tarafından aydınlatılan hedefi takip etmesi sağlanmaktadır. Darbe kodlama sistemi, darbe tekrar frekansı yöntemine dayanmaktadır [10]. Akıllı mühimmatlarda kullanılan lazer sinyallerinin tipik tepe gücü, darbe genişliği ve DTF değerleri sırasıyla 5-8 mW, 10-20 ns ve 5-20 Hz'dir [9].

Lazer arayıcının ön-uç katındaki opto-elektronik pozisyon sensörü mühimmatın hedefe göre açısız konumunu hesaplamaktadır. İstikamet (azimuth) ve yükseliş (elevation) açılarındaki hata bilgisi mühimmat servo kontrolcülerine iletilerek mühimmatın vuruş yörüngesinde tutulması sağlanmaktadır. Pozisyon sensörü ölçümü Şekil 2.7'de gösterilmektedir.

Hedefler, lazer güdümlü mühimmatlara karşı tedbir olarak lazer ışınlarını soğuran boyalar, sis perdeleri veya aktif koruma sistemleri kullanmaktadır [9].



Şekil 2.7. Lazer demeti noktası: (a) lazer ışını arayıcı optik eksenine hizalı, (b) lazer ışını pozitif X yönünde, (c) lazer ışını negatif X yönünde [9]

Yurtiçi ve yurtdışında geliştirilen birtakım lazer güdümlü mühimmatlara ilişkin görseller Şekil 2.8 - Şekil 2.11 ile gösterilmektedir.

Paveway II GBU-10 mühimmatı, Mk 84 genel amaçlı bombasına, lazer güdümlü kiti entegre edilen ABD yapımı bir hassas güdümlü mühimmattır. İlk olarak 1976 tarihinde hizmete girmiştir. Ağırlığı 1160 kg ve uzunluğu 4370 mm'dir. Menzili ise yaklaşık olarak 14.8 km'dir [11].



Şekil 2.8. Paveway II (GBU-10)

GBU-24 Paveway III mühimmatı, bir ABD şirketi olan Raytheon firması tarafından geliştirilmiş, 1983 yılından itibaren hizmete girmiş olan ve Mk 84, BLU-109, BLU-116 ve CPE-800 gibi genel amaçlı bombalara lazer güdümlü kiti entegre edilerek akıllı mühimmat haline getirilmiş bir mühimmattır. 1050 kg ağırlığında ve 4390 mm uzunluğunda olan mühimmatın azami menzili yaklaşık 18.5 km'dir [12, 13].



Şekil 2.9. Paveway III (GBU-24)

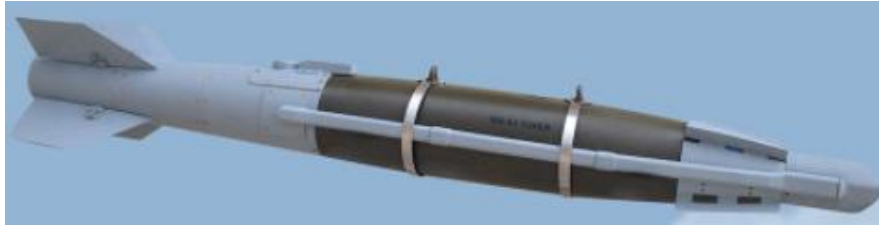


MAM-L mühimmatı, ülkemizde Roketsan A.Ş tarafından üretilmektedir. Mühimmat ağırlığı 22 kg ve uzunluğu 1000 mm'dir. 2016 yılından itibaren aktif olarak insansız hava aracı platformlarında kullanılmaktadır. Mühimmat menzili 14 km'dir [14].



Şekil 2.10. MAM-L (Mini Akıllı Mühimmat – LUMTAS Konfigurasyonu)

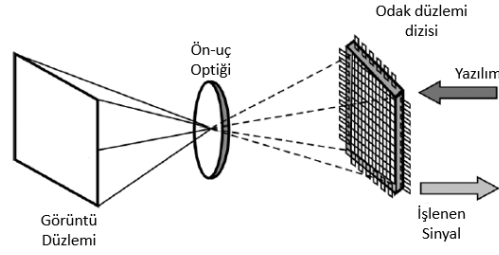
TEBER-82 mühimmatı, Mk 82 genel maksat bombalarına vuruş kabiliyetinin artırılması amacıyla entegre edilen Roketsan A.Ş üretimi bir lazer güdümlü kitidir. 270 kg ağırlığında ve 2600 mm uzunluğundadır. Mühimmat azami menzili 28 km'dir [15].



Şekil 2.11. TEBER-82

### 2.3.2. TV / Görüntülü Kızılötesi Güdümlü Mühimmatlar

TV / görüntülü kızılötesi güdümlü mühimmatlar, mühimmatın ön bölümünde bulunan gündüz vakti kullanım için TV güdümlü sistemi ya da gece ve/veya kötü hava şartlarında görüş sağlayan kızılötesi güdümlü sistemi içermektedir. Herhangi bir yayın yapmadıkları ve başka bir kaynak tarafından aydınlatılan ve hedeften yansıyan enerji kaynağını takip etmedikleri için pasif evleme güdümlü sınıfında yer almaktadır.



Şekil 2.12. Görüntülü kızılötesi arayıcı konsepti [9]

Görüntü güdümlü mühimmatlar, belirli bir bölgede bulunduğu bilinen hedefin tam konumu tayin edilmeden de mühimmatın atılmasına olanak sağlamaktadır. Bir operatör tarafından, mühimmatın üzerindeki veri bağı aracılığıyla, hedef kameranın görüntü alanına girene kadar gerekli güdüm komutlarını uzaktan iletilebilmektedir. Hedef görüntüye girdikten sonra pasif evleme güdümü devreye girebilir ya da operatör tarafından hedefe ulaşana kadar güdüm komutları gönderilebilir [11].

TV/Görüntülü KÖ arayıcı ile güdüm gerçekleştiren mühimmatlara örnek olarak GBU-15 ve LAÇİN mühimmatları Şekil 2.13 ve Şekil 2.14’da gösterilmektedir.

GBU-15 mühimmatı ABD firması Rockwell International tarafından geliştirilmiştir ve 1983’ten günümüze kadar kullanılmıştır. Mk-84 ve BLU-109 genel maksat bombalarına TV ya da görüntülü kızılötesi güdüm sistemleri entegre edilerek akıllı güdüm kabiliyeti kazandırılmaktadır. Yaklaşık olarak 1650 kg ağırlığında ve 3910 mm uzunluğundadır. Azami menzili 9.3 km’den uzundur [16].



Şekil 2.13. GBU-15 [16]

LAÇİN mühimmatı Roketsan A.Ş. tarafından geliştirilme aşamasında olan Mk-82 genel maksat bombalarına TV ya da görüntülü kızılötesi arayıcı başlıklı güdümlü kiti entegre edilmiş bir hassas mühimattır. 262 kg ağırlığında ve 2774 mm uzunluğunda olan mühimmatın azami menzili ise 28 km'dir [17].



Şekil 2.14. LAÇİN akıllı mühimmatı

### 2.3.3. ANS-KUSS Güdümlü Mühimmatlar

ANS-KUSS güdümlü mühimmatların en belirgin özellikleri arayıcı almacı içermeden hedefe güdümlü yapma yeteneklerinin olmasıdır. Hedef koordinatları atıştan önce mühimmeta aktarılır ve atıldığı platformdan ilklendirilen mühimmat gerekli güdümlü hesaplamalarını yapabilmektedir. Arayıcı bağımsız olduğu için hava şartlarından etkilenmemektedirler. Hedef bilgisi atıştan sonra güncellenmediği için hareketsiz ya da çok yavaş hareket eden hedef tiplerinde kullanımları uygundur. KUSS sinyallerinin karıştırılması durumu için seyrüseferi devralacak taktik veya üzeri seviyede ANS sistemi barındırmaktadırlar. KUSS karıştırma önleyici sistemler kullanılarak da KUSS sisteminden daha çok fayda sağlamak mümkündür. ANS seyrüsefer hataları zamanla arttığı için KUSS çözümünün olduğu durumda mühimmat etkinliği daha yüksek olacaktır. Yurtiçinde ve yurtdışında geliştirilen ANS-KUSS güdümlü JDAM, HGK ve Minyatür bomba mühimmatları Şekil 2.15 - Şekil 2.17'da sırasıyla gösterilmektedir.

JDAM güdümlü kiti, Boeing firması tarafından üretilmektedir. Mk-84, Mk-83, Mk-82, BLU-109, BLU-110 ve BLU-111 gibi genel maksat bombalarına entegre edilerek kullanılmaktadır. Mk-84 bombası ile entegre edilmiş olan JDAM GBU-31 (v) 3/B varyantı 961 kg ağırlığında ve 3774 mm uzunluğundadır. GBU-31 mühimmatı 28 km menzile erişebilmektedir [18, 19].



Şekil 2.15. JDAM (Joint Direct Attack Munition)

HGK, Mk-82, Mk-83, Mk-84 ve NEB bombalarına entegre edilen ve Tubitak Sage-Aselsan A.Ş. iş ortaklığı ile üretilmekte olan bir güdümlü kitidir. Yaklaşık 28 km menzile ulaşabilen mühimmat, Türk Hava Kuvvetleri tarafından 2004 yılından itibaren kullanılmaktadır [20].



Şekil 2.16. HGK (Hassas Güdümlü Kiti)

Minyatür Bomba, Aselsan tarafından geliştirilen bir ANS/KUSS güdümlü akıllı mühimattır. 1800 mm uzunluğunda ve 139 kg ağırlığındadır. Açılır geniş kanatları sayesinde 100 km üzerinde menzile ulaşabilmektedir [21].



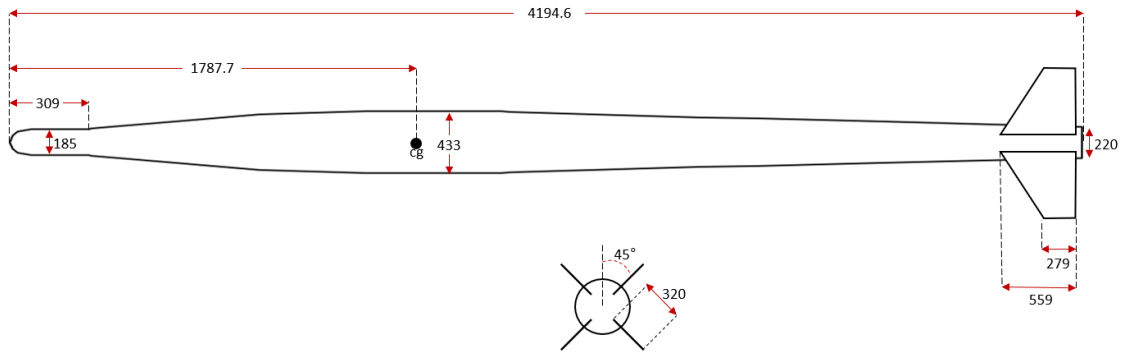
Şekil 2.17. Minyatür Bomba

### 3. AKILLI MÜHİMMAT DİNAMİK MODELİ

Bu bölümde öncelikle akıllı mühimmat fiziksel parametreleri tanımlanacaktır. Daha sonra mühimmatın 3 serbestlik dereceli hareket eksen tanımlamaları yapılacaktır. 3 serbestlik dereceli hareket eksen tanımına uygun mühimmat kinematik ve dinamik hareket denklemleri elde edilecektir. Bölüm sonunda mühimmat aerodinamik modeli yarı-empirik bir aerodinamik modelleme yazılımı olan “Missile Datcom” ile çıkartılıp, hareket denklemleri ile olan ilişkisi ve aerodinamik kararlılık ve trim analizi sunulacaktır.

#### 3.1. Mühimmat Fiziksel Parametreleri

Yapılacak analizlerde Mk-84 genel maksatlı bomba baz alınarak tasarlanmış bir akıllı mühimmat modeli kullanılacaktır [22]. Bomba üzerine hareketli kontrol yüzeyleri ve arayıcı içeren bir güdüm kiti yerleştirilmiştir. Akıllı mühimmatlara eklenen güdüm kitleri tasarımı aerodinamik olarak tekrarlamalı bir tasarım sürecinin sonucunda geliştirilmektedir. Ancak bu tez kapsamında aerodinamik tasarım adımları incelenmediğinden, mevcutta bulunan benzer mühimmat tipleri ölçeklendirilerek Şekil 3.1’de fiziksel özellikleri gösterilen sanal bir mühimmat oluşturulmuştur. Şekilde verilen uzunluk birimleri mm’dir.



Şekil 3.1. Akıllı mühimmat fiziksel parametreleri (yandan ve arkadan görünüm)

#### 3.2. 3 Serbestlik Dereceli Hareket Eksenleri

Eksen tanımlamaları aşağıdaki kısıtlamalar ile oluşturulmuştur;

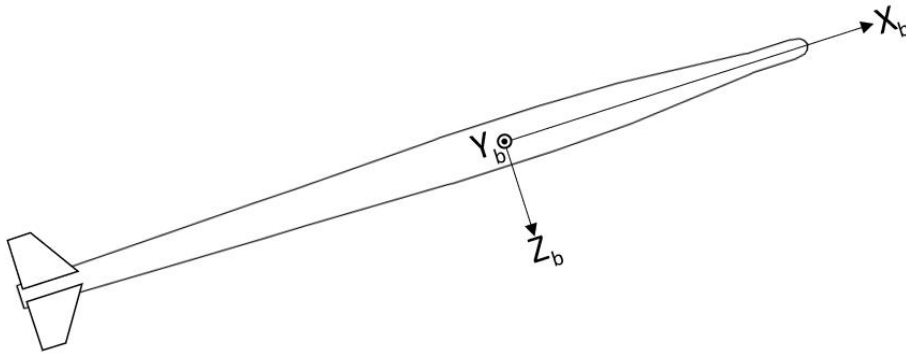
- Mühimmat konumu ve yönelimi sabit ataletsel eksen takımına göre hesaplanmaktadır.

- Dünyanın dönüş hareketi ihmal edilmektedir.
- Dünya yüzey eğikliği modellenmemiştir. Mühimmat hareketi süresince dünya yüzeyi düz kabul edilmektedir.

Bu bölümde mühimmat gövde eksenini ve ataletsel eksen çerçeveleri tanımlanacaktır.

### 3.2.1. Füze Gövde Eksen Takımı

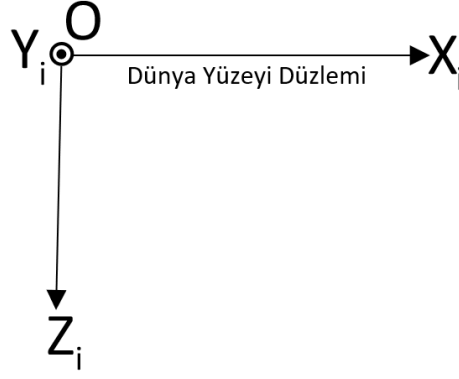
Eksen takımı orijin noktası mühimmat kütle merkezindedir. X eksenini doğrultusu mühimmatın burnuyla paralel, Y eksenini doğrultusu mühimmat arkadan görünüşüne göre sağ taraftaki iki kontrol yüzeyine 45 derecelik açıyla ve X eksenine dik (sayfa düzleminde dışarı doğru) uzanmaktadır. Z eksenini ise sağ el kuralına uyacak şekilde ve bu iki eksene dik olarak tanımlanmıştır. Gövde eksen takımı Şekil 3.2’de gösterilmektedir.



Şekil 3.2. Mühimmat gövde eksen takımı

### 3.2.2. Ataletsel Eksen Takımı

Ataletsel eksen takımı orijini, mühimmat bırakılmadan önce kütle merkezinin düz kabul edilen dünya modeli üzerindeki izdüşümü noktası olarak tanımlanmıştır. Eksen takımını bu şekilde tanımlamak matematiksel ilişkilerin formülasyonunu kolaylaştırmaktadır. X doğrultusu, orijinden hedefin kütle merkezinin dünya yüzeyi üzerindeki izdüşümü doğrultusunda ve dolayısıyla dünya yüzeyine paraleldir. Z doğrultusu, orijinden dünya merkezi doğrultusunda ve X eksenine diktir. Y eksenini sağ el kuralına uygun şekilde bu iki eksene dik (sayfa düzleminde dışarı doğru) doğrultudadır. Ataletsel eksen çerçevesi Şekil 3.3’te gösterilmektedir.



Şekil 3.3. Ataletsel eksen takımı

### 3.2.3. Yönelim Matrisi

Ataletsel eksen takımı ile gövde eksen takımı arasındaki açı dönüşümü Eşitlik (3)'te matris tersi olan dönüşüm de Eşitlik (4)'te verilmiştir. Yönelim matrisi ortogonal bir matris olduğundan, matrisin tersi transpozuna eşit olacaktır.

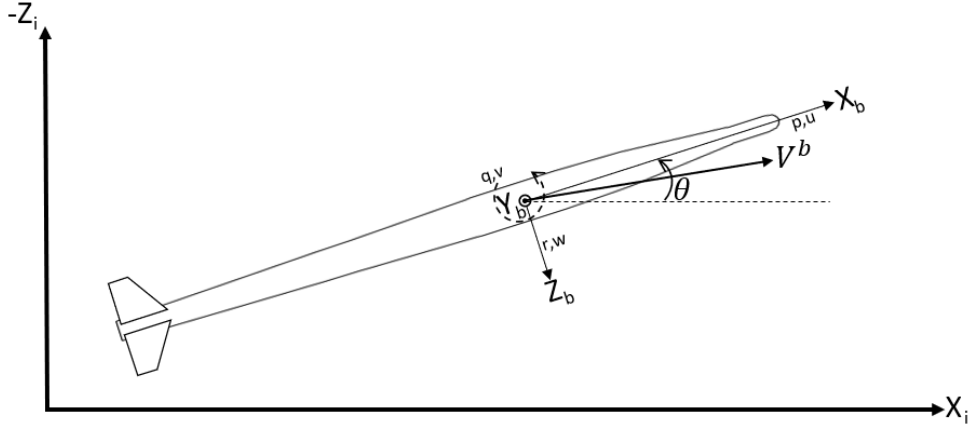
$$C_i^b = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta \\ \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$C_i^b = C_b^{i^T} \quad (4)$$

Füze gövde eksenleri ve ataletsel eksenler arasındaki açı büyüklüğü yunuslama açısı olarak tanımlanmaktadır. Mühimmat gövde eksenine, açısal olarak hareket ettikçe, yunuslama açısı da değişecektir.

### 3.3. Kinematik ve Dinamik Hareket Denklemleri

3 serbestlik dereceli hareket modeli, mühimmatın gövde eksen takımına göre yalnızca  $X_b$  ve  $Z_b$  eksenleri doğrultusunda çizgisel ve  $Y_b$  eksenine çevresinde ise dairesel hareket yapabildiği varsayımıyla oluşturulmuştur. Mühimmat hareket modeli Şekil 3.4'te gösterildiği ve Çizelge 3.1'de tanımlandığı gibidir.



Şekil 3.4. Mühimmat hareket modeli

Çizelge 3.1. Mühimmat hareket-eksen ilişkileri

| Eksen     | Dönü         | Çizgisel Hız | Açı           | Açısal Hız |
|-----------|--------------|--------------|---------------|------------|
| <b>OX</b> | (Yuvarlanma) | u            | ( $\varphi$ ) | ( $\rho$ ) |
| <b>OY</b> | Yunuslama    | (v)          | $\theta$      | q          |
| <b>OZ</b> | (Yanca)      | w            | ( $\psi$ )    | (r)        |

Mühimmat hız vektörü Eşitlik (5)'de verilmiştir.

$$V^b = u\vec{i} + w\vec{k} \quad (5)$$

$\vec{i}$  ve  $\vec{k}$  gövde ekseninde tanımlı  $X_b$  ve  $Z_b$  eksenleri üzerindeki birim vektör bileşenleridir.

Gövde eksen takımında tanımlanan hız vektörü yönelim matrisi kullanılarak ataletsel eksen takımına Eşitlik (6)'le taşınabilir.

$$V^i = C_b^i V^b \quad (6)$$

Hız vektörünün büyüklüğü Eşitlik (7)'la tanımlanmaktadır.

$$V = \sqrt{u^2 + w^2} \quad (7)$$

Akıllı mühimmat açısal hız vektörü Eşitlik (8)'da verilmiştir.

$$\omega = q\vec{j} \quad (8)$$

$\vec{j}$  gövde eksen takımında tanımlı Y eksenini üzerindeki birim vektör bileşenidir.



Newton'un ikinci yasası kullanılarak mühimmatın dinamik denklemlerini tanımlamak mümkündür [2]. Buna göre açısal ve çizgisel hareketi oluşturan toplam moment ve kuvvet etkileri Eşitlik (9)-Eşitlik (10) ile verilmiştir.

$$\sum M = \frac{dH}{dt} \quad (9)$$

$$\sum F = d(mV^b) / dt \quad (10)$$

Mühimmat üzerindeki moment ve kuvvet etkilerini, aerodinamik kuvvetler/momentler ve kütle çekimi oluşturmaktadır. Akıllı mühimmatlarda itki yaratacak roket motoru gibi bir tahrik sistemi bulunmadığından, kuvvet ve moment ifadelerinde bu etki hesaba katılmamaktadır. Mühimmat kütlesi,  $m$ , 1018.4 kg olarak alınmıştır.

Açısal hareketi oluşturan moment etkisinin gövde eksen takımındaki ifadesi Eşitlik (11)-Eşitlik (14) ile verilmiştir.

$$\sum M^b = \frac{dH_y}{dt} \quad (11)$$

$$H_y = qI_y \quad (12)$$

$$I_y = \int (x^2 + z^2) dm \quad (13)$$

$$\sum M^b = \frac{dq}{dt} I_y + q \frac{dI_y}{dt} \quad (14)$$

Atalet momenti, mühimmat kütlesi ve dönme eksenini uçuş süresince değişmediğinden sabit olacaktır. Bu nedenle Eşitlik (14)'te yer alan moment ifadesindeki moment değişimine bağlı ikinci terim her zaman sıfıra eşit olacaktır. Mühimmatın Y eksenini çevresindeki atalet momenti,  $I_y$ , 129.4 kg m<sup>2</sup> olarak kabul edilmiştir.

Çizgisel hareketi oluşturan kuvvet etkisi gövde eksen takımına göre Eşitlik (15) ile hesaplanmaktadır. Uçuş süresince mühimmat kütlesi değişmediğinden, kütle değişimine bağlı ifadeler ihmal edilmiştir.

$$\sum F^b = m \frac{dV^b}{dt} + m(\omega \times V^b) \quad (15)$$

Çizgisel hareket denklemi gövde eksen takımı üzerindeki eksenlere Eşitlik (16)-(19) ile dağıtılabılır.

$$\sum F_{X_b} = m(\dot{u} + wq) \quad (16)$$

$$\sum F_{Z_b} = m(\dot{w} - uq) \quad (17)$$

$$\frac{du}{dt} = \frac{\sum F_{X_b}}{m} - qw \quad (18)$$

$$\frac{dw}{dt} = \frac{\sum F_{Z_b}}{m} + qu \quad (19)$$

İvme ve açısal hız değişkenlerine ait dinamik denklemleri, kuvvet ve moment etkilerini oluşturan yerçekimi ve aerodinamik etkiler cinsinden Eşitlik (20)-(22) arasında verilmiştir.

$$\frac{du}{dt} = \frac{F_{x_b}}{m} - qw - g \sin \theta \quad (20)$$

$$\frac{dw}{dt} = \frac{F_{z_b}}{m} + qu + g \cos \theta \quad (21)$$

$$\frac{dq}{dt} = \frac{M_y}{I_y} \quad (22)$$

Yerçekimi ivmesine ilişkin hesaplamalar Eşitlik (23)-(25) ile verilmiştir.

$$g^b = C_i^b g^i \quad (23)$$

$$g^i = \begin{bmatrix} 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (24)$$

$$g = g_0 \left( \frac{R_e}{R_e + h} \right)^2 \quad (25)$$

Eşitlik (25)'te yer alan yerçekimi sabiti,  $g_0$ , değeri  $9.807 \text{ m/s}^2$ , dünya ortalama yarıçap uzunluğu,  $R_e$ , değeri ise  $6.3781 \times 10^6 \text{ m}$ 'dir.

Dinamik hareket denklemleri kullanarak mühimmatın açısal hareket kinematik denklemleri Eşitlik (26)-(28)'deki gibi hesaplanmaktadır.

$$q = q_0 + \int \frac{dq}{dt} dt \quad (26)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = q \quad (27)$$

$$\theta = \theta_0 + \int \frac{d\theta}{dt} dt \quad (28)$$

Çizgisel hareket kinematik denklemleri ise Eşitlik (29)-(30)'da verilmiştir.

$$\frac{dV}{dt} = a \quad (29)$$

$$\frac{dR}{dt} = V \quad (30)$$

Eşitlik (29)'da verilen çizgisel hareket kinematik hız ilişkisi, gövde eksen takımında Eşitlik (31)-(32) ile ifade edilirken, Eşitlik (30)'da verilen çizgisel hareket konum ilişkisi ise ataletsel eksen takımında sırasıyla Eşitlik (33)-(34)'teki gibi yazılmaktadır.

$$u = u_0 + \int \frac{du}{dt} dt \quad (31)$$

$$w = w_0 + \int \frac{dw}{dt} dt \quad (32)$$

$$X^i = X_0^i + \int \frac{dX^i}{dt} dt \quad (33)$$

$$Z^i = Z_0^i + \int \frac{dZ^i}{dt} dt \quad (34)$$

Yönelim matrisi kullanılarak gövde eksen takımındaki hız ifadesi Eşitlik (35) ve (36)'da verilen ifadelerle ataletsel eksen takımına taşınabilmektedir.

$$\frac{dX^i}{dt} = u \cos\theta + w \sin\theta \quad (35)$$

$$\frac{dZ^i}{dt} = w \cos \theta - u \sin \theta \quad (36)$$

Yapılacak benzetim çalışmalarında irtifa ifadesi dünya yüzeyinin üzerinde pozitif yönlü tanımlandığından Eşitlik (37)'deki gibi ataletsel eksen çerçevesine göre ifade edilmiştir.

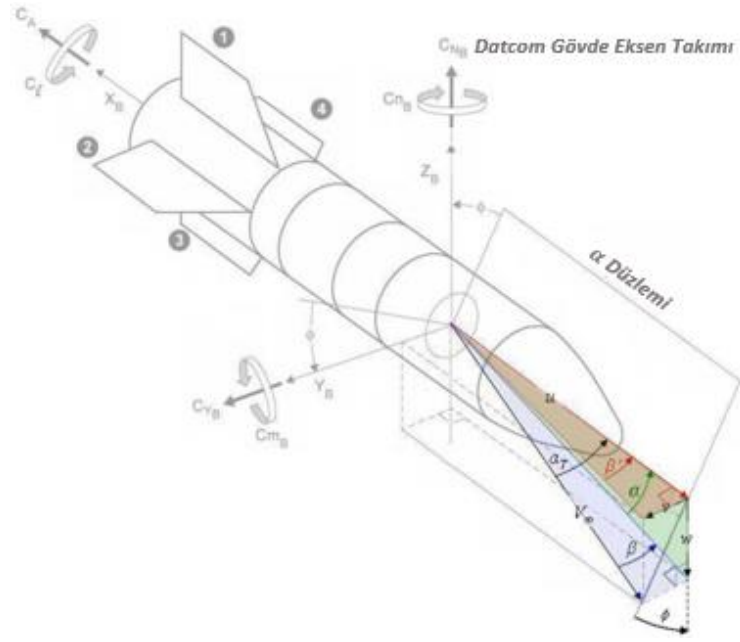
$$h = -Z_i \quad (37)$$

### 3.3.1. Akıllı Mühimmat Aerodinamik Modeli

Mühimmatın dinamik hareketini oluşturan etkiler yer çekimi ve aerodinamik kuvvet-moment etkileridir. Aerodinamik kuvvet ve momentler kanat geometrisi, hücum açısı, mühimmat boyutu, rüzgar hızı, ortamdaki hava yoğunluğu, viskoz etkiler, eyleyici açıları ve mühimmat hızı gibi bir çok parametreye bağlıdır [2]. Farklı uçuş şartlarındaki verileri ilişkilendirebilmek için kuvvet ve moment ifadelerini boyutsuz olan aerodinamik katsayılar ile ifade etmek uygun olacaktır. Doğal olarak bu katsayılar da tıpkı kuvvet ve moment ifadeleri gibi farklı fiziksel değişkenlere bağlı fonksiyonlar olarak ifade edilmektedirler. Aerodinamik katsayıların hesaplanması için teorik yöntemlerin, rüzgar tüneli testlerinin ya da yarı-ampirik veritabanı içeren programların kullanılması mümkündür. Tezin kapsamında aerodinamik katsayı hesaplamaları için yarı-ampirik bir aerodinamik modelleme yazılımı olan “Missile Datcom” uygulaması kullanılmıştır [23].

“Missile Datcom” programının minimum girdi parametreleri mühimmat geometrisi, uçuş şartları ve kontrol yüzeylerinin açılarıdır. Program çıktıları ise statik ve dinamik aerodinamik katsayı parametreleri ve bu katsayı parametreleri ile yapılan yarı-ampirik analizlerdir. Katsayı parametreleri birçok farklı parametreye bağlı olsalar da baskın olmayan parametreler ihmal edilmektedir. Tez içeriğinde yer alan katsayı hesaplamaları hücum açısı, kontrol yüzeyi açısı, mühimmat hızı ve irtifası için hesaplanmıştır. Aerodinamik katsayı hesaplamaları Datcom eksen takımında ifade edilecekleri gibi, bu katsayıları gövde eksen takımına taşımak da mümkündür. Taşıma işlemi, dinamik hareket denklemleri gövde eksen takımında ifade edildiği için kullanılmaktadır. “Missile Datcom” programı aerodinamik katsayı hesaplamalarını hem Datcom Gövde Eksen Takımı'nda hem de Rüzgar Ekseni Takımı'nda hesaplamaktadır. 6 serbestlik dereceli

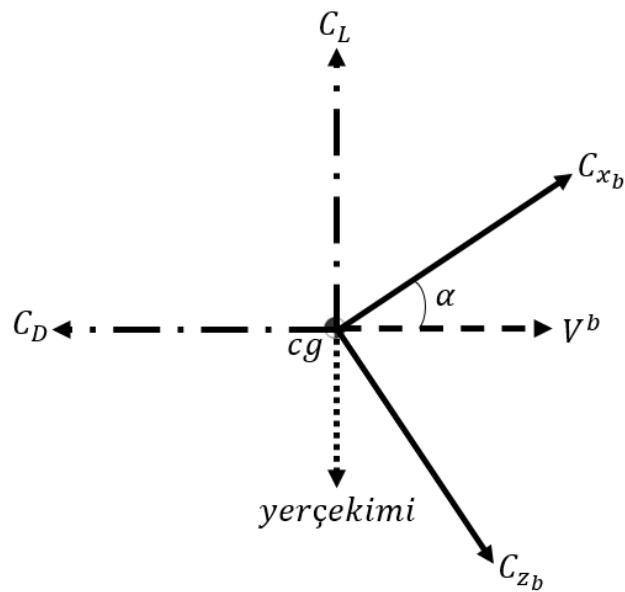
Datcom eksen takımı Şekil 3.5'te ve 3 serbestlik dereceli rüzgar eksen takımı katsayıları Şekil 3.6'da sırasıyla gösterilmektedir [23].



