



HAVA HARP OKULU
HAVACILIK VE UZAY TEKNOLOJİLERİ ENSTİTÜSÜ



UZAY ARAÇLARININ TESTLERİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Hasan ŞEN

Uzay Bilimleri Ana Bilim Dalı Başkanlığı

Uydu Teknolojileri Programı

AĞUSTOS 2013

**HAVA HARP OKULU
HAVACILIK VE UZAY TEKNOLOJİLERİ ENSTİTÜSÜ**

UZAY ARAÇLARININ TESTLERİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Hasan ŞEN
(510102)**

Uzay Bilimleri Ana Bilim Dalı Başkanlığı

Uydu Teknolojileri Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Alim Rüstem ASLAN

AĞUSTOS 2013

Hava Harp Okulu Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsünün 510102 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Hasan ŞEN**, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “**UZAY ARAÇLARININ TESTLERİ**” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Alim Rüstem ASLAN**

Istanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Yrd. Doç. Dr. M. Emre Aydemir**

Hava Harp Okulu

Yrd. Doç. Dr. Hayri ACAR

Istanbul Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : 31 Mayıs 2013
Savunma Tarihi : 28 Ağustos 2013

Bu tez çalışmasında belirtilen görüş ve yorumlar yazara aittir. Türk Silahlı Kuvvetleri'nin ya da diğer kamu kuruluşlarının görüşlerini yansıtmaz. Ayrıca bu tez çalışması bilimsel ahlak ve etik değerlere uygun olarak yazılmış olup, yararlanılan tüm eserler kaynaklarda gösterilmiştir.

Ağustos 2013

Hasan ŞEN

ÖNSÖZ

Tez çalışmam süresince, üzerinde bilimsel araştırma yaparak çalıştığım konuda beni engin bilgi ve tecrübesiyle yönlendirerek yol gösteren tez danışmanım Sayın Prof.Dr.Alim Rüstem ASLAN'a, Hava Harp Okulu Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsünün değerli personeline, daima yanımda, yakınımda olan annem, babam ve kız kardeşime, desteklerini hiçbir zaman esirgemeyen silah arkadaşlarıma, ödedikleri vergilerle yetiştirilmemi sağlayan Yüce Türk Milletine, mensubu bulunmaktan onur duyduğum Türk Silahlı Kuvvetleri'ne, mavi üniformasını taşıdığım Hava Kuvvetleri Komutanlığı'nın yürekleri vatan, asuman ve feza aşkıyla dolu kıymetli personeline şükranlarımı sunarım.

Ağustos 2013

Hasan ŞEN

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖNSÖZ	vii
İÇİNDEKİLER	ix
ÇİZELGE LİSTESİ	xv
ŞEKİL LİSTESİ	xvii
ÖZET	xix
1. GİRİŞ	1
1.1. Tezin Amacı	2
1.2. Literatür Taraması	2
1.3. Tezin Kapsamı.....	6
2. UZAY ORTAMI	7
2.1. Güneş.....	7
2.1.1. Güneşin yapısı	7
2.1.1.1. Çekirdek	8
2.1.1.2. Işınım bölgesi	8
2.1.1.3. Taşınım bölgesi	8
2.1.1.4. Fotosfer	9
2.1.1.5. Kromosfer	9
2.1.1.6. Korona.....	9
2.1.2. Güneş ışınımı	9
2.1.2.1. Elektromanyetik ışınım.....	9
2.1.2.2. Güneşin manyetik alanı.....	11
2.1.2.3. Parçacık ışınımı	11
Güneş rüzgarı	11
Güneş lekeleri	11
Güneş parlamaları.....	12
Güneş döngüsü	12
2.2. Dünya.....	13
2.2.1. Elektromanyetik etkileşim	13
2.2.2. İyonosfer.....	14
2.2.3. Atmosfer	15
2.2.3.1. Atmosferin yapısı	15

	<u>Sayfa</u>
2.2.3.2. Sıcaklık değişimi	15
2.2.3.3. Troposfer	16
2.2.3.4. Stratosfer	17
2.2.3.5. Mezosfer	17
2.2.3.6. Termosfer	17
2.2.3.7. Ekzosfer.....	17
2.2.4. Yoğunluk değişimi	18
2.2.5. Atmosfer boyunca elektromanyetik yayılım	18
2.2.5.1. Sera etkisi.....	19
2.2.5.2. Parçacık etkileşimi	20
2.2.6. Dünyanın manyetik alanı	20
2.2.7. Güneş rüzgarı ve Dünyanın manyetik alanının etkileşimi	20
2.2.8. Jeomanyetik dalgalanma.....	21
2.2.9. Işınım kuşakları	22
2.2.10. Güney Atlantik anamoli	23
2.3. Uzay Ortamının Uzay Araçları zerine Etkileri	23
2.3.1. Güneş döngüsü.....	24
2.3.2. Yerçekimi alanı ve mikroyerçekimi	24
2.3.3. st atmosfer	26
2.3.4. Plazmalar, manyetik alan ve uydu yüklenmesi	29
2.3.5. Işınım ve işınıma bağlı oluşan bozulma.....	31
2.3.5.1. Tutulmuş işınım.....	32
2.3.5.2. Güneş parçacık olayları	33
2.3.5.3. Galaktik kozmik işınlar	34
2.3.6. Isıl kontrol.....	36
2.3.7. Vakum/paslanma	37
2.3.8. Mikrometeoritler	37
2.3.9. İnsan kaynaklı pler.....	38
2.3.10. Sürükleme	38
3. UZAY ARAÇLARINI TEST FELSEFESİ VE PROGRAMLARI	41
3.1. Genel	41
3.2. Test Yaklaşımı	43
3.3. Model Felsefesi	44
3.3.1. Modellerin açıklanması.....	44
3.3.1.1. Geliştirme modeli	44
3.3.1.2. Entegrasyon modeli	44

3.3.1.3. İletişim modeli	44
3.3.1.4. Yapısal model	45
3.3.1.5. Isıl model.....	45
3.3.1.6. Yapısal-Isıl model.....	45
3.3.1.7. Mühendislik modeli.....	45
3.3.1.8. Mühendislik yeterlilik modeli	45
3.3.1.9. Yeterlilik modeli	45
3.3.1.10. Uçuş modeli	45
3.3.1.11. Uçuş öncesi modeli	45
3.3.1.12. Uçuş yedeği	46
3.3.2. Model felsefesi tarifi.....	46
3.3.2.1. Prototip yaklaşım	46
3.3.2.2. Uçuş öncesi yaklaşım testi.....	46
3.3.2.3. Hibrit yaklaşım	46
3.4. Test Programları	46
3.4.1. Test programı tasarım adımları.....	47
3.4.1.1. Faydalı yük ve uzay aracı işlevselliklerinin tanımlanması	47
3.4.1.2. Çevresel durumu tanımlanması	47
3.4.1.3. Çevre ve işlevleri bağdaştırılması	47
3.4.1.4. Ana konfigürasyonu tanımlanması.....	47
3.4.1.5. Her ana konfigürasyon için işlevsel testleri tanımlanması	47
3.4.1.6. İşlevsel test, çevresel etkilerin test sırasının tanımlanması	47
3.4.1.7. Zamanı ve özel tesis isterlerini tanımlanması.....	47
4. ULUSLARASI STANDARTLARA UYGUN UZAY ARAÇLARININ TESTLERİ VE ÖRNEK UYGULAMALAR	49
4.1. Uzay Aracı Geliştirme Testleri	49
4.1.1. Mekaniksel uyumluluk geliştirme testleri	49
4.1.2. Model gözden geçirme geliştirme testleri	49
4.1.3. Yapısal geliştirme testi	49
4.1.4. Akustik ve şok geliştirme testleri	50
4.1.5. Isıl denge geliştirme testleri.....	50
4.1.6. Nakliye ve taşıma geliştirme testleri	50
4.1.7. Rüzgar tüneli geliştirme testleri	51
4.1.7.1. Güç ve moment testi	51
4.1.7.2. Durağan basınç testleri	51
4.1.7.2. Ayrodinamik ısıtma testleri	51

