



BOR DERGİSİ

JOURNAL OF BORON

<http://dergipark.gov.tr/boron>



Ay taşımacılığında elektromanyetik fırlatma teknolojisi ve bor

Erk İnger*

Atılım Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksek Okulu, Gövde ve Motor Bakımı Bölümü, 06839 İncek-Ankara, Türkiye,
ORCID ID orcid.org/0000-0002-1857-8180

MAKALE BİLGİSİ

Makale geçmişi:

İlk gönderi 14 Mayıs 2018
Revize gönderi 14 Kasım 2018
Kabul 19 Kasım 2018
Online 30 Kasım 2018

Araştırma Makalesi

DOI: [10.30728/boron.423381](https://doi.org/10.30728/boron.423381)

Anahtar kelimeler:

Elektromanyetik Fırlatma Sistemi (EMFS), Süperiletken MgB_2 , Yörünge hızı, Ay malzemesi, Faydalı yük

ÖZET

Gelecek yıllarda, ay yerinde keşfedildiğinde, aydan uzaya malzeme nakliyesi yeteneklerinin geliştirilmesi planlanmaktadır. Uzay araçlarının yakıt ikmali için gerekli oksijen gibi ay malların yörüngedeki depolara taşınması sağlanacaktır. Genel olarak aydan malzeme nakliyesi söz konusu olduğunda EMFS (Elektromanyetik Fırlatma Sistemi) teknolojisinin, yakın gelecekteki üstünlükleri çok iyi açıklanabilir. EMFS'nin kimyasal fırlatma sistemine göre, yüksek kapasiteli taşıma, yüksek güvenlik ve çevresel sürdürülebilirlik ile düşük bakım maliyetleri ve yüksek verimlilik gibi çeşitli avantajları bulunmaktadır. Sunulan ön konseptin geliştirilmesi ve bu tür bir sistemle dağıtımının fizibilite ve net faydası ile ilgili, yüksek yük taşıma kapasitesine sahip oluşu EMFS'yi desteklemektedir. EMFS halen sürdürülen bir çalışmadır ve özellikle donanım geliştirme aşamasında dikkate alınması gereken birçok zorlukları bulunmaktadır. Bu çalışmada Yüksek Sıcaklık Süperiletken (HTSC) MgB_2 gibi malzemeler, ana güç üretimi, veriyolu çalışması, endüktif enerji depolama, devre açma anahtarları, başlatıcı bobinler ve yükler dahil, birçok EMFS bileşenleri için yaygın olarak kullanılan uygulamalardır.

Electromagnetic launching technology and boron in moon transportation

ARTICLE INFO

Article history:

Received 14 May 2018
Revised form 14 November 2018
Accepted 19 November 2018
Available online 30 November 2018

Research Article

DOI: [10.30728/boron.423381](https://doi.org/10.30728/boron.423381)

Keywords:

Electromagnetic Launching System (EMLS), Superconductor MgB_2 , Orbital velocity, Lunar material, Useful load

ABSTRACT

Future exploration of the moon will require the development of capabilities in-situ restore utilization. Transport of Lunar commodities such as oxygen to orbiting depots will be used for refueling of space vehicles. EMFS (Electromagnetic Launching System) technology in general, could very well prove its advantages for the near future with compare to chemical launch system. EMFS offers various benefits such as high efficiency with high rated transportation, low maintenance with increased safety and environmental sustainability. Developing the preliminary concept presented here supports EMFS with high payloads regarding the feasibility and net benefit of deploying such a system. This is a work in progress and that there are many difficulties to be considered especially in hardware implementation. Applications of High Temperature Superconductors (HTSC) such as MgB_2 are prevalent for many of the EMFS components, including prime power generation, bus work, inductive energy storage, opening switches, launcher coils, and payloads.

