

UZB461E - Ay Görev Yörüngeleri Dönem Projesi

Ahmet Fevzi Akargöl

20 Mayıs 2025

İçindekiler

Özet	1
I PART I: Dünya Park Yörüngesinden Ay Park Yörüngesine Geçiş	2
1 Giriş	2
2 Yöntem	2
2.1 Sistem Tanımlaması ve Başlangıç Koşulları	2
2.2 Translunar Injection (TLI) Manevrası	3
2.3 Parametre Optimizasyonu ve Kod Yapısı	3
2.4 Lunar Orbit Insertion (LOI) Kavramı ve Yakıt Hesabı	3
3 PART I Sonuçları ve Değerlendirme	3
3.1 Yakıt Kütleleri Sonuçları (PART I)	4
3.2 Görsel Sonuçlar (PART I)	4
4 PART I Son Değerlendirme	7
II PART II: Ay Yörüngesinden Ay Yüzeyine ve Tekrar Yörüngeye	7
5 a) Ay Yüzeyine İniş (Descent to Surface)	7
5.1 İniş Stratejisi ve Kod Yapısı	7
5.2 İniş Performansı ve Yakıt Hesabı	8
5.3 Görsel Sonuçlar (PART II a - İniş)	9
6 b) Ay Yüzeyinden Tekrar Park Yörüngesine Çıkış (Ascent to Orbit)	10
6.1 Kalkış Stratejisi ve Parametreleri	11
6.2 Kalkış Simülasyonu Sonuçları (Yeni "Nokta A")	11
6.3 Yörünge Daireselleştirme Ateşlemesi	12
6.4 PART II b) Nihai Görev Sonuçları	12
6.5 Görsel Sonuçlar (PART II b - Yükseliş ve Daireselleştirme)	13
Kaynakça	15

Özet

Bu dönem projesi, bir Ay görevinin temel yörünge manevralarını kapsamaktadır. Uzay aracının kuru kütlesi tüm aşamalarda 1000 kg ve motorlarının özgül itkisi 310 s olarak kabul edilmiştir.

Part I, Dünya çevresindeki 430 km irtifalı dairesel bir park yörüngesinden, Ay çevresindeki 490 km irtifalı dairesel bir park yörüngesine transferi ele almıştır. Optimal Translunar Injection (TLI) manevrası için $\alpha_{TLI} = 230^\circ$ açı ve $|\Delta V_{TLI}| = 3090 \text{ m s}^{-1}$ itki büyüklüğü belirlenmiştir. Bu manevra ile Ay'a 490 km minimum irtifada (sıfır hata ile) ulaşılmış ve Ay yörüngesine giriş (LOI) için kavramsal $\Delta V_{LOI} \approx 830.93 \text{ m s}^{-1}$ hesaplanmıştır. Bu bölüm için toplam yakıt ihtiyacı 2631.89 kg olarak bulunmuştur.

Part II, Ay görevini iki alt başlıkta incelemiştir: Ay yüzeyine iniş ve Ay yüzeyinden tekrar park yörüngesine çıkış.

- **Part IIa (Ay Yüzeyine İniş):** 490 km irtifadaki Ay park yörüngesinden başlayan iniş, 90.0 m s^{-1} 'lik bir yörüngeden çıkış itkisi ve ardından 63.06 km irtifada başlayan 6500 N'luk bir frenleme yanması ile gerçekleştirilmiştir. İniş, yüzeye 1.99 m s^{-1} hızla (hedeflenen $\leq 3 \text{ m s}^{-1}$ kriterini sağlayarak) tamamlanmış ve bu aşama için 927.82 kg yakıt harcanmıştır.
- **Part IIb (Ay Yüzeyinden Tekrar Park Yörüngesine Çıkış):** Ay yüzeyinden 13 000 N itki ve 4000 kg başlangıç yakıtı ile yapılan tek bir sürekli yanma ile doğrudan 490 km hedef irtifaya ulaşılmıştır. Bu yükseliş 788.05 s sürmüş ve 3369.87 kg yakıt tüketmiştir. Ulaşılan bu noktada ($alt_A = 490.0 \text{ km}$, $V_{r,A} = 1372.1409 \text{ m s}^{-1}$, $V_{t,A} = 1928.12 \text{ m s}^{-1}$), yörüngeyi dairesel hale getirmek için $\Delta V_{corr} = 1442.34 \text{ m s}^{-1}$ değerinde bir düzeltme itkisi uygulanmış ve bu itki için 615.82 kg ek yakıt harcanmıştır. Sonuç olarak, araç 490 km irtifalı dairesel yörüngeye 1014.32 kg son kütle ile yerleşmiştir. Part IIb için toplam yakıt tüketimi 3985.68 kg olmuştur.

Tüm simülasyonlar MATLAB ortamında gerçekleştirilmiş ve yörünge manevraları detaylı

olarak analiz edilmiştir.

Kısım I

PART I: Dünya Park Yörüngesinden Ay Park Yörüngesine Geçiş

1 Giriş

Bu projenin birinci bölümünün temel amacı, Dünya çevresindeki 430 km irtifalı dairesel bir park yörüngesinden başlayarak, Ay çevresindeki 490 km irtifalı dairesel bir park yörüngesine uzay aracının transferini sağlamaktır. Bu transfer, "Şekil 8 yörüngesinin yarısı" olarak da bilinen bir yörünge prensibi kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Simülasyonlar, Dünya, Ay ve uzay aracını içeren üç cisim problemi dikkate alınarak MATLAB ortamında yapılmıştır. Çalışmanın ana hedefi, belirlenen Ay park yörüngesine minimum hata ile ulaşılmasını sağlayacak optimal Translunar Injection (TLI) manevrası parametrelerinin ve bu manevralar için gerekli minimum yakıt miktarının belirlenmesidir. Uzay aracının kuru kütlesi 1000 kg olarak alınmış ve itki manevralarının anlık olduğu varsayılmıştır.

2 Yöntem

Transfer yörüngesinin tasarımı ve analizi için izlenen adımlar ve kullanılan MATLAB kodlarının genel işlevleri aşağıda özetlenmiştir. Projenin bu bölümü, proje şartnamesinde "PART I" olarak belirtilen gereksinimlere odaklanmaktadır.

