

ALÇAK DÜNYA YÖRÜNGESİ UYDULARI İÇİN YÖRÜNGE HİZMETİ SAĞLAYACAK BİR UZAY ARACININ YAKIT BÜTÇESİ VE HİZMET SÜRESİ ANALİZİ

Ahmet Burak KOÇ¹, Şükrü Can ÖZER²
TÜRKSAT, Ankara

Selman DEMİREL³
TÜRKSAT, Ankara

ÖZET

Gün geçtikçe Alçak Dünya Yörüngesi'ndeki uydu yoğunluğu artmaktadır. Bu artış sonucunda birçok üretici firma veya girişimci uydulara konumlandırma, ekipman değişimi, bakım, yörünge boşaltma (deorbitation) gibi çeşitli yörünge hizmeti sağlayacak uzay araçları geliştirmeye başlamıştır. Ortaya çıkan ve hızla büyüyen bu yeni pazardan pay alabilmek için öncelikle yörünge hizmeti verecek uzay araçlarının fizibilite analizinin yapılması gerekmektedir. Bu çalışma kapsamında; yörünge hizmeti sunacak örnek bir uzay aracı görevi için, seçilen itki sistemine göre görev sürelerinin ve görevler için harcanacak yakıt miktarlarının analizi yapılmış ve elde edilen analiz sonuçları varsayılan örnek görev için yorumlanmıştır. Kullanılan analiz yönteminin farklı görevler için görev analizi, iş analizi veya teknik analizlerde de kısmen kullanılabileceği değerlendirilmektedir.

KISALTMALAR

AOCS	: Attitude and Orbit Control System (Yörünge ve Yönelim Kontrol Sistemi)
DARPA	: Defence Advanced Research Projects Agency (Savunma İleri Araştırma Projeleri Ajansı)
EDRS	: European Data Relay System (Avrupa Veri Aktarma Sistemi)
GIE	: Grid Ion Engine (Grid İyon Motoru)
GMAT	: General Mission Analysis Tool
HET	: Hall Effect Thruster (Hall Etkili İtki)
LEO	: Low Earth Orbit (Alçak Dünya Yörüngesi)
NASA	: National Aeronautics and Space Administration (Amerika Birleşik Devletleri Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi)
RAAN	: Right ascension of the ascending node (Yükseliş Düğümünün Boylamı)
ORC	: Orbital Recovery Corporation (Özel Şirket)
SEE	: Single Event Effects (Tek Durum Etkisi)
ISS	: International Space Station (Uluslararası Uzay İstasyonu)
LIDAR	: Laser Imaging Detection and Ranging (Lazer Görüntüleme Tespit ve Mesafe Ölçümü)
TM/TC	: Telemetry and Telecommand (Telemetri ve Telekomut)
SMA	: Semi Major Axis Length (Yarı Büyük Eksen Uzunluğu)

¹ Müh., Teknik Personel, Türksat A.Ş., E-posta: abkoc@turksat.com.tr

² Müh., Teknik Personel, Türksat A.Ş., E-posta: scozer@turksat.com.tr

³ Dr., Uydu Programları Direktörü, Türksat A.Ş., E-posta: sdemirel@turksat.com.tr

GİRİŞ

Günümüz uzay endüstrisi, özel şirketlerin daha çok aktif rol almasıyla birlikte sürekli büyümekte olan bir sektördür. Yeniden kullanılabilir fırlatıcıların geliştirilmesi, yoğun rekabet ortamının oluşması ile birlikte maliyetler düşmeye başlamıştır. Uzay endüstrisinde üretici firmalar ve operatörler maliyetleri düşürmeye ve faydalı yük kabiliyetini yükseltmeye çalışmaktadır. Bu amaç doğrultusunda alçak yörünge uyduları günden güne küçülürken, uyduların görev süreleri ve kabiliyetleri artmaktadır.

Teknolojinin gelişmesi ile birlikte ekipmanlar için çözümler aranırken uzay kesiminde de çözümler üretilmeye başlanmıştır. Bu çözümlerden birisi de yörünge hizmeti sağlayan uzay araçlarıdır. Alçak Dünya Yörüngesi'nde (LEO) görev yapan uydu sayısı arttıkça bu uydulara sunulabilecek taşımacılık, yakıt ikmali ve bakım gibi çeşitli servisler de farklı bir sektör ve pazar oluşturmuştur.

Yörüngede sunulan tekrar konumlandırma hizmetleri kapsamında uyduların yörüngeleri düzeltilebilmekte, irtifaları değiştirilebilmekte veya faz manevrası ile bulunduğu yörüngedeki konumu değiştirilebilmektedir.

Mekanik destek hizmetleri kapsamında, uydulardaki mekanizmalarda fiziksel işlem yapılabilmektedir. Böylece çalışmayan veya düşük performansta çalışan anten, solar panel vb. mekanizmalar düzeltilebilmektedir.

Tamir ve güncelleme hizmetleri kapsamında uydudaki ekipman tamir amaçlı yeni ekipmanla veya geliştirme amaçlı daha üst versiyonuyla değiştirilebilmektedir.

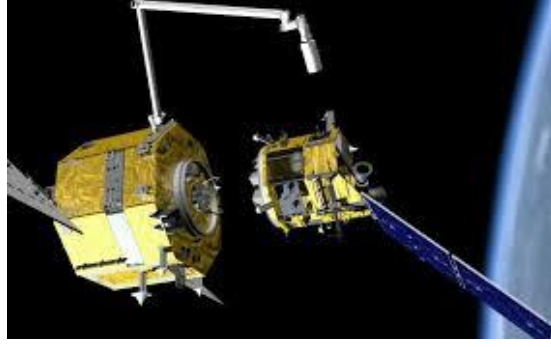
Uydulara yakıt ikmali yapılabilmektedir. Böylece uydunun görev süresi uzatılabilmektedir.

Uzay regülasyonlarına uygun bir şekilde yörünge boşaltma (deorbitation) hizmeti veya döküntüleri temizleme hizmeti sağlanabilmektedir.

Bahsedilen hizmetler sayesinde uydulara kütle bütçesinde ciddi avantajlar ve görevinde esneklik sağlanabilmekte, uyduların görev süresi uzatılabilmekte, görev performansı artırılabilen ve uzay temizliğine de katkı sağlanabilmektedir.

Uzay servis hizmetleri konsepti yeni olmamakla birlikte, günümüze kadar birçok görev gerçekleşmiş ve yeni görevler planlanmaktadır. Uzay servis hizmetleri iki tip olarak sınıflandırılabilir. Bunlardan birincisi, insanlı uzay servisi yapan araçlardır. Bu tür görevler genellikle Uluslararası Uzay İstasyonu'na (ISS) yapılmaktadır. Diğeri ise, yörünge hizmetleri yaparak, müşteri uyduları için hizmet yapan görevlerdir [Porat, 2016]. Yörünge hizmeti yapmak için planlanmış veya planlanacak uzay araçlarından birkaçı verilmiştir.

Orbital Express: NASA ve DARPA'nın birlikte yürüttüğü proje olup, Mart 2007'de fırlatılmıştır. Orbital Express amacı, otonom yörünge hizmetlerinin teknik ve kullanılabilirlik olarak fizibilitesini göstermektir. Orbital Express ile kritik uydulara yakıt ikmali yapılması, uydu yakalanması veya uydu konfigürasyonun değiştirilmesi amaçlanmıştır. Şekil 1'de Orbital Express uydu yakalama süreci gösterilmiştir. [Ogilvie, Allport, Hannah ve Lymer, 2008]



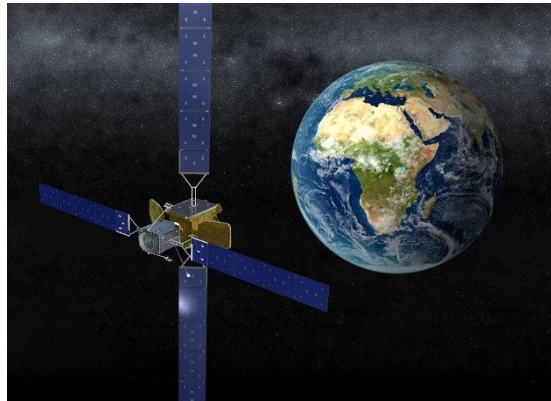
Şekil 1: Orbital Express: Astro and NEXTsat [Ogilvie, Allport, Hannah ve Lymer, 2008]

ConeXpress: Orbital Recovery Corporation (ORC), Hollanda ve Almanya uzay ajanslarının ortak olarak geliştirdiği uzay aracı, haberleşme uydularına yakıt ikmali yapmak amacı ile gönderilmek istenmiştir. Fakat yeterli sayıda müşteri bulunamadığı için proje durdurulmuştur. [Porat, 2016]. Şekil 2’de ConeXpress uzay aracının bir haberleşme uydusuna yaklaşma aşaması görselleştirilmiştir.



Şekil 2: ConeXpress ve Müşteri Haberleşme Uydusu [Cura, Saavedra, Sanchez-Maestro, Sebastian, Tarabini, Ortega ve Lejault, 2006]

Mission Extension Vehicle: Northrop Grumman şirketi tarafından haberleşme uydularına yakıt ikmali yaparak ve yörünge kontrol ihtiyaçlarını karşılayarak, müşteri uydularının ömrünü uzatmak amacıyla geliştirilmiştir. Bu amaç doğrultusunda ilk kenetlenme işlemi Intelsat uydusuna yapmış olup, yakıt ikmali yapılmıştır. Şekil 3’te Intelsat uydusuna kenetlenme aşaması gösterilmiştir.



Şekil 3: Mission Extension Vehicle Uzay Aracının Intelsat Uydusu’na Kenetlenmesi [Northrop Grumman]

Örneklerdeki benzer bir uzay aracının görevi boyunca birçok manevra gerçekleştirmesi gerekmektedir. Bu nedenle, görev boyunca daha çok uduya hizmet verilebilmesi transfer sürelerine ve yakıt tüketimlerine doğrudan bağlıdır. Bu bildiride Alçak Dünya Yörüngesi’nde

yörünge hizmeti yapacak bir uzay aracının önce görev analizi yapılmış ve genel teknik kısıtlamalardan bahsedilmiştir. Ardından, varsayılan görev ve sistem özellikleri üzerinden uygulanacak olası manevralardaki transfer süreleri ve yakıt tüketimleri analiz edilmiştir.