4.1.7.3. Temel ısıtma testleri	51
4.1.7.4. İtici motor ısı testi.....	51
4.1.7.5. Sesüstü çevresi, sesüstü duvar ve ayrodinamik ses testi..	52
4.1.7.6. Karasal rüzgar salınım testi	52
4.2. Uzay Aracı Yeterlilik Testleri	52
4.2.1. Yeterlilik testi genel isterleri	53
4.2.1.1. Yeterlilik test seviyeleri ve süreleri.....	54
4.2.1.2. Isıl döngü ve ısı-vakum testleri	55
4.2.1.3. Akustik ve titreşim testleri.....	56
4.2.1.4. Hızlandırılmış test	57
4.2.1.5. İki durum testi.....	57
4.2.2. Yapısal yeterlilik testleri.....	58
4.2.2.1. Statik yük testleri	58
Whiffle tree testi.....	59
Merkezkaç testi	59
İvmelenme testi	59
4.2.2.2. Dönü testi	59
4.2.2.3. Akustik test	59
4.2.2.4. Titreşim testleri.....	61
Rassal titreşim testleri	62
Sinüzoidal titreşim testleri.....	63
Kısa süreli titreşim testleri.....	64
4.2.2.5. Şok testi	65
4.2.2.6. Model gözden geçirme/inceleme testi	66
4.2.2.7. Yapısal mühendislik model ve test sonuçlarının ilişkisi	67
4.2.3. Yapısal bütünlük.....	67
4.2.3.1. Basınç testi.....	67
4.2.3.2. Sızıntı testi.....	68
4.2.3.3. İtici basınç profili testi	68
4.2.3.4. Fiziksel özelliklerin ölçülmesi	69
4.2.3.5. Optik hizalama.....	69
4.2.4. Isıl testler.....	70
4.2.4.1. Isıl vakum döngü testleri.....	70
4.2.4.2. Isıl denge testi	71
4.2.4.3. Ortam basınç ısı döngü testi.....	73
4.2.5. Ayro-Isıl testler	74

	<u>Sayfa</u>
4.2.6. Elektromanyetik yeterlilik testleri.....	74
4.2.6.1. Elektromanyetik uyumluluk testi	74
4.2.6.2. Manyetik alan ölçümleri.....	75
4.2.7. İşlevsel testler.....	75
4.2.7.1. Mekanik işlevsellik testi	75
4.2.7.2. Elektriksel işlevsellik testi	76
4.2.7.3. Görev benzetim testi	77
4.2.7.4. Baştan sona iletişim testi.....	78
4.2.7.5. Yaşam ömrü testi	78
5. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	79
KAYNAKLAR.....	81
ÖZGEÇMİŞ	83

ÇİZELGE LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 2.1 : Atmosferin 100 km altındaki bileşimi	15
Çizelge 2.2 : Alçak yörünge uyduları için kullanılan balistik katsayılar	26
Çizelge 3.1 : Yeterlilik testi akış diyagramı	47
Çizelge 4.1 : Yeterlilik test akışı	53
Çizelge 4.2 : Test seviye limitleri ve süreleri.....	54
Çizelge 4.3 : Isıl döngü ve ısıl-vakum testleri için döngü sayısı	55
Çizelge 4.4 : Isıl döngü ve ısıl-vakum testleri için sıcaklık aralığı.....	56
Çizelge 4.5 : Akustik ve rasgele titreşim testleri için zaman azaltma çarpanı.....	57
Çizelge 4.6 : Fiziksel özellikler için toleranslar.....	69

ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Şekil 1.1 : Uzay ortamının uzay aracı üzerindeki bazı etkileri	3
Şekil 1.2 : Uzay aracı sistem ekipmanına uygulanan testler ve uygulanma sırası ...	5
Şekil 2.1 : Güneşin yapısı ve bölümleri	8
Şekil 2.2 : Elektromanyetik dalgaları gösteren tayf	10
Şekil 2.3 : Elektromanyetik dalga	10
Şekil 2.4 : Güneş lekesi.....	12
Şekil 2.5 : 400 yıllık Güneş döngüsü gözlemleri	13
Şekil 2.6 : Gündüz ve gece iyonosferde değişken elektron yoğunluğu	14
Şekil 2.7 : İrtifaya bağlı olarak değişen atmosfer sıcaklıkları	16
Şekil 2.8 : Elektromanyetik yayılımın atmosferdeki elementlere göre değişimi	17
Şekil 2.9 : Sera etkisinin oluşumu	19
Şekil 2.10 : Dünyanın manyetik alanı	20
Şekil 2.11 : Güneş rüzgarı ve Dünyanın manyetik alanı ile etkileşimi	21
Şekil 2.12 : Dünya manyetik alan yoğunluğuna Güneşin etkisi.....	22
Şekil 2.13 : Işınım kuşakları ve Güney Atlantik anomalisi.....	23
Şekil 2.14 : 11 yıllık değişimi gösteren Güneş döngüsü grafiği	24
Şekil 2.15 : Atmosfer yoğunluğunun irtifaya bağlı olarak değişimi	28
Şekil 2.16 : 6 yıllık periyod içerisinde fırlatılmış olan 9 farazi uydu için irtifanın zamanla değişimi	29
Şekil 2.17 : Dünya manyetosferinin kesiti	30
Şekil 2.18 : Güneş parçacık olayının zamanla gelişimi	34
Şekil 2.19 : Galaktik kozmik ışınlarla ait bazı elementlerin enerji spektrumu	35
Şekil 2.20 : Galaktik kozmik ışınların enerji birikiminin şematik gösterimi	35
Şekil 2.21 : Skylab uzay istasyonu	39
Şekil 4.1 : Galileo yer konum sistemi son uydusu akustik test esnasında.....	60
Şekil 4.2 : Deep Space1 uzay aracı dikey titreşim masası üzerinde	61
Şekil 4.3 : Deep Space1 uzay aracına 1 dk süresince uygulanan kuvvet limitleri ...	62
Şekil 4.4 : Deep Space1 uzay aracı dikey rassal titreşim test verileri	63
Şekil 4.5 : Deep Space1 uzay aracı yanal titreşim test verileri.....	64
Şekil 4.6 : Örnek ısı vakum döngü testi	70
Şekil 4.7 : Falcon SAT 3 için ısı vakum test uygulaması.....	72
Şekil 4.8 : Pamela uydusunun ısı testler süresince sıcaklık değerleri	73

UZAY ARAÇLARININ TESTLERİ

ÖZET

İnsanlık uçsuz bucaksız sonsuzluk olarak gördüğü uzaydan modern çağ ile beraber faydalanmanın yollarını aramış ve Dünya yörüngesine yerleştirmiş olduğu çok çeşitli hedefine ve amacına uygun uzay araçları ile uzay boşluğundan faydalanmaya başlamıştır. Bu süreç günlük yaşamın kolaylıkla sürdürülebilmesi için zamanla uzay araçlarının gerekliliğini doğurmuştur. Yaşamın kolaylık sağlayan öğeleri radyo televizyon yayınları, günlük meteorolojik raporlar, kıtalararası ses, görüntü, veri iletişimi, uçakların ve gemilerin rotalarını bulması, araçlardaki yol bulum sistemleri, yeryüzü haritalarının çıkarılması, madenlerin tespiti ve değişim analizleri başlıca uydular ve uzay teknolojilerinin sağladığı imkanlarla gerçekleştirilmektedir.

