

DENİZ TABANLI FIRLATMA SİSTEMİ

Kadir Hasan Taşkara¹, Aleyna Karadoğan²
Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Ankara

Mine Nur Mesut³
Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Deniz tabanlı fırlatma sistemi, en asgari fırlatma koşullarında 50 kilogramlık faydalı yükü 500 kilometrelik güneş eşzamanlı yörüngeye taşımak üzere çalışılmış bir projedir. Proje içerisinde potansiyel fırlatma platformuna, fırlatma aracının kavramsal tasarımına ve fırlatma optimizasyonuna çalışılmış olup, çeşitli yazılımlarla tasarımı ve simülasyonu yapılmıştır.

Türkiye Cumhuriyeti 8 ülke ve 3 denizle çevrelenmiştir. Öncesinde Sinop'ta yapılan balistik füze ve çeşitli roket testleri sonrasında İğneada'ya kurulan fırlatma merkezinden yapılmaya başlanmıştır. Milli imkanlarla geliştirilen Şimşek projesinin ilk operasyonel faaliyetlerinin de yine buradan yapılması planlanmaktadır. Dünya roketçiliğinde kullanılan uçuş emniyeti (range safety) Türkiye'yi de ilgilendirmektedir. Buna göre, fırlatma araçlarının uçuş yörüngelerinin izdüşümü nüfusun olduğu alanların üzerinden geçmeyecek şekilde optimize edilmelidir. Bu da beraberinde azimut açısı, hedef yörünge irtifası ve faydalı yük kapasitesi gibi önemli başlıklara kısıtlamalar getirmektedir. Deniz tabanlı fırlatma sistemi, bu gibi kısıtlamaların üzerinden gelebilecek taşınabilir bir sistemdir. İstenilen yörünge için en uygun fırlatma noktasına taşınarak operasyonu gerçekleştirilebilir. Bu bildiri ilgili tüm detayları kapsamaktadır.

GİRİŞ

Soğuk savaşın başlangıcından bu yana birçok fırlatma sistemi tasarlanmış ve geliştirilmiştir. Bu sistem ve araçlarla planlanan görevler uyduların yörüngeye taşınması, insanlı uzay uçuşları, gezegenler arası seyahat ve güneş sisteminden ayrılma gibi birçok konsepti içerisinde barındırmaktadır. 1957 yılında Sputnik 1 dünyanın ilk yapay uydusu olmuştur. Fırlatmaların çoğu kara konuşlu fırlatma üslerinden yapılmış olsa da dünya tarihinde deniz ve hava tabanlı fırlatmalar da yer almıştır. Bu bildiri de deniz tabanlı fırlatma sistemi değerlendirilmiş olup benzer misyonlar, atım teknikleri, platform ve gereksinimleri, fırlatma aracının kavramsal genel özellikleri ve tasarımı, aracın fırlatma optimizasyonu, kademelerin düşüş yörüngeleri, görev analizi, performans eğrisi ve risk değerlendirmesi işlenmiştir.

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mnmesut@thk.edu.tr

YÖNTEM

Benzer görevler

Kara tabanlı fırlatma araçlarına kıyasla, deniz tabanlı fırlatma araçları uzay tarihinde daha az bir rol oynamıştır. Bu kısımda, benzer misyonları ele almak için kronolojik olarak üç deniz tabanlı fırlatma aracı; Zenit, Long March 11 ve Gravity 1 örnek olarak sunulmaktadır.

Tablo 1 Deniz Tabanlı Fırlatma Araçları

Fırlatma aracı	Şirket	Menşei	Durumu	Platform
Zenit	Sea Launch	Ukrayna	Aktif	Deniz veya kara tabanlı.
Long March 11	CASC	Çin	Aktif	Deniz veya kara tabanlı.
Gravity 1	Orienspace	Çin	Aktif	Deniz veya kara tabanlı.

Zenit, Sovyetler Birliği'nde geliştirilmiş, çok aşamalı ve orta taşıma kapasiteli bir fırlatma aracıdır. Yüklencisi Sea Launch isimli şirket çok uluslu olup toplamda 36 fırlatma gerçekleştirilmiştir. Bunlardan üçü başarısızlıkla sonuçlanmış, biri ise kısmen başarılı olmuştur. Zenit Roketi, 2024 yılı itibarıyla hâlâ aktif olmasına rağmen deniz tabanlı fırlatma faaliyetlerine devam etmemektedir. Temel olarak roket, sondaj gemisinden dönüştürülmüş bir platformundan fırlatılmaktadır. Buna göre platform, deniz suyunu çekmesi ve kütlesini artırmasıyla dengesini sağlamaktadır. Aynı zamanda yeterli yüksekliğinden ötürü platform fırlatma aracının egzozunu boşluğa vermektedir.



Şekil 1 Fırlatılmadan önce Odysseus fırlatma platformu üzerindeki Zenit Roketi

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

Öte yandan Çin'in Long March 11 roketi, dönüştürülmüş bir mavnadan üzerinden fırlatılmaktadır. Mavnalar motorsuz deniz vasıtalarıdır ve römorkör görevi üstlenen bir gemi tarafından çekilmektedir. Long March 11'in denizden ilk fırlatması 2019'da gerçekleşmiştir. [14]. Roket, soğuk atım tekniği ile fırlatılmaktadır. Bu teknik, fırlatma aracından ayrı olarak bir gaz jeneratörü tarafından üretilen gazla dışarı atılır. Bu atım tekniği, muhriplerin ve nükleer denizaltıların dikey fırlatma sistemlerinde ve bazı hava savunma füzelerinde bulunur. Mavnalar ince yapılı deniz vasıtaları oldukları için sıcak atımla yapılacak olan bir fırlatma vasıtasını kaçınılmaz olarak kıracaktır. Bu sebepten ötürü Long March 11 roketi soğuk atım tekniğini kullanmaktadır, böylece çıkan egzoz hava boşluğunda dağılmaktadır. Bu konsept 2024 itibarıyla hâlâ operasyonel olup fırlatma operasyonları Çin'in Sarıdenizi'nden yapılmaktadır.



Şekil 2 Konteynerin içindeki Long March 11 Roketi

Bir başka konsept ise Çin'in "Orienspace" şirketinin fırlatma aracı olan Gravity-1'de ortaya çıkmıştır. İlk kez 2023 yılında bir kargo gemisinden dönüştürülen ve deniz tabanlı bir platformdan fırlatılan, katı yakıtlı, orta taşıma kapasiteli bir fırlatma aracıdır. Long March 11'in aksine Gravity-1, egzoz gazının sistem içinde yönlendirilmesi yoluyla gerçekleştirildiği sıcak atım tekniğinden yararlanır. Sıcak atım, soğuk atıma nazaran daha basit ve ucuz bir yöntemdir. Ancak sıcak atım sistemlerinin ömrü oluşan yorgunluktan dolayı daha kısadır ve yenilenmeye ihtiyaç duyar. Her ne kadar Orienspace'in platformu hakkında açık kaynak bir bilgi bulunamasa da Şekil 3'te anlaşılan bir kuru yük gemisinden devşirildiği ve çapalarla dengesinin sağlandığıdır. [17]

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr



Şekil 3 Gravity-1 Roketi

Fırlatma Ortamı ve Koşulları

2021 yılında 20,600'den fazla deniz aracı Süveyş Kanalı'ndan geçmiş bulunmaktadır, bu da günde 56 kadar araca tekabül eder. Süveyş dünya ticareti için hayati önemi olan bir kanaldır ve Akdeniz'le Hint Okyanusu'nu birbirine bağlar. Umman denizi ise Kuzey Hint Okyanusu'nda yer alan ve Kızıl Deniz'e Babel Mendeb boğazıyla bağlanan bir denizdir. Deniz trafiğini ve liman bekleme sürelerini uzatmamak adına fırlatma operasyonunun Umman Denizi'nin düşük enlemlerinden veya Somali açıklarından yapılması planlanmıştır.

Umman denizine ulaşmanın birden fazla yolu vardır. Elbette en kısa yol Süveyş Kanalı'nın kullanımındır, ancak bazı özel izinler gerekebilir. Süveyş'in kullanımının mümkün olmadığı durumlarda ise bazı başka deniz rotaları belirlenebilir. Bunlardan en belirgin Cebelitarık'tan geçmek ve Afrika'dan dolanmak olsa da Katar gibi bazı Körfez ülkelerine parçaların hava yoluyla taşınması ardından birleştirilerek Liman'da platforma yüklenmesi gibi alternatifler de düşünülebilir. Bu projede deniz rotaları kapsam dışında tutulmuştur. Bu nedenle fırlatmanın sorunsuz bir şekilde gerçekleşeceği varsayılmıştır.

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

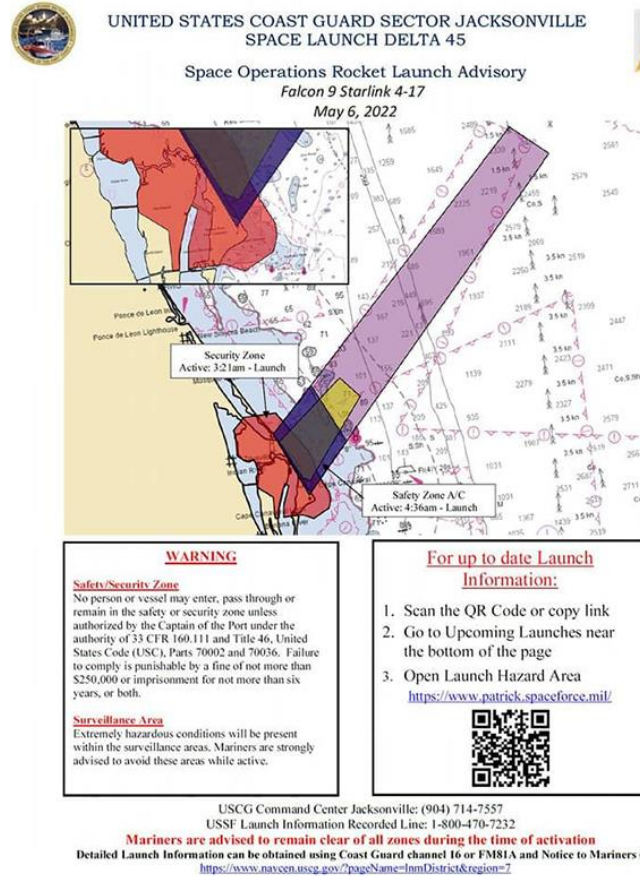
³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

18-20 Eylül 2024, Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi, Ankara



Şekil 4 IHO tarafından tanımlanan Umman Denizi

Düşecek olan kademelerin herhangi bir insan riskine neden olmaması için uçuş yörüngesinin deniz ve hava vasıtalarına kapalı olması gerekir. Bu yüzden fırlatma öncesi yasak bölgenin, veya NOTAM'ın, yayınlanması gerekmektedir. Şekil 4, bize 2022'de yayınlanan gerçek bir güvenli alan bildirgesini göstermektedir.



Şekil 5 ABD Sahil Güvenliği tarafından yayınlanan güvenlik bölgesi

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

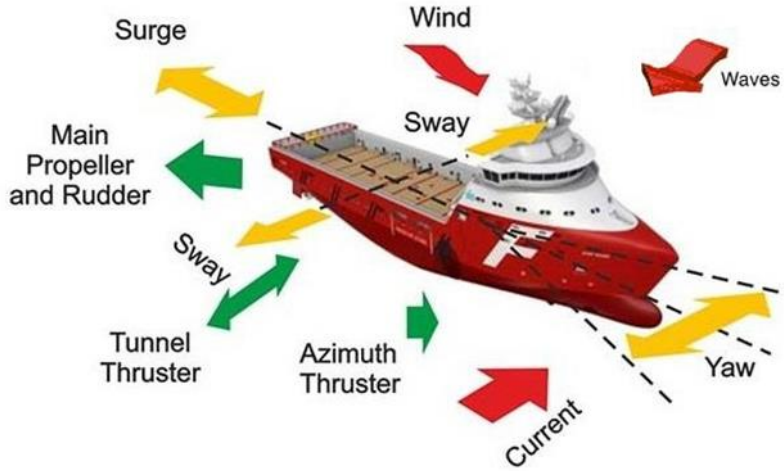
² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

Platformun yönelim kontrolü

Güvenlik nedenlerinden ötürü platform otonom şekilde çalışmalıdır, aksi halde bir kaza durumunda personel kaybı kaçınılmaz olacaktır. Bu yüzden mürettebatın güvenli bir mesafede uçuşu kontrol edecekleri "Komuta Gemisi" adı verilen başka bir gemiye geçmesi gerekmektedir. Ancak bilinmelidir ki deniz fırlatma için stabil bir ortam sağlamamaktadır ve bunun başında dalgaların ve rüzgarın neden olduğu stres gelmektedir. Deniz yüzeyinden gerçekleşen fırlatmalarda hava durumu, deniz yüzeyi üzerindeki rüzgâr şiddeti ve deniz akıntısı gibi deniz koşulları önemli bir yere sahiptir. Belirtilen çevresel koşullar, platformun yalpalamasına veya dengesinin bozulmasına neden olabilir. Roketler direkt olarak yer çekimi dönüşü ile nominal yörüngesine başlayamaz. Bu nedenle, roket ilk uçuşuna dikey uçuş profiliyle başlar. Böylece, ateşleme sırasında 90 derecelik açı yapan dikey bir uçuş sağlanmalıdır.

Geleneksel yöntemlerin aksine, modern denizcilik teknolojisi geminin yönelimi için çapalar olmadan da bazı sağlayıcılar sunmaktadır. Bu amaçla dinamik pozisyonlandırma kullanılır. Sondaj, dalma, inşaat ve kargo operasyonları gibi kritik faaliyetlerde kullanılan bu sistem deniz tabanlı fırlatma sistemi için de uygun görülmüştür. Sistem temelinde iki iticiye sahiptir. Bunlar yanal ve azimut iticileridir. Yanal iticiler sabit bir şekilde yerleştirilmiştir ve gemiyi öteleme hareketlerine karşı yönlendirir. Azimut iticileri ise 360 derece dönebilecek şekilde tasarlanmıştır ve gemiyi dönme hareketine karşı yönlendirir. Şekil 6'da verilen görsel bunu göstermektedir.



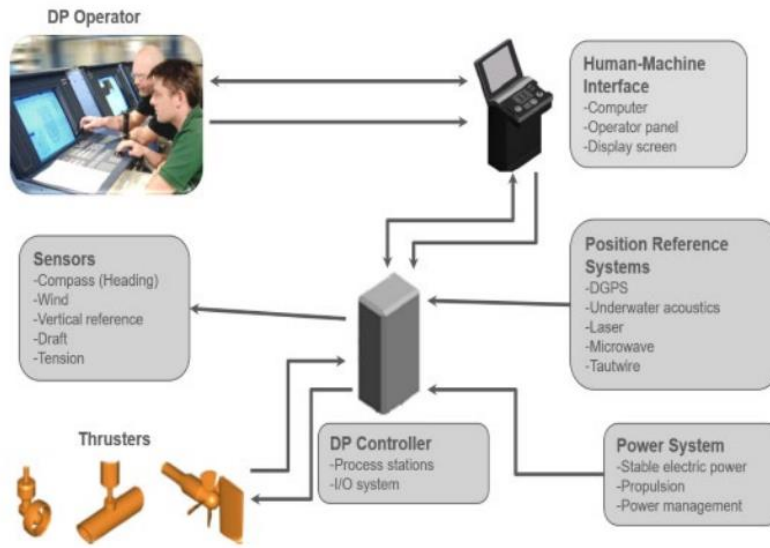
Şekil 6 Dinamik Konumlandırma entegre gemi modeli

Dinamik konumlandırma bilgisayar kontrollü bir sistem olup pozisyon referans, rüzgâr, hareket ve denge sensörleri bilgisayara devamlı olarak deniz aracının konumunu ve çevresel faktörlerin konuma olan etkisini verir. Sıklıkla petrol endüstrisi tarafından kullanılır ve yüksek manevralıdır, derinlikten bağımsız çalışır. Aşağıdaki görsel akış şemasını göstermektedir.

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

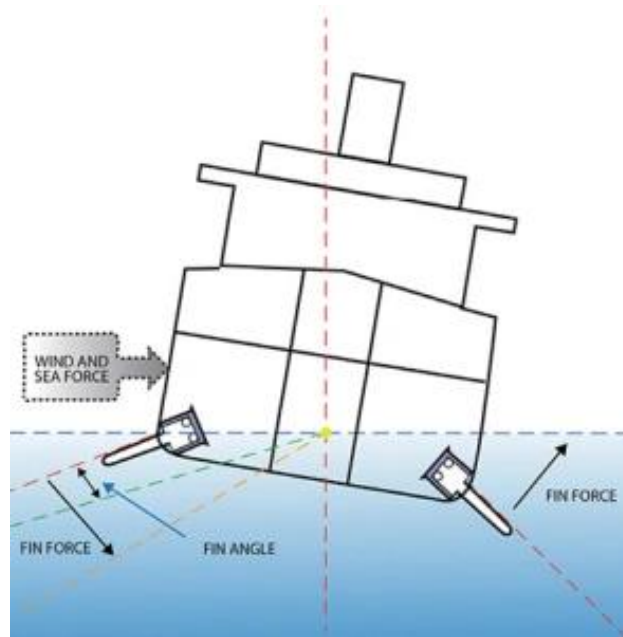
² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr



Şekil 7 Dinamik Konumlandırmanın temel akış şeması

Ancak, DPS dönme ve ötelenme hareketlerini engellese dahi gemide yalpalanma hareketi hala daha görülebilir. Böyle bir durumda fin stabilizatörlerini kullanmak yalpalanma hareketine karşı koymak için kullanılabilir. Fin stabilizatörleri temelinde geminin su hattının altına yerleştirilmiş hidrodinamik kontrol yüzeyleridir. Aşağıda bulunan Şekil 8, fin stabilizatörlerini görselleştirmektedir. Böylece deniz tabanlı fırlatma sistemi için DPS (Dinamik konumlandırma sistemi) ve Fin stabilizatörlerinin kullanımı önerilmektedir. [USCG national center of expertise, 2019]



Şekil 8 Gemi Dengeleyicileri (Gemi stabilizatörleri)

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

Fırlatma platformu

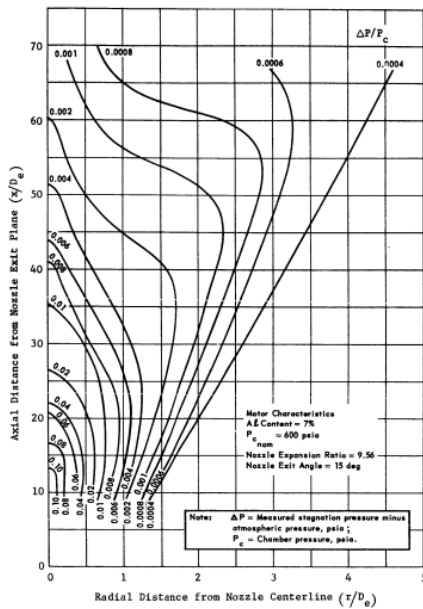
Deniz yüzeyinden yapılan fırlatma operasyonlarında, sabit fırlatma üslerinin aksine, mobil bir fırlatma platformunun kullanılması gerekmektedir. Bu projede deniz tabanlı fırlatma sistemi için tasarlanan CAD modelleri gemi inşaatından bağımsız olarak yalnızca fırlatma gereksinimlerini karşılamak ve okuyucuda bir görsel uyandırmak üzere tasarlanmıştır.

