

DERİN UZAY İSTASYONU - AY YÜZEYİ ARASI İNSAN VE KARGO TAŞIMA ARACI TASARIMI

Emirhan Eser Gül¹, Umut Demir², Onur Öztekin³, Miray Karpat⁴ ve Ege Türkyılmaz⁵
İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

ÖZET

NASA, Ay yakınına astronotların tek seferde aylarca Alçak Dünya Yörüngesinin ötesinde çalışabilmelerini sağlayacak bir derin uzay istasyonu geliştirmektedir [AIAA, 2019] [Fisher, 2018]. İstasyon gelişmeye açık ve modüler olmasının yanısıra gelecekte "Derin Uzay"'a yapılacak görevlerin öncüsü olacaktır. Bu bildiri Ay araştırmaları için kullanılacak ve istasyon ile Ay arasında insan ve yüklü miktarda kargo taşıyacak bir aracın genel mimarisini tartışacaktır. Konsept tasarımı, görev konsepti, alt ve üst sistem seçim ve tasarımları, Ay'a iniş ve kalkış aşamaları detaylı olarak anlatılmıştır. Ay yüzeyine astronotlar ve kargo ile inebilmek; Ay yüzeyinde habitat kurma imkanı verecek ve uzay çalışmalarına büyük bir ivme kazandırarak insanlı Mars görevlerinin kapısını açacaktır.

GİRİŞ

Bu bildiride National Aeronautics and Space Administration (NASA) tarafından derin uzay araştırmalarını geliştirmek için önümüzdeki yıllarda Ay yörüngesine yerleştirmeyi planladığı Deep Space Gateway (DSG), yani Derin Uzay İstasyonu ya da güncel adı ile Lunar Gateway, ile Ay yüzeyi arasında işletilecek bir uzay aracının tasarımı tartışılmıştır [AIAA, 2019] [Fisher, 2018]. Bahsi geçen araç, istasyonda bakım, yakıt doldurma, toplanma gibi işlemlerinin halledileceği varsayılarak, Ay yüzeyine on beş ton (15000 kg), Ay yüzeyinden istasyona on ton (10000 kg) yük veya Ay ile istasyon arasında 4 kişilik bir mürettebat taşıyacak şekilde tasarlanmıştır.

İnsanlı görevlerde, mürettebatın güvenliği ve sağlığı önceliklendirilmiştir. Araç, mürettebatın ihtiyaçlarını uçuş süresince ve Ay yüzeyinde en az 24 saat karşılayabilmektedir. Tasarım, Ay yüzeyinde herhangi bir noktaya inişe izin verecek şekilde yapılmıştır ve hız değişimi (ΔV) ile iletişim sistemi gereklilikleri optimize edilmiştir. Bu amaçlar doğrultusunda kanıtlanmış ve yeni çıkan teknolojiler birlikte kullanılmıştır.

¹Uzay Müh. , E-posta: gule15@itu.edu.tr

²Uzay Müh. , E-posta: demiru@itu.edu.tr

³Uzay Müh. , E-posta: oztekinon@itu.edu.tr

⁴Uzay Müh. , E-posta: karpat15@itu.edu.tr

⁵Uzay Müh. , E-posta: ege@novartspace.com

Görevin asıl amacı yeni ve ileri teknolojileri Dünya'dan çok uzaklaşmadan uzay ortamında geliştirip test edebilmektir. Bunun yanı sıra, görev Ay yüzeyinde bilimsel araştırmalar yapma, regolit kompozisyonu, kutuplardaki buz miktarı, Güneş Sistemi tarihi, mevcut güneş aktivitesi gibi konularda bilgi kazanma imkanı sunmaktadır [Martinez ve Whitley, 2016; Li v.d., 2018]. Aracın 15 ton taşıma kapasitesi ile Ay yüzeyine rahatça insan, bilimsel teçhizat, habitat elemanları ve çeşitli araçlar götürülebilir.

16 Temmuz 2028'de fırlatılması için tasarlanan JELLY (Adjustable Expetitive Lunar Landing Conveyor), NASA'nın Space Launch System (SLS) roketiyle fırlatılacaktır. Tek parça olarak fırlatılacak JELLY'nin fırlatma kütlesi 55000 kg olacaktır.

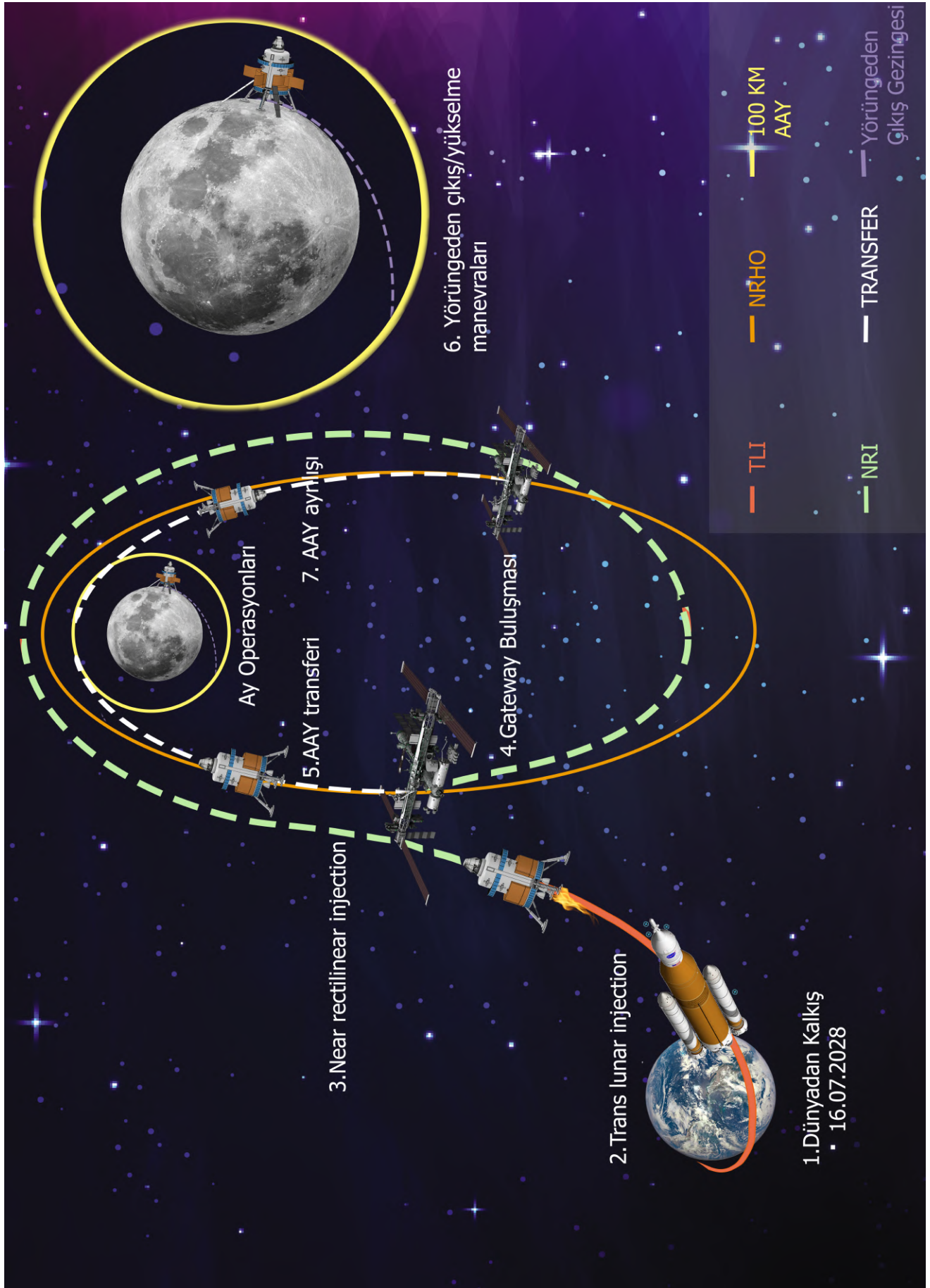
Bu bildiride anlatılan uzay aracı tasarımı AIAA 2019 Space Design Yarışmasında yarışmış ve üçüncü olmuştur.

Görev ve Tasarım

İstasyon için belirlenen yörünge, odağı Ay-Dünya sisteminin L2 noktası olacak şekilde güney yönlü bir NRHO'dur (Near-Rectilinear Halo Orbit). Bu yörünge'nin periyodu yaklaşık 7 gün olup, en yakın Ay geçişi 3000 km, en uzak Ay geçişi ise 70000 km civarındadır. Sonuç olarak, Şekil 1'de gözüktüğü gibi istasyon yörüngesinin büyük kısmında Ay'ın güney kutbunu görecekler. Bu kararın sebebi son zamanlarda bu bölgede buz buluntularına rastlanması [Li v.d., 2018] ve NASA'nın bu bölgeye çeşitli görevler tanımlamış olmasıdır [Dunbar, 2019].

Araç tasarımı mürettebat ve kargoyu dış etkilere karşı korurken, mürettebat için sağlıklı ve verimli bir çalışma ortamı yaratacak şekilde yapılmıştır. Alçalma ve yükselme aşamalarında gerekli itkiyi 4 adet RL10C-1 motoru sağlayacaktır. Araç radyasyon, ay tozu ve yüksek sıcaklık değişimlerinden korunmak için çok katmanlı yalıtıma sahiptir. Bunun yanı sıra aktif ısı kontrol sistemi, bütün görev fazlarında sistemleri optimal sıcaklık aralıklarında tutacaktır. Aracın dört tarafında yer alan dört özdeş radyatör artık ısı enerjisi reddetmek için kullanılacaktır. Yönelim belirleme için araçta güneş sensörleri, yıldız izlerler, atalet ölçüm birimleri, kenetlenme ve iniş sensörleri bulunur. 4 Paket 8 RD-40, toplamda 32 adet RCT yönelim kontrolü için kullanılır. İletişim sistemi sırasıyla Ka Bant ve S-Bant frekanslarında çalışan Yüksek Kazançlı Parabolik Anten ve Düşük Kazançlı Hemi Anten ile bir adet yedek sistemden oluşmaktadır. Veri Kodlama sistemi her şartta kesintisiz çalışma sağlaması için dört adet radyasyona dayanıklı RAD5545 bilgisayar ve birçok veri saklama ünitesinden oluşmaktadır. Elektrik Güç Sistemi tasarımında güvenlik ön planda tutulmuş, araca kesintisiz güç sağlanması amaçlanmıştır. Güç üretimi Merametphic 4. nesil CPV güneş hücrelerinden oluşan ultraflex güneş paneli sistemi ile, güç depolaması ise Saft VL51ES Batarya Hücreleri ile sağlanmaktadır.

16 Temmuz 2028'de fırlatılması planlanan araç, fırlatma roketi aracılığıyla Ay'a doğru bir gezeğe sokulacaktır. İlk aşamada istasyon ile buluşmak için bir Near-Rectilinear Injection manevrası ile istasyonun kullandığı Ay-Dünya sisteminin L2 noktasında yer alan Near-Rectilinear Halo yörüngesine sokulacaktır [Lee v.d., 2017]. İstasyona kenetlendikten sonra Ay yüzeyine operasyonlara hazır hale gelecektir. Ay üzerinde istenilen herhangi bir noktaya inebilmek için araç önce bir Alçak Ay Yörüngesine (AAV) girmelidir. Düzlem değişikliği gerçekleştirmek için gereken yüksek miktardaki ΔV , uçuş süresini artırarak azaltılabilmektedir. Işık, güneş enerjisi veya ısı olmayan ay gecelerinden kaçınmak için, iniş zamanı istenilen noktanın Güneş tarafından aydınlatıldığı zamana denk gelecek şekilde planlanacaktır. Acil durumlara karşı araç, güneş ışığı olmadan da 24 saat işlevsel kalabilecektir. Araç Ay'ın Dünya'ya yakın tarafında olduğu zamanlarda Deep Space Network (DSN) ile iletişim kuracak, uzak olduğu zamanlarda ise doğrudan istasyon ile iletişim kuracaktır.



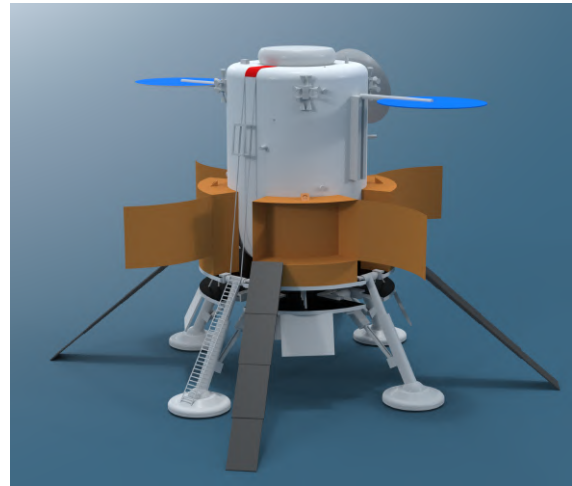
Şekil 1: Görev Özeti

Aracın insanlı görev ve kargo görevi şeklinde iki farklı görev türü bulunmaktadır. İnsanlı görevlerde Ay yüzeyinde 24 saat boyunca mürettebatın ihtiyaçları karşılanacaktır. Ancak gerekli hayat destek sistemleri aracın kütlesini, dolayısıyla gerekli ΔV 'yi arttırmaktadır. Bu artışı karşılamak için ya yakıt miktarı artırılmalı, ya da uçuş süresi uzatılmalıdır. Maksimum güvenlik sağlamak için insanlı görevlerde uçuş süresini arttırmak tercih edilmemiştir, ancak yakıt miktarı arttırmak hem aracın kütlesini hem de maliyeti arttırmaktadır. Bu problemi çözmek için, araç kütlesini minimuma indirecek şekilde tasarlanmıştır. Bu amaçla kargo kapsülleri aracın etrafına montelenmiş, kargo taşınmayacağı zaman çıkartılabilir yapılmıştır. İnsanları barındıracak Dragon kapsülü ise kargo görevlerinde istasyonda bırakılacaktır. Görev modu konfigürasyonları Şekil 2'de verilmiştir.