2.1 Sistem Tanımlaması ve Başlangıç Koşulları

Sistem, üç ana kütlede oluşmaktadır: Dünya, Ay ve uzay aracı. Dünya ve Ay'ın, kütlelerinin ortak merkezi (barisenter) etrafında dairesel yörüngelerde hareket ettiği varsayılmıştır. Uzay aracı, başlangıçta Dünya yüzeyinden 430 km yükseklikte, dairesel bir park yörüngesinde bulunmaktadır. Uzay aracının kuru kütlesi $m_{kuru} = 1000$ kg olarak belirlenmiştir. Tüm gök cisimleri için gerekli fiziksel parametreler proje şartnamesinden alınmıştır.

2.2 Translunar Injection (TLI) Manevrası

Uzay aracının Dünya park yörüngesinden ayrılarak Ay'a doğru bir transfer yörüngesine girmesi için tek bir anlık itki (delta-V) manevrası uygulanmıştır. Bu TLI manevrasının başarısı iki anahtar parametreye bağlıdır: TLI Açısı (α_{TLI}) ve TLI Delta-V Büyüklüğü ($|\Delta V_{TLI}|$).

2.3 Parametre Optimizasyonu ve Kod Yapısı

Hedeflenen 490 km irtifalı Ay park yörüngesine minimum hata ile ulaşılmasını sağlayacak optimal TLI parametreleri, geliştirilen bir MATLAB betiği (`run_parameter_sweep_AF.m`) aracılığıyla sistematik olarak taranmıştır. Bu betik, `simulate_lunar_transfer_AF.m` yardımcı fonksiyonunu kullanarak her bir parametre kombinasyonu için yörünge simülasyonunu çalıştırmış ve Ay'a minimum yaklaşma irtifasını hesaplamıştır. Yörünge entegrasyonu için `ode45` çözücüsü, hareket denklemleri için `SystemsOfEquations.m` ve Ay'a varış olayını tespit etmek için `lunarEvents.m` fonksiyonları kullanılmıştır.

2.4 Lunar Orbit Insertion (LOI) Kavramı ve Yakıt Hesabı

Uzay aracı, Ay'a hedeflenen 490 km irtifada (perilune) ulaştığında, Ay etrafında dairesel bir park yörüngesine yerleşebilmesi için bir Lunar Orbit Insertion (LOI) manevrası uygulaması gerekmektedir. Bu çalışmada, bu manevra için gerekli olan kavramsal delta-V değeri (ΔV_{LOI}) hesaplanmıştır.

Gerekli yakıt miktarları, Tsiolkovsky Roket Denklemi kullanılarak hesaplanmıştır:

$$\Delta V = I_{sp} \cdot g_0 \cdot \ln \left(\frac{m_{balang\beta}}{m_{biti}} \right)$$

Burada I_{sp} özgül itki (bu çalışma için 310 s olarak varsayılmıştır), g_0 standart yerçekimi ivmesi (9.80665 m s^{-2}), $m_{balang\beta}$ manevra öncesi kütle ve m_{biti} manevra sonrası kütledir. Yakıt kütlesi ($m_{yak\beta t}$) ise $m_{balang\beta} - m_{biti}$ olarak bulunur. Hesaplamalar, LOI manevrasından geriye doğru TLI manevrasına doğru yapılmıştır:

1. **LOI Yakıtı** ($m_{yak\beta t, LOI}$): $m_{biti, LOI} = m_{kuru}$ alınarak hesaplanmıştır.
2. **TLI Yakıtı** ($m_{yak\beta t, TLI}$): $m_{biti, TLI} = m_{kuru} + m_{yak\beta t, LOI}$ alınarak hesaplanmıştır.

Toplam yakıt, bu iki manevra için gereken yakıtların toplamıdır.

3 PART I Sonuçları ve Değerlendirme

Yapılan parametre taraması ve optimizasyon çalışmaları sonucunda, uzay aracını Dünya etrafındaki 430 km irtifalı park yörüngesinden Ay etrafındaki 490 km irtifalı hedef park

yörüngesine ulaştıran en iyi TLI parametreleri aşağıdaki gibi bulunmuştur:

- **En İyi TLI Açısı (α_{TLI}):** 230.00°
- **En İyi TLI Delta-V Büyüklüğü ($|\Delta V_{TLI}|$):** 3090.00 m s⁻¹

Bu parametreler kullanılarak yapılan simülasyonda, uzay aracının Ay yüzeyine olan minimum irtifasının tam olarak 490.00 km olduğu ve hedefe olan hatanın 0.00 km olduğu tespit edilmiştir. Bu başarılı yaklaşma anında, Ay etrafında dairesel bir park yörüngesine girmek için gerekli olan kavramsal LOI delta-V büyüklüğü ise yaklaşık 830.93 m s⁻¹ olarak hesaplanmıştır.