Şekil 3.5. Datcom gövde eksen takımı [23]

Datcom gövde eksen takımı ile gövde eksen takımı eksenleri arasında Eşitlik (38)'deki bağıntı bulunmaktadır.

$$\begin{aligned} X_B &= -X_b \\ Y_B &= Y_b \\ Z_B &= -Z_b \end{aligned} \quad (38)$$



Şekil 3.6. Rüzgar eksen takımında ifade edilen aerodinamik katsayılar

Hücum açısı değeri,  $\alpha$ , Eşitlik (39) ile ifade edilmektedir.

$$\alpha = \tan^{-1}\left(\frac{w}{u}\right) \quad (39)$$

Bu durumda mühimmat gövde eksen takımı ile rüzgar eksen takımı arasında Eşitlik (40)'taki yönelim matrisini tanımlamak mümkündür.

$$C_w^b = \begin{bmatrix} -\cos \alpha & \sin \alpha \\ -\sin \alpha & -\cos \alpha \end{bmatrix} \quad (40)$$

### 3.3.2. Dinamik Denklemlerin Aerodinamik Etkilerle İlişkisi

Aerodinamik etki kaynaklı kuvvet ve moment ifadeleri Eşitlik (41)-(43) ile verilmiştir.

$$F_{x_b} = C_{x_b} QS_{ref} \quad (41)$$

$$F_{z_b} = C_{z_b} QS_{ref} \quad (42)$$

$$M_{y_b} = C_{m_b} QS_{ref} l_{ref} \quad (43)$$

Datcom programında hesaplanan mühimmat bileşenlerinin (kanard, kontrol yüzeyi ve gövde) neden olduğu aerodinamik kuvvet ve moment büyüklüklerine ait katsayı parametreleri, mühimmat referans fiziksel parametrelerine göre normalize edilerek tek bir katsayı parametresi üretilmektedir [23]. Eşitlik (41), (42) ve (43)'te yer alan mühimmat referans alan değeri (mühimmat gövdesinin kesit alanı),  $S_{ref}$ , 0.147 m<sup>2</sup>'dir. Eşitlik (43)'da yer alan mühimmat referans uzunluk değeri (gövdenin yanal eksenindeki çap uzunluğu),  $l_{ref}$ , 0.43 m'dir.

Referans alan hesabı Eşitlik (44)'te verilmiştir.

$$S_{ref} = \frac{\pi}{4} l_{ref}^2 \quad (44)$$

Dinamik basınç, Q, hesabı Eşitlik (45)'te verilmiştir.

$$Q = 0.5 \rho V^2 \quad (45)$$

Hava yoğunluğu irtifa uçuş koşulunun bir fonksiyonudur ve Eşitlik (46)'da verilmiştir.

$$\rho = \begin{cases} \rho_0(1 - 0.00002256h)^{4.256}, & h \leq 10000 \text{ m} \\ 0.412e^{-0.000151(h-10000)}, & h > 10000 \text{ m} \end{cases} \quad (46)$$

$$\rho_0 = 1.223 \text{ kg} / \text{m}^3$$

Aerodinamik kuvvet ve moment katsayıları Mach sayısının fonksiyonlarıdır. Mach sayısı mühimmat hızı ile ortamdaki ses hızının oranı olan boyutsuz bir büyüklüktür ve Eşitlik (47) ile ifade edilmektedir.

$$Ma = \frac{|V|}{v_s} \quad (47)$$

Ses hızı Eşitlik (48)'le gösterilmiştir.

$$v_s = \sqrt{kR_T T} \quad (48)$$

Eşitlik (48)'de yer alan k özgül ısı oranıdır ve değeri 1.4'tür.  $R_T$  evrensel gaz sabitidir ve değeri 287 J/kg K'dir. T ortam sıcaklığı, Eşitlik (49)'de yer aldığı gibi yüksekliğin bir fonksiyonudur.

$$T = \begin{cases} T_0(1 - 0.00002256h)^{4.256}, & h \leq 10000 \text{ m} \\ 0.7744T_0, & h > 10000 \text{ m} \end{cases} \quad (49)$$

$$T_0 = 293 \text{ K}$$

Aerodinamik katsayılar füzenin statik seyri ve dinamik hareketleri göz önüne alındığında aerodinamik türevleri cinsinden Eşitlik (50)-(52)'teki gibi ifade edilebilirler. Dinamik katsayıları boyutsuz olarak ifade edebilmek için  $\frac{(\text{açı değişimi})xl_{ref}}{2V}$  katsayısı ile çarpmak gerekmektedir.

$$C_{x_b} = -C_x(\alpha, Ma, \delta E) \quad (50)$$

$$C_{z_b} = -\left( C_z(\alpha, Ma, \delta E) + \frac{C_{z_q}(Ma)ql_{ref}}{2V} + \frac{C_{z_{\dot{\alpha}}}(Ma)\dot{\alpha}l_{ref}}{2V} \right) \quad (51)$$

$$C_{m_b} = C_m(\alpha, Ma, \delta E) + \frac{C_{m_q}(Ma)ql_{ref}}{2V} + \frac{C_{m_{\dot{\alpha}}}(Ma)\dot{\alpha}l_{ref}}{2V} \quad (52)$$

Aerodinamik katsayılar, Eşitlik (20)-(22)'deki dinamik hareket denklemlerinde yerlerine konulduğunda Eşitlik (53)-(55) ile ifade edilen eşitlik seti elde edilmektedir.

$$\frac{du}{dt} = -\frac{S_{ref}QC_x(\alpha, Ma, \delta E)}{m} - qw - g\sin\theta \quad (53)$$

$$\frac{dw}{dt} = -\frac{S_{ref}Q}{m} \left( C_z(\alpha, Ma, \delta E) + \frac{C_{z_q}(Ma)ql_{ref}}{2V} + \frac{C_{z_{\dot{\alpha}}}(Ma)\dot{\alpha}l_{ref}}{2V} \right) + qu + g\cos\theta \quad (54)$$

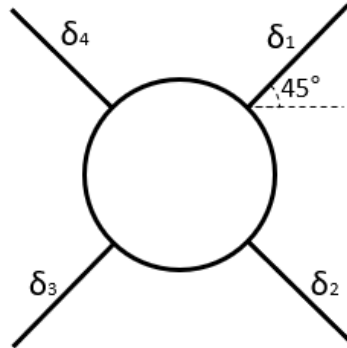
$$\frac{dq}{dt} = \frac{S_{ref}l_{ref}Q}{I_y} \left( C_m(\alpha, Ma, \delta E) + \frac{C_{m_q}(Ma)ql_{ref}}{2V} + \frac{C_{m_{\dot{\alpha}}}(Ma)\dot{\alpha}l_{ref}}{2V} \right) \quad (55)$$

Bu üç doğrusal olmayan türevsel denklem, tez çalışmasında temel alınan 3 serbestlik dereceli modelin özünü oluşturmaktadır.

### 3.3.3. Aerodinamik Katsayıların Missile Datcom Yazılımı ile Hesaplanması

Missile Datcom, mühimmatın öncül aerodinamik tasarım ve analizlerinin gerçekleştirilebildiği, oldukça yaygın kullanılmakta olan yarı-ampirik bir programdır. İlk olarak 1980'li yıllarda McDonnell Douglas Astronautics Company tarafından geliştirilen bu programın en güncel versiyonu 2011 yılında çıkarılmıştır.

Mühimmata ait aerodinamik katsayı parametrelerinin hesaplandığı Datcom programı girdileri EK-1'de paylaşılmıştır. Mühimmat kontrol yüzeyleri Şekil 3.7'de gösterildiği gibi yatay eksene göre 45 derecelik bir açı ile konumlandırılmıştır. Tüm hareketli kontrol yüzeyleri için pozitif yönlü hareket mühimmat gövdesinden dışarı uzanan ışına dik olarak tanımlanmaktadır. İrtifa dümeni eyleyicisi konumu,  $\delta E$ , bütün kontrol yüzeylerinin konumuna bağlı olarak hesaplanmaktadır. İrtifa dümeni konumunun kontrol yüzeylerinin açısına bağlı olarak ifadesi Eşitlik (56)'da verilmiştir.

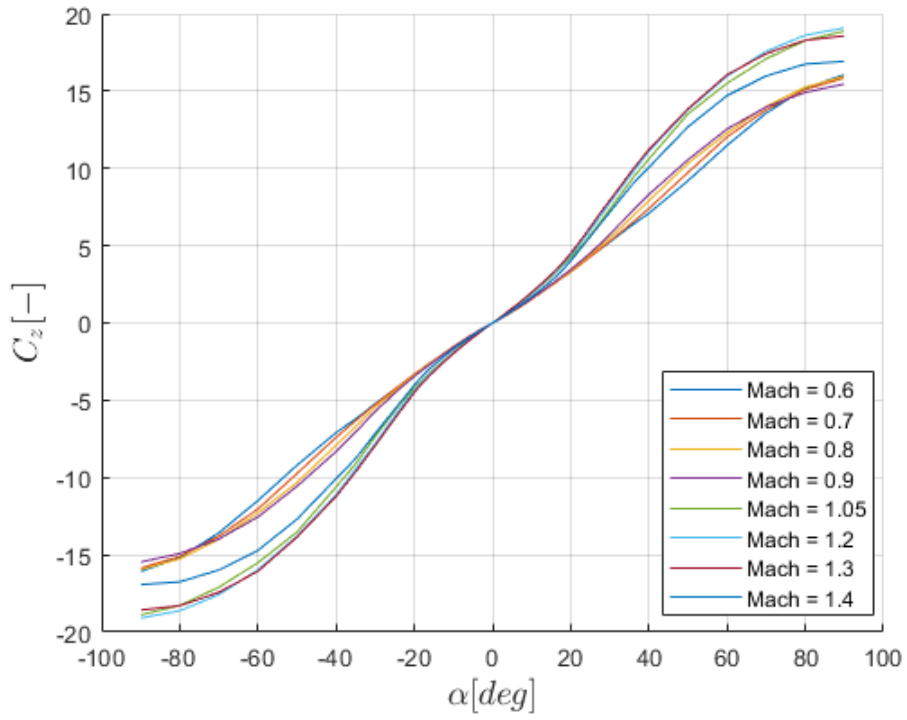


Şekil 3.7. Mühimmat kontrol yüzeyleri (arkadan görünüm)

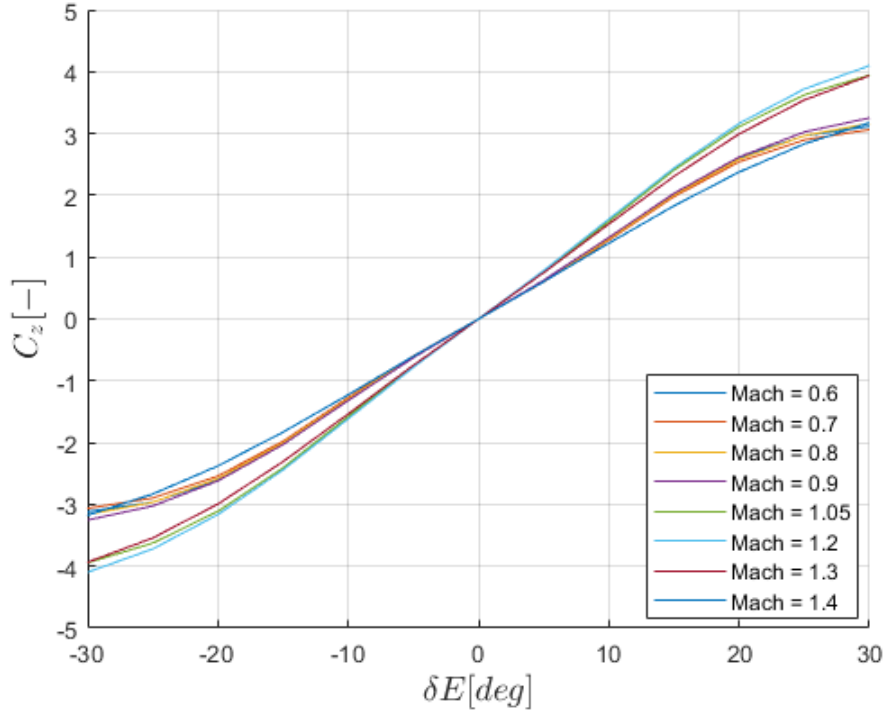
$$\delta E = (\delta_1 + \delta_2 - \delta_3 - \delta_4) / 4 \quad (56)$$



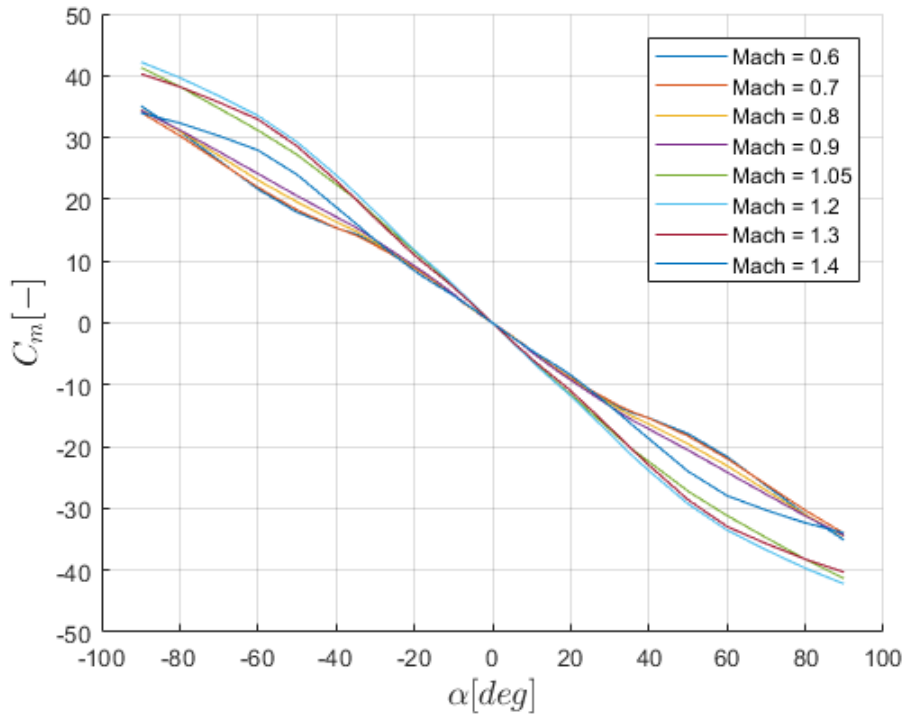
Missile Datcom programı kullanılarak hesaplanan statik katsayı parametreleri Şekil 3.8 - Şekil 3.13 ile, dinamik katsayılar ise Şekil 3.14'te Datcom eksen takımına göre gösterilmektedir. Katsayı parametreleri doğrusal olmasa da küçük hücum ve irtifa dümeni açısı değerleri için doğrusala yakın davranış sergilemektedirler. Bu nedenle ilgili grafikler katsayıların hücum açısı ve eyleyici açısına göre birinci dereceden türevleri cinsinden 2 boyutlu olarak çizdirilmişlerdir. Dinamik katsayıların değerini belirleyen baskın parametre mühimmat hızı olduğundan; bu parametreler ise yalnızca Mach sayısına bağlı grafiklerle gösterilmiştir. Yapılan analiz sonucunda X eksen dinamik katsayısının yunuslama açısı değişiminden etkilenmediği görülmektedir. Bu nedenle ilgili parametre dinamik eşitliklerden çıkarılabilecektir.



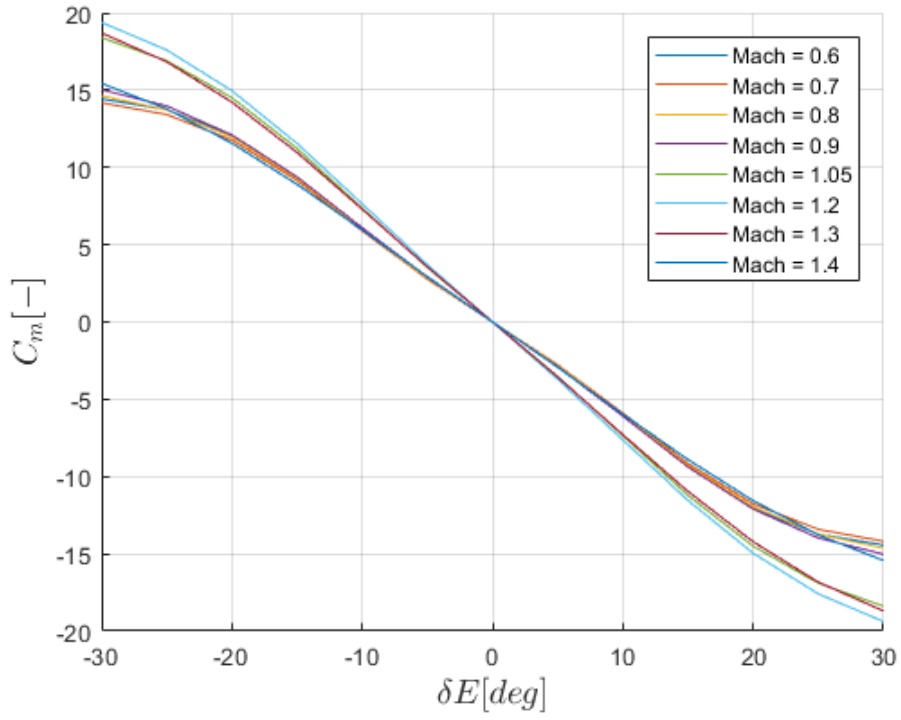
Şekil 3.8. Hücum açısına bağlı normal kuvvet katsayısı



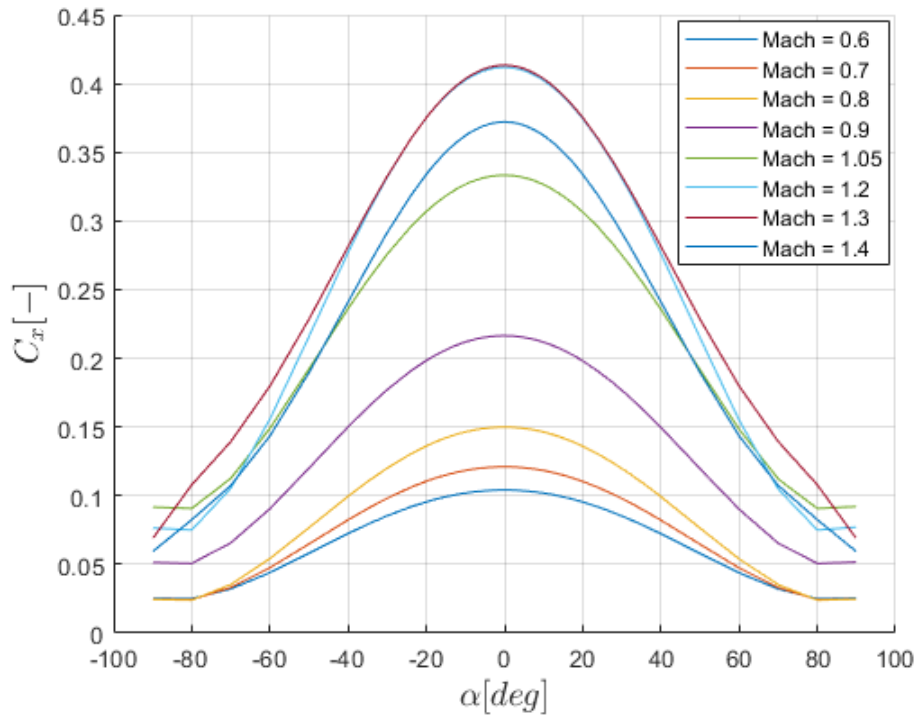
Şekil 3.9. Eyleyici açısına bağlı normal kuvvet katsayısı



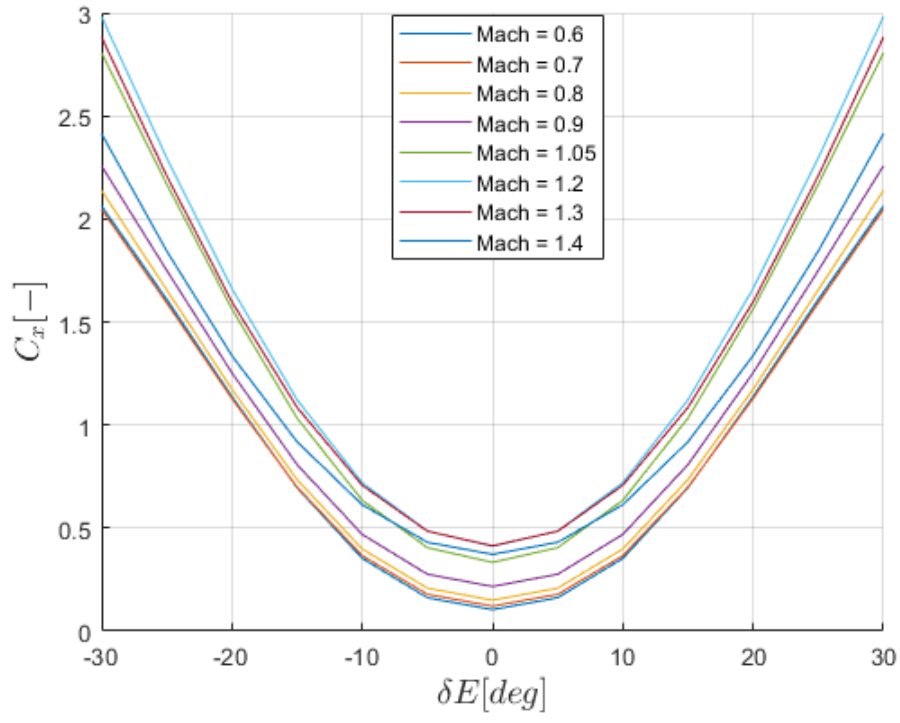
Şekil 3.10. Hücüm açısına bağlı yunuslama momenti katsayısı



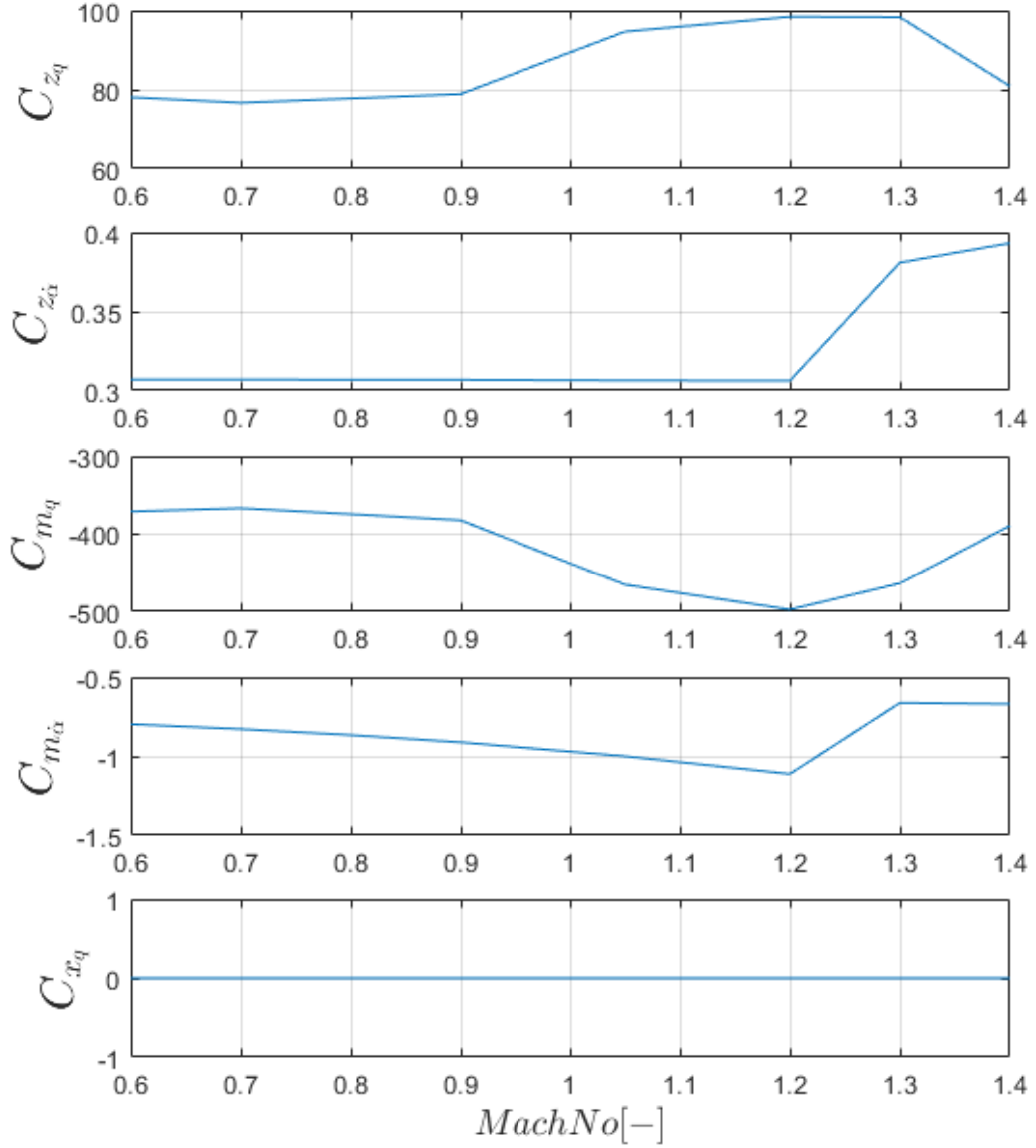
Şekil 3.11. Eyleyici açısına bağlı yunuslama momenti katsayısı



Şekil 3.12. Hücüm açısına bağlı aksenal kuvvet katsayısı



Şekil 3.13. Eyleyici açısına bağlı aksenal kuvvet katsayısı

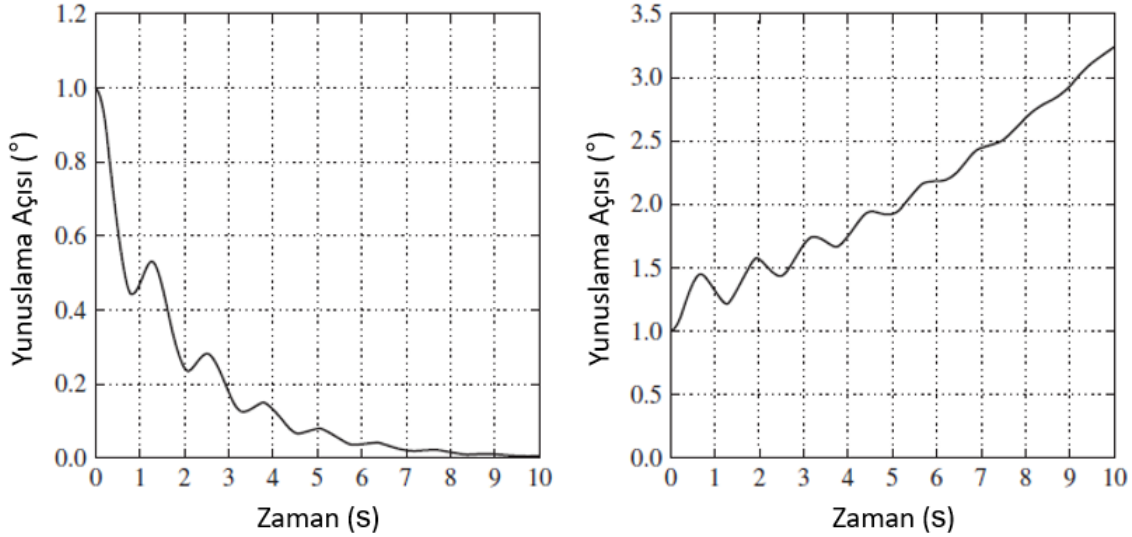


Şekil 3.14. Mühimmat hızına bağlı dinamik kuvvet ve moment dinamik katsayıları

### 3.3.4. Mühimmat Kararlılık ve Trim Analizi

Uçuş sırasında mühimmatta yer alan kontrol mekanizmaları, hareketli kontrol yüzeylerini mühimmata istenen uçuş durumuna getirmek için kontrol etmektedir. İstenen şartlar sağlandıktan sonra mühimmatta herhangi bir kontrol eforu sarf edilmeden uçuş koşulları korunacaktır. Bu durum mühimmataın ‘trim’ durumunda bulunduğunu göstermektedir. Trim durumu, incelenecek olan dinamik niceliğin ilk denge koşulunu tanımlamaktadır [24].