Fırlatma gerçekleştiğinde termal, basınç ve akustik ortam oluşur. Bu yüzden fırlatma tesisinin tasarımı egzoz gazının basıncını, sıcaklığını, toplam ısı katsayısını, ışınım emisyonlarını ve ses basıncının seviyelerini içerir. Fırlatmanın başlangıcında, bir kalkış ivmesi meydana gelir. Kalkış ivmesinin deflektörler üzerindeki erozyonda ve roket kulesinin koruyucu termal kaplamasında etkisi çöktür. Düşük ivme oranlarında, yüksek sıcaklık ortamı sürdürülür ve toplam ısı, daha yüksek ivme oranlarında olduğundan daha fazla olur. Bu nedenle, deniz tabanlı fırlatma araçlarının sistem tasarımında, deflektör tasarımı dikkate alınmalıdır.

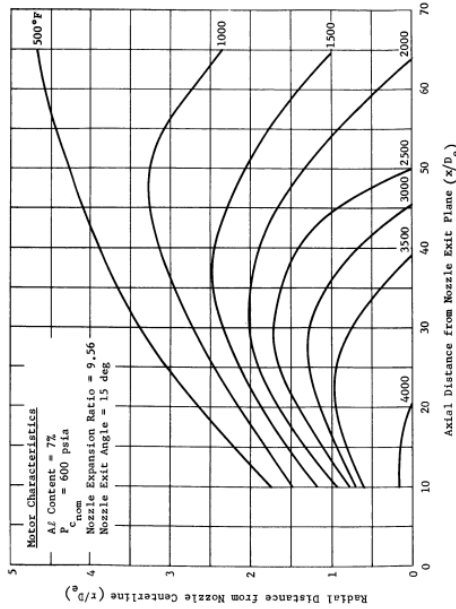
Alev deflektörünün amacı, roket motorundan çıkan egzoz gazlarının akışını belirli bir yöne yönlendirmektir. Uygun konfigürasyona ulaşmak için birçok faktör dikkate alınmalıdır. Bu faktörler arasında en önemlisi, fırlatma aracının kalkış sırasında korunmasıdır. Çünkü yanlış tasarlanmış bir platformdan fırlatılan araçlar kendilerini imha edebilmektedir.

Deflektörde kullanılan malzemenin zamanla yorgunluğa bağlı olarak bozulabileceği düşünüldüğünde, deflektörün dışarıya açık bırakılması uygun görülmüştür. Bakım ve pratiklik göz önüne alındığında, açık bir alev deflektörünün daha kullanışlı olabileceği düşünülmektedir.

Örnek olarak aşağıdaki Şekil 9 ve Şekil 10, %7 alüminyum içeren 600 psi yanma odası basıncı, 9.56 lüle genişleme oranı ve 15 derece lüle çıkış açısı olan katı yakıtlı bir roketin çıkış gazının basıncını ve durağan sıcaklık profilini göstermektedir.



Şekil 9 Egzoz gazı basınç profili



Şekil 10 Egzoz gazı durgunluk sıcaklığı profili

Şekillerde görüldüğü gibi, egzoz dumanı hem radyal hem de aksel olarak arttıkça basınç ve durgunluk sıcaklığı azalma eğilimindedir. Bu nedenle, platform egzoz çarpma açılarını en aza indirerek ve deflektör dönüş yarıçapını, araçtan deflektöre mesafeyi ve egzoz kanalı boyutunu en üst düzeye çıkararak tasarlanabilir. Öte yandan, bu uygulama aşırı büyük ve maliyetli bir fırlatma

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

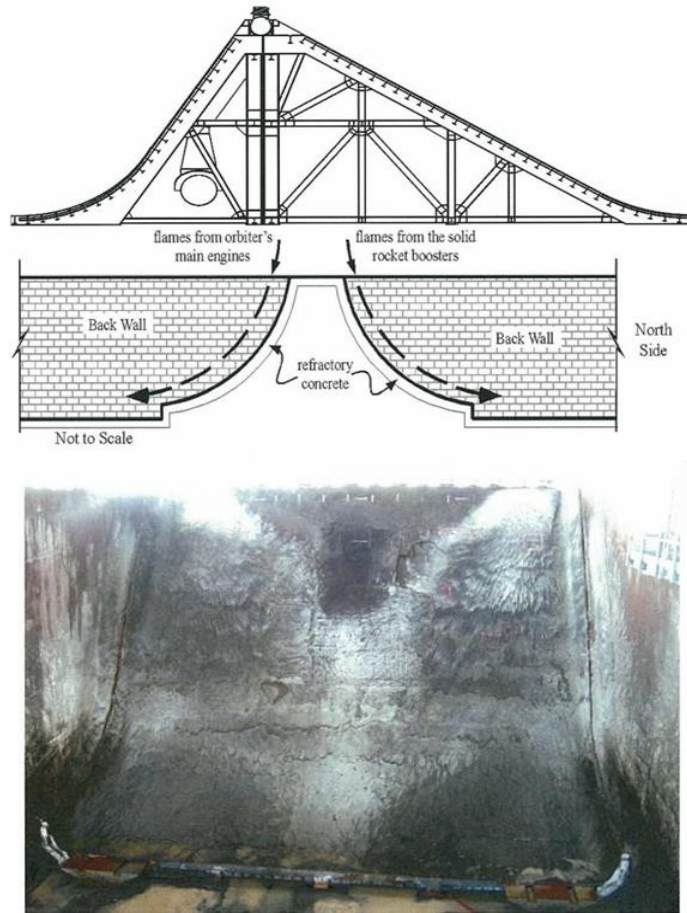
² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

platformuyla sonuçlanacaktır. Bu nedenle tasarım, fırlatma platformunun boyutunu ve yüksekliğini en aza indirmeyi dikkate almalıdır.

Boyut ve yüksekliğin küçültülmesi daha yüksek dirençli malzemelerin kullanılmasına yol açacaktır. Yüzey sıcaklığı 1080 K'nin altında olduğunda, sıradan Portland çimento betonu veya Portland çimento karışımları kullanılabilir. Yine de, alev deflektör yüzeyleri genellikle 1080 K'nin üzerindeki sıcaklıklara ısıtılır ve dayanıklı betonla korunmaları gerekir. Bu dayanıklı beton temel olarak yüksek termal şoka, yüksek sıcaklıklarda yüksek mukavemete, çok yüksek sıcaklıklarda ihmal edilebilir uzunlukta değişime, parçalanmaya, çatlak yayılmasına ve akustik şoka karşı dirençli olmalıdır. Öte yandan ısının çelik desteklere iletilmesini önleyecek yeterli yalıtım özelliklerine de sahip olmalıdır.

Fondu Fyre WA-1 ve WB-2 alev saptırıcılarda kullanılan malzeme örnekleri olarak verilebilir. Ancak platform tasarımında olduğu gibi malzeme seçimi de bu projede kapsam dışıdır. [30]



Şekil 11 Uzay Aracının alev saptırıcı şeması (yukarıda) ve SRB'nin ana alev saptırıcısı (aşağıda)

Çeşitli gemiler sadece fırlatma platformlarına değil, aynı zamanda SpaceX'in otonom uzay limanı drone gemisi gibi iniş platformlarına da dönüştürülebilir, ancak bu incelenmeyecektir. Petrol platformları veya sondaj kuleleri nispeten ağır ve uzundur ve bu onları uzay fırlatma operasyonları için uygun hale getirir. Yine de satın almak, bakımını yapmak ve işletmek ucuz değildir, bu da Sea Launch'ın operasyonlarını bitirmesinin nedenidir [12]. Bir çözüm olarak mavnalar bulunabilir, ancak Long March 11'de olduğu gibi soğuk fırlatma tekniği kullanılmadığı sürece yapıları fırlatma operasyonları için yeterince iyi değildir.

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

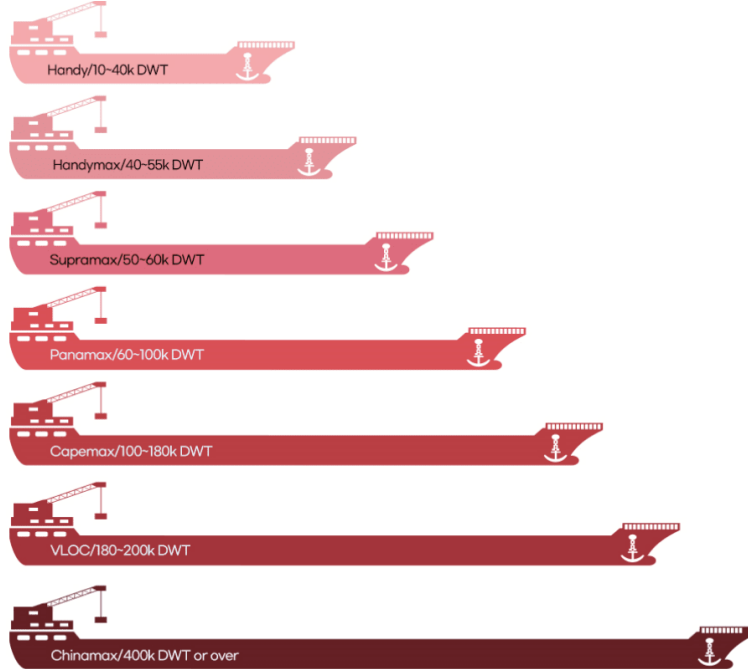
18-20 Eylül 2024, Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi, Ankara

Bu projede, Arap Denizi'nden yapılabilecek olası bir fırlatmaya uygun olarak dökme yük gemisi veya kargo gemisinden dönüştürülmüş bir fırlatma platformunun kullanılması öngörülmektedir.

Toplu yük gemileri, tahıl, kömür ve çimento gibi ambalajlanmamış toplu yüklerin taşınması için tasarlanmış ticaret gemileridir. 300 m uzunluk, 40 m yükseklik ve 400.000 ölü kütle tonajına ulaşabilmesi gibi genel özelliklere sahiptir. Diğer tüm araçlar gibi, bunlar da boyuta göre kategorilere ayrılır [32]. Bu proje için, temel olarak 100 ila 200 metre arasında uzunlukta ve 35.000'e kadar ölü kütleyle sahip bir Handysize dökme yük gemisi uygun bulunmuştur. [33]



Şekil 12 Handysize bir dökme yük gemisi



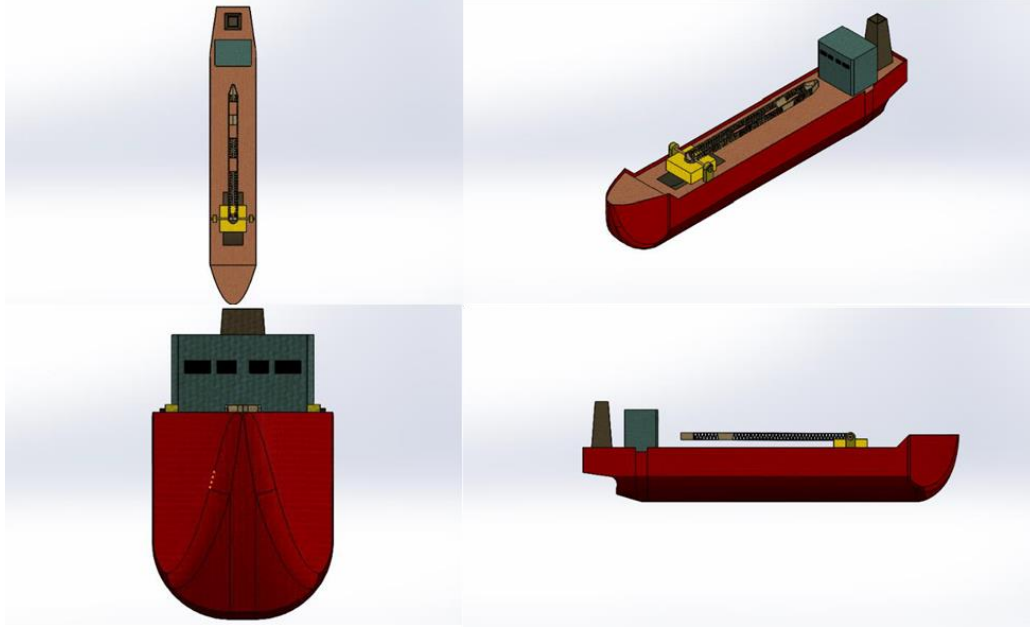
Şekil 13 Boyutlarına göre dökme yük gemisi türleri

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

Buna göre dökme yük gemisinden dönüştürülen bir fırlatma platformu, Solidworks CAD yazılımında hazırlanmıştır. Şekik 14'te, fırlatma platformunun ön, üst, sağ ve çapraz görünümünü sunmaktadır. Öncesinde de belirtildiği üzere, bu sadece görsel bir amaçlarla hazırlanmış bir çizimdir.



Şekil 14 Hedeflenen platformun 3D modellemesi

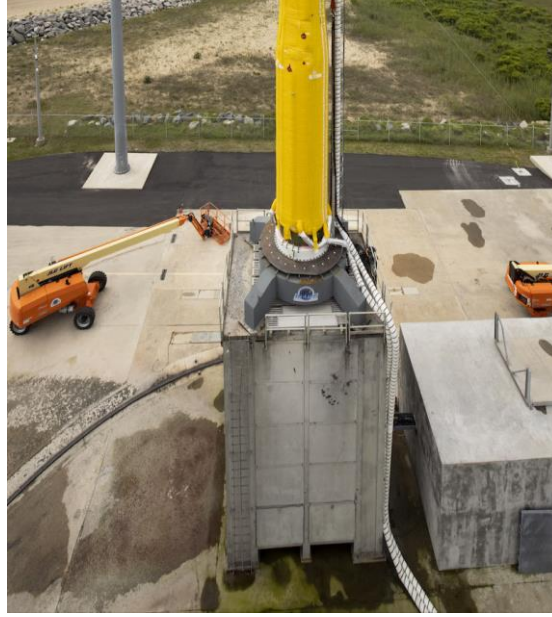
Güvertedeki boşluğa dikkat edildiğinde dışarıya açık olmasının ve Gravity-1'in fırlatma platformu gibi güvertenin geri kalan kısmıyla örtülmemesinin nedeni deflektörde kullanılan malzemenin yorgunluğa bağlı olarak sonunda bozulmaya başlayacak olmasıdır. Bakım ve pratiklik göz önüne alındığında, açık alev deflektörü daha kullanışlı olabileceği düşünülmektedir. Yağmur vb. durumlarda ise suni müdahalelerle üzeri kapatılabilmektedir.

Güverte üzerindeki boşluk alev siperi olarak geçer ve alev siperi fırlatma operasyonunun önemli bir parçasıdır. Bu siperin üzerinde roketin yerleştirileceği bir fırlatma rampası bulunmaktadır. Malzeme seçimi, deflektörlerde olduğu gibi burada da kritiktir. Minotaur roketlerinde beton yapıları benzer fırlatma rampaları kullanılmaktadır. Bunlar gazı kendi yönlendirerek egzoz boşaltma işlemini sağlarlar. Şekil 15, Minotaur 1 katı yakıtlı roketin fırlatma rampasını göstermektedir.

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr



Şekil 15 Fırlatma rampasındaki Minotaur 1

Öte yandan fırlatma aracının fırlatma noktasına yatay pozisyonda aktarılması gerekir. Aksi takdirde gemide dengesizlik yaratma veya kendi üzerine devrilme gibi bazı risklerle karşılaşılabilir. Roketin taşıyıcı gemiden fırlatma platformu gemisine aktarılması gerekiyorsa vinçler bir çözüm olabilir. Ancak daha pratik bir çözüm, İsrail yapımı Shavit 2 gibi roketle bütünleşik bir fırlatma kulesidir. Deniz tabanlı fırlatma sisteminin fırlatma kulesinin tasarımına dikkatlice bakıldığında, benzer bir şekilde tasarlandığı rahatlıkla söylenebilir.



Şekil 16 Fırlatma kulesi ve Shavit 2

Özetle, Deniz Tabanlı Fırlatma Sistemi, dönüştürülmüş bir gemiden fırlatılsa bile tüm fırlatma esaslarını içermektedir.

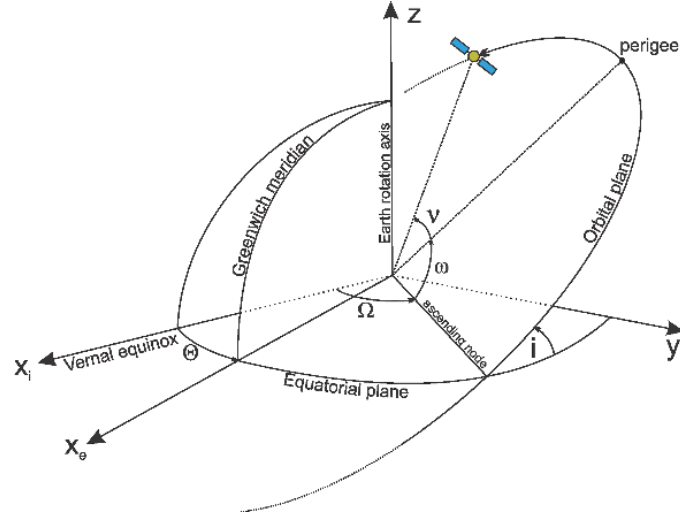
¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

Güneş eşzamanlı yörünge

Güneş eşzamanlı yörünge, uyduya yörüngesi boyunca sabit güneş ışığına maruz kalacağı ortamı sağlayan, yakın kutupsal bir dünya yörüngesi olarak tanımlanır. 3 boyutlu düşünüldüğünde, uydunun yörünge düzlemi, güneşe göre sabit bir açıda kalır ve yılın her zamanı eşit miktarda aydınlıkta kalır, ki batarya ömrü için bu istenilen bir şeydir. Çıkış düğümünün devinim hızı Dünya'nın Güneş etrafındaki ortalama yörünge hızına eşit olan yakın kutupsal yörüngeye temel olarak güneş eşzamanlı yörünge denir.