3.1 Yakıt Kütlesi Sonuçları (PART I)

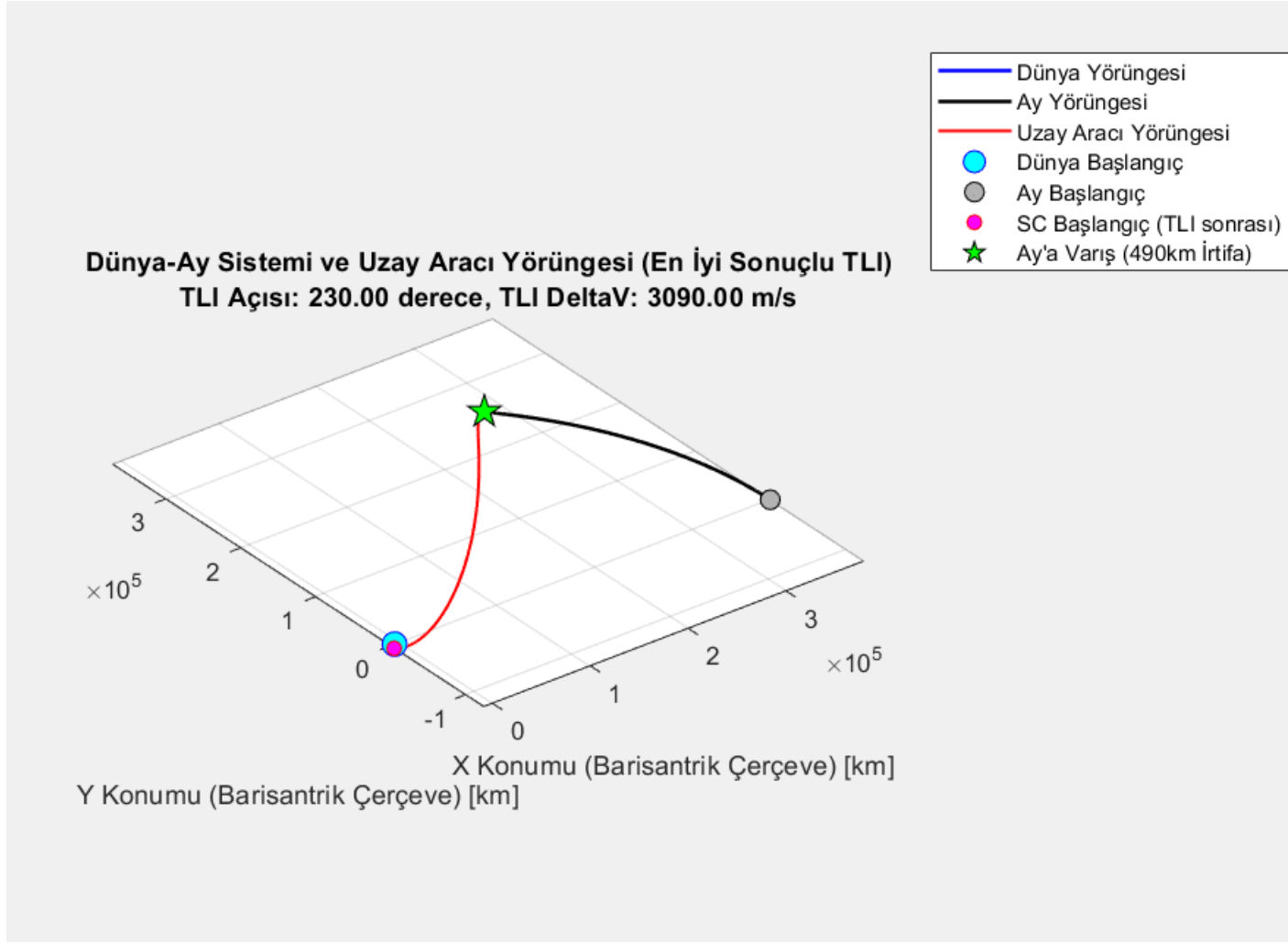
Belirlenen ΔV_{TLI} ve ΔV_{LOI} değerleri, 1000 kg kuru kütle ve 310 s özgül itki varsayımıyla aşağıdaki yakıt miktarlarını gerektirmektedir:

- LOI Yanması İçin Gerekli Yakıt ($m_{yakBt,LOI}$): 314.33 kg
- LOI Öncesi Toplam Kütle ($m_{balangB,LOI}$): 1314.33 kg
- TLI Yanması İçin Gerekli Yakıt ($m_{yakBt,TLI}$): 2317.56 kg
- **Toplam Yakıt Kütlesi (PART I için, $m_{yakBt,toplam,I}$):** 2631.89 kg
- **Uzay Aracının Başlangıç Islak Kütlesi (TLI öncesi):** 3631.89 kg

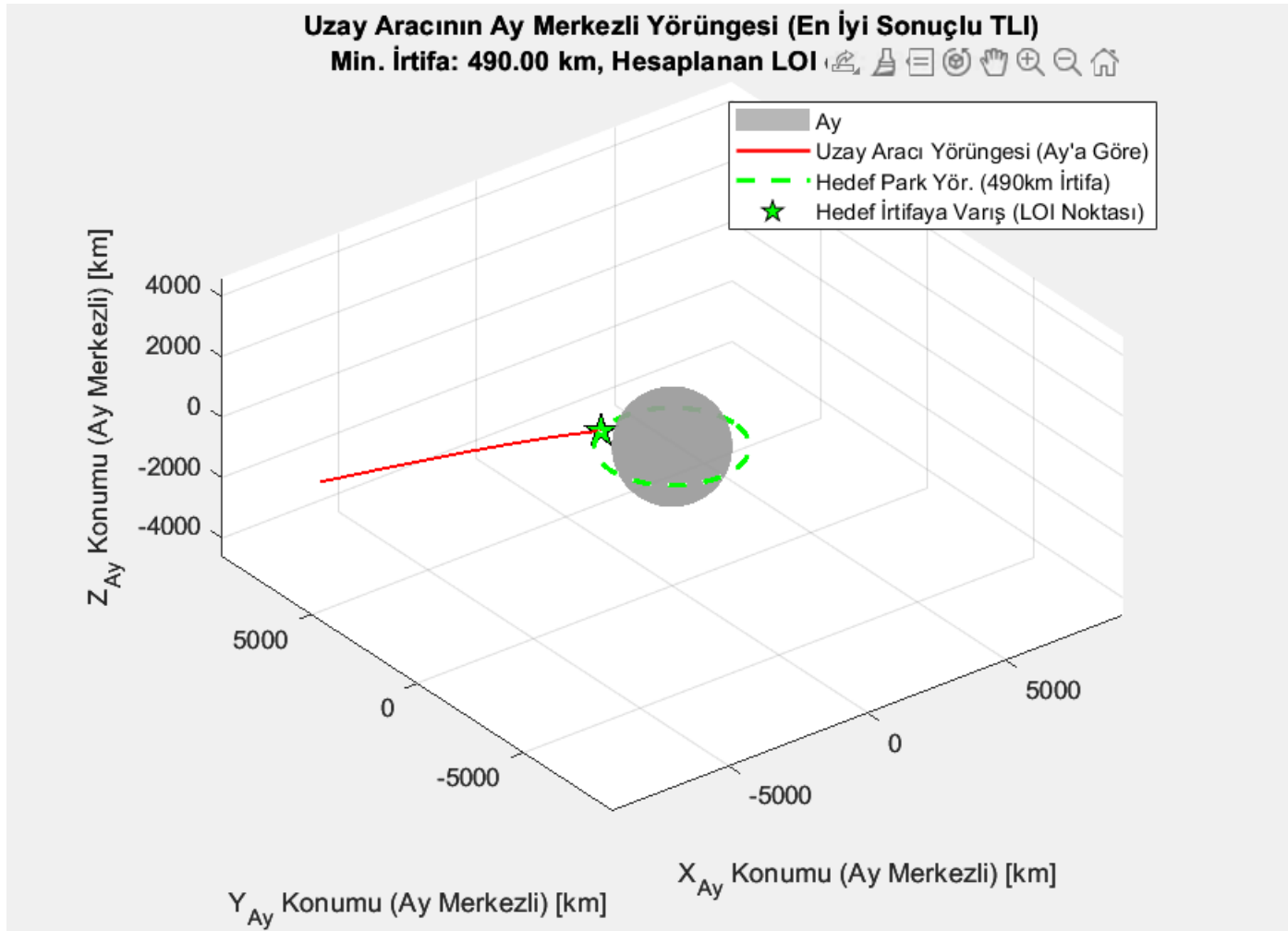
Bu hesaplamalar, projenin Bölüm I'i için minimum yakıt gereksinimini ortaya koymaktadır.