1. Giriş (Introduction)

Uzay aracının ay atmosferinin dışında belli bir yükseklığe kadar gönderilmesi işleminde ay uzay aracına verilecek ivme değeri, ($1,62 \text{ m/sn}^2$) ay çekimi ivmesinden çok daha büyük olması ve aracın, ay çevresinde dolanacağı saniyedeki yörüngesine oturabilmesi için yaklaşık $1,67 \text{ km}$ hız değerine ulaşması gerekir. Çok yakın gelecekte aydan dünyaya yüzlerce ton malzeme sevkiyat yapılması ve günlük düzineler seviyesinde yapılacak sevkiyatlarında elektromanyetik fırlatma sistemlerinin (EMFS) kullanılması ticari ve teknik açıdan daha kolay, ucuz ve gerekli görülmektedir.

EMSL elektromanyetik uzay sistemlerinin kimyasal yakıtlı roket fırlatma sistemlerine olan üstünlüğü Lunar Base Applications of Superconductivity NASA Contract [1] kaynağında özetlenmektedir. EMFS sistemlerinde faydalı yük yüzdesi %10-%80 iken kimyasal roketli sistemlerde %1-%5 olmaktadır. EMFS faydalı yük ağırlığı $1 \text{ ton}-5 \text{ ton}$ iken kimyasal roketler için $5 \text{ kg}-50 \text{ kg}$ değerlerindedir. EMFS sistemleri lançerden $2000 \text{ g}-20000 \text{ g}$ ivme değerlerinde fırlatılır. Roket ve füze sistemlerinde bu değer $5 \text{ g}-20 \text{ g}$ civarındadır. Roket sistemleri ancak ayda bir tekrarlanabilmektedir. Oysaki EMFS sistemlerinde ayda 10000 adet fırlatma yapılabilmektedir. EMFS sistemleriyle günde 50 ton , roket sistemleriyle

*Sorumlu yazar: erk.inger@atilim.edu.tr

1 ton yük taşınabilmektedir. Kimyasal roketlerde taşınan faydalı yükün kilogram taşıma maliyeti 4000 \$ - 40000 \$ mertebelerindedir. Bu değer EMFS fırlatmalarında kg başına 20 \$ -1000 \$ değerlerine düşmektedir. EMFS fırlatma sistemlerinde tehlike yok denilecek kadar azdır. Kimyasal roketli fırlatma sistemlerinde tehlike bulunmaktadır. EMSL sistemlerinde fırlatma güvenilirliği %99,999 dur. Kimyasal roket fırlatmalarında bu değer %90-%98 değerlerindedir. Fırlatma için EMFS sistemlerindeki gerekli alanlar limitsizdir. Space Settlements: A Design Study [2], 1975 NASA raporuna göre aydan uzay yerleşim kolonilerine 10 milyon ton ay toprağının gönderilmesi, 1992 tarihinde hazırlanan NASA raporuna göre aydan her yıl her birinde, çoğunluğu sıvı oksijen olan 1,5 ton faydalı yük taşıyan yılda 4400 sefer yapılması işlemlerinde EMFS teknolojisini kullanılması NASA SP-509, Electromagnetic Launch of Lunar Material [3] kaynağında planlanmaktadır. Diğer taraftan dünyamızın nüfusu artıka, enerji, besin, hammadde gibi önemli bazı gereksinimlerin büyük bir miktarı uzaydan temin edilmesinde de EMFS teknolojisini kullanılması öngörülmektedir. Ayda atmosferin olmayışı atmosferik sürtünme kayıplarını ortadan kaldırmaktadır. Ay çekiminin düşük olması nedeniyle yörünge hızının elde edilmesinde elektromanyetik fırlatma teknolojisi oldukça yeterli görülmektedir. Şekil 1'de gelecekte ayda kurulması planlanan bir uzay fırlatma tesisi yer almaktadır [4].



Şekil 1. Gelecekte aydaki uzay fırlatma tesisi görüntüsü (Lunar launching facility view to space).