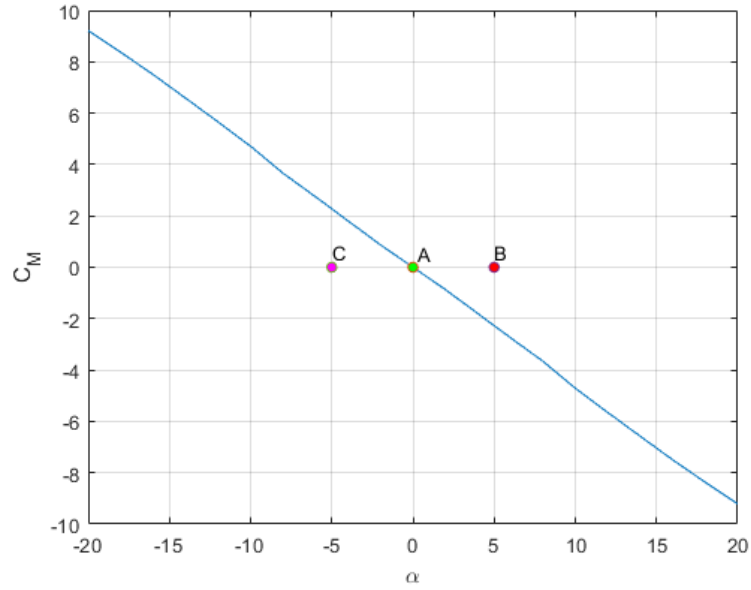
Statik kararlılık, mühimmatın trim koşulundayken küçük bir bozucu etkiye maruz kaldıktan sonra tekrar ilk denge durumuna yakınsamasıdır. Dinamik kararlılık ise bozucu etki sonrası denge konumuna dönüşte mühimmatın sergilediği geçici harekettir. Şekil 3.15'te dinamik olarak kararlı olan iki sistemin statik kararlı ve statik kararsız olma durumlarındaki davranışları gösterilmektedir [24].



Şekil 3.15. Statik kararlı (sol) ve statik kararsız (sağ) sistemlerin yunuslama açısındaki bozucu etkiye olan tepkileri

Denge konumundayken pozitif eğimli bir bozucu etki sonrası mühimmat burnunu havaya kaldıracaktır. Sonuç olarak hücum açısında pozitif yönlü bir artış olacak ve bu durum da kaldırma kuvveti katsayısında artışa yol açacaktır. Kararlı bir mühimmatta oluşacak negatif yunuslama momenti mühimmatın burnu aşağı yönde hareket ettirerek denge konumunu tekrar sağlayacaktır. Bu nedenle mühimmat statik kararlılığını analiz etmek için yunuslama momenti katsayısı,  $C_m$ 'in, hücum açısına göre değişimi çizdirmek anlamlı olacaktır. Şekil 3.16'da mühimmat denge konumu olan A konumundan, pozitif yönlü bozucu etki sonrası burnunu kaldırarak B bölgesine kayacak ve bu bölgede oluşacak negatif yönlü yunuslama momenti ile tekrardan A konumuna dönecektir. Açık bir şekilde burnu aşağı indirecek bir bozucu etki oluşması durumunda da, mühimmat ters yönlü benzer bir davranış ile kararlılığını koruyacaktır. Bu özellik mühimmatın yunuslama direngenliği olarak isimlendirilmektedir [24]. Bu nedenle boylamsal statik kararlılık koşulu için yunuslama momentinin hücum açısı türevinin negatif yönlü olması gerekmektedir. İlgili Eşitsizlik (57)'ta verilmektedir.

$$\frac{\delta C_m}{\delta \alpha} < 0 \quad (57)$$



Şekil 3.16. Yunuslama açısı kararlılık ilişkisinin gösterimi

Trim koşulu bir başka deyişle mühimmatın uçuşu sırasında hareket eksenine uygulanan toplam momentin sıfır olmasıdır. Bunun sağlanması için moment katsayısının sıfır değerini alması gerekmektedir. Missile Datcom programı ile mühimmatı farklı uçuş koşullarında trim durumunda tutacak eyleyici konumu hesaplamasını yapmak mümkündür. Missile Datcom programı yardımı ile yapılan trim analizi sonuçları Çizelge 3.2’de mühimmat hızına bağlı olarak verilmiştir. Akıllı mühimmat atış yüksekliği 12 km ile sınırlandırıldığından, yüksekliğe bağlı etkiler trim analizi için ihmal edilmiştir.

Çizelge 3.2. Datcom trim analizi çıktıları

| <b>Mach No = 0.6 [-]</b> |                  |           |           |           |           |               |
|--------------------------|------------------|-----------|-----------|-----------|-----------|---------------|
| $\alpha$ [deg]           | $\delta E$ [deg] | $C_L$ [-] | $C_D$ [-] | $C_z$ [-] | $C_x$ [-] | $C_L/C_D$ [-] |
| 2                        | -1.56            | 0.088     | 0.111     | 0.092     | 0.108     | 0.793         |
| 4                        | -3.03            | 0.186     | 0.116     | 0.194     | 0.103     | 1.603         |
| 6                        | -4.51            | 0.294     | 0.13      | 0.306     | 0.098     | 2.262         |
| 8                        | -5.78            | 0.412     | 0.142     | 0.428     | 0.083     | 2.901         |
| 10                       | -7.16            | 0.54      | 0.161     | 0.56      | 0.065     | 3.354         |
| 12                       | -8.44            | 0.675     | 0.199     | 0.701     | 0.054     | 3.392         |
| 14                       | -9.58            | 0.819     | 0.241     | 0.853     | 0.036     | 3.398         |
| 16                       | -10.67           | 0.971     | 0.288     | 1.013     | 0.01      | 3.372         |
| 18                       | -11.81           | 1.127     | 0.354     | 1.181     | -0.012    | 3.184         |
| 20                       | -12.99           | 1.29      | 0.436     | 1.361     | -0.031    | 2.959         |
| 24                       | -15.43           | 1.656     | 0.625     | 1.768     | -0.102    | 2.650         |
| 28                       | -18.25           | 2.039     | 0.89      | 2.218     | -0.171    | 2.291         |
| <b>Mach No = 0.7 [-]</b> |                  |           |           |           |           |               |
| $\alpha$ [deg]           | $\delta E$ [deg] | $C_L$ [-] | $C_D$ [-] | $C_z$ [-] | $C_x$ [-] | $C_L/C_D$ [-] |
| 2                        | -1.56            | 0.087     | 0.128     | 0.092     | 0.125     | 0.680         |
| 4                        | -3.03            | 0.185     | 0.133     | 0.194     | 0.12      | 1.391         |
| 6                        | -4.5             | 0.292     | 0.146     | 0.306     | 0.115     | 2.000         |
| 8                        | -5.78            | 0.411     | 0.158     | 0.429     | 0.1       | 2.601         |
| 10                       | -7.16            | 0.539     | 0.178     | 0.562     | 0.081     | 3.028         |
| 12                       | -8.43            | 0.675     | 0.216     | 0.705     | 0.071     | 3.125         |
| 14                       | -9.57            | 0.819     | 0.258     | 0.858     | 0.053     | 3.174         |
| 16                       | -10.66           | 0.973     | 0.306     | 1.02      | 0.026     | 3.180         |
| 18                       | -11.81           | 1.139     | 0.375     | 1.199     | 0.005     | 3.037         |
| 20                       | -13.01           | 1.315     | 0.462     | 1.393     | -0.015    | 2.846         |
| 24                       | -15.48           | 1.7       | 0.661     | 1.822     | -0.087    | 2.572         |
| 28                       | -18.32           | 2.105     | 0.941     | 2.301     | -0.157    | 2.237         |
| <b>Mach No = 0.8 [-]</b> |                  |           |           |           |           |               |
| $\alpha$ [deg]           | $\delta E$ [deg] | $C_L$ [-] | $C_D$ [-] | $C_z$ [-] | $C_x$ [-] | $C_L/C_D$ [-] |
| 2                        | -1.57            | 0.086     | 0.157     | 0.092     | 0.154     | 0.548         |
| 4                        | -3.06            | 0.183     | 0.162     | 0.194     | 0.149     | 1.130         |
| 6                        | -4.54            | 0.29      | 0.175     | 0.307     | 0.144     | 1.657         |
| 8                        | -5.82            | 0.408     | 0.186     | 0.43      | 0.128     | 2.194         |
| 10                       | -7.23            | 0.536     | 0.206     | 0.564     | 0.11      | 2.602         |
| 12                       | -8.5             | 0.672     | 0.244     | 0.708     | 0.099     | 2.754         |
| 14                       | -9.65            | 0.818     | 0.286     | 0.863     | 0.08      | 2.860         |
| 16                       | -10.76           | 0.98      | 0.336     | 1.035     | 0.052     | 2.917         |
| 18                       | -11.93           | 1.153     | 0.409     | 1.223     | 0.033     | 2.819         |
| 20                       | -13.14           | 1.336     | 0.499     | 1.426     | 0.012     | 2.677         |
| 24                       | -15.64           | 1.739     | 0.706     | 1.876     | -0.062    | 2.463         |
| 28                       | -18.52           | 2.168     | 1.001     | 2.384     | -0.134    | 2.166         |



**Mach No = 0.9 [-]**

| $\alpha$ [deg] | $\delta E$ [deg] | $C_L$ [-] | $C_D$ [-] | $C_z$ [-] | $C_x$ [-] | $C_L/C_D$ [-] |
|----------------|------------------|-----------|-----------|-----------|-----------|---------------|
| 2              | -1.58            | 0.084     | 0.223     | 0.092     | 0.22      | 0.377         |
| 4              | -3.09            | 0.179     | 0.228     | 0.194     | 0.215     | 0.785         |
| 6              | -4.58            | 0.284     | 0.241     | 0.308     | 0.21      | 1.178         |
| 8              | -5.87            | 0.401     | 0.251     | 0.432     | 0.193     | 1.598         |
| 10             | -7.3             | 0.528     | 0.271     | 0.567     | 0.176     | 1.948         |
| 12             | -8.58            | 0.663     | 0.309     | 0.713     | 0.164     | 2.146         |
| 14             | -9.74            | 0.814     | 0.351     | 0.874     | 0.144     | 2.319         |
| 16             | -10.86           | 0.981     | 0.401     | 1.054     | 0.115     | 2.446         |
| 18             | -12.06           | 1.158     | 0.478     | 1.249     | 0.097     | 2.423         |
| 20             | -13.28           | 1.348     | 0.57      | 1.461     | 0.075     | 2.365         |
| 24             | -15.83           | 1.767     | 0.788     | 1.935     | 0.001     | 2.242         |
| 28             | -18.75           | 2.238     | 1.104     | 2.494     | -0.076    | 2.027         |

**Mach No = 1.05 [-]**

| $\alpha$ [deg] | $\delta E$ [deg] | $C_L$ [-] | $C_D$ [-] | $C_z$ [-] | $C_x$ [-] | $C_L/C_D$ [-] |
|----------------|------------------|-----------|-----------|-----------|-----------|---------------|
| 2              | -1.68            | 0.081     | 0.34      | 0.093     | 0.337     | 0.238         |
| 4              | -3.3             | 0.177     | 0.347     | 0.2       | 0.334     | 0.510         |
| 6              | -4.86            | 0.286     | 0.359     | 0.322     | 0.327     | 0.797         |
| 8              | -6.22            | 0.413     | 0.367     | 0.46      | 0.306     | 1.125         |
| 10             | -7.74            | 0.553     | 0.396     | 0.613     | 0.294     | 1.396         |
| 12             | -9.08            | 0.712     | 0.438     | 0.787     | 0.28      | 1.626         |
| 14             | -10.29           | 0.896     | 0.487     | 0.987     | 0.256     | 1.840         |
| 16             | -11.5            | 1.101     | 0.554     | 1.211     | 0.229     | 1.987         |
| 18             | -12.78           | 1.323     | 0.655     | 1.46      | 0.214     | 2.020         |
| 20             | -14.03           | 1.567     | 0.769     | 1.735     | 0.187     | 2.038         |
| 24             | -16.82           | 2.135     | 1.08      | 2.39      | 0.118     | 1.977         |
| 28             | -19.92           | 2.832     | 1.523     | 3.216     | 0.015     | 1.859         |

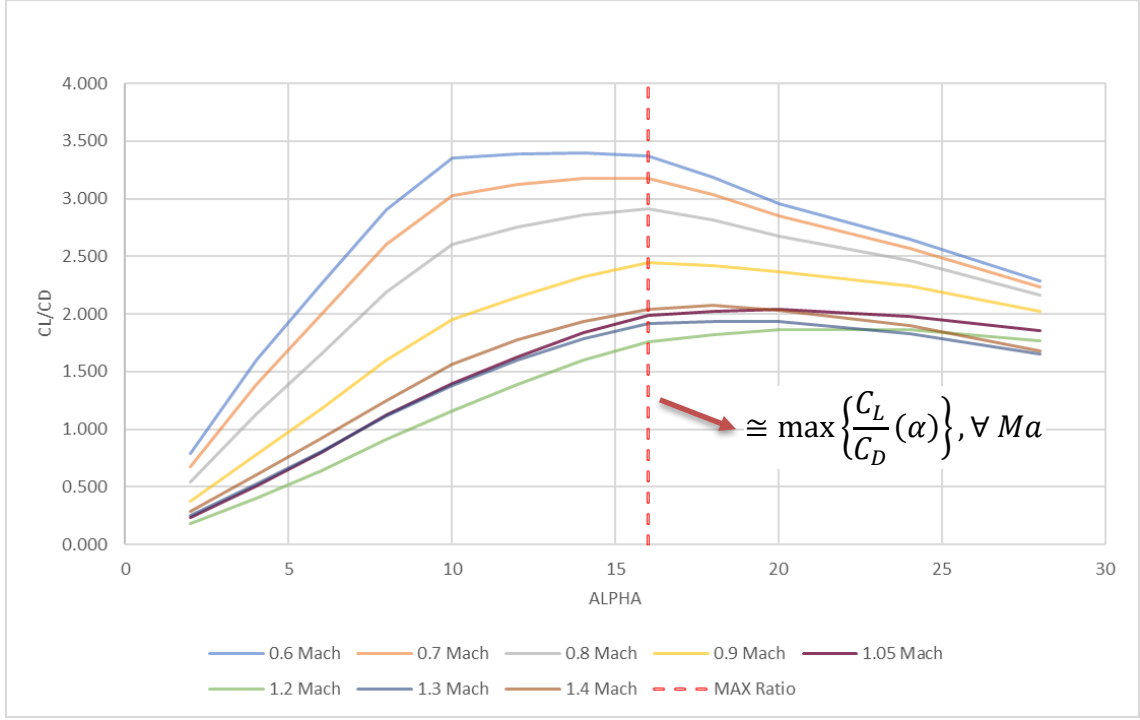
**Mach No = 1.2 [-]**

| $\alpha$ [deg] | $\delta E$ [deg] | $C_L$ [-] | $C_D$ [-] | $C_z$ [-] | $C_x$ [-] | $C_L/C_D$ [-] |
|----------------|------------------|-----------|-----------|-----------|-----------|---------------|
| 2              | -1.7             | 0.078     | 0.418     | 0.092     | 0.415     | 0.187         |
| 4              | -3.34            | 0.171     | 0.426     | 0.2       | 0.413     | 0.401         |
| 6              | -4.9             | 0.28      | 0.437     | 0.324     | 0.405     | 0.641         |
| 8              | -6.26            | 0.407     | 0.444     | 0.465     | 0.383     | 0.917         |
| 10             | -7.75            | 0.551     | 0.475     | 0.625     | 0.373     | 1.160         |
| 12             | -9.06            | 0.721     | 0.52      | 0.813     | 0.359     | 1.387         |
| 14             | -10.25           | 0.917     | 0.573     | 1.028     | 0.334     | 1.600         |
| 16             | -11.44           | 1.137     | 0.646     | 1.271     | 0.308     | 1.760         |
| 18             | -12.7            | 1.378     | 0.756     | 1.544     | 0.293     | 1.823         |
| 20             | -13.96           | 1.652     | 0.885     | 1.855     | 0.266     | 1.867         |
| 24             | -16.82           | 2.33      | 1.252     | 2.637     | 0.196     | 1.861         |
| 28             | -19.93           | 3.06      | 1.728     | 3.513     | 0.089     | 1.771         |

| <b>Mach No = 1.3 [-]</b> |                  |           |           |           |           |               |
|--------------------------|------------------|-----------|-----------|-----------|-----------|---------------|
| $\alpha$ [deg]           | $\delta E$ [deg] | $C_L$ [-] | $C_D$ [-] | $C_z$ [-] | $C_x$ [-] | $C_L/C_D$ [-] |
| 2                        | -1.68            | 0.105     | 0.421     | 0.119     | 0.417     | 0.249         |
| 4                        | -3.3             | 0.225     | 0.43      | 0.254     | 0.414     | 0.523         |
| 6                        | -4.83            | 0.36      | 0.446     | 0.405     | 0.406     | 0.807         |
| 8                        | -6.17            | 0.514     | 0.46      | 0.573     | 0.384     | 1.117         |
| 10                       | -7.6             | 0.688     | 0.498     | 0.764     | 0.371     | 1.382         |
| 12                       | -8.87            | 0.887     | 0.554     | 0.983     | 0.357     | 1.601         |
| 14                       | -10.04           | 1.112     | 0.623     | 1.23      | 0.335     | 1.785         |
| 16                       | -11.19           | 1.363     | 0.71      | 1.506     | 0.306     | 1.920         |
| 18                       | -12.42           | 1.633     | 0.844     | 1.814     | 0.298     | 1.935         |
| 20                       | -13.71           | 1.956     | 1.013     | 2.184     | 0.283     | 1.931         |
| 24                       | -16.56           | 2.668     | 1.46      | 3.032     | 0.248     | 1.827         |
| 28                       | -19.68           | 3.386     | 2.052     | 3.953     | 0.222     | 1.650         |

| <b>Mach No = 1.4 [-]</b> |                  |           |           |           |           |               |
|--------------------------|------------------|-----------|-----------|-----------|-----------|---------------|
| $\alpha$ [deg]           | $\delta E$ [deg] | $C_L$ [-] | $C_D$ [-] | $C_z$ [-] | $C_x$ [-] | $C_L/C_D$ [-] |
| 2                        | -1.58            | 0.109     | 0.379     | 0.122     | 0.375     | 0.288         |
| 4                        | -3.11            | 0.234     | 0.387     | 0.26      | 0.37      | 0.605         |
| 6                        | -4.54            | 0.374     | 0.405     | 0.414     | 0.364     | 0.923         |
| 8                        | -5.8             | 0.532     | 0.425     | 0.586     | 0.346     | 1.252         |
| 10                       | -7.11            | 0.716     | 0.458     | 0.785     | 0.327     | 1.563         |
| 12                       | -8.29            | 0.923     | 0.52      | 1.011     | 0.317     | 1.775         |
| 14                       | -9.41            | 1.156     | 0.597     | 1.266     | 0.299     | 1.936         |
| 16                       | -10.51           | 1.417     | 0.693     | 1.553     | 0.276     | 2.045         |
| 18                       | -11.68           | 1.72      | 0.83      | 1.892     | 0.258     | 2.072         |
| 20                       | -12.99           | 2.061     | 1.014     | 2.284     | 0.247     | 2.033         |
| 24                       | -15.83           | 2.787     | 1.47      | 3.144     | 0.209     | 1.896         |
| 28                       | -18.95           | 3.438     | 2.045     | 3.996     | 0.191     | 1.681         |

Trim analizi sonucunda mühimmatın kaldırma ve sürüklenme kuvveti katsayılarının hücum açısı ile olan ilişkisi net bir şekilde gözlemlenmektedir. Kaldırma kuvveti katsayısı,  $C_L$ 'nin, sürüklenme kuvveti katsayısı,  $C_D$ 'ye, oranının yüksek olduğu hücum açısı bölgesinde mühimmat daha uzun menzile erişecektir. Kaldırma ve sürüklenme kuvvet katsayısı oranı,  $C_L/C_D$ 'nin, farklı uçuş şartlarındaki değerleri ise Şekil 3.17'de verilmiştir.



Şekil 3.17. Trim durumunda  $C_L/C_D$  oranı ve hücum açısı ilişkisi

Yapılan trim analizi sonucunda bütün uçuş koşullarında maksimum  $C_L/C_D$  oranının yaklaşık olarak 16 derece hücum açısı değerinde sağlandığı görülmektedir. Maksimum oranın mühimmatı daha uzun menzile götüreceği önermesi sonraki bölümde, bir benzetim analizi ile tartışılacaktır. Benzetim çalışmasından önce mühimmatı istenen hücum açısı değerinde tutacak bir hücum açısı kontrolcüsü tasarlanacaktır. Daha sonra ise mühimmat balistik menzili ile mühimmatın hücum açısının maksimum  $C_L/C_D$  oranında tutulduğu uçuş zarfları çıkarılacak ve sonuçlar sunulacaktır.

## 4. GÜDÜM VE KONTROL BENZETİM ÇALIŞMALARI

Bu bölümde Bölüm 3'te hesaplanmış olan mühimmat kinematik ve dinamik hareket denklemleri kullanılarak benzetim ortamında öncelikle mühimmatın balistik uçuş durumu incelenmiştir. Daha sonra tasarlanan hücum açısı kontrolcüsü ile mühimmat menzilin artırılmasına ilişkin sonuçlar sunulmuştur. Oransal seyir ve takip güdümü tasarım aşamaları açıklandıktan sonra ivme otopilotu tasarımı yapılmıştır. Böylelikle güdüm ve otopilot tasarım adımları tamamlanmış olan mühimmatın hedef angajman başarımı, hedef kaçırma mesafesi parametresi üzerinden sunulmuştur.

### 4.1. Balistik Uçuş Analizi

Mühimmat menzil etkinliğinin belirlenmesi için ilk adım olarak mühimmatın balistik uçuş analizi gerçekleştirilmiştir. Balistik uçuş, hareketli kanat açılarını kontrol eden eyleyicilere herhangi bir komutun uygulanmadığı, bir başka ifadeyle güdüm ve otopilot algoritmalarının çalışmadığı uçuş türüdür. Uçuş boyunca kontrol yüzeyi konumları ilk konumu olan sıfır derecelik açılarını korumaktadır. Balistik uçuş analizini gerçekleştirmek için mühimmatın atıldığı irtifa ve ilk hız parametreleri kullanılmıştır. İlgili atış koşullarının yer aldığı matris Çizelge 4.1'de verilmiştir.

Çizelge 4.1. Atış ilk koşulları tanımlama matrisi

| Atış İrtifası [m] | 2000 | 4000 | 6000 | 8000 | 10000 | 12000 |
|-------------------|------|------|------|------|-------|-------|
| İlk Hız [Mach]    | 0.6  | 0.7  | 0.8  | 0.9  | 1     | 1.1   |

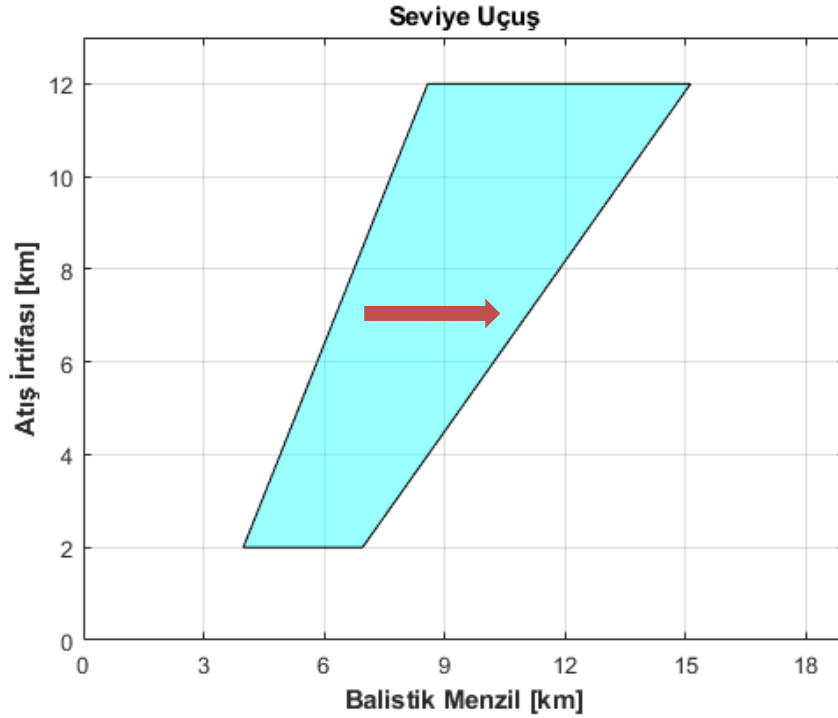
Çizelge 4.1'te verilen atış ilk koşulları altında, mühimmatın seviye uçuş, düşük açılı dalış, yüksek açılı dalış ve yükseliş manevraları için balistik menzil zarfı çıkarılmıştır. Seviye uçuş mühimmatın bırakılma anındaki yunuslama açısının sıfır derecede olduğunu, yükseliş manevrası mühimmatın bırakılma anındaki yunuslama açısının pozitif yönlü olduğunu ifade ederken, dalış manevrası ise yunuslama açısının yönünün negatif olduğu durumu ifade etmektedir. Dalış ve yükseliş manevralarında kullanılacak olan ilk yunuslama açısı değerlerine ait matris Çizelge 4.2'de verilmiştir.

Çizelge 4.2. Atış manevrası senaryo matrisi

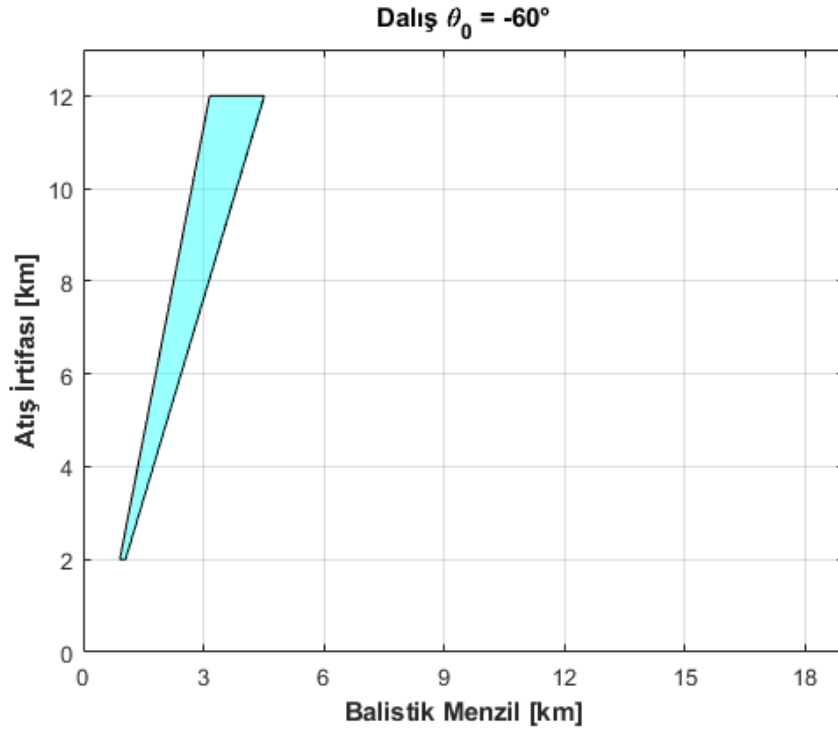
| Dalış Manevrası Yunuslama Açısı [°] |     |     |     | Yükseliş Manevrası Yunuslama Açısı [°] |    |    |    |    |
|-------------------------------------|-----|-----|-----|--|----|----|----|----|
| -60                                 | -40 | -20 | -10 | 10                                     | 20 | 30 | 40 | 60 |

Aerodinamik moment katsayısı yüksek olduğundan, ivmelenme manevrası mühimmat üzerinde önemli ölçüde bir menzil artışı sağlamamaktadır. Bu sebepten dolayı ivmelenme manevrasına, balistik uçuş benzetim çalışmalarında yer verilmemiştir.

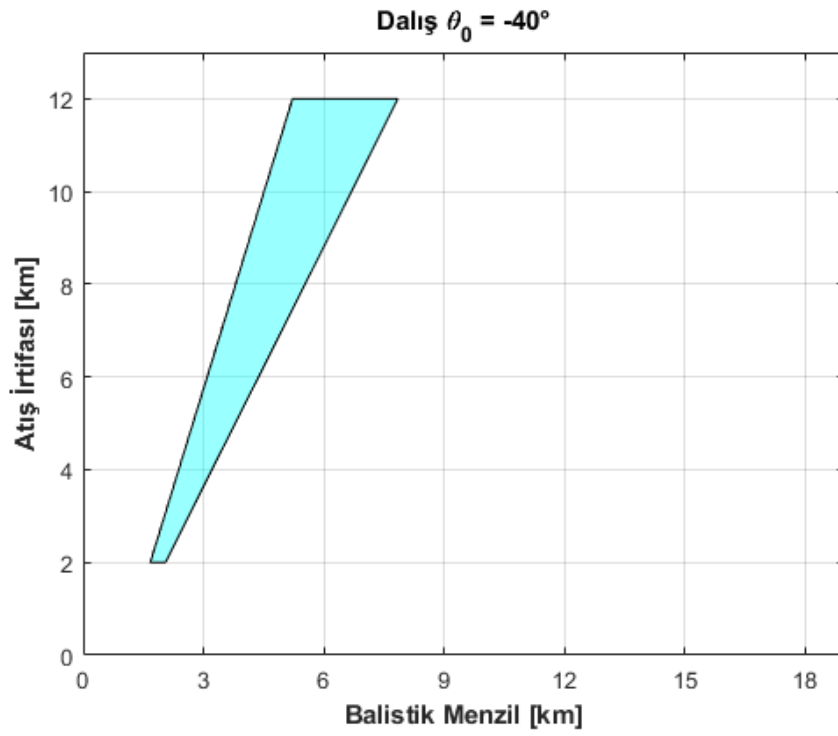
Çizelge 4.1'deki ilk atış koşullarının ve Çizelge 4.2'deki atış manevralarının tamamını kapsayan balistik uçuş benzetimi çalışmaları yapılmıştır. Toplam balistik atış benzetim adedi  $6 \times 6 \times 10 = 360$ 'tır. Bu benzetim çalışmalarında rüzgar, sensör hataları, mekanik toleranslar gibi rastgele ve rastgele olmayan hata kaynakları ihmal edilmiştir. Grup benzetim koşumunun sonuçları Şekil 4.1-Şekil 4.10 ile gösterilmektedir. Şekil 4.1'de yer alan ok yönü aynı ilk irtifadan atılan mühimmatın farklı ilk hızlar için farklı balistik menzile eriştiğini ifade etmektedir. Buna göre balistik zarfın sol kenarı 0.6 Mach'lık ilk hız balistik atışlarının menzil sınırlarını oluştururken, sağ kenarı 1.1 Mach'lık ilk hız değerinin balistik atış menzil sınırlarını oluşturmaktadır. Diğer balistik zarf grafikleri de aynı şekilde yorumlanmaktadır.