Şekil 17 Kepler elemanlarının gösterimi

Dünya güneşin etrafında çembersel bir yörüngede olmadığından, bu yörünge tipinde gerçek anomaliden ziyade ortalama anomali kullanılır.

$$\frac{d\Omega}{dt} = \frac{dM_{Earth}}{dt} \quad (1)$$

Bu anomali (1) numaralı denklem ile ifade edilir. Güneş eşzamanlı yörüngeler neredeyse polar olduklarından bütün enlem ve boylamları kapsarlar.

J2 Pertürbasyonu

J2 bozulması yörünge deviniminin ana kaynağıdır. Dünya'nın ekvator yarıçapı kutup yarıçapından daha büyüktür ve bu da ekvatorun daha hızlı bir şekilde döndürmesinden kaynaklanır ve bu, uzay aracı üzerindeki yer çekimi kuvvetinin artık Dünya'nın geometrik merkezinde değil, biraz uzağında modellenmesine neden olur. Bu durum uzay aracı yörüngesinin açısal momentum vektöründe bir torka neden olur ve bu da yörünge düzleminin dönmesiyle sonuçlanır. Aşağıda verilen denklem, J2 bozulması modellenirken bir yörünge çıkış düğümü zaman türevini verir ve bu da yarı büyük eksen, eksantrisite ve eğimin bir fonksiyonudur. Düğüm çizgisinin hareket ettiği hızı tanımlayan denklem (2)'de verilmiştir:

$$d\Omega = -\frac{3}{2}J_2 \left(\frac{R_e}{p}\right)^2 n * \cos(i) \quad (2)$$

Burada:

- $p = a(1 - e^2)$ ile açılır, a yarı büyük eksen ve e eksantrisitedir.

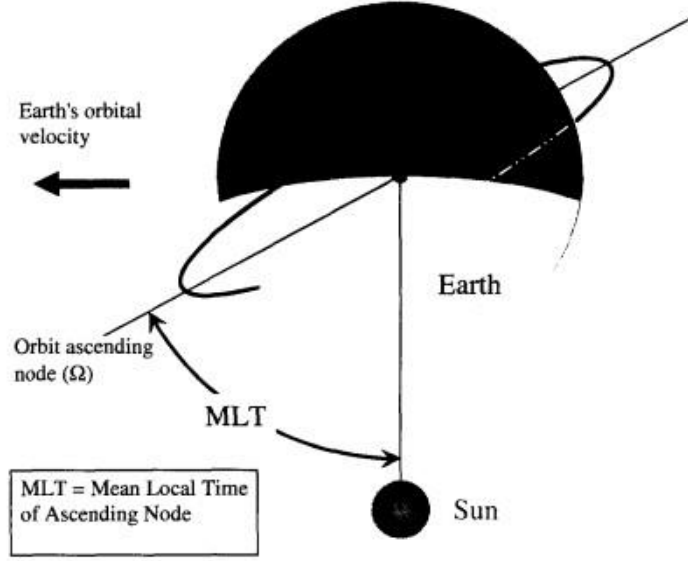
¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

- $n = \sqrt{\left(\frac{\mu}{a^3}\right)}$ ile açılır ve ortalama hareketi gösterir, μ ise dünyanın yer çekimsel sabitidir ve değeri $398600.440 \text{ km}^3/\text{s}^2$ 'dir.
- i eğimi gösterir.
- J_2 alansal harmonik katsayıdır, dünya için değeri 1.08263×10^{-3} 'dir.

Figure 1: Earth-Sun Geometry Schematic



Şekil 18 Dünya-Güneş geometrisi şeması

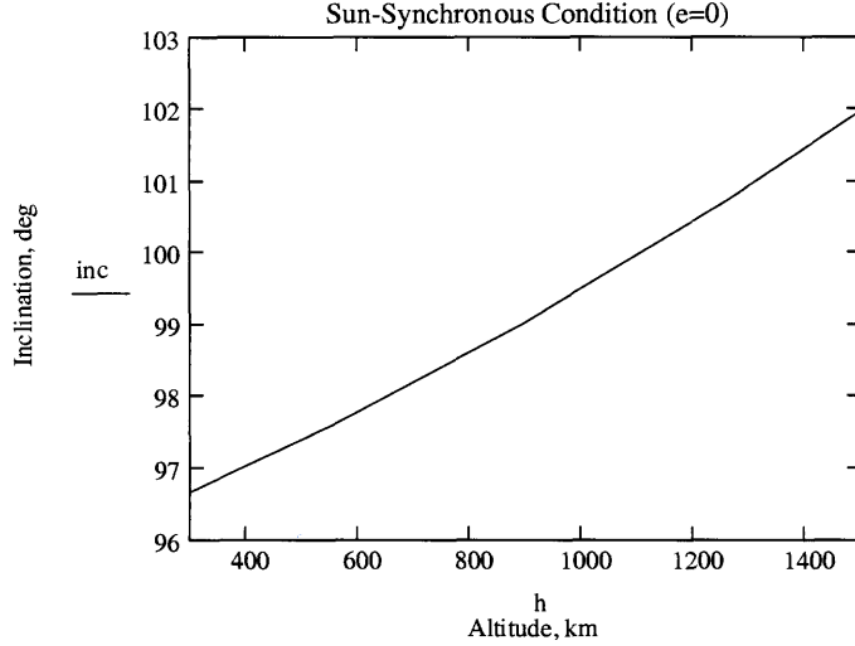
Bu analiz için yörünge çembersel kabul edildiğinden, eksantrisite 0'a ayarlanır ve böylece p değeri direkt olarak yarı büyük eksene eşitlenir. Ancak, burada aranan esas şey eğimin irtifaya göre fonksiyonudur. Bu nedenle denklem bunu bulmak için yeniden eşitlenir.

97.5 derece kadar bir eğim 500 kilometredeki güneş eşzamanlı yörünge için gereken değerdir. Her ne kadar belirtilen formülü türetip bu değere ulaşabilsek de aşağıdaki görsel bize eğim-irtifa grafiğini hazır olarak göstermektedir. [Ronald J. Boain, 2004]

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr



Şekil 19 Güneş- Eşzamanlı Yörünge Durumu: Eğiklik ve İrtifa (e=0)

Roket İtkisi

Roketler, balonlar gibi kütlelerini dışarı atarak hızlanırlar. Tsiolkovsky Roket Denklemi de (İdeal Roket Denklemi), bir roketin hareketini tanımlar. İdeal Roket Denklemi, Newton'un ikinci hareket yasasından türetilmiştir.

Bu yasa, momentum değişim hızının, kuvvetin uygulandığı yöndeki kuvvetle doğru orantılı olduğunu belirtir. $F = m \times a$ denklemiyle ifade edilmektedir ancak bu denklem sadece sistemin kütlesi sabit olduğunda doğrudur. Roketler için ise kütle sürekli değiştiğinden dolayı bu varsayım yapılamamaktadır.

Buradaki bölümde, roket itkisinin en temel denklemi olan ideal roket denkleminin türetilmesi kapsam dışıdır. İlerleyen bölümlerde de verilecek olan denklemlerin türetmeleri yapılmamış olup yerine atıflar verilmiştir. Buna göre roket denklemi (3), şu şekilde ifade edilir:

$$\Delta V = g_0 I_{sp} \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right) \quad (3)$$

Buna göre:

ΔV = Hız değişimi (Delta-V)

g_0 = Deniz seviyesindeki yer çekimi ivmesi (9.80665 m/s²)

I_{sp} = Özgül darbe

m_0 = Aracın başlangıç kütlesi

m_f = Aracın son kütlesi

Olacak şekilde açıklanır. Denklem, her bir kademe için ayrı ayrı uygulanması gerekmektedir. Örneğin, iki kademeli bir roketin iki farklı Delta-V değeri varsa bu iki farklı Delta-V değerleri toplam Delta-V'yi vermek üzere toplanır. Kademeli tasarımların kullanılmasının nedeni budur ve bu konu bir sonraki bölümde tartışılacaktır.

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

Özgül İtki (I_{sp}) temelde roketin verimliliği olarak tanımlanabilir. İtki kuvveti ile doğru orantılıdır ve birimi saniyedir. I_{sp} ne kadar büyükse itki de o kadar büyük olur. I_{sp} , çeşitli denklemlerden elde edilebilse de esas olarak denklem (4) ile belirlenebilir:

$$I_{sp} = \frac{V_e}{g_0} \quad (4)$$

Burada V_e egzoz çıkış hızıdır ve özgül darbe egzoz çıkış hızının yer çekimi ivmesine bulunmasıyla bulunur. Bu nedenle, egzoz hızı arttıkça, daha yüksek bir I_{sp} elde edilir ve böylece itki artar. Diğer taraftan, I_{sp} , yakıtın birim ağırlığı başına düşen toplam itki olarak düşünülebilir. Denkleme bakıldığında, egzoz hızı arttıkça daha yüksek bir I_{sp} elde edildiği ve dolayısıyla itkinin arttığı görülmektedir. Diğer taraftan, I_{sp} , yakıtın birim ağırlığı başına düşen toplam itki olarak adlandırılabilir ve denklem (5) olarak gösterilir:

$$I_{sp} = \frac{\int_0^t F dt}{g_0 \int \dot{m} dt} = \frac{F}{\dot{m} g_0} = \frac{F}{\dot{w}} \quad (5)$$

Burada;

$$F = \text{İtki (kg·m/s veya N)}$$

$$\dot{m} = \text{Yakıtın kütle akısı (kg/s)}$$

İtki sistemleri sürekli olarak kimyasal yanma, güneş ışınımı veya nükleer reaksiyonlara dayalı olarak çalışır. Ayrıca, sistemlerin yakıtları çoğunlukla katı, sıvı veya hibrit formdadır. Farklı yakıt türleri farklı I_{sp} değerlerine sahiptir. I_{sp} 'nin sabit olmadığı ve ortam basıncına bağlı olduğu göz önünde bulundurulmalıdır. Yüksek I_{sp} , ortam basıncının sıfır kabul edildiği vakum ortamında elde edilir. Bunun nedeni, itki denklemi (6) ile açıklanır.

$$F = \dot{m} v_e + \Delta P A_e \quad (6)$$

Bu denklemdeki ΔP , lüle ile ortam basıncı arasındaki basınç farkını ifade eder. Bu basınç farkı, roket yüksekliği arttıkça itkiyi artırır. Dikkat edilmelidir ki aynı itki yanma süresi istendiğinde aşağıdaki denklem (7) ile ifade edilir :

$$F = \dot{m} I_{sp} g_0 \quad (7)$$

İtki ve I_{sp} değerlerinin bilinmesi, yanma süresini belirlemek için kritik öneme sahiptir.

Diğer taraftan, gerekli yakıt miktarı, ideal roket denkleminde yapılan düzenlemelerle bulunabilir. Bu, denklem (8)'de gösterildiği gibi yapılmaktadır.

$$m_p = m_0 \left(1 - e^{\left(-\frac{\Delta V}{I_{sp} g_0} \right)} \right) \quad (8)$$

Ek olarak bu bölümde, denklem türevleri gösterilmemiştir. Denklemler ve bilgiler, George P. Sutton ve Oscar Biblarz'ın "Rocket Propulsion Elements" kitabından alınmıştır. Okuyucular bu ders kitabına başvurabilirler.

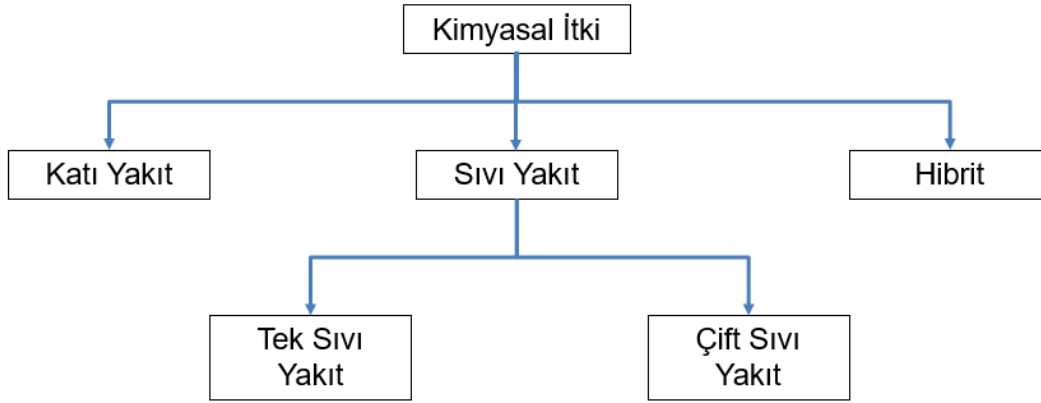
Roket Yakıtları

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

İtki, farklı yakıt türlerinde farklılık gösterir. Günümüzde itki sistemleri içerisinde kimyasal ve elektrikli itki sistemleri en aktif olarak kullanılsa da güneş yelkeni itki sistemleri gibi bazı diğer teknikler ve şu anda kullanılmayan ancak gelişmiş sistemler arasında yer alan nükleer itki sistemleri de bulunmaktadır. Uzay endüstrisi geniş bir itki teknikleri yelpazesi sunmasına rağmen insanlık, uzay çağının başlangıcından beri fırlatmalarda yalnızca kimyasal itki kullanmıştır. Kimyasal itkiler Şekil 20'deki gibi sıralanabilir. [Saldago]



Şekil 20 Kimyasal İtki

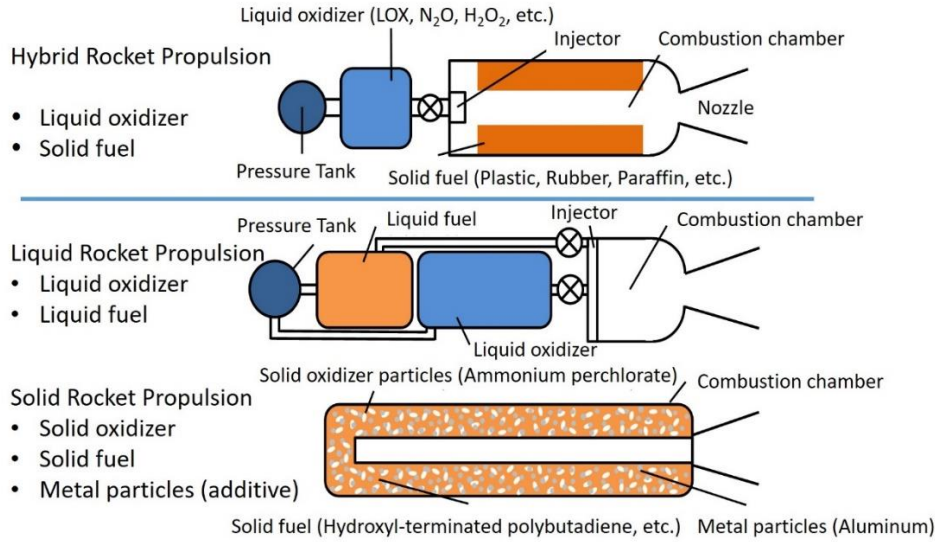
Tablo 2 Katı ve sıvı yakıtların karşılaştırılması

	Katı Yakıtlı	Sıvı Yakıtlı
İtki		✓
Özgül Darbe		✓
Ağırlık	✓	
Basitlik	✓	
Bakım	✓	
Maliyet	✓	
Kontrol Edilebilirlik		✓
Yanma Süresi		✓

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mnmesut@thk.edu.tr



Şekil 21 Farklı kimyasal itki sistemlerinin genel gösterimi

Bu özellikler, hangi yakıtın kullanılacağını belirlemede önemli bir rol oynar. Ayrıca, tüm sıvı ve katı yakıtların özelliklerinin, yakıt türüne, lüle özelliklerine ve karışım oranına (sıvı ise) bağlı olarak değiştiği dikkate alınmalıdır. Daha ayrıntılı bilgiler, George P. Sutton ve Oscar Biblarz'ın "Rocket Propulsion Elements" kitabında bulunabilir. [Sutton, Biblarz, 2001]

Kademelendirme

Yörüngeye yerleştirme amacıyla kullanılan fırlatma araçları çok kademeli araçlardır. Kademeler, fırlatma gereksinimlerine bağlı olarak paralel veya seri olabilir. Kademelendirmenin temel nedeni, hem kütle hem de delta-V bütçesindeki verimliliğidir. Yakıt tükendikçe, yapısal oran artar ve bu da kuru kütlenin artmasına yol açar.

Fırlatma aracı kademeli olarak yapılandırıldığında, araç atıl kütlelerinden kurtulduğu için kuru kütle azalır. Bu projede, kavramsal tasarımın seri aşamalı ve tüm aşamalarda aynı çapta olması öngörülmüştür.

Kademelerin sayısı ise faydalı yük ve araç özelliklerine bağlı olarak değişir. Spesifik itki (I_{sp}) kademe sayısında önemli bir faktördür. Roketlerin özgül itkisi ne kadar yüksekse o kadar az kademe gereklidir. Örneğin, Falcon 9 iki kademeli, Proton üç kademeli ve Vega dört kademelidir. Proje, 50 kg faydalı yük fırlatmayı hedeflemektedir, bu da roketin küçük taşıma kapasiteli bir fırlatma aracı olmasını sağlar. Bir sonraki bölümde gösterileceği üzere; fırlatma enlemi ve azimutu, faydalı yük kütlelerinde büyük bir rol oynamaktadır. Hedef yörünge güneşle eşzamanlı olduğu için, kademelendirme ekvatora en yakın enlem dikkate alınarak yapılmıştır; bu da güneş eşzamanlı yörünge için en kötü fırlatma lokasyonunu bizlere verir.