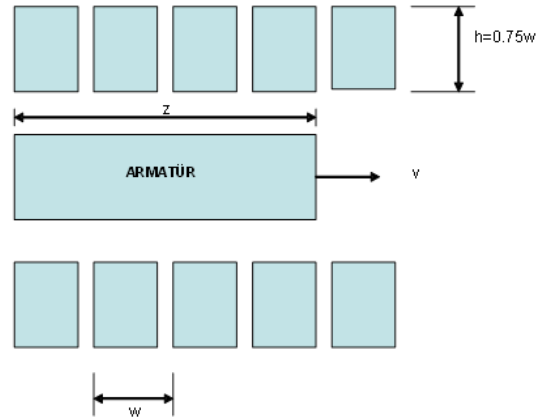
Elektromanyetik fırlatma sistemleri uzayda ve dünyada geleceğin yaşam biçiminde kullanılan önemli bir donanım olacaktır. Bu bağlamda elektromanyetik enerji kaynağıyla fırlatılan uzay araçlarının lançer içinde hedeflenen büyüklükte yörünge hızlarına ulaştırılması, yapısal yüklerinin düşürülmesi, böylelikle sistemin hafifletilmesi, daha çok ve emniyetli atışların yapılabilmesi, elektromanyetik fırlatma sistemi maliyetlerini önemli ölçüde ucuzlatmaktadır. Bileşenleri iyileştirmeye ek olarak, HTSC olarak magnezyum diborür, daha güçlü manyetik alanlar üretmek ve sıkı soğutma gereksinimlerini azaltmak için güçlü bir alternatif malzeme olmaktadır. Uygulamalarda tonlarca kullanılacak MgB₂ tozunun bobin teli haline getirilmesi Kaynak [5]'te araştırılmıştır. Enerji, malzeme ve ekipman maliyetlerine ek olarak faydalı yük taşıma kapasiteleri ve tekrar kullanılabilirlik özellikleri uzay aracı taşıma maliyetlerini

belirleyici rol oynamaktadır. Benzer çalışmalarda, Kaynak [6]'da dünyadan ve bu çalışmada aydan yapılacak EMFS atışlarıyla erişilmesi öngörülen, lançer çıkış hızı, fırlatma ivmesi ve faydalı yük performans parametrelerinin hesaplanma uygulamaları incelenmektedir.

2. Teori (Theory)

2.1. Elektromanyetik fırlatma sistemi (EMFS) (Electromagnetic launching system (EMLS))

Elektromanyetik fırlatma sisteminde, kapasitörlere yüklenen elektrik enerjisi ve geri gerilimi indükleyerek üretilen endüktif kuvvetle, potansiyel enerji sistemin toplam verim özelliğini kullanarak kinetik enerjiye çevrilir. Silindirik bir taşıma aracı (armature), herhangi bir temas olmaksızın eşit aralıklı sarımlı tel bölümler boyunca hızlanmaya başlar. Kavramsal tasarım modelinde, istenen hız, farklı ivme ve fırlatma mesafeleri kullanılarak Barry Marder [7], Seog-Whan Kim [8] ve Barry Marder [9] tarafından matematiksel olarak hesaplanmıştır. Şekil 2. çok segmentli elektromanyetik fırlatma sistemini boyutlarını göstermektedir.



Şekil 2. Çok segmentli elektromanyetik fırlatma sisteminin boyutları (Multi-Segmented Electromagnetic Launching System).

2.1.1. Endüksiyon, (Henry) ((Induction, (Henry)):

Endüktans hesaplamalarında dikdörtgen kesitli tel bobin modelleme denklemi kullanılır.

$$L_{rectangular} = \mu_0 B \ln \left[1.39 \frac{B}{A} \right] \quad (1.1)$$

A, Sargı iç yarıçapı, (m)

B, Sargı dış yarıçapı, (m)

μ_0 , permeability. $4\pi 10^{-7}$ (Henry / m)

$$B = r = A + \frac{3}{8} w \quad (1.2)$$

Dikdörtgen ve dairesel kesit alanları arasındaki kesit faktörünü kullanarak,

$$\pi A^2 = 0.79 \frac{3w}{4} h, \text{ ve, } h = \frac{3w}{4}$$

hesaplamalarında kurulan endüktans ilişkisi aşağıda ifade edilmiştir.

$$L_{circle} = \mu_0 r \ln \left[1.39 \frac{B}{A} \right] = L \text{ (Henry)} \quad (1.3)$$

r , (m), ortalama sargı yarıçapı; w , (m), sargı sarım genişliği; h , (m), sargı sarım yüksekliği; A , (m), minimum sargı yarıçapı; B , (m), maksimum sargı yarı çapıdır.