(a) **Kargosuz Astronot Modu**

Kargo kompartmanları yakıt kullanımını azaltmak için kaldırılmıştır



(b) **Kargo Modu**

Dragon kapsülü yakıt kullanımını azaltmak için kaldırılmıştır

Şekil 2: Görev Modu Konfigürasyonları

YÖNTEM

Araç tasarımı yapılırken en güncel yöntemler kullanılmaya özen gösterilmiştir. Üç farklı konsept tasarım yapılmıştır ve bunlar arasında karşılaştırmalı keşif çalışması yapılmıştır. Keşif çalışmaları yapılırken aracın toplam kütlesi, istenen tarihe kadar üretilebilirliği, maliyeti, aracın kapasitesi ve güvenilirliği gibi konular ele alınmıştır. Dahası, alt sistemlerin tasarımı sırasında verilen bütün kararlar bir çok etkeni içeren keşif çalışmaları sonucunda alınmıştır. Aracı Dünya'dan Ay yörüngesine göndermek için en güvenli ve basit yöntem tek parça halinde göndermek olacağından, tasarımı yaparken mevcut ve planlanan fırlatma araçları incelenmiş ve araç, boyutları NASA'nın Uzay Fırlatma Sistemi (SLS) aracının kapasitesini aşmayacak şekilde tasarlanmıştır.

İstasyonun yörüngesi ve kullanılacak aracın transfer gezinmesi bu projenin bir parçasıdır. Yörüngeler ve gezinmeler hesaplanırken General Mission Analysis Tool (GMAT) ve Systems Tool Kit (STK) programları kullanılmıştır. Bu programlar aracılığıyla optimum transfer gezinmeleri hesaplanmıştır ve hesaplar aracın iki farklı uçuş modu için karşılaştırmalı olarak çalışmada yer almıştır. Optimizasyon yapılırken insanlı uçuşlar için sürenin kritik olması; kargo transfer uçuşları içinse yakıt miktarının minimum olması sağlanmıştır. Kullanılacak itki sistemleri, iletişim sistemleri, elektrik güç sistemleri,

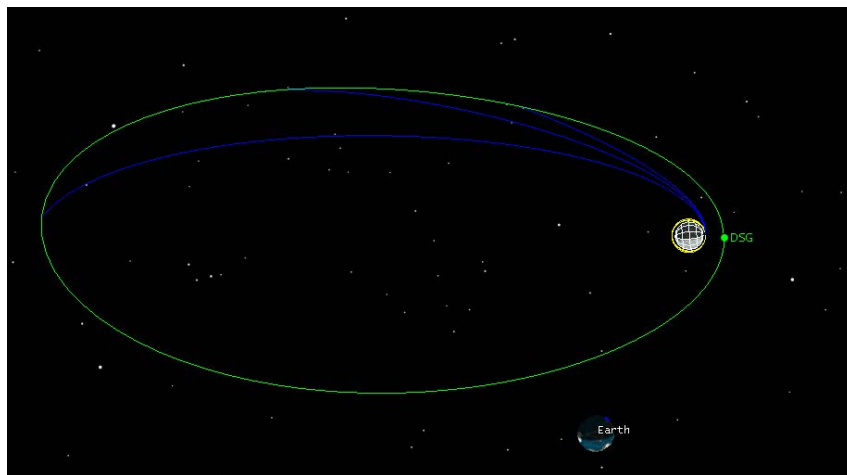
yönelim ve kontrol alt sistemleri için Matlab ortamında simülasyonlar oluşturulmuştur. Aracın mekanik tasarımı için CATIA programında tasarlanıp, analizlerine yer verilmiştir. Bu çalışmalara ek olarak detaylı maliyet analizi, aracın üretileceği konumlar, zamanlar ve çalışacak kişi sayısı ve detaylı bir risk analizine yer verilmiştir. Son olarak da aracın ömrü ve bakım periyotlarını belirleyen çalışmalar yapılmıştır.

Yörünge Çalışmaları

Dünya'dan kalkış için Uzay Fırlatma Sistemi'nin kullanılması planlanmaktadır. Bu sistem, yüksek taşıma kapasitesinin yanı sıra bir Ay-Doğrultusuna giriş (TLI) manevrası ile aracı Ay'a doğru bir gezeğe yerleştirebilmektedir [Dunbar ve Harbaugh, 2019]. Yaklaşık 185 km yüksekliğinde bir park yörüngesine yerleşip ardından Ay-Doğrultusuna giriş manevrasını gerçekleştirdikten sonra, Uzay Fırlatma Sistemi görevini tamamlamış olacaktır. Bu noktadan sonra JELLY, yaklaşık 4.5 gün sürecek olan yolculuğuna tek başına devam edecektir. Kendi itki sistemini kullanarak, yeri geldiğinde ise Gezeğe Düzeltme Manevraları (TCM) gerçekleştirecek olan araç, Ay'a yeterince yaklaştığı zaman aynı şekilde bir Near-Rectilinear giriş (NRI) manevrası ile İstasyon'a kenetlenebileceği bir yörüngeye girecektir. Hemen ardından kalan yakıtını ve tepki kontrol sistemini (RCS) kullanarak kenetlenme operasyonuna başlayacaktır. Bu operasyon yaklaşık 400 m/s kadar küçük bir hız değişimi ile yapılabilmektedir. Operasyonun süresi henüz belirlenememekle beraber Dragon kapsülünün Uluslararası Uzay İstasyonu ile kenetlenmesinden yola çıkarak yaklaşık 27 saat olacağı tahmin edilmektedir [SpaceX, t.y.]. Fırlatma 2028 yılında planlandığı için, GMAT yazılımını kullanarak 2028 senesinin farklı zamanları için ΔV hesapları yapılmış, en uygun fırlatma zamanının Temmuz ayı olduğuna karar verilmiştir.

Görevin en kritik noktalarından biri aracın bulunacağı yörüngenin tasarlanmasıdır. Tasarlanacak yörünge, aracın boyutlarını ve alt sistemlerini değiştirdiği gibi görev süresini ve kapasitesini belirleyen ana faktörlerdendir. NASA, istasyonun NRHO yörüngesinde olacağını belirlemiştir. Bu yörüngeden Ay yüzeyine ulaşmak için birçok yörünge tasarlanabilmektedir fakat çoğu transfer yörüngesi görev isterlerini karşılayamamaktadır veya aracın üretimini imkansız hale getirmektedir.

Şekil 3'te görüldüğü gibi NRHO yörüngesinden Alçak Ay Yörüngesine çeşitli gerçek anomali açılarında transfer mümkündür. Burada Ay'a yaklaştıkça transfer yörüngesinin ΔV değeri artarken süre düşmekte, Ay'dan uzak noktalarda yapılan transferlerde ise süre artmaktadır. Bu problem simülasyonlar ile optimize edilmiş, kargo ve astronot görevleri için ayrı ayrı optimum değerlere ulaşılmıştır.



Şekil 3: STK Ortamında Oluşturulmuş NRHO Yörüngesinden Alçak Ay Yörüngesine Çeşitli Transfer Yörüngeleri

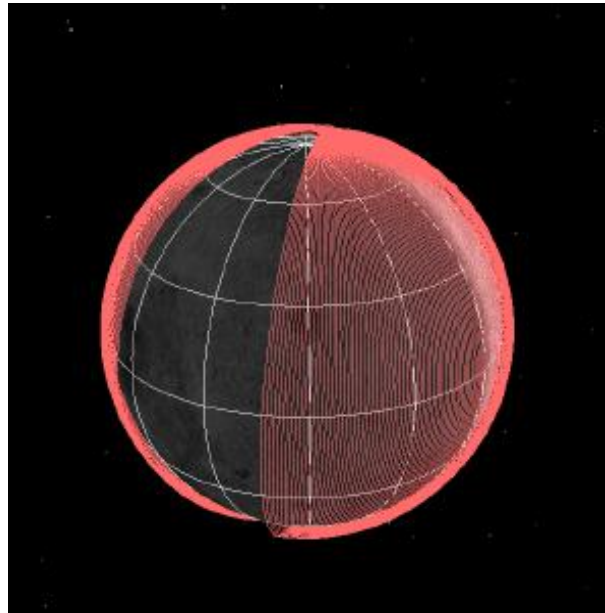
Farklı görev senaryoları için transfer yörüngeleri, süreleri ve enerji miktarları Tablo 1’de verilmiştir. NRHO yörüngesinden, gerçek anomali açısı 230-250 derece civarında ayrılma gerçekleşirse bu manevranın maliyeti 720-750 m/s civarında olurken transfer süresi yarım günden biraz az tutmaktadır. Bu değerler insanlı görevler için uygun bulunmuştur. Görev süresini daha fazla uzatarak yakıttan tasarruf etmek mümkün olsa da insanlı görevler için görev süresi ana kriter olarak seçilmiştir.

İnsanlı görevlere karşılık, kargo görevlerinde süreden çok yakıt miktarı kısıtlayıcı faktördür. Yüze kargo bırakıp, istasyona geri gelecek aracın transfer yörüngesinde geçirdiği süreden feragat edip, yapılan tasarruf ile kargo miktarının yüksek değerlere çıkarılması mümkündür. Bu durumda NRHO yörüngesinin apoapsis civarında ayrılma gerçekleştirerek AAY’ye Hohmann benzeri bir transfer yapılması planlanmıştır. Kargo görevleri için transfer süresi 1.5 gün civarında olurken gereken hız değişimi 650-700 m/s değerlerine düşmektedir.

Tablo 1: Farklı Görev Senaryoları İçin Transfer Yörüngeleri, Süreleri ve Enerji Miktarı

Görev Modu	Ayrılma Gerçek Anomalisi	Transfer Süresi	ΔV
Astronot	230-250	<0.5 gün	720-750 m/s
Kargo	190-210	1.5 gün	650-700 m/s

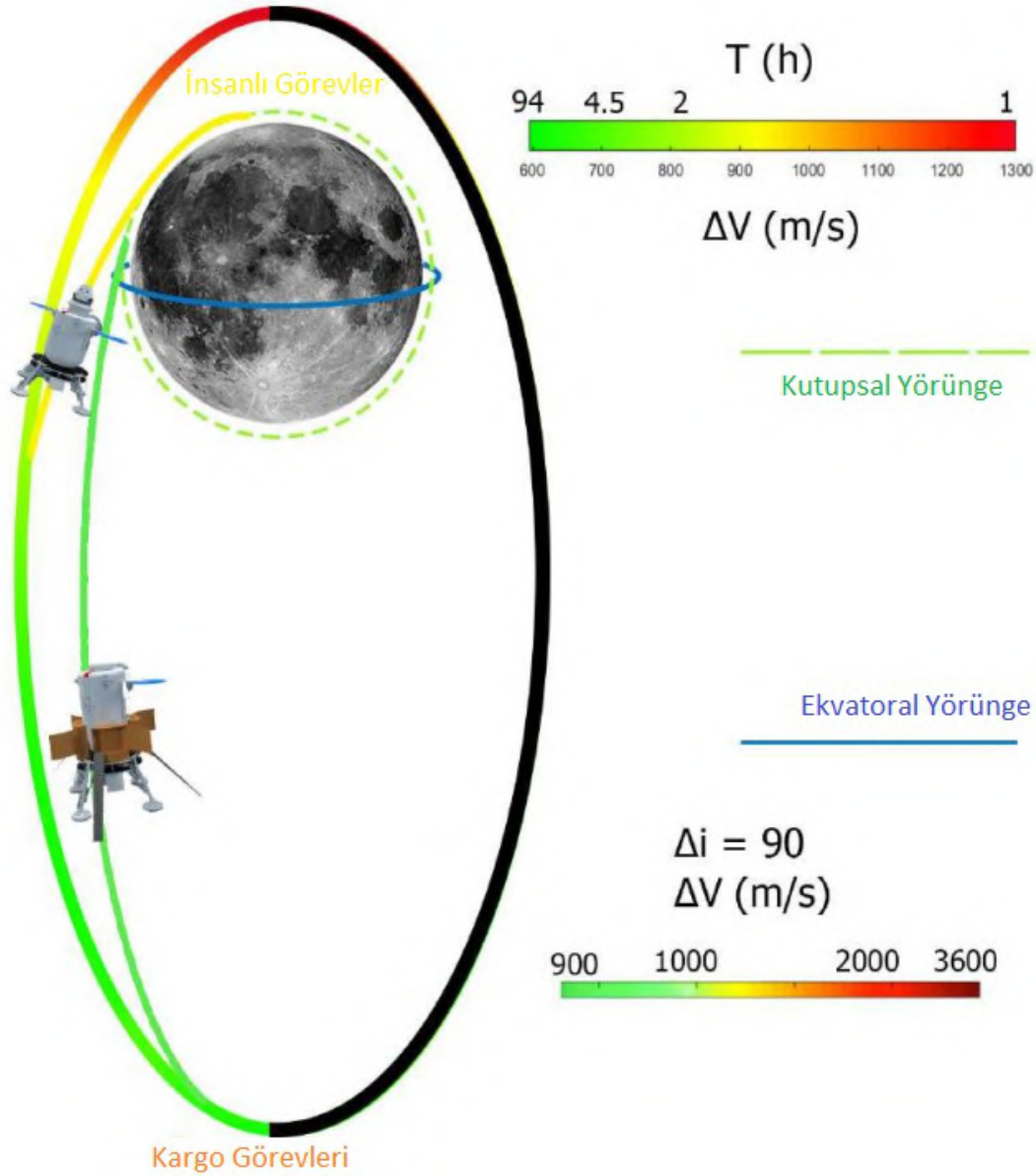
Araç, kutuplar üzerinde hareket eden bir yörüngede dolandığı için kutup bölgelerine yukarıda anlatıldığı şekilde erişmek mümkündür. Bunlara ek olarak ekvator bölgelerine erişmek için iki farklı senaryo mevcuttur. Bunlardan ilki iniş yapılacak bölgenin yörüngeyle kesişmesi veya kesişene kadar beklenmesi, diğeri ise yörüngenin eğiminin değiştirilmesidir. Yörüngenin eğimini değiştirmek çok fazla yakıt tüketimi gerektirdiği için olabildiğince bu manevradan kaçınılmıştır. Şekil 4’te görüldüğü gibi, Ay’ın kendi eksenini etrafındaki dönüşünden faydalanılarak Ay yüzeyinde herhangi bir noktaya, görev süresinden feragat ederek, ulaşmak mümkündür.