Dünyanın dönüş hızı enleme göre farklılık gösterir. Açıl hız tüm enlemlerde aynı olsa da doğrusal hız farklıdır. Enleme göre hız, denklem (9) ile hesaplanır:

$$S = \frac{2\pi R_e \cos(\text{lat})}{1 \text{ Sidereal day}} \quad (9)$$

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

18-20 Eylül 2024, Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi, Ankara

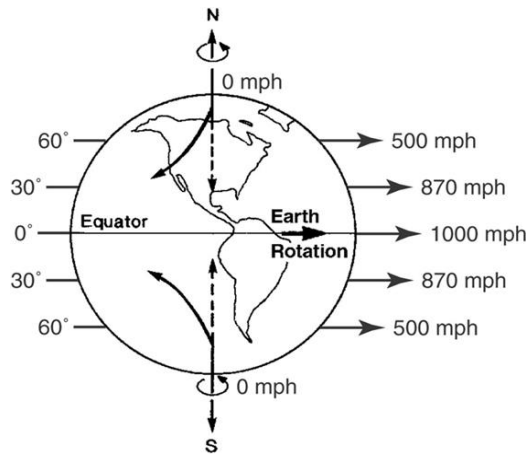
Burada,

Re = Dünyanın ekvatorial yarıçapı (km)

Lat = Enlem (derece)

Sidereal day= Dünya'nın kendi eksenini etrafında dönmesi için geçen süre (saniye)

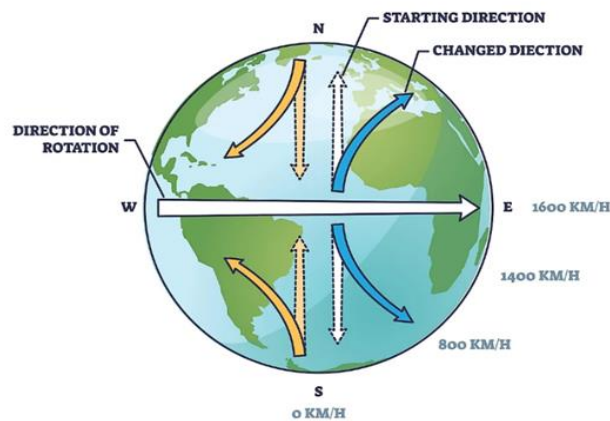
Olarak verilmiştir. Şekil 22, farklı enlemlerdeki çizgisel hızı mil/saat olarak sermektedir. Buna göre dünyanın en hızlı döndüğü yer ekvator olup, ekvatordayken dünyanın dönüş yönünün tersine yapılacak olan atışlarda en büyük hız kaybı yaşanırken dünya dönüşüne paralel yapılan atışlarda en fazla hız kazancı sağlanır.



Şekil 22 Enleme göre Dünya'nın dönüş hızı (Çizgisel hız)

Tüm bunlar da dönme hızı farkından kaynaklanan ve daha çok meteorolojiyi ilgilendiren Coriolis etkisine yol açar. Dünya'nın eksenini referans olarak alındığında, düz bir çizgide hareket eden nesnelere Coriolis etkisi nedeniyle bir eğri boyunca hareket ediyor gibi görünür. Uzaydan Dünya'ya baktığımızı farz ettiğimizde; hareket eden hava, bu etki nedeniyle eğilmiş gibi görünür. Bu da kasırgaların Kuzey Yarımküre'de saat yönünün tersine, Güney Yarımküre'de ise saat yönünde oluşmasına neden olur. Coriolis etkisi sadece hava hareketlerini değil, aynı zamanda okyanus akıntılarını ve uzun menzilli füzelerin yörüngelerini de etkiler.

Şekil 23, Coriolis etkisini daha iyi göstermektedir.



Şekil 23 Coriolis Etkisi

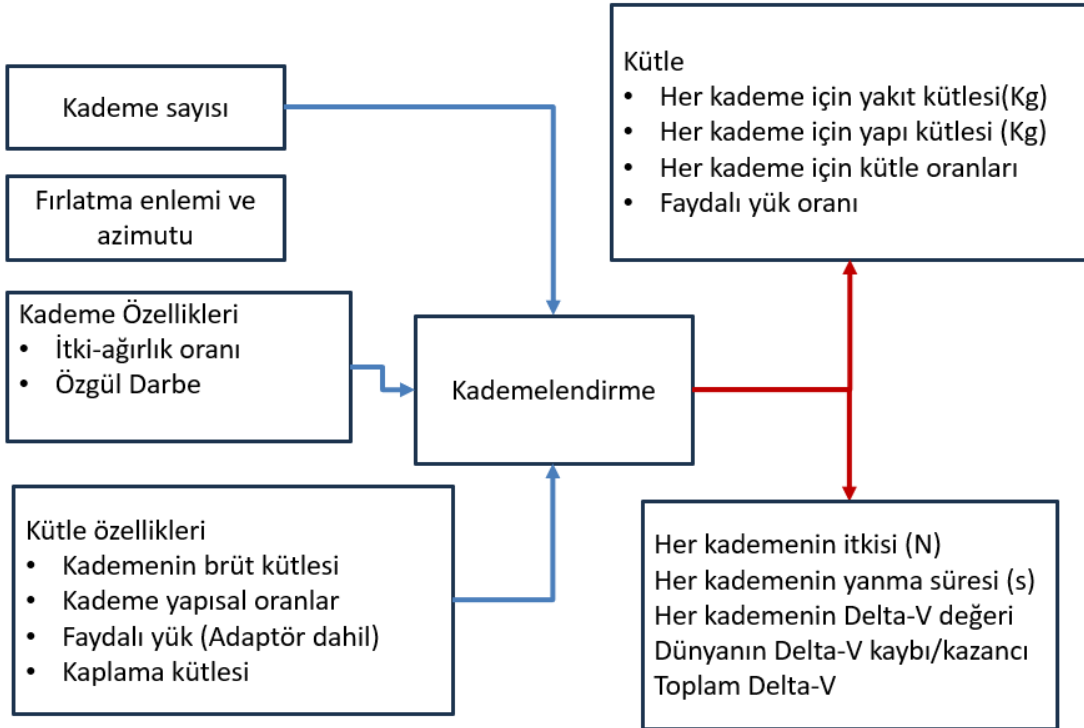
¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

Önceki bölümlerde ve paragraflarda bahsedilen her şey göz önünde bulundurularak MATLAB'da bir kademelendirme fonksiyonu programlandırılmıştır. Toplamda üç kademe vardır ve bu kademeler sırasıyla 1. kademeden 3. Kademeye kadar katı-katı-sıvı sıralamasında olacak şekilde düşünülmüştür. [Sutton,Biblarz, 2001]

Kademelendirme optimizasyonunun blok diyagramı Şekil 24'te gösterilmiştir. Burada not edilmelidir ki algoritma tasarımı nötral yanma ile çalıştırmaktadır. Buna göre itki profili zamana bağlı olarak artış veya azalış yaşamaz ve yanma süresi boyunca aynı itkiyi sağlar.



Şekil 24 Kademelendirme Optimizasyonu

Verilen blok diyagramda girdi değerleri aşağıda Şekil 25'te verilmiştir.

<p>Hedef Yörünge Değerleri;</p> <p>Enberi irtifa: 500 km Enöte irtifa: 500 km Eğim: 97.5 degrees</p>	<p>Fırlatma Koşulları;</p> <p>Faydalı Yük: 50 kg Kaplama Kütlesi: 40kg Fırlatma Enlemi: 1.5 derece</p>	<p>Kademe Özellikleri;</p> <p>Kademe Sayısı (N): 3</p> <p>Kademelerin yapısal oranları: [0.15 0.15 0.2]</p> <p>Kademelerin özgül darbeleri (Isp): [250 280 343]</p>
---	---	--

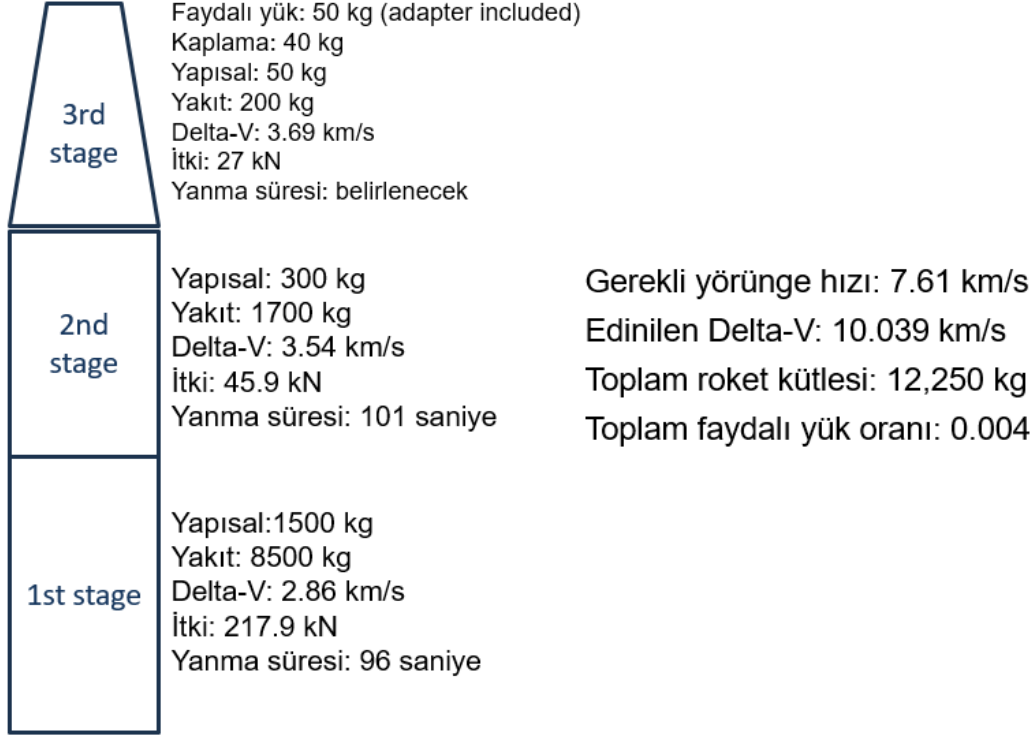
Şekil 25 Kademelendirme Girdileri

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

Girdilerin verilmesinin ardından çıktı olarak Şekil 26'da gösterilen kavramsal tasarım elde edilmiştir.



Şekil 26 Kademelendirme Sonuçları

Oluşturulan roket, Güneş eşzamanlı yörünge için en kötü enlem konumunda, en az 50 kg faydalı yük fırlatacak şekilde tasarlanmıştır. Delta-V değerinin yörünge hızından daha yüksek olmasının nedeni ise atmosfere ve yer çekimine bağlı yaşayacağı hız kaybıdır. Her ne kadar son kademede 50 kg'lık bir yapının sağlanabilir olup olamayacağı soru işareti yaratsa da kaplaması ve motoru çok hafif olan Rocket Lab'ın Electron roketine bakıldığında, son kademe hafif olabilmektedir.

Kütlesi 35 kg ve yakıtı RP-1/LOX olan Rutherford motoru bu amaçlar için düşünülmüştür. Alışılmadık tasarımı, motorun kütlesini 35 kilograma kadar düşüren elektrik pompalı geri besleme sistemini kullanır. Bu kademelendirmede, motorun vakumda optimize edilmiş versiyonu kullanılmıştır; bu versiyon 343 saniyelik özgül darbe (*Isp*) ve 26 kN itki üretmektedir.

Şekil 27, vakum için optimize edilmiş Rutherford motorunu göstermektedir.

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr



Şekil 27 Rutherford Vakumu

Fırlatma

Yer çekimi Modeli

Yer çekimi, Dünya yüzeyindeki cisimleri merkezine doğru çeken kuvvettir. Bu yer çekimi kuvveti, Newton'un Evrensel Yer Çekimi Yasası'na göre herhangi iki kütle arasında etkili olup, kütlelerinin çarpımıyla doğru orantılı, aralarındaki mesafenin karesiyle ters orantılıdır.

Yer çekimi konuma göre değişiklik gösterir. Örneğin, yer çekimi ivmesi deniz seviyesinde ve karada farklıdır. Dünya'nın yer çekimi alanı, iki ana model kullanılarak incelenmektedir: İdeal küre modeli ve geoit modeli.

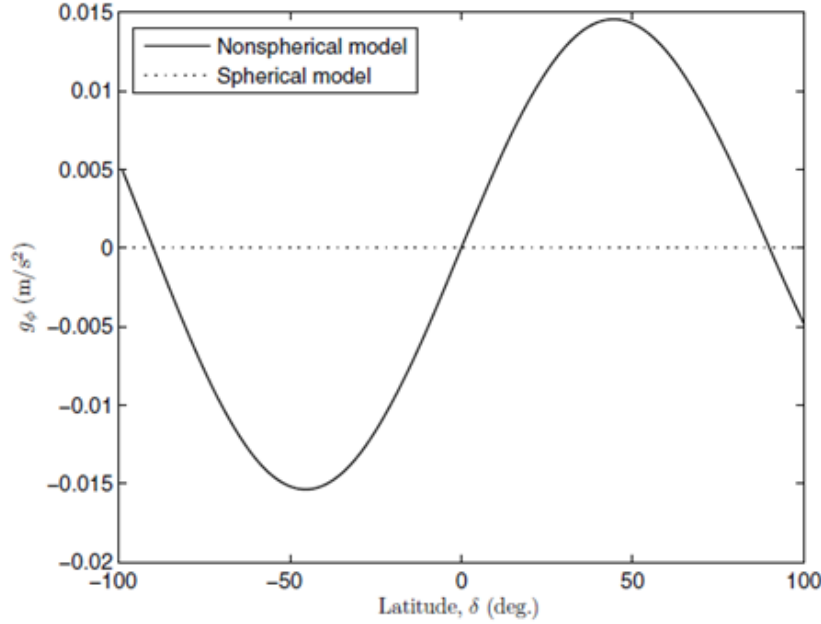
İdeal Küre Modeli: Bu modelde, Dünya'nın mükemmel(ideal) bir küre olarak kabul edilmekte ve yer çekiminin her noktada eşit olduğu varsayılmaktadır. Bu varsayım, temel hesaplamalar için işlevsel olsa da gerçekten biraz uzaktır.

Geoit Modeli: Bu model, Dünya'nın kütle dağılımındaki ve yüzey şekillerindeki (dağlar, vadiler, tektonik bölgeler vb.) farklılıkları dikkate alır. Sapmalar mevcuttur. İdeal Küre Modeline göre daha gerçekçidir ve yer çekimi anomalilerini dikkate alır. Bu doğrultuda hesaplamalar daha doğru yapılabilmektedir. Aşağıdaki grafik enleme bağlı olarak değişen ivme değerlerinin sergilemektedir. Ekvatorial mesafe çekirdekten ölçüldüğünde daha uzun olduğundan yer çekimi ivmesi ekvatorunda daha çoktur.

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

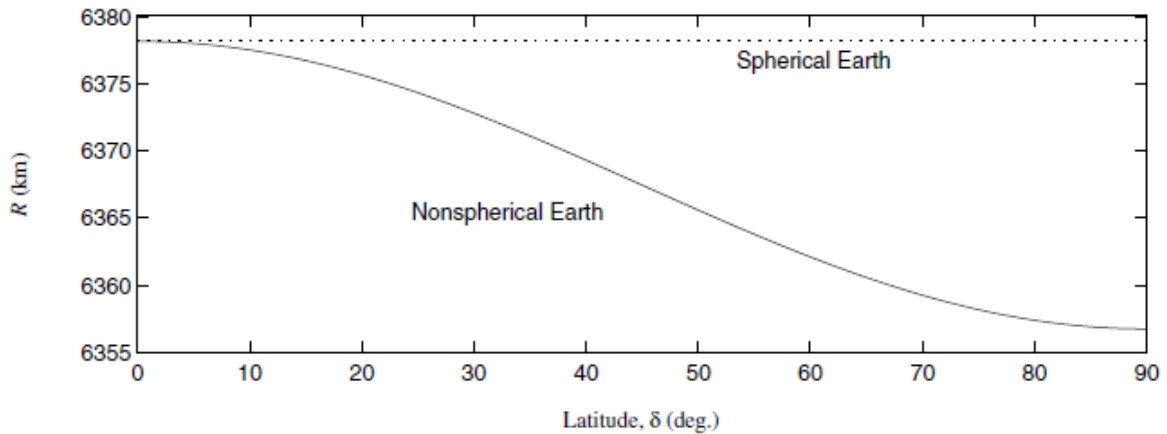
³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr



Şekil 28 Yer çekimi ivmesinin enleme göre değişimi

Şekil 28'de, yer çekimi ivmesinin enleme göre değişimi gösterilmektedir. Grafikteki "Küresel Olmayan Model" eğrisi incelendiğinde yer çekim ivmesinin -90 derece (Güney Kutbu) ile +90 derece (Kuzey Kutbu) enlemleri arasında pozitif ve negatif değerler aldığı görülmektedir. Bu değişim, Dünya'nın ekvatorunda şişkin ve kutuplarda basık olmasından kaynaklanmaktadır.

Bunun yanı sıra, "küresel model" Dünya'nın mükemmel (ideal) bir küre olduğunu kabul eder. Bu modelde, yer çekimi ivmesi ekvator enlemine bağlı olarak herhangi bir enlemden bağımsız olarak sabit kalır. Bu, küresel model, yer çekiminin enleme bağlı olmadığını ve Dünya'nın yüzeyindeki her noktada aynı olduğunu göstermektedir.



Şekil 29 Dünya'nın yarıçapının (R) enlem ile değişim grafiği

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

18-20 Eylül 2024, Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi, Ankara

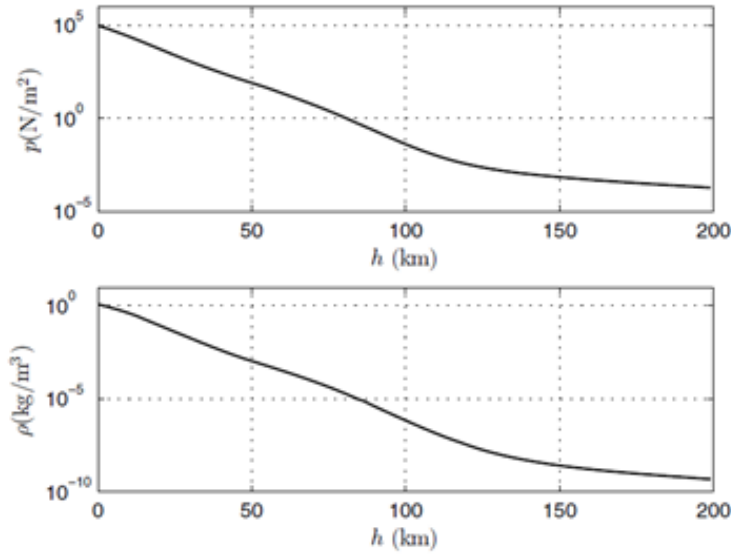
Yukarıda bulunan Şekil 29'da Dünya'nın yarıçapının (R) enlem ile değişimini göstermektedir. Yarıçap ekvatorunda (0 derece) daha büyüktür ve kutuplara (90 derece) doğru azalmaktadır. Bunun nedeni de bir önceki paragrafta belirtildiği gibi Dünya'nın ekvator şişkinliğini ve kutupsal basıncından kaynaklanmaktadır.

Küresel modelde, Dünya'nın yarıçapı enlem boyunca sabit kalır. Dolayısıyla, mükemmel (ideal) küre modelinde, her noktanın aynı yarıçapa sahip olduğu ifade edilir.

Kısaca, bu iki model arasındaki farklar, Dünya'nın geometrik şekli ve yerçekimsel etkilerinin daha detaylı anlaşılmasını sağlar. Bu çalışmada yer çekimi geoit, yani küresel olmayacak şekilde modellenmiştir.