2.1.2. Akım şiddeti, (Amper) (Current strength, (Amper))

Manyetik alan, akım gücü, geçirgenlik ve sarma yoğunluğu gibi parametrelerin işlevidir.

$$B = \mu_0 \left(\frac{I_k N_k}{w} \right), \quad (1.4)$$

Sargılarda geçirgenliğe bağlı manyetik alan nedeniyle oluşan toplam akım kuvveti milyon amperlere ulaşır. Sonuçlar (1.5)'te değerlendirilmiştir.

$$N_k I_k = \frac{B w}{\mu_0} \quad (1.5)$$

Ancak Barry Marder [7] yaptığı deneylerde, bobinlerde manyetik alan nedeniyle oluşan toplam akım yukarıda verilen teorik değerinin yarısı olduğunu ifade etmiş ve bu denklemi aşağıdaki gibi değiştirmiştir.

$$N_k I_k = \frac{B w}{2\mu_0} \quad (1.6)$$

2.1.3. Potansiyel enerji, (Joule) (Potential energy (Joule)):

Bir indüksiyon motorunda, enerji depolama miktarı, akım kuvvetinin karesinin yarısının, sargılar üzerinde indüklenen indüksiyon ile çarpılmasıyla doğru orantılıdır.

$$PE = \frac{\beta L (N_k I_k)^2}{2} = \frac{1}{2} CV^2 \quad (1.7)$$

(1.3) ve (1.5) nolu denklemleri yerleştirmek suretiyle,

$$PE = \frac{\beta \mu_0 r \ln \left[1.39 \frac{B}{A} \right] \left(\frac{B w}{\mu_0} \right)^2}{2} \quad (1.8)$$

Mermi, genel olarak, bobin merkezi tarafından çevrelenen alanın yaklaşık yarısını işgal edeceği varsayımıyla; B , indüktif alan faktörü değeri EMFS hesaplama uygulamalarında 0,5 olarak alınmaktadır.

2.1.4. Verim, η (Efficiency, η):

Verim, potansiyel enerjiden dönüştürülen kinetik enerjinin oranıdır.

$$P = Fv = \frac{\eta(PE)}{\left(\frac{w}{v} \right)}$$

$$\eta = \frac{Fw}{PE} \quad (1.9)$$

P , (Watt), Güç m , (kg), taşıma aracının kütlesi
 v , (m/s), aracın hızı g , (9.81 m/s²), yer çekimi ivmesi

2.1.5. İvme, (m/s²) (Acceleration, (m/s²)):

Tüm verimliliğin ve (PE), potansiyel enerjinin her bir bobin arasında birbirine eşit olduğu varsayılarak ve aşağıdaki (1.9) ifadesinden yararlanılarak ivme ifadesi elde edilir(1.10).

$$\eta = \frac{maw}{PE}$$

$$a = \frac{\eta(PE)}{mw} \quad (1.10)$$

2.1.6. Elektromanyetik kuvvet, (F) (Electromagnetic force (F))

Fırlatma sisteminde elde edilen elektromanyetik kuvvet sisteme uygulanan gerilimin karesi ve kapasitansla doğru orantılı olarak değişim gösterir.

$$F = \frac{\eta PE}{w} \quad (1.11)$$

2.1.7. Kapasitans (Farad), (Capaticance, (Farad)):

Potansiyel enerji PE, kapasitans ve voltajın karesi ile sargılarda indüksiyon ile mevcut akım şiddetinin karesinin yarısına eşittir.