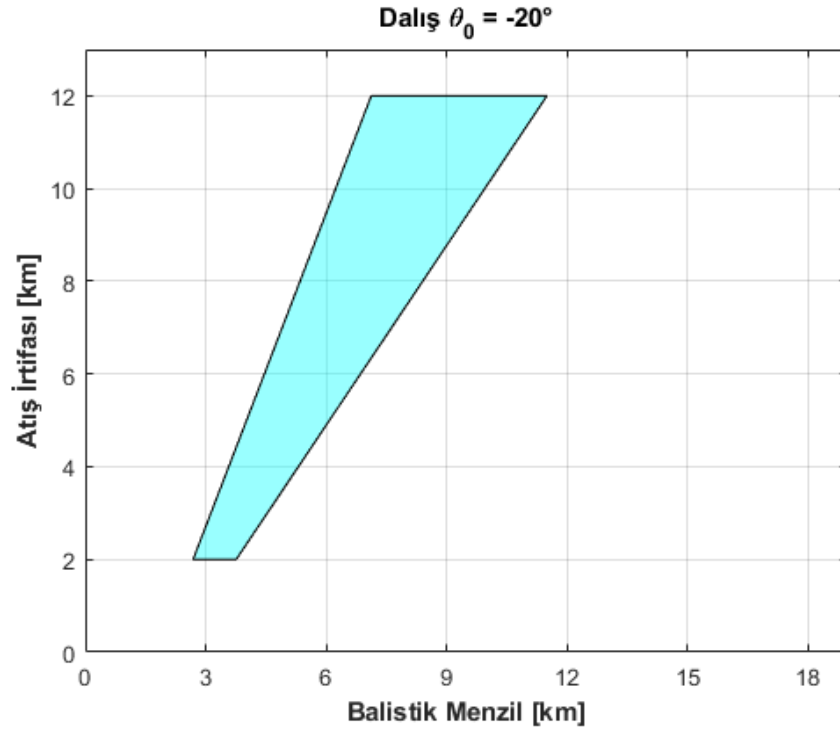
Şekil 4.1. Seviye uçuş manevrası balistik uçuş sonuçları



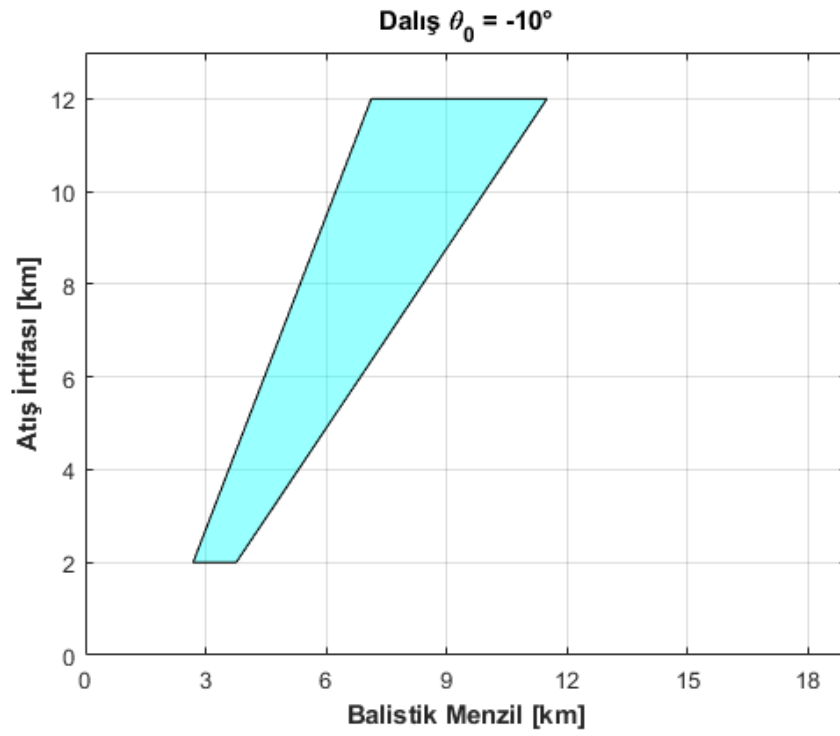
Şekil 4.2. -60 derece yüksek açılı dalış manevrası balistik uçuş sonuçları



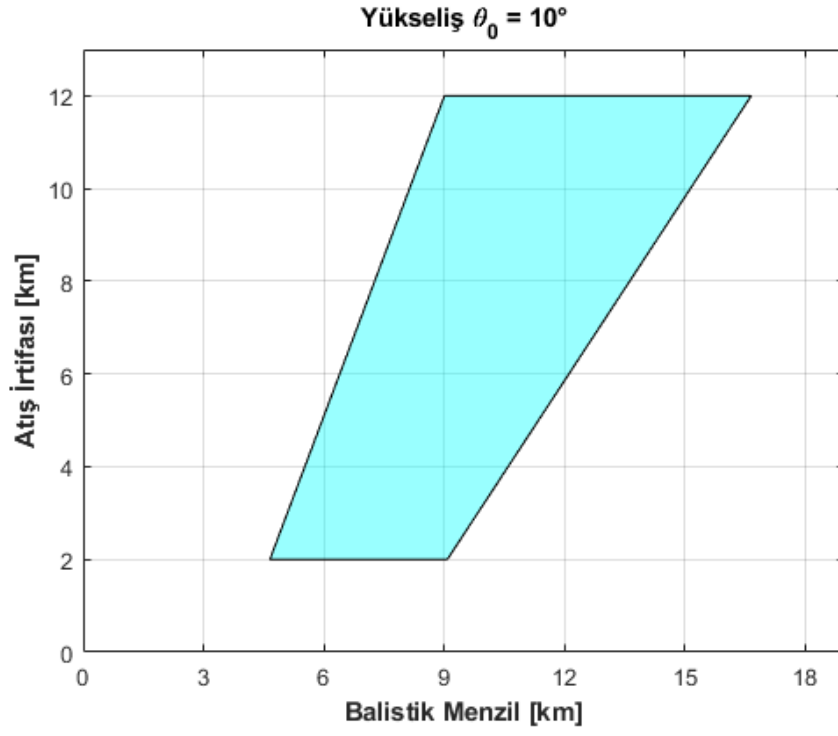
Şekil 4.3. -40 derece yüksek açılı dalış manevrası balistik uçuş sonuçları



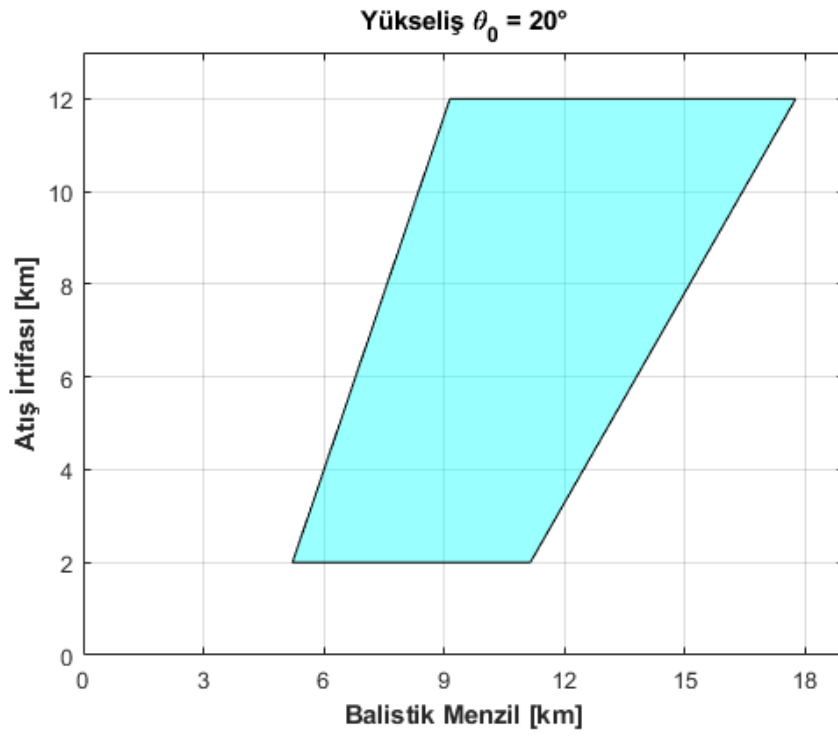
Şekil 4.4. -20 derece düşük açılı dalış manevrası balistik uçuş sonuçları



Şekil 4.5. -10 derece düşük açılı dalış manevrası balistik uçuş sonuçları

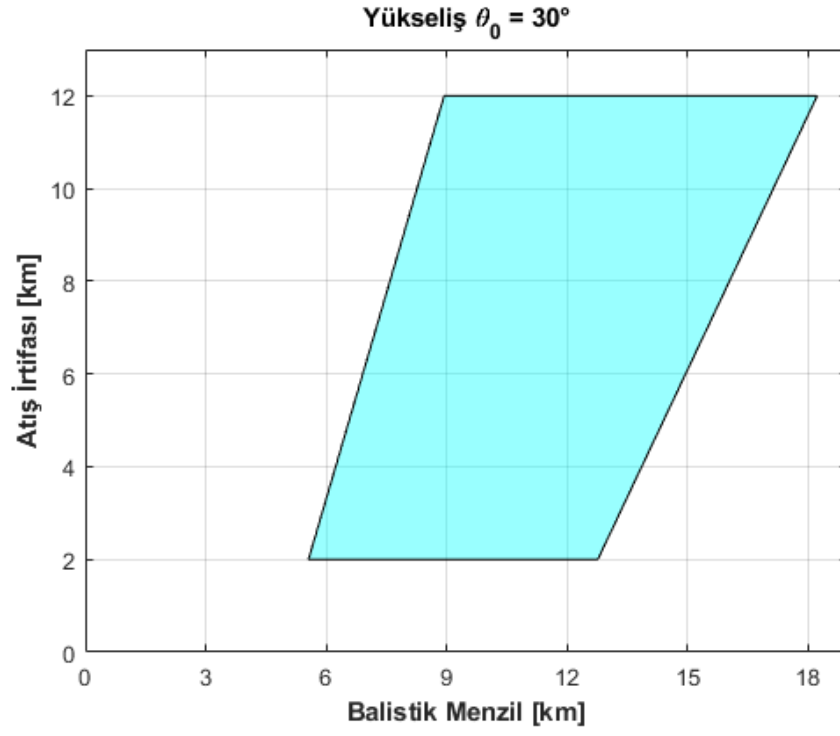


Şekil 4.6. 10 derece yükseliş manevrası balistik uçuş sonuçları

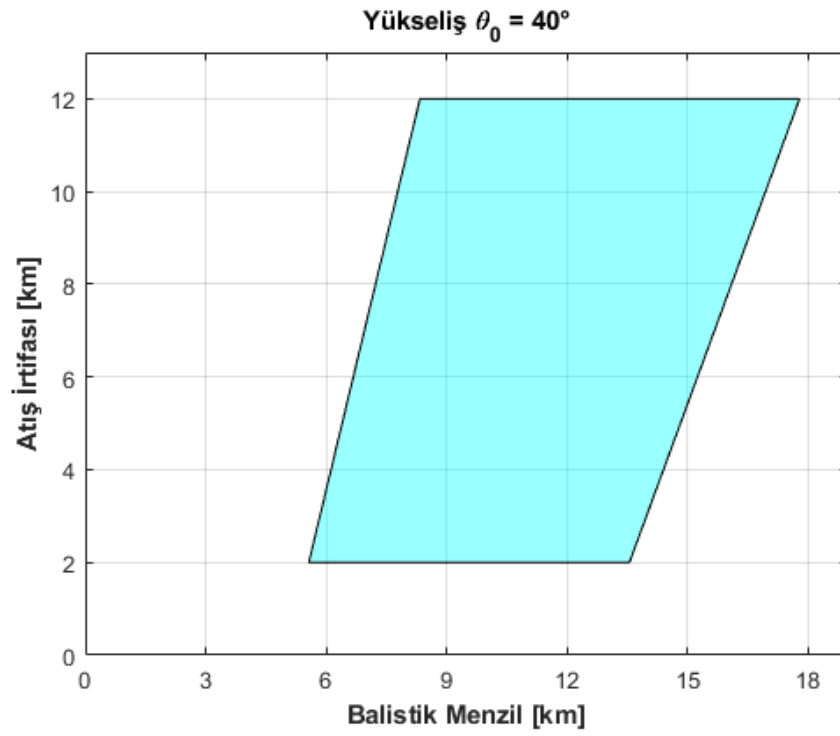


Şekil 4.7. 20 derece yükseliş manevrası balistik uçuş sonuçları

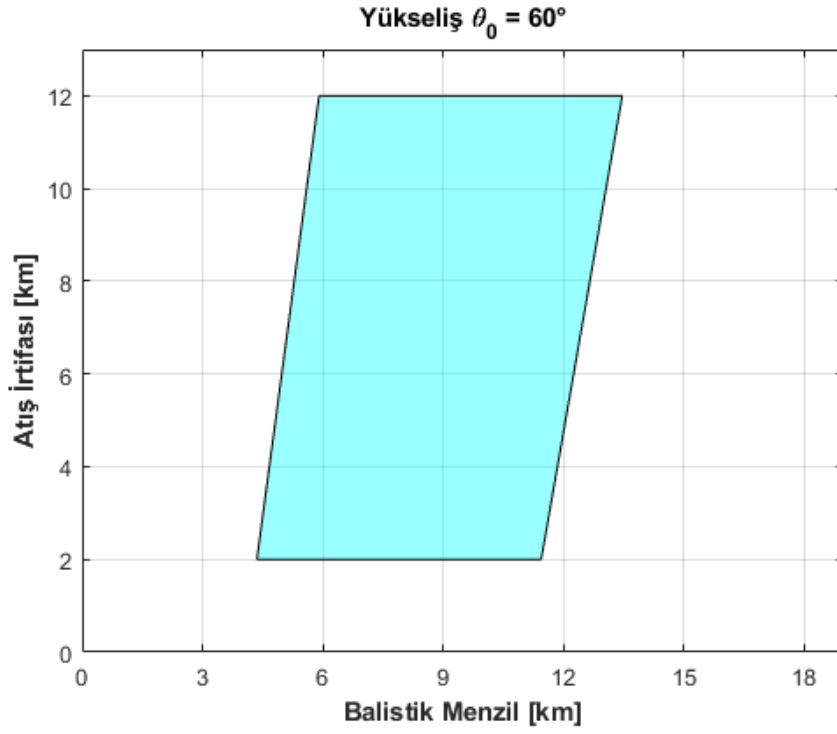




Şekil 4.8. 30 derece yükseliş manevrası balistik uçuş sonuçları

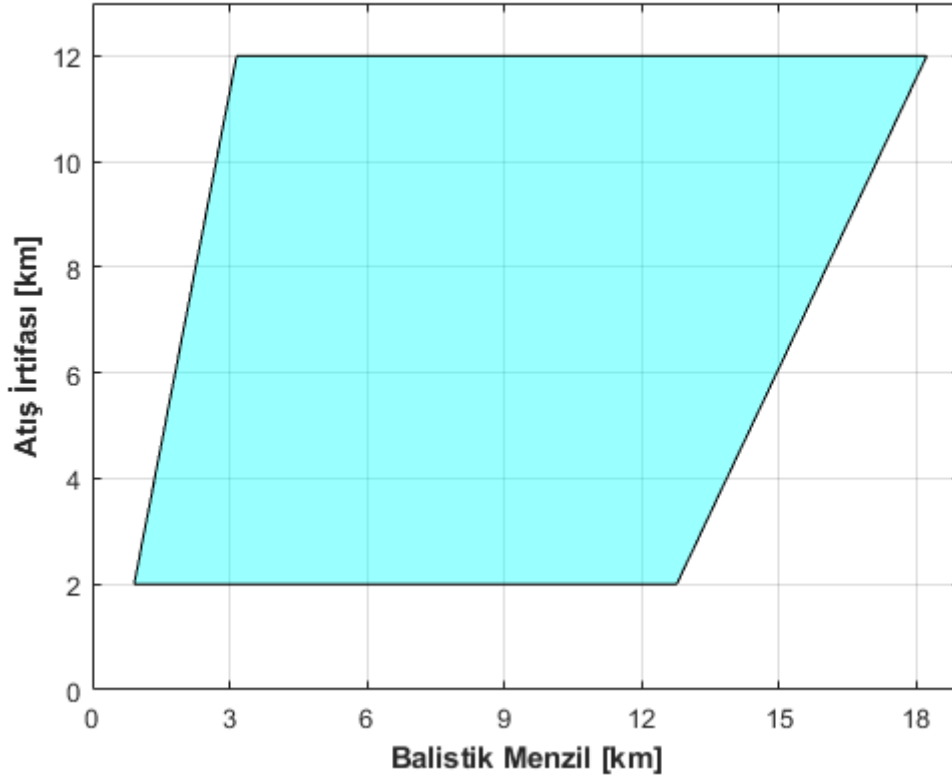


Şekil 4.9. 40 derece yükseliş manevrası balistik uçuş sonuçları



Şekil 4.10. 60 derece yükseliş manevrası balistik uçuş sonuçları

Mühimmatın balistik uçuş yörüngeleri farklı ilk atış durumları için değerlendirildiğinde, maksimum menzile 12 km irtifadan  $30^\circ$ 'lik yükseliş manevrası ile ulaşılmıştır. Minimum menzile ise beklenildiği üzere 2 km irtifadan  $60^\circ$ 'lik dalış manevrası ile ulaşılmıştır. Hedef menziline bağlı olarak, yapılan balistik menzil zarfı analizinden faydalanarak, gerekli görülen mühimmat ilk atış koşul ve manevraları tayin edilebilecektir. Balistik zarf içerisinde kalan bir hedefe göre ilk hız, ilk irtifa ve atış manevralarını şekillendirmek; mühimmat kontrolcülerinin uygulayacağı eforu düşürecektir. Şekil 4.11'de ise tüm balistik atış benzetimlerinde yer alan ilk koşullar ve manevraların bileşkesi yer almaktadır. Bu gösterim yöntemi, mühimmat balistik uçuş sınırlarının belirlenmesini sağlamaktadır. Şekil 4.11'de gözlemlenebildiği üzere, mühimmat balistik olarak 0.9 km ile 18.2 km arasındaki menzillere erişebilmektedir.

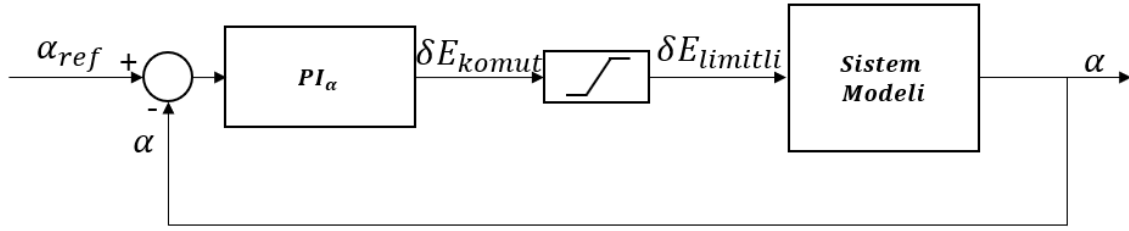


Şekil 4.11. Mühimmat balistik toplam menzil zarfı

#### 4.2. Hücum Açısı Kontrolcü Tasarımı

Mühimmat dinamik denklemleri doğrusal olmadığından giriş-çıkış ilişkisini, transfer fonksiyonu ya da doğrusal durum uzay denklemleri gibi yöntemlerle ifade etmek mümkün değildir. Bu aşamada denklem setlerinde yer alan doğrusal olmayan aerodinamik katsayı değişkenleri doğrusallaştırılabilmektedir. Doğrusal matematik ifadeler kullanılarak, kontrol edilmek istenen parametrelerin, kontrol edilebilen değişkenlerle olan ilişkileri hesaplanabilmektedir. Hesaplanan doğrusal giriş-çıkış ilişkisi barındıran fonksiyonlara uygun, istenen performans kriterlerini fiziksel sınırlamalar altında sağlayacak bir kontrolcü tasarımı gerçekleştirilmek mümkündür. Ancak tez çalışması kapsamında, doğrusallaştırma adımını gerçekleştirmeden de uygun yapıda bir kontrolcü yapısının seçilebileceği gösterilmek istenmiştir.

Tasarım için öncelikle verilen referans hücum açısı değeriyle, mühimmat hücum açısı değeri arasındaki sürekli hal hatasını gidereceği için PI tipi bir kontrolcü yapısı seçilmiştir. Kontrolcü mimarisinin blok şema ile gösterimi Şekil 4.12’de yer almaktadır.



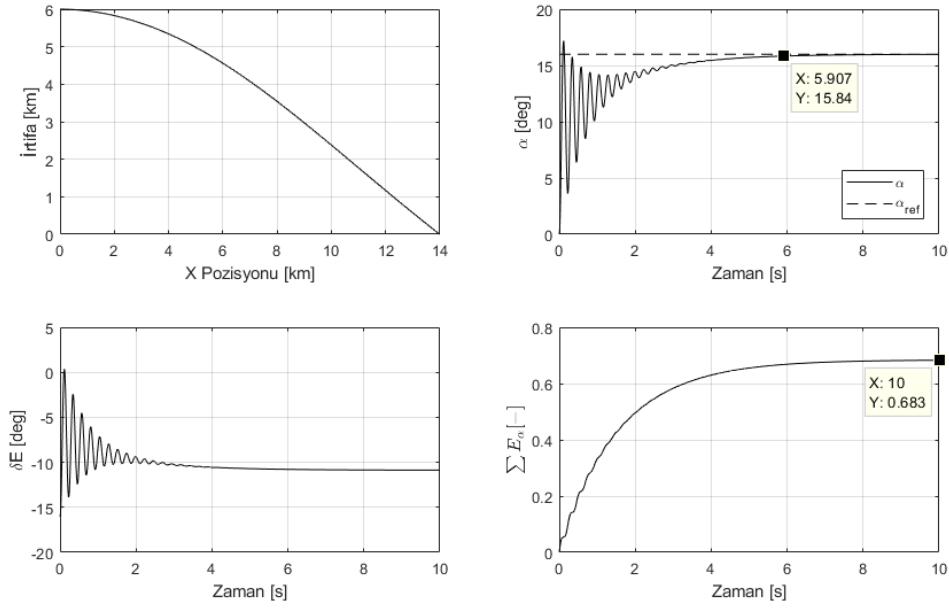
Şekil 4.12. Hücüm açısı kontrolcü mimarisi

Şekil 4.12’de gösterilen ve eyleyici modelini ifade eden doyunluk bloğunun alt-üst sınırları  $\pm 20^\circ$  olarak seçilmiştir. Sistem modeli doğrusal denklemlerle ifade edilmese de kullanılan kontrolcünün yapısı doğrusal seçilmiştir. Kontrolcüye ait parametrik transfer fonksiyonu Eşitlik (58)’de verilmiştir. Kontrolcü parametrelerinin belirlenmesinde toplam hata bütçesini minimize edecek tekrarlamalı bir çalışma yapılacaktır.

$$PI_{\alpha}(s) = \frac{K_p s + K_i}{s} \quad (58)$$

İkinci adımda, balistik uçuş analizlerinde kullanılan atış koşulları içerisinde rastgele bir atış koşulu seçilmiştir. Seçilen atış koşulunda hücüm açısını,  $C_L/C_D$  oranının maksimum değere ulaştığı hücüm açısı değeri olan,  $16^\circ$ ’de tutacak kontrolcü katsayıları denenmiştir. İlk iterasyonda oransal ve integral katsayıların değerleri -1 olarak seçilmiş ve mühimmat bırakılmıştır. Kontrolcü başarımını görmek için uçuş esnasındaki mühimmat yörüngesi, hücüm açısı, irtifa dümeni açısal konumu ve referans hücüm açısı ile anlık hücüm açısı arasındaki hatanın referans hücüm açısı değerine göre normalize edilmiş birikimli değeri incelenmiştir. Yapılan atışın sonucu Şekil 4.13’te gösterilmiştir. Şekil 4.13’te yer alan normalize edilmiş birikimli hücüm açısı hatası,  $\sum E_{\alpha}$  ’ye, ilişkin formülasyon, Eşitlik (59)’da tanımlanacaktır.

$K_p = -1$  and  $K_i = -1$



Şekil 4.13. Hücüm açısı kontrolcüsünün referans parametrelerle benzetim çıktıları

Benzetim sonucunda hem hücüm açısı hem de irtifa dümeni açısal konumunun fazlaca osilasyon yaptığı gözlenmiştir. Referans hücüm açısı kontrolcüsünün yerleşme zamanı 5.91 saniyedir. Toplam birikimli hatanın 10 saniye sonundaki normalize değeri ise 0.68'dir Referans kontrolcü parametrelerinden yola çıkarak lokal optimum kontrolcüyü belirlemek için, parametre değerlerinin belirli komşuluklarında farklı integral ve oransal parametre ikilileri aranacaktır. Lokal optimizasyon için normalize birikimli hata bütçesinin minimize edilmesi amaçlanmıştır. Kullanılan optimizasyon yöntemi adımları aşağıda sıralanmaktadır.

- Kontrolcü parametreleri bir başlangıç değerine eşitlenir.
- Kontrolcü parametrelerinin başlangıç değerlerinin %10 altı ve üstü komşuluklarında 8 adet yeni kontrolcü oluşturulur.

Çizelge 4.3. Kontrolcü parametreleri değerlerinin atama adımları

|                         |                         |                         |
|-------------------------|-------------------------|-------------------------|
| $0.9 \cdot K_{p_{ref}}$ | $0.9 \cdot K_{p_{ref}}$ | $0.9 \cdot K_{p_{ref}}$ |
| $0.9 \cdot K_{i_{ref}}$ | $K_{i_{ref}}$           | $1.1 \cdot K_{i_{ref}}$ |
| $K_{p_{ref}}$           | $K_{p_{ref}}$           | $K_{p_{ref}}$           |
| $0.9 \cdot K_{i_{ref}}$ | $K_{i_{ref}}$           | $1.1 \cdot K_{i_{ref}}$ |
| $1.1 \cdot K_{p_{ref}}$ | $1.1 \cdot K_{p_{ref}}$ | $1.1 \cdot K_{p_{ref}}$ |
| $0.9 \cdot K_{i_{ref}}$ | $K_{i_{ref}}$           | $1.1 \cdot K_{i_{ref}}$ |

- Toplamda oluşan 9 farklı kontrolcü için aynı atış senaryosu tekrarlanır.
- Atış senaryolarında uçuş süresi boyunca normalize edilmiş birikimli hücum açısı hatası Eşitlik (59) ile hesaplanır. Hücum açısının referans sinyale göre %1'den büyük aşım yaptığı kontrolcüler değerlendirilmeden çıkarılır.

$$\sum E_{\alpha} = \frac{\sum_{i=1}^n (|\alpha_{ref} - \alpha(t_i)|)}{|\alpha_{ref}|} \quad (59)$$

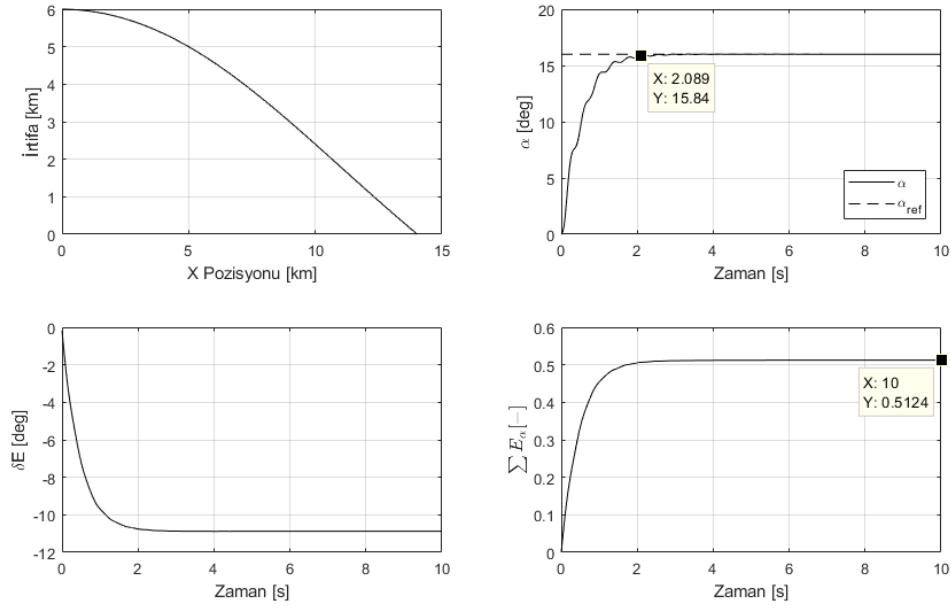
- Eğer minimum hata değeri referans kontrolcünden farklı bir kontrolcü için hesaplanmışsa ilk adıma dönülür ve bulunan kontrolcünün parametreleri referans olarak seçilerek tüm adımlar tekrarlanır.
- Kümülatif hata değeri vektörünün en küçük elemanı referans olarak belirlenen kontrolcü parametreleri ile aynı ise iterasyon sonlandırılır.

Yapılan optimizasyon çalışması sonrasında, optimal kontrolcü transfer fonksiyonu Eşitlik (60) ile verilmiştir.

$$PI_{\alpha}(s) = -\frac{0.012s + 1.331}{s} \quad (60)$$

Lokal optimum kontrolcü belirlendikten sonra uçuş benzetimi gerçekleştirilmiştir. Benzetim sonucunda Şekil 4.14'te görüldüğü üzere yerleşme zamanı değeri 2.09 saniyeye düşürülmüş ve birikimli toplam hata bütçesi değeri 10 saniye sonunda 0.51 olarak hesaplanmıştır.

Kp = -0.012 and Ki = -1.331



Şekil 4.14. Optimize edilmiş hücum açısı otopilotu ile yapılan benzetim çıktıları

Kontrolcü parametrelerinin önerilen optimizasyon yöntemi ile kontrolcü performansına olan katkısı Çizelge 4.4'te gösterilmiştir.