Atmosfer Modeli

Atmosfer modeli, Dünya'nın atmosferinin farklı irtifalarda fiziksel ve kimyasal özelliklerini tanımlamak için kullanılır. Bu modeller, sıcaklık, basınç ve yoğunluk gibi atmosfer parametrelerinin irtifaya göre nasıl değiştiğini gösterir. Bu proje için 1976 ABD Standart Atmosfer Modeli kullanılmış ve modellenmiştir.



Şekil 30 Atmosferdeki basınç (N/m²) ve yoğunluğun (kg/m³) irtifa ile değişim grafiği

Şekil 30'a bakıldığında irtifa arttıkça basınç ve yoğunluğun logaritmik olarak azaldığı anlaşılmaktadır. Bu eğriler göz önünde bulundurulduğunda atmosferin üst katmanlarında basınç ve yoğunluğun çok düşük değerlere ulaştığı görülmektedir.

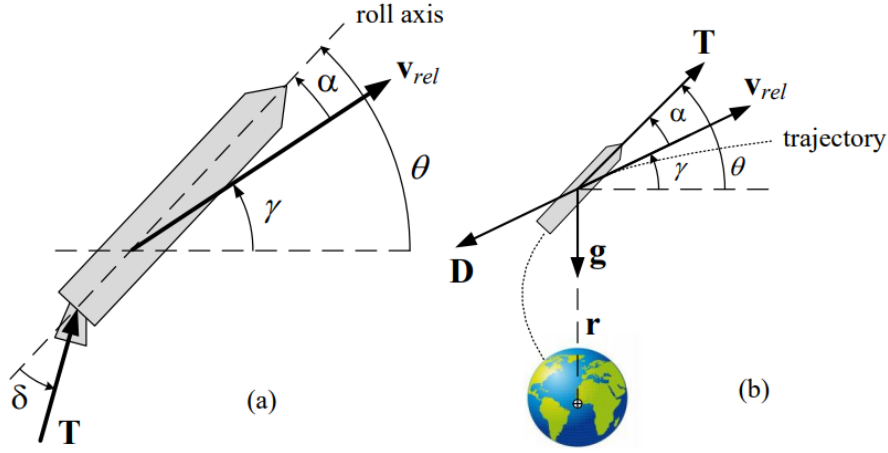
Aerodinamik

Fırlatma aracı dünyanın atmosferinden geçtiği süre boyunca sürtünme, kaldırma ve itki kuvvetlerine maruz kalır. Sürtünme ve itki kuvvetleri Şekil 31'de serbest cisim diyagramı olarak temsil edilmiştir.

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

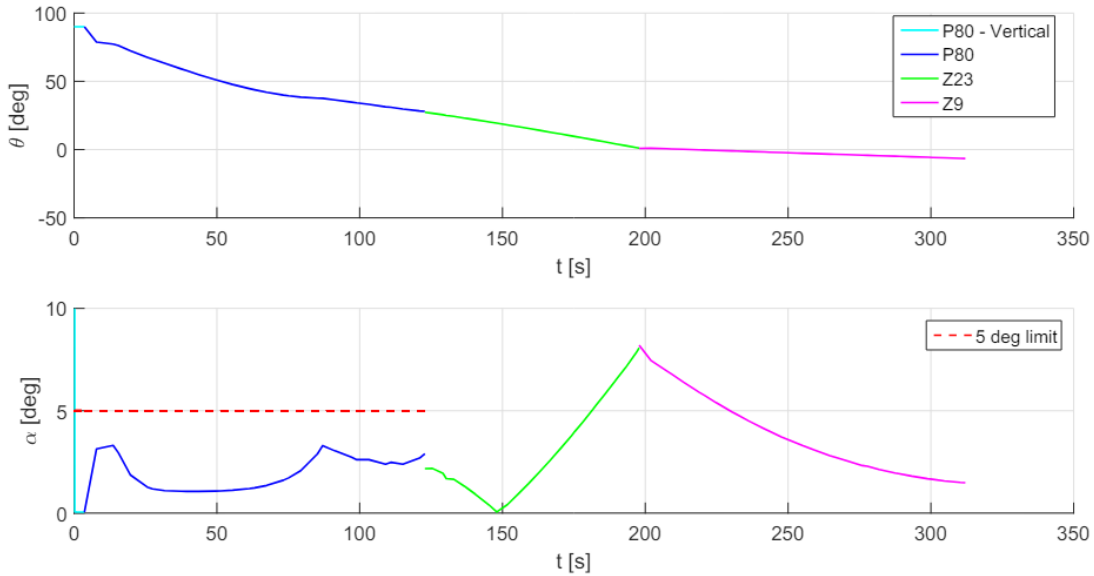
² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr



Şekil 31 Pitch (θ), hücum açısı (α) ve uçuş yolu açısı (γ)

Uzay uçuşlarında fırlatma aracının hücum açısı uçuş boyunca çok düşük kalmaktadır. Hücum açısı beraberinde kaldırma kuvvetini getirir ve bu roketlerde istenmeyen bir şeydir. Bu yüzden hücum açısının daima sıfır dereceye yakın tutulması elzemdir. Aksi halde ufak bir yük faktörü fırlatma aracının içi yakıt dolu ince yapısını paramparça edebilir. Bu yüzden manevra sadece fırlatma sırasında yapılır ve sonrasında dünyanın doğal yer çekimi dönüşü nominal yörüngeyi verir. Örnek olarak 785 kilometre güneş eşzamanlı yörüngeye atış yapan Vega fırlatma aracının zamana bağlı olarak uçuş ve hücum açısı değerleri verilmiştir. [G. Di Campli Bayard de Volo, 2019]



Şekil 32 Pitch ve hücum açısı - Vega – Güneş eşzamanlı yörünge (785 km)

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

Şekil 32'den görüldüğü

üzere uçuş boyunca hücum açısı 0'a yakın derecelerde uçmuştur. Hücum açısında yaklaşık 200. Saniyede oluşan pikin nedeni uçuş açısının 0 dereceye inmesi ve dünyaya teğet bir konum almasıdır.

Buradan sonra roketin soğuk gaz itki ve yönelim kontrol sistemleri ince ayarlar yaparak son kademelerin ateşlemesini dünyaya teğet yapmaktadır, bu nedendir ki ani yükselmeler ve inmeler hücum açısında görülmektedir. Bu işlem sayesinde yörünge yükseltilir, teğet ateşleme ile yörünge yükseltme işlemi Hohmann Transferi olarak da bilinir.

Bu projede itki vektörünün her zaman roketin x eksenine, yani burnuyla eş yönde olduğu ve fırlatma aracının simetrik bir yapıda olduğu varsayılmıştır. Böylece hücum açısı daima sıfıra eşit tutulmuştur.

Sürtünme her zaman hız vektörünün tersi yönünde etki eder. Sürtünme kuvvetinin büyüklüğünü belirleyen elemanlar;

- Atmosfer yoğunluğu
- Araç geometrisi
- Araç hızı
- Sürtünme katsayısı
- Mach ve Reynolds sayıları

Gibi etkenler olarak sıralanabilir. Sürtünme kuvveti D , denklem (10) ile bulunur, burada C_d sürtünme katsayısı, q dinamik basıncı ve S referans alanı ifade eder.

$$D = C_d q S \quad (10)$$

Dinamik basıncın açılımı aşağı (11) verilmiştir.

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (11)$$

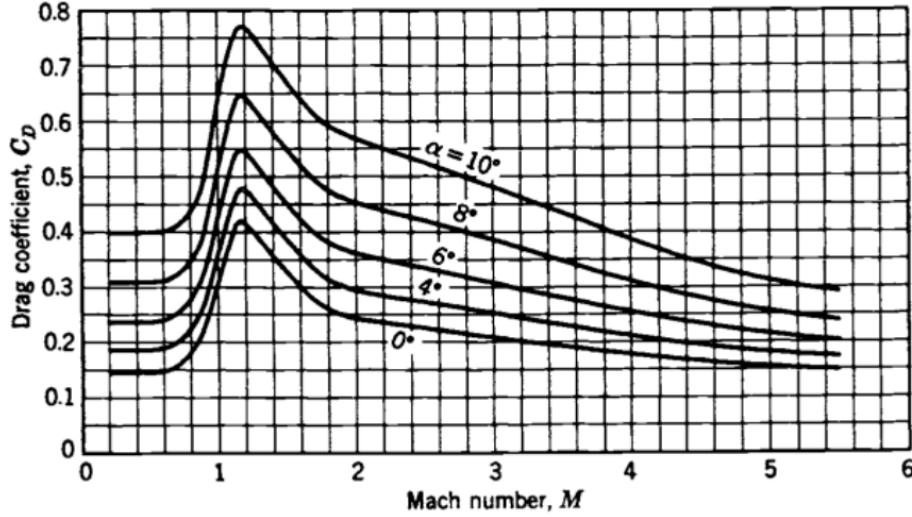
Dinamik basınç hareket halindeki akışkanın sahip olduğu kinetik enerjiyi ifade eder. Birimi pascal olup hız ve yoğunlukla ortaya koyulur. Dinamik basınç aerodinamik kuvvetlerin hesaplanmasında ve fırlatma aracının tasarımında önemli bir yer tutar. Bu nedendir ki fırlatma sırasında dinamik basıncın her zaman olabildiğince az olması istenir çünkü yüksek dinamik basınç yapıda sorunlar ortaya çıkaracaktır. Sürtünme kuvveti uçuş boyunca sürtünme katsayısına dinamik basınca göre değişir.

Fırlatma aracı subsonik, transonik ve süpersonik bölgelerden geçer. Böylece sürtünmenin yukarıdaki denklemlerle ortaya çıktığını buluruz. Öte yandan hücum açısı sürtünme kuvvetini de etkileme eğilimindedir. Öyle ki arttıkça sürtünme kuvvetinde de artış görülür. Şekil 33, Alman V2 roketinin hücum açısına ve mach sayısına bağlı olarak sürtünme katsayısındaki değişimi göstermektedir. [Tewari, 2005]

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr



Şekil 33 V2 Roketinin, Mach Sayısı ve Hücüm Açısına Göre Sürüklenme Katsayısı Verileri

Mach sayısı vasıta hızının bulunduğu ortamdaki ses hızına bölünmesiyle (12) denklemindeki gibi bulunur.

$$M = \frac{V}{a} \quad (12)$$

Burada M mach sayısını, V fırlatma aracının hızını ve a ses hızını belirtmektedir. Ses hızı ısı sığası oranı, gaz sabiti ve çevre sıcaklığı gibi parametrelerin bir fonksiyonudur. Bu ifade denklem (13) olarak gösterilmiştir.

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (13)$$

Referans sistemi

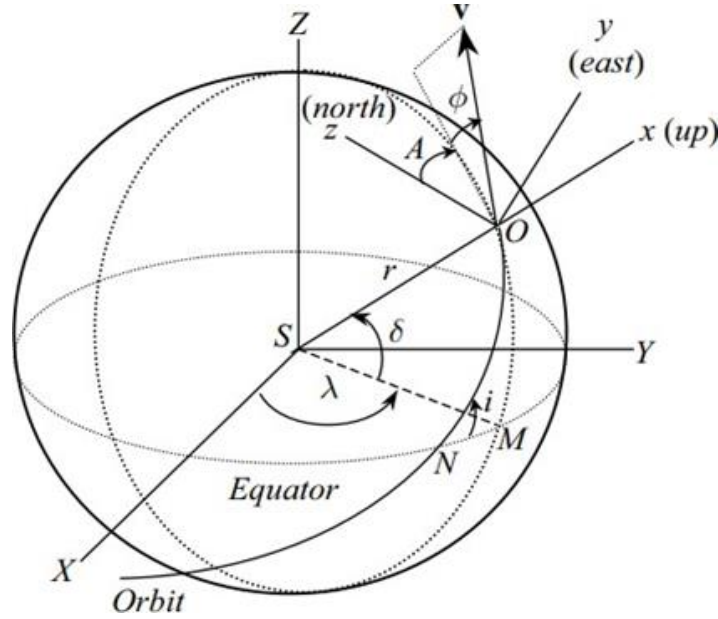
Kalkış durumunu gerçekleştirmek ve takibini yapabilmek için uygun bir referans sistemi belirlenmelidir.

Bu bağlamda, Küresel ve yerel ufuk tanımlı gökyüzü koordinat sistemi kullanılmaktadır. Bu koordinat sisteminde, tıpkı Kartezyen veya Kepler sistemlerinde olduğu gibi, altı eleman yer alır: üç tanesi küresel ve diğer üçü yerel ufuk koordinat sistemi için tanımlanır. Şekil 34'te bu referans sistemi yer almaktadır ve tanımlar görseli takiben verilmiştir.

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr



Şekil 34 Küresel ve Yerel Ufuk Tabanlı Gökyüzü Koordinat Sistemi

Enlem (δ): Ekvator düzleminde ölçülen açı, birimi derece.

Boylam (λ): Dünyanın X ekseninden doğusuna doğru ölçülen açı, birimi derece.

Radyal mesafe (r): Gezegenin kütle merkezi ile uzay aracı arasındaki mesafe, birimi km.

Hız (V): Uzay aracı hızının izafi büyüklüğü, birimi km/s.

Uçuş açısı (ϕ): Uçuş yolunun yer yüzüyle yaptığı açı. Fırlatma operasyonlarında 90 derece ile başlar ve hedef yörünge eliptik olmadığı sürece 0 derecede biter.

Azimut (A): Kuzey kutbundan saat yönünde ölçülen açı, birimi derece.

Her bir eleman kendi diferansiyel denklemiyle ayrı ayrı tanımlanmaktadır. Bu raporda, bu denklemlerin ispatına yer verilmemiş ve atıfta bulunulmuştur.

Aşağıda her birinin ayrı ayrı gösterildiği denklemler (14), (15), (16), (17), (18), (19) verilmiştir.

$$\dot{\lambda} = \frac{v \cos \phi \sin A}{r \cos \delta} \quad (14)$$

$$\dot{\delta} = \frac{v}{r} \cos \phi \cos A \quad (15)$$

$$\dot{r} = v \sin \phi \quad (16)$$

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

$$\dot{v} = -g_c \sin\phi + g_\delta \cos A \cos\phi + \frac{F_T - D}{m} + \omega^2 r \cos\delta (\sin\phi \cos\delta - \cos\phi \cos A \sin\delta) \quad (17)$$

$$\dot{\phi} = \left(\frac{v}{r} - \frac{g_\delta}{v}\right) \cos\phi - \frac{g_\delta}{v} \cos A \sin\phi + 2\omega \sin A \cos\delta + \omega^2 r \cos\delta \left(\frac{\cos\phi \cos\delta + \sin\phi \cos A \sin\delta}{v}\right) \quad (18)$$

$$\dot{A} = \frac{v}{r} \sin A \tan\delta \cos\phi - \frac{g_\delta \sin A}{v \cos\phi} - 2\omega (\tan\phi \cos A \cos\delta - \sin\delta) + \omega^2 r \left(\frac{\sin A \sin\delta \cos\delta}{v \cos\phi}\right) \quad (19)$$

Daha önceki paragraflarda bahsedilen yer çekimi ve atmosfer modelleri kullanılarak fırlatma için bir MATLAB simülasyonu oluşturulmuştur. Buna göre girdiler verilmiş ve simülasyon sonuçları elde edilmiştir. Dikkat edilmelidir ki azimut açısı aşağıdaki trigonometrik bağlantı bulunmuştur. Buna göre bağlantı, hedef yörüngenin eğimi ve fırlatma enlemi girildiğinde başlangıçtaki azimut açısı vermiştir. [Tewari, 2005]

$$\cos(\text{inc}) = \cos(\text{lat}) \sin(\text{azi}) \quad (20)$$

Burada 1.5 derecelik enlem ve 97.5 derecelik eğim açısı verildiğinde fırlatma azimutunun 187,5 derece bulunur. Dolayısıyla, başlangıçtaki fırlatma koşulları;

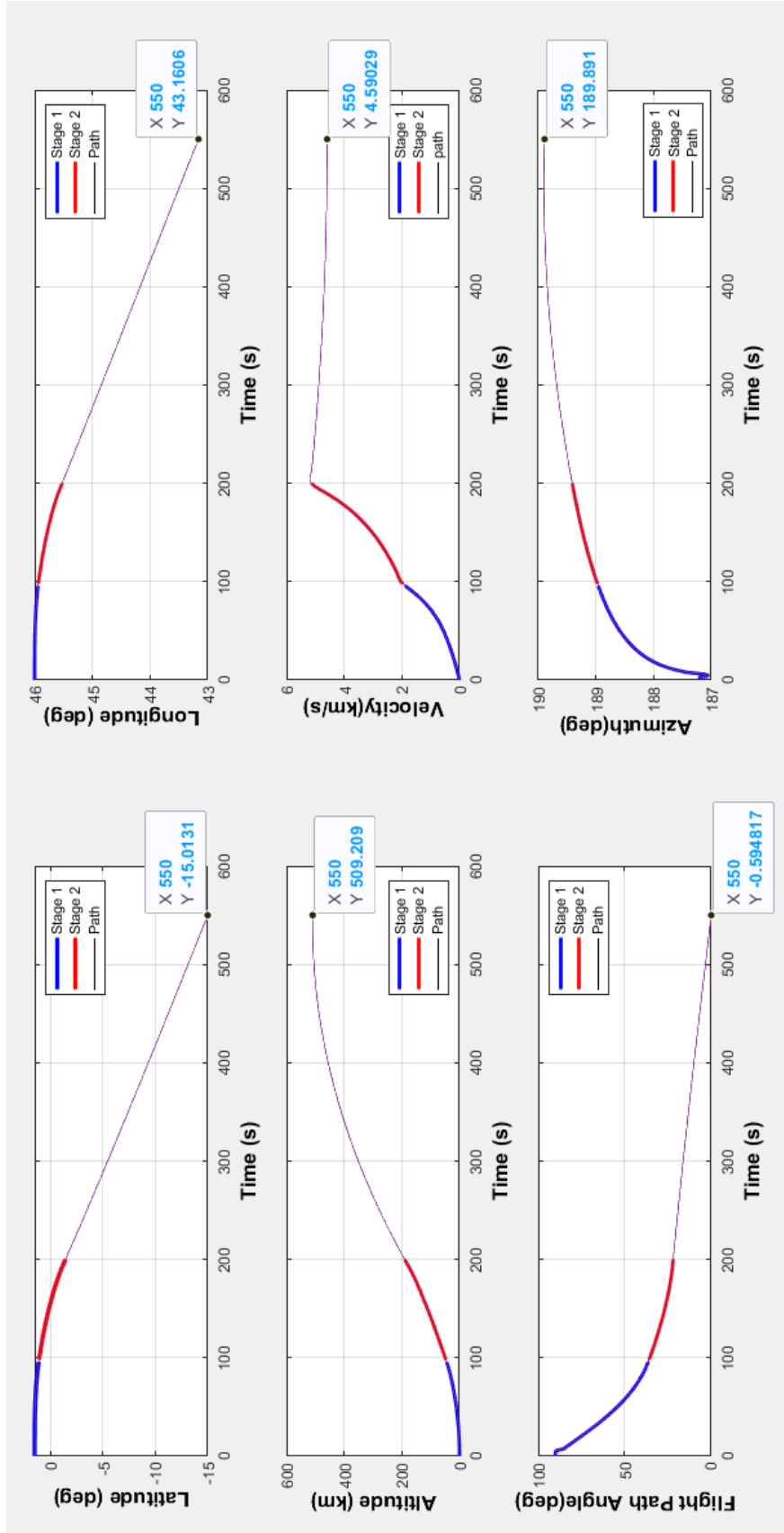
Enlem: 1,5 derece
Boylam: 46 derece
Radyal Mesafe: 6378 km (Deniz seviyesi)
Hız: 0 m/s
Uçuş Açısı: 90 derece
Azimut: 187,5 derece

Olacak şekilde belirlenmiştir. Fırlatma araçlarının sürtünme katsayıları 0.2 ile 0.8 arasında değişmektedir. Başlangıçta ampirik olarak sabit 0.5 sürtünme katsayısı verilmiş ve aşağıdaki Şekil 35'te gösterilen fırlatma paneli elde edilmiştir.