Yeryüzündeki hareket alanlarından ve çevresel şartlardan farklı olarak uzay ortamında Güneş ve Dünya cisimlerinin çeşitli etkileri altında uzay araçlarının kullanım amaçlarına uygun olarak görevlerini başarıyla yerine getirebilmeleri için tasarımın önemi çok büyüktür. Uzay aracı tasarımlarının uygulanabilirliği için yerde uzay ortamına benzetimlenmiş şartlar altında sınanması ve isterleri karşıladıkları teyit edilerek fırlatılmaları önem arz etmektedir.

Uzayda faaliyete kalifiye olmuş tüm parçalar ve alt sistemlerden oluşturulan sistem bütünü uzay aracının fırlatma esnasında ve sonrasında uzay ortamı içinde maruz kalacağı tüm zorlu çevresel şartlar altında beklenen tasarım amacına uygun görev ve faaliyetleri icra edebilmesi, haberleşme, yönelim, veri kotarma sistemlerinin ve sensörlerinin uygun çalışması maliyetli bir mühendislik ürünü olan uzay aracının yerde detaylı, özenli ve planlı testlerin her birinden. başarıyla geçmesine bağlıdır.

Bu maksatla bir uzay aracı yerde entegrasyonu ile parça ve alt sistemler uyumu sağlanmasının ardından bütün olarak çeşitli testlere tabi tutulmalıdır. Bu çalışmada uzay ortamını oluşturan iki büyük cisim Güneş ve Dünya yapıları, takiben ortaya çıkardıkları uzay ortamı incelenmiştir. Uzay ortamının bir uzay aracı üzerindeki etkileri anlatılmıştır.

Uzay alanında faaliyeti için uzay araçlarına yerde uygulanacak gerekli tüm testler yeterlilik ve kabul kapsamında ele alınmış, öncelikle açıklanarak işlenmiş ve uluslararası standartlara uygunluğun önemine binayen uzay araçları yeterlilik testleri kapsamında karşılanması beklenen uluslararası test standartları ortaya koyulmuştur. Önemli ve hayati yer testlerine ilişkin geçmişte tasarlanarak faaliyete alınmış uzay araçları testlerine örnek uygulamalar sunulmuştur.

Yapılan çalışmada yer testlerinin uzay aracı için yaşamsal öneme sahip olduğu görülmüştür. Süre ve kapsam bakımından çok zaman ayrılarak, uzay aracının kabul fırlatma aşamasına gelişini geciktiren testlerin uygulanmasının ve faaliyetlerinden emin olunmasının zaman değerlendirmesinden çok daha fazla önem arz eden bir husus olduğu sonucuna ulaşılmıştır. Bu kapsamda tasarlanacak uzay araçları maliyetlerinin mümkün olduğunca düşük ancak görev etkinliğinin yüksek olması amacıyla fırlatma ve uzay ortamının yerde benzetilerek model felsefesine uygun bir test programı ile test edilmesinin gerekliliği anlatılmıştır.

SPACE VEHICLE TESTS

SUMMARY

Since the start of the space age, space vehicles orbiting around the Earth are essential for people on Earth. Now they perform critical missions and serve humanity to make life easier and better. For instance communication, remote sensing, data collection, navigation, exploration, security issues, intelligence gathering, border monitoring are the most important fields where space vehicles utilized. Researches and investments in space technology result in advancements in engineering and science, and these advancements also lead to developments in the space technology. For the sake of being able to get part in space countries efforts mostly on space technologies. Secret of success in space race is designing and testing performance of space vehicles as they are in space environment.

In the space environment unlike Earth environmental conditions, under the effects of the Sun and the Earth, space vehicles should perform in order to successfully fulfill the task design of them according to their intended usage. For the applicability of space vehicle, design should be simulated by space and launch environment testing and whether it meets the conditions or not is important for validation.

Skilled and heritage space parts and sub-systems form the whole system of spacecraft. During launch environment and in space environment will be exposed all severe environmental conditions. Expected design for the purposed tasks and activities should be able to perform communication, orientation, data handling systems and sensors properly. Spacecraft, which is an engineered product must be observed and examined in highly costing, detailed, attentive and planned testing philosophy, spacecrafts future is depended on passing each of tests successfully.

For this purpose, a spacecraft's integrating and compliance with the provision of parts and sub-systems as a whole is subjected to various tests. In this study, two major bodies Sun and Earth that make up the space environment and conditions which they occur was examined in details. The effects of the space environment on space vehicle is described.

In order to ensure functional success of spacecraft in space environment necessary tests are described as qualification and acceptance test levels. primarily explained, implemented processes and on the importance of compliance with international standards space vehicle proficiency tests are covered by the expected international testing standards has been revealed. In space environment testing is important and vital so spacecrafts which are designed and activated in the past are presented as sample applications

At the end of study as a conclusion spacecraft testing is found to be vital and essential. A lot of time given and considered for spacecraft design and testing, launch phase may delay the arrival of test results may need years but ensuring the implementation and evaluation of activities and tests is much more important than time. It is the fact that the costs of spacecraft will be designed as low as possible, but the most important point of activity task is simulating launch and space environment and testing the spacecraft by proper modal philosophy and test program.

1. GİRİŞ

Modern çağda insanlık önceleri bilinmez olarak tanımladığı uzaydan faydalanmaya başlamıştır. Uzaydan faydalanma süreci günlük yaşamın kolaylıkla sürdürülebilmesi için zamanla uzaya bağımlılığı doğurmuştur. Yaşamın vazgeçilmezleri radyo televizyon yayınları, günlük meteorolojik raporlar, kıtalararası ses, görüntü, veri iletişimi, uçakların ve gemilerin rotalarını bulması, araçlardaki yol bulum sistemleri, yeryüzü haritalarının çıkarılması, madenlerin tespiti ve değişim analizleri başlıca uydular ve uzay teknolojilerinin sağladığı imkanlarla gerçekleştirilmektedir.

Askeri kullanım ve ülke savunması kapsamında ise sınır güvenliğinin sağlanmasında, hareket icra edilecek bölgeye ilişkin hava şartları ve hedef tespit çalışmalarında ve kara, deniz ve hava unsurlarının güvenli ve sağlıklı iletişim kurabilmelerinde uzay teknolojilerinin katkısı büyüktür. Bilimsel ve teknolojik üstünlüğün göstergesi olarak, uzay ve uydu teknolojilerine olan yatkınlık ve gelişmişlik ülkelerin kalkınma politikalarında öncelikli alanlarından biri olarak yer almaktadır. Bahsedilen her türlü gelişme ve uygulama alanları bilgi çağına adım atılan süreçte insan yaşamında büyük öneme sahiptir.