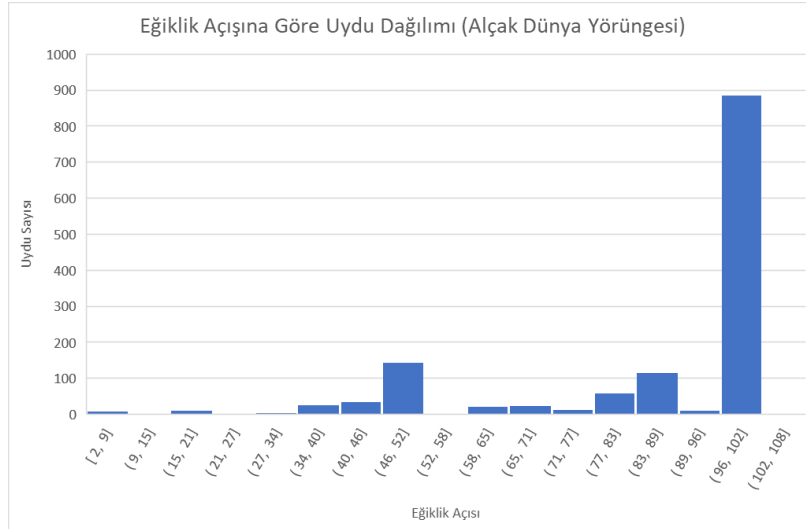
Manevra analizlerinde hem teorik hesaplamalar yapılmış hem de NASA'nın açık kaynak görev analiz aracı (GMAT) simüle edilmiştir. Hesaplama ve simülasyon sonuçları karşılaştırılmıştır.

Bu bildiri yazarların sistem seviyesinde ve alt sistem seviyesinde yaptığı bütün bir fizibilite çalışmasının yalnızca itki sistemi tercihinine bağlı olarak değişen kısmını kapsamaktadır. Bildiride uzay aracı fizibilite analizi yapılan uzay aracını temsil etmektedir. Faydalı yük ise hizmet edilen uyduyu temsil etmektedir.

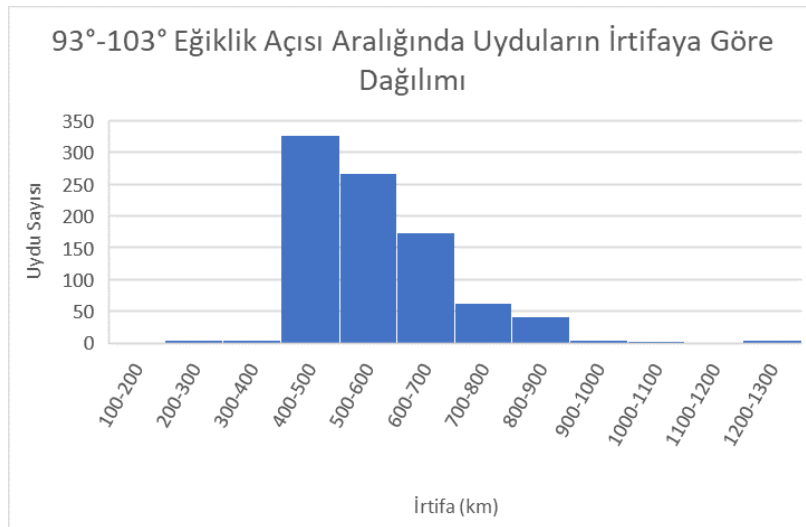
GÖREV ANALİZİ

Uzay aracının ana görevi Alçak Dünya Yörüngesi'ndeki uydulara hizmet olarak belirlenmiştir. Görev yapacağı yörüngeyi belirlemek için uyduların en çok tercih ettiği yörüngeler araştırılarak, uzay aracının daha çok ihtiyaç duyulacağı ve görev yapabileceği yörüngeler belirlenmiştir.

Alçak Dünya Yörüngesinde görev yapan uyduların büyük çoğunluğu çeşitli irtifalarda Güneş Eşzamanlı Yörünge'yi tercih ettiği Şekil 4'de gösterilmiştir. Bu nedenle analizler için örnek görev olarak Güneş Eşzamanlı Yörünge seçilmiştir.



Şekil 4: Eğim Açısına göre Uydu Sayıları [UCS, 2018]



Şekil 5: 93° ile 103° Arasında Bulunan Uyduların İrtifaları (km) [UCS, 2018]

İrtifa konusunda da aktif görev yapan uydu sayısının yüksek olduğu irtifalara odaklanılmıştır. Şekil 5’de görüldüğü üzere günümüzde Alçak Dünya Yörüngesi uyduları çoğunlukla 400-1100 km irtifada Güneş Eşzamanlı yörüngeye yerleştirilmektedir. Bu nedenle, uzay aracının analizleri bu irtifalar için yapılmıştır.

Son olarak analizlerin yapılacağı örnek görev, Güneş Eşzamanlı Yörünge’de 400-1100 km irtifalarda uydulara yeniden konumlandırma, mekanik destek, tamir ve güncelleme gibi çeşitli hizmetler sunulması olarak belirlenmiştir.

Uzay Aracı Teknik Analizi

Yörünge hizmeti sağlayacak uzay aracı tasarımında görev esnekliğine bağlı olarak sistem bazında bir çok kısıtlamayla karşılaşılmaktadır. Bu başlıkta kritik görülen kısıtlamalardan bahsedilmiştir.

Uzay aracı güneş zamanlı yörünge de konumlandırılacak olup, görev gereği farklı irtifalara gidecektir. Bu yüzden farklı uzay şartlarına maruz kalacaktır. Farklı uzay şartları tasarım sürecinde alt-sistemlerdeki ekipmanların seçimini ve ömürlerini etkileyecektir. Örneğin, düşük irtifalarda uzay aracı Atomik oksijen yoğunluğundan dolayı yüzey eskimesine maruz kalırken, yüksek irtifalarda ise Galactic Cosmic Ray ve enerji yüklü parçacıkların yoğunluğundan dolayı ‘Single Event Effects’ (SEE) olarak bilinen problemlerle karşılaşacaktır. Bu yüzden uzay aracının görevi boyunca karşılaşacağı en kötü durumlar gözetilerek ekipman seçimi yapılmalıdır.

Uzay taşımacılığı yapacak aracın, itki sisteminin tercihi yüksek güç ihtiyacından dolayı güneş panelleri boyutlandırmasını doğrudan etkilemektedir. Güneş paneli boyutlarının artmasıyla birlikte kütle tasarrufu için esnek güneş panelleri kullanılabilir.

Pil boyutlandırmasında ise uzay aracının yörünge analizlerinden elde edilen gölgede kalma sıklığı, gölgede kalma süreleri ve gölgedeyken hangi ekipmanların aktif olup hangi ekipmanların pasif olacağı tercihleri etkili olmaktadır. Örneğin, gölgede manevraya devam etmek için iticilerin gölgede aktif olması tercih edilirse, pil kapasitesi ihtiyacı ciddi miktarda artmaktadır.

Yakalama sistemi çeşitli yapılardaki, boyutlardaki uyduları yakalayabilecek veya kenetlenebilecek şekilde tasarlanmalıdır. Ayrıca, yakalanan uyduya zarar vermeyecek şekilde yörünge ve yönelim kontrol yeteneklerine sahip olmalıdır. Örneğin, uydunun yakalanma aşaması için özel atanmış LIDAR, Vidyometre gibi sensörler kullanılabilir.

AOCS, uzay aracının planlanan yörünge kontrol planına uygun ve istenen performanslara karşılık verebilecek şekilde tasarlanmalıdır. Sensörlerin ve eyleyicilerin yerleştirilme planı da bütün görev boyunca kullanılabilir olacak şekilde yapılmalıdır. Örneğin, bir uydunun yakalanmış veya kenetlenmiş olması her hangi bir eyleyicinin çalışmasını engellememelidir.

TM/TC sistemi, uzay aracının görünürlük analizlerine ve iletişim gereksinimlerine göre tasarlanmalıdır. Alçak Dünya Yörüngesi’nde sürekli görünürlük sağlanamamaktadır. Dünya’nın farklı bölgelerinde yer istasyonları kullanılarak görünürlük-iletişim sıklığı ve süreleri artırılabilir veya EDRS benzeri uydu röle sistemleriyle uzay aracıyla sürekli iletişim sağlanabilir. Örneğin, yüksek eğiklik derecesine sahip uydular için kutup noktalarına yakın yer istasyonları uzun görünürlük süreleri sağlayabilir.

Sonraki bölümde, bildiride yapılan manevra analizlerini doğrudan etkileyen itki sisteminin seçimi anlatılmaktadır. Diğer alt sistemlerin manevra analizine etkisi bu çalışmada ihmal edilmiştir. Analizlerde, uzay aracının kuru kütlesi 2000 kg, yakıt kütlesi 500 kg olarak varsayılmıştır.

İtki Sistemi

Uzay aracı ömrü boyunca birçok manevra yapacağı için itki sistemi, uzay aracının en kritik alt sistemlerinden biridir. Yakıta harcanan kütlenin verimli bir şekilde kullanılması için yüksek özgül itki değerleri tercih edilmelidir. Hem yüksek özgül itki değerlerine sahip olduğu için hem de yeni nesil teknolojiler üzerine araştırma ve geliştirme faaliyetleri bu alanda hızlandığı için elektrikli sistemler arasında karşılaştırma ve tercih yapılmıştır.

Elektrikli itki sistemlerinin seçiminde elektrotermal, elektrostatik ve elektromanyetik sistemler olarak ayrılmaktadır [Mani, Cervone ve Toppato, 2018]. Özgül itki ihtiyacının yüksek olması ve sürdürülebilirlik açısından uzun ömürlü itki sistem istenmesi adına elektromanyetik ve elektrotermik sistemlerin kullanılması tercih edilmemiştir. Elektrostatik sistemlerde ise Grid İyon İtici Motoru (GIE) ve Hall Etkili İtici Motoru (HET) teknolojileri arasında karşılaştırma yapılmıştır (Tablo 1).