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr



Şekil 35 Simülasyon Çıktıları

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

Panel incelendiğinde her bir elemandaki mavi eğrinin ilk, kırmızı eğrinin ise ikinci kademenin oluşturduğu uçuş profili olduğu görülmektedir. Kalan eğri ise süzülme yani itkisiz uçuşu temsil etmektedir. Okuyucunun aklında üçüncü kademenin panelde gösterilmemesinden ötürü bir soru işareti oluşabilmektedir. Bu göreve göre, 1. ve 2. Kademe fırlatma aracını 500 km'ye taşıyacak kadar yeterli Delta-V sağlamaktadır. 500 kilometre fırlatmanın enöte noktasıdır, enöte noktasın fırlatma aracının o noktadaki uçuş açısının 0 olacağı şekilde hedef alınmıştır. Bu noktaya dek fırlatma aracı kendini düzgün bir şekilde yönlendirmek için itki kontrol sisteminden faydalanmıştır. İkinci kademenin yakıtı bittikten sonra fırlatma aracı yörüngesine süzülerek devam etmiş, süzülme 500 kilometre enöte noktasında son bulmuştur.

Belirtilmelidir ki kodlama içerisinde roketin kaplaması 102 kilometre irtifada Karman hattının üzerinde ayrılma yaşamıştır ve vasıta yoluna hafifleyerek devam etmiştir.

Son manevra ise impulsif ateşleme manevrası ile yapılmış ve son kademe faydalı yükü yörüngeye bırakacak şekilde yörüngeye oturmuştur. İşlemler NASA'nın GMAT yazılımıyla analiz edilmiştir. Sonuçlar ilerleyen bölümde gösterilecektir. Dikkat edilmelidir ki ampirik verilen sürtünme katsayısı gerçekte sabit olmayıp Reynolds ve Mach sayılarına bağlıdır. Bu yüzden sayısal akışkanlar dinamiğinden faydalanılmış ve bilgisayar ortamında roketin CFD analizi yapılmıştır.

CFD Analizi

Bu projede takım Solidworks'ün akış simülasyonundan faydalanmıştır. Bunu yapmak için ilkin aynı yazılım üzerinde fırlatma aracının 3 boyutlu geometrisi oluşturulmuştur. Fırlatma aracının kavramsal tasarımına bakılınca fiziksel karakteristiğinin Electron roketine benzer olacağı tahmin edilmiştir; benzer kütle, uzunluk ve çap. Bu yüzden Electron roketi referans alınmıştır. Roketin kullanıcı arayüzünün incelenmesinden sonra kavramsal tasarım Tablo 3'teki gibi geometrik modele dökülmüştür.

Tablo 3 Fırlatma aracı boyutlandırması

Toplam uzunluk	18 m
Çap	1.2 m
1.Kademe	10 m
2.Kademe	4 m
3.Kademe	4 m



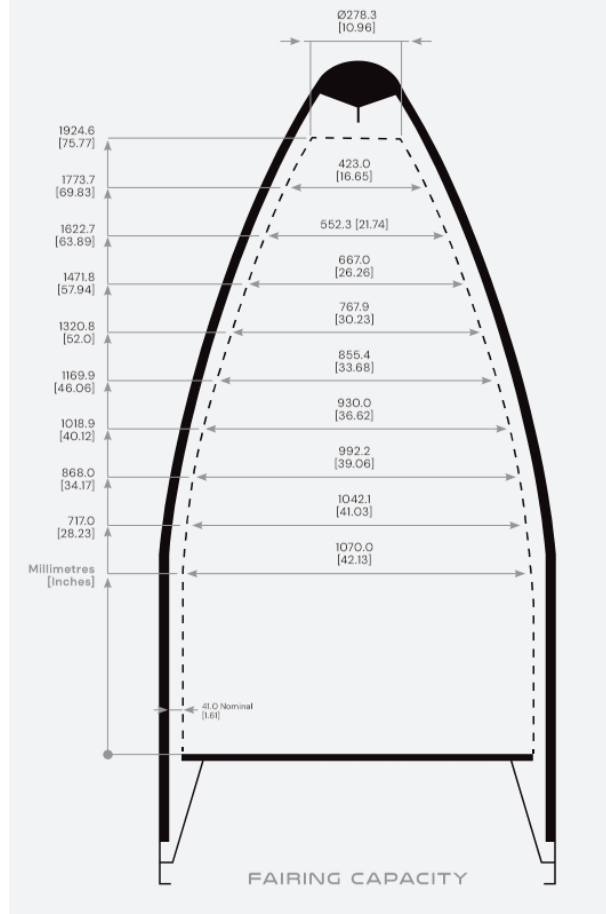
Şekil 36 Fırlatma aracı CAD modeli

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

Geometrik tasarım ele alındığında burnun veya kaplamanın ölçüleri merak edilebilir. Burada Elektron roketinin standart kaplamasının ölçüleri kullanılmış olup Şekil 37'de ölçüleri paylaşılmıştır.



Şekil 37 Elektron roketinin standart kaplaması

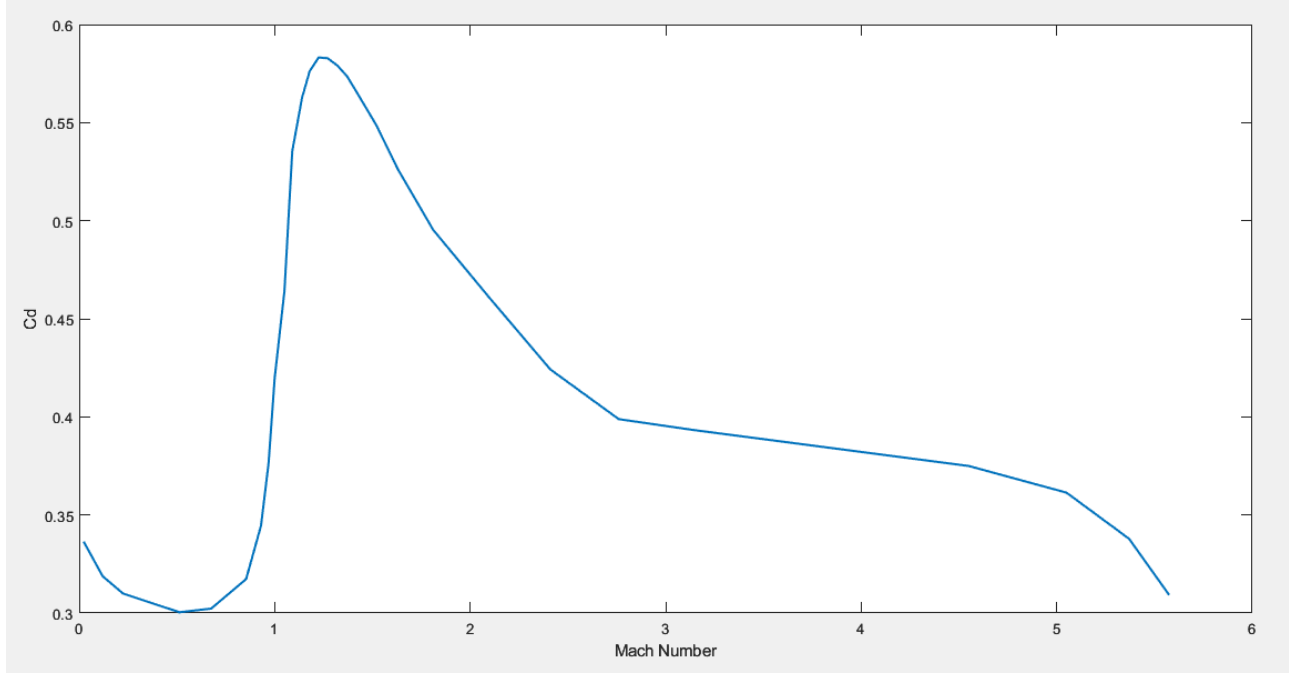
Ampirik değer verilerek elde edilen irtifa ve hız sonuçlarına göre akış simülasyonu sürtünme katsayısı aralığını bulmak üzere kurulmuştur. İrtifaya bağlı olarak atmosfer yoğunluğu, ses hızı ve Mach sayıları bulunmuş ve yazılıma yüklenmiştir. Özellikle belirtmelidir ki hız x eksenine paralel olacak şekilde verilmiştir, çünkü simülasyonda hücum açısı uçuş boyunca 0 derece kabul edilmiştir.

Birinci kademenin ayrılmasına kadar süren uçuşa ait C_d -Mach grafiği Şekil 38'de gösterilmiştir.

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

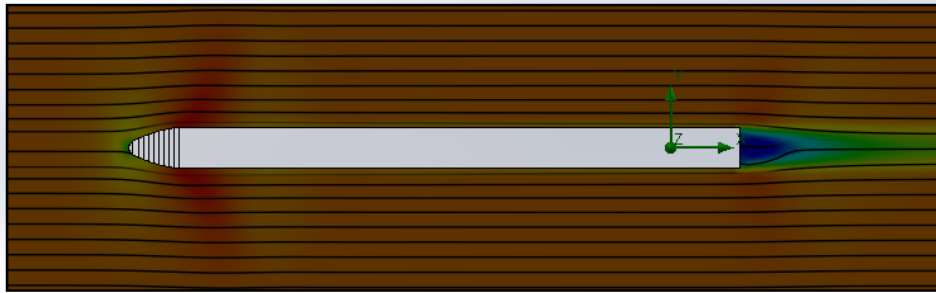
² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr



Şekil 38 Tüm kademeler dahil sürükleme katsayısı

Grafiğin yanı sıra Şekil 39'da, akış simülasyonunu görselleştirmektedir. Global Mesh olarak kurulan simülasyonun 1 Mach hızındaki anı paylaşılmıştır. Şok dalgaları görsel içerisinde gözükmemektedir. arka basınç farkından ötürü oluşan basınç sürtünmesi görülür vaziyettedir. Model hız gradientleriyle görselleştirilmiş olup sıcak renkler yüksek hızın ama düşük basıncın, soğuk renklerle düşük hızın ancak yüksek basıncın olduğu yerleri göstermektedir.



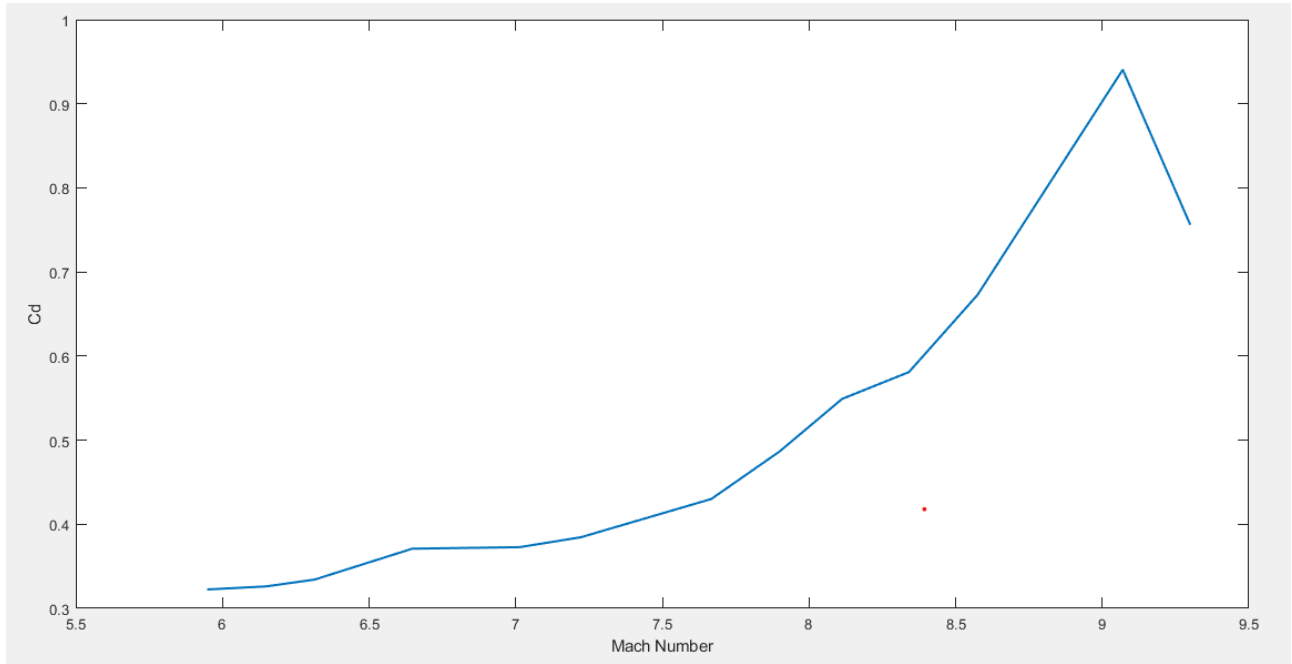
Şekil 39 Görselleştirilmiş Akış Simülasyonu, 1 Mach'taki Fırlatma Aracı

Mach sayısı artmaya devam etse de roketin ilk kademesinin yakıtı bir süre sonra bitmekte ve bunu takiben ayrılması gerekmektedir. Birinci kademenin ayrılmasından sonraki C_D -Mach grafiği aşağıdaki verilen Şekil 40'ta gösterilmiştir.

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mnmesut@thk.edu.tr



Şekil 40 Sürüklenme katsayısı, birinci kademe ayrılmış

Bir önceki grafiğin aksine, burada sürtünme katsayısının yükselmeye başladığı gözlemlenmiştir. Bunun nedeni narinlik oranında yaşanan ani düşüşten kaynaklanmaktadır. Narinlik oranı (L/D), toplam uzunluğun toplam çapa bölümünden ortaya çıkan birimsiz bir değerdir. Aerodinamik performans açısından önemlidir ve değerin büyük olması istenir. Aniden azalmasıyla birlikte C_d 'de artış olmasına rağmen kuru kütlede kurtulmasıyla sağlanan kazanç çok daha yüksek olduğu için aerodinamik kayıp göz ardı edilebilir.

Şekil 41, birinci kademenin ayrılmasından sonraki CFD analizini görselleştirmektedir. Bu sefer basınç gradyanlarıyla renklendirilmiş olup şok dalgasının daha görünür hale gelmesi sağlanmıştır.



Şekil 41 Görselleştirilmiş Akış Simülasyonu, 6,7 Mach'ta Fırlatma Aracı (1. kademe ayrılmış)

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

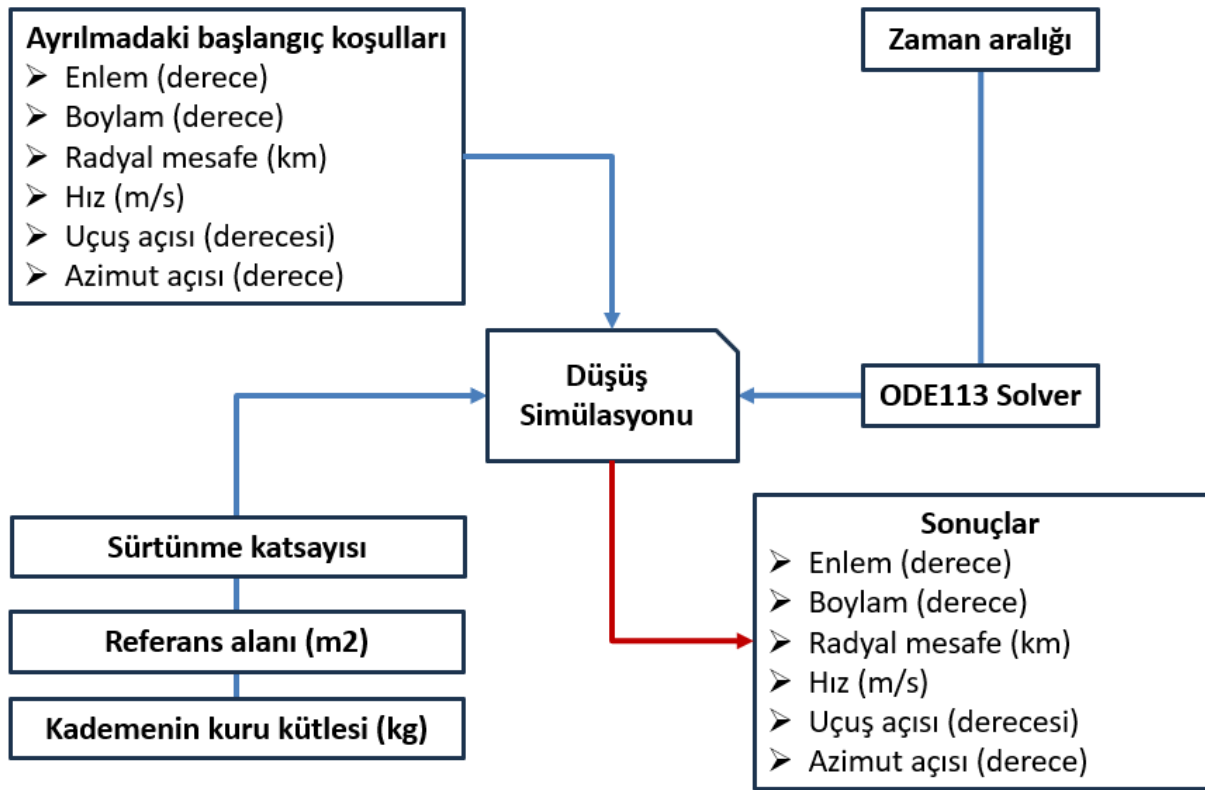
² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

Kademelerin Düşüşü

Kademelerin düşüş safhası, nüfusun olduğu alanların üzerinden bir atış yörüngesi oluşturulamayacağı için fırlatma operasyonlarının en önemli parçasıdır. Sorun şudur ki, ayrılan kademe yörüngesine herhangi kontrol olmadan devam eder. Nihayetinde takla atarak gitmesine neden olur ve referans alanı devamlı şekilde değişir. Gerçek operasyonlarda, düşüş noktaları Monte-Carlo simülasyonu ile bulunmaktadır. Bu ise başlı başına bir doktora konusudur. Bu proje kapsamında, sabit sürtünme katsayısı ve en olması muhtemel en büyük referans alanları kademelere 1000 Reynolds'taki silindirik şekil için verilmiştir.