3.2 Görsel Sonuçlar (PART I)

Elde edilen en iyi yörüngeye ait detaylı görseller aşağıda sunulmuştur.



Şekil 1. Dünya, Ay ve uzay aracının barisantrik referans çerçevesindeki genel 3 boyutlu yörüngeleri (PART I). Uzay aracının TLI manevrası sonrası izlediği "Şekil 8 yörüngesinin yarısı" ve Ay'a başarılı yaklaşımı görülmektedir.



Şekil 2. Uzay aracının Ay merkezli referans çerçevesindeki yörüngesi (PART I). Bu grafik, uzay aracının Ay'a yakın geçişini (perilune) ve hedeflenen 490 km irtifalı dairesel park yörüngesi ile olan ilişkisini detaylı olarak göstermektedir. LOI manevrasının uygulanacağı nokta (hedef irtifaya varış) işaretlenmiştir.

4 PART I Son Değerlendirme

Bu çalışmanın birinci bölümünde, Dünya etrafındaki 430 km irtifalı bir park yörüngesinden Ay etrafındaki 490 km irtifalı bir park yörüngesine uzay aracı transferi başarıyla tasarlanmış ve simüle edilmiştir. Sistematiik bir parametre taraması sonucunda, TLI manevrası için optimal açı ve delta-V değerleri belirlenerek hedeflenen Ay park irtifasına sıfır hata ile ulaşılmıştır. Bu transfer için gerekli toplam yakıt miktarı, 1000 kg kuru kütle ve 310 s özgül itki varsayımıyla yaklaşık 2631.89 kg olarak hesaplanmıştır. Bu da uzay aracının Dünya'dan fırlatılmadan önceki toplam ıslak kütlelerinin yaklaşık 3631.89 kg olması gerektiğini göstermektedir.

Kısım II

PART II: Ay Yörüngesinden Ay Yüzeyine ve Tekrar Yörüngeye

Projenin ikinci bölümü, PART I sonunda ulaşılan 490 km irtifalı Ay park yörüngesinden başlayarak iki ana aşamadan oluşmaktadır:

1. Uzay aracının Ay yüzeyine kontrollü bir şekilde indirilmesi.
2. Uzay aracının Ay yüzeyinden tekrar başlangıçtaki park yörüngesine çıkarılması.

Her iki aşama için de "basit roket hareketi" prensipleri kullanılarak yörüngeler tasarlanacak ve gerekli yakıt miktarları hesaplanacaktır. Uzay aracının kuru kütlesi 1000 kg olarak sabit kalmaktadır.

5 a) Ay Yüzeyine İniş (Descent to Surface)

Bu aşamada, uzay aracının 490 km irtifalı dairesel Ay park yörüngesinden Ay yüzeyine indirilmesi hedeflenmiştir. Proje şartnamesine göre, yüzeye çarpma hızının 3 m s^{-1} veya daha düşük olması gerekmektedir. Bu hedef doğrultusunda, `lunarLanderDescent.m` adlı MATLAB betiği geliştirilmiş ve kullanılmıştır.

5.1 İniş Stratejisi ve Kod Yapısı

Ay yüzeyine iniş için iki ana fazdan oluşan bir strateji uygulanmıştır:

1. **Yörüngeden Çıkış (Deorbit) ve İtkisiz Alçalma:** Uzay aracı, 490 km irtifadaki park yörüngesinden, hızını 90.0 m s^{-1} azaltan ('deltaV1_{mag}'parametresi) bir retroaktif ΔV manevrası ile ayrılmıştır. Bu manevra, aracı Ay yüzeyine doğru eliptik bir alçalma yörüngesine sokmuştur. Araç, 63 059 m (63.06 km) olarak belirlenen "frenleme başlangıç irtifasına" ('braking_{altitude}') kadar sadece Ay'ın kitle etkisinde etkisiz olarak alalmıştır.
2. **Frenleme Yanması (Powered Descent):** Frenleme başlangıç irtifasına ulaşıldığında, uzay aracının motorları devreye girmiştir. Sabit 6500 N itki (T) ve 310 s özgül itki (I_{sp}) değerlerine sahip motor, hızı azaltmak amacıyla hız vektörünün tersi yönde (retroaktif) çalıştırılmıştır. Bu itkili faz, Ay yüzeyine güvenli bir hızla iniş yapılana kadar devam etmiştir. Bu fazın dinamikleri, kütle değişimini de içeren descentRatesWithThrust fonksiyonu ile modellenmiş ve yüzeye iniş stopAtMoonSurface olay fonksiyonu ile tespit edilerek son hız kaydedilmiştir.

Her iki fazda da yörünge entegrasyonu için MATLAB'ın ode45 çözücüsü kullanılmıştır.