Şekil 4: 100 km Yüksekliğe Sahip Bir Dairesel yörüngenin 10 günde taradığı alanın STK Ortamında Modellenmesi

İnsanlı görevlerde süre sınırlayıcı bir faktör olduğundan dolayı minimumda tutulmaya çalışılmış, dolayısıyla yörüngenin eğiminin değiştirilmesi tercih edilmiştir. Şekil 5 ayrılma gerçek anomali ile

yapılan manevra arasındaki ilişkiyi göstermektedir. Şekilde yukarıdaki çubuk herhangi bir eğim açısı değişimi olmadan yapılan kutupsal yörünge transferi için süre ile ΔV ilişkisini gösterirken, aşağıdaki çubuk tam 90 derecelik bir eğim açısı değişimi için yukarıdaki ile aynı sürelerde meydana gelen ΔV farkını göstermektedir. Sonuç olarak, insanlı görevlerde kutupsal yörüngeler için 750m/s değerinde ΔV kullanılacak ve transfer 5 saat sürecektir. Ekvatorial yörüngeler için ise 950m/s ΔV kullanılacak ve transfer 60 saat sürecektir.



Şekil 5: Farklı Görev Modları İçin Ayrılış Gerçek Anomalisi ve Manevra İlişkisi

AAY'den yüze inş gerçekleştirmek için Apollo görevlerinde kullanılan yolun benzeri izlenilerek 100 km yüksekliğinde bir dairesel yörünge kullanılacaktır [Watkins, 2009]. İstenilen yörüngeye ulaşıldığında 80 m/s tutarında bir manevra ile 40 dakika sürece olan inş evresi başlatılacaktır. Son çalışmalar, inş gezinesini farklı bölmelere ayırmaktansa tek bir parabolik gezinge kullanmanın daha avantajlı olduğunu ortaya koymuştur [Wilhite v.d., 2008]. Aracın YBK sistemi yardımıyla 1850 m/s ΔV gerektiren inş gerçekleştirelecektir.

Ay yüzeyinden kalkış evresi dikey yükselme, eliptik yörüngeye giriş ve yörüngeyi daireselleştirme şeklinde üç aşamadan oluşmaktadır. Dikey yükselişte olan aracı istenilen yörüngeye yerleştirebilmek için doğru zamanda doğru uçuş yolu açısı sağlanmalıdır. Sonrasında Ay'ın kütleçekim kuvveti zamanla açığı arttıracaktır. Söz konusu "yerçekimi dönüşü" etkisini modellemek için zamana bağlı olarak aracın kütle değişimini ve Ay'ın yerçekimi ivmesi değişimini hesaba katan bir MATLAB simülasyonu oluşturulmuştur. Ay'ın bir atmosferi olmadığı için, sürüklenme ve ısınma hesaplarına gerek kalmadan yalnızca yerçekiminden kaynaklı kayıpları hesaplayarak aracın kalkış gezeşini oluşturulmuş ve 15x100 km yörüngesine girebilmek için verilmesi gereken uçuş açısı ve bu açının verilmesi gereken yükseklik bulunmuştur. Araç belirlenen yüksekliğe vardığı zaman Güçlendirilmiş Açık Yönlendirme / Powered Explicit Guidance (PEG) algoritması yardımı ile bir tek eksenli dönüş (SAR) manevrası yaparak istenilen yörüngeye girecektir [Merriam ve Sostaric, 2008]. Bu yörüngenin ayberi yüksekliği 15 km olarak belirlenmiştir. Bunun sebebi alçak yüksekliğe çıkmak daha az yakıt harcayacaktır ve 15 km ay için en düşük güvenli yükseklik sayılmaktadır [Bernett ve Price, 1964]. Araç ayöte noktasına ilk geldiği zaman ise önce bir Nominal Düzeltici Kombinasyon Manevrası (NDK) ile oluşabilecek hataları giderip ardından bir ateşleme yapılarak yörünge daireselleştirilecektir. Şekil 6 bu evreyi özetlemektedir. Bu evrede dikkat edilmesi gereken bir konu, Ay'ın kendi eksenindeki dönüşü dolayısıyla yüzeyde bekleyen aracın yöneliminin İstasyon'un kutupsal yörüngesine göre değişecek olmasıdır. Bu durum, aracın kalkış sırasında doğru çıkış düğümüne ulaşmasını gerektirmektedir, aksi halde ulaşılan yörünge ile İstasyon'un yörüngesi farklı düzlemlerde olacaktır. Doğru yörüngeye ulaşabilmek için ya kalkış sırasında sapma açısı verilmeli ya da yörüngeye girildiğinde düzlem değiştirme manevrası yapılmalıdır. Hesaplamalara göre en az ΔV gerektiren yöntem yaklaşık 100 m/s ile ikincisidir. Bütün aşamaların detayları Tablo 2'de verilmiştir.



Şekil 6: Ay'dan Kalkış Evresi

Tablo 2: Ay'dan Kalkış Detayları

Gezinge Olayı	Tahmini Süre (s)	ΔV (m/s)	Ulaşılan ayöte/ayberi (km)
Kalkış	10	-	-
Yörüngeye giriş	370	1872	100/15
Düzlem değişimi	-	100	100/15
NDK	3420	10	100/15
Daireselleştirme	3540	18.5	100/100
Toplam	7340	2000	100/100

Yörünge ve gezinge hesapları ve simülasyonları için kullanılan programlardan alınan çıktılar derlenmiş ve Tablo 3 ile Tablo 4'te verilmiştir. Sonuçlar birden çok simülasyon yazılımı ile kontrol edilip desteklenmiştir.

Tablo 3: Astronot Modunda Gezinge Özeti

	Yakın Taraf Ekvator		Yakın Taraf Kutupsal		Uzak Taraf Kutupsal		Uzak Taraf Ekvator	
	ΔV (m/s)	T (h)	ΔV (m/s)	T (saat)	ΔV (m/s)	T (saat)	ΔV (m/s)	T (saat)
NRHO - AYY	950	66	750	5	750	5	950	66
AYY - Yüzey	1950	1	1950	1	1950	1	1950	1
Yüzey - AYY	2000	1	1900	1	1900	1	2000	1
AYY - NRHO	800	60	800	60	800	60	800	60
Toplam	5700	128	5400	67	5400	67	5700	128

Tablo 4: Kargo Modunda Gezinge Özeti

	Yakın Taraf Ekvator		Yakın Taraf Kutupsal		Uzak Taraf Kutupsal		Uzak Taraf Ekvator	
	ΔV (m/s)	T (saat)	ΔV (m/s)	T (saat)	ΔV (m/s)	T (saat)	ΔV (m/s)	T (saat)
NRHO - AYY	850	88	700	68	700	68	850	88
AYY - Yüzey	1950	1	1950	1	1950	1	1950	1
Yüzey - AYY	2000	1	1900	1	1900	1	2000	1
AYY - NRHO	800	60	800	60	800	60	800	60
Toplam	5600	150	5350	130	5350	130	5600	150

Mekanik Tasarım Çalışmaları

Mekanik tasarım yapılırken maliyet, yoğunluk, özgül mukavemet ve işlenebilirlik özellikleri göz önünde bulundurularak olabilecek en yüksek kalitedeki malzemeler seçilmiştir. İniş takımları için titanyum alaşımları kullanılmış, gerektiği ölçüde hafifletme yapılmıştır. Ağırlık merkezini inişi kolaylaştırmak için olabildiğince aşağıda tutmak hedeflenmiştir. Yakıt tankını taşıyan plakalar tek bir kalın parça yerine, alüminyum honeycomb karbonfiber kompozit malzemeden yapılmış ve ağırlığı arttırmadan yüksek mukavemet elde etmek için aralarına titanyum kiriş sistemi eklenmiştir. Kazanılan boşluk da roket motorunun besleme hattını güvenli tutmak ve aracın boyunda ekstra uzunluktan kaçınmak için kullanılmıştır.

Görevlere yönelik tasarımlarda nihai amaç her iki görev için de mümkün olan en hafif sistemi yapmaktır. Kargo modülleri ihtiyaca bağlı olarak sökülüp takılabildiğinden farklı malzemelerden üretilmektedir. Prototipte kompozit malzemeler kullanılmıştır. Kargo modüllerinin çıkarılabilir olması insanlı görevlerde yakıt tüketimini azaltacaktır. Kargoların Ay yüzeyine rahatça indirilebilmesi için konveyörler kullanılmıştır. Bu aktarım sistemi kargo hacmini daraltmayacak şekilde kargo modülünün içine gizlenmiştir. Kargo modüllerinin üzerinde istasyonda bulunması planlanan Canadarm'a (Canadian Arm) uyumlu bağlantılar bulunmaktadır. Böylece görev esnasında Derin Uzak İstasyonu'nda astronotlara kolaylık sağlanmaktadır.

İnsanlı iniş görevlerinde ise astronotların yüzeye rahatça inebilmesi için yakıt tankının yanında iki astronot taşıma kapasiteli bir asansör ve kalanında kullanılabilecek katlanır bir merdiven eklenmiştir. Araç yüksek olduğundan tamamında merdiven kullanılmasının riskli olduğu düşünülmüş, enerji harcamasına rağmen asansör kullanımı daha uygun görülmüştür.

İniş takımları aracın fırlatma aracına uygun şekilde sığabilmesi için katlı şekilde tasarlanmıştır. Araç roketten ayrıldıktan sonra otomatik olarak açılacak olan iniş takımlarının bir daha kapanmasına ihtiyaç duyulmamaktadır. Bu sebeple ilave elektronik ve mekanik sistemler kullanılmamıştır. Aynı iniş takımlarının uzun süre kullanılabilmesi için tek kullanımlık iniş takımlarının aksine uzay ortamına uygun süspansiyon sistemleri tercih edilmiştir.

Tasarım ve analizler CATIA 3DEXPERIENCE platformunda yüksek güvenilirlikle yapılmıştır. Kütle, eylemsizlik momenti ve hacim hesapları platformda yapılmıştır ve olası hata payı minimumda tutulmuştur. Yapısal analizler için yer yer ANSYS Workbench kullanılmıştır. Örgü modeli için ANSA kullanılmıştır. İlerleyen çalışmalar için yük taşıyan parçalara topoloji optimizasyonu yapılabilir.

Tasarımlar yapılırken geometriler olabilecek en efektif şekilde tasarlanmıştır. Öncelik uygun fırlatma aracına sığacak çapta çalışmak olmuştur. Bunun sonucunda aracın altıgen tablalara oturtulması uygun görülmüştür. Dairesel yerine altıgen tabla kullanmak hem çıkarılabilen kargo kapsüllerinin yerlerine daha rahat oturmasını, hem de aracın toplam ağırlığının azalmasını sağlamıştır. Kargo kapsüllerinin içlerindeki konveyörler kapsüllerin içine sığabilecek şekilde katlandığından, aracın üzerinde fazladan yer kaplamaları engellemiştir. Gerekli kargo hacminin üzerinde hacim yaratılmış, bunu yaparken de astronotların çalışabilecekleri boşluklar kapsüllerin arasında bırakılmıştır. Bir Ay görevinde gerekli olabilecek teçhizatların sığabileceği genişlikte kargo modülleri yapılmıştır. Ancak ilerleyen dönemlerde fırlatma sonrasında kısıtlar ortadan kalkacağı için daha yüksek hacimli kargo kapsülleri araca eklenebilir. Bu tasarım sayesinde aracın minimum gereksinimleri fazlasıyla karşılanmış ve kullanılan yakıtta ciddi ölçüde azalma sağlayabilecek inovasyonlara yer verilmiştir.