$$PE = \frac{1}{2} CV^2 = \frac{1}{2} \beta L (N_k I_k)^2$$

$$B = \frac{\mu_0 (N_k I_k)}{w}$$

$$N_k I_k = \frac{wB}{\mu_0}$$

Kapasitans, manyetik alan, ortalama yarıçap ve bobinin sargı uzunluğu kullanılarak elde edilir. Kapasitans, uygulanan voltaj ve geçirgenlikten ters orantılı olarak etkilenir (1.12).

$$C = \frac{w^2 B^2 r \ln \left[1.39 \frac{B}{A} \right]}{2\mu_0 V^2}, \quad (1.12)$$

2.1.8. Lançer fırlatma hızı (m/s), v_L , (Launcher velocity (m/s) v_L):

Denklemindeki kapasitansın deşarj süresi, bobin bölümünün yükselme süresi olarak alınmış ve aşağıda ifade edilmiştir (1.13).

$$\tau_k = \frac{\pi}{2} N_k (\beta LC)^{\frac{1}{2}} \quad (1.13)$$

w , bobin genişliği yükselme uzunluğuna eşittir.

$$v_L = \frac{2w}{\pi N_k \sqrt{\beta LC}} \quad (1.14)$$

$\beta = 1/2$, indüktif alan faktörü, ve L , (1.2) kapasitans, C (1.12), (1.13) (1.15)'te yerleştirilerek hız ifadesi elde edilir.

$$v_L N_k = \frac{4V}{\pi B \ln \left[1.39 \frac{B}{A} \right]} \quad (1.15)$$

2.1.9. Fırlatma mesafesi boyu (m), (Launching distance (m)):

İvme a , fırlatıcı hızı v_L , kullanılarak, fırlatma mesafesi s elde edilir.

$$s = \frac{(v - v_0)^2}{2a} \quad (1.16)$$

2.1.10. Segment (dilim) adedi, (Number of segments):

Dilim adedi, k , sargı genişliği, w , lançer boyu, s , değerlerini kullanarak bulunur.

$$k = \frac{s}{w} \quad (1.17)$$

2.1.11. Fırlatma süresi, (s), (Launching time, (s)):

Fırlatma süresi, t , fırlatma mesafesi, s , ve ivme, a , eşitlik (1.18)'de verilmiştir.

$$t = \sqrt{\frac{2s}{a}} \quad (1.18).$$

2.2. Yörüngeye giriş hızı (m/s), (Orbit velocity (m/s)):

Herhangi bir yükseklikte EMSL yörüngeye giriş hızı v_{ROV} , hızı, kinetik enerji ifadesinin potansiyel enerjiye eşitlenmesi ile hesaplanır (1.19).

$$\frac{\Delta E}{m} = \frac{1}{2} v_{h1}^2 + gh_1 \quad (1.19)$$

Ay'da yörünge hızı (1.20):

$$v_{h1} = \sqrt{\frac{GM_{EARTH}}{r_{MOON} + h_1}} \quad (1.20)$$

Yörüngeye girmek h_1 yüksekliği için gerekli hız (1.21) bağıntısında ifade edilmiştir.

$$v_{ROV} = \sqrt{2 \frac{\Delta E}{m}} \quad (1.21)$$

$$G = 6.67(10^{-11}) \frac{Nm^2}{kg^2}, r_{AY} = 1737 km, G = 6.67(10^{-11}) \frac{Nm^2}{kg^2}$$

Uzay aracının, saniyedeki yörünge hızı 1642 m EMFS tarafından sağlanmalıdır.

3. Sonuçlar ve tartışma (Results and discussions)

3.1. Ay uzay aracının tasarım parametreleri ve sonuçlar (Moon space vehicle design parameters and results)

Uzay aracının yapılacak hesaplamalarda, uzay aracının kütlesi (kg), ortalama araç çapı (m), sarım genişliği (m), gerilim (volt), manyetik alan (Tesla) ve verim değerleri, ön tasarım parametreleri olarak simülasyon programına girilir. Simülasyon programı Çizelge 1'de sunulmuştur.