5.2 İniş Performansı ve Yakıt Hesabı

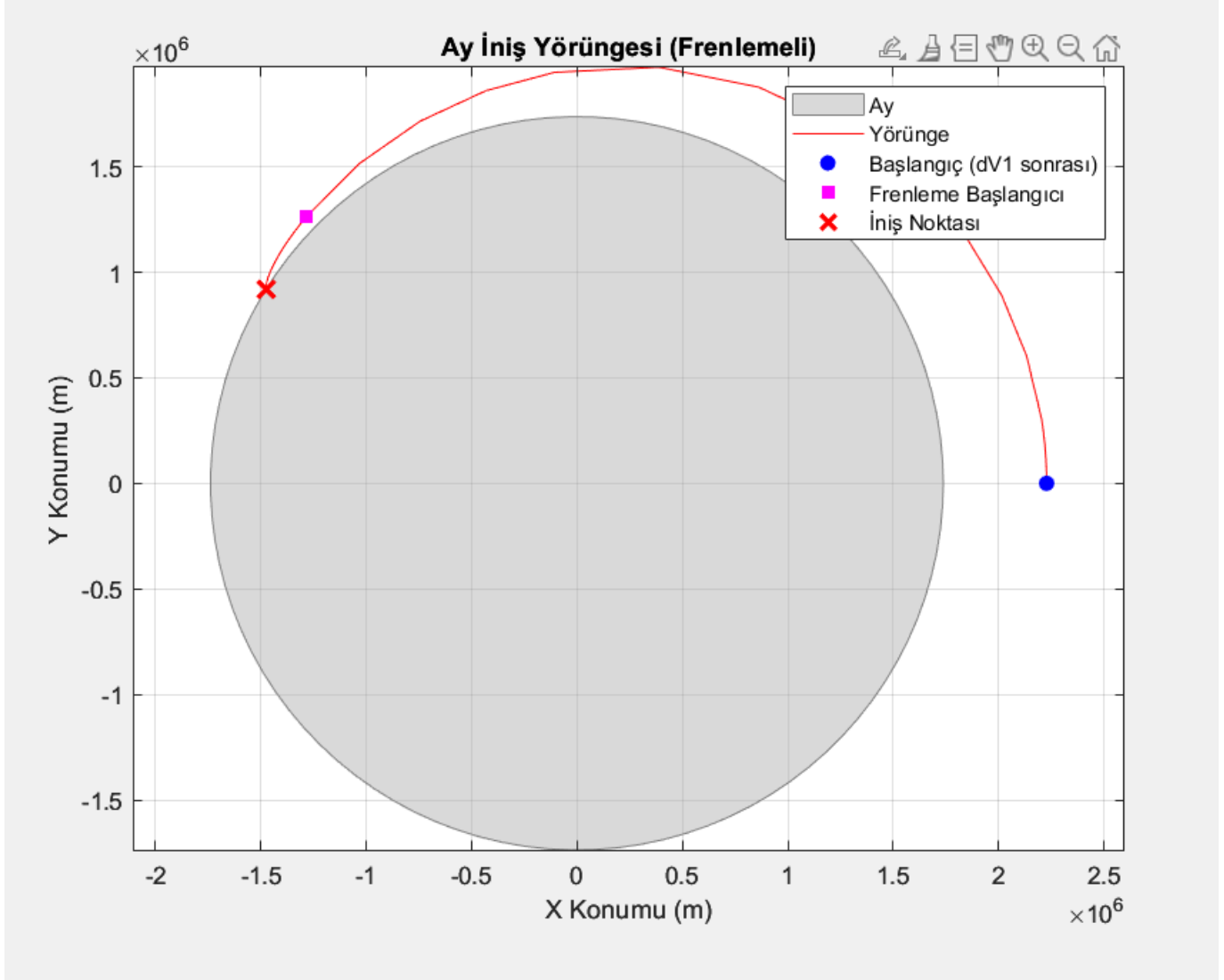
Geliştirilen strateji ve belirlenen parametreler ile yapılan simülasyon sonucunda elde edilen iniş performansı aşağıdaki gibidir:

- **Frenleme Başlangıç Durumu (Aşama 1 Sonu):**
 - Simülasyon Zamanı: 3197.66 s
 - İrtifa (Ay yüzeyinden): 63 059.00 m (63.06 km)
 - Hız (Ay'a göre): 1716.79 m s^{-1}
 - Araç Kütlesi: 2000.00 kg (Bu değer, 1000 kg kuru kütle ve iniş için öngörülen 1000 kg başlangıç yakıt tahminini içerir, 'initial_{fuel}guess'.)
- **İniş Sonu Durumu (Aşama 2 Sonu):**
 - Toplam İniş Süresi: 3631.60 s (yaklaşık 60.53 dakika)
 - Son İrtifa: 0.00 m (Ay yüzeyine başarılı iniş)
 - **Son Hız (Yüzeye Çarpma Hızı):** 1.99 m s^{-1} (Proje hedefi olan $\leq 3 \text{ m s}^{-1}$ başarıyla sağlanmıştır.)
 - **Bu İniş İçin Harcanan Yakıt:** 927.82 kg
 - Araç Kütlesi (İniş sonrası): 1072.18 kg (Bu, 1000 kg kuru kütle ve artan 72.18 kg yakıtı ifade eder.)