Göreve Yönelik Çalışmalar

Araç hem insanlı hem insansız görevlerde çalışacağı için, olabildiğince yüksek performans ve az parça ile çalışacak şekilde tasarlanmıştır. Bu bağlamda araç, insanlı görevlerde kargo kompartmanları geride bırakılabilecek, kargo görevlerinde ise insan kapsülü geride bırakılabilecek şekilde tasarlanmıştır. Bu hususta kullanılacak insan kapsülünü baştan tasarlamak yerine hazır bir tane kullanmak tercih edilmiştir. Bu seçimin en büyük sebebi ise güvenlidir. Daha önce görev tamamlamış bir sistemin güvenilirliği yüksek olacaktır. Diğer bir sebep ise tasarım, üretim ve test gibi aşamaları aradan çıkartarak maliyeti olabildiğince azaltmaktır. Kütle, mürettebat kapasitesi, kullanım ömrü, aktif hayat destekleme süresi gibi özellikler göz önünde bulundurularak, yapılan detaylı bir karşılaştırmalı keşif çalışması sonucu SpaceX firmasının Dragon kapsülünün kullanılmasına karar verilmiştir. Kendi başına 7 insanı 7 gün boyunca destekleyebiliyor olmasının yanı sıra, tamamen otonom bir sistemdir ve pozisyon, hedef, çevre koşulları gibi kritik bilgileri gerçek zamanlı olarak sağlayabilmektedir [SpaceX, t.y.]. Bu sebeplerden ötürü, Dragon kapsülünü kullanmak insanlı görevlerde güvenlik unsurunu büyük ölçüde arttırmaktadır.

Araçta bir kütle sınırı olmamasına karşın, aracın bir çok kere kullanılması planlandığından dolayı yakıt tüketimini olabildiğince düşük tutmak önemlidir. Ayrıca aracın tek fırlatma ile gönderilmesi planlandığından boyutu Uzay Fırlatma Sistemi'ne uygun olmalıdır. Araç tasarımı sırasında bu sınır dikkate alınmıştır. Sistemin genel kütle bütçesi Tablo 5'te verilmiştir. Toplam 56 ton olan kuru kütle, Tablo 1 ve 2'de verilen ΔV değerlerini sağlamak için, yine çeşitli simülasyon yazılımları ile hesaplanan yakıt kütlesi ile beraber 220 ton civarında bir ıslak kütleyle çıkmaktadır.

Tablo 5: Kütle Bütçesi

	Astronot Modu(kg)	Kargo Modu(kg)
Yararlı Yük	7484	15000
Fırlatma Aracı Yakıt	147039	161399
Yörüngede Kuru Kütle	49067	55958
Yörüngede Islak Kütle	196106	217357
Fırlatmadaki Araç Yakıtı	9842	
Fırlatma Adaptörü	4202	
Fırlatma Kütlesi	55003	

Aracın bakımlarının İstasyon'da yapılabileceği varsayılmıştır. Bu sebepten ötürü parçalar seçilirken sökölüp değiştirilebilecek olanlara öncelik verilmiştir. Nihayetinde aracın dış bir hasar almadıkça, İstasyon görevini tamamlamadıkça veya yerine daha iyisi yapılmadıkça görevini sürdürebilecek olması öngörülmektedir.

Tasarım, geliştirme, üretim ve test aşamalarının istikrarlı ve dikkatli bir şekilde ilerlemesi önem arz etmektedir. Zira herhangi bir hata milyar dolarlık zararlara yol açabilmekte ve insan güvenliğini tehlikeye atabilmektedir. Olabilecek herhangi bir hatanın erkenden tespit edilip giderilebilmesi için bu süreç olabildiğince uzun tutulmalıdır. Bu sebepten ötürü projenin ilk fırlatma anına kadar 8 sene süreceği öngörülmektedir.

Tasarımın başlangıcından Ay'a ilk iniş anına kadar harcanacak toplam paranın yaklaşık \$8,992 milyar olması beklenmektedir. Hataları karşılamak için ayrılacak %10'luk bir marjin ile beraber proje için ayrılması gereken bütçe 10 milyar doları bulmaktadır. Bu hesabı yaparken parametrik tahmin yöntemi kullanılmış ve daha önce gerçekleşen Ay ve Mars görevleri ile karşılaştırılarak teyit edilmiştir [Wertz ve Larson, 1999].

Son olarak oluşabilecek risk unsurları, bunların göreve olacak etkileri ve olası çözümleri tanımlanmıştır. Kritik zarar oluşturabilecek risklerin oluşma olasılığının %5'ten düşük, zararlı veya giderilebilir risklerin ise %35'ten fazla olmadığına karar verilmiştir. Bu sonuçlara göre projenin devam etmesinde bir sakınca görülmemektedir. Ancak Uzay Fırlatma Sistemi'nin üretiminin gecikmesi fırlatma tarihlerini değiştireceği için, duruma göre tekrar hesap yapılması gerekebilir.

Alt Sistem Çalışmaları

Aracın görevini yerine getirebilmesi için gereken alt sistemler bu başlık altında incelenmiştir.

İtki Sistemi:

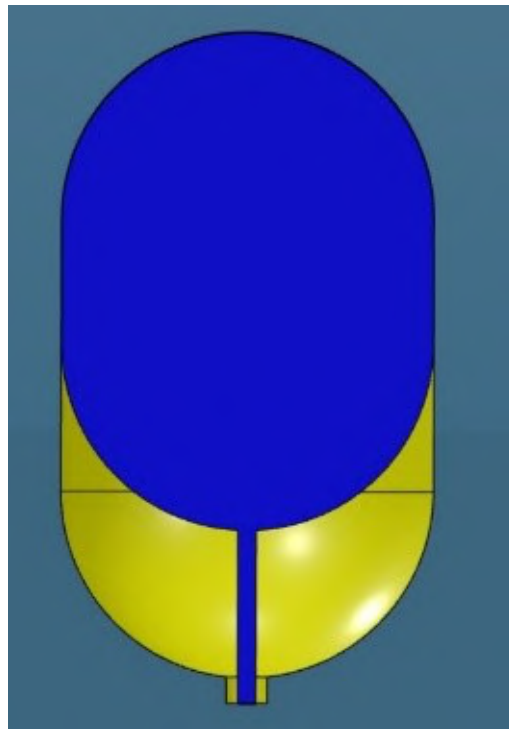
İtki sisteminin ana görevi aracın bir gidiş-geliş tamamlayabilmesi için gereken 5350-5700 m/s aralığındaki ΔV 'yi sağlamaktır. Sistem aynı zamanda araca Ay yüzeyinden kalkabilmesi ve ivmelenip istenen yörünge hızına ulaşabilmesi için gerekli itkiyi de sağlamalıdır. Bunlara ek olarak, Ay yüzeyine inip tekrar yüzeyden kalkması gerektiği için yeniden ateşlenebilir olması gerekmektedir.

Tasarım gereksinimleri göz önüne alındığı zaman, sıvı yakıtlı motor kullanılması uygun görülmüştür. Bu noktada, gereken yakıt miktarı hem kütle hem hacim açısından araç boyutu için birincil etkiye sahiptir. Altı farklı yakıt-oksitleyici çifti arasında gerçekleştirilen karşılaştırmalı keşif çalışması sonucu LOX/LH2 çiftinin uygun olduğuna karar verilmiştir. Bunun en büyük sebebi diğer seçeneklere kıyasla en az yoğunluğa sahip olması ve toksik olmamasıdır. Bu yakıt çiftini kullanan motorlar için geniş çaplı bir araştırma yapılmış ve bunun sonucunda Aerojet Rocketdyne tarafından geliştirilen RL10C-1 motoru uygun görülmüştür. Motor özellikleri Tablo 6'daki gibidir.

Tablo 6: RL10C-1 Motor Özellikleri

Özgül itki (Isp)	449.7 s
MR (Kütle oranı)	5.5
İtki	101820 N
Lüle Çapı	1.45 m
Uzunluk	2.18 m
Kütle	191 kg

Yörüngesel manevraları gerçekleştirmek için gereken yakıt kütlesi Tsiolkowsky roket denklemi kullanılarak hesaplanmıştır. Olabildiğince doğru sonuç elde etmek için hesaplamalar kalkıştan başlanarak tersine yapılmıştır. Ay yüzeyinden AAY'ye kalkış esnasında “yerçekimi dönüşü” ve yerçekimi kaynaklı kayıplar göz önünde bulundurularak ΔV ve bağlı olarak yakıt kütlesi hesaplanmıştır. Bunun için “Yörünge Çalışmaları” kısmında belirtilen MATLAB simülasyonu kullanılmıştır. Ayrıca bu simülasyon sonucunda gerekli itki miktarı elde edilmiş ve buna bağlı olarak dört adet motorun aracı Ay yüzeyinden kaldırması için yeterli olacağına karar verilmiştir. Hesaplamalar kullanılabilir yakıt kütlesini 140960 kg olarak vermiştir. Yaklaşık %14.5’lik bir marjin söz konusu olduğunda, araca bir gidiş-dönüş için yüklenmesi gereken toplam yakıt kütlesi 161399 kg olarak belirlenmiştir. Bunun 24381 kg’ı yakıt, 136568 kg’ı ise oksitleyicidir. Yakıt tankı malzemesi olarak titanyum seçilmiştir. Kriyojenik yakıtların kullanımında oksitleyici ve yakıt için ayrı tank kullanımı ek besleme hattı parçalarının kullanımı gibi birçok zorluğu beraberinde getirmektedir. Bu durumda da sistem karmaşıklığı artmakta ve güvenilirlik azalmaktadır. Bu sebeple Şekil 7’de gösterildiği gibi tek büyük monokok bir tank kullanımı uygun bulunmuştur. %3’lük bir fire oranı da eklendiğinde, oksitleyici tankı $124m^3$ ve yakıt tankı $360m^3$ olarak hesaplanmıştır. Toplam hacim ise $484m^3$ ’tür. Basınçlandırıcı olarak hafif ve asal bir gaz olması sebebiyle helyum seçilmiştir.



Şekil 7: Yakıt Tankı Tasarımı

Güç Sistemi:

Uzay aracının güç sistemi gücün üretilmesinden, kontrolünden ve dağıtılmasından sorumludur. Birçok aktif çalışan sistemin performansı güç sistemi ile doğru orantılıdır.

Güç kaynağı ve miktarı belirlenirken en kötü durumlar göz önüne alınmış, ve her alt sistemin harcayacağı en yüksek güç ve azami tutulma süreleri göz önünde bulundurulmuştur.

Hesaplamalar sırasında Dragon modülünün azami enerji tüketimi (4kW) [Simon ve Nored, 1987] ve diğer sistemlerin tahmini enerji ihtiyaçları üzerine %20 marjin konularak hesaplanmıştır. Sonuçlar Tablo 7'de özetlenmiştir.

Tablo 7: Tahmini Güç Bütçesi

Tahmini görev yükü gücü	4 kW
Tahmini alt sistem gücü	7 kW
Marjin	1.4 kW
Toplam güç	12.4 kW

JELLY'nin ihtiyaç duyduğu orta seviye güç miktarı ve uzun ömürlü olması göz önünde bulundurularak, güneş panellerinin kullanılması kararlaştırılmıştır.

Tek tek güneş hücreleri ile bir düzenek oluşturulması yerine bunun hazır tedarik edilmesi tercih edilmiştir. JELLY Ay'a birçok iniş gerçekleştireceği için ve gerçekleştireceği yoğun miktardaki yörünge manevraları nedeniyle güneş düzeneğinin gerektiğinde kendini toplayabilen bir sistem olması kararlaştırılmıştır. Sahip olduğu miras, dayanım, güvenilirlik ve hafiflik sebepleriyle Northrop Grumman ürünü olan ultraflex güneş sistemi tercih edilmiştir [Northrop Grumman, t.y.].

Güneş paneli özellikleri ve hesapları Tablo 8'de verilmiştir. Güneş panellerinin boyutları Ay'a olan mesafedeki ışınlam üzerinden hesaplanmıştır. Bunun üzerinden verim ve paketleme faktörlerine göre ortalama gerekli yüzey alanı ve düzeneğin kütlesi ile yaklaşık boyutları tahmin edilmiştir.

Tablo 8: Güneş Paneli Özellikleri ve Hesapları

Güneş ışınlamı	1368 W/m ²	Sonuçlar	
Verim	%39.80	Ömür sonuna doğru gereken yüzey alanı	50m ²
Degradasyon	%13.9	Düzeneğin çapı	8m
Sıcaklık Verimi	%-5.76	Panel kütlesi(yapısal hariç)	37kg
Ömür	50 yıl	Toplam Kütlev	500kg
Paketleme Faktörü	%90		

Aracın Ay'ın uzak tarafına inebilmesi için güneş panelleri bütün gücü sağlamak konusunda yetersiz kalacağı önförölmüştür. Ayrıca tutulma süreleri de göz önünde bulundurulunca güç depolamanın önemi barizdir. Kütlev, maliyet ve hacim göz önünde bulundurularak şarj edilebilir bataryalar seçilmiştir.

Olabilecek en uzun tutulma 27 saat olarak belirlenmiştir. Bu durum 1 saat iniş, 24 saat yüzey görevi, 1 saat kalkış ve 1 saat güvenlik payı şeklinde hesaplanmıştır.

Gücün dağıtılması için UUI'dekine benzer şekilde DC 120V'lik şebeke gerilimi belirlenmiştir [Scheidegger ve Soeder, 2015]. Nispeten yüksek DC gerilimin yardımı ile daha hafif ve daha ince kablolar kullanılabilmiş, tek gerilim sayesinde daha basit ve özgür bir kablolama kullanılması

sağlanmıştır. Kullanılan gerilim birçok uzay sistemi tarafından desteklendiğinden gerilim regülatörlerine olan ihtiyaç azalmış ve daha az regülatör kullanılması sağlanmıştır.