Yeryüzündeki hareket ve hareket alanlarından farklı olarak uzay ortamında zaman ve sınır kısıtı olmaksızın, uluslar arası uzay hukuku kurallarına bağlı olarak yürütülecek tüm faaliyet ve teknolojik atılımların şövalyesi uzay araçlarının amaca yönelik görevi başarıyla yerine getirebilmeleri için uygun tasarımın önemi çok büyüktür. Uzay araçlarının, yeryüzündeki fiziksel şartlardan farklı uzay ortamı etkileri altında beklenen performansı sağlayabilmeleri için, yerde uzay ortamına benzetilmiş şartlar altında sınanması ve isterleri karşıladıkları teyit edilerek uzaya gönderilmeleri önem arz etmektedir.

Fırlatma sonrasında uzayda kullanılacak ve sorun yaratmadan uzay aracı ömrüne katkı sağlayacak tüm parçalar ve alt sistemlerden oluşturulan sistem bütünü uzay aracının fırlatma esnasında ve sonrasında uzay ortamı içinde maruz kalacağı tüm zorlu çevresel şartlar altında beklenen tasarım amacına uygun görev ve faaliyetleri icra edebilmesi, haberleşme, yönelim, veri kotarma sistemlerinin ve sensörlerinin uygun çalışması maliyetli bir mühendislik ürünü olan uzay aracının yerde detaylı, özenli ve planlı testlerin her birinden. başarıyla geçmesine bağlıdır.

Bu maksatla bir uzay aracı, yerde birleştirilmesi ile parça ve alt sistemler uyumu sağlanmasının ardından, bütün olarak da gerekli işlevsel ve çevresel testlere tabi tutulmalıdır.

1.1. Tezin Amacı

Askeri, ticari ve bilimsel uzay araçlarının tasarımında zaman ve maliyet kısıtı çok büyük bir önem taşımaktadır. Planlanan projeler için belirli mali ve aciliyet kriterlerini sağlayamayan hiçbir projenin hayata geçirilmesi gerçekte mümkün değildir. Dolayısıyla hem üretim sürelerinin kısalığı hem maliyetlerinin düşüklüğü projenin gerçekleştirilebilmesi için kritiktir.

Hedeflenen isterleri karşılayacak yörüngesinde başarıyla görev yapan bir uzay aracı için en temel etken yer yüzünde iken uzay aracının uzay ortamında gibi test edilmesidir. Bu sabır ve büyük bütçe gerektiren süreç tüm proje için görevin gerçekleştirilebilirliğini kanıtlaması itibarıyla başarısızlık halinde mali kaynağın çöpe atılmış oluşunu engeller, sonucun öngörülmesini sağlar.

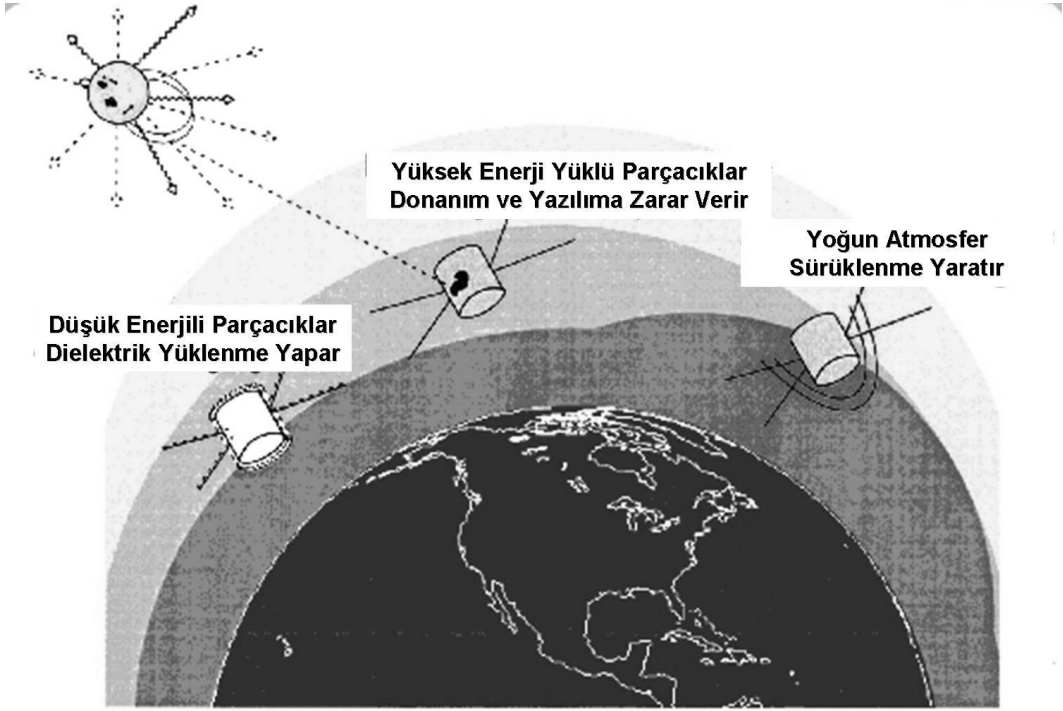
Bu tezin amacı uzay araçları tasarım fırlatma ve yörüngede kullanma süreçlerinde zaman ve maliyet açısından gerekli isterler seviyesinde bulunabilecek tasarımların yerde detaylı test edilmesinin önemini göstermek ve bu test silsilesini açıklamaktır.

1.2. Literatür Çalışması

Bu çalışmaya ilişkin yapılan literatür araştırmasında mevcut çalışmalar tarandığında bu çalışmaya temel teşkil edecek son yüzyılda tecrübe edilerek birikimi sağlanan farklı dillerde çeşitli verilerden, tezlerden, Dünya uzay teknolojileri konusunda girişimcilik göstermiş ülkelerde faaliyet gösteren uzay ajanslarına ait standart dokümanlarından, el kitaplarından ve uzay aracı tasarımı, uzay iklimi, uzay ortamı çalışmalarının detaylandırılan kaynaklardan faydalanılmıştır. Bu kapsamda çalışmanın ana hatları uzay araçları üzerine etkiler ve bu etkiler ilişkin yerde testler yoluyla öngörülebilecek önlemsel hazırlıklar olarak belirlenmiştir.

Uzay aracının faaliyet göstereceği Güneş ve Dünya cisimlerinin etkileri sonucunda oluşan uzay ortamını detaylarıyla tanımanın hedeflenen görevleri yürütecek uzay aracının maruz kalacağı etkilere karşı dayanımını sağlamada esas önceliğe sahip olduğu düşüncesiyle öncelikle uzay ortamı incelenmiştir.