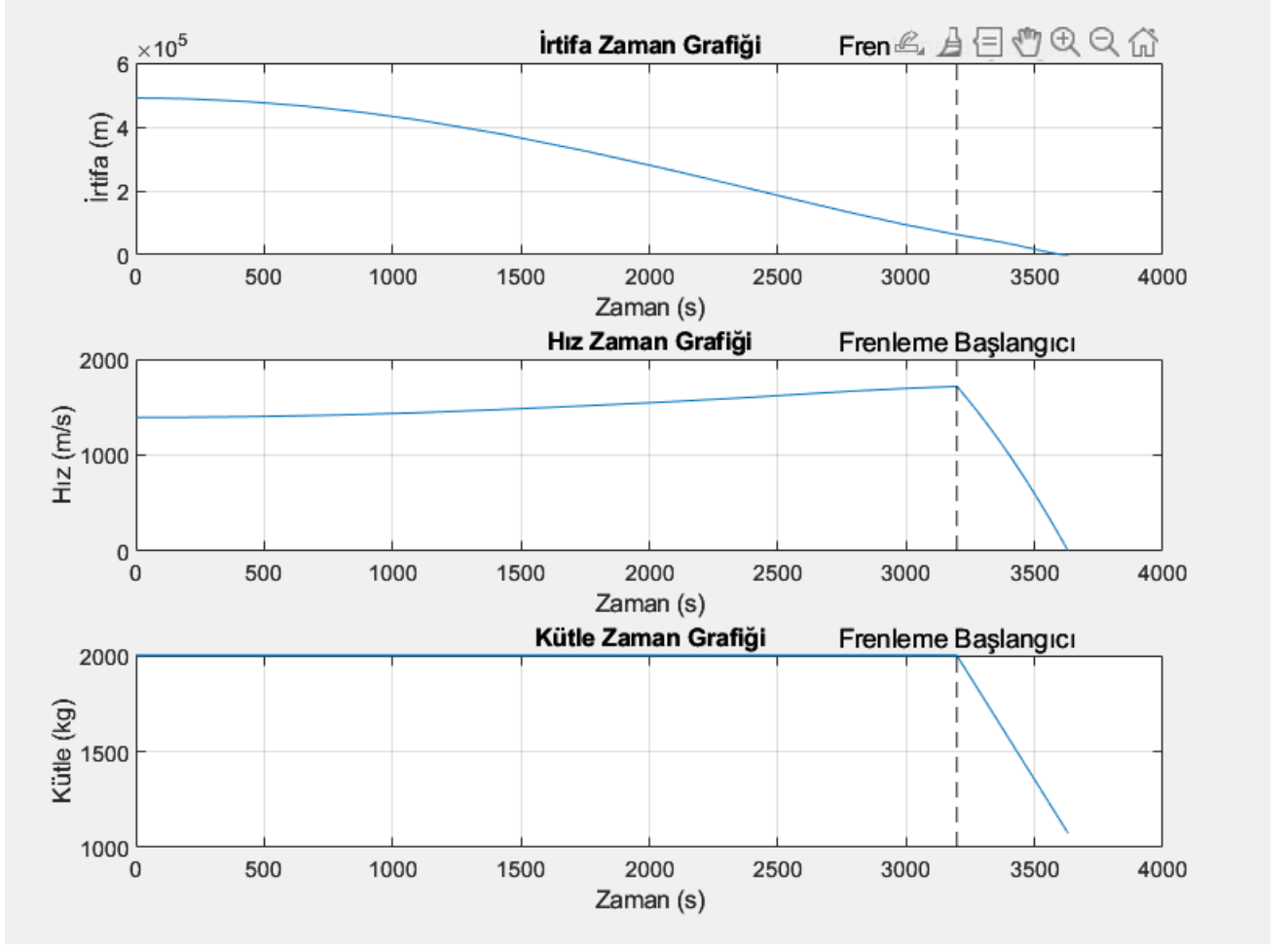
Bu sonuçlar, geliştirilen iniş stratejisi ve kullanılan parametreler ile Ay yüzeyine başarılı ve proje kriterlerine uygun, güvenli bir inişin gerçekleştirilebildiğini göstermektedir. İniş için harcanan 927.82 kg yakıt, bu özel iniş profili için hesaplanan miktardır.

5.3 Görsel Sonuçlar (PART II a - İniş)

Ay'a iniş yörüngesine ait detaylı görseller aşağıda sunulmuştur. Bu grafikler, `lunarLanderDescent.m` betiği ile elde edilen sonuçlardan üretilmiştir.



Şekil 3. Uzay aracının Ay park yörüngesinden ayrılarak yüzeye inişini gösteren 2D yörünge grafiği. Deorbit, itkisiz alçalma ve frenleme yanması aşamaları bu yörünge üzerinde izlenebilir.



Şekil 4. İniş sırasında uzay aracının irtifasının, hızının ve kütesinin zamanla değişimini gösteren grafikler. Frenleme başlangıcı ve yüzeye iniş anları bu grafiklerde belirgindir.

6 b) Ay Yüzeyinden Tekrar Park Yörüngesine Çıkış (Ascent to Orbit)

Projenin bu aşamasında, Ay yüzeyinden başlayarak, Bölüm I'de de hedeflenen 490 km irtifalı dairesel Ay park yörüngesine uzay aracının tekrar çıkarılması hedeflenmiştir. Bu amaçla, `lunarLanderAscent_AF.m` adlı MATLAB betiği kullanılarak iki ana aşamalı bir strateji uygulanmıştır:

1. **Sürekli İtkili Ana Yükseliş:** Uzay aracı, Ay yüzeyinden başlayarak tek bir sürekli yanma ile doğrudan hedeflenen 490 km irtifaya ulaşmaya çalışmıştır.
2. **Yörünge Daireselleştirme İtkisi:** Ana yükseliş sonunda ulaşılan yörünge (muhtemelen eliptik veya tam dairesel olmayan) üzerinde, yörüngeyi tam olarak 490 km irtifada dairesel hale getirmek için tek bir anlık düzeltme itkisi uygulanmıştır.

Uzay aracının kuru kütlesi yine 1000 kg olarak alınmıştır.

6.1 Kalkış Stratejisi ve Parametreleri

Ay yüzeyinden yükseliş için Apollo görevlerindeki benzer, ancak basitleştirilmiş bir açık çevrim rehberlik stratejisi benimsenmiştir. Bu strateji, dikey bir ilk kalkış fazını takiben, aracı kademeli olarak yatay hıza yönlendiren bir yunuslama (pitch-over) manevrasını içerir. Simülasyonda kullanılan temel parametreler şunlardır:

- Ana Yükseliş Motor İtkisi (T_{asc}): 13 000 N
- Başlangıç Yakıt Miktarı (Ana Yükseliş için): 4000 kg
- Kuru Kütle (m_{kuru}): 1000 kg
- Dikey Kalkış Sonu İrtifası ($H_{vertical_liftoff_end}$): 1000 m
- Yunuslama Başlangıç Açısı ($\phi_{initial}$, yatayla yapılan açı): 75°
- Yörüngeye Girişteki Son Yunuslama Açısı (ϕ_{final} , yatayla yapılan açı): 1°
- Ana Yükseliş İçin Hedef İrtifa ($alt_{target_insertion}$): 490 km

Yörünge entegrasyonu için MATLAB'ın ode45 çözücüsü, `ascentRates_to_Intermediate_v2` (hareket denklemleri) ve `events_for_target_altitude_v3` (olay tespiti) yardımcı fonksiyonları ile birlikte kullanılmıştır.

6.2 Kalkış Simülasyonu Sonuçları (Yeni "Nokta A")

`lunarLanderAscent_AF.m` betiği ile yapılan ve başlangıç yakıtı 4000 kg olarak ayarlanan ana yükseliş simülasyonu, hedeflenen 490 km irtifaya ulaşıldığında başarıyla sonlanmıştır. Simülasyonun önemli çıktıları aşağıdaki gibidir:

- Simülasyon Sonlanma Zamanı: 788.05 s
- Sonlanma Sebebi: Hedef irtifaya (490 km) ulaşılması.