Sistemde güneş panelleri üzerinden bataryaların şarj edilmesi, oluşan yüke göre kaynakların kullanımının ayarlanması ve batarya sağlığını gözeterek şarj eğrilerinin ve boşalma akımlarının düzenlenerek ayarlanması için güç kontrol üniteleri ve güç kontrol ve dağıtım üniteleri kullanılmıştır.

Yapı:

JELLY'nin yapısal parçalarının tamamı mukavemet/yoğunluk oranı yüksek malzemelerden seçilmiştir. Yük taşıyan iniş takımı ve kiriş sisteminde titanyum alaşımları kullanılmıştır. Kargo modülleri gerektiğinde değişebilecek olmakla beraber karbonfiber kompozit malzemelerden tasarlanmıştır. İşlevsel olan konveyör, merdiven ve asansör gibi yüksek ağırlıklı olmayan parçalar için 8000 serisi alüminyum alaşımları yeterli görülmüştür. Aracın hafifliğinin en önemli etkeni olan ve sistemin tamamını taşıyan alt ve üst plakalar kiriş sisteminin desteği sayesinde ağır metaller yerine alüminyum honeycomb karbonfiber kompozit malzeme kullanılarak tasarlanmıştır. Yapısal elemanlar ve özellikleri Tablo 9'da özetlenmiştir.

Tablo 9: Yapısal Elemanlar ve Özellikleri

Alt Sistem	Parça	Kütle (kg)	Ara Toplam (kg)	Malzeme adı	TOPLAM (kg)
Ana Yapı	Alt Plaka	850	2170	Al Honeycomb Karbonfiber Kompozit	11560
	Üst Plaka	1000		Al Honeycomb Karbonfiber Kompozit	
	Kiriş Sistemi	320		Titanyum	
İniş Takımları	Birincil Dikme	900	6080	Titanyum	
	İkincil Dikme 1	260		Titanyum	
	İkincil Dikme 2	260		Titanyum	
	Fikstürler	100		Titanyum	
Kargo Kapsülleri	Kargo Kapsülü	320	3060	Karbonfiber	
	Konveyör	220		Alüminyum	
Tank Yuvası	Tank Yuvası	850	850	Karbonfiber	
Mürettebat Yapıları	Merdiven	150	300	Alüminyum	
	Asansör	150		Alüminyum	

Yönelim Belirleme ve Kontrol Sistemi:

Yönelim belirleme ve kontrol sistemleri, aracın uzaydaki konum, hız ve yönelim durumunu ölçmekten ve istenilen yörüngeye ve yönelime getirilmesinden sorumludur. Görevde aracın Ay yüzeyine yumuşak iniş, güvenli bir şekilde astronot taşıma ve uzay istasyonu Alçak Ay Yörüngesinde kenetlenmesi planlanmıştır. Bu görevler hataya çok açıktır ve yüksek doğrulukla gerçekleşmesi gerekmektedir. Yönelim belirleme ve kontrol alt sisteminde meydana gelecek bir hata, aracın ve astronotların kaybına yol açabilmektedir. Bu sepelemlerden dolayı, yönelim belirleme ve kontrol sistemleri olabildiğince gürbüz tasarlanmıştır.

Uzayda konum, hız ve yönelim belirlemek için çeşitli sensörler bulunmaktadır. Bu sensörler seçilirken maliyet, güvenlik, güvenilirlik ve ağırlık gibi kriterler gözetilmiştir. Sensörlerin kendini uzay ortamında kanıtlamış olması önemli bir kriterdir, bu noktada kendini ispatlamış veya planlanan fırlatma tarihi olan 2028'den önce bir uzay görevinde kullanılacak modeller seçilmiştir.

Yıldız izlerler, aracın görev boyunca yönelimini tespit etmekte kullanılmaktadır. Yıldız izler olarak Ball Aerospace CT-2020 üç eksenli 0.1 yay saniyesi doğruluğu, düşük enerji tüketimi ve maliyeti sebepleriyle piyasadaki diğer kendini kanıtlamış güneş sensörlerine (Jena Optronik, Terma Space) göre uygun durmaktadır [Ball Aerospace, 2020]. Toplamda 4 adet yıldız izler uygun görülmüştür. Bunlardan 3 tanesi aracın gövdesine eşit aralıklarla yerleştirilmiştir ve birbirlerinin görüş açılarını da keserek bir sensörde oluşacak hata durumunda diğerleriyle telafi edilebilecektir. Son sensör ise

aracın gövdesinin üzerinde yüzeye iniş ve kalkış manevraları sırasında kullanılmak üzere yerleştirilmiştir.

Güneş sensörleri, uzay araçlarının Güneş'e göre yönelimini bulmak için kullanılır. Araç görev süresi boyunca Dünya, Ay ve Güneş sisteminde olacağından güneş sensörü koymak hem yönelimi doğrulamak için ikinci bir ölçüm hem de yıldız izlerinin işlevlerini yerine getirememesi durumunda yedek sensör olarak kullanılabilir. New Space NFSS-411 güneş sensörü birçok görevde kendini kanıtlamış, düşük kütlesi, uygun çalışma sıcaklığı ve 140 derecelik görüş açısıyla tercih sebebi olmuştur [NewSpace, t.y.]. Yıldız izlerinde olduğu gibi 3 adet gövdeye ve 1 adet aracın üst bölgesine yerleştirilmiştir.

Aracın kendi etrafında dönüş hızını tespit edebilmek için ataletsel ölçüm birimleri kullanılmıştır. Honeywell MIMU modeli kendini birçok görevde kanıtlamış ve ısı aralığı en yüksek, güç tüketimi düşük, kütlesi en az olan ataletsel ölçüm birimidir. Düşük maliyet ve hata durumunda yedek olması sebebiyle 6 adet gövdenin çeşitli noktalarına yerleştirilmiştir.

Aracın Dünya'ya ve Ay'a göre konumları çeşitli sensörlerle elde edilebildiği gibi, bu durumun Dünya'dan tespiti mümkündür. Deep Space Network (DSN), Apollo görevlerinden beri uzay araçlarının Dünya'ya göre konumunu ve hızını tespit etmekte kullanılmaktadır [Wertz ve Larson, 1999]. 1 astronomik birim (AU) uzaklıktan 150 metre doğrulukla ölçüm yapan ve Dünya etrafına yayılmış iletişim ağı ile Deep Space Network ölçümlerde kullanılacaktır [Wertz ve Larson, 1999].

Aracın Derin Uzay İstasyonu ile buluşma ve birleşme operasyonları için seçenekler çok kısıtlı olup, Dragon kapsülünün kendi sistemi dışında kargo görevlerinde kullanılmak üzere Jena-Optronik RVS 3000 modeli kullanılacaktır. [Jena-Optronik, t.y.] 0.05 derece ölçüm ve kenetlenme hassasiyeti ve daha önce kullanılmış olması sebebiyle tercih edilmiştir [Jena-Optronik, t.y.].

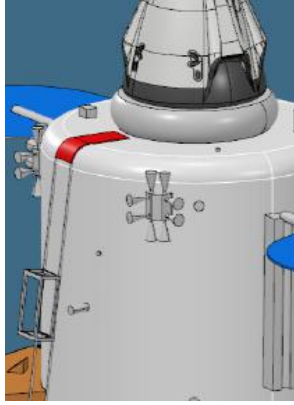
Ay yüzeyine iniş Apollo görevlerinden beri üzerine çalışılmış olmasına rağmen oldukça karışıktır ve görevin en tehlikeli bölümü olduğu söylenebilir. Astronot taşıyacak bir uzay aracının tam istenilen bölgeye araca zarar vermeden, yüksek doğrulukla inmesi çok önemlidir. NASA son yıllarda bu konu üzerine epey çalışma yapmış ve gezegen yüzeylerine iniş için kendi alt sistemini geliştirmiştir. Landing and Hazard Avoidance Technology (ALHAT) diye isimlendirilen sistem yüzeyin inişten önce topografisini çıkaran sensörler, yükseklik sensörleri, yüzeye göre hız ölçen sensörler ve ivme sensörleriyle donatılmıştır [Carson v.d., 2014]. ALHAT sistemi JELLY'ye entegre edilmiştir [Brady ve Schwartz, 2007; Hirsh v.d., 2011].

İstasyon ve yüzey arasında seyahat ederken, kenetlenme ve yüzey inişleri sırasında çeşitli yörünge ve yönelim değiştirme manevraları bulunmaktadır ve yönelim kontrol sistemleri buna göre seçilmelidir. Uydularda reaksiyon tekerleri veya reaksiyon moment jiroskopları kullanılsa da bu sistemleri büyük uzay araçları için boyutları ve ağırlıklarından dolayı uygun değildir. Bu sebepten dolayı, Apollo görevlerinde ve modern uzay araçlarında (Dragon, Soyuz) olduğu gibi, reaksiyon itki sistemleriyle kontrol sağlanacaktır [Hassani, Ghorbani ve Pasand, 2017].

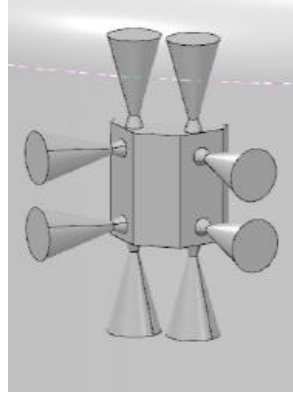
Reaksiyon kontrol sistemlerinin büyük çoğunluğu sıkıştırılan gazın aracın etrafına yayılmış lülelerden çok kısa aralıklarla atılması prensibiyle çalışır [Edwards, Svenson ve Chandler, 1981]. Bu alt sistemleri seçerken sistemin reaksiyon süresi, güvenilirliği, itki miktarı, kullanım ömrü fiyatı ve yakıt tipi gibi çeşitli kriterler ile karşılaştırma yapılmış ve Aerojet R-4D modeli uygun görülmüştür. NASA ve birlikte çalıştığı birçok özel uzay şirketi Aerojet firmasının itki sistemlerini kullanmaktadır ve R-4D modeli uzayda kendini kanıtlamıştır. Bunun yanı sıra, 3.4 kg kütlesi, 490 N anlık itkisi ve 20000 itmeye yakın çalışma süresiyle görev için oldukça uygundur.

Görev süresi boyunca gereken yakıt miktarı ve itki sisteminin araca yerleştirilmesi hesaplanırken Apollo görevlerine ait dökümanlar incelenmiştir [Vaughan, 1968]. Apollo görevleri sırasında Ay'a yolculuk eden araçların toplam kaç manevra yaptığı, nerede yaptığı ve bu manevralar sırasında ne

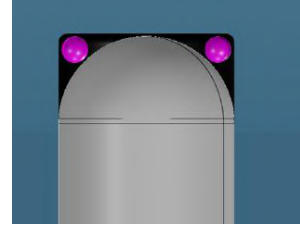
kadar yakıt kullanıldığı kayıt altındadır [Vaughan, 1968]. Basit modellemeler ile MATLAB ortamında simülasyon oluşturulmuştur ve JELLY için gerekli yakıt miktarı ve R-4D miktarları hesaplanmıştır. Apollo görevlerinde elde edilen ivmelenme kapasitesi baz alınarak elde edilen sonuçlarda 32 adet Aerojet R-4D itki sisteminin görev için yeterli olacağı görülmüştür. Astronotlu ve kargo görevleri için, güvenlik payıyla birlikte, ortalama 1950 kg NTO/MMH yakıt 2 ayrı tanka yerleştirilmiştir. Bu tanklar JELLY'ye ait ana tankın üst kısımlarına yerleştirilmiştir ve bir tankta veya besleme sisteminde hata olması durumunda diğer tank tarafından telafi edilebilecektir. Dahası, NTO/MMH yakıt tipi astronotlu görevler için zehirli olmaması sebebiyle hidrazine göre tercih sebebidir. Reaksiyon kontrol sistemi konfigürasyonu Şekil 8'de verilmiştir.



(a) İtki Sistemleri Konfigürasyonu



(b) İtki Lüleleri Konfigürasyonu



(c) NTO/MMH Tankları

Şekil 8: Reaksiyon Kontrol Sistemi Konfigürasyonu

Yapılan modellemelerde her bir yüzeye gidiş-geliş sırasında itki sisteminin 1200 kere çalışması beklenmektedir. R-4D sisteminin beklenen ömrü 21000 çalışmaya denk gelmektedir ve JELLY için 15 görevde bir reaksiyon itki sisteminin değiştirilmesi gerekmektedir [Vaughan, 1968].

Kanada Uzay Ajansı tarafından istasyona yeni nesil bir Canadarm yerleştirilecektir [Vaughan, 1968; CSA, 2013]. Bu aracın görevlerinden biri, tıpkı Uluslararası Uzay İstasyonu'nda kullanıldığı gibi, istasyona gelecek araca kenetlerken kontrolünü sağlamaktır (Şekil 9). İstasyonda Canadarm olacağı kesinleştiği için JELLY üzerine Canadarm'a bağlantı modülü yerleştirilmiştir [Vaughan, 1968; CSA, 2013].