İçinde bulunduğumuz yıldız sisteminin merkezi Güneşin aktivitesi sırasında artan güneş rüzgarları ve mor ötesi ışınım Dünya atmosferinin üst katmanlarını ısıtmakta ve bunun sonucu bu katmanlar genişlemektedir. Uzay araçlarının bulunduğu bölgelere kadar yükselen ve ısınan hava bu yüksekliklerde atmosferin yoğunluğunun önemli oranda artmasına neden olmaktadır. Bu nedenle uzay araçlarının hareketi sürtünmeyle yavaşlamakta ve zamanla yörüngelerinde istenmeyen yükseklik kayıpları oluşmaktadır [1]. Ayrıca Güneşten gelen enerji yüklü parçacıklar uzay aracı sistemlerinde bulunan elektronik parçalarda tahribatlar yaparak işlevsel ve yazılımsal değişikliklere yol açabilmektedir. Uzay araçlarının buldukları yörünge irtifalarında iyonların ve elektronların hem sayısı, hem de enerjileri güneş fırtınaları sırasında artmaktadır. Uzay araçları, enerji yüklü ortamdan geçerken yüksek oranda elektrik yüklü parçacık yağmuru etkisi altında kalmakta ve bu elektrik yüklü parçacıklar uzay aracının farklı bölümlerinde diferansiyel elektrik yüklemesine neden olmaktadır. Bunun sonucunda bu bölümler arasında meydana gelen elektrik boşalmaları uydunun değişik parçalarında sorunlara neden olabilmektedir [2]. Uzay aracı üzerindeki başlıca uzay ortamı etkileri Şekil 1.1’de gösterilmiştir [3].



Şekil 1.1 : Uzay ortamının uzay aracı üzerindeki bazı etkileri [3]

Uzaydaki vakum ortamında çalışmak uzay araçları için ciddi problemler ortaya çıkartmaktadır. Vakum ortamında, organik materyallerin birçoğu gaz atımı yapmakta, lens gibi kritik yüzeyler için kirletici etki yapmakta, işlevselliği ciddi anlamda etkileyebilmektedir [4].

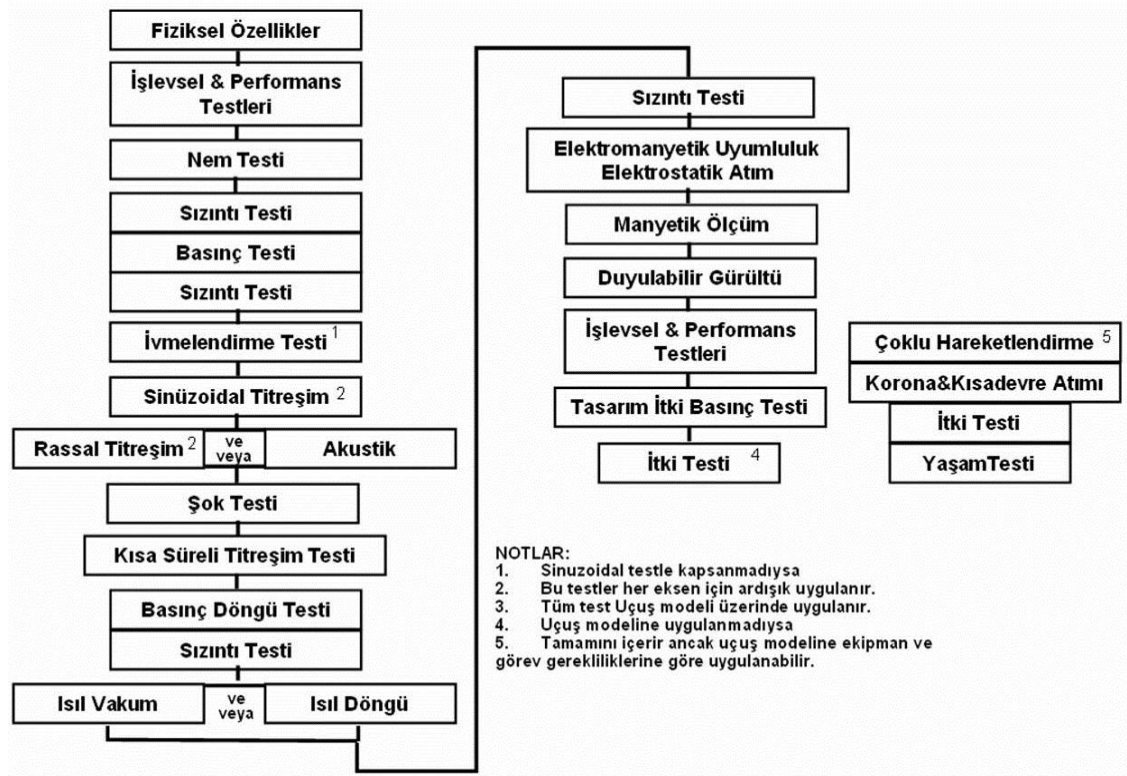
Bu nedenlerle yakın uzay ve atmosferik ortam, operasyonel uzay sistemlerinin ömrünü ve performansını büyüklük, kütle, karmaşıklık ve maliyet açısından büyük ölçüde etkilemektedir. Ayrıca çevresel etkileşimler, sistemleri teknik açıdan kısıtlamakta, telafisi mümkün olmayan büyük arızalara, hatta alt sistem ve parça bazında kayıplara yol açabilmektedir.

Uzay araçları bahsedilen fırlatma ve uçuş ortamında görevlerini yerine getirebilirliklerini göstermek amacıyla bir dizi teste tabi tutulmaktadır. Uzay araçları testleri, tasarlanarak ortaya koyulan ürünün çevresel uzay ortamı koşullarına dayanacak kadar yeterli olduğunu göstermek için yapılan testlerdir. Tasarım analiz ve üretim esnasında gözden kaçırılan faktörler olup olmadığını belirlemeye yardımcı olmaktadır [2]. Uygulanan testin türüne göre, testler sırasında sağlanacak ortamlar ürünün görev sırasında maruz kalması öngörülen ortamlara göre daha zorlayıcı koşullara sahip olabilmektedir.

Uzay aracı, fırlatma esnasında ani hız değişimleri ve çeşitli sıklıklarda titreşimlerin etkisi altında kalmaktadır. Uzay aracının yapısal tasarımı etki edecek kuvvetlere dayanarak uzay aracını oluşturan sistemlere en düşük seviyede etki gösterecek biçimde tasarlanır. Tasarımın istenen yapısal performansa sahip olup olmadığı titreşim ve akustik testleri ile tespit edilir. İlave olarak titreşime maruz kalan uzay aracının iç yapısında tahribata uğrayabilecek parçaların varlığını gözlemlenmek ve oluşabilecek sıkıntıların uzay aracı fırlatılmadan çözümüne ulaşmak amacıyla yapılır [5].

Uzay araçları uzay ortamında buldukları yörüngelerde dış basınç 10^{-5} Paskal ya da daha azdır ve nerdeyse tam bir vakum ortamı oluşur. Dolayısıyla yeryüzünde var olan hava basıncı nedeniyle yaşanmayan birtakım sorunlarla karşılaşılabilir. İçinde havayı oluşturan çeşitli gazlar hapsolmuş olan kapalı parçalar, gazı dışarıya atmaya çalışacaklarından hasara neden olabilirler [4]. Havayla iletim olmayan bir ortamda aktif olarak çalışırken ısınan elektronik devrelerin soğutulması zordur, çünkü ısı aktarımı yoluyla soğutma yapılamaz. Bu şartlar altında yalnızca iletim veya ışımaya ile var olan ısı atılabilir. Ayrıca parçalar uydunun güneş ışınımına maruz kaldığı ve kalmadığı zamanlar arasında fazlaca sıcaklık farkları oluşur. Bahsedilen faktörlerin etkilerinin yerde benzetimlenerek gözlemlenmesi için termal vakum test sistemleri kullanılır [6].