Bu ana yükseliş fazının sonunda, yörünge düzeltme manevrasının uygulanacağı "Nokta A"daki uzay aracının durumu şu şekildedir:

- Ulaşılan İrtifa (alt_A): 490.000 km
- Yarıçap (r_A): 2 227 400 m
- Radyal Hız ($V_{r,A}$): $1372.1409 \text{ m s}^{-1}$
- Teğetsel Hız ($V_{t,A}$): 1928.12 m s^{-1}
- Araç Kütle (m_A): 1630.13 kg

- Ana Yükselişte Harcanan Yakıt: 3369.87 kg

Bu noktada, aracın sahip olduğu yüksek toplam hız ve özellikle yüksek radyal hız bileşeni nedeniyle, yörüngenin eksantrikliğinin $e \approx 1.3854$ olarak hesaplandığı ve yörüngenin (düzeltme yapılmazsa) eliptik değil, hiperbolik bir kaçış yörüngesi olduğu tespit edilmiştir. Bu durum, Şekil 5’de "Nokta A Yörüngesi (Düzeltme Öncesi)" olarak gösterilen yörüngenin bir kapalı elips olmamasından da anlaşılmaktadır.

6.3 Yörünge Daireselleştirme Ateşlemesi

"Nokta A"da, yani 490 km irtifada, yörüngenin dairesel hale getirilmesi için tek bir anlık düzeltme itkisi uygulanmıştır. Bu itkinin amacı, mevcut radyal hızı ($V_{r,A}$) sıfırlamak ve teğetsel hızı ($V_{t,A}$) o anki r_A yarıçapında bir dairesel yörünge için gereken hıza ($\sqrt{\mu_{Ay}/r_A}$) getirmektir. Düzeltme ateşlemesi için hesaplanan değerler şöyledir:

- Nokta A’da Dairesel Yörünge İçin Gerekli Teğetsel Hız ($V_{t,req}$): 1483.62 m s^{-1}
- Uygulanan Düzeltme İtkisi (ΔV_{corr}): 1442.34 m s^{-1}
- Düzeltme İtkisi İçin Harcanan Yakıt ($m_{yakBt,corr}$): 615.82 kg
- Düzeltme Sonrası Nihai Araç Kütlesi: 1014.32 kg

Bu düzeltme manevrası sonucunda, araçta yaklaşık 14.32 kg kullanılabilir yakıt kalmıştır ($m_{son} - m_{kuru} = 1014.32 \text{ kg} - 1000 \text{ kg}$).

6.4 PART II b) Nihai Görev Sonuçları

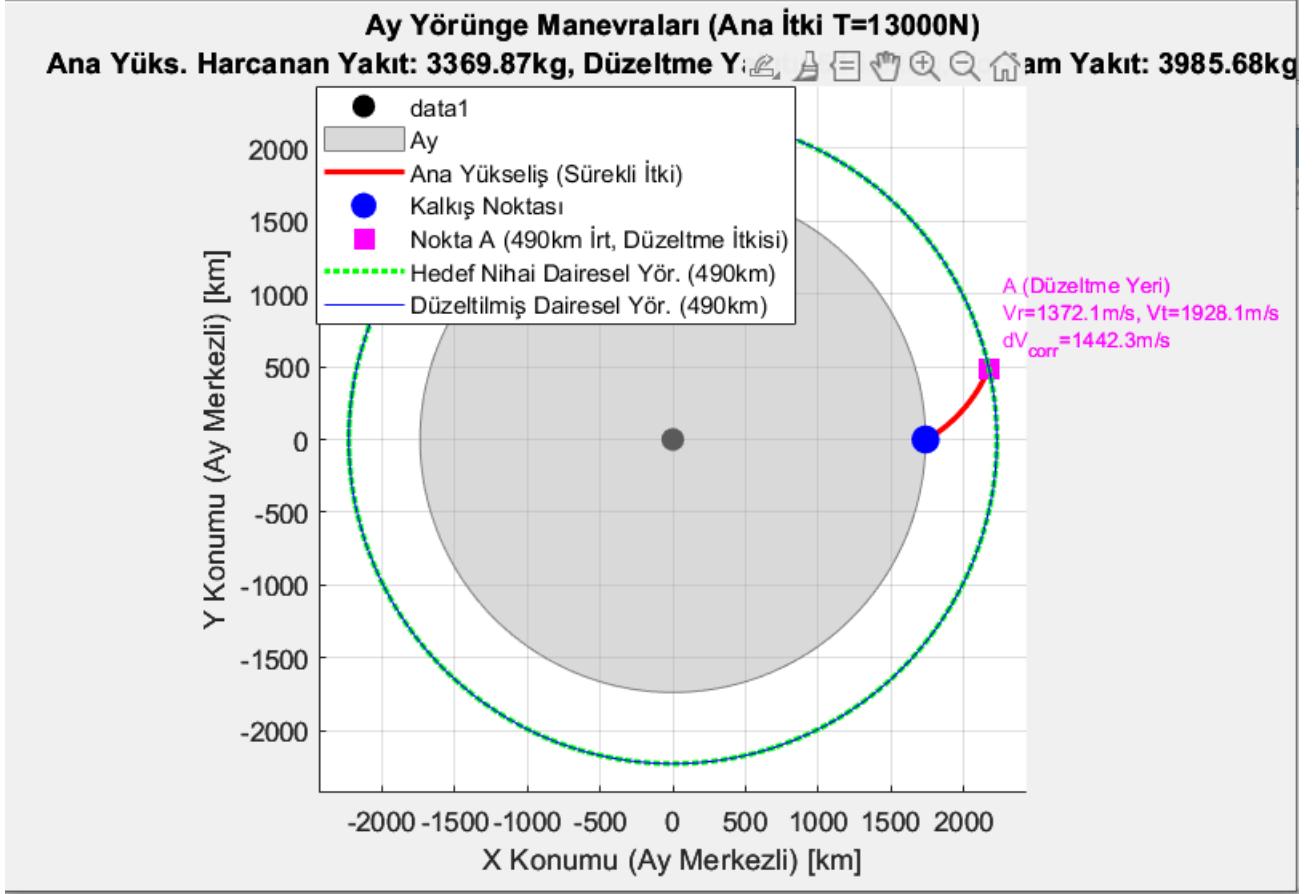
Ay yüzeyinden başlayarak 490 km irtifada dairesel bir yörüngeye yerleşmeyi içeren bu birleşik manevra (ana yükseliş + tek nokta düzeltme) için genel sonuçlar aşağıdaki gibidir:

- Ana Yükselişte Harcanan Yakıt: 3369.87 kg
- Daireselleştirme İçin Harcanan Ek Yakıt: 615.82 kg
- **Toplam Harcanan Yakıt (PART II b için):** 3985.68 kg (Başlangıçtaki 4000 kg yakıttan)
- Son Yörünge: 490.0 km irtifada dairesel
- Son Yörüngedeki Hız (Teğetsel): 1483.62 m s^{-1}
- **Uzay Aracının Son Kütlesi (Yörüngede):** 1014.32 kg

Bu sonuçlar, belirlenen strateji ve parametreler ile Ay yüzeyinden hedeflenen dairesel park yörüngesine başarılı bir geçişin mümkün olduğunu göstermektedir.

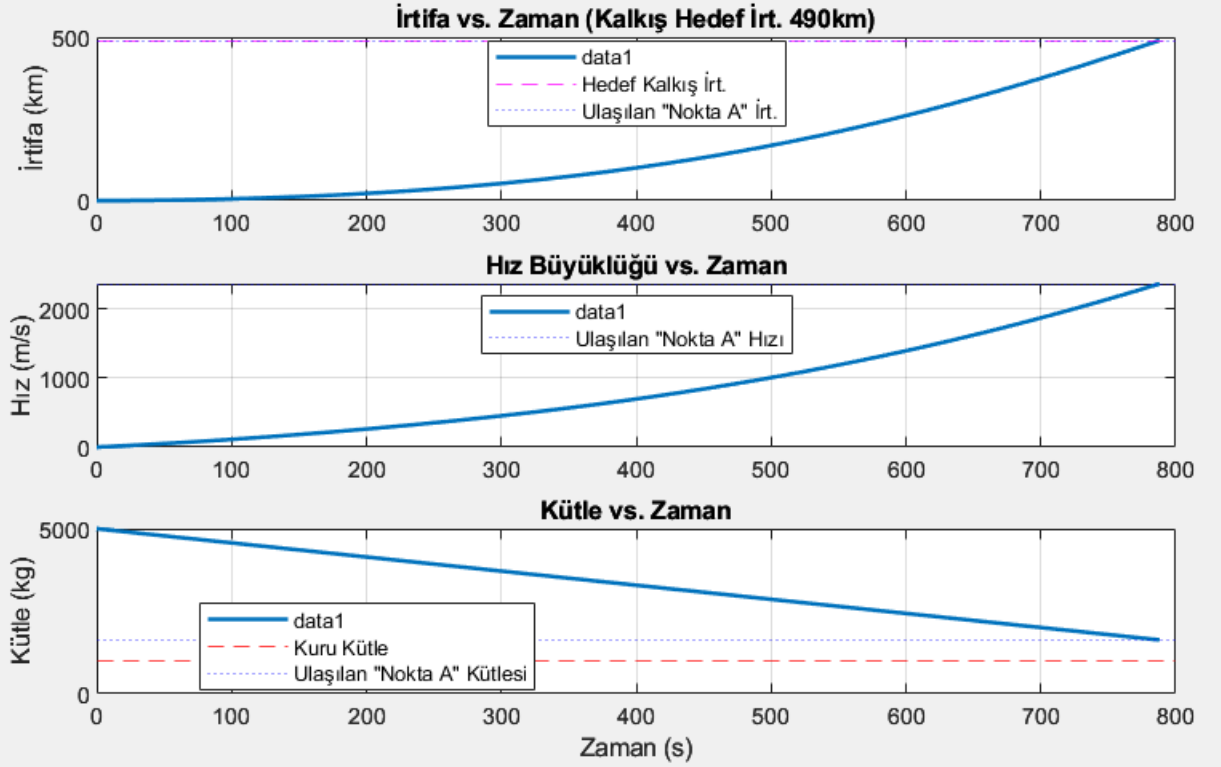
6.5 Görsel Sonuçlar (PART II b - Yükseliş ve Daireselleştirme)

Ay yüzeyinden kalkış, yörüngeye yerleşme ve daireselleştirme manevralarına ait detaylı görseller aşağıda sunulmuştur. Bu grafikler, `lunarLanderAscent_AF.m` (Rev. 2) betiği ile elde edilen simülasyon sonuçlarından üretilmiştir.



Şekil 5. Ay yüzeyinden kalkış (mavi daire), ana yükseliş yörüngesi (kırmızı), "Nokta A"daki düzeltme öncesi yörünge (mor kesikli), düzeltme itkisinin uygulandığı "Nokta A" (magenta kare) ve ulaşılan/hedeflenen 490 km irtifalı dairesel yörünge (yeşil noktalı/mavi düz) gösterilmektedir.

Ana Yükseliş Fazı Detayları ($T=13000\text{N}$, Başl.Yakıt= 4000kg)
 $H_{vt}=1.0\text{km}$, $P_i=75^\circ$, $P_{f,ns}=1^\circ$



Şekil 6. Ana yükseliş fazı ($13\,000\text{ N}$ itki, 4000 kg başlangıç yakıtı ile) boyunca uzay aracının irtifasının, hızının ve kütlesinin zamanla değişimini gösteren grafikler. Hedeflenen 490 km irtifaya ve "Nokta A"da ulaşılan duruma ait referans çizgileri de belirtilmiştir.

Kaynakça

Kaynaklar

- [1] Stengel, R. F. (1970). *Apollo lunar descent and ascent trajectories* (NASA Technical Note NASA-TN-D-5858). Washington, D.C.: National Aeronautics and Space Administration. Eriřilebilir adres: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930009044/downloads/19930009044.pdf>
- [2] Woods, D., & O'Brien, F. (t.y.). The Lunar Orbit Rendezvous Maneuver. İçinde *Apollo Flight Journal*. National Aeronautics and Space Administration. Eriřim tarihi: 20 Mayıs 2025, <https://www.nasa.gov/history/afj/loressay.html>
- [3] Google. (2024-2025). Gemini Yapay Zeka Modeli. [Büyük Dil Modeli].