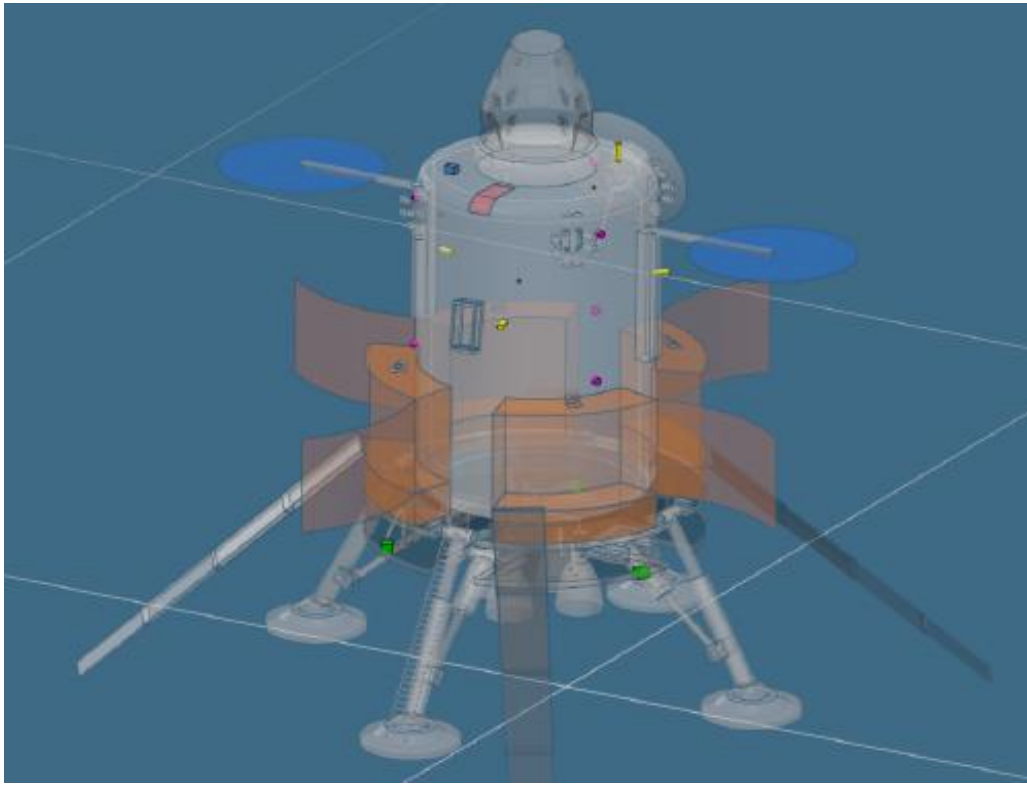


Şekil 9: Uluslararası Uzay İstasyonu, Canadarm ve Dragon [NASA]

Son olarak yönelim belirleme ve kontrol sistemlerinin özeti Tablo 10'da verilmiştir. JELLY üzerindeki tüm yönelim belirleme ve kontrol sistemi sensörleri Şekil 10'da gösterilmiştir.

Tablo 10: Yönelim Belirleme ve Kontrol Sistemi İçin Toplam Kütle ve Güç Özeti

Ürün	Adet	Kütle [kg]	Güç [W]	Toplam Kütle [kg]	Toplam Güç [W]
Aerojet-R-4D	32	2	5	64	160
Yakıt	2	975	-	1950	-
Ball Aerospace CT-2020	4	3	8	12	32
ALHAT	1	15	70	15	70
RVS 3000	1	14	85	14	85
New Space 411	4	0.035	0.037	0.14	0.148
Honeywell MIMU	6	4.7	32	28.2	192
Toplam Kütle [kg]				2083.34	
Toplam Güç [W]				539.148	



Şekil 10: JELLY üzerinde Yönelim Belirleme ve Kontrol Sistemi Sensörleri

Sarı: Güneş Sensörü, Mor: Yıldız İzleyici, Kahverengi: Ataletsel Ölçü Birimi, Yeşil: ALHAT, Mavi: RVS 3000

Isıl Kontrol Sistemi:

Isıl kontrol sistemi, bütün görev fazlarında diğer alt sistemleri optimal sıcaklık aralığında tutmak, mürettebatın ve diğer alt sistemlerin ürettiği ısıyı atmak, aracı güneş ışınlamı ve diğer gök cisimlerinden yansıyan ısıdan korumak şeklinde üç ana göreve sahiptir.

Aracı dış ısı kaynaklarından korumak için enerji tüketmeyen ve düşük masraflı pasif ısı kontrol sistemi kullanılacaktır. Ancak Ay ortamı, atmosfer olmamasından kaynaklı olarak çok hızlı sıcaklık değişimlerine maruz kalmakta ve dolayısıyla çok geniş bir sıcaklık aralığına sahip olmaktadır. Ayrıca araç insanlı görevlerde kullanılacağı için gerekli sıcaklık aralıklarını sağlamak kritik önem arz

etmektedir. Bu sebeplerden ötürü pasif sistem yeterli olmayacaktır, dolayısıyla aktif ve pasif ısı kontrol sistemleri beraber kullanılacaktır [Gilmore, 2002]. Aracın sıcaklığının, Ay yüzeyindeyken en az 100 K ve en fazla 400 K, AAY'deyken ortalama 290 K, Ay'a doğru olan yolculuğunda ise ortalama 65 K olması beklenmektedir [Stephan, 2011].

Tasarım sırasında göz önünde bulundurulması gereken iki farklı sıcaklık sınırı vardır. Bütün alt sistemlerin görevlerini yerine getirebilmesi için sıcaklıklarının operasyonel sıcaklık aralığında, hasar görmemeleri içinse daha farklı bir aralıkta tutulması gerekmektedir. Bunlar Tablo 11'de verilmiştir.

Tablo 11: Sıcaklık Gereksinimleri [Wertz ve Larson, 1999]

	Elemanlar	Operasyonel aralık (°C)	Hayatta kalma aralığı (°C)
Hayat destek sistemi	Mürettebat bölmesi	18 – 26	15 – 30
	Gıda Deposu	-20 – 4	-25 – 10
Elektrik güç sistemi	Bataryalar	0 – 15	-10 – 25
	Güç kutusu taban plakası	-10 – 50	-20 – 60
	Güneş panelleri	-150 – 110	-200 – 130
İtki sistemi	Tanklar	15 – 40	5 – 50
Yönelim belirleme ve kontrol	AÖB	0 – 40	-10 – 50
	Yıldızizlerler	0 – 30	-10 – 40
Veri Kotarma sistemi	VKS Bölmesi	-20 – 60	-40 – 75
	Uzölçüm & Uzkomut birimleri	-10-50	-15-55
	Bilgisayarlar	-10 – 50	-15 – 55
İletişim	Dengeleme halkaları	-40 – 80	-50 – 90
	Antenler	-100 – 100	-120 – 120

Pasif termal sistemi, düşük soğurganlığı ve yüksek yayma kuvvetinden dolayı gümüşlenmiş teflon bantları ile birkaç kat kaplama ve çok katmanlı yalıtımdan oluşmaktadır [Gilmore, 2002].

Avionikler, itki sistemi ve yönelim belirleme & kontrol sistemi elemanlarını desteklemek amacıyla ısı dağılımı için alüminyum alaşım kaplaması kullanılacaktır. Bu elemanların meydana getirdiği fazla ısıyı gidermek için ise soğuk plakaların kullanımı uygun görülmüştür. Oluşan fazla ısı çeşitli sıvılar aracılığı ile sistemlerden alınıp radyatörlere iletilecektir. Bu bağlamda üç tür sıvı eşanjör kullanılmaktadır: insanlar için sıvı soğutma elbiseleri, rejeneratif ısı eşanjörü ve inter-loop ısı eşanjörü [Stephan, 2013]. Eşanjörlerde kullanılacak sıvıları belirlerken insan sağlığını riske atmamak için mümkün oldukça az toksik olan seçeneklere gidilmiştir. Aracın içerisinde propilen glikol ve su, termal enerjiyi soğuk plakalardan uzaklaştırmak için kullanılacaktır. Aracın dış tarafında ise HFC-245fa aracı akışkanı termal enerjiyi radyatörlere ulaştıracaktır [Stephan, 2013].

Radyatörler AAY'de çevre sıcaklığı kıyasla fazla olduğu için kullanılmadığından, bu evrede araçta oluşan ısıyı kaldırmak için ek olarak süblimasyon cihazları kullanılacaktır. Araç Ay yüzeyinde olduğu sürelerde ise yalnızca radyatörler kullanılacaktır. Güneş ışığının geliş açısından etkilenmemek adına radyatörler konuşturılabilir şekilde tasarlanmıştır. Radyatörlerin arkaları en kötü durumda (100 K) fazla ısıyı emebilmeleri için siyaha boyanacaktır. Aralarında 90 derece olmak üzere toplam dört adet radyatör kullanılmaktadır. Etkinliği arttırmak için bunlardan iki tanesi yatay, iki tanesi dikey şekilde konumlandırılmıştır. Süblimasyon cihazlarından biri yedek olmak üzere toplam iki adet bulunmaktadır.

Gerekli radyatör alanı hesaplanırken, dış kaynaklara ilave olarak, aracın içerisindeki ısı üretimini de hesaba katmak gerekmektedir. Dört kişilik bir mürettebat yaklaşık 800 W ısı üretmektedir [Stephan, 2013]. Benzer şekilde, elektrikli sistemlerin 300 ile 840 Watt arası ısı üretmesi beklenmektedir. Ay yüzeyinde reddedilmesi gereken azami sıcaklık, Denklem 1 kullanılarak ($\alpha = 0.08$ ve $\epsilon = 0.81$) 239 K olarak hesaplanmıştır. Buna göre toplam 4300 W ısı kaldırmak için gereken radyatör alanı toplam $25m^2$ olarak bulunmuştur [Ocha v.d., 2006].

$$T = \left[\frac{\alpha/\epsilon(q''_{IR} + q''_{solar})}{\sigma} \right]^{\frac{1}{4}} \quad (1)$$

Gereken radyatör alanı en sıcak durum için optimize edilmiştir. En soğuk durum Ay gecesi olup sıcaklık 100 K seviyesine kadar düşebilmektedir. Bu durumda ısı elde etmek için yukarıda bahsedildiği gibi radyatörlerin bir tarafının siyaha boyanması bu durumda yardımcı olacaktır.

Yaşam Destek Sistemi:

Bu sistemin amacı, insanlı görevler için uygun yaşam koşullarını sağlamaktır. Solunabilir hava, kullanılabilir su ve yeterli gıda mürettebata sağlanması gereken temel ihtiyaçlardır. Bütün gereksinimler ve kişi başı sağlanması gereken kütle ile hacim bilgileri Tablo 12’de verilmiştir. Araç en fazla 7 insan taşıyabilmektedir. İnsanlı görevlerde bütün gerekli koşulları sağlamak adına çevresel kontrol ve hayat destek sistemi (ECLSS) kullanılmaktadır [Stephan, 2013].

ECLSS’nin görevleri 3 ana başlık altında incelenebilir. Öncelikle kabindeki hava düzenli olarak sirküle edilmeli ve basınç ile sıcaklık değerleri uygun aralıklarda tutulmalıdır. İkinci olarak, yeterli gıda malzemesi bulundurulup uygun şartlarda saklanmalı ve görev boyunca su yönetimi gerçekleştirilmelidir. Son olarak ise bütün katı ve sıvı atıklar kontrol altında tutulmalıdır. Görev süreleri çok uzun olmayacağından, bütün atıkların toplanıp sterilize edildikten sonra İstasyon’da geri dönüştürülmeleri planlanmaktadır. Bu işleri gerçekleştirmek için ECLSS bünyesindeki çeşitli alt sistemler kullanılacaktır. Oksijen üretim sistemi (OGS) günde 5.4 kg ile 9 kg arası oksijen üretebilmektedir. Karbondioksit kaldırma birimi (CDRA) havadaki karbondioksiti temizlemek için kullanılacaktır. Sıcaklık ve nem kontrol sistemi (THC) kullanılarak kabin sıcaklığı 18-27 °C ve kabin nemi %25-%75 aralıklarında tutulacaktır. Benzer şekilde Basınç Kontrol Sistemi (PCS) ile kabin basıncı 51711-103421 Pa değerleri arasında tutulacaktır. Bunlara ek olarak, güvenlik için yangın saptama ve acil durum yönetim sistemi (FDS) kullanılacaktır.

Yukarıda bahsedilenlere ek olarak dikkat edilmesi gereken üç tane dış etki bulunmaktadır. Bunlar basınç ile radyasyon oranları, Ay tozu ve sıcaklık değişimleridir. Araç dışı faaliyetlerde basınç farkı ve Ay yüzeyindeki toz, içerideki sistemleri etkileyebilmektedir [Nathanson, 2010]. Basınç kontrol sistemi dengesizlikleri giderebilse bile, bazı durumlar insanlardan bazılarının araç dışına çıkarken diğerlerinin içerisinde kalmasını gerektirebilmektedir. Beklenmedik yaralanmalar ve uzay giysisinde oluşabilecek sorunlar örnek olarak verilebilir. Bu durumlarda mevcut basınçsızlandırma yöntemleri yetersiz kalmaktadır. Dolayısıyla araca bir hava kilidi eklenmiştir. Hava kilidi kabin ile dış çevre arasında bir geçiş bölümü oluşturacağından, içerideki sistemler Ay yüzeyindeki tozlardan da korunmuş olacaktır.

Tıbbi malzemeler ve gıdaların İstasyon’dan tedarik edileceği varsayılmaktadır.