Çizelge 4.4. Referans kontrolcü ile optimize kontrolcü performans karşılaştırması

|                       | Yerleşme Zamanı [s] | Birikimli Toplam Hata Bütçesi |
|-----------------------|---------------------|-------------------------------|
| Referans Kontrolcü    | 5.91                | 0.68                          |
| Optimize Kontrolcü    | 2.09                | 0.51                          |
| Performans Artışı [%] | 64.6                | 25.0                          |

### 4.3. Hücum Açısı Kontrolçüsünün Menzil Artışına Etkisi

Bölüm 3.3.4'te yapılan trim analizi sonucunda mühimmatı  $C_L/C_D$  oranının maksimum olduğu hücum açısı değeri belirlenmiştir. Mühimmat menzilinün Bölüm 4.2'de tasarlanan kontrolcü ile artırılması hedeflenmektedir. Balistik uçuş analizine benzer olarak, mühimmat, seviye uçuş manevrası ile Çizelge 4.1'de yer alan farklı ilk irtifa ve ilk hız koşulları ile bırakılmıştır. Grup benzetim çalışmasında mühimmatın  $C_L/C_D$  oranının en

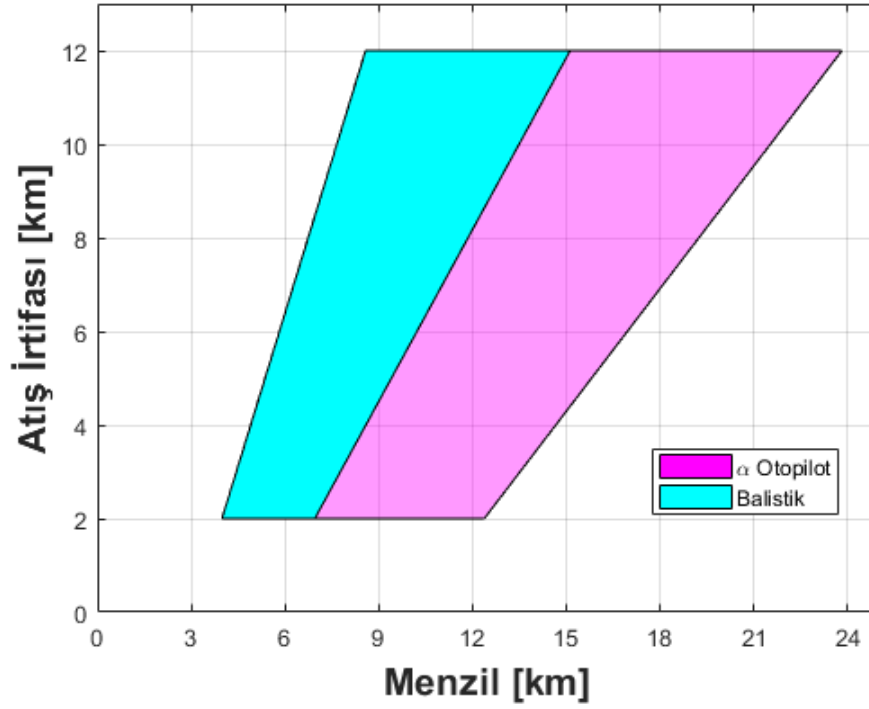
yüksek olduğu 16 derecelik hücum açısı değerinde tutulması amaçlanmıştır. Grup benzetim çalışması sonucunda, hücum açısı kontrolcüsünün etkin olduğu uçuş menzilleri ile balistik uçuş menzillerine ait sonuçlar Çizelge 4.5'te sunulmuştur.

Çizelge 4.5. Hücum açısı kontrolü ile mühimmat menzil etkinliği

| Seviye Uçuş Manevrası ile Ulaşılan Maksimum Menzil [km] |          |                    |         |          |                    |         |          |                    |         |
|---|----------|--------------------|---------|----------|--------------------|---------|----------|--------------------|---------|
| İrtifa  | 12 km    |                    |         | 10 km    |                    |         | 8 km     |                    |         |
|   | Balistik | $\alpha$ Kontrollü | % Artış | Balistik | $\alpha$ Kontrollü | % Artış | Balistik | $\alpha$ Kontrollü | % Artış |
| 1.1 Mach  | 15136    | 23828              | 57      | 13886    | 21261              | 53      | 12621    | 18899              | 50      |
| 1.0 Mach  | 13933    | 21988              | 58      | 12815    | 19628              | 53      | 11673    | 17351              | 49      |
| 0.9 Mach  | 12760    | 20405              | 60      | 11760    | 18091              | 54      | 10733    | 15853              | 48      |
| 0.8 Mach  | 11328    | 18415              | 63      | 10457    | 16167              | 55      | 9557     | 14016              | 47      |
| 0.7 Mach  | 9508     | 16088              | 69      | 8784     | 13884              | 58      | 8030     | 11853              | 48      |
| 0.6 Mach  | 6962     | 13208              | 90      | 6423     | 10942              | 70      | 5861     | 9016               | 54      |
| İrtifa  | 6 km     |                    |         | 4 km     |                    |         | 2 km     |                    |         |
|   | Balistik | $\alpha$ Kontrollü | % Artış | Balistik | $\alpha$ Kontrollü | % Artış | Balistik | $\alpha$ Kontrollü | % Artış |
| 1.1 Mach  | 11318    | 16639              | 47      | 9969     | 14473              | 45      | 8586     | 12381              | 44      |
| 1.0 Mach  | 10486    | 15188              | 45      | 9244     | 13126              | 42      | 7965     | 11187              | 40      |
| 0.9 Mach  | 9655     | 13758              | 42      | 8516     | 11778              | 38      | 7340     | 9943               | 35      |
| 0.8 Mach  | 8604     | 12059              | 40      | 7591     | 10222              | 35      | 6542     | 8546               | 31      |
| 0.7 Mach  | 7230     | 10073              | 39      | 6375     | 8419               | 32      | 5491     | 6947               | 27      |
| 0.6 Mach  | 5268     | 7429               | 41      | 4637     | 6051               | 30      | 3990     | 4898               | 23      |

Yapılan benzetim çalışmasının sonunda, hücum açısı değerinin;  $C_L/C_D$  oranının maksimum olduğu değerde tutulmasının, bütün atış koşullarında %23-90 aralığında ve ortalama olarak ise %48 oranında mühimmat menzili artışı sağladığı hesaplanmıştır. Seviye uçuş durumundaki balistik ve hücum açısı kontrollü mühimmat uçuş zarfları karşılaştırmalı olarak Şekil 4.15'te gösterilmektedir. Hücum açısı kontrolünün, mühimmat menzili üzerinde belirgin bir artış etkisi bulunmaktadır.





Şekil 4.15. Hücüm açısı kontrollü mühimmat menzili ile balistik uçuş menziline karşılaştırılması

#### 4.4. Akıllı Mühimmatın Güdümü

##### 4.4.1. Oransal Seyir Güdümü

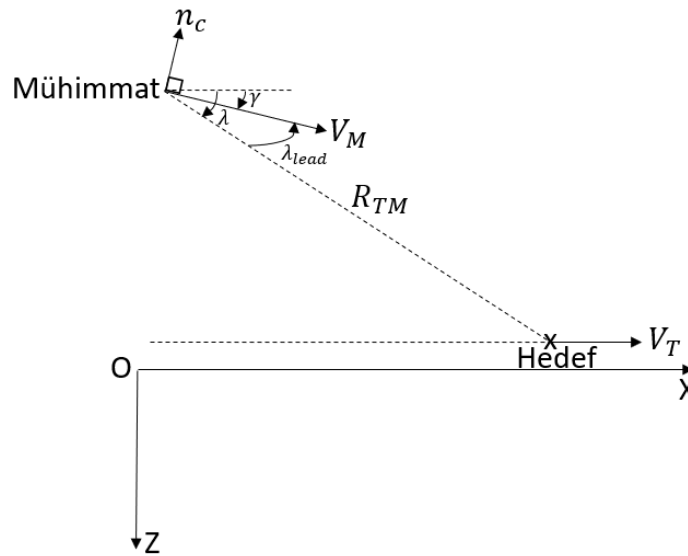
Tarihsel süreçteki denizcilik tecrübelerine dayanan bilgiye göre hareketli iki gemi arasındaki görüş hattı değişmediği ve bu iki gemi seyrine devam ettiği takdirde, en sonunda çarpışacaktır. İlgili problem Şekil 4.16'da resmedilmektedir.



Şekil 4.16. Gemilerin çarpışma problemi

Gemilerin çarpışmaları için görüş hattı vektörünü döndürmeleri gerekmektedir [25]. Mühimmat güdümü problemi ise denizcilikteki problemin tersi olarak ele alınabilir. Oransal seyir güdümünde mühimmat ile hedef arasındaki görüş hattı sabit tutulmaya

çalışılmaktadır. Oransal seyir güdümü evleme tipi güdüm yapısında olan mühimmatlarda en yaygın olarak kullanılan güdüm yöntemidir. Yaygın kullanımının sebebi, akıllı mühimmat sistemlerinde kullanılan arayıcı yapılarından dolayı kolay uygulanabilir olması ve kolay uygulanabilirliğinin yanında da oldukça etkili olmasıdır. Havadan karaya atılan akıllı mühimmatların hedef tipi genellikle durağan ya da düşük hızlı hedefler olduklarından bu yöntemin başarılı olması beklenmektedir. Oransal seyir güdümü uygulama bakımından gerçek ve saf oransal seyir güdümü olmak üzere iki farklı yöntem içermektedir. Gerçek oransal seyir güdümünde ivme komutları anlık mühimmat-hedef görüş hattı açısı vektörüne dik olarak uygulanmaktadır. Saf oransal seyir güdümünde ise mühimmat hız vektörüne dik ivme komutu üretilmektedir [26]. Gerçek oransal seyir güdümü yöntemi, hareket denklemlerinin çözümlenmesinin kolaylığı bakımından saf oransal seyir güdümüne karşı avantajlı görünse de görüş hattı referanslı gerçek oransal güdüm uygulanabilirlik ve yörünge davranışları bakımından ciddi sınırlamalar içermektedir. En önemli dezavantajı ileri yönlü hız değişimi gereksinimi ve görece yüksek kontrol eforu isteridir [27]. Bu nedenle oransal seyir güdüm yasında kullanılacak teknik, saf tipteki güdüm olacaktır. Saf oransal seyir güdümü angajman geometrisi Şekil 4.17’de verilmiştir.



Şekil 4.17. Güdüm angajman geometrisi

Şekil 4.17’de yer alan  $n_c$ , mühimmat hızına dik ivme bileşenini,  $V_M$ , mühimmat hızını,  $\lambda$ , görüş hattı açısını,  $\lambda_{lead}$ , öndelik açısını,  $\gamma$ , uçuş yolu açısını,  $R_{TM}$ , mühimmat-hedef arası menzili ve  $V_T$  ise hedefin hızını ifade etmektedir.

Radar arayıcı bulunan mühimmatlarda görüş hattı açısı türevi ve yaklaşma hızı bilgileri ölçüm olarak arayıcı tarafından sağlanırken, pasif arayıcılı mühimmatlarda yalnızca görüş hattı açısı türevi ölçülebilirken, hedefe yaklaşma hızı bir kestirim sonucunda hesaplanabilmektedir [2].

Saf oransal seyir güdümü ivme komutunun hesabında kullanılan değişkenlere ilişkin denklemler satıhta ilerleyen bir hedef için Eşitlik (61)-(76) ile verilmiştir.

$$\dot{R}_{T_x} = V_T \quad (61)$$

$$\dot{R}_{T_z} = 0 \quad (62)$$

$$\dot{V}_{M_x} = a_{M_x} \quad (63)$$

$$\dot{V}_{M_z} = a_{M_z} \quad (64)$$

$$\dot{R}_{M_x} = V_{M_x} \quad (65)$$

$$\dot{R}_{M_z} = V_{M_z} \quad (66)$$

$$R_{TM_x} = R_{T_x} - R_{M_x} \quad (67)$$

$$R_{TM_z} = R_{T_z} - R_{M_z} \quad (68)$$

$$\lambda = \tan^{-1} \frac{R_{TM_z}}{R_{TM_x}} \quad (69)$$

$$\dot{\lambda} = \frac{(R_{TM_x} V_{TM_z} - R_{TM_z} V_{TM_x})}{R_{TM}^2} \quad (70)$$

$$R_{TM} = \sqrt{R_{TM_x}^2 + R_{TM_z}^2} \quad (71)$$

$$V_c = -\dot{R}_{TM} = -\frac{(R_{TM_x} V_{TM_x} + R_{TM_z} V_{TM_z})}{R_{TM}} \quad (72)$$

$$\gamma = \tan^{-1}(V_{M_z} / V_{M_x}) \quad (73)$$

$$a_{M_x} = -n_c \sin \gamma \quad (74)$$

$$a_{M_z} = n_c \cos \gamma \quad (75)$$

$$n_c = NV_c \dot{\lambda} \quad (76)$$

#### 4.4.2. Takip Güdümü

Takip güdümünde, mühimmat hız vektörü daima hedefe doğru yönelmektedir ve mühimmatın dönüş hızı her zaman görüş hattının dönüş hızına eşittir. Sonuç olarak mühimmat sabit şekilde görüş hattı üzerinde hareket etmektedir [28]. Takip güdümü genellikle çok yüksek manevra gerektirdiği için dinamik hedef tipleri için iyi sonuç vermemektedir [29]. Bu yöntemin etkili biçimde uygulanabilmesi için bir başka gereklilik de mühimmat hızının hedef hızına göre çok daha yüksek olmasıdır. Hedefin takipten kaçma girişimi durumlarında güdüm çıktısının açısız ivme gereksinimlerinin, mühimmatın aerodinamik yeteneklerini aşması durumunda kaçırma mesafesi de oldukça artabilmektedir. Bu nedenlerden ötürü takip güdümünün en uygulanabilir olduğu hedef tipleri hareketsiz ya da çok düşük hareket kabiliyetine sahip olanlardır. Güdüm angajman geometrisi Şekil 4.17’de gösterilmektedir. Takip güdümü komuta ivme değerinin hesabı Eşitlik (77) ve (78)’de verilmiştir.

$$n_c = K \lambda_{lead} \quad (77)$$

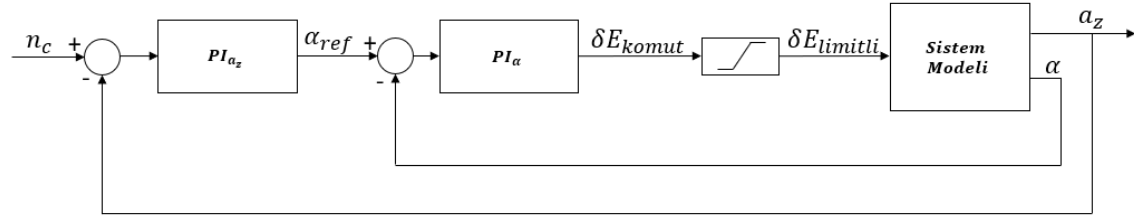
$$\lambda_{lead} = (\lambda - \gamma) \quad (78)$$

Görüş hattı ve uçuş yolu açısı hesaplamaları ise Eşitlik (69) ve (73)’te verilmiştir.

#### 4.5. Mühimmat İvme Otopilotu Tasarımı

Güdüm algoritmasından çıkan komuta ivme değerini mühimmata kazandırmak için bir ivme otopilotu tasarımı gerekmektedir. Genellikle otopilot tasarım süreçlerinde kontrolör parametreleri farklı uçuş koşullarına uyum sağlayacak şekilde değişken olarak ayarlansa da bu çalışmada aerodinamik katsayılar farklı uçuş durumlarında birbirine benzer karakteristikte olduğundan tek bir kontrolcü tasarımı yapılacaktır. Kontrolcü tasarımındaki yaklaşım hücum açısı otopilotu tasarımındaki yaklaşım ile benzer olacaktır.

Hem hücum açısının hem de yanal ivme değerinin kontrol edildiği kaskat bir kontrolcü yapısının blok şeması Şekil 4.18’de verilmiştir.



Şekil 4.18. İvme otopilotu yapısı

Yanal ivme değeri mühimmatın açısal ve çizgisel hız bileşenleri cinsinden hesaplanmaktadır. Mühimmat üzerindeki yanal ivme değerinin hesabı Eşitlik (79)’da verilmiştir.

$$a_z = \dot{w} - qu \quad (79)$$

Bölüm 4.2’de tasarlanan hücum açısı kontrolcüsü bu adımda doğrudan kullanılmaktadır. İvme otopilotunun tasarımı için ise referans değerleri atanmış bir yanal ivme kontrolcüsü ile rastgele bir atış ilk koşulundan rastgele bir menzile konumlandırılmış hedefe atış yapılmıştır. Atış sırasında kullanılan güdüm yöntemi olarak oransal seyir güdüm yasası kullanılmıştır. İvme otopilotu tasarımı için, hücum açısı kontrolcü tasarımı ile aynı lokal optimizasyon yöntemi kullanılmıştır. Tek fark normalize edilmiş birikimli hücum açısı hatası yerine, birikimli ivme hatası (ivme hatası = komuta ivme - yanal ivme) değeri minimize edilmek istenmiştir. Yapılan lokal optimizasyon çalışmasının ardından hesaplanan ivme otopilotu için kontrolcü parametre değerleri Eşitlik (80)’te verilmiştir.

$$PI_{a_z}(s) = -\frac{s+3}{s} \quad (80)$$

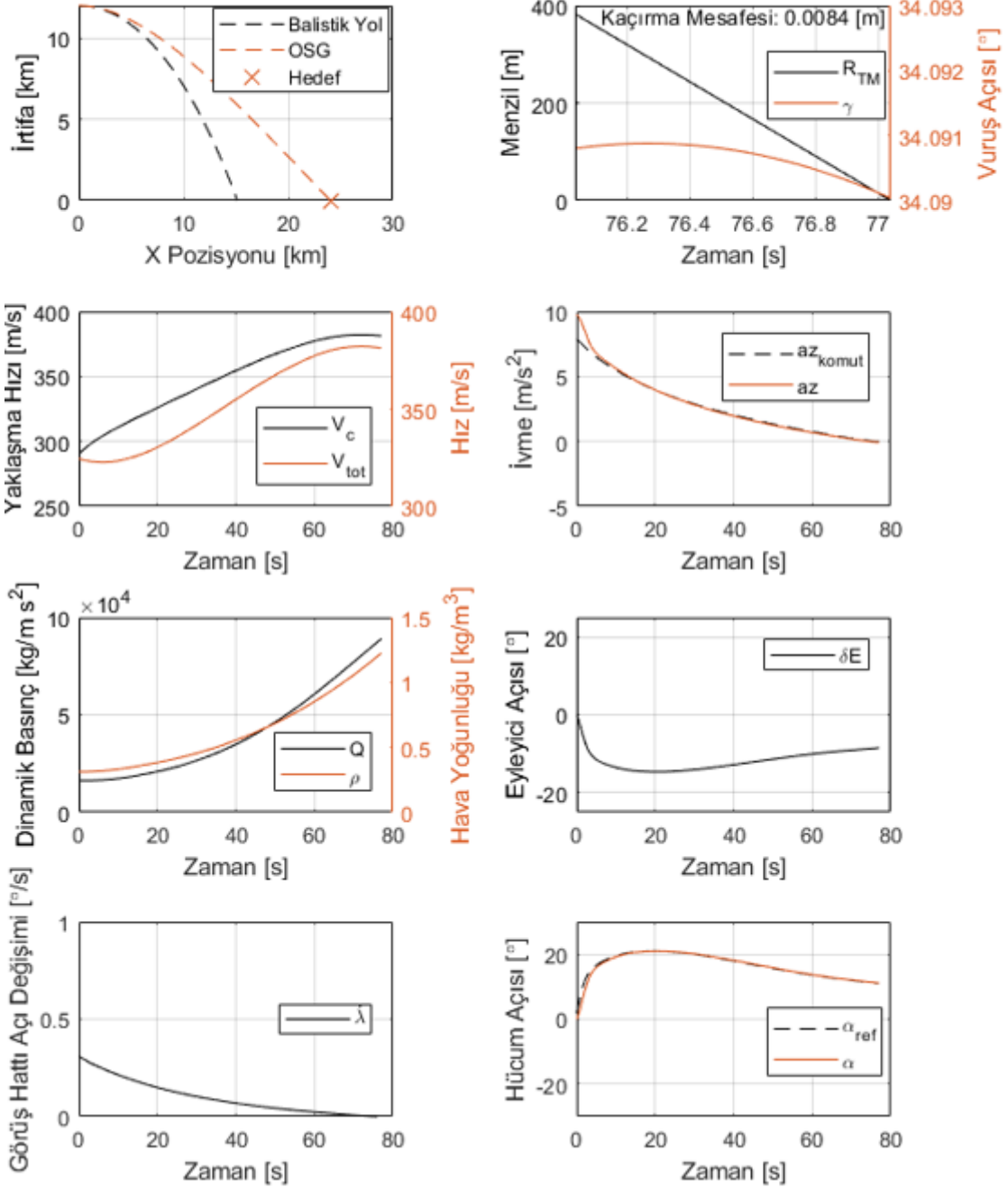
#### 4.6. İvme Otopilotu Performans Değerlendirmesi

Bu bölümde, Bölüm 4.5’te tasarlanan ivme otopilotu ile mühimmatın hedef angajman başarımı analiz edilmiştir. Çizelge 4.1’de verilmiş olan atış ilk durumlarından seviye uçuş şartlarında atılan mühimmatın farklı menzildeki hedeflere ilerlerken değişkenlik gösteren uçuş değişkenleri analiz edilmiştir.

Seçili dört atış senaryosu ve bu senaryolara ilişkin elde edilen sonuçlar Şekil 4.19-Şekil 4.22 ile paylaşılmıştır.

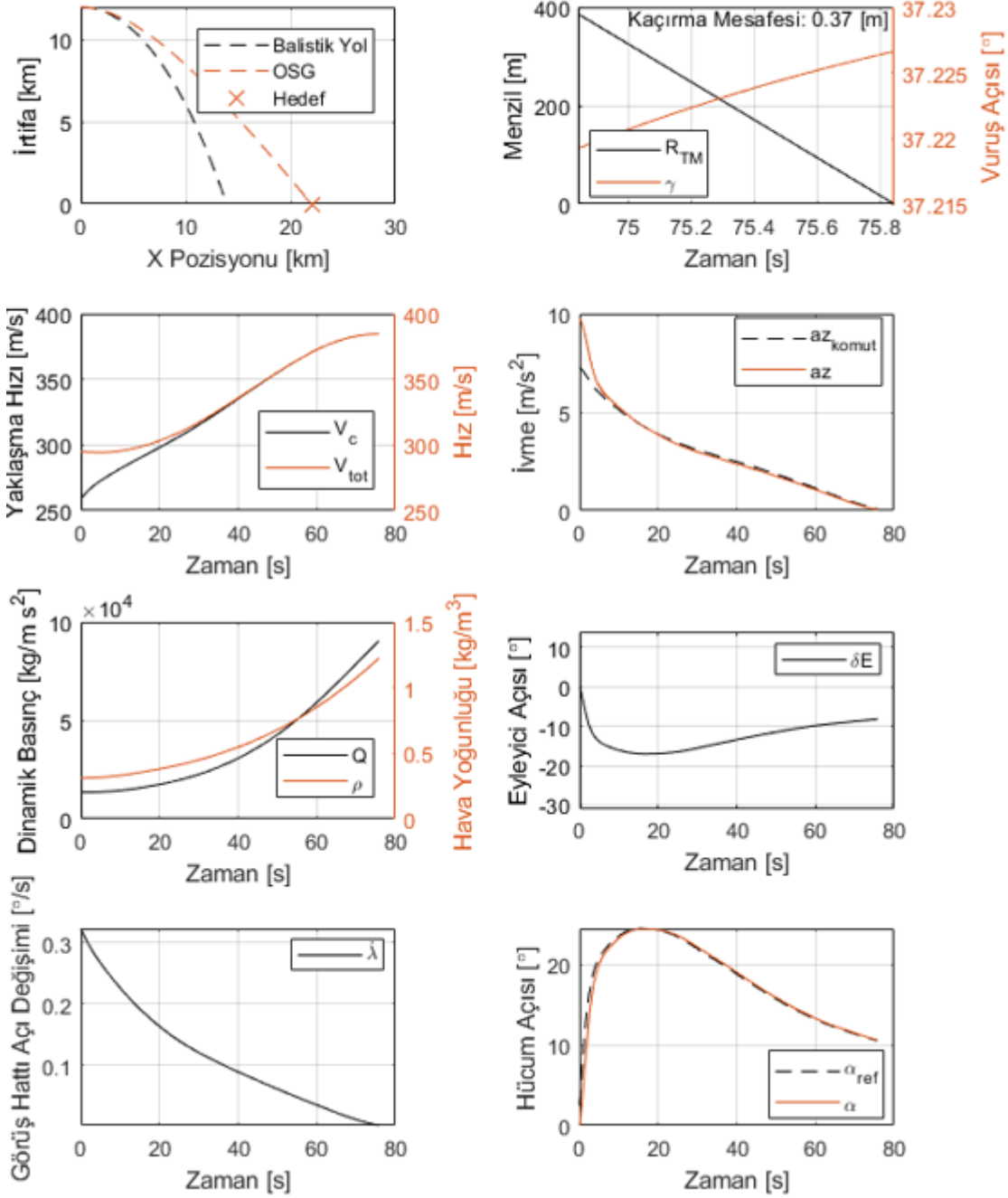
Şekil 4.19 ve Şekil 4.20’de ivme otopilotunun güdüm algoritmasının ürettiği komuta ivme değerlerini uçuşun hemen başlarında yakaladığı ve hedefe ulaşana kadar gerekli manevraları yapabildiği gözlenmektedir. Sonuç olarak mevcut otopilot tasarımı ile mühimmat-hedef angajmanı başarılı bir biçimde sağlanmaktadır. Ancak Şekil 4.21 ve Şekil 4.22’deki atış senaryolarında kırmızı elips ile işaretlenmiş bölgelerde irtifa dümeni eyleyicisinin mekanik limitlere dayanarak doyuma ulaştığı gözlenmektedir. Şekil 4.21’deki atış durumunda işaretlenmiş bölgenin sonrasındaki zaman aralığında mühimmat ivmesi komuta ivme değerini yakalamış ve hedef başarılı şekilde vurulmuştur. Ancak Şekil 4.22’de doyum süresinin uzun olmasından kaynaklanan integral sarması probleminden çıkamamıştır. Bu etki genellikle bu örnekte de olduğu gibi, yüksek aşım ve uzun yerleşme süresi içeren bir basamak yanıtı davranışına yol açmaktadır [30]. İntegral sarması sorunu bu atışın başarısız olmasına neden olmuştur. Karşılaşılan sorunu gidermek amacıyla ilerleyen bölümlerde integral sarması önleyici 2 farklı yapı önerilmiş ve mühimmat performansına olan etkileri tartışılmıştır.