3.2. Tartışma (Discussions)

Aydan yapılacak fırlatmalarda ay çekim ivmesinin dünya yer çekimi ivmesinden 6 misli daha düşüktür. ayın 1670 m/s olan yörüngeye giriş hızı, yaklaşık 8000 m/s olan dünyanın yörünge hızından düşüktür. Çizelge 1.'de görüldüğü gibi Kaynak [4, 10]'da kullanılan uzay aracı ağırlıkları ile sevkiyat yapılması planlanmıştır. Uygulanan hesaplama tekniğiyle benzer sonuçlar bulunmuştur. Yüzde bir verimle çalışan 13 ton toplam

Çizelge 1. Simülasyon sonuçları (Simulation results).

Ön Görülen Veriler	Uzay Aracı-1		Uzay Aracı-2	
Kütle(kg)	13000		1500	
Ortalama Yarıçapı (m)	0.60		0.60	
Sarım Uzunluğu (m)	0.20		0.53	
Gerilim (Volt)	60000		42000	
Manyetik Alan (Tesla)	25		25	
Verim	$\eta = 0.01$	$\eta = 0.02$	$\eta = 0.01$	$\eta = 0.02$
Ort. Sarım Çapı (m)	0.675	0.675	0.768	0.768
İndüksiyon (μ Henry)	2.1	2.1	1.56	1.56
İvme (m/s^2)	124	373	9482	6321
Lançer Çıkış Hızı (m/s)	1883	1883	1884	1884
Sıcaklık Artımı ($^{\circ}C$)	95	95	61	61
Potansiyel Enerji (MJ)	32.29	32.29	167.5	32.286
Kapasitans (μ Farad)	17937	17937	189928	189928
Akım Şiddeti (MA)	7.96	7.96	21	21
Fırlatıcı Uzunluğu (km)	14.3	4.27	0.150	0.224
Segment Sayısı (10^3)	71.4	21.33	283	423
Fırlatma Süresi (s)	15.2	22.9	0.18	0.27

yükle 12,8 kilometrelik fırlatıcıda, her 14,4 saniye içerisinde saniyede 1883 m hızla fırlatma gerçekleştirilebilmektedir (Çizelge 2.). Aydaki bu sistemle taşınacak kütle 1500 kg değerine azaltıldığı takdirde, yüzde bir verimle fırlatma mesafesi 150 metreye düşürülmekte ve uzay aracı ivmesi 9482 m/s^2 ulaşmaktadır. Her iki araçla da 1670 m/s üzerinde olan yörüngeye girme hızları elde edilmiştir. Ay yüzeyinden uzaya yapılan EMFS fırlatma çalışmalarında, Kolm [4] tarafından da yüksek ivmeli sonuçlar bulunmuştur. Donanım sağlanmasında en önemli iki sorun 25 Tesla değerindeki manyetik alanın elde edilmesi ve 56000-60000 volt mertebesindeki elektrik geriliminin sisteme temin edilmesidir. Fırlatıcı boyu ve segment sayısı sistemin temininde yaşanacak diğer sorunlardır.

4. Sonuçların değerlendirilmesi (Conclusions)

13 tonluk araç örneğindeki kullanılacak olan sonuçlar incelendiğinde, 1,335 m bobin çaplı, fırlatıcı uzunluğu 12,8 km olan, sargı sayısı 64000 adet ve sargı uzunluğu 20 cm elektromanyetik fırlatma sistemi yapılacaktır. Sistemin yüksek akım şiddetinde ve yüksek verimle çalışması için kullanılması öngörülen MgB_2 süperiletkeni çok önemli ve stratejik bir uzay malzemesi olarak yüksek miktarlarda kullanılacaktır. Elektromanyetik özelliklerin korunması açısından, sistemde tellerin üzerinden geçen yüksek elektrik akımıyla ısınan telin sıcaklığının $100 \text{ }^\circ\text{C}$ değerini aşmaması gerekmektedir. En önemlisi 20 K de hidrojenle soğutulmuş çalıştırılacak yüksek sıcaklık üstün iletkeniyle, (HTS özellikli MgB_2), sistem kayıplarının en aza indirilmesi, çok segmentli fırlatma sisteminin verimini artıracaktır. Böylelikle HTS kullanımı yüksek yörünge hızlarına erişmek için özellikle fırlatıcı sistemi üzerindeki fırlatma