Uzay aracında kullanılacak özellikle yeni geliştirilmiş teknoloji veya tekniklerin, uydu üzerinde kullanılmadan önce ortam testlerine tabi tutulması son derece önemlidir. Uzay aracının elektronik ve haberleşme sistemleri çalışırken diğer sistemler etkinken ve/veya diğer farklı sistemler etkinken elektronik ve haberleşme sistemlerine herhangi bir girişim yaratmadığını doğrulamak maksadıyla yapılır [5].



Şekil 1.2 : Uzay aracı sistem ekipmanına uygulanan testler ve uygulanma sırası [7]

Uzay ortamında uzay araçlarının beklenen görevleri başarıyla yapabilmesi için yerde uygulanacak gerekli tüm testler fırlatıcının belirlediği sınırlar, isterler ve uluslararası test standartları kapsamında yürütülür. Tüm testlerin bir plan dahilinde ve sürekli kontrol ve gözlem altında icra edilmesi gereklidir. Bir sonraki test operasyonuna geçilmeden önce sonuçlar iyice değerlendirilmeli ve kayıt altına alınmalıdır [7]. Bir uzay aracı sistem donanımına uygulanabilecek tüm testler ve sıralaması Şekil 1.2'de sunulmuştur [7,8].

Bu yaklaşım sayesinde uzay aracının güvenilirliği artar ve yeni geliştirilmiş bir tasarımın doğruluğunu yörüngedeki sisteme fırlatma sonrasında düzeltilemeyecek bir arıza yaşatmadan sınaıma imkanı verir. Sınama ve test silsilesi sonucunda gözlemlenen ve tespit edilen aksaklıklar uzay aracı yerde iken yapılacak girdi ve düzeltmelerle giderilir. Hedeflenen amaca uygun beklenen performansa sahip uzay aracı sistemine sahip olunur.

1.3. Tezin Kapsamı

Tezin takip eden ikinci bölümünde uzay ortamının uzay araçların üzerine olası etkilerini anlamak amacı ile, uzay ortamı ve güneşin etkileri ayrıntılı olarak ele alınmıştır. Üçüncü bölümde uzay araçlarının testlerinde ele alınabilecek test felsefeleri ve ilgili programlar değerlendirilmiştir. Tezin dördüncü bölümünde uluslararası kurallar ve standartlar uyarınca uzay sistemlerine uygulanması gereken tüm testler kapsamlı olarak bazı örneklerle gösterilmiştir. Tez çalışması sonuç ve öneriler bölümü ile tamamlanmaktadır.

2. UZAY ORTAMI

2.1. Güneş

Güneş, etrafındaki uzay ve Dünya için başlıca çevresel etkidir. Bu nedenle Güneş yıldızının tam olarak kavranması ve incelenmesi uzay araçlarına etkilerin anlaşılmasına fayda sağlamaktadır.

Samanyolu galaksisi 12-18 milyar yıl önce büyük patlama sonucunda şiddetle genişleyen ağırlıklı olarak helyum ve hidrojen içeren ateş topu şeklinde oluşmuştur. Samanyolu galaksisinin spiral kolunun hareketinden kaynaklı bir galaktik dalganın veya yakınındaki bir yıldız patlamasının sebep olduğu bir şok dalgasının gaz bulutunu bozarak olduğu yerde yoğunlaşmasına sebep olduğu teorisine dayanan, artan yoğunluklu çekim alanı yakınındaki molekülleri kendine çekmiş ve gaz bulutu disk gibi içe doğru spiral bir şekil almıştır.

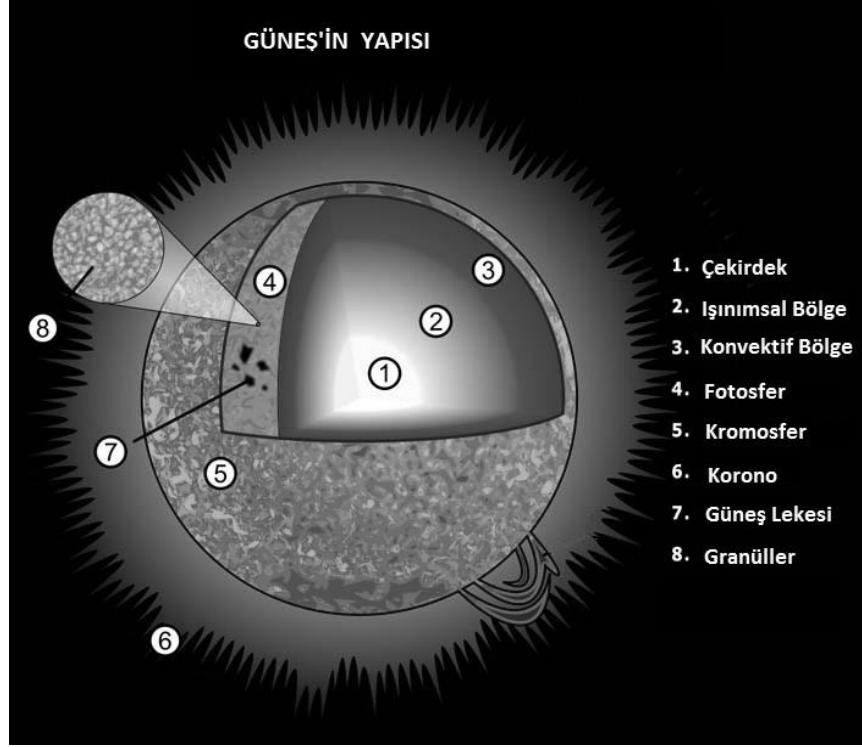
Güneş sistemi önceki yıldızların oluşumunda ortaya çıkan yıkıntıları da kapsayan bir yıldızlararası gaz bulutu şeklinde oluşumuna başlamıştır. Merkezdeki kütle miktarının artmasıyla elementler daha sıkı bir hal alarak, koşullar nükleer birleşmeyle sonuçlanmış, basınç ve sıcaklık atmış ve çekirdek patlaması noktasına ulaşmıştır. Ana yapıdan ayrılan bazı bölgesel materyal kümeleri birbiriyle birleşerek gezegenleri ve uydularını oluşturmuştur. Güneş sistemindeki tüm gezegenler ekliptik Güneş'in ekvator düzlemi üzerinde yer almakta ve Güneş etrafında aynı yönde dönmektedirler. Bugün gördüğümüz Güneş sisteminin durağanlığı için tahminen 4.6 milyar yıllık bir süreç sonunda yeni bir yıldız oluşmuştur.