Atış İlk Koşulları - Mach Sayısı: 1.1 [-] İrtifa 12 [km] Hedef Menzili: 24 [km]



Şekil 4.19. Atış senaryosu-1 için güdümlü-otopilot performansı

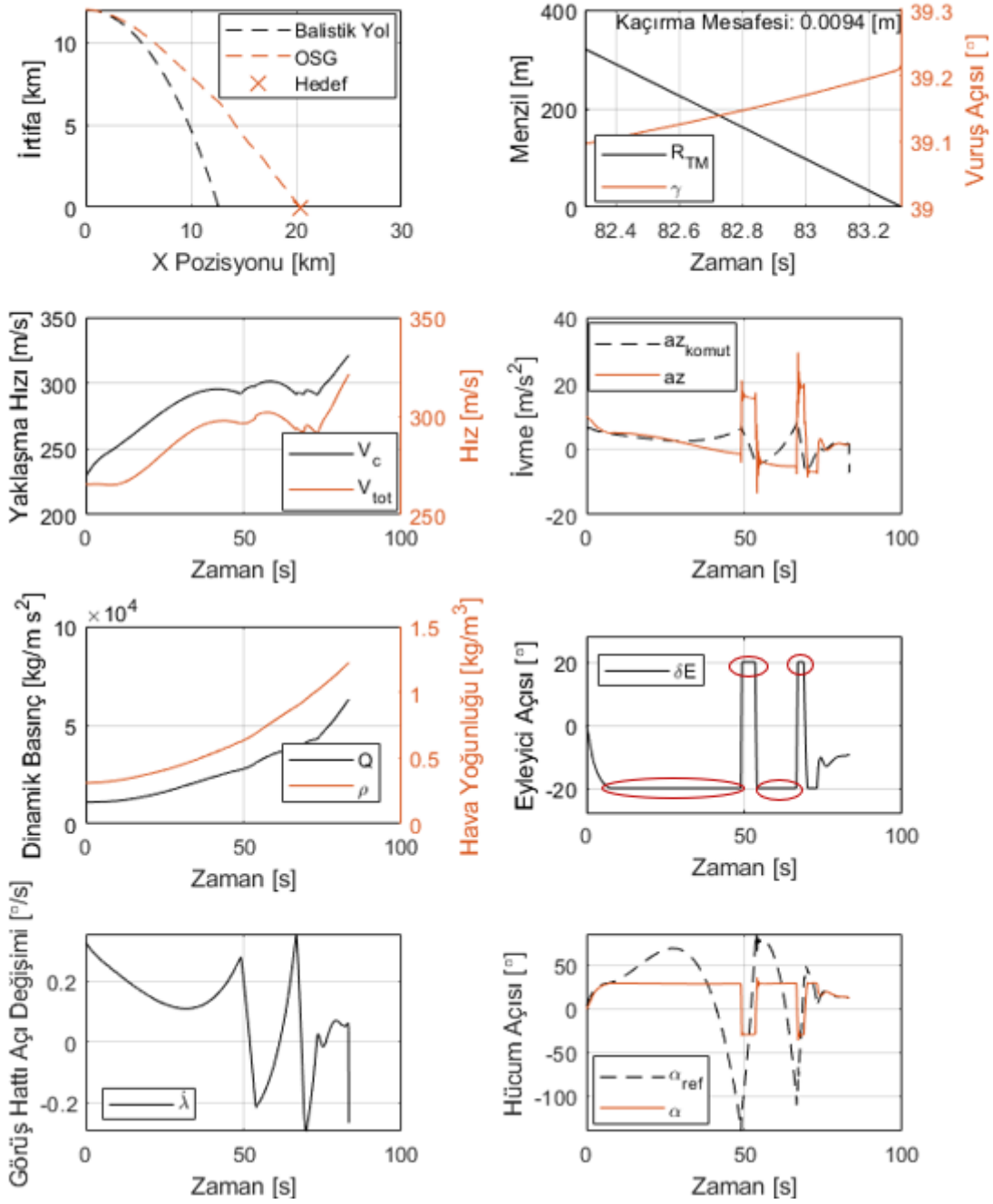
Atış İlk Koşulları - Mach Sayısı: 1 [-] İrtifa 12 [km] Hedef Menzili: 22 [km]



Şekil 4.20. Atış senaryosu-2 için güdüm-otopilot performansı

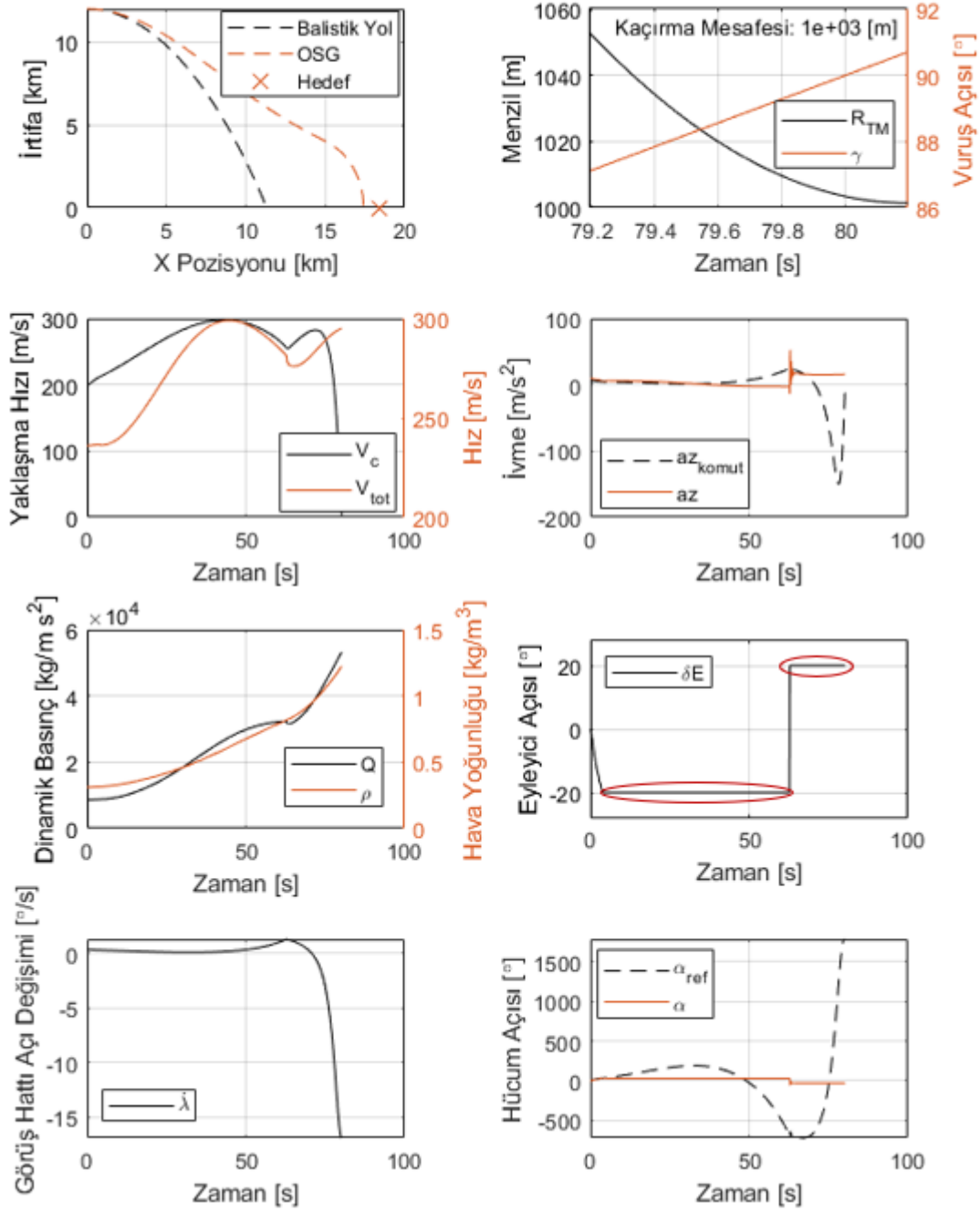


Atış İlk Koşulları - Mach Sayısı: 0.9 [-] İrtifa 12 [km] Hedef Menzili: 20.4 [km]



Şekil 4.21. Atış senaryosu-3 için güdümlü-otopilot performansı

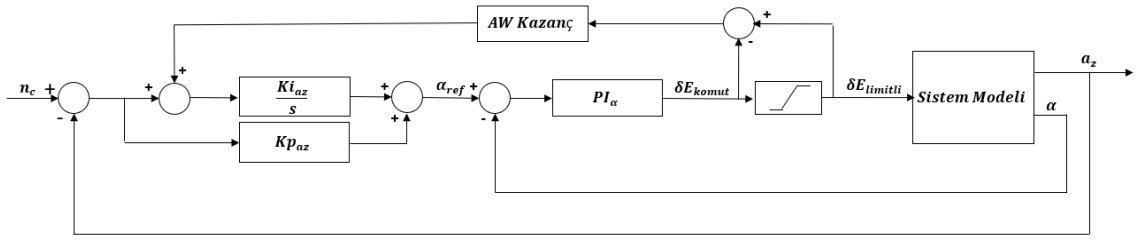
Atış İlk Koşulları - Mach Sayısı: 0.8 [-] İrtifa 12 [km] Hedef Menzili: 18.4 [km]



Şekil 4.22. Atış senaryosu-4 için güdümlü-otopilot performansı

#### 4.6.1. İntegral Sarması Önleyici – 1

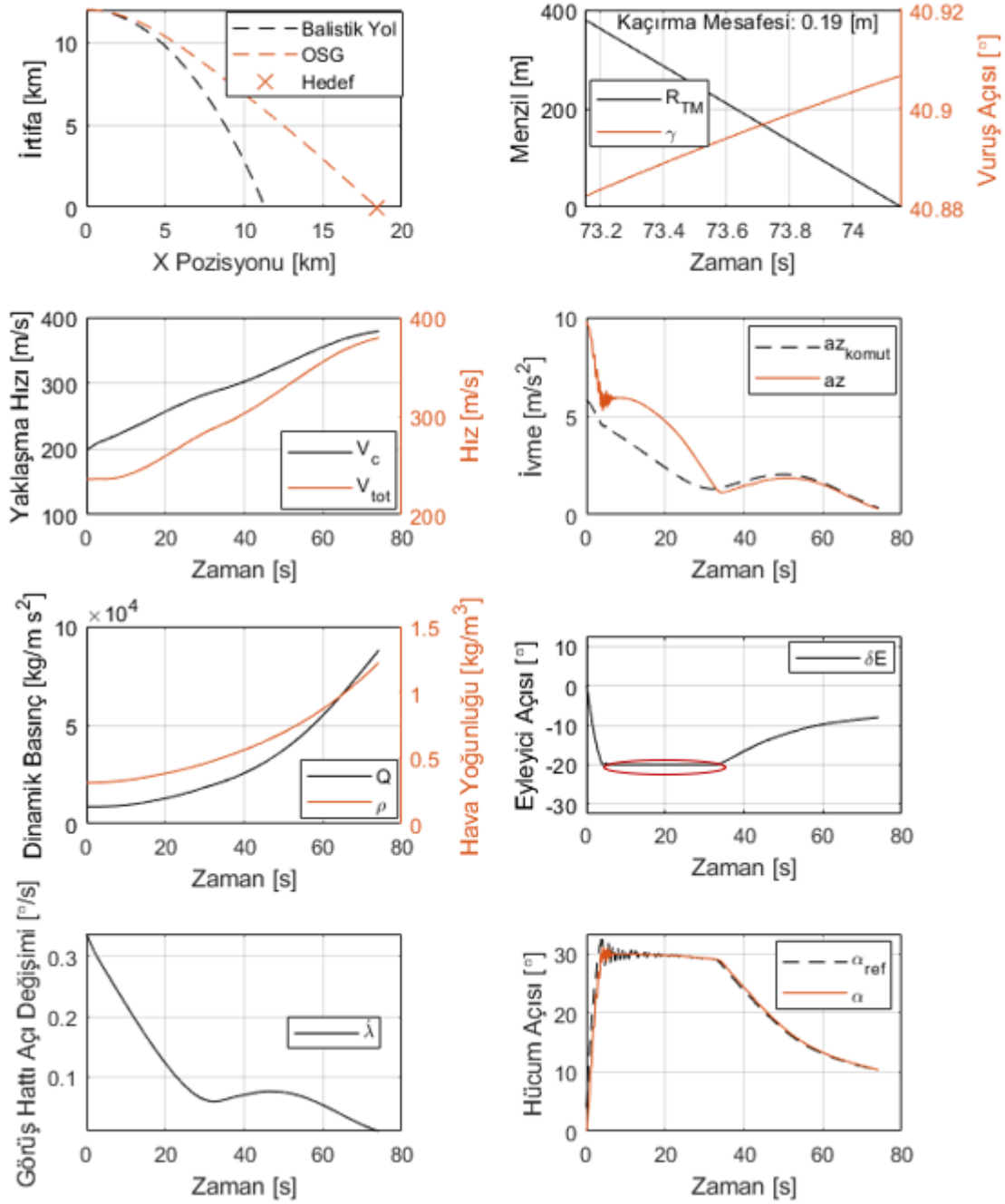
İntegral sarması problemini çözmek amacıyla Şekil 4.23'teki kontrolcü yapısı önerilmiştir. Kullanılan bu yapıda eyleyicinin doyuma ulaştığı durumda, otopilot integratörün girişindeki hata sinyalinin birikmesini önlemek amacıyla, eyleyici komutu ile eyleyicinin gerçek konumu arasındaki fark, hata sinyaline eklenmektedir. Eyleyici komutu ve eyleyici gerçek konumu arasındaki fark sinyali ile hata sinyalinin yönleri ters olacağından, sinyalin kontrolcü integralinin girişine eklenmesi, uygun kazanç değeri seçildiği takdirde integral sarması sorununu giderecektir. Eyleyici komutu satüre olmadığı durumda ise eyleyici komutu ile gerçek konumu arasındaki fark sıfır olacağından, integral kontrolcüye giren hata değeri değişmeyecektir. İntegral sarması önleyici kazanç değeri farklı senaryolarda atış yapılarak yeterli performansı sağlayan bir değer olarak seçilmiştir. Kazanç değeri yapılan atış benzetimi denemeleri ile 10 olarak belirlenmiştir.



Şekil 4.23. İntegral sarması önleyici-1 yapısı blok gösterimi

Bu yapının başarımını test etmek amacıyla Şekil 4.22'de başarısız olan senaryo integral sarması önleyici yapı ile tekrar edilmiş ve sonuçları Şekil 4.24'te sunulmuştur.

Atış İlk Koşulları - Mach Sayısı: 0.8 [-] İrtifa 12 [km] Hedef Menzili: 18.4 [km]

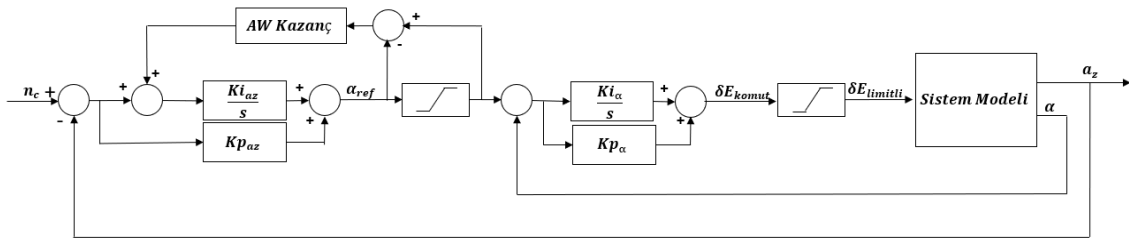


Şekil 4.24. İntegral sarması sorununun çözümüne ilişkin benzetim çıktıları

Şekil 4.24'teki uçuş değişkenleri incelendiğinde işaretli bölge içerisinde eyleyicinin yine uçuşun belirli bir bölümünde doyuma ulaştığı görülmektedir. Ancak integral sarması önleyici yapı sayesinde uçuşun sonraki bölümünde komuta ivme değeri yakalanmış ve hedef başarılı bir şekilde vurulmuştur.

#### 4.6.2. İntegral Sarması Önleyici – 2

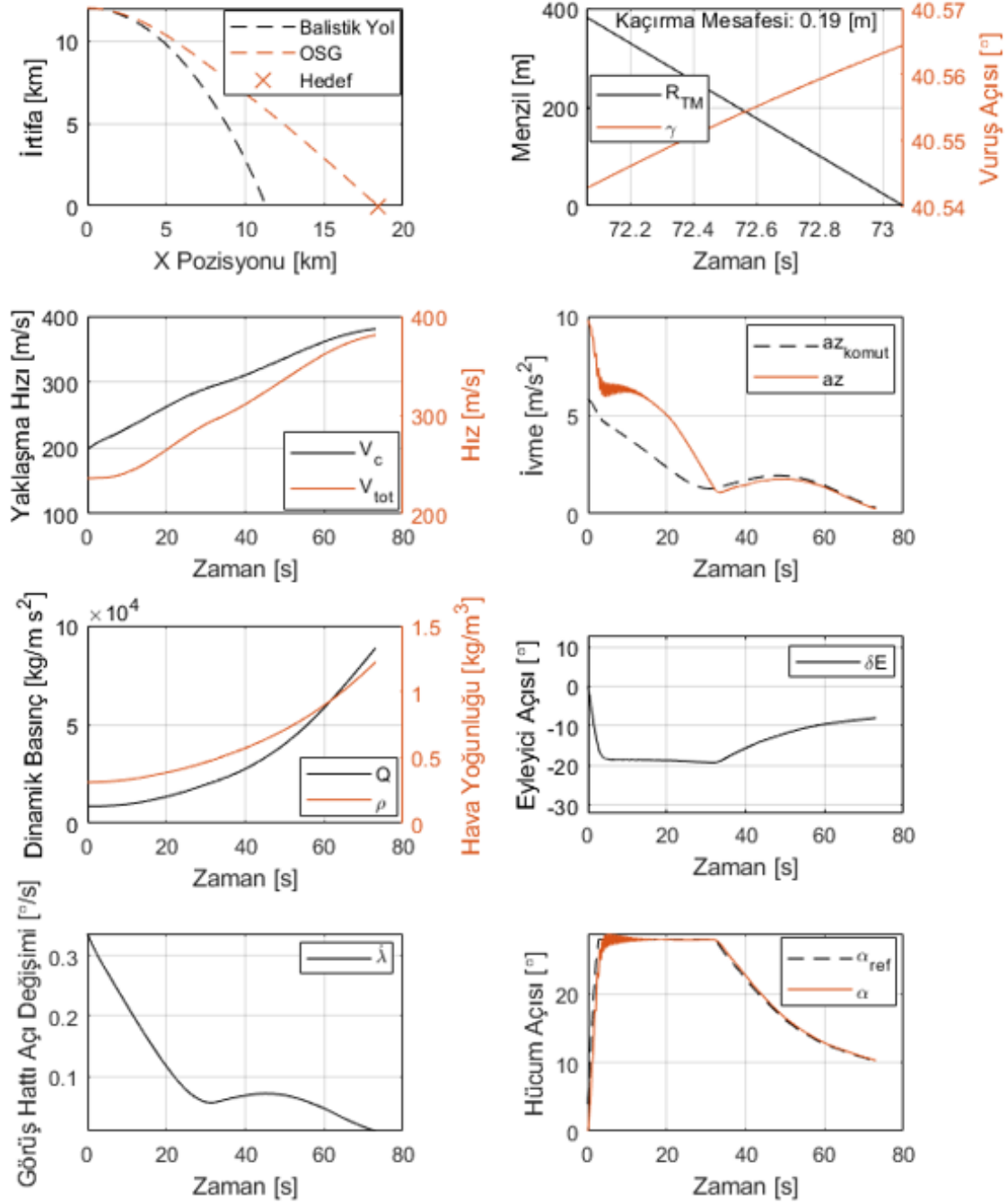
Bir önceki bölümde gösterilen yapıda mühimmat etkinliği artırılmış olsa da eyleyicinin doyuma ulaşması önlenememiştir. İvme kontrolcüsünün çıktısı olan hücum açısı referans sinyali talep edilen eyleyici pozisyonunu belirlemektedir. Bu nedenle eyleyicinin satüre olduğu maksimum ve minimum hücum açısı referans değerleri belirlenmiştir. Bu değer yapılan atış senaryosu denemelerinde  $\pm 28^\circ$  hücum açısı olarak tespit edilmiştir. Bu nedenle hücum açısını sınırlandıran ve integral sarması önleyici katsayısının sınırlandırılmış referans hücum açısı sinyali üzerinden beslendiği yapı Şekil 4.25'da gösterilmiştir.



Şekil 4.25. İntegral sarması önleyici-2 yapısı blok gösterimi

İntegral sarması önleyici yapının kazanç değeri sınırlandırılmayan referans hücum açısı ile sınırlandırılan hücum açısı arasındaki fark ile çarpılarak integratör girişine beslenmektedir. Bu sayede referans hücum açısı değerinin doygunluğa ulaştıktan sonra integral sarması etkisinin oluşması engellenmek istemiştir. Yapılan farklı senaryo denemeleri ile integral sarması önleyici kazancı -500 olarak seçilmiştir. Bu yapı ile Şekil 4.24'teki ilk atış koşullarıyla mühimmat atış benzetimi koşulmuş ve sonuçları Şekil 4.26'da sunulmuştur.

Atış İlk Koşulları - Mach Sayısı: 0.8 [-] İrtifa 12 [km] Hedef Menzili: 18.4 [km]



Şekil 4.26. İntegral sarması sorununun çözümüne ilişkin benzetim çıktıları

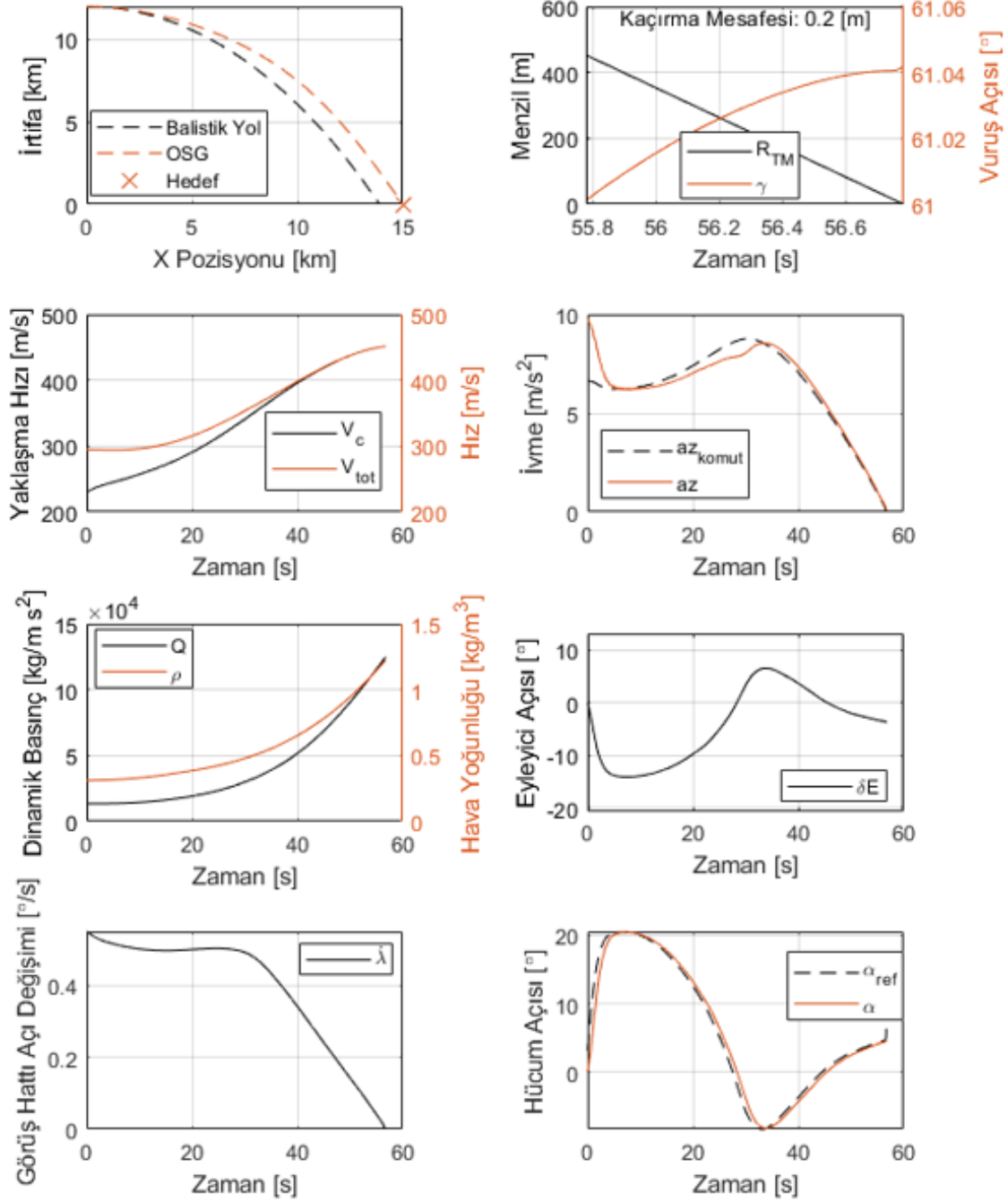
Bu integral sarması önleyici yapı ile eyleyicinin doyumuna ulaşması engellenmiştir ancak bu kez hücum açısı referans değeri sınırlandırılan değerde doyumuna ulaşmıştır. Bu nedenle mühimmatın hedefe kadar olan seyri boyunca davranışında uçuş değişkenleri bakımından önemli bir değişim olmamıştır. Sonuç olarak bu iki integral önleyici yapı birbirinin alternatifi olarak kullanılabilir.

Her iki yapıda da eyleyicinin ya da hücum açısı referansının doyumuna ulaşması mühimmat manevra kabiliyetinin limitlerine ulaşıldığını göstermektedir. Komuta ivmeyi mühimmata kazandıracak manevra kabiliyeti ancak mühimmat geometrisinde yapılacak değişiklikler ile mümkün olacaktır.

#### **4.7. Oransal Seyir Güdümü Kazancının Ayarlanması**

Oransal seyir güdümde amaç görüş hattı açısı değişimini sıfırda tutmaktır. Güdüm yasası denklemlerinin doğrusal analizinde hedef angajmanının sağlanabilmesi için kazanç değeri 2'den büyük seçilmelidir [31]. Tipik olarak oransal seyir güdümünde kazanç değeri 3 ile 5 arasında seçilmektedir [6]. Uygun kazanç değerinin belirlenmesi için benzetim ortamındaki uçuş verileri incelenecektir. Bu amaçla aynı ilk atış koşullarında aynı menzildeki hedef için yalnızca güdüm kazancının sırasıyla 3, 4 ve 5 değerlerine ayarlandığı benzetimler oluşturulmuştur. Yapılan benzetim çalışmalarının çıktıları sırasıyla Şekil 4.27, Şekil 4.28 ve Şekil 4.29'da gösterilmektedir.

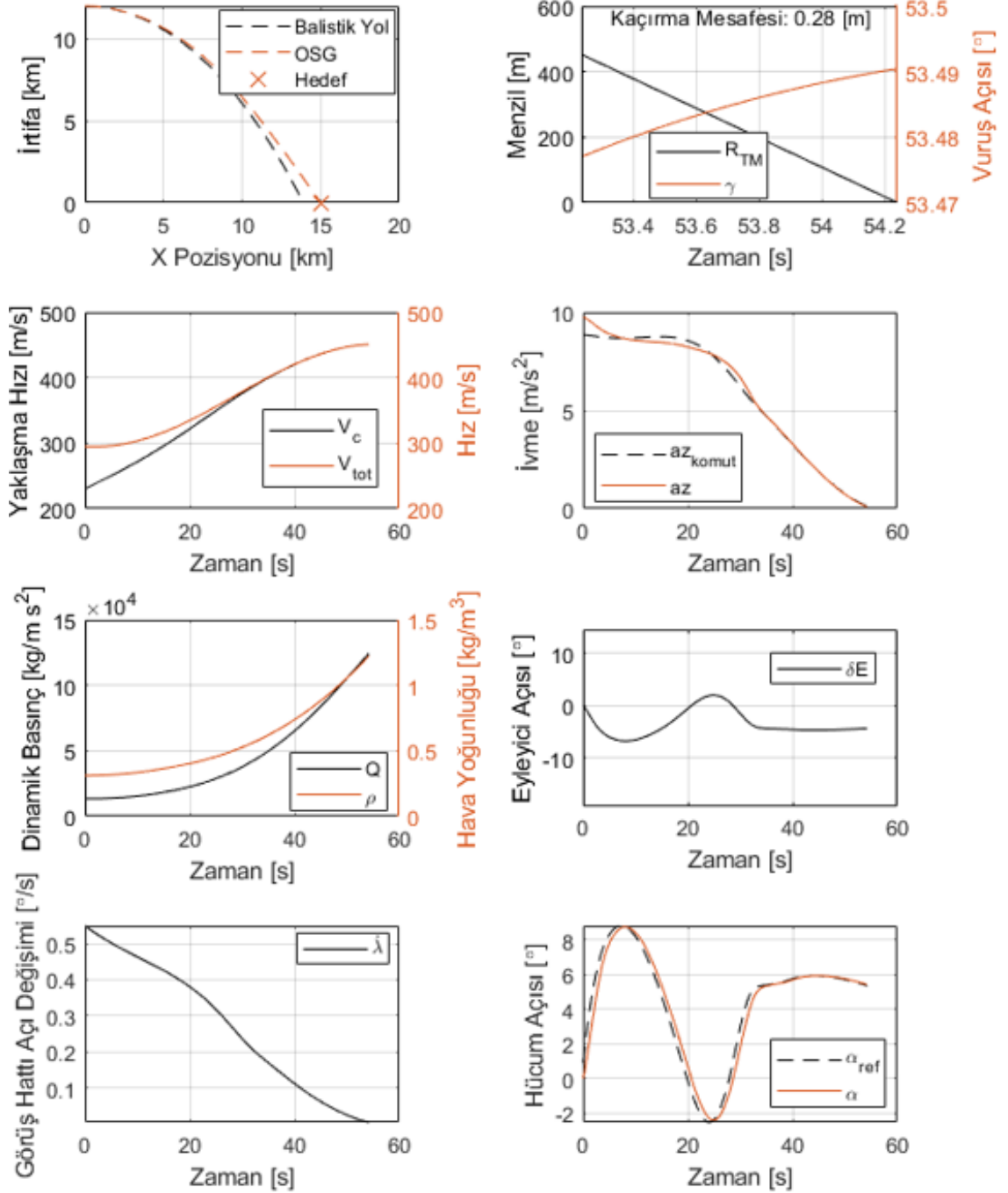
Atış İlk Koşulları - Mach Sayısı: 1 [-] İrtifa 12 [km] Hedef Menzili: 15 [km]



Şekil 4.27. N = 3 olan uçuş benzetimi

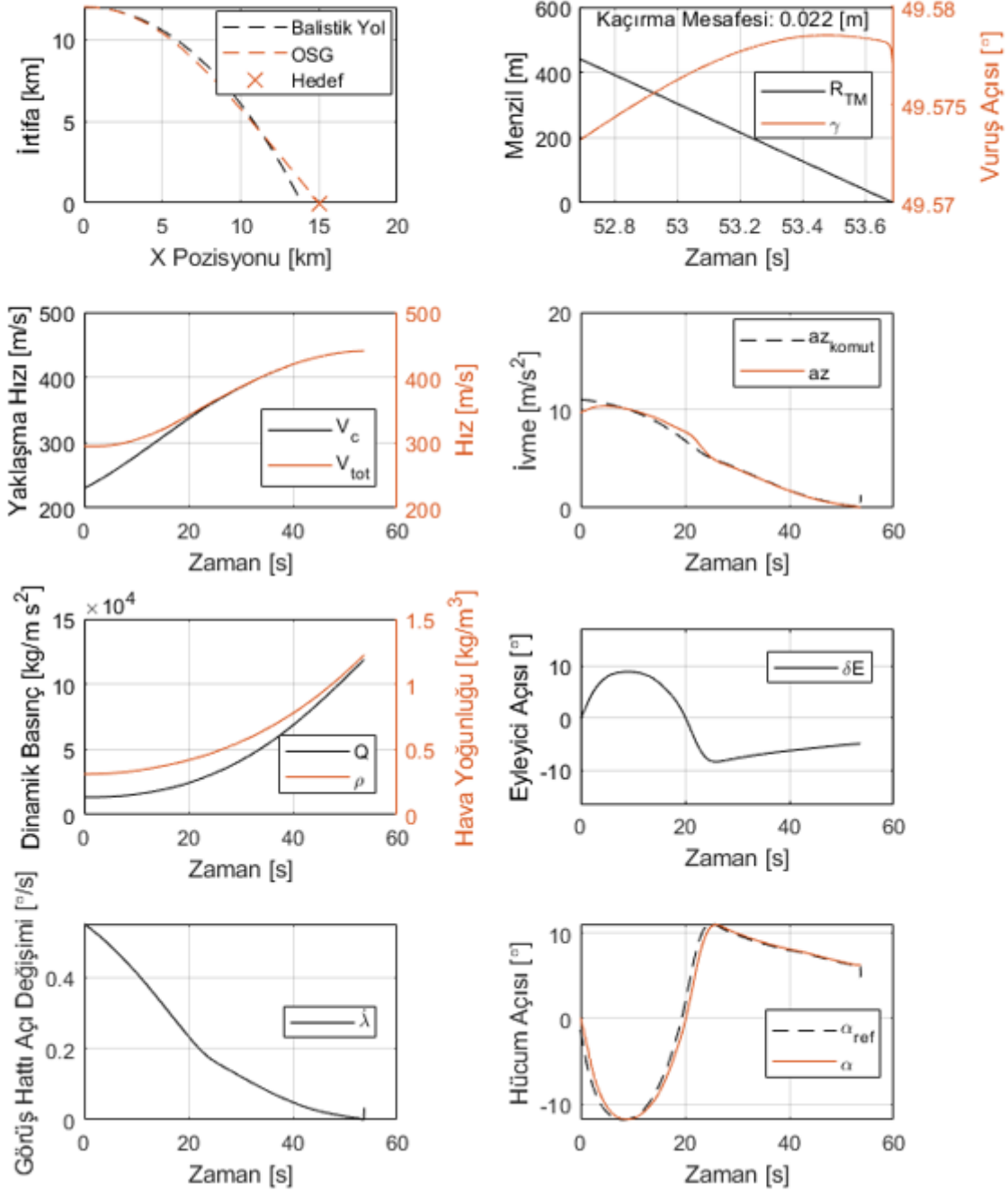


Atış İlk Koşulları - Mach Sayısı: 1 [-] İrtifa 12 [km] Hedef Menzili: 15 [km]