Düşüş için MATLAB ortamında farklı bir simülasyon oluşturulmuştur. Şekil 42, düşüş simülasyonun blok diyagramını göstermektedir.



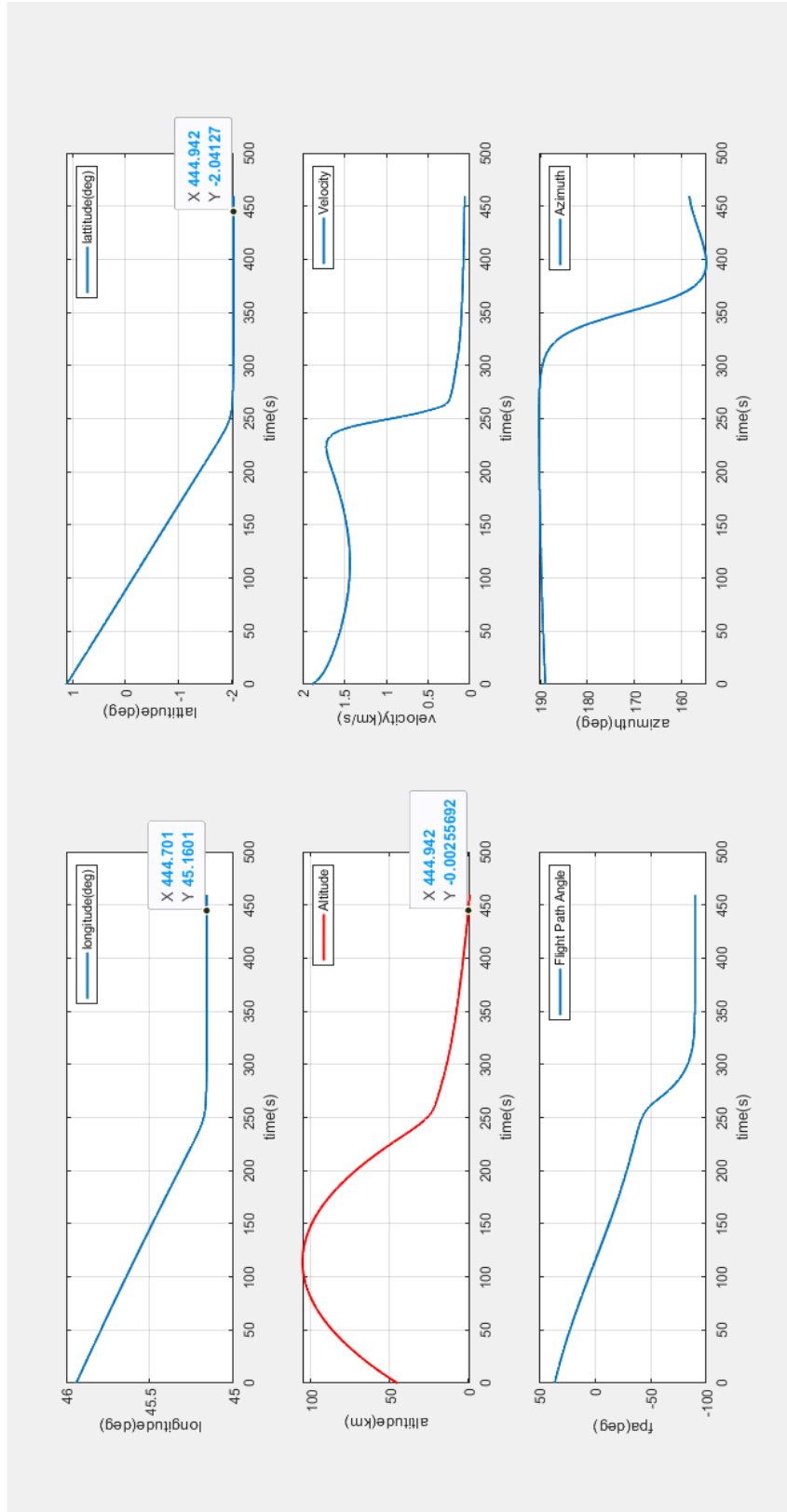
Şekil 42 İniş simülasyonu blok diyagramı

Simülasyon iki farklı kademe için çalıştırılmış ve sonuçları elde edilmiştir. Dikkat edilmelidir ki ikinci kademe roketin kalanıyla birlikte enöte noktasına kadar süzülmekte ve orada ayrılmaktadır. Bu yüzden düşüşü enöteden başlamaktadır. Diğer yandan 1. kademe ayrılmasını momentum kazanmış bir şekilde yapmakta ve ayrıldıktan sonra da belli bir yere kadar yükselmeye devam etmektedir. Belirtilen olaylar, simülasyon sonuçlarında Şekil 43 ve Şekil 44'te gözle görülür şekildedir.

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

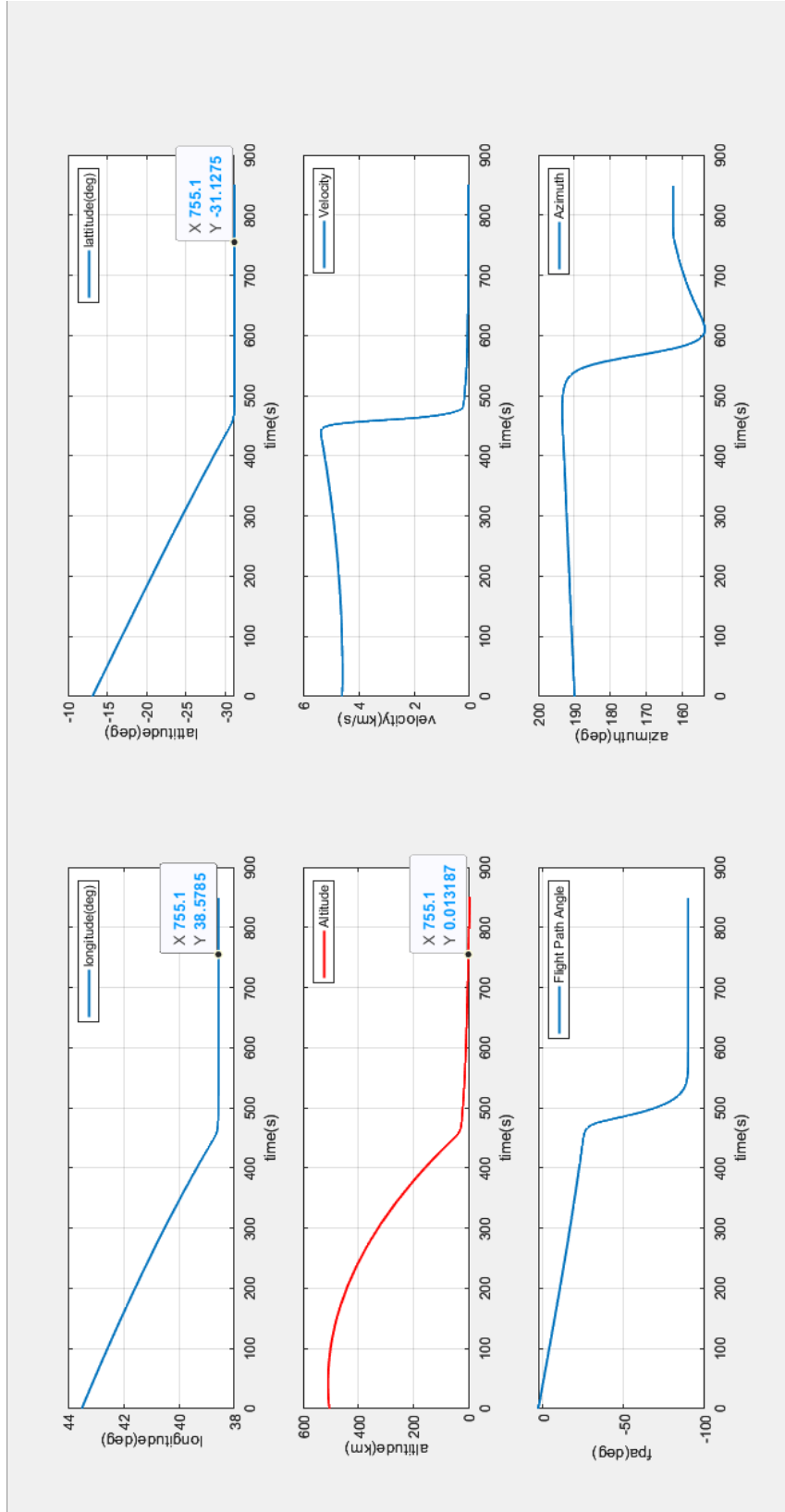


Şekil 43 Birinci Kademe İniş

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr



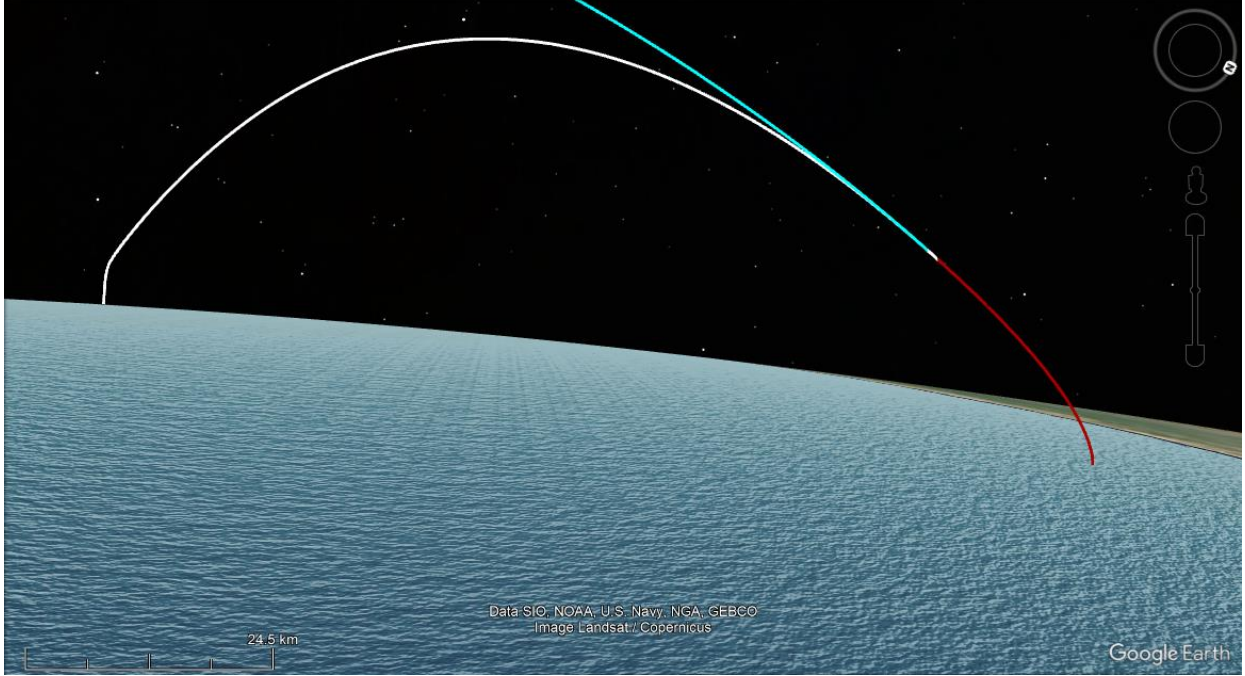
Şekil 44 İkinci Kademe İniş

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

Böylelikle elde edilen fırlatma ve ayrılma profilleri Google Earth üzerinde canlandırılmıştır. Buna göre Şekil 44-45-46 'da profiller, ayrı ayrı gösterilmektedir.



Şekil 45 Google Earth İniş ve Çıkış Profilleri



Şekil 46 İniş ve Çıkış Yörüngeleri

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

Buna göre;

- ✓ Kırmızı: 1. Kademe
- ✓ Mavi: 2. Kademe
- ✓ Sarı: Süzülme
- ✓ Beyaz: Düşüş yolları

Olarak gösterilmektedir.

Yörüngeye giriş

Yörüngeye giriş bir yörünge manevrasıdır. Uzay aracının izdüşüm yörüngesini ayarlayarak dünya yörüngesine oturma işlemidir. Bu işlem sonlu yanma manevrasıyla yapılır, burada zaman iticilerin ne kadar süre çalıştığını gösterir. Gerçek operasyonlarda tüm manevralar zaman gerektirir ve bu onları sonlu yapar. Ancak, kısa periyotlu yanma süreleri için "impulsif ateşleme manevrası" adı verilen bir yöntem kullanılır. Bu yöntemde göre yörüngeye giriş ateşlemesi anlık yapılır ve son kademe yörüngeye hemen oturur. Bu simülasyonda yörüngeye giriş impulsif manevra ile GMAT'ta analiz edilmiştir.

Elements		
RMAG	6567.859999999995	km
RA	45.52439999999995	deg
DEC	-1.439910000000004	deg
VMAG	5.125000000000002	km/s
AZI	-170.59	deg
FPA	68.4657	deg

Şekil 47 GMAT yörünge elemanları

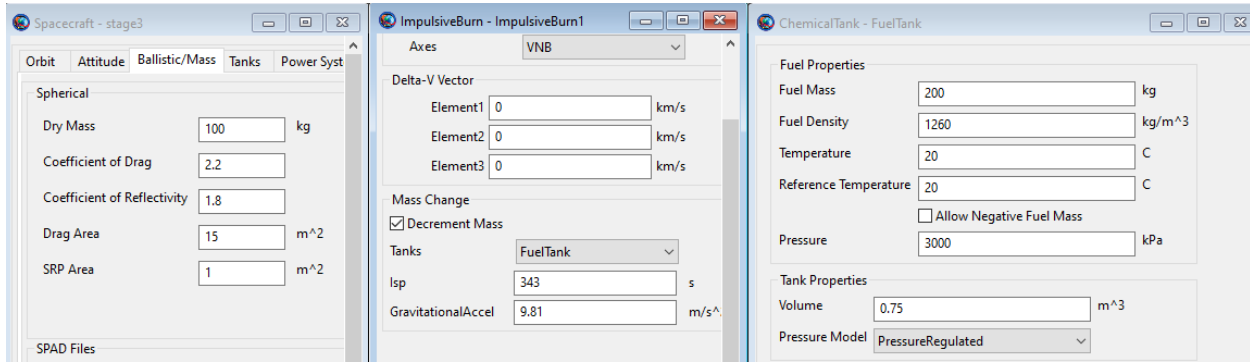
Şekil 47'deki girdiler, süzülme safhasının başlangıç değerleri olarak verilmiştir, yani ikinci kademeden sonunun hemen ardından. Dikkat edilmelidir ki GMAT aynı elemanları farklı değerlerle kullanmaktadır. Buna göre teğet uçuş açısı 0 değil 90'dan başlar ve azimut 360 yerine 180'lik açılardır.

Unutulmamalıdır ki bütün bu misyon dünya merkezli dünya sabit düzlemde (ECEF) simüle edilmiştir. Bu yüzden koordinat sistemi eylemsiz dünyadan ziyade sabit dünya düzlemine ayarlanmalıdır. Burada sistemin ekvatorial veya eğimli olması önemli değildir.

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

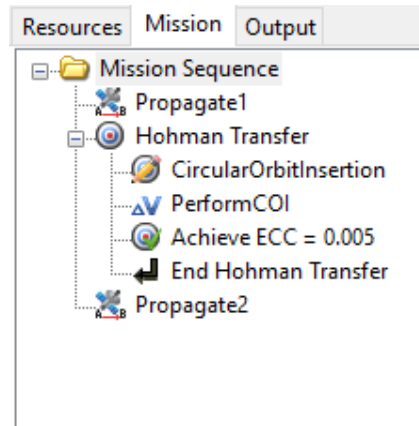
³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mnmesut@thk.edu.tr



Şekil 48 GMAT 3. Kademe Girdileri

Görev İmpulsif yanma içerdiğinden, hayati parametreler fırlatma aracının balistik, yanma ve tank özelliklerine girilmelidir. Dikkat edilmelidir ki kuru kütle hem 3.kadememin yapısalı hem de faydalı yükün kütesinin toplamıdır ve bu yüzden 100 olarak girilmiştir. Sürtünme katsayısı ve diğer pertürbasyon içeren başlıklar işlem kısa sürdüğünden ötürü görmezden gelinebilir, çünkü vakum ortamı kısa zamanda yüksek değişimlere neden olmamaktadır. Kütle değişimini aktive etmek tüketilen yakıtın miktarını ve kütledeki toplam azalmayı bulmaya yönlendirecektir. Diğer yandan kimyasal tanka yakıt kütesinin atanması gerekmektedir, bu yakıt kütesi hem yanıcı hem yakıcının toplamını içerir.

Araç karakteristikleri kurulduğunda takımın görevi tasarlaması gerekmektedir. Şekil 49'da görev ağacı bu amaçla gösterilmiştir.



Şekil 49 Hohmann Transfer Görev Ağacı

Görev ağacı enöte noktasında çembersel yörüngeye Hohmann Transferi gerçekleştirmek üzere kurulmuştur. Bu adımdan sonra manevra gerçekleşmiştir ve sonuç değerleri paylaşılmıştır.

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr



Şekil 50 3. kademe yükseliş profili

Şekil 50, Hohmann Transferini göstermektedir. Sarı yörünge tekrar süzülme safhasını gösterirken, kırmızı oluşan yörüngeyi göstermektedir. Sarı çarpı işareti ikinci kademenin sonunu simgelerken kırmızı çarpı işareti yörüngeye giriş ateşlemesinin olduğu yerdir. Kırmızı çarpı işaretinde yörünge yaratılmıştır ve o noktadan sonra uzay aracı sadece dünya etrafında dönecektir.