Tablo 1: Elektrostatik İtici Sistemleri Karşılaştırma Tablosu

	Hall-Etki Teknolojisi		Grid İyon Teknolojisi	
Parametre	4 HET-PPS1350G	1 SPT-140	3 NSTAR	1 NEXT
Güç (kW)	6 (1.5x4)	5	6.9	6.9
Isp (s)	1700	1750	3300	4100
İtici Kuvveti (mN)	352	300	276	235
Verim	0.6	0.55	0.62	0.7

Tablo 1’de görüldüğü üzere Hall etki teknolojisi itki kuvvetindeki avantajına rağmen Grid İyon teknolojisine göre düşük özgül itki değerine sahiptir. Bu nedenle, Hall etkili itki motorlarının özdeş manevra için transfer süresini düşürürken yakıt tüketimini artırması öngörülmektedir. Bu bağlamda, aynı güç tüketimi altında en yüksek özgül itki değeriyle yakıt tüketimini minimuma indirdiği için NEXT Grid İyon teknolojisi tercih edilmiş ve analizler bu itki sisteminin değerlerine göre yapılmıştır.

GÖREV SÜRESİ VE YAKIT TÜKETİMİ HESAPLAMALARI

Uzay aracı Alçak Dünya Yörüngesi’ndeki uydulara hizmetler verirken yörünge eğiklik açısı değiştirme manevrası, faz değiştirme ve irtifa değiştirme manevraları gerçekleştirecektir. Bazı manevraları kendi başına gerçekleştirirken bazı manevralarda uyduyu da taşıyacaktır. Örneğin, uyduyu tekrar konumlandırma için öncelikle uzay aracının uyduyu yakalamak için yüksüz bir şekilde irtifa değiştirme, eğim açısı değiştirme ve faz değiştirme manevraları yapması gerekmektedir. Ardından, uyduyu istenen yörüngeye götürmek için bu manevraları yüklü bir şekilde daha fazla kütleyle yapması gerekmektedir.

Klasik Hohmann Transfer yöntemi düşük itki kuvveti sağlayan elektrik itki sistemleriyle yapılan manevralar için kullanışlı değildir. Bu nedenle, hesaplamalarda düşük ama sürekli itki kuvveti ile yapılan manevralar için oluşturulmuş Edelbaum denklemleri baz alınmıştır. Edelbaum denklemlerinde düşük ve sabit itki kuvvetiyle dairesel yörüngelerde gerçekleşen manevralar için yörünge daireselliğinin korunacağı varsayımı yapılarak Lagrange Gezegenel Denklemleri (Lagrange Planetary Equations) doğrusallaştırılmıştır. [Chobotov, 2002; Kechichian,1997] Elde edilen denklemler, itki yönü uydunun Dünya etrafındaki dönüşünü her tamamladığında sapma açısı güncellenecek şekilde bir kontrol problemine çevrilmiştir ve çözümü için bir algoritma oluşturulmuştur. [Kechichian, 1997]

Kullanılan algoritmada Delta-V, transfer süresi, harcanan yakıt kütlesi (1), (2), (3) ve (4)’te verilen formüllerle hesaplanmaktadır. [Kechichian, 1997]

$$\Delta V = \sqrt{V_0^2 + V_s^2 - 2 * V_s * V_0 * \cos\left(\frac{\pi}{2} * \Delta i\right)} \quad (1)$$

ΔV : Transfer için gereken hız değişimi (km/s)

V_0 : İlk yörüngedeki hız (km/s)

V_s : Son yörüngedeki hız (km/s)

Δi : Eğiklik açısı (inclination) değişimi (°)

Yörünge dairesel olduğu için uzay aracının hızı (2) formülü ile hesaplanmaktadır.

$$V = \sqrt{\frac{\mu}{(h + r_{dünya})}} \quad (2)$$

- V : Yörüngedeki hız (km/s)
 μ : Dünya'nın yerçekimi sabiti ($398600.4415 \text{ km}^3\text{s}^{-2}$)
 h : Uzay aracının irtifası (km)
 $r_{dünya}$: Dünya'nın yarıçapı (6378.1363 km)

Yörünge değişiminde ise transfer süresi formül (4)'e göre hesaplanmaktadır.

$$t_f = \frac{\Delta V}{f} \quad (3)$$

- t_f : Transfer süresi (s)
 f : İtme ivmesi (km/s^2)

Transfer süresince harcanacak yakıt kütlesi aşağıdaki formül 3'e göre hesaplanmaktadır.

$$m_y = m_0 [1 - e^{-\frac{\Delta V}{I_{sp} g_0}}] \quad (4)$$

- m_y : Harcanan yakıt miktarı (kg)
 m_0 : Başlangıç kütle miktarı (kg)
 I_{sp} : Özgül itki (s)
 g_0 : Yerçekimi ivmesi (9.80665 m/s^2)

Edelbaum denklemlerine göre hesaplanan manevralar, NASA'nın açık kaynak görev analiz aracı olan General Mission Analysis Tool (GMAT) yazılımında simüle edilmiştir. Simulasyonda kullanılacak itki sistemi parametreleri ve ilk yörünge Tablo 2'de gösterilmiştir.

Tablo 2: GMAT Parametreleri

İtki Motoru Parametreleri	
İtki Sistemi	NEXT (Grid İyon)
Isp (s)	4100
Thrust (N)	0,235
Güç (kW)	6,9
Yörünge	
İrtifa (km)	800
Eğiklik Açısı (°)	98

GMAT, 10. derecede Dünya'nın yer çekimi modelini kullanarak uzay aracının yörüngesindeki değişiklikleri hesaplamıştır. Kullanılan yer çekimi modelinden dolayı gerçek yörünge parametrelerinde osilasyonlar meydana gelmektedir. Doğru sonuçları alabilmek için manevralar, "Brouwer-Lydiane Short Mean Elements" metoduna göre ortalama değerler kontrol edilerek tamamlanmıştır.

Ayrıca, daha anlaşılır sonuçlar elde edebilmek için görsellerde de GMAT tarafından "Brouwer-Lydiane Short Mean Elements" metoduna göre hesaplanan sonuçlara yer verilmiştir.

İrtifa Değişimi: Uzay aracının faydalı yük (uydu, ekipman) taşımadan ve faydalı yük taşıırken yaptığı irtifa değişimi manevraları için daha önceden belirlenen formüllere göre hesaplanan transfer süreleri ve yakıt tüketimleri Tablo 3'te gösterilmiştir.

Tablo 3: İrtifa Değişim Manevrası Transfer Süreleri ve Yakıt Tüketimi (Hesaplama)

İrtifa	Faydalı Yük Yok		1 ton Faydalı Yük		2 Ton Faydalı Yük	
	Transfer Süresi (Gün)	Harcanan Yakıt (kg)	Transfer Süresi (Gün)	Harcanan Yakıt (kg)	Transfer Süresi (Gün)	Harcanan Yakıt (kg)
800 --> 400	26,69	13,45	37,36	18,83	48,03	24,21
800 --> 500	19,80	9,98	27,71	13,98	35,63	17,97
800 --> 600	13,06	6,59	18,28	9,22	23,50	11,86
800 --> 700	6,46	3,26	9,04	4,57	11,63	5,87
800 --> 800						
800 --> 900	6,33	3,19	8,86	4,47	11,39	5,75
800 --> 1000	12,52	6,32	17,53	8,85	22,54	11,37
800 --> 1100	18,59	9,38	26,03	13,13	33,47	16,88

Aynı manevralar daha sonra GMAT'ta simüle edilmiştir. Simulasyonda, yarı büyük eksen uzunluğu (SMA) 7178 km (800 km irtifa) ve eğiklik açısı 98° iken, iticiler hız vektörü doğrultusunda çalıştırılmış ve uydular hedefledikleri irtifaya ulaştıklarında iticileri durdurulmuştur. Ardından, manevra boyunca yörünge parametrelerinin ve yakıt miktarının değişimi incelenmiştir.

Şekil 9 ve Şekil 10'da faydalı yük yokken ve 2 ton faydalı yük taşıırken uzay aracının 800 km irtifadan (7178 km SMA) son irtifa değerlerine yaptığı manevralardaki ortalama SMA değerindeki değişimi gösterilmiştir. Hedef SMA değerine ulaşılan süreler kullanılarak transfer süreleri hesaplanmıştır.

Şekil 11 ve Şekil 12'de başlangıçta 500 kg alınan yakıt kütleindeki azalma gösterilmiştir. Bu değerler kullanılarak farklı irtifalara yapılan manevralarda tüketilen yakıt miktarları hesaplanmıştır.

Şekil 13'te verilen eksantrisite (eccentricity) değerleri, Edelbaum'un yörünge daireselliğinin korunacağı varsayımını doğrulamıştır.

Şekil 14'te görüldüğü üzere eğiklik açısı değerlerinde de ciddi sapmalar yaşanmamıştır.

İrtifa değişim manevraları için olası senaryoların simülasyonu aynı yöntemle tamamlanmış ve sonuçlar Tablo 4'te gösterilmiştir.

Tablo 4: İrtifa Değişim Manevrası Transfer Süreleri ve Yakıt Tüketimi (GMAT Sonuçları)

Uzay Aracı	İrtifa	Faydalı Yük Yok		1 ton Faydalı Yük		2 Ton Faydalı Yük	
		Transfer Süresi (Gün)	Harcanan Yakıt (kg)	Transfer Süresi (Gün)	Harcanan Yakıt (kg)	Transfer Süresi (Gün)	Harcanan Yakıt (kg)
Sat1	800 --> 400	26,60	13,43	37,24	18,80	47,89	24,17
Sat2	800 --> 500	19,75	9,97	27,65	13,96	35,55	17,94
Sat3	800 --> 600	13,04	6,58	18,26	9,22	23,47	11,85
Sat4	800 --> 700	6,46	3,26	9,04	4,57	11,62	5,87
Sat5	800 --> 800						
Sat6	800 --> 900	6,31	3,19	8,84	4,46	11,35	5,73
Sat7	800 --> 1000	12,50	6,31	17,48	8,83	22,49	11,35
Sat8	800 --> 1100	18,55	9,36	25,96	13,11	33,36	16,84

Eğiklik (Inclination) Açısı Değişimi: Eğiklik açısının değiştirildiği manevralar irtifa değişimine göre daha yüksek enerji gerektirmektedir. Bu kısımda sabit 800 km irtifada eğim açısı değişimi manevrası faydalı yük olmadan, 1 ton faydalı yük ve 2 ton faydalı yük için 5 dereceye kadar hesaplanmıştır (Tablo 5).