Güneş tahminen 1 milyardan daha fazla galaksiyi barındıran evrende, 200 milyar yıldız içeren tipik bir galakside tipik bir yıldızdır. Güneş, çapı yaklaşık 100.000 ışık yılı olan spiral galaksinin merkezinden yaklaşık 30.000 ışık yılı mesafede bulunmaktadır. Güneş, Samanyolu galaksisinin etrafında 200 milyon yıllık periyodu ve yaklaşık 250 km/sn yörüngesel hızı olan bir yörüngeye sahiptir. [1]

2.1.1. Güneşin yapısı

Güneş, % 78 i hidrojen % 20 si helyum ve %2 si ise ağırlıkça daha ağır elementlerden oluşan 2×10^{30} kg lık bir kütleyle sahiptir. Bu materyaller, iyonize olmuş homojen element karışımı ve onların ayrılmış elektronlarından oluşan plazma

formunda oluşur. Güneş'in yoğunluğu çekirdeğinde 10^5 kg/m^3 den kabuğunda 10^{-4} kg/m^3 e değişmektedir. Yarıçapı 696.000 km dir. Dünyanın kütlesi $6 \times 10^{24} \text{ kg}$ ve yarıçapı da 6.378 km olarak verildiği kabul edilirse yaklaşık olarak Dünyanın 100 katı yarıçapa sahiptir. Güneşin dönme hızı ekvatorunda 25 gün iken kutuplarında yaklaşık 30 gündür. Güneşin yapısal bölgelere ayrımı Şekil 2.1'de gösterilmiştir.



Şekil 2.1 : Güneşin yapısı ve bölümleri [9]

2.1.1.1. Çekirdek

Çekirdek kütlelerin enerjiye çevrildiği yerdir. Sıcaklığı $15 \times 10^6 \text{ K}$ ve yoğunluğu yaklaşık 110.000 kg/m^3 tür ki koşullar hidrojen ve helyum çekirdeklerinin birleşerek enerji açığa çıkarması için elverişlidir. Yaklaşık olarak her saniye 4 milyar kg kütle enerjiye çevrilir ve $4 \times 10^{23} \text{ kW}$ güç üretilir.

2.1.1.2. Işınım bölgesi

Bu bölgede çekirdekte üretilen enerji, gamma ışınları, X ışınları ve morötesi fotonlar yoluyla üst katmanlara iletilir.

2.1.1.3. Taşınım bölgesi

Taşınım bölgesinde yüzeye doğru hareket eden sıcak gaz kabarcıkları sayesinde ısı taşınımı olur. Çekirdekte üretilen enerjinin ışınım ve taşınım bölgelerinden geçip, Güneş sistemine salındığı fotosfere ulaşmasının 10 milyon yıl sürmektedir.

2.1.1.4. Fotosfer

Fotosfer diğerlerine nazaran daha ince, altında üretilen enerjiyi emerek uzaya yayan sıcak gaz tabakasıdır. 5.725°K sıcaklığa ulaşan fotosfer Dünyadan gördüğümüz görülebilir dalga boyları da dahil tüm elektromanyetik ışınımın yayıldığı ve ışınım özelliklerinin belirlendiği bölgedir. Güneşin kütlesi bu tabakanın altında olsa da bu kısmı gördüğümüz için Güneş yüzeyi olarak bu tabaka tanımlanır.

2.1.1.5. Kromosfer

Fotosferin üzerindeki gaz tabakasından oluşan Güneşin atmosferidir. Bu tabakada sıcaklık başlangıçta azalarak 3.725°K düşen ve aniden 1.000.000°K kadar çıkan bir seyir izler bu nedenle parçacıklar için sıcaklığın tanımını yitirmektedir. Bu katmanda yoğunluk, fotosferden gelen elektromanyetik ışınımın yolunu izleyerek geçebileceği kadar düşüktür.

2.1.1.6. Korona

Korona Güneşten milyonlarca kilometreye uzanan gaz tabakasıdır. Sıcaklık yüksektir ve yoğunluğun yaklaşık 10^{-11} kg/m³ olduğu tahmin edilmektedir.

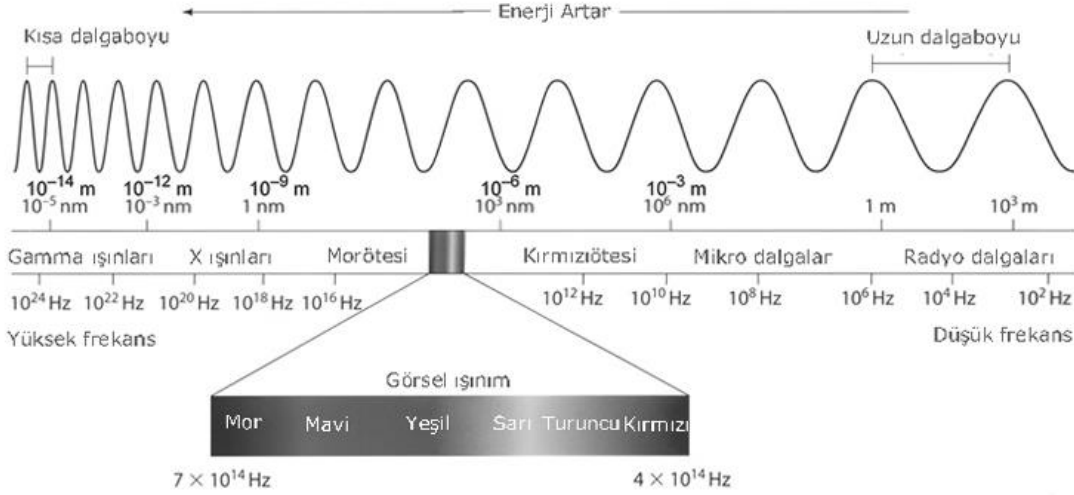
2.1.2. Güneş ışınımı

Dünya çevresindeki ortam Güneşin iki ana nükleer etkisine maruz kalmaktadır. İlki görünür ışığın bir parçası olan elektromanyetik ışınım, ikincisi ise yüksek enerjili Güneş parçacıklarından taşan nükleer ışınım.

2.1.2.1. Elektromanyetik ışınım

Hareket hâlindeki elektrik yüklerinin çevresinde onlarla birlikte hareket eden elektrik alanları ve manyetik alanlar oluşmaktadır. Boşlukta oluşan elektromanyetik dalga her iki alana dik olacak biçimde yayılmaktadır. Elektromanyetik dalgalar, bütün dalga hareketleri gibi kırılma ve yansıma özellikleri taşırlar.

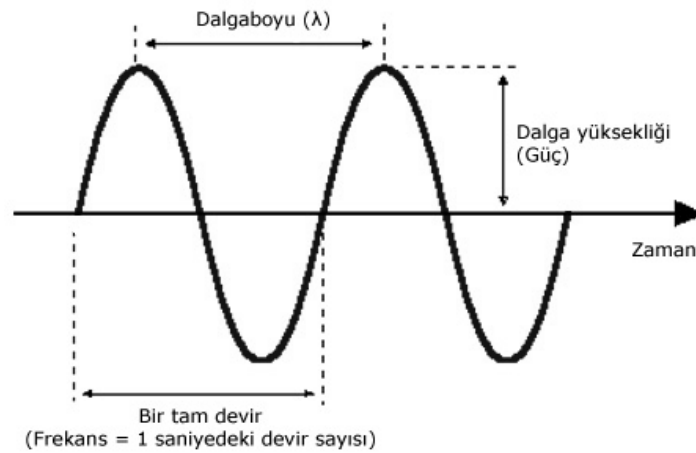
Elektromanyetik ışınım maddesel bir ortam gerektirmez ve boşlukta ilerler. Elektromanyetik ışınımın değişik türleri yalnızca dalga boyu ve frekans olarak farklılık gösterirler. Görünebilir ışık da bir tür elektromanyetik ışınımdır. Elektromanyetik ışınımın olası kaynağı doğrudan dalga boyuyla ilgilidir. Dalga boyunun azalması ve frekansın artması çeşitli türdeki elektromanyetik ışınımı oluşturur. Şekil 2.2'de yüksek frekanstan düşük frekansa doğru Gamma ışınları, X ışınları, morötesi, görünür ışık, kızılötesi ışınlar, mikrodalga ve radyo dalga olarak sıralanan elektromanyetik dalgalara ait tayf sunulmaktadır [1].