Analizin sonunda, sonuçlar komuta özetinde, Şekil 51, paylaşılmıştır.

```
Spacecraft Properties
-----
Cd = 2.200000
Drag area = 15.00000 m^2
Cr = 1.800000
Reflective (SRP) area = 1.000000 m^2
Dry mass = 100.000000000000 kg
Total mass = 118.98343096337 kg
SPADDragScaleFactor = 1.000000
SPADSRPScaleFactor = 1.000000

Tank masses:
FuelTank: 18.983430963375 kg

Maneuver Summary
-----
Impulsive Burn: ImpulsiveBurn1
Spacecraft: stage3
Origin: Earth
Axes: VNB
Delta V Vector:
Element 1: 3.1117888176205 km/s
Element 2: 0.00000000000000 km/s
Element 3: 0.00000000000000 km/s

Mass depletion from FuelTank:
Delta V: 3.1117888176205 km/s
Isp: 343.000000000000 s
Mass change: -181.01656903663 kg
```

Şekil 51 Komuta özeti

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

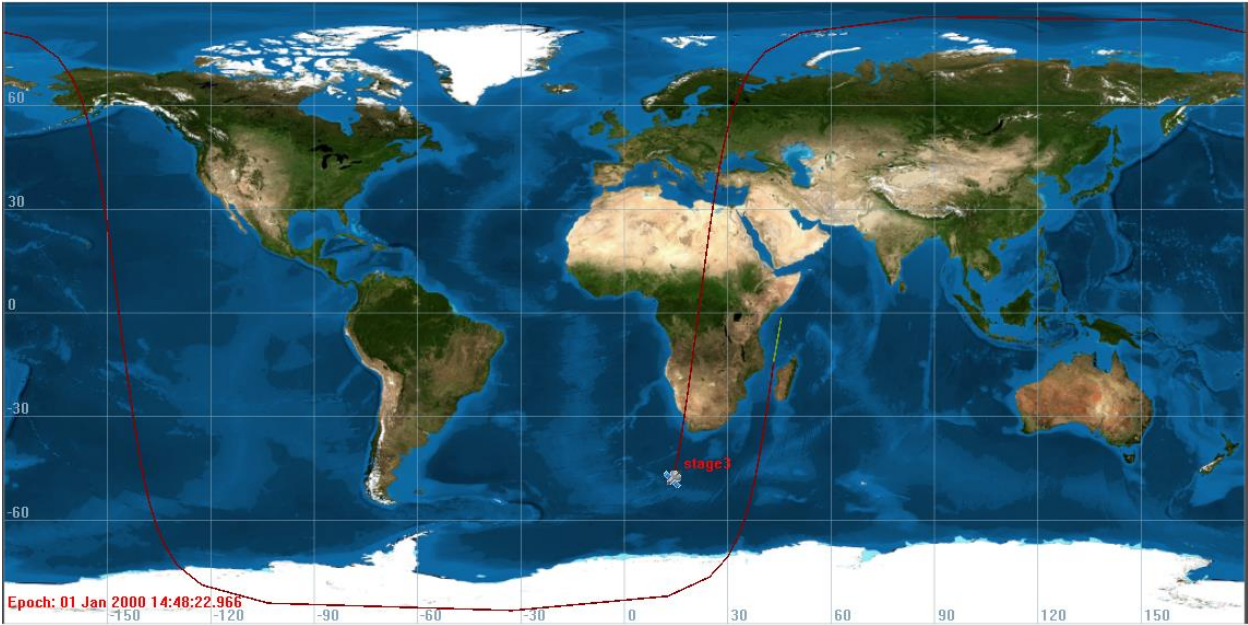
³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

18-20 Eylül 2024, Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi, Ankara

Açıkça üçüncü kademenin yaklaşık 180 kilogram yakıt harcadığı görülmektedir. Esasında bu istenilen bir şeydir, çünkü uzay ortamında tüm yakıtları yakamamakla birlikte atıl yakıt her zaman vana ve boruların arasında kalmaktadır. Bu marjin olarak kabul edilir ve mühendisler tarafından tasarlanıp test edilmeden önce düşünülüp planlanır.

Bu yörüngeye oturtma işleminde 3.11 km/s'lik Delta-V başarılmıştır. Oysaki üçüncü kademe 3.69 km/sn'ye kadar teorik olarak çıkabilmektedir. Son olarak, hedef yörünge başarılmış ve simülasyon planlandığı gibi çalışmıştır. Denklem 7 hatırlandığında motorun yanma süresi bulunabilmekteydi. Buna göre üçüncü kademenin yanma süresi 23.4 saniye olarak hesaplanmıştır. [Howard D. Curtis, 2019]

Yer takip haritası Şekil 52'de gösterilmektedir. Her zamanki gibi sarı tekrar süzülme ve kırmızı nominal yörüngeyi temsil etmektedir.



Şekil 52 Yer Takip Haritası

Ek olarak bu raporda fırlatma Umman Denizi'nden ziyade Somali açıklarında gerçekleşmiştir ve bunda Silahlı Kuvvetler' in orada askeri üssünün bulunması gerçeği gözlemlenmiştir.

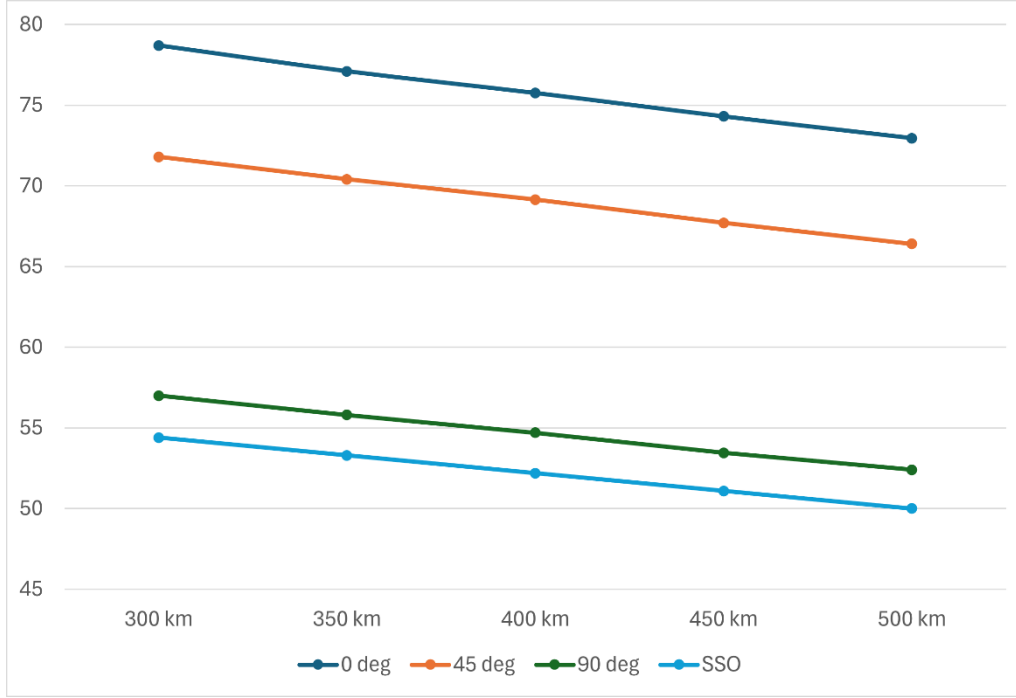
¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

Performans Eğrisi

Fırlatma Ekvator'dan güneş eş zamanlı yörüngeye doğru yapılmıştır. Ancak aynı noktadan farklı yörüngelere yapılacak olan atışlar taşıma kapasitesini değiştirmektedir. Buna göre ekvatorial, 45 derece eğimli, polar ve güneş eş zamanlı olmak üzere toplamda dört farklı yörünge için irtifaya göre performans eğrisi sabit tutulan delta-V değerine göre ampirik ve analitik yaklaşımlar kullanarak oluşturulmuştur.



Şekil 53 Fırlatma aracı performans eğrisi

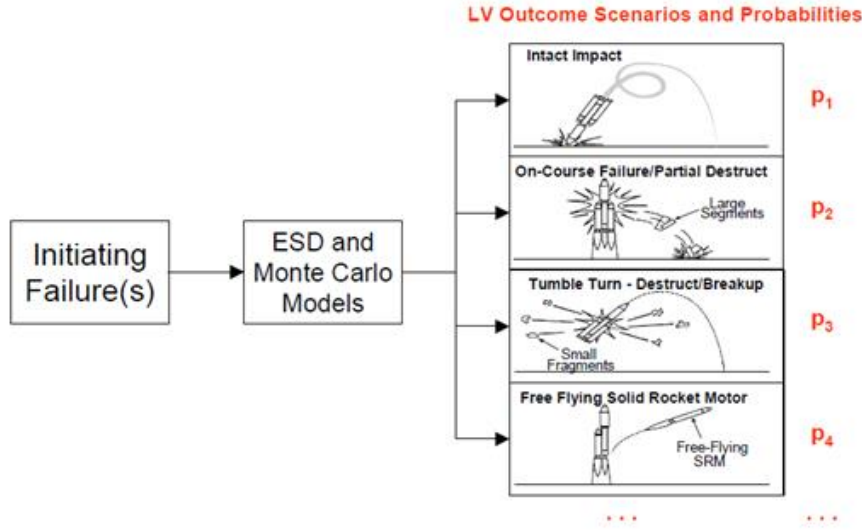
Buna göre aynı araç en iyi koşullarda 79 kilograma kadar faydalı yük taşıyabilmektedir.

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mnmesut@thk.edu.tr

Risk değerlendirme



Şekil 54 Arıza Diyagramı

Titan IV-SRMU için Patlama Senaryosu yukarıdaki Şekil 54'te dört ana riski özetlemektedir.

Tam Çarpma

Tam Çarpma senaryosu, fırlatma aracının tamamen parçalanmadan yere çarpmasını içerir. Bu durumda, araç kontrolünü kaybeder ve yüksek hızla belirlenen iniş alanının dışında yere çarpar. Araç, sağlam yapısı ve hızı nedeniyle büyük fiziksel hasar yaratır. Yüksek hız ve büyük kütle ile yere çarpan araç, yüzeyde büyük bir krater oluşturabilir ve çevredeki binalar, altyapı ve insanlara ciddi riskler oluşturabilir.

Rota Arızası / Kısmi Parçalanma

Rota Arızası / Kısmi Parçalanma senaryosunda, fırlatma aracı planlanan yörüngesinde ilerlerken bir arıza meydana gelir ve aracın bazı parçalarının kısmi olarak yok olmasına yol açar. Bu durumda, araç yoluna devam ederken motor, yakıt tankı veya diğer kritik bileşenlerde bir arıza oluşur ve büyük parçalar ana gövdeden ayrılır. İniş sırasında belirli bölgelerde önemli miktarda enkaza neden olur, bu da yer alt yapısına ve insan güvenliğine büyük riskler oluşturur. Ayrıca, aracın taşıdığı faydalı yüklere de zarar verebilir ve potansiyel olarak tehlikeli maddelerin çevreye kontrolsüz bir şekilde dağılmasına yol açabilir.

Taklalı Dönüş / Parçalanma

Taklalı Dönüş / Parçalanma senaryosunda, fırlatma aracı kontrolsüz bir şekilde dönmeye başlar ve ardından tamamen parçalanır. Bu senaryoda, küçük enkaz parçaları geniş bir alana dağılır ve yayılır. Bu da çevredeki bireyler, yapılar ve doğa için riskler oluşturur. Parçalanmanın gerçekleştiği yükseklik ve hız, bu küçük parçaların geniş bir alana dağılmasına neden olur ve bu da yerel güvenlik risklerini ve potansiyel zararları artırır.

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

Serbest Uçabilen Katı Roket Motoru

Serbest Uçabilen Katı Roket Motoru senaryosunda, fırlatma aracının katı roket motoru, ana gövdeden ayrılır ve kontrolsüz bir şekilde uçmaya devam eder. Bu durumda, roket motoru hâlâ yanıyor olabilir ve belirli bir yönde kontrolsüz bir şekilde hareket edebilir. Bu roket motoru, motorun nerede düşeceği veya ne kadar süre yanacağı bilinmediğinden, öngörülemeyen ve tehlikeli durumlara yol açabilir. Böyle bir senaryo, geniş bir alan üzerinde rastgele ve potansiyel olarak tehlikeli uçuşlar yaparak konut alanlarına, doğal bölgeler ve diğer önemli altyapılara zarar verebilir. Ayrıca, roket motorundaki yakıt tamamen yanmazsa toksik maddeler çevreye yayılabilir ve ciddi çevresel etkilere yol açabilir.

Risk matrisi tablosu**Tablo 4 Risk Matris Tablosu**

		Etki Şiddeti				
		İhmal Edilebilir (1)	Ciddi (2)	Büyük Yüksek (3)	Kritik (4)	Yıkıcı (5)
Olasılık	Çok Yüksek(5)	5	10	15	20	25
	Yüksek (4)	4	8	12	16	20
	Orta (3)	3	6	9	12	15
	Düşük (2)	2	4	6	8	10
	Çok Düşük (1)	1	2	3	4	5

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

Tablo 5 Risklerin Gösterimi

Risk	Olasılık	Etki Şiddeti	
Fırlatma aracı, planlanan yörüngesi boyunca ilerlerken bir arıza yaşar; bu durum, bazı parçaların ana gövdesinden koparak düşmesine neden olur.	Orta	Yıkıcı	15
Fırlatma aracının katı roket motoru ana gövdesinden ayrılır ve kontrolsüz bir şekilde uçar.	Düşük	Yıkıcı	10
Veri iletim aşamasında bir iletişim hatası meydana gelir ve telemetri ile görev güncellemeleri kaybolur.	Düşük	Ciddi	4
Motorun ani işlev kaybı veya arızası.	Yüksek	Büyük	12
Yüksek irtifada meydana gelen yapısal arıza, fırlatma aracının parçalanmasına yol açar.	Düşük	Yıkıcı	10
Yakıt sızıntısı, uzay aracının yönelimi üzerinde bozulmaya ve potansiyel kontrol kaybına neden olur.	Orta	Kritik	12
Yetersiz izolasyon nedeniyle aviyonik sistemlerin arızalanması.	Orta	Büyük	9
Rüzgâr, yıldırım veya diğer hava koşulları nedeniyle fırlatmanın başarısız olması.	Düşük	Büyük	6
Görev yükünün zarar görmesi veya bozulması.	Orta	Büyük	9
DPS (Dinamik Pozisyonlama Sistemi) veya dengeleyici arızası.	Orta	Kritik	12
Fırlatma alanının yanlış bir konumda seçilmesi.	Düşük	Ciddi	2

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

SONUÇ

Girişte belirtilen ister ve ihtiyaçlar başarıyla karşılanmış olup rapor içerisinde detaylı olarak işlenmiştir. Buna göre Türkiye, denizden fırlatma kabiliyetini kullanabilir ve isterler dahilindeki her uydusunu istenilen yörüngeye taşıyabilir. Bu kabiliyetinin olabileceği bu raporda sunulmuş bulunmaktadır. Bu çalışmada birden çok mühendislik uygulaması birleştirilmiş ve sonuçları açık kaynak olacak şekilde paylaşılmıştır. Geliştirilen kaynak kodlar paylaşılmamakla birlikte elde edilen sonuçlar birçok mühendislik yazılımında işlenmiş ve görselleştirilmiştir.

TEŞEKKÜR

Prof. Dr. Uğur Murat Leloğlu'na ve Dr. Mehmet Ali Ak'a ve Ukte Öner'e verdikleri destekten dolayı teşekkür ederiz.

¹ Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222038@stu.thk.edu.tr

² Uzay Müh. Lisans Öğrencisi, E-posta: s190222039@stu.thk.edu.tr

³ Danışman ve Öğretim Üyesi, E-posta: mmesut@thk.edu.tr

Kaynaklar

- Britannica, The Editors of Encyclopaedia. n.d. Delta Launch Vehicle. Accessed February 2, 2024.
- Clark, Stephan. 2022. China launches two more space missions. May 3. Accessed February 2, 2024 : <https://spaceflightnow.com/2022/05/03/china-launches-two-more-space-missions/>.
- Clark, Stephen. 2021. Photos: Minotaur 1 rocket stands on launch pad in Virginia. June 14. Accessed February 2, 2024 : <https://spaceflightnow.com/2021/06/14/photos-minotaur-1-rocket-stands-on-launch-pad-in-virginia/>.
- Engineering, Offshore. 2021. Introduction to Dynamic Positioning. September 18. Accessed February 2, 2024 : <https://www.offshoreengineering.com/dp-dynamic-positioning/what-is-dynamic-positioning/>.
- NASA. n.d. *Chapter 14: Launch*. Accessed February 2, 2024 : <https://science.nasa.gov/learn/basics-of-space-flight/chapter14-1/>.
- Oner, Ukte. June 2018. THE SIX DEGREES OF FREEDOM MODELING AND SIMULATION OF LAUNCH VEHICLES INCLUDING SENSITIVITY ANALYSIS. M.Sc. THESIS, Istanbul: YOK.
- Parlam, Rachel. 2015. Visiting the Sea Launch. July 29. Accessed February 2, 2024 : <https://sailsadjust.wordpress.com/2015/07/29/visiting-the-sea-launch/>.
- Selding, Peter B. de. 2014. Launch Gap Drives Sea Launch To Cut Staff, Sideline Vessels. August 22. Accessed February 2, 2024 : <https://spacenews.com/41638launch-gap-drives-sea-launch-to-cut-staff-sideline-vessels/>.
- Tewari, Ashish, 2006. *Atmospheric and Space Flight Dynamic Modeling and Simulation with MATLAB and Simulink*
- Zak, Anatoly. 2018. Sea Launch venture. April 4. Accessed February 2, 2024. <https://www.russianspaceweb.com/sealaunch.html>.
- NASA Probabilistic Risk Assessment Procedures Guide for NASA Managers and Practitioners 2011: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20120001369/downloads/20120001369.pdf>
- ÖNER, Ukte, LAUNCH VEHICLE SYSTEMS FLIGHT MODELLING, 2016.
- Handybulk, Erişim adresi : <https://www.handybulk.com/what-is-handysize-bulk-carrier/>
- NASA, 2013 : <https://www.nasa.gov/image-article/ladees-minotaur-v-rocket/>
- Russia in Space: The Past Explained, the Future Explored, 2014, Erişim Adresi: <https://www.russianspaceweb.com/sealaunch.html>
- Wiley J. Larson, James R. Wertz, 2005. Space Mission Analysis and Design, 3rd ed., Space Technology Library.
- William E. Purdy, Peter W. Gaiser, Gene A. Poe, Enzo A. Uliana, Thomas Meissner, Frank J. Wentz, 2006. Geolocation and Pointing Accuracy Analysis for the WindSat Sensor
- William J. Palermo, 2002. Angular Rate Estimation for Gyroless Satellite Attitude Control
- CASC, 2022, Erişim adresi: <https://spaceflightnow.com/2022/05/03/china-launches-two-more-space-missions/>
- Sutton, G. and Biblarz, O., 2000. Rocket Propulsion Elements, John Wiley Sons, INC.
- Howard Curtis 2004. Orbital Mechanics for Engineering Students 3rd ed.