Tablo 5: Eğiklik Açısı Değişim Manevrası Transfer Süreleri ve Yakıt Tüketimi (Hesaplama)

Eğiklik	Faydalı Yük Yok		1 ton Faydalı Yük		2 Ton Faydalı Yük	
	Transfer Süresi (Gün)	Harcanan Yakıt (kg)	Transfer Süresi (Gün)	Harcanan Yakıt (kg)	Transfer Süresi (Gün)	Harcanan Yakıt (kg)
$98^\circ \rightarrow 99^\circ$	25,15	12,68	35,22	17,75	45,28	22,82
$98^\circ \rightarrow 100^\circ$	50,30	25,29	70,42	35,41	90,55	45,52
$98^\circ \rightarrow 101^\circ$	75,44	37,83	105,62	52,97	135,80	68,10
$98^\circ \rightarrow 102^\circ$	100,57	50,31	140,80	70,43	181,02	90,55
$98^\circ \rightarrow 103^\circ$	125,67	62,71	175,94	87,79	226,21	112,87

Aynı manevralar daha sonra GMAT'ta simüle edilmiştir. Simulasyonda, yarı büyük eksen uzunluğu (SMA) 7178 km (800 km irtifa) ve eğiklik açısı 98° iken, iticiler yörünge düzleminin normali

doğrultusunda çalıştırılmış ve uzay aracı hedeflediği eğiklik açısına ulaştığında iticiyi durdurmuştur. Ardından, manevra boyunca yörünge parametrelerinin ve yakıt miktarının değişimi incelenmiştir.

Şekil 15'te faydalı yük yokken uzay aracının 98° eğiklik açısından 101° eğiklik açısına çıkma manevrasında ortalama SMA değerindeki değişim gösterilmiştir. Uzay aracının SMA değerinde ciddi bir değişiklik gözlenmemiştir.

Şekil 16'da başlangıçta 500 kg alınan yakıt kütlesindeki azalma gösterilmiştir. Bu değerler kullanılarak farklı eğiklik açısına sahip yörüngelere yapılan manevralarda tüketilen yakıt miktarları hesaplanmıştır.

Şekil 17'de verilen eksantrisite (eccentricity) değerleri, Edelbaum'un yörüngenin daireselliğinin korunacağı varsayımını doğrulamıştır.

Şekil 18'de görüldüğü üzere eğiklik açısı değerleri hedeflendiği şekilde 98°'de 101°'ye çıkmıştır.

Eğiklik açısı değişim manevraları için olası senaryoların simülasyonu aynı yöntemle tamamlanmış ve sonuçlar Tablo 6'da gösterilmiştir. Tablo 6'da görüldüğü üzere faydalı yükteki ve hedeflenen eğiklik açısı değişikliği arttıkça transfer süreleri ve yakıt tüketimleri de yükselmektedir.

Tablo 6: Eğiklik Açısı Değişim Manevrası Transfer Süreleri ve Yakıt Tüketimi (GMAT Sonuçları)

Eğiklik	Faydalı Yük Yok		1 ton Faydalı Yük		2 Ton Faydalı Yük	
	Transfer Süresi (Gün)	Harcanan Yakıt (kg)	Transfer Süresi (Gün)	Harcanan Yakıt (kg)	Transfer Süresi (Gün)	Harcanan Yakıt (kg)
98° --> 99°	24,10	12,12	33,12	16,67	42,05	21,18
98° --> 100°	48,09	24,23	66,58	33,56	85,15	42,94
98° --> 101°	72,24	36,42	101,21	51,05	137,08	68,60
98° --> 102°	97,12	48,98	140,10	69,40	195,14	91,76
98° --> 103°	123,72	61,73	188,13	87,61	257,82	114,90

Faz Değişimi: Faz değişimi manevralarıyla ilk ve son yörünge aynı olacak şekilde gerçek anomali (true anomaly) ayarlanması sağlanmaktadır. Yapılan manevrada 10 km irtifa değiştirilerek dünya etrafındaki açısal hız değiştirilmektedir. Bir süre beklendikten sonra eski irtifaya dönlülmektedir. Gerçek anomali değerinde istenen değişim 180 dereceden düşük ise alçak irtifaya inip açısal hız artırılmakta iken, 180 dereceden yüksek ise yüksek irtifaya çıkılıp açısal hız düşürülmektedir. Böylece gerçek anomali değeri minimum bekleme süresiyle ayarlanmaktadır.

Uzay aracının ilk irtifadaki açısal hızı ω_1 , bekleme evresindeki açısal hızı ω_2 olarak alınırsa aradaki gerçek anomali değişim hızı $\omega_1 - \omega_2$ kadar olacaktır. Böylece istenen faz değişimi (5) formülüyle hesaplanmaktadır.

$$t_{\text{bekleme}} = \frac{\varphi}{\omega_1 - \omega_2} \quad (5)$$

φ : İstenilen faz değişimi değeri

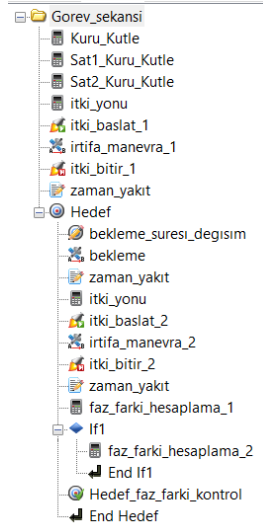
Faz değişim manevra analizinde en kötü durum gözetilerek 180 derece faz değişimi yapmak isteyen uzay aracı için hesaplamalar yapılmıştır. Hesaplamalar, irtifa 800 km alınarak olası senaryolar için tekrarlanmış ve sonuçlar Tablo 7'de gösterilmiştir.

Tablo 7: Faz Değişim Manevrası Transfer Süreleri ve Yakıt Tüketimi (Hesaplama)

İrtifa	Faydalı Yük Yok			1 ton Faydalı Yük			2 Ton Faydalı Yük		
	Transfer Süresi (Saat)	Delta-V (m/s)	Harcanan Yakıt (kg)	Transfer Süresi (Gün)	Delta-V (m/s)	Harcanan Yakıt (kg)	Transfer Süresi (Gün)	Delta-V (m/s)	Harcanan Yakıt (kg)
800 --> 790	15,35	5,1961	0,3233	21,50	5,1961	0,4526	27,64	5,1961	0,5819
Bekleme	401,57	0,0000	0,0000	401,57	0,0000	0,0000	401,57	0,0000	0,0000
790 --> 800	15,35	5,1961	0,3233	21,50	5,1961	0,4526	27,64	5,1961	0,5819
Toplam	432,28	10,3922	0,6466	444,56	10,3922	0,9052	456,85	10,3922	1,1638
800 --> 810	15,32	5,1852	0,3226	21,45	5,1852	0,4516	27,58	5,1852	0,5807
Bekleme	402,97	0,0000	0,0000	402,97	0,0000	0,0000	402,97	0,0000	0,0000
810 --> 800	15,32	5,1852	0,3226	21,45	5,1852	0,4516	27,58	5,1852	0,5807
Toplam	433,62	10,3704	0,6452	445,87	10,3704	0,9032	458,13	10,3704	1,1614

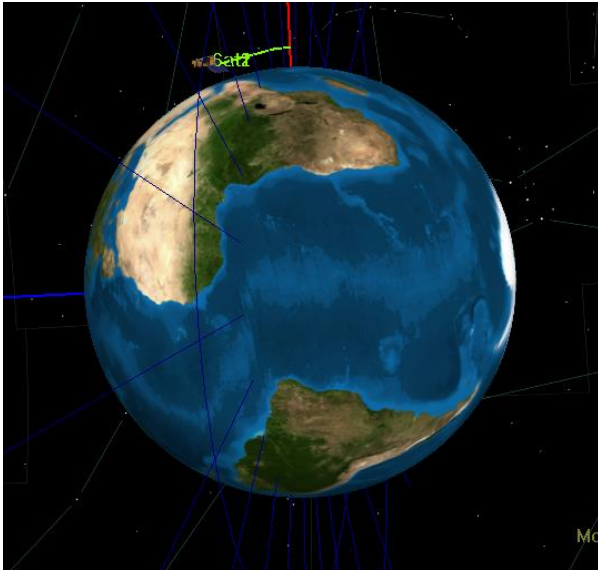
Faz değişimi manevraları GMAT'ta simüle edilmiştir. Simulasyonda bekleme süresi değişken olarak atanmış, manevra tamamlandığında 180 derece faz farkı olacak şekilde bekleme süresi GMAT yazılımına çözdürülmüştür.

GMAT'ta gereken bekleme süresini hesaplamak için kullanılan görev sekansı Şekil 6'de verilmiştir.