mesafesinin kısaltılmasında veya daha düşük ivmeli fırlatma denemelerinde önemli bir rol oynayacaktır.

Bu makalede uzay taşımacılığı için aydan Lagrange yerleşim bölgelerine sevkiyat amaçlanmaktadır. Lagrange yerleşim bölgeleri, hem bugünkü uzay rasatları için bir uzay istasyonu, hem de gelecekteki uzay yerleşkeleri için önemli konaklama alanları olarak değerlendirilmektedir. Dünya ve ay gibi gökyüzü cisimleri kütle çekimlerinin birbirini dengelediği, dolayısıyla kütle çekimi hiç yokmuş gibi hissedildiği yerlerdendir. Dünya yörüngesi üzerinde kurulacak bir koloni (veya uzay istasyonu) hem dünyaya, hem de aya eşit uzaklıkta (yaklaşık 380 bin km) olacağı için her ikisine de ulaşma açısından avantajlı ve güvenli bir konumda bulunmaktadır. Dünya ve ay arasındaki, gezegenimizden 321 bin km ötede yer alan diğer L1 noktası da yine ulaşım için bir "ara istasyon" olarak kullanılması planlanmaktadır. Gelecekte dünya-ay arası yolculuklar için burada bir "dinlenme tesisi" kurulabilecektir. Bu makalede aydan fırlatılan uzay aracıyla Lagrange yerleşim bölgelerine faydalı yük taşımacılığı yapılması amaçlanmaktadır. Bu tasarımda sunulan ilk örnekte, yaklaşık 11500 kg faydalı yükü bulunan ve toplam ağırlığı 13000 kg olan bir uzay aracı fırlatılmıştır. Bu aracın yaklaşık 800 kg fırlatma sistemiyle ilgili donatı ağırlıkları, kalan 700 kg ise yörünge değişimleri için gerekli motor ve kimyasal yakıt ağırlıkları olarak planlanmaktadır (Çizelge 3).

Hız gerçekleştirme hesaplama hatalarının telafi edilmesi ve uzay aracının yörünge transferleriyle Lagrange noktalarına taşınmasında uzay aracı içerisindeki kimyasal yakıt ve motor kullanılmaktadır. Bu çerçevede düşünülen Ay-Lagrange taşımacılığındaki ilk aşama

Çizelge 2. Elektromanyetik fırlatma sistemi (EMFS), simülasyon programı (Electromagnetic launching system (EMLS),simulation program)