Şekil 2.2 : Elektromanyetik dalgaları gösteren tayf [10]

Elektromanyetik ışınım ışık hızında dalga gibi yayılan bir enerjidir. Elektromanyetik dalganın temel karakteristiğini örnekleyen bir sinüzoidal dalganın grafiği Şekil 2.3'te görülmektedir. Dalgaboyu ardışık iki tepenin arasındaki mesafeyi temsil eder. Elektromanyetik enerji ışık hızında hareket ettiği için saniyede geçilen tepe sayısı da frekans olarak bilinir. Dalgaboyu ile frekans arasındaki ilişki Denklem 2.1'de verildiği gibidir ve c ışık hızını temsil eder (3×10^8 m/saniye). Frekans (f) yükseldikçe dalga boyunun azalmaktadır. Genlik sinüzoidal eğride iki zirve arasındaki yüksekliği, faz ise dalganın özel yerleşimini tanımlar.

$$f = c/\lambda \quad (2.1)$$



Şekil 2.3 : Elektromanyetik dalga [11]

2.1.2.2. Güneşin manyetik alanı

Güneşin doğal hareketinden kaynaklanan manyetik alan şiddetinin birimi gamma olarak ölçülür. Manyetik alanın yönü ve şiddeti zamana ve yüzeydeki değişimlere bağlıdır. Güneşin yüzey manyetik alanı Dünyanın yüzey manyetik alanının (orta enlemlerde $0,5 \times 10^5$ gamma) yaklaşık 30 katı olan 15×10^5 gammadır.

2.1.2.3. Parçacık ışınımı

Güneş tarafından salınan elektromanyetik enerjiye ek olarak, önemli ölçüde Güneş rüzgarı ve patlamaları kaynaklı parçacık ışınımı da mevcuttur.

Güneş rüzgarı

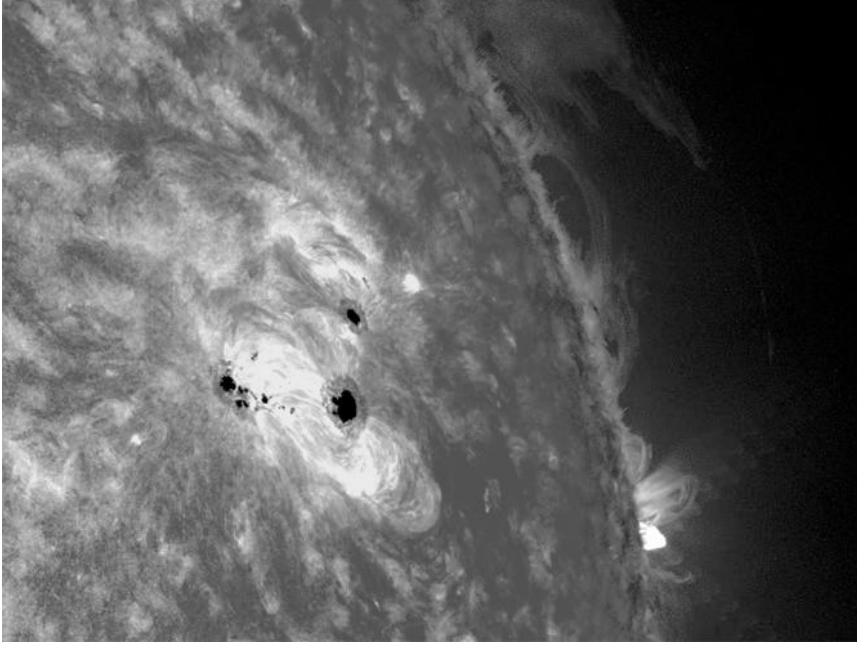
Güneş rüzgarı, koronanın genişlemesiyle Güneşin çekiminden kurtulacak yeterli enerjiye sahip, tüm yönlerde uzaya yayılan sürekli plazma parçacıklarının akışından oluşmaktadır. Güneş önemli bir manyetik alan yaratırken dönüşüne devam eder ve plazma manyetik alandan geçerken manyetik alan çizgileri plazma ile bütünleşir ve onunla birlikte hareket eder. Güneş rüzgarı Güneşten uzaklaştıkça manyetik özellikleri ve Güneşin dönmesi nedeniyle plazmanın ilerlemesi etkilenir ve doğrusal düzgün bir yol izlemez. İlerleyişi 3 boyutlu karmaşık bir yapıdadır, bu nedenle Dünya civarındaki ortamın her noktadaki değerini tahmin etmek güçtür. Ortalama olarak Dünya civarındaki Güneş rüzgarı hızı 500 km/sn iken yoğunluğu da 5 parçacık/cm³ tür. Güneşten 100 ışık yılı mesafede heliosfer olarak bilinen ve Güneşi çevreleyen bir sınır tabakanın oluştuğu ve bu bölgeden sonra Güneş rüzgarı akımlarının yıldızlararası uzay ortamına geçtiği kabul edilmektedir. [1]

Güneş lekeleri

Parçacık ışınım ikinci ana kaynağı Güneş yüzeyindeki bozulmalardır. Güneş patlamaları ve lekelerinin oluşum süreçleri birbirleriyle yakından ilişkilidir. Galileo teleskop vasıtasıyla Güneş yüzeyindeki lekelerinin varlığını ilk fark eden bilim adamı olarak şu anda değeri bilinen ve enleme göre değişen kendi eksenini etrafında dönme hızı oranını bulmak için bu lekelerle yakından ilgilemiştir. Bu değişen dönme hızı oranı Güneş lekeleri ve parlamalarını meydana getiren sürecin bir kısmını oluşturmaktadır.

Plazma içinden geçen manyetik alana yapışık ve onunla beraber hareket etmektedir. Güneşin değişken dönme hızı oranı, manyetik alan çizgilerinin dalgalanmasına sebep olur ve plazma üzerinde manyetik basınç ürettiği noktaya ulaşana dek alan şiddetini artırır. Bu bölgelerde, gaz basıncı ve sıcaklık daha az

olduğu gözlenmektedir. Yüzeyinin ışınım yaydığı sıcaklıklarda Güneş sarı görülürken, yüzeydeki manyetik alan şiddetinin fazla ve sıcaklığın az olduğu daha koyu renkli kısımlar Güneş lekeleri olarak adlandırılır. Bu bölgelerdeki manyetik alan şiddetinin 15×10^7 gamma civarında olduğu değerlendirilmektedir. [1] Şekil 2.4'te NASA ya ait Solar Dynamic Observatory uydusunca 20 Şubat 2013 tarihinde oluşumu gözlenen Güneş lekesi bildirilmiştir.



Şekil 2.4 : Güneş lekesi [12]