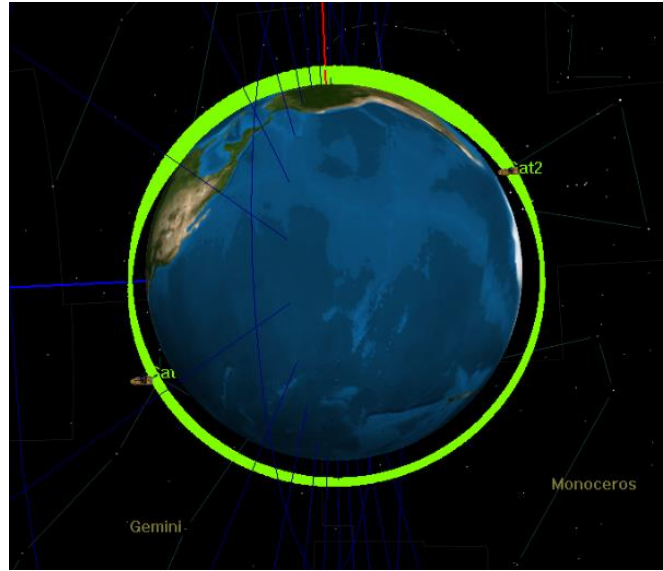


Şekil 6: Faz Değişim Manevra Sekansı

Faz değişimini gözleyebilmek için simülasyonda aynı yörüngede ve aynı konumda iki uzay aracı tanımlanmıştır. Uzay araçlarından biri (Sat 2) manevra yapmadan aynı yörüngede hareketine devam ederken, diğer uzay aracı (Sat1) 10 km irtifa değiştirerek faz değişim manevrası gerçekleştirmiştir (Şekil 19 ve Şekil 20). Faz manevrası sonucunda iki uzay aracının konumları arasında faz değişimi gözlenmiştir (Şekil 7 ve Şekil 8).



Şekil 7: Aynı Yörüngede Uyduların Konumları (Faz Değişim Manevrasından Önce)



Şekil 8: Aynı Yörüngede Uyduların Konumları (Faz Değişim Manevrasından Sonra)

GMAT simülasyonları faydalı yük kütleleri ve manevra boyunca beklenen irtifa değerleri değiştirilerek olası senaryolar için tekrarlanmıştır. Simülasyonlar sonucunda elde edilen transfer süreleri ve yakıt tüketim miktarları Tablo 8'de verilmiştir.

Tablo 8: Faz Değişim Manevrası Transfer Süreleri ve Yakıt Tüketimi (GMAT Sonuçları)

İrtifa	Faydalı Yük Yok		1 ton Faydalı Yük		2 Ton Faydalı Yük	
	Transfer Süresi (Saat)	Harcanan Yakıt (kg)	Transfer Süresi (Gün)	Harcanan Yakıt (kg)	Transfer Süresi (Gün)	Harcanan Yakıt (kg)
800 --> 790	15,42	0,32	21,65	0,46	27,80	0,58
Bekleme	385,28	0,00	377,84	0,00	372,25	0,00
790 --> 800	15,36	0,32	21,45	0,45	27,64	0,58
Toplam	416,06	0,65	420,95	0,91	427,69	1,17
800 --> 810	15,30	0,32	21,34	0,45	27,25	0,57
Bekleme	389,09	0,00	384,57	0,00	381,54	0,00
810 --> 800	15,51	0,33	21,56	0,45	27,35	0,58
Toplam	419,90	0,65	427,47	0,90	436,14	1,15

Tablo 7’de görüldüğü üzere; faydalı yük kütlesi ve irtifa bekleme konfigürasyonu hem transfer süresini hem de harcanan yakıt miktarını etkileyen bir faktördür. Faydalı yük kütlesinin artması beklendiği gibi hem transfer süresini hem de harcanan yakıt miktarını arttırmaktadır. Kabaca yapılan bekleme süresi hesabına göre; alçak irtifada bekleme süresi yüksek irtifadaki bekleme süresinden daha düşük hesaplanmıştır. Fakat alçak irtifaya inip çıkmak, yüksek irtifaya çıkıp inmeye göre daha fazla yakıt tüketimine sebep olmaktadır.

Tablo 8’de verilen GMAT sonuçları, alçak irtifada bekleme süresinin kısaldığını ve yakıt tüketiminin yükseldiğini doğrulamaktadır.

Kabaca yapılan bekleme süresi hesabına göre daha gerçek sonuçlar veren GMAT simülasyonunda, gereken bekleme süreleri hesaplanandan düşük çıkmıştır. Bunun nedeni, irtifa değişimi süresinde de faz değişiminin meydana gelmesi, fakat hesaplamalarda ihmal edilmesidir.

SONUÇ

Bu çalışmada, Alçak Dünya Yörüngesi’ndeki uydulara daha uzun görev süresi ve görev esnekliği sağlamak amaçlı yörünge hizmeti sunacak, elektrikli itki motoruna sahip bir uzay aracının fizibilite çalışmalarına değinilmiş ve görevi boyunca yapacağı olası manevralar için transfer süreleri ve yakıt tüketimi analiz edilmiştir. Aktif görev yapan uydu istatistikleri incelenerek, potansiyel müşteri grubuna dahil olan Alçak Dünya Yörüngesi uydularının en çok bulunduğu yörüngeler belirlenmiş ve uzay aracının görev yörüngeleri bu analiz sonucunda tayin edilmiştir.

Uzay aracının teknik analizi kapsamında, çeşitli alt sistemler için karşılaşılabilecek temel kısıtlamalar incelenmiştir.

Son olarak itki sistemi seçimi yapılarak manevralar için transfer süreleri ve yakıt tüketimleri hem Edelbaum denklemlerinin Kechichian tarafından tekrar formüle edilmesiyle oluşturulmuş algoritmaya göre matematiksel olarak hesaplanmış hem de GMAT ile simüle edilmiştir. Elde edilen transfer süreleri ve yakıt tüketim sonuçları, elektrikli itki kullanarak benzer manevralar gerçekleştirecek uzay araçları ve uyduların fizibilite çalışmalarında veya ön tasarım çalışmalarında kullanılabilir.

İleride gerçek bir yörünge hizmet görevi için uzay aracı fizibilite çalışmaları; gerçek kütle, yakıt bütçesi ve yörünge parametreleri kullanılarak tekrarlanabilir ve çalışma görev tasarımına evrilebilir. Ayrıca, manevralar boyunca uzay aracının gölgede kaldığı süreçler hesaba katılarak elektrik sistemine etkisi incelenebilir.

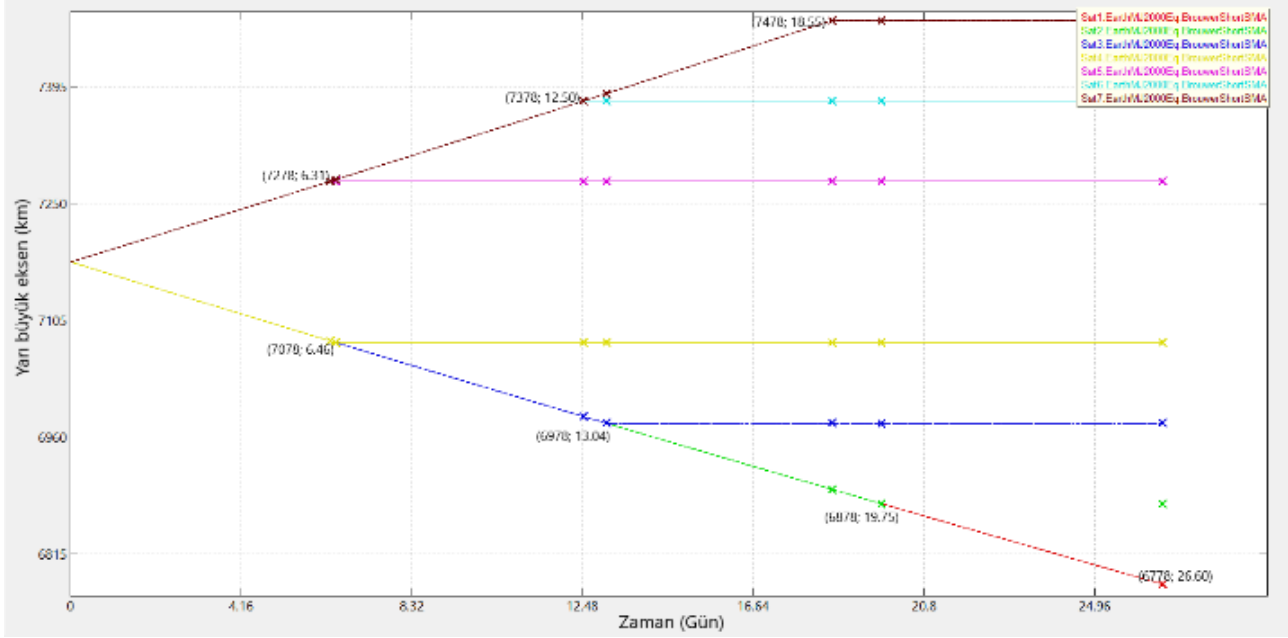
Kaynaklar

- Chobotov, A., V., 2002, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Orbital Mechanics, s.335-372
- Cura, J., M., D., Saavedra, G., Sanchez-Maestro, R., Sebastian, A., Tarabini, L., Ortega, G. ve Lejault J.-P., 2006, American Institute of Aeronautics and Astronautics , 57th International Astronautical Congress, Valensiya, İspanya, 2-6 Ekim
- Kechichian, J., A., 1997, Journal Of Guidance, Control and Dynamics, 20(5), Eylül-Ekim
- Mani K.V, Cervone A. ve Topputo, F., 2019, Journal of Spacecraft and Rockets, 56(6), Kasım
- Ogilvie, A., Allport, J., Hannah, M. ve Lymer, J., 2008, Proceedings of the 9th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, iSAIRAS, Holywood, ABD, 26-29 Şubat