	Kütle (m)	Ortalama Çap (m)	Sargı Uzunluğu (w)	Genilim (V)	Manyetik Alan (B)	Verim (η)		
	13000	0,6	0,2	60000	25	0,01		
Ort. Sargı Çapı (m)	r	w						$r = \frac{3}{8} w$
0,675	0,6	0,2						
Γ	r	w						$\Gamma = \ln(3,28 \cdot (r/w))$
2,404238747	0,675	0,2						
Endüksiyon, L (Henry)	μ	r	Γ					$L = 0,000001256 \cdot \Gamma$
2,03831E-06	0,000001256	0,675	2,404238747					
Akım Şiddeti, I (Amper)	B	w	μ					$2 \cdot B \cdot w / 0,000001256$
7961783,439	25	0,2	0,000001256					
Potansiyel Enerji (Joule)	B	w	r	Γ	μ0			$PE = B^2 \cdot w^2 \cdot \Gamma / (4 \cdot 0,000001256)$
8075543	25	0,2	0,675	2,404238747	0,000001256			
İvme, a (m/s ²)	η	w	r	B ²	Γ	μ0	m	$a = \eta \cdot w \cdot r \cdot B^2 \cdot \Gamma / 0,000001256 \cdot m$
124,2391256	0,01	0,2	0,675	625	2,404238747	0,000001256	13000	
Kapasitans, C (Farad)	B	w	r	Γ	μ0	V		$C = 2 \cdot B^2 \cdot w^2 \cdot \Gamma / 0,000001256 \cdot V^2$
0,017945651	25	0,2	0,675	2,404238747	0,000001256	60000		
Fırlatıcı Hızı, V _L (m/s)	V	r	Γ	B				$V_L = 4V / \mu \cdot r \cdot \Gamma \cdot B$
1883,910298	60000	0,675	2,404238747	25				
Fırlatma Uzunluğu, S (m)	V _L	a						$S = V_L^2 / 2 \cdot a$
14283,41513	1883,910298	124,2391256						
Segment Sayısı	S	w						$N \cdot S = S/w$
71417,07564	14283,41513	0,2						
Fırlatma Süresi, t (sec)	S	a						$t = \text{KAREKÖK}(2S/a)$
15,16358305	14283,41513	124,2391256						

Çizelge 3. Kimyasal yakıtla çalışan yörünge motorları (Orbit engines working with chemical fuel).

İtme gücü (kw)	Batarya ağırlığı (kg)	PDCU (kg)	PSU (kg)	Motor ağırlığı (kg)	Toplam ağırlık (kg)
				250	385
15	25	40	70	111	246
				100	235

PDCU: Güç Dağıtım Kontrol Merkezi, PSU: Güç Alt Birimleri

ayın çekiminden yörüngeye girilen hız (ay yüzeyindeki 1670 m/s hızından bir miktar fazla elde edilen EMFS fırlatma hızı), bu amacın sağlanması için elde edilen başarılı bir sonuçtur.

Kaynaklar (References)

- [1] Lunar Base Applications of Superconductivity, National Aeronautics and Space Administration, Lyndon B. Johnson Space Center Advanced Projects Office, NASA Contract No. NAS9-17878, Eagle Eng. Report No. 88-218, October 31, 1988.
- [2] Space Settlements: A Design Study by NASA, Gerard K. O'Neill, Original Title Space Settlements: A Design Study, Stanford University and the Ames Research Center of the National Aeronautics and Space Administration, 1978.
- [3] Electromagnetic Launch of Lunar Material, Snow W. R., Kolm H. H., NASA SP-509, Vol.2, Energy, Power and Transport, pp117, 1992.
- [4] Electromagnetic launch of lunar material, Snow W. R., Kolm H. H., Johnson Space Center, Space Resources.
- [5] Akyuz Y., Bicer A., Guru M., Synthesis and processing of Al sheathed MgB₂ tapes by powder in tube method and determination of superconducting and mechanical properties, Mater. Des., 28 (9), 2500-2504, 2006.
- [6] Inger E., Electromagnetic launching systems to geosynchronously equatorial orbit in space and cost calculations, IEEE Trans. Plasma Sci., 45 (7), 1663-1666, 2017.
- [7] Marder B., A coilgun design prime, IEEE Trans. Magn., 29 (1), 1993.
- [8] Seog-Whan K., Hyun-Kyo J., Song-Yop H., Optimal design of multistage coilgun, Dept. Electron. Eng., Seoul Nat. Univ, 1996,
- [9] Marder B., Slingshot coil gun, SAND2001-1780, September, 2001.
- [10] McNab L. R., Launch to space with an electromagnetic railgun, IEEE Transactions on Magn., 39 (1), 295, 2003.
- Volume 2: Energy, Power, and Transport p 117-135 (SEE N93-16905 05-91), 1992NASSP.509B.117S, 1992.