Şekil 4.28. N = 4 olan uçuş benzetimi

Atış İlk Koşulları - Mach Sayısı: 1 [-] İrtifa 12 [km] Hedef Menzili: 15 [km]



Şekil 4.29. N = 5 olan uçuş benzetimi

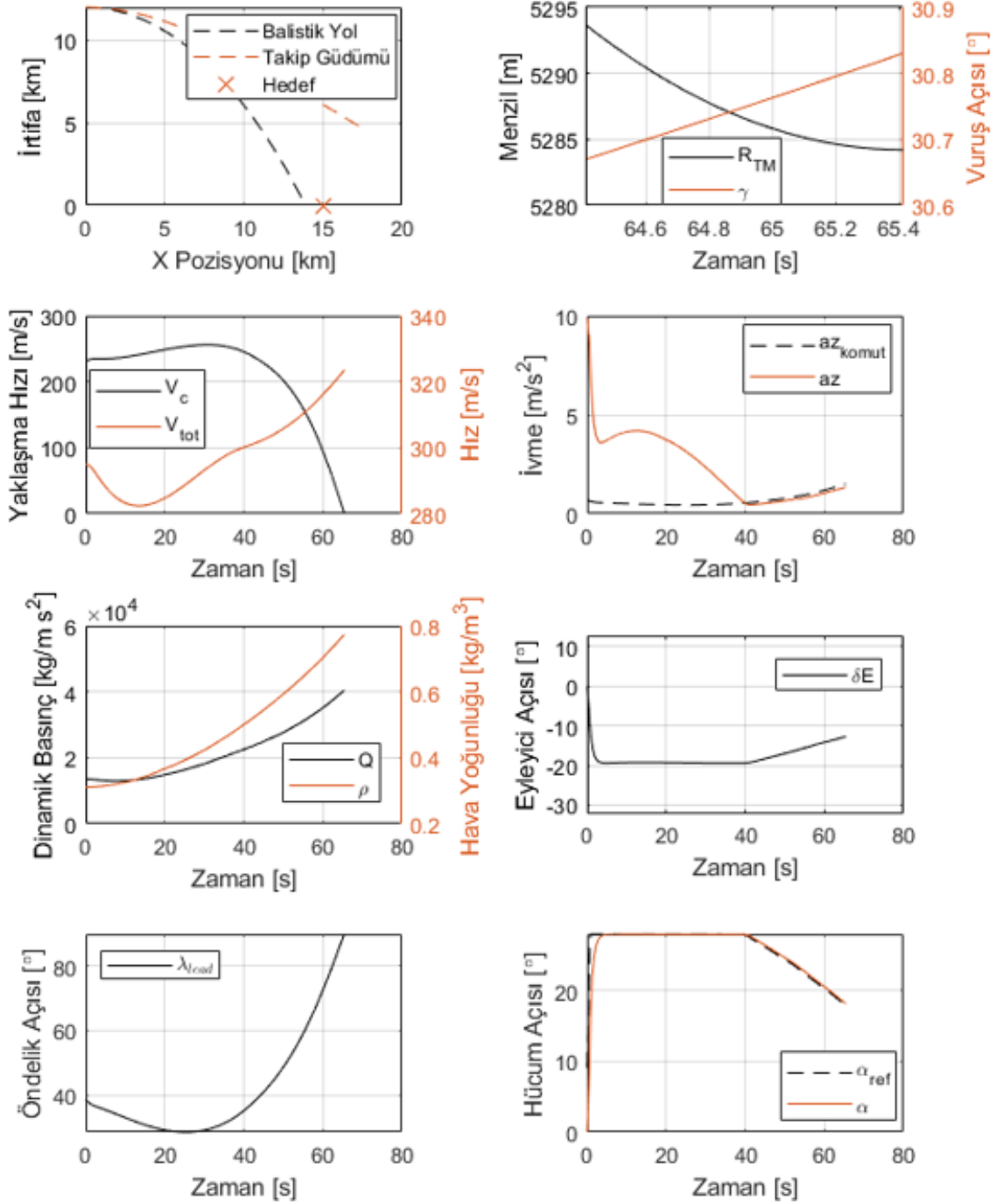
Uçuş benzetim verileri incelendiğinde mühimmat performansı açısından güdüm kazancının önemli bir etkisinin olmadığı saptanmıştır. Kaçırma mesafesi her üç kazanç değeri için de mühimmatın birim örnekleme zamanı içerisinde kat ettiği mesafeden düşüktür.

Bu nedenle üç kazanç değerinin seçilmesi de uygundur. Ancak görüş hattı açısının değişimi incelendiğinde kazanç değerinin arttıkça yapılan hatanın düştüğü gözlenmektedir. Bu duruma bağlı olarak komuta ivme değeri ile mühimmat yanal ivme değeri arasındaki fark da küçülmektedir. Mühimmat kaçırma mesafesi üzerinde önemli bir etkisi bulunmasa da oransal seyir güdüm kazancı değeri 5 olarak belirlenmiştir ve sonraki analizler için bu değer kullanılacaktır.

#### **4.8. Takip Güdümü Kazancının Ayarlanması**

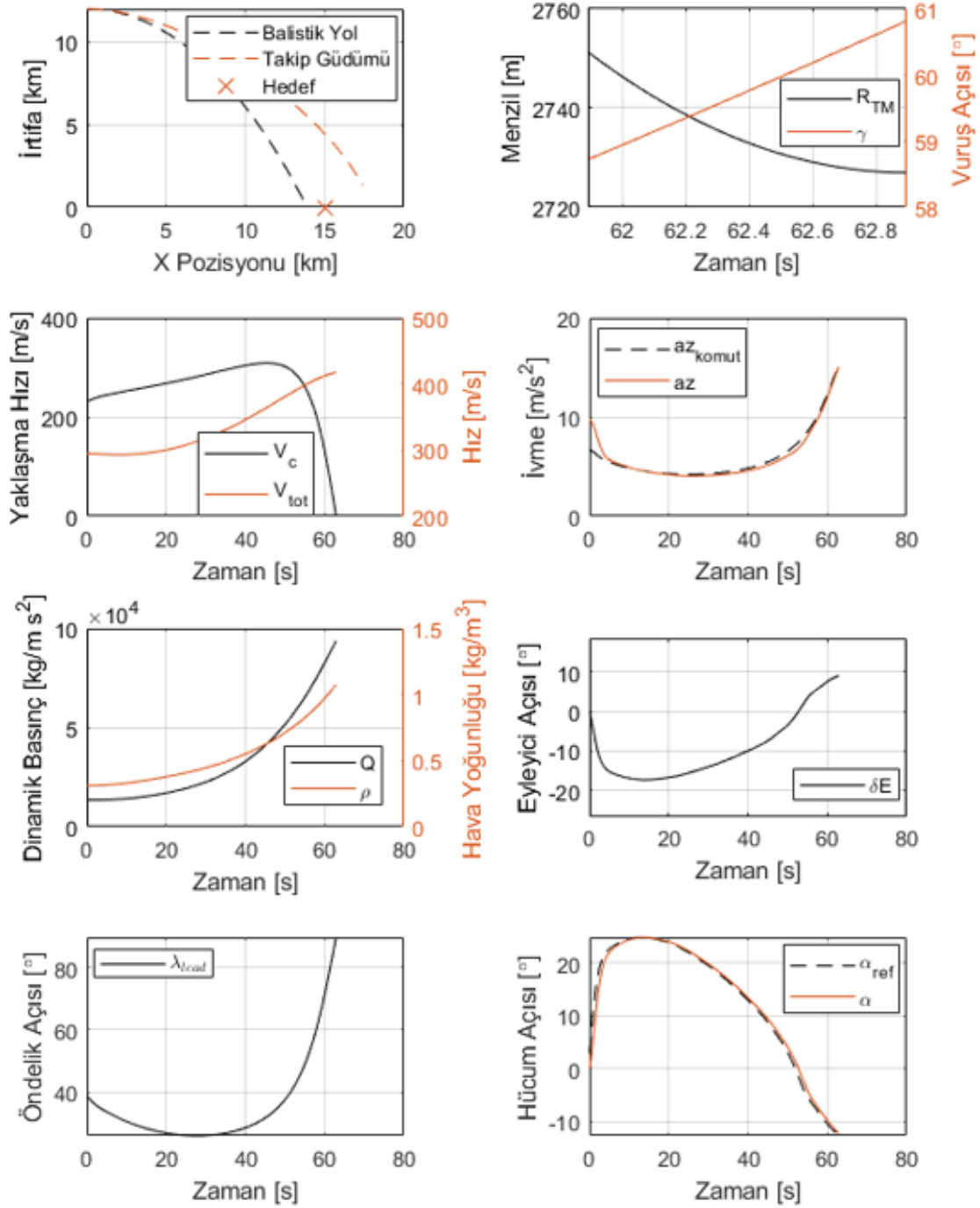
Takip güdümünde, Eşitlik (77)'de yer alan ve öndelik açısını sıfıra götürecektir kazanç değeri belirlenmelidir. Uçuş boyunca öndelik açısı sıfıra ulaşmazsa angajman başarısız olacaktır. Takip güdümü kazancı değeri, mühimmat fiziksel parametrelerine bağlı olduğundan, benzetimde yapılacak güdümlü atış sonuçları etüt edilerek uygun bir kazanç değeri belirlenecektir [32]. Oransal seyir güdümü kazancı seçiminde olduğu gibi aynı atış şartları için aynı menzildeki hedefe takip güdümü kullanılarak farklı kazanç değerleri ile atış yapılmış ve sonuçları Şekil 4.30 - Şekil 4.34 ile paylaşılmıştır.

Atış İlk Koşulları - Mach Sayısı: 1 [-] İrtifa 12 [km] Hedef Menzili: 15 [km]



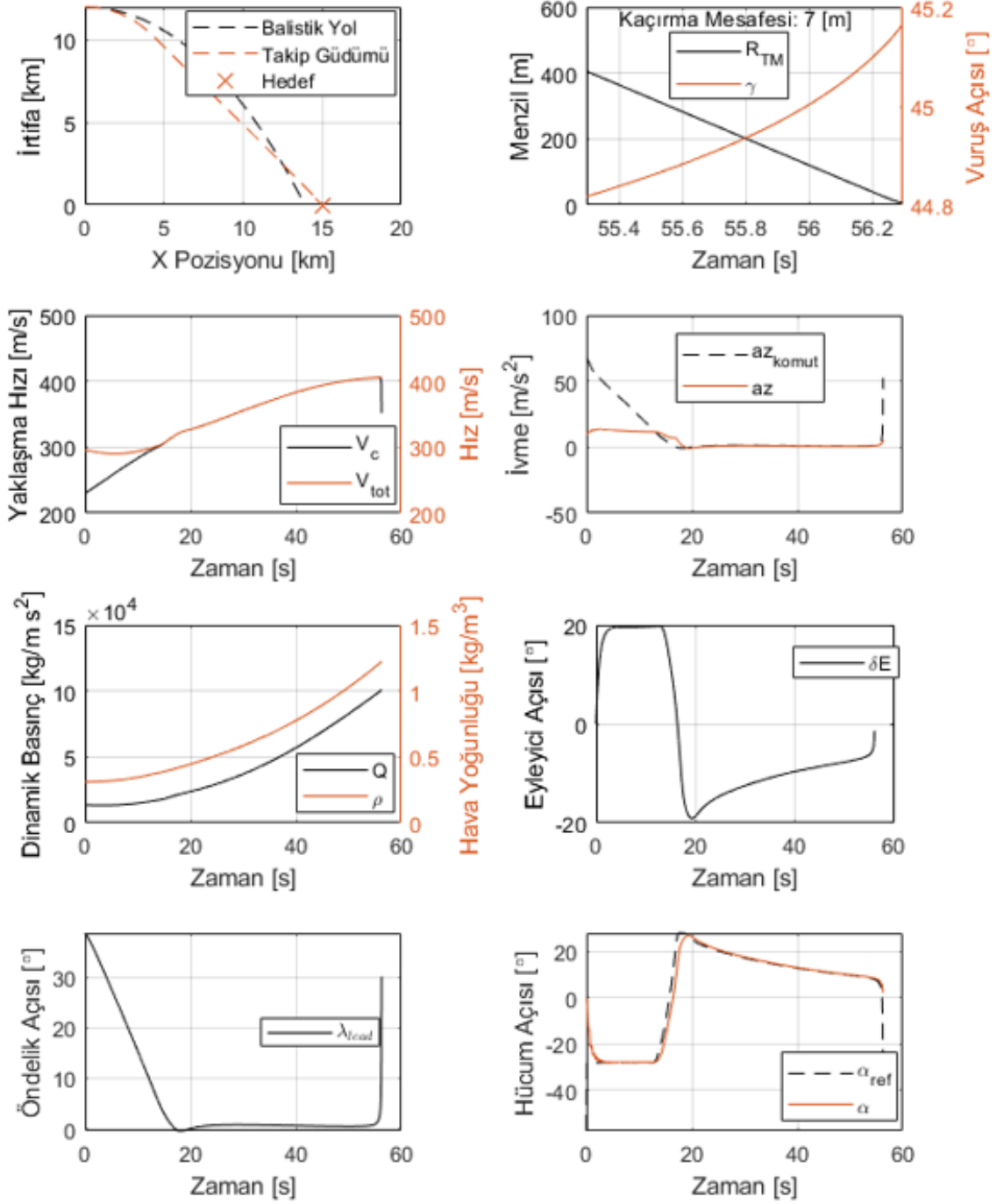
Şekil 4.30. K = 1 olan uçuş benzetimi

Atış İlk Koşulları - Mach Sayısı: 1 [-] İrtifa 12 [km] Hedef Menzili: 15 [km]



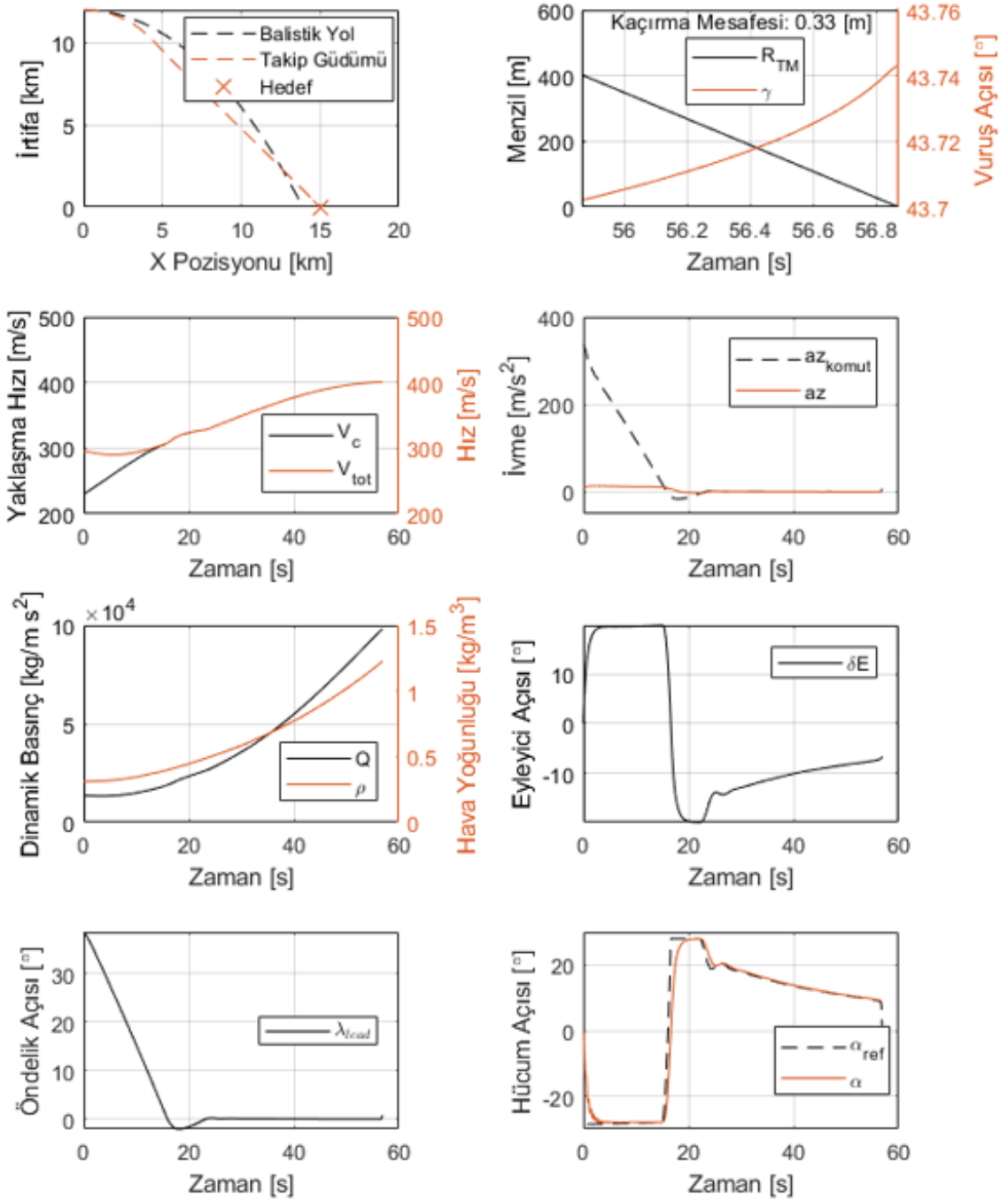
Şekil 4.31. K = 10 olan uçuş benzetimi

Atış İlk Koşulları - Mach Sayısı: 1 [-] İrtifa 12 [km] Hedef Menzili: 15 [km]



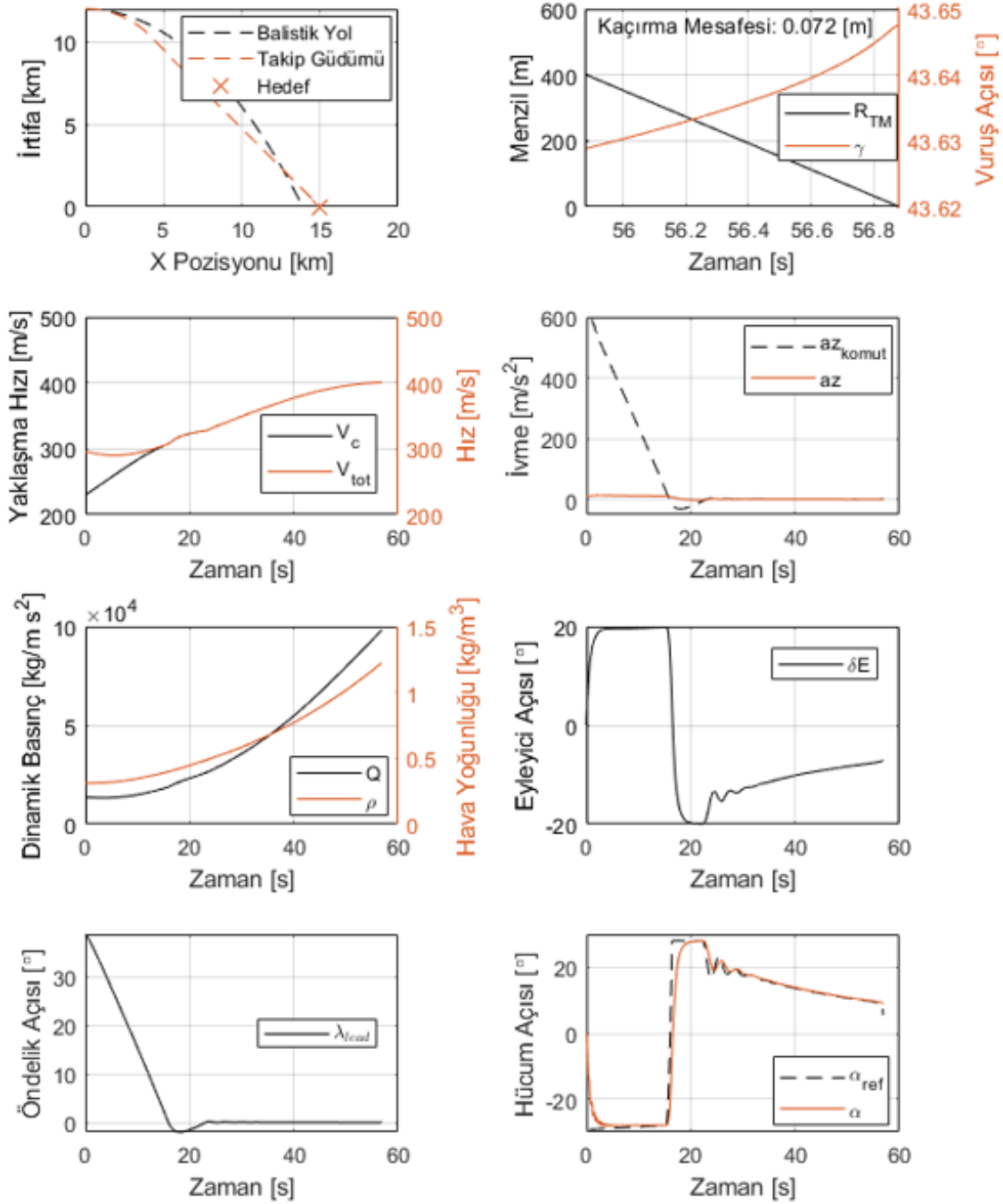
Şekil 4.32. K = 100 olan uçuş benzetimi

Atış İlk Koşulları - Mach Sayısı: 1 [-] İrtifa 12 [km] Hedef Menzili: 15 [km]



Şekil 4.33.  $K = 500$  olan uçuş benzetimi

Atış İlk Koşulları - Mach Sayısı: 1 [-] İrtifa 12 [km] Hedef Menzili: 15 [km]



Şekil 4.34. K = 1000 olan uçuş benzetimi



Kazanç değerinin sistematik olarak artırıldığı benzetim sonuçlarında kazancın 1 ve 10 seçildiği atış durumlarda öndelik açısı sıfıra ulaşmadığından hedef-mühimmat angajmanı başarı ile sağlanamamıştır. Kazancın 100 seçildiği durumda öndelik açısı uçuşun belirli bir sresinde sıfıra ulaşsa da uçuşun sonunda sıfır değerinden saptığı için hedef vurulamamıştır. Kazancın 500 ve 1000 olduğu benzetim çalışmalarında angajman sağlanmış ve performans olarak yakın sonuçlar elde edilmiştir. Kazanç değeri arttıķa ivme talebi de arttığından, kontrol eforu göz önüne alınarak, sonraki benzetim çalışmaları için takip güdümü kazancı değeri, K, 500 olarak kullanılacaktır.

#### **4.9. Oransal Seyir ve Takip Güdümü Menzil Performansı**

Sırasıyla Bölüm 4.6.1 ve Bölüm 4.6.2’de iki farklı otopilot yapısı önerilmiş ve yapılan atış senaryolarında benzer performans sundukları değerlendirilmiştir. Çizelge 4.1’de verilen ilk atış koşulları altında mühimmatın etkin hedef menzili performansı test edilmiştir. Bu amaçla balistik menzil alt sınırından başlayarak ikişer kilometre aralıklara hedef yerleştirilmiş ve mühimmat bu hedeflere oransal seyir güdümü ve takip güdümü yasalarına göre güdüm yapan algoritmalar ile atılmıştır. Yapılan benzetim çalışmaları neticesinde izelge 4.6 ile izelge 4.13 arasındaki kaçırma mesafesi bilgilerine ve dolayısıyla güdümlü mühimmat vuruş performansı sonuçlarına ulaşılmıştır.

Çizelge 4.6. İlk Hız 0.6 Mach için OSG performansı (Kaçırma mesafesi [m])

| İlk Hız: 0.6 Mach |      |        |      |         |        |       |         |        |       |        |
|-------------------|------|--------|------|---------|--------|-------|---------|--------|-------|--------|
| Menzil \ İrtifa   | 4 km | 6 km   | 8 km | 10 km   | 12 km  | 14 km | 16 km   | 18 km  | 20 km | 22 km  |
| 12 km             |      |        | 0.00 | 0.02    | 0.05   | 0.07  | 0.05    | 0.04   | 0.06  | 466.83 |
| 10 km             |      |        | 0.18 | 0.19    | 0.04   | 0.01  | 0.01    | 308.18 |       |        |
| 8 km              |      | 0.14   | 0.09 | 0.09    | 0.10   | 0.03  | 1624.93 |        |       |        |
| 6 km              |      | 0.09   | 0.07 | 0.04    | 600.98 |       |         |        |       |        |
| 4 km              |      | 0.11   | 0.13 | 1330.96 |        |       |         |        |       |        |
| 2 km              | 0.11 | 345.80 |      |         |        |       |         |        |       |        |

Çizelge 4.7. İlk Hız 0.6 Mach için takip güdümü performansı (Kaçırma mesafesi [m])

| İlk Hız: 0.6 Mach |        |       |         |        |       |         |       |         |       |         |
|-------------------|--------|-------|---------|--------|-------|---------|-------|---------|-------|---------|
| Menzil \ İrtifa   | 4 km   | 6 km  | 8 km    | 10 km  | 12 km | 14 km   | 16 km | 18 km   | 20 km | 22 km   |
| 12 km             |        |       | 0.42    | 0.45   | 0.40  | 0.35    | 0.34  | 0.18    | 1.43  | 1547.62 |
| 10 km             |        |       | 0.54    | 0.52   | 0.47  | 0.36    | 0.79  | 1499.36 |       |         |
| 8 km              |        | 0.73  | 0.67    | 0.61   | 0.20  | 1223.86 |       |         |       |         |
| 6 km              |        | 0.87  | 0.74    | 646.90 |       |         |       |         |       |         |
| 4 km              |        | 81.88 | 1187.22 |        |       |         |       |         |       |         |
| 2 km              | 304.94 |       |         |        |       |         |       |         |       |         |

Çizelge 4.8. İlk Hız 0.7 Mach için OSG performansı (Kaçırma mesafesi [m])

| İlk Hız: 0.7 Mach |      |        |       |         |       |         |        |       |         |       |         |
|-------------------|------|--------|-------|---------|-------|---------|--------|-------|---------|-------|---------|
| Menzil \ İrtifa   | 6 km | 8 km   | 10 km | 12 km   | 14 km | 16 km   | 18 km  | 20 km | 22 km   | 24 km | 26 km   |
| 12 km             |      |        | 0.10  | 0.19    | 0.18  | 0.01    | 0.06   | 0.13  | 0.08    | 24.32 | 1770.87 |
| 10 km             |      |        | 0.14  | 0.16    | 0.01  | 0.01    | 0.07   | 0.02  | 1401.00 |       |         |
| 8 km              |      |        | 0.14  | 0.14    | 0.09  | 0.06    | 820.24 |       |         |       |         |
| 6 km              |      | 0.16   | 0.07  | 0.11    | 88.05 | 2152.39 |        |       |         |       |         |
| 4 km              |      | 0.08   | 0.13  | 1107.83 |       |         |        |       |         |       |         |
| 2 km              | 0.10 | 507.58 |       |         |       |         |        |       |         |       |         |

Çizelge 4.9. İlk Hız 0.7 Mach için takip güdümü performansı (Kaçırma mesafesi [m])

| İlk Hız: 0.7 Mach |        |        |       |        |       |        |       |        |       |        |       |
|-------------------|--------|--------|-------|--------|-------|--------|-------|--------|-------|--------|-------|
| Menzil \ İrtifa   | 6 km   | 8 km   | 10 km | 12 km  | 14 km | 16 km  | 18 km | 20 km  | 22 km | 24 km  | 26 km |
| 12 km             |        |        | 0.40  | 0.35   | 0.34  | 0.32   | 0.29  | 0.17   | 0.45  | 954.43 |       |
| 10 km             |        |        | 0.50  | 0.41   | 0.37  | 0.26   | 0.09  | 847.39 |       |        |       |
| 8 km              |        |        | 0.56  | 0.47   | 0.18  | 700.04 |       |        |       |        |       |
| 6 km              |        | 0.70   | 0.47  | 457.49 |       |        |       |        |       |        |       |
| 4 km              |        | 188.46 |       |        |       |        |       |        |       |        |       |
| 2 km              | 735.42 |        |       |        |       |        |       |        |       |        |       |

Çizelge 4.10. İlk Hız 0.8 Mach için OSG performansı (Kaçırma mesafesi [m])

| İlk Hız: 0.8 Mach |      |        |       |        |       |         |        |       |        |       |         |
|-------------------|------|--------|-------|--------|-------|---------|--------|-------|--------|-------|---------|
| Menzil<br>İrtifa  | 8 km | 10 km  | 12 km | 14 km  | 16 km | 18 km   | 20 km  | 22 km | 24 km  | 26 km | 28 km   |
| 12 km             |      |        | 0.11  | 0.05   | 0.16  | 0.12    | 0.12   | 0.01  | 0.08   | 0.04  | 1246.97 |
| 10 km             |      |        | 0.01  | 0.01   | 0.11  | 0.04    | 0.08   | 0.03  | 746.70 |       |         |
| 8 km              |      | 0.16   | 0.15  | 0.17   | 0.08  | 0.01    | 119.59 |       |        |       |         |
| 6 km              |      | 0.12   | 0.08  | 0.01   | 0.05  | 1518.29 |        |       |        |       |         |
| 4 km              | 0.14 | 0.14   | 0.09  | 481.45 |       |         |        |       |        |       |         |
| 2 km              | 0.12 | 398.46 |       |        |       |         |        |       |        |       |         |