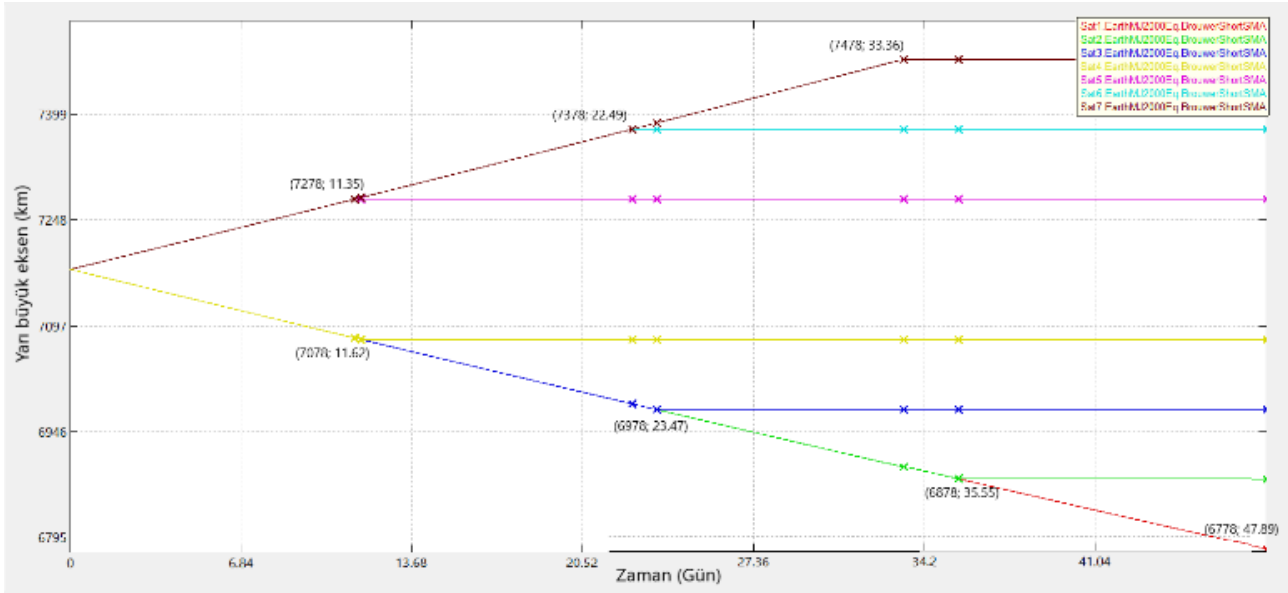
Porat, Y., 2015/16, Investigation of Earth-Bound Low-Thrust Trajectories for Mission Analysis of Multiple Target On-Orbit Servicing, Technische Universität München, s. 16

Union of Concerned Scientists (UCS), Satellite Database Report, 2019, Aralık

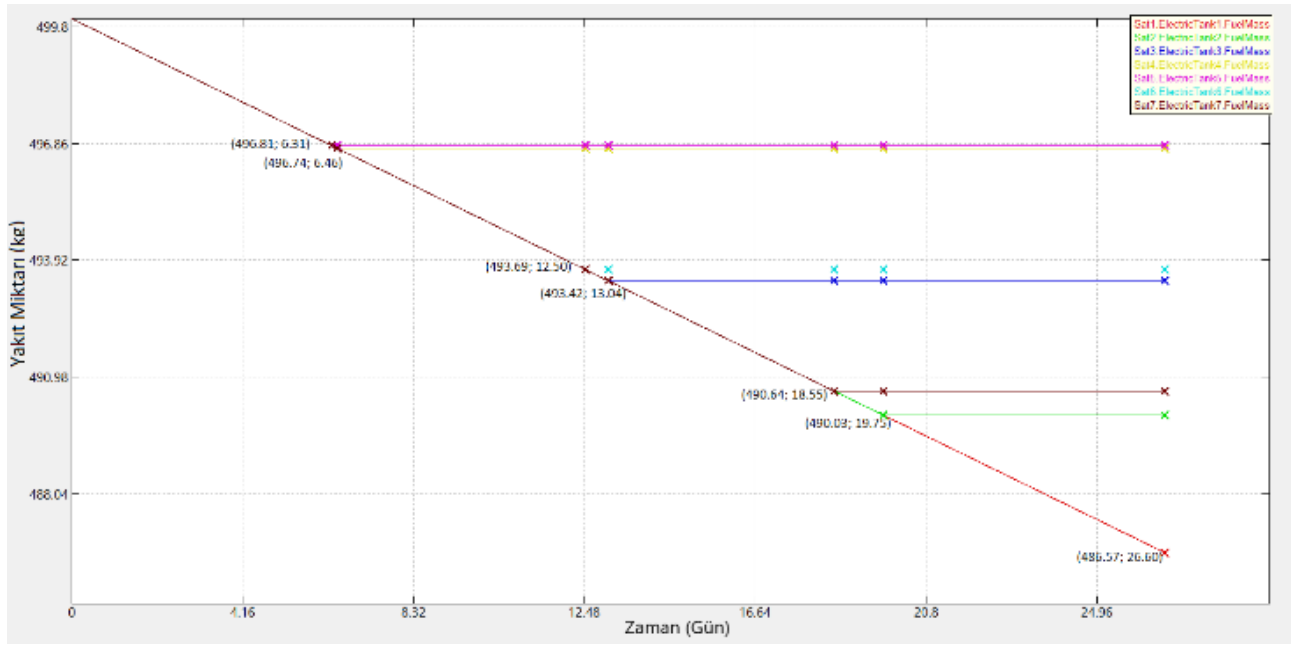
Ekler



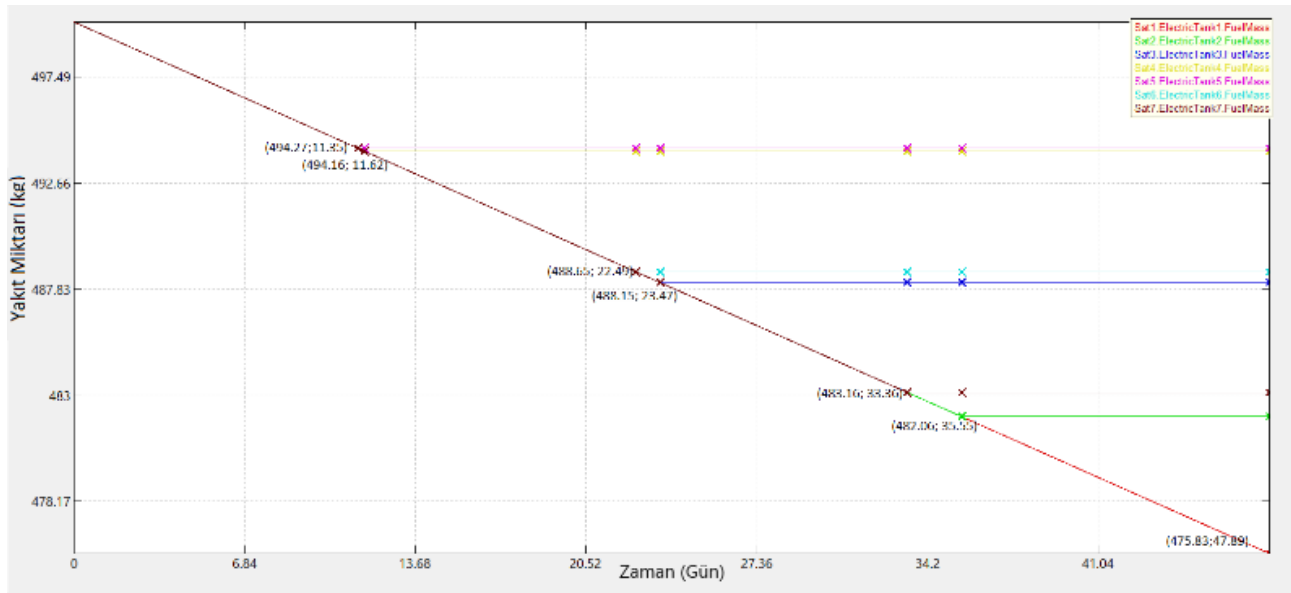
Şekil 9: İrtifa Değişimi Manevraları'nda Yarı Büyük Eksen Değişimleri (Faydalı Yük Yok)



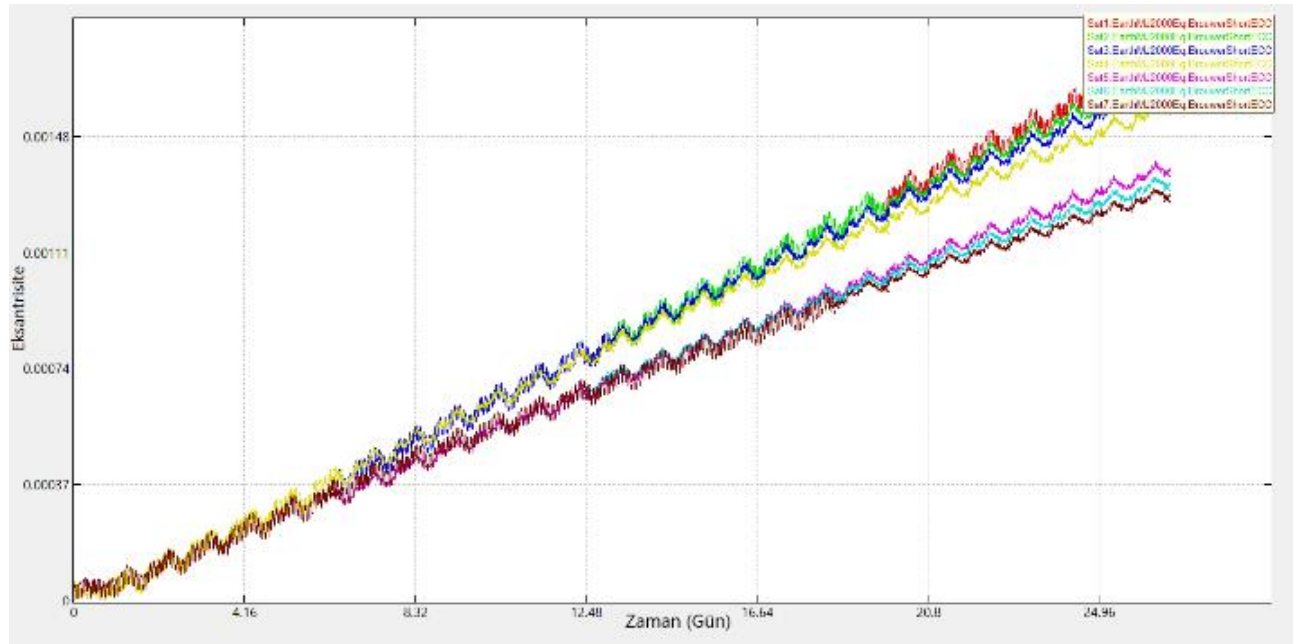
Şekil 10: İrtifa Değişimi Manevraları'nda Yarı Büyük Eksen Değişimleri (2 ton faydalı yük)



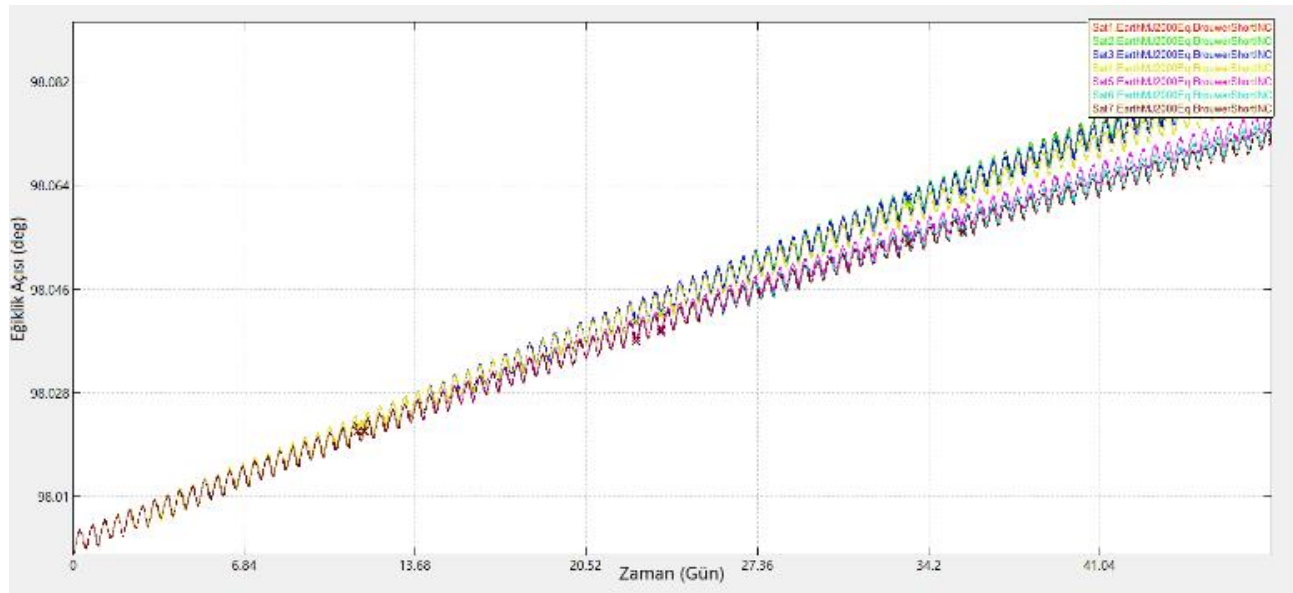
Şekil 11: İrtifa Değişimi Manevraları'nda Yakıt Tüketimi (Faydalı Yük Yok)



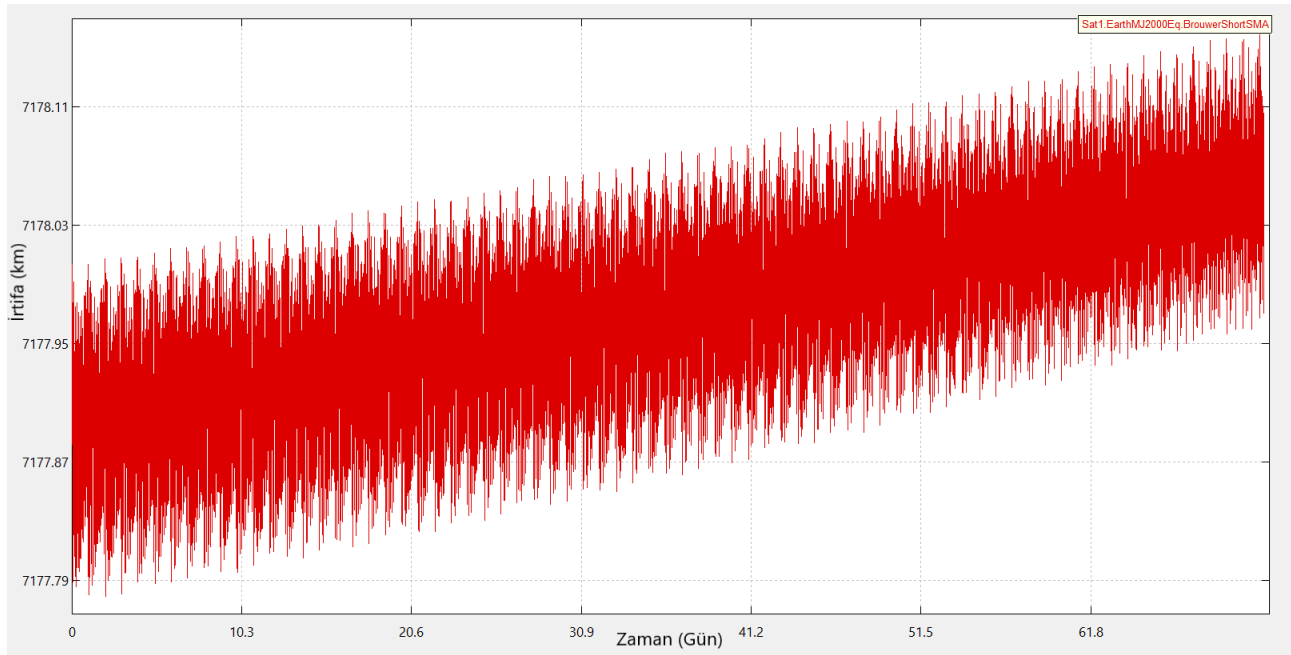
Şekil 12: İrtifa Değişimi Manevraları'nda Yakıt Tüketimi (2 ton faydalı yük)



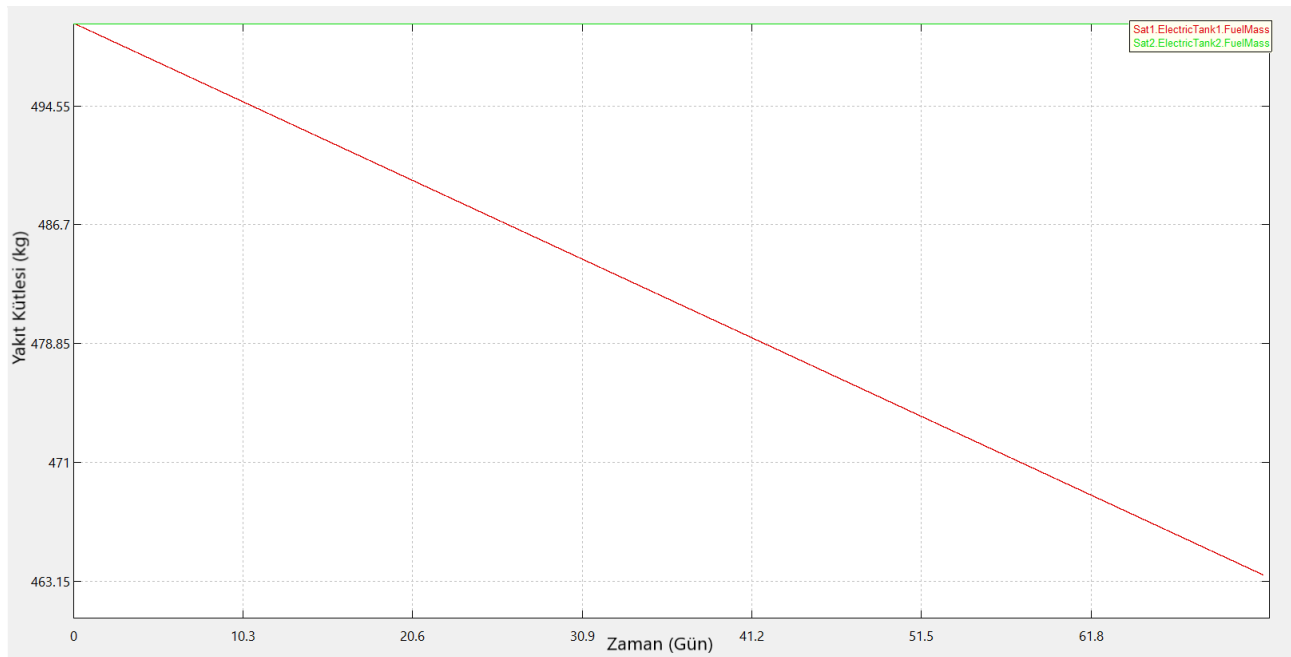
Şekil 13: İrtifa Değişimi Manevraları'nda Eksantrisite Değişimleri