Tablo 12: Mürettebat Gereksinimleri

Gereksinim	Kütle (kg/kişi-gün)	Hacim (m^3 /kişi-gün)
Yiyecek + paketleme (%15)	0.71	0.00871
Su	4.17	0.00417
Su tankı	0.834	0.000834
LiOH + paketleme	1.75	0.005
Oksijen	0.84	0.00277
Oksijen tankı	0.31	0.00101
Uzay kıyafeti	221.524	0.135
Taşıyabilir hayat destek sistemi	24.04	0.19
Tıbbi malzemeler	40	0.2075

İletişim Sistemi:

İletişim sistemi, fırlatmadan itibaren İstasyon ile buluşmaya kadar Dünya ile, sonrasında ise hem Dünya hem İstasyon ile veri alışverişi için kullanılacaktır. Bütün alt sistemlerden toplanan veriler, sistemlerin ve insanların sağlık durumu, ses, görüntü ve navigasyon verileri S-Band frekansında çalışan bir düşük kazançlı huni anten ile NASA'nın "Deep Space Network" (DSN), yani Derin Uzay Ağı'na gönderilecektir. Operasyon sırasında ise İstasyon aracın görüş hattında olduğu müddetçe Ka Band frekansında çalışan yüksek kazançlı parabolik anten ile iletişim sağlanacaktır. İstasyon görüş hattından çıktığında, eğer araç Ay'ın uzak tarafında değilse, yine Dünya ile iletişim kurulacaktır. Aracın AAY'de veya uzak tarafta olduğu zamanlarda iletişim kesintileri oluşabilmektedir. Link bütçesi oluşturulurken, aracın Dünya'ya en fazla 400000 km, İstasyon'a ise en fazla 75000 km uzaklıkta olacağı ve parabolik anten için atmosfer zayıflaması olmayacağı varsayılmıştır. Ayrıca güvenlik için yedek bir sistem eklenmiştir.

İletişim sisteminde kullanılan S Band ve Ka Band frekansları Space Frequency Coordination Group (SFCG) tarafından önerilmektedir [Space Frequency Cooperation Group, 2016]. Ayrıca Goldstone, Kanberra ve Madrid'de yer alan DSN antenleri S Band frekansında çalışmaktadır [Pham, 2015]. İstasyon'un detayları henüz belli olmadığı için Uluslararası Uzay İstasyonu ve NASA'nın Ay iletişimi için önerilenler [Schmid, 1968] baz alınmış, Ka Band alıcısı olarak 5 m çapında bir parabolik anten kullanılacağı varsayılmıştır. Araçtaki düşük kazançlı huni anten, yüksek kazançlı parabolik antenin üzerine monte edilmiştir. İkinci bir düşük kazançlı huni anten aracın üzerinde başka bir noktaya yedek sistemin parçası olarak yerleştirilmiştir.

MATLAB üzerinde Katkı Beyaz Gauss Gürültü (AWGN) modeli tabanlı bir simülasyon hazırlanarak gerekli Eb/N₀ oranı 9.56 olarak bulunmuş, görev için gerekli veri hızı göz önünde bulundurularak çeşitli modülasyon türleri karşılaştırılmış ve en optimal modülasyon tipinin QPSK 3/4 olduğuna karar verilmiştir.

Veri Kotarma Sistemi:

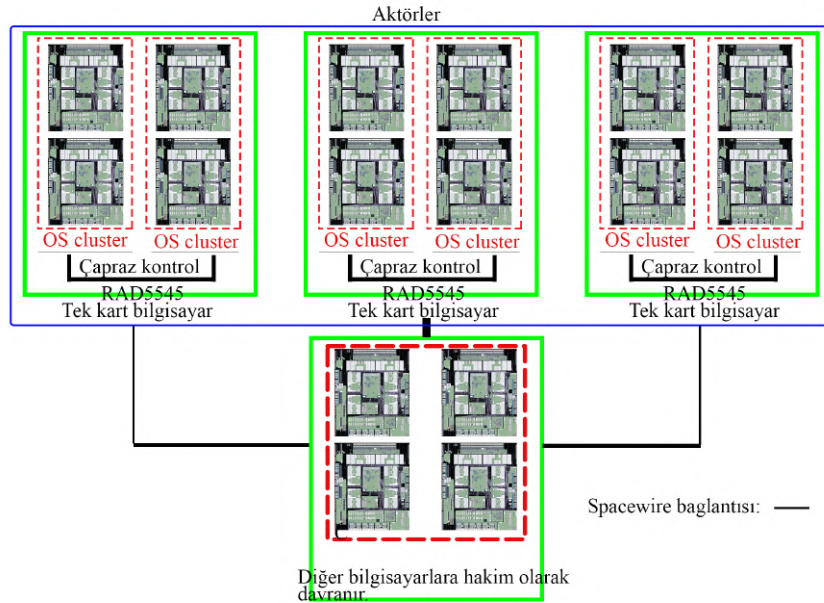
Veri kotarma sistemi uzay aracının beyni görevini görür. Bütün sistemlerin işlevlerini düzgün yerine getirebilmesi bu sistemin görevidir. Bu sebepten ötürü sistemin tasarımında kendini hayati uygulamalarda kanıtlamış, geçmiş görev başarısı olan (tercihen uzay görevlerinde) ve endüstri standartlarına uygun, en güvenilir ve uzun miraslı komponentlerin tercih edilmesi gerekmektedir.

Araç, Ay ortamında çalışacağından, radyasyona dayanıklı sistemler kullanılmıştır. Radyasyon etkileri veri kotarma sisteminde aksamalara ve hatalara sebep olabilmektedir. Olabilecek en yüksek güvenilirliği sağlamak birden fazla bilgisayar kullanmayı gerektirmektedir. Kullanılan sistem hatalara karşı dayanıklı olmalı ve hata oluştuğu zaman bunu tespit edip düzeltebilecek olmalıdır. Ek olarak birden çok yedek sisteme sahip olmalı ve yıkımsal bir hata karşısında yedek sistemlere herhangi bir aksaklık süresi oluşturmadan geçebilmelidir. Araçtaki bütün alt sistemlerin birbirleri ile iletişimini ve her birinin kontrolünü sağladığı, alt sistemlerin gereksinimleri doğrultusunda aracın kontrolünü yaptığı için daima çalışır durumda bulunması gerekmektedir.

Bu şartları sağlamak için bilgisayar ve mimarinin belirlenmesinde daha önce kullanılmış hazır bir bilgisayar sisteminin kullanılması kararlaştırılmıştır. JELLY aracı için RAD5545 [BAE Systems, 2019] seçilmiştir. Mevcut bir mirası olmadığı halde yoğun bir mirası olan RAD750 bilgisayarının üreticisi tarafından RAD750nin halefi olarak tasarlanmış ve üretilmiştir. Bu sebeple güven duyulmaktadır.

Araçta 4 çekirdekli RAD5545 bilgisayarından 4 adet kullanılacaktır. Üç bilgisayar, iki çekirdeğinde tüm işletim sistemini koşturacaktır. Dördüncü bilgisayar diğer üç bilgisayarın sonuçlarını karşılaştıracak ve aynı sonuca ulaşmaları halinde görevi gerçekleştirecektir. Eğer anlaşma sağlanamamışsa, anlaşmazlıkta olan bilgisayar yeniden başlatılıp hasar tanılama yapılacak ve oy

çoğunluğuna sahip olan görev gerçekleştirilecektir. Yeniden başlatılan bilgisayarda problem hala devam ediyorsa hasarlı olarak işaretlenecek ve değiştirilene veya bir insan tarafından tekrar onaylanana kadar sistem dışı bırakılacaktır. Tüm bilgisayarların fikir ayrılığında bulunması durumunda bir önceki doğru işaretlenmiş görev yerine getirilecek ve tüm bilgisayar sistemi sıralı teste sokulacaktır. Sistem azalmış güvenilirlik ile tek bilgisayar kontrolünde çalışabilmektedir. Sistemin mimarisi Şekil 11'de gösterilmiştir. Ayrıca bütün veri kotarma sistemini içeren bir şematik Şekil 12'de gösterilmiştir.



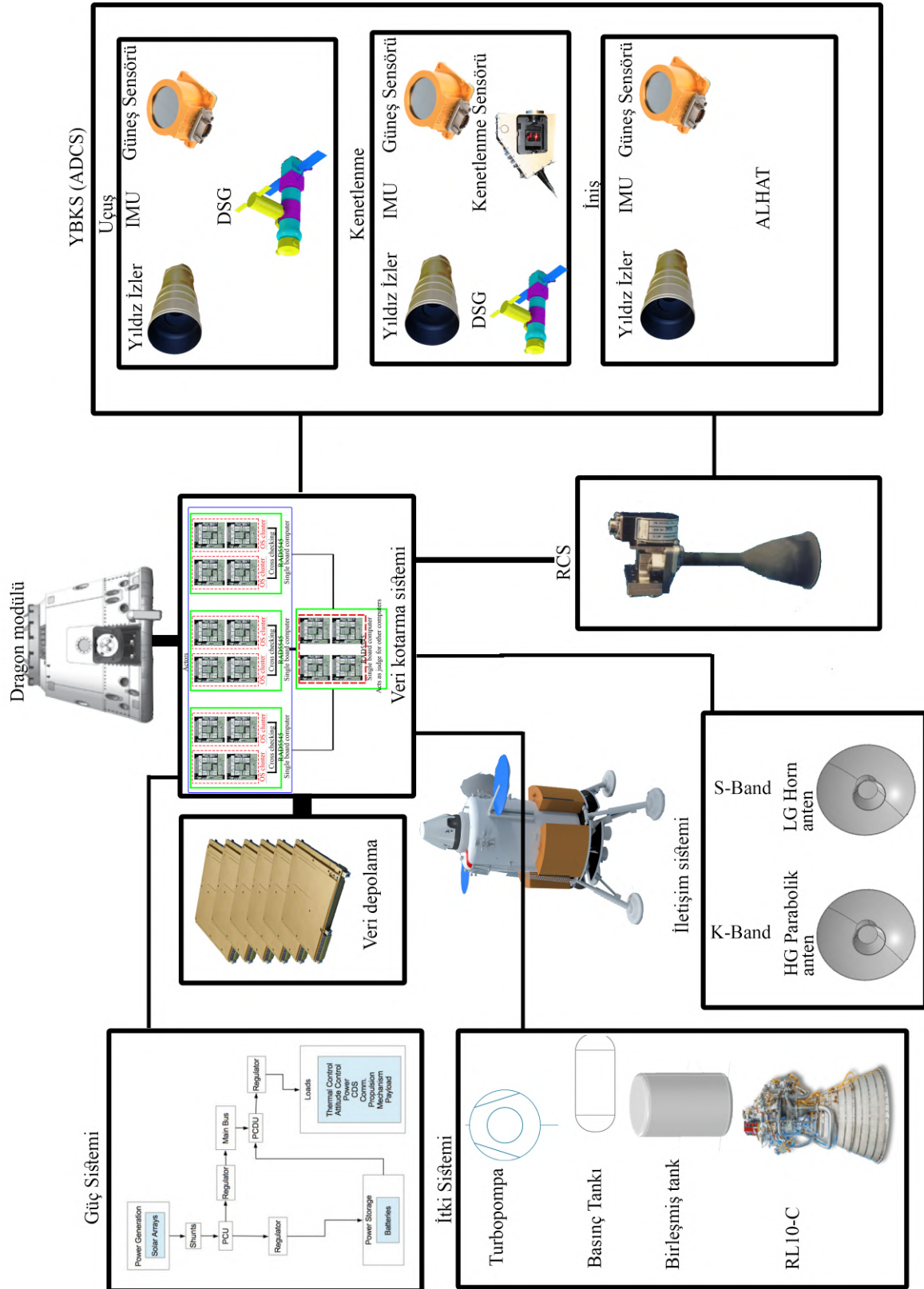
Şekil 11: Bilgisayar Mimarisi ve Aktör-Hakim Düzeni

Bu görevde saklanacak veri miktarı çoğu uzay görevine göre çok daha yüksektir. İletişim bütçesi elde edilen verilerin hepsinin aktarılmasına olanak sağlamamaktadır ve oluşabilecek iletişim kesintileri verilerin saklanması ihtiyacını arttırmaktadır. Hedef, aracın ürettiği bütün veriyi yerel olarak saklamak ve kenetlenmiş durumdayken İstasyon'a aktarmaktır. Bu durum yüksek kapasiteli, güvenilir, çevresel faktörlere dayanıklı bir veri sistemi gerektirmektedir. Piyasada hazır şekilde bulunan depolama aygıtları bu kullanım için çok fazla belirsizlik oluşturmaktadır. Bu ürünlerde kullanılan depolama çipleri yoğun radyasyon altında aynı silikon plakadan bile olsalar farklı karakteristikler göstermektedirler [Neosem Technology, 2014]. Bu riski azaltmak, yapılması gereken testleri ve geliştirilmesi gereken sistemleri azaltmak için, Mercury systems TRRUST-Stor® VPX RT 2. nesil radyasyon dayanımlı, geniş geometrili SLC NAND SpaceDrive [Mercury Systems, 2019] kullanılması kararlaştırılmıştır. Altı adet RH6940NM2S kullanılarak toplam 5640 GB depolama elde edilecektir.

Tablo 13: Görev Sırasında Üretilen Veri Türleri ve Boyutları

Veri tipi	Boyut
İzleme verileri	100MB/gün
Ses	500MB/gün
Mühendislik verisi	250MB/gün
Resim verisi	2GB/gün
Vidyo verisi	22GB/h

Tablo 13'te gösterilen tahmini oranlara göre, JELLY 10.6 gün boyunca aralıksız kayıt alabilmektedir. Sıkıştırma veya seçici kayıt ile bu süre arttırılabilir. Bilgisayar sisteminin pratikte ömrünü sınırlayıcı herhangi faktör bulunmamaktadır. Ancak kayıt sisteminde kullanılan NAND çipleri sınırlı ömre sahip olmakta ve yaklaşık 38000 görev dayanabilmektedir. Bu sebeple hafıza birimleri sürekli kontrol edilmeli ve gerektiğinde değiştirilmelidir [Mercury Systems, 2019]. Yapılan tasarım sayesinde herhangi bir sistem onarılamaz şekilde bozulsa bile aracın işlevselliğini etkileyecek bir hasar oluşturmazacaktır.