Çizelge 4.11. İlk Hız 0.8 Mach için takip güdümü performansı (Kaçırma mesafesi [m])

| İlk Hız: 0.8 Mach |        |       |         |       |         |        |       |        |       |        |       |
|-------------------|--------|-------|---------|-------|---------|--------|-------|--------|-------|--------|-------|
| Menzil<br>İrtifa  | 8 km   | 10 km | 12 km   | 14 km | 16 km   | 18 km  | 20 km | 22 km  | 24 km | 26 km  | 28 km |
| 12 km             |        |       | 0.29    | 0.28  | 0.24    | 0.22   | 0.22  | 0.14   | 0.05  | 716.93 |       |
| 10 km             |        |       | 0.37    | 0.34  | 0.34    | 0.22   | 0.11  | 470.35 |       |        |       |
| 8 km              |        | 0.49  | 0.41    | 0.35  | 0.16    | 188.06 |       |        |       |        |       |
| 6 km              |        | 0.50  | 0.31    | 0.60  | 1483.94 |        |       |        |       |        |       |
| 4 km              | 0.43   | 0.10  | 1051.82 |       |         |        |       |        |       |        |       |
| 2 km              | 545.56 |       |         |       |         |        |       |        |       |        |       |

Çizelge 4.12. İlk Hız 0.9 Mach için OSG performansı (Kaçırma mesafesi [m])

| İlk Hız: 0.9 Mach |      |       |        |       |       |         |        |       |         |        |       |        |
|-------------------|------|-------|--------|-------|-------|---------|--------|-------|---------|--------|-------|--------|
| Menzil<br>İrtifa  | 8 km | 10 km | 12 km  | 14 km | 16 km | 18 km   | 20 km  | 22 km | 24 km   | 26 km  | 28 km | 30 km  |
| 12 km             |      |       |        | 0.12  | 0.06  | 0.04    | 0.04   | 0.16  | 0.10    | 0.05   | 0.11  | 885.52 |
| 10 km             |      |       | 0.11   | 0.06  | 0.10  | 0.07    | 0.06   | 0.03  | 0.08    | 359.18 |       |        |
| 8 km              |      |       | 0.11   | 0.06  | 0.05  | 0.05    | 0.14   | 0.04  | 1677.79 |        |       |        |
| 6 km              |      | 0.01  | 0.10   | 0.12  | 0.12  | 0.00    | 729.48 |       |         |        |       |        |
| 4 km              |      | 0.04  | 0.03   | 0.11  | 65.59 | 1927.86 |        |       |         |        |       |        |
| 2 km              | 0.09 | 0.03  | 274.33 |       |       |         |        |       |         |        |       |        |

Çizelge 4.13. İlk Hız 0.9 Mach için takip güdümü performansı (Kaçırma mesafesi [m])

| İlk Hız: 0.9 Mach |      |        |       |        |       |         |       |         |        |       |        |       |
|-------------------|------|--------|-------|--------|-------|---------|-------|---------|--------|-------|--------|-------|
| Menzil<br>İrtifa  | 8 km | 10 km  | 12 km | 14 km  | 16 km | 18 km   | 20 km | 22 km   | 24 km  | 26 km | 28 km  | 30 km |
| 12 km             |      |        |       | 0.22   | 0.18  | 0.18    | 0.25  | 0.20    | 0.19   | 0.04  | 701.20 |       |
| 10 km             |      |        | 0.34  | 0.30   | 0.27  | 0.28    | 0.19  | 0.08    | 386.94 |       |        |       |
| 8 km              |      |        | 0.38  | 0.31   | 0.25  | 0.18    | 12.08 | 1685.49 |        |       |        |       |
| 6 km              |      | 0.44   | 0.33  | 0.17   | 0.35  | 1231.91 |       |         |        |       |        |       |
| 4 km              |      | 0.15   | 0.35  | 679.56 |       |         |       |         |        |       |        |       |
| 2 km              | 1.48 | 165.59 |       |        |       |         |       |         |        |       |        |       |

Çizelge 4.14. İlk Hız 1 Mach için OSG performansı (Kaçırma mesafesi [m])

| İlk Hız: 1 Mach  |      |       |       |        |       |       |         |       |         |         |        |       |        |
|------------------|------|-------|-------|--------|-------|-------|---------|-------|---------|---------|--------|-------|--------|
| Menzil<br>İrtifa | 8 km | 10 km | 12 km | 14 km  | 16 km | 18 km | 20 km   | 22 km | 24 km   | 26 km   | 28 km  | 30 km | 32 km  |
| 12 km            |      |       |       | 0.04   | 0.09  | 0.05  | 0.15    | 0.01  | 0.07    | 0.12    | 0.09   | 0.01  | 673.80 |
| 10 km            |      |       |       | 0.07   | 0.07  | 0.03  | 0.10    | 0.07  | 0.01    | 0.06    | 106.61 |       |        |
| 8 km             |      |       | 0.17  | 0.16   | 0.18  | 0.15  | 0.07    | 0.14  | 0.13    | 1152.57 |        |       |        |
| 6 km             |      |       | 0.03  | 0.10   | 0.02  | 0.13  | 0.11    | 49.14 | 2223.83 |         |        |       |        |
| 4 km             |      | 0.01  | 0.03  | 0.05   | 0.13  | 23.03 | 1368.88 |       |         |         |        |       |        |
| 2 km             | 0.14 | 0.04  | 0.12  | 248.04 |       |       |         |       |         |         |        |       |        |

Çizelge 4.15. İlk Hız 1 Mach için takip güdümü performansı (Kaçırma mesafesi [m])

| İlk Hız: 1 Mach  |      |       |       |        |        |       |         |        |       |        |       |        |       |
|------------------|------|-------|-------|--------|--------|-------|---------|--------|-------|--------|-------|--------|-------|
| Menzil<br>İrtifa | 8 km | 10 km | 12 km | 14 km  | 16 km  | 18 km | 20 km   | 22 km  | 24 km | 26 km  | 28 km | 30 km  | 32 km |
| 12 km            |      |       |       | 0.26   | 0.18   | 0.17  | 0.13    | 0.21   | 0.17  | 0.14   | 0.11  | 938.65 |       |
| 10 km            |      |       |       | 0.25   | 0.20   | 0.22  | 0.19    | 0.14   | 0.07  | 616.63 |       |        |       |
| 8 km             |      |       | 0.31  | 0.29   | 0.24   | 0.20  | 0.16    | 130.31 |       |        |       |        |       |
| 6 km             |      |       | 0.27  | 0.18   | 0.11   | 0.37  | 1358.92 |        |       |        |       |        |       |
| 4 km             |      | 0.13  | 0.09  | 0.83   | 323.73 |       |         |        |       |        |       |        |       |
| 2 km             | 1.05 | 2.82  | 47.00 | 938.81 |        |       |         |        |       |        |       |        |       |

Çizelge 4.16. İlk Hız 1.1 Mach için OSG performansı (Kaçırma mesafesi [m])

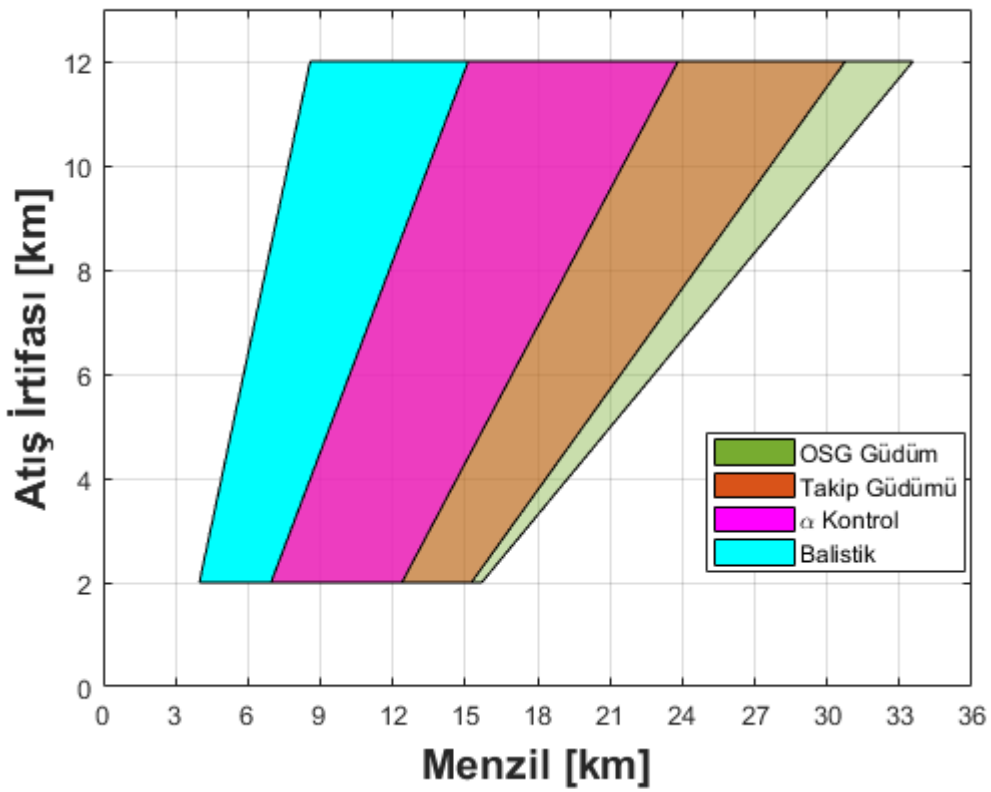
| İlk Hız: 1.1 Mach |       |       |       |        |       |       |         |       |         |        |       |         |        |
|-------------------|-------|-------|-------|--------|-------|-------|---------|-------|---------|--------|-------|---------|--------|
| Menzil<br>İrtifa  | 10 km | 12 km | 14 km | 16 km  | 18 km | 20 km | 22 km   | 24 km | 26 km   | 28 km  | 30 km | 32 km   | 34 km  |
| 12 km             |       |       |       | 0.20   | 0.04  | 0.04  | 0.10    | 0.01  | 0.16    | 0.04   | 0.05  | 0.10    | 436.11 |
| 10 km             |       |       | 0.10  | 0.12   | 0.18  | 0.07  | 0.12    | 0.13  | 0.00    | 0.13   | 0.07  | 1736.39 |        |
| 8 km              |       |       | 0.19  | 0.07   | 0.13  | 0.08  | 0.12    | 0.12  | 0.11    | 392.85 |       |         |        |
| 6 km              |       | 0.10  | 0.00  | 0.10   | 0.11  | 0.07  | 0.01    | 2.89  | 1519.90 |        |       |         |        |
| 4 km              | 0.07  | 0.03  | 0.10  | 0.12   | 0.04  | 38.82 | 1164.17 |       |         |        |       |         |        |
| 2 km              | 0.03  | 0.02  | 0.15  | 309.59 |       |       |         |       |         |        |       |         |        |

Çizelge 4.17. İlk Hız 1.1 Mach için takip güdümü performansı (Kaçırma mesafesi [m])

| İlk Hız: 1.1 Mach |       |       |       |        |        |       |        |        |       |        |       |         |       |
|-------------------|-------|-------|-------|--------|--------|-------|--------|--------|-------|--------|-------|---------|-------|
| Menzil<br>İrtifa  | 10 km | 12 km | 14 km | 16 km  | 18 km  | 20 km | 22 km  | 24 km  | 26 km | 28 km  | 30 km | 32 km   | 34 km |
| 12 km             |       |       |       | 0.13   | 0.13   | 0.16  | 0.17   | 0.13   | 0.12  | 0.13   | 0.26  | 1245.08 |       |
| 10 km             |       |       | 0.18  | 0.21   | 0.14   | 0.18  | 0.12   | 0.14   | 0.12  | 959.97 |       |         |       |
| 8 km              |       |       | 0.24  | 0.14   | 0.18   | 0.14  | 0.03   | 390.53 |       |        |       |         |       |
| 6 km              |       | 0.18  | 0.13  | 0.05   | 0.17   | 0.75  | 972.98 |        |       |        |       |         |       |
| 4 km              | 0.11  | 0.20  | 0.67  | 1.39   | 105.12 |       |        |        |       |        |       |         |       |
| 2 km              | 2.10  | 4.16  | 26.92 | 738.57 |        |       |        |        |       |        |       |         |       |

Çizelge 4.6 - Çizelge 4.17 incelendiğinde, benzetim analizleri sonucunda uzak menzildeki hedefleri vurma kriterine göre oransal seyir güdümün takip güdümüne oranla daha başarılı olduğu görülmektedir. Mühimmatın oransal seyir güdüm ile erişebildiği

maksimum menzil değeri yaklaşık olarak 33.5 km iken, takip güdümü ile ulaşabildiği maksimum menzil yaklaşık 30.5 km'dir. Oransal seyir güdümün, takip güdümüne oranla uzak menzildeki hedefleri vurma başarımının daha yüksek olmasının temel nedeni ivme talebinin uçuş boyunca daha düşük olmasıdır. Hedefe ulaşana kadar geçen sürede daha az enerji harcadığı için son anlardaki manevra kabiliyeti daha yüksek olmakta dolayısıyla da daha uzun menzillere erişebilmektedir. Mühimmatın balistik menzil, hücum açısı kontrollü menzil, takip güdümü menzili ve OSG menzili zarflarını Şekil 4.35 ile kıyaslamak mümkündür.



Şekil 4.35. Mühimmat uçuş türüne göre atış irtifası-menzil zarflarının kıyaslanması

## 5. SONUÇLAR

Bu tez çalışmasında, havadan karaya atılan akıllı mühimmatların sonlanma güdümü teknikleri; oransal seyir güdümü ve takip güdümü performansları üzerine çalışılmıştır. Yapılan analizler, Matlab Simulink programında kurulan benzetim ortamı koşulları üzerinden gerçekleştirilmiştir.

Başlangıç olarak havadan karaya atılan akıllı mühimmatlar hakkında temel bilgiler verilerek, kullanılan güdüm yöntemlerinden bahsedilmiştir. Tez çalışmasında üzerine çalışmalar yapılacak olan mühimmatın seçimi için benzer sistemlere uygun fiziksel parametreler belirlenmiş ve sanal bir mühimmat modeli oluşturulmuştur. Oluşturulan mühimmata uygun üç serbestlik dereceli (X ve Z eksenlerinde çizgisel hareket, Y ekseninde açılma hareketi) doğrusal olmayan, dinamik ve kinematik hareket denklemleri çıkarılmıştır. Mühimmatın fiziksel parametreleri ile Missile Datcom programından faydalanarak, dinamik denklemlerde modellenen aerodinamik katsayı parametreleri hesaplanmış ve grafiklerle sunulmuştur.

Mühimmat etkinliğine güdüm yasalarının etkisinin incelenebilmesi için performans kriteri olarak hedef angajman menzili belirlenmiştir. Bu doğrultuda öncelikle mühimmatın balistik uçuş analizi benzetim ortamında gerçekleştirilmiş ve balistik bir menzil zarfı çıkarılmıştır. Mühimmat menzilini iyileştirmek adına, kaldırma kuvveti katsayısının sürüklenme katsayısına göre en yüksek olduğu oran için hücum açısı belirlenmiş ve bu hücum açısı değerinde uçuşunu sağlayacak bir hücum açısı kontrolcüsü lokal optimizasyon yöntemi ile tasarlanmıştır. Tasarlanan kontrolcünün etkinliği referans bir kontrolcünün performans parametreleri ve hücum açısı kontrollü menzil zarfı ile balistik menzil zarfı kıyaslaması üzerinden sunulmuştur.

Kullanılan güdüm yasaları için uygun birer kazanç değeri seçimi benzetim çıktıları ile yapılmıştır. Güdüm kazançlarının ayarlanmasından sonra güdüm performansları farklı menzile yerleştirilen hedeflere farklı irtifa ve ilk hızlardan yapılan atış benzetimleri ile değerlendirilmiştir. Yapılan değerlendirme sonucunda oransal seyir güdümünün daha

uzun menzildeki hedeflere ulaşabilme başarımının takip güdümüne oranla daha yüksek olduğu belirlenmiştir. Bu sonucun nedenleri benzetim çıktılarında elde edilen uçuş bilgilerinden faydalanılarak sunulmuştur.

Tez çalışmasında elde edilen sonuçların akıllı mühimmatların modellenmesi, kontrolü ve güdüm algoritmalarının tasarımı çalışmalarına katkı sağlayacağı düşünülmektedir. Analiz sonuçlarında oransal seyir ve takip güdümü performanslarının akıllı mühimmatların uzak menzillerdeki hedeflere ulaşma etkinliklerine, karşılaştırmalı olarak yer verilmiştir. Gelecek çalışmalarda mühimmat menzilini artıracak farklı güdüm teknikleri de kullanılarak, mühimmat etkinliğinin uzak menzildeki hedefler için incelenebileceği değerlendirilmektedir. 3 serbestlik dereceli hareket tanımlamaları altında çıkarılan performans sonuçları, 6 serbestlik dereceli hareket ortamına aktarılarak, mühimmata göre belirli bir çapraz menzilde bulunan hedefleri imha etkinliği de farklı güdüm yöntemleri için incelenebilecektir.

## 6. KAYNAKLAR

- [1] M. D. I. Blackwelder, The Long Road to Desert Storm and Beyond: The Development of Precision Guided Bombs, Yüksek Lisans Tezi, School of Advanced Airpower Studies Air University, Alabama, **1992**
- [2] G. M. Siouris, Missile Guidance and Control Systems, Springer, New York, **2004**
- [3] C. F. Lin, Modern Navigation, Guidance, and Control Processing, Prentice Hall, New Jersey, **1991**
- [4] J. H. J. M. Vriends, “Missile Guidance and Control” in Systems and Control Encyclopedia, M. G. Singh (Eds.), Vol. 5, Pergamon Press, Oxford, **1987**
- [5] P. Zarchan, Tactical and Strategic Missile Guidance Sixth Edition, Vol. 239, AIAA, Reston, **2012**
- [6] Y. Özkazanç, Course Notes on Guidance, Control, and Navigation, Hacettepe Üniversitesi, **2000**
- [7] E. Milli, Taktik Füzelerde Kullanılan Sonlanma Güdümü Yöntemlerinin 3B Formülasyonları ve Analizi, Yüksek Lisans Tezi, Hacettepe Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, **2012**
- [8] Anonim, Guided Bomb, [https://en.wikipedia.org/wiki/Guided\\_bomb](https://en.wikipedia.org/wiki/Guided_bomb), (Erişim Tarihi: **22 Kasım 2020**)
- [9] A. K. Maini, Handbook of Defence Electronics and Optronics, Wiley, West Sussex, **2018**
- [10] Anonim, Smart Weapons, <https://fas.org/man/dod-101/sys/smart/index.html>, (Erişim Tarihi: **1 Aralık 2020**)
- [11] Anonim, GBU-10, <https://fas.org/man/dod-101/sys/smart/gbu-10.htm>, (Erişim Tarihi: **17 Ocak 2021**)
- [12] Anonim, GBU-24, [https://en.wikipedia.org/wiki/GBU-24\\_Paveway\\_III](https://en.wikipedia.org/wiki/GBU-24_Paveway_III), (Erişim Tarihi: **17 Ocak 2021**)
- [13] Anonim, GBU-24, <https://fas.org/man/dod-101/sys/smart/gbu-24.htm>, (Erişim Tarihi: **17 Ocak 2021**)



- [14] Anonim, Mini Akıllı Mühimmat, <https://www.roketsan.com.tr/urun/mam-l-mini-akilli-muhimmat/>, (Erişim Tarihi: **16 Ocak 2021**)
- [15] Anonim, TEBER Lazer Güdüm Kiti, <https://www.roketsan.com.tr/urun/teber-lazer-gudum-kiti/>, (Erişim Tarihi: **16 Ocak 2021**)
- [16] Anonim, GBU-15, <https://fas.org/man/dod-101/sys/smart/gbu-15.htm>, (Erişim Tarihi: **1 Aralık 2020**)
- [17] Anonim, LAÇIN Güdüm Kiti, <https://www.roketsan.com.tr/wp-content/uploads/2020/04/TR-Rocketsan-%C3%9Cr%C3%BCn-Katalo%C4%9Fu-2020.pdf>, (Erişim Tarihi: **16 Ocak 2021**)
- [18] Anonim, Joint Direct Attack Munition, [https://en.wikipedia.org/wiki/Joint\\_Direct\\_Attack\\_Munition](https://en.wikipedia.org/wiki/Joint_Direct_Attack_Munition), (Erişim Tarihi: **16 Ocak 2021**)
- [19] Anonim, Joint Direct Attack Munition, <https://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104572/joint-direct-attack-munition-gbu-313238/>, (Erişim Tarihi: **16 Ocak 2021**)
- [20] Anonim, HGK, [https://en.wikipedia.org/wiki/HGK\\_\(bomb\)](https://en.wikipedia.org/wiki/HGK_(bomb)), (Erişim Tarihi: **16 Ocak 2021**)
- [21] Anonim, Minyatür Bomba, [https://www.aselsan.com.tr/Minyatür\\_Bomba\\_4822.pdf](https://www.aselsan.com.tr/Minyatür_Bomba_4822.pdf), (Erişim Tarihi: **16 Ocak 2021**)
- [22] Anonim, MK-84, <https://tr.wikipedia.org/wiki/MK-84>, (Erişim Tarihi: **16 Ocak 2021**)
- [23] W. B. Blake, Missile Datcom User's Manual, Air Force Research Laboratory, Ohio, **1998**
- [24] M. V. Cook, Flight Dynamics Principles Second Edition, Elsevier, Oxford, **2007**
- [25] Q. Zaikang, L. Defu, Design of Guidance and Control Systems, Taylor and Francis, Boca Raton, **2020**
- [26] B. Özkan, Dynamic Modeling, Guidance, and Control of Homing Missiles, Doktora Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, **2005**

- [27] U. S. Shukla, P. R. Mahapatra, The Proportional Navigation Dilemma – Pure or True?, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 26, No. 2, 382-392, **1990**
- [28] J. T. Waldemark, V. Becanovic, J. M. Kinser, T. Linbald, L. Clark, K. E. Waldemark, Pulse-Coupled Neural Networks for Cruise Missile Guidance and Mission Planning, SPIE, **1999**
- [29] D. Peth, A Study into Advanced Guidance Laws Using Computational Methods, Yüksek Lisans Tezi, NPGS, Monterey, California, **2011**
- [30] C. Bohn, D. P. Atherton, An Analysis Package Comparing PID Anti-Windup Strategies, IEEE Control Systems, 34-40, **1995**
- [31] K. D. S. Raj, Performance Evaluation of Proportional Navigation Guidance for Low-Maneuvering Targets, International Journal of Scientific & Engineering Research, Vol. 5, Issue 9, 93-99, **2014**
- [32] R. T. Ramsey, Analysis of Pursuit Guidance Systems Using Aerodynamically Stabilized Seekers, NWL Technical Report No. TR-2697, Virginia, **1972**

## EKLER

### EK – 1 Datcom Programı Girdi Dosyası

Bu ekte, mühimmat fiziksel parametreleri ve uçuş koşulları göz önüne alınarak hesaplanan aerodinamik katsayı parametrelerinin, hesaplama yapılan program olan “Missile Datcom” programı için girdi dosyasının bir bölümü paylaşılmış ve kullanılan fonksiyonların açıklamaları eklenmiştir.

```

$FLTCON
NALPHA=20.,
ALPHA=0.,-2.,-4.,-6.,-8.,-10.,-12.,-14.,-16.,-18.,-20.,-24.,-30.,-35.,-40.,
ALPHA(16)=-50.,-60.,-70.,-80.,-89.9,
NMACH=8.,
MACH=0.6,0.7,0.8,0.9,1.05,1.2,1.3,1.4,
ALT=0.,0.,0.,0.,0.,0.,0.,0.,
BETA=0.,
PHI=0.,$
$REFQ
XCG=1.7877,$
$AXIBOD
NX=15.0,
X=0.0,11.54E-3,31.07E-3,85.67E-3,207.29E-3,309.38E-3,320.05E-3,978.79E-3,
X(9)=1396.28E-3,1925.21E-3,1960.76E-3,2702.07E-3,2920.02E-3,
X(14)=3412.12E-3,4194.86E-3,
R=0.0,49.14E-3,73.27E-3,92.86E-3,92.86E-3,92.86E-3,97.75E-3,197.28E-3,
R(9)=216.68E-3,216.68E-3,215.05E-3,175.74E-3,169.08E-3,145.78E-3,110.64E-3,$
$FINSET1
SSPAN=0.,0.32,
CHORD=0.5588,0.2794,
XLE=3585.3E-3,3864.7E-3,
NPANEL=4.0000,
PHIF=45.0000,135.0000,225.0000,315.0000,$
$DEFLCT
DELTA1=-30.0,-30.0,30.0,30.0,
XHINGE=3984.7E-3$

```

#### NAMELIST FLTCON

| VARIABLE NAME | ARRAY SIZE | DEFINITION                               | UNITS** | DEFAULT |
|---------------|------------|--|---------|---------|
| NALPHA        | -          | Number of angles of attack (must be > 1) | -       | -       |
| ALPHA         | 20         | Angle of attack or total angle of attack | deg     | -       |
| BETA          | -          | Sideslip angle                           | deg     | 0.      |
| PHI           | -          | Aerodynamic roll angle                   | deg     | 0.      |
| NMACH         | -          | Number of Mach numbers or velocities     | -       | -       |
| MACH*         | 20         | Mach numbers                             | -       | -       |
| ALT*          | 20         | Altitudes                                | L       | 0.      |
| REN*          | 20         | Reynolds numbers per unit length         | 1/L     | -       |
| VINF*         | 20         | Freestream velocities                    | L/sec   | -       |
| TINF*         | 20         | Freestream static temperatures           | deg     | -       |
| PINF*         | 20         | Freestream static pressures              | F/(L*L) | -       |

NAMELIST REFQ

| VARIABLE NAME | ARRAY SIZE | DEFINITION   | UNITS | DEFAULT |
|---------------|------------|--|-------|---------|
| SREF          | -          | Reference area   | L*L   | *       |
| LREF          | -          | Longitudinal reference length  | L     | **      |
| LATREF        | -          | Lateral reference length   | L     | LREF    |
| XCG           | -          | Longitudinal position of C.G. (+aft)   | L     | 0.      |
| ZCG           | -          | Vertical position of C.G. (+up)  | L     | 0.      |
| BLAYER        | -          | Boundary layer type:<br>TURB for fully turbulent<br>NATURAL for natural transition | -     | TURB    |
| ROUGH***      | -          | Surface roughness height   | L     | 0.      |
| RHR***        | -          | Roughness Height Rating  | -     | 0.      |
| SCALE         | -          | Vehicle scale factor   | -     | 1.      |

NAMELIST AXIBOD  
(Option 2 Inputs)

| VARIABLE NAME | ARRAY SIZE | DEFINITION   | UNITS | DEFAULT |
|---------------|------------|--|-------|---------|
| XO or X0      | -          | Longitudinal coordinate of nose tip  | L     | 0.      |
| NX            | -          | Number of input stations ( $2 < NX < 50$ )   | -     | -       |
| X*            | 50         | Longitudinal coordinates<br>X(NX) must be the end of the body  | L     | -       |
| R             | 50         | Radius at each X station   | L     | -       |
| DISCON        | 20         | Indices of X stations where the surface slope<br>Is discontinuous. Example:<br>X(1)=0.,4.,8.,12.,16.,20., DISCON=3.,<br>Defines a discontinuity at X=8. (third value)                  | -     | -       |
| BNOSE         | -          | Nose bluntness radius or radius of truncation  | L     | 0.      |
| TRUNC         | -          | Truncation flag:<br>.TRUE. if nose is truncated<br>.FALSE. if nose is not truncated  | -     | .FALSE. |
| DEXIT         | -          | Nozzle diameter for base drag calculation<br>DEXIT not defined gives zero base drag<br>DEXIT = 0. Gives "full" base drag<br>DEXIT= exit gives base drag of annulus<br>Around exit only | L     | -       |

NAMELIST FINSETn  
(NOMINAL INPUTS)

| VARIABLE NAME | ARRAY SIZE | DEFINITION  | UNITS | DEFAULT |
|---------------|------------|---|-------|---------|
| SECTYP        | -          | Type of airfoil section:<br>HEX (hexagonal section, Table 11)<br>ARC (curcular arc section, Table 11)<br>USER (used defined section coordinates, Table 12)<br>NACA (requires NACA control card, Table 13) | -     | HEX     |
| SSPAN         | 10         | Semi-span locations. To automatically place fin<br>On body moldline, use SSPAN(1)=0.0 with other<br>values relative to fin root chord.  | L     | -       |
| CHORD         | 10         | Panel chord at each semi-span location  | L     | -       |
| XLE           | 10         | Distance from missile nose to chord leading edge<br>At each span location. Specify only XLE(1) if<br>using SWEEP to define planform.  | L     | 0.0     |
| SWEEP         | 10         | Sweepback angle at each span station.   | deg   | 0.0     |
| STA           | 10         | Chord station used in measuring sweep:<br>STA=0.0 is leading edge<br>STA=1.0 is trailing edge   | -     | 1.0     |
| LER           | 10         | Leading edge radius at each span station.<br>Not required if SECTYP=NACA  | L     | 0.0     |
| NPANEL        | 8          | Number of panels in fin set (1-8)   | -     | 4       |
| PHIF          | 8          | Roll angle of each fin measured clockwise from<br>top vertical center looking forward   | deg   | *       |
| GAM           | 8          | Dihedral of each fin, positive when PHIF is<br>increased, see Fig. 8.   | Deg   | 0.0     |
| CFOC          | 8          | Flap chord to fin chord ratio at each span station  | -     | 1.0     |

NAMELIST DEFLCT

| VARIABLE NAME | ARRAY SIZE | DEFINITION  | UNITS | DEFAULT          |
|---------------|------------|---|-------|------------------|
| DELTA1        | 8          | Deflection angles for each panel<br>in fin set 1  | deg   | 0.               |
| DELTA2        | 8          | Deflection angles for each panel<br>in fin set 2  | deg   | 0.               |
| DELTA3        | 8          | Deflection angles for each panel<br>in fin set 3  | deg   | 0.               |
| DELTA4        | 8          | Deflection angles for each panel<br>in fin set 4  | deg   | 0.               |
| XHINGE        | 4          | Position of the panel hinge line for<br>Each fin set, measured from the<br>coordinate system origin.<br>XHINGE is NOT measured from the<br>Body nose unless XO=0. | L     | XO+XLE+<br>CR/2* |
| SKEW          | 4          | Hinge line sweepback for each fin set   | deg   | 0.               |