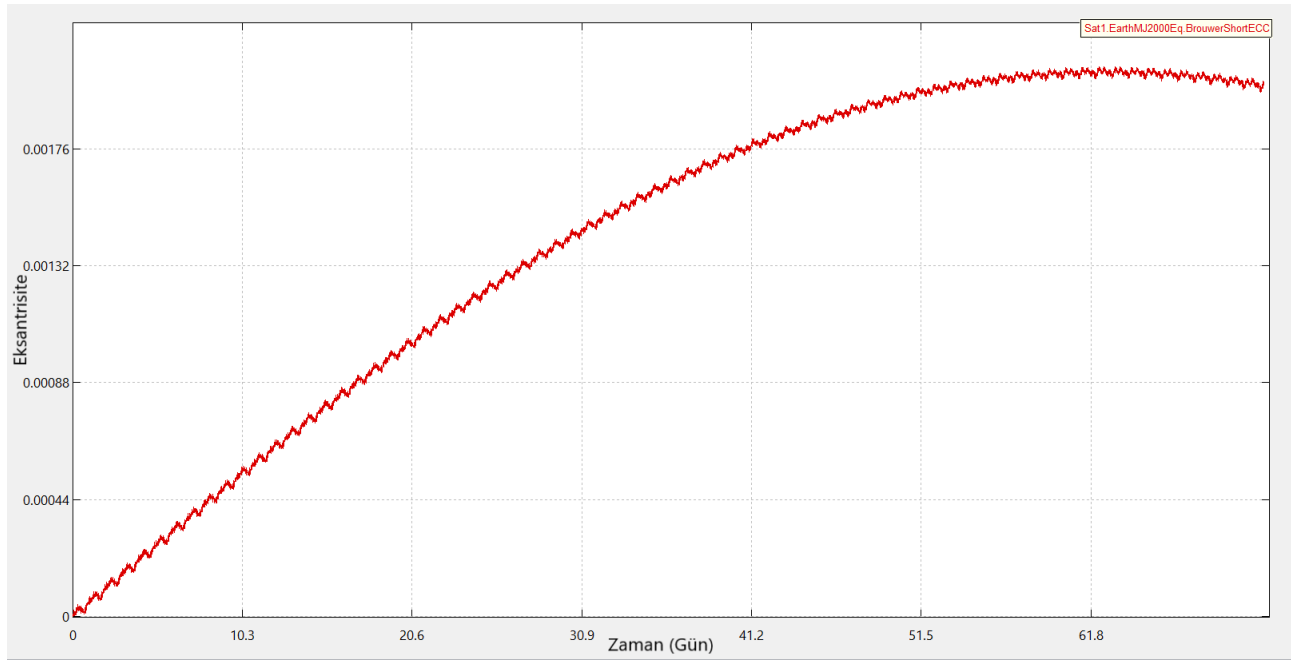
Şekil 14: İrtifa Değişimi Manevraları'nda Eğiklik Açısı Değişimleri



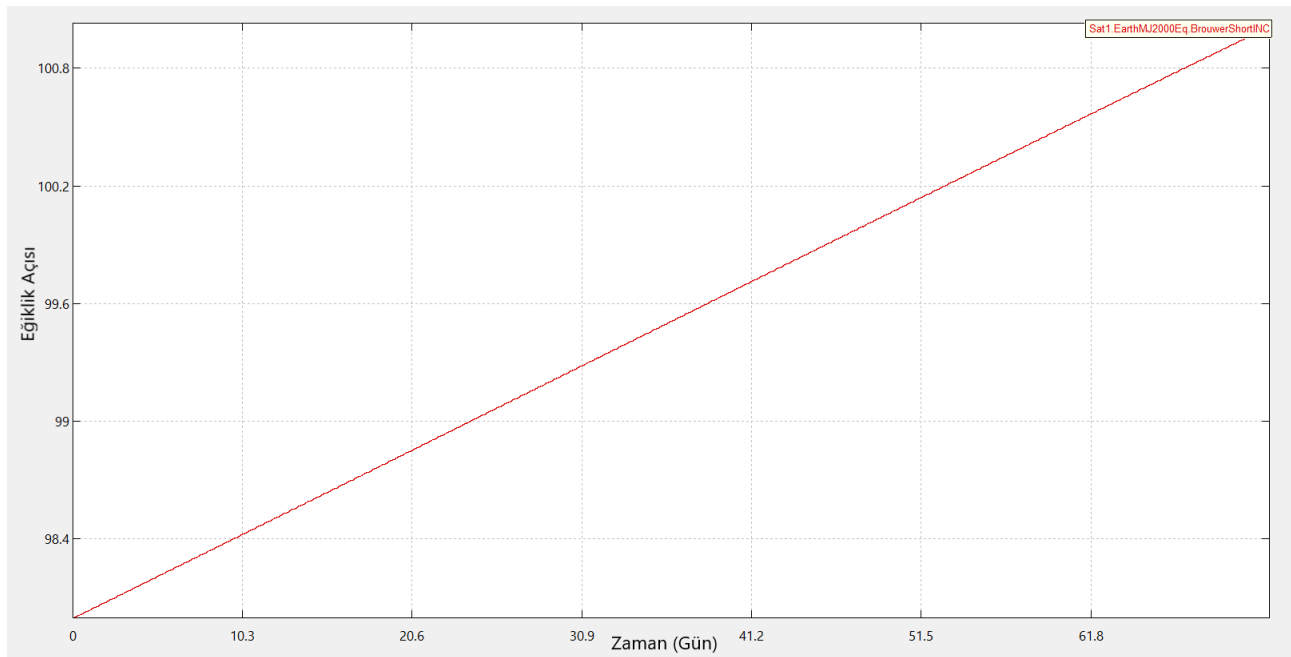
Şekil 15: Eğiklik Açısı Değişim Manevraları'nda Yarı Büyük Eksen Değişimi (Faydalı Yük Yok, 3° Eğiklik Değişimi)



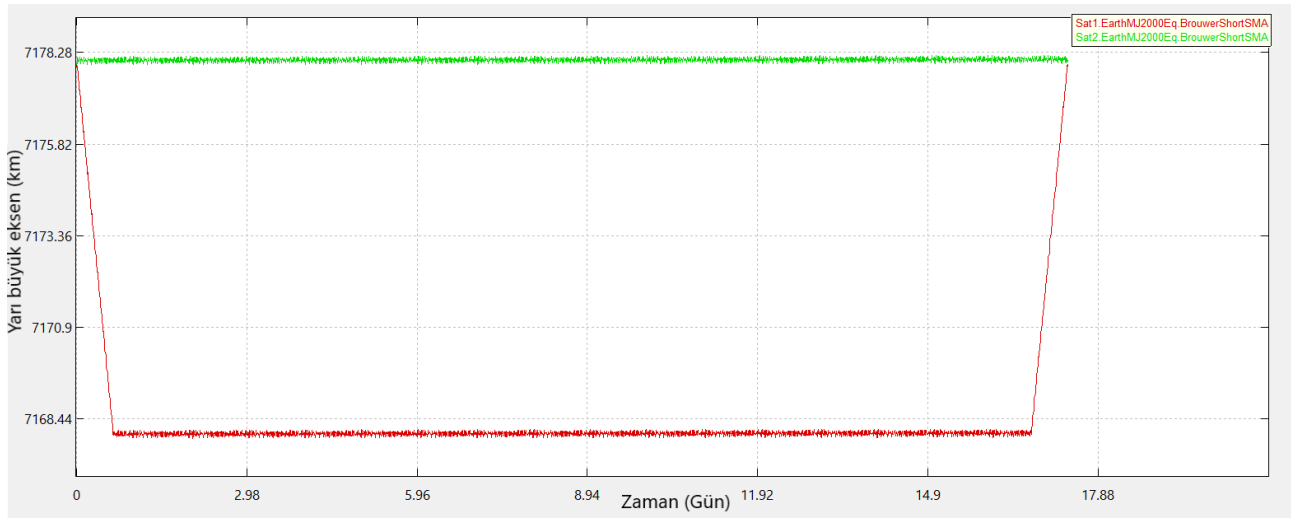
Şekil 16: Eğiklik Açısı Değişim Manevraları'nda Yakıt Tüketimi (Faydalı Yük Yok, 3° Eğiklik Değişimi)



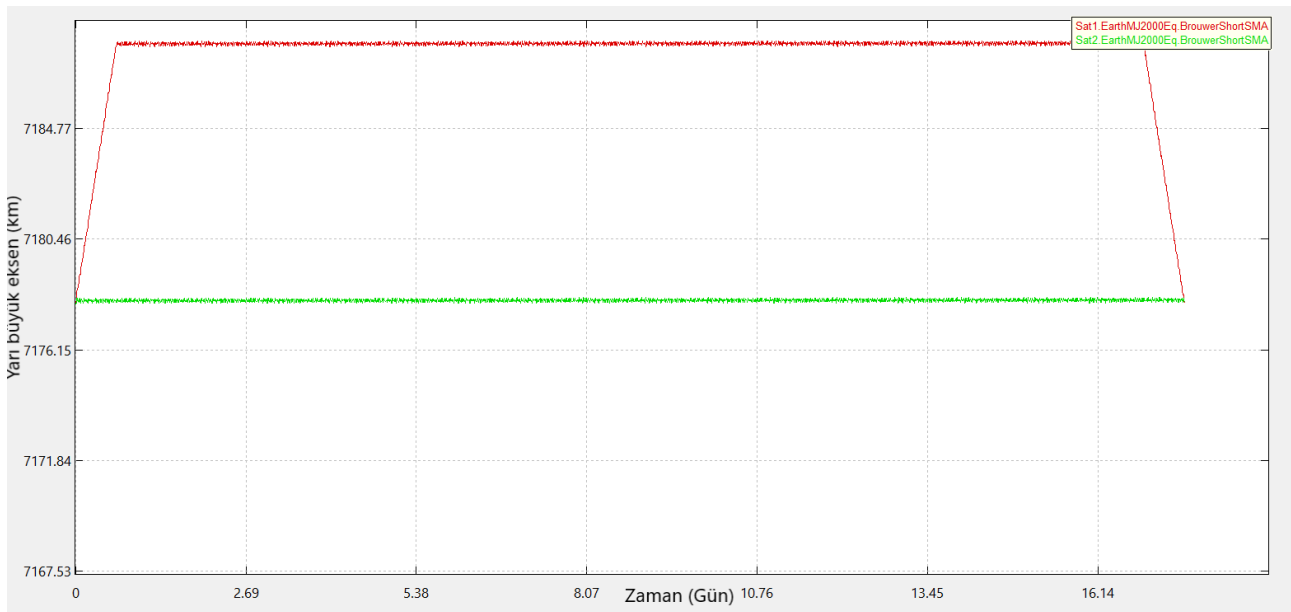
Şekil 17: Eğiklik Açısı Değişim Manevraları'nda Eksantrisite Değişimi (Faydalı Yük Yok, 3° Eğiklik Değişimi)



Şekil 18: Eğiklik Açısı Değişim Manevraları'nda Eğiklik Açısı Değişimi (Faydalı Yük Yok, 3° Eğiklik Değişimi)



Şekil 19: 10 km Alçak İrtifada Bekleme Yarı Büyük Eksen-Zaman Grafiği (Faydalı yük yok)



Şekil 20: 10 km Üst İrtifada Bekleme Yarı Büyük Eksen-Zaman Grafiği (Faydalı Yük yok)