Şekil 12: JELLY'nin Şematığı

UYGULAMALAR

Gelecekte derin uzaya görevler düzenlenebilmesi için yeterli bilgi ve deneyime sahip olmak esastır. Dünya'ya en yakın gök cismi olan Ay ve çevresini, ve bu koşullardaki hayat şartlarını incelemek bu hususta atılacak sağlam bir adım olacaktır. 2024 itibari ile Ay görevlerine öncülük edecek Derin Uzay İstasyonu, Ay yüzeyine ulaşım sağlayacak araçlara ihtiyaç duyacaktır. JELLY, 7 insana kadar hayat destekleme kapasitesi, Ay yüzeyine 15 ton ve istasyona geri 10 ton yük taşıma kapasitesi, Ay yüzeyinde istenilen herhangi bir noktaya inişe ve yüzeyde uzun görevlere izin vermesi ve sadece periyodik bakımları yapılarak defalarca kullanılabilmesi sayesinde bu ihtiyacı karşılamaktadır.

Blue Origin, Dynetics, SpaceX gibi şirketler bu konseptte bir araç tasarımı için NASA'ya tasarı sunmuştur [NASA, 2020]. Ayrıca 2019 AIAA Undergraduate Space Design yarışmasının konusu da bu tarz bir araç tasarlamak olmuştur [AIAA, 2019]. Dolayısıyla bu görevleri gerçekleştirecek bir araca ihtiyaç duyulduğu ortadadır. Bu bildiride anlatılan tasarımın yarışmada derece kazanmış olması uygulamalarda kullanılmaya uygun olduğunu göstermektedir.

Aracın yük taşıma kapasitesi kütle bakımından yüksek olsa da, her bir kargo bölmesinin en kısa uzunluğu olan derinliğinin 1.25 m ve hacminin $20m^3$ olması taşınabilecek kargoyu sınırlandırmaktadır. Ay operasyonlarında kullanmak üzere hidrojen ve oksijen tankları, rover, oksijen ekskavatörleri gibi faydalı yükler rahatça taşınabilirken, bir Ay habitatı tek seferde taşınamayacağından parçalar halinde götürülmelidir. Ek olarak, Ay yüzeyinde yapılan deneylerin sonuçları ve elde edilen bilimsel veriler, kazılan Ay toprağı, elde edilen oksijen gibi yararlı yükler insanlarla beraber rahatlıkla istasyona geri taşınabilmektedir.

SONUÇ

Aracın sahip olduğu 15 ton taşıma kapasitesi, yapılan tasarım ile mümkün olduğunca etkili bir şekilde kullanılabilir. Kargo modu ile Astronot modu arasındaki yaklaşık 7.5 tonluk yararlı yük farkının bir kısmı, Astronot görevlerinde kargo taşıma imkanı sunmaktadır.

Kullanılan Dragon modülü sayesinde araç, 7 kişiye kadar insan taşıyabilmektedir. Azami yük kapasitesinin yüksek olması sayesinde, uzun görev süreleri için yeterli malzeme taşınabilmektedir. Mevcut güç bütçesi Ay'ın Güneş almayan tarafına inildiğinde en fazla 24 saat geçirmeye izin verse de, görev inilmek istenilen bölge Güneş aldığı zamana göre planlanırsa uzun süreli görevler gerçekleştirilebilmektedir.

Her ne kadar araç sahip olduğu otonom sistemler ile kendi başına çalışabilse de, olası bir arıza durumunda iletişim kuramamak büyük bir sorundur. AAY sırasında gerçekleşen 1 saatlik kesintiler ve Ay'ın uzak tarafına iniş durumunda yaşanacak yaklaşık 10 saatlik kesintiye karşılık Ay yörüngesine küp uydu takımları yerleştirmek gibi alternatif çözümlere gidilebilir.

Diğer bir konu ise özellikle Veri Kotarma sisteminde bulunan henüz uzay deneyimine sahip olmayan sistemlerin yarattığı riskin giderilmesidir. Planlanan üretim tarihine kadar bu teknolojilerdeki gelişmeler takip edilmeli ve doğrulanmalıdır.

Gereken yüksek ΔV değerleri ve aracın yüksek kuru kütlesi çok fazla miktarda yakıt kullanımına yol açmaktadır. Bu durum maliyet ve sürdürülebilirlik açısından problemlere yol açabileceğinden, aracın kuru kütlesini azaltacak çalışmalar yürütülebilir. Ayrıca farklı yakıt kombinasyonlarının direkt olarak tasarımı nasıl etkilediğini görmek için bir çalışma yürütülebilir.

Son olarak, kargo kompartmanlarının duruk ve devingen yüklere karşı yapısal analizinin daha ayrıntılı bir şekilde yapılması yararlı olacaktır. Kompartmanların konumlarının yakıt tankına çok yakın olması bir risk unsuru oluşturacağından, yük altındaki davranışları güvenlik açısından önem teşkil etmektedir.

Kaynaklar

- AIAA, 2019. *2018-2019 Undergraduate Team Space Systems Design Competition – Reusable Lunar Surface Access Vehicle*.
- BAE Systems, 2018. *RAD750® 6U CompactPCI extended single-board computer çevrimiçi veri föyü*, <https://www.baesystems.com/en/download-en/20190103203128/1434555675344.pdf>
- BAE Systems, 2018. *RAD5545™ SpaceVPX single-board computer çevrimiçi veri föyü*, <https://www.baesystems.com/en-us/download-en-us/20190327202624/1434594567983.pdf>
- BAE Systems, 2019. *RAD5545™ multi-core system-onchip Power Architecture® processor çevrimiçi veri föyü*, <https://www.baesystems.com/en/download-en/20190327203103/1434571328901.pdf>
- Ball Aerospace, 2020. *CT-2020 Star Tracker*, çevrimiçi veri föyü, https://www.ball.com/aerospace/Aerospace/media/Aerospace/Downloads/D3408_CT2020_0620_v3.pdf?ext=.pdf
- Bennett, F.V., Price, T. G., 1964. *Powered-Descent Trajectories for Manned Lunar Landing*, NASA, TN-D-2426.
- Brady, T., ve Schwartz, J. 2007. *ALHAT System Architecture and Operational Concept*, 2007 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, 3-10 Mart.
- Canadian Space Agency, 2013. *The Next-Generation Canadarm*, çevrimiçi makale, <http://www.asc-csa.gc.ca/eng/canadarm/ngc.asp>
- Carson, J. M., Trawny, N., Robertson, E., Roback, V. E., Pierrottet, D., Devolites, J., ... Estes, J. N., 2014. *Preparation and Integration of ALHAT Precision Landing Technology for Morpheus Flight Testing*, AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition, San Diego, CA, 4-7 Ağustos.
- Dunbar, B., 2019. *Moon's South Pole in NASA's Landing Sites*, çevrimiçi makale, <https://www.nasa.gov/feature/moon-s-south-pole-in-nasa-s-landing-sites>
- Dunbar, B., Harbaugh, J., 2019. *The Great Escape: SLS Provides Power for Missions to the Moon*, çevrimiçi makale, <https://www.nasa.gov/exploration/systems/sls/to-the-moon.html>
- Edwards, P. R., Svenson, F. C., ve Chandler, F. O., 1981. *The Development and Testing of the Space Shuttle Reaction Control System*, Journal of Engineering for Industry, Cilt 103, s. 137.
- European Space Agency, t.y. *SpaceWire Key Features*, çevrimiçi makale, <http://spacewire.esa.int/content/Home/KeyFeatures.php>
- European Space Agency, t.y. *SpaceWire GAR and Fault Tolerance*, çevrimiçi makale, http://spacewire.esa.int/content/Home/GAR_FaultTolerance.php
- Fisher, K. R., 2018. *Utilizing The Deep Space Gateway As a Platform For Deploying CubeSats Into Lunar Orbit*, Deep Space Gateway Science Workshop, Denver, CO, 27 Şubat-1 Mart.
- Gilmore, D., 2002. *Spacecraft Thermal Control Handbook: Fundamental Technologies*, The Aerospace Press, Cilt 1.
- Hassani, A., Ghorbani, M. ve Pasand, M., 2017. *A Study of Spacecraft Reaction Thruster Configurations for Attitude Control System*, IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, Cilt 32, s. 22-39.

Hirsh, R. L., Chua, Z. K., Heino, T. A., Strahan, A., Major, L., ve Duda, K., 2011. *Developing a prototype ALHAT Human System Interface for landing*, 2011 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, 5-12 Mart.

Jena-Optronik, t.y. *Rendezvous- and Docking Sensor*, çevrimiçi veri föyü, <https://www.jena-optronik.de/en/aocs/rvs.html>

Krysttal, t.y., *The Earth's Moon*, çevrimiçi makale, http://www.krysstal.com/solarsys_moon.html

Li, S., Lucey, P. G., Milliken, R. E., Hayne, P. O., Fisher, E., Williams, J. P., Hurley, D. M., ve Elphic, R. C., 2018. *Direct evidence of surface exposed water ice in the lunar polar regions*, Proceedings of the National Academy of Sciences, s. 8097-8912.

Martinez, R., Whitley, R., 2016. *Options for Staging Orbits in Cis-Lunar Space*, 2016 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, 5-12 Mart.

Mercury Systems, 2019. *TRRUST-Stor VPX RT2nd Generation Radiation-Tolerant Large Geometry SLC NAND SpaceDrive*, çevrimiçi veri föyü, <https://www.mrcy.com/siteassets/product-datasheets/ssd/trrust-stor-vpx-rt-6u-rad-tolerant-datasheet.pdf>

Merriam, R. S., Sostaric R. R., 2008. *Lunar Ascent and Rendezvous Trajectory Design*, 31st Annual AAS Guidance And Control Conference, Breckenridge, CO, 1-6 Şubat.

NASA, 2020 *NASA Selects Blue Origin, Dynetics, SpaceX for Artemis Human Landers*, çevrimiçi makale, <https://www.nasa.gov/feature/nasa-selects-blue-origin-dynetics-spacex-for-artemis-human-landers>

Nathanson, E., 2010. *Environmental Control and Life Support Systems for Human Exploration Missions to Near-Earth Asteroids*, AIAA SPACE Conference & Exposition, Anaheim, CA, 30 Ağustos-2 Eylül.

Neosem Technology, 2014. *Effect of Radiation on SSD for Space Applications*, çevrimiçi makale, <http://www.neosemtech.com/effect-radiation-solid-state-drive-ssd>

NewSpace, t.y. *New Space Sun Sensors*, çevrimiçi veri föyü, http://www.newspacesystems.com/wp-content/uploads/2018/02/NewSpace-Sun-Sensor_6a.pdf

Northrop Grumman, t.y. *UltraFlex SolarArray Systems*, çevrimiçi veri föyü, https://www.northropgrumman.com/Capabilities/SolarArrays/Documents/UltraFlex_Factsheet.pdf

Ocha, D. A., Miranda M. B., Conger, B. C., Trevino, L. A., 2006. *Lunar EVA Thermal Environment Challenges*, SAE 2006 Transactions Journal of Aerospace, Cilt 115, s. 492-505.

Pham, T., 2015. *Deep Space Network Services Catalog*, Nasa Jet Propulsion Laboratory, DSN No. 820-100

Scheidegger R., Soeder J., 2015. *Spacecraft Bus Voltage Selection*, 2015 Space Power Workshop, Orlando, FL, 14-15 Aralık.

Schmid, P. E., 1968. *Lunar Far-Side Communication Satellites*, NASA, TM-X-55886.

Simon, W. E., Nored, D. L., 1987. *Manned Spacecraft Electrical Power Systems*, Proceedings of the IEEE, Cilt 75, s. 277-307.

Space Frequency Cooperation Group, 2016. *Communication Frequency Allocations and Sharing in the Lunar Region*, REC 32-2R1.

- SpaceX, t.y. *Crew Dragon*, çevrimiçi makale, <https://www.spacex.com/crew-dragon>
- SpectroLab, t.y. *C4MJ 40 Percent Solar Cell*, çevrimiçi veri föyü, https://www.spectrolab.com/photovoltaics/C4MJ_40_Percent_Solar_Cell.pdf
- Stephan, R. A., 2011, *Overview of NASA's Thermal Control System Development for Exploration Project*, NASA Johnson Space Center Houston, TX, United States
- Stephan, R. A., 2013, *Overview of the Altair Lunar Lander System Design and the Impacts of Global Access*, <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=201300131452019-03-20T10:43:22+00:00Z>
- Vaughan, C., 1968. *Apollo reaction control systems*, 4th Propulsion Joint Specialist Conference, Cleveland, OH, 10-14 Haziran.
- Watkins, N. 2009. *How Apollo Flew to the Moon*, EOS Transactions, Cilt 90, s. 354.
- Wertz, J. R. ve Larson, W. J., 1999. *Space Mission Analysis and Design*, Space Technology Library, Cilt 8.
- Wilhite, A., Wagner, J., Tolson, R., & Mazur Moen, M., 2008. *Lunar Module Descent Mission Design*, AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference & Exhibit, Honolulu, HI, 18-21 Ağustos.
- Williams, J., Lee, D. E., Whitley, R. J, Bokelmann, K. A., Davis, D. C., Berry, C. F., 2017. *Targeting Cislunar Near Rectilinear Halo Orbits for Human Space Exploration*, 7th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, San Antonio, TX, 5-9 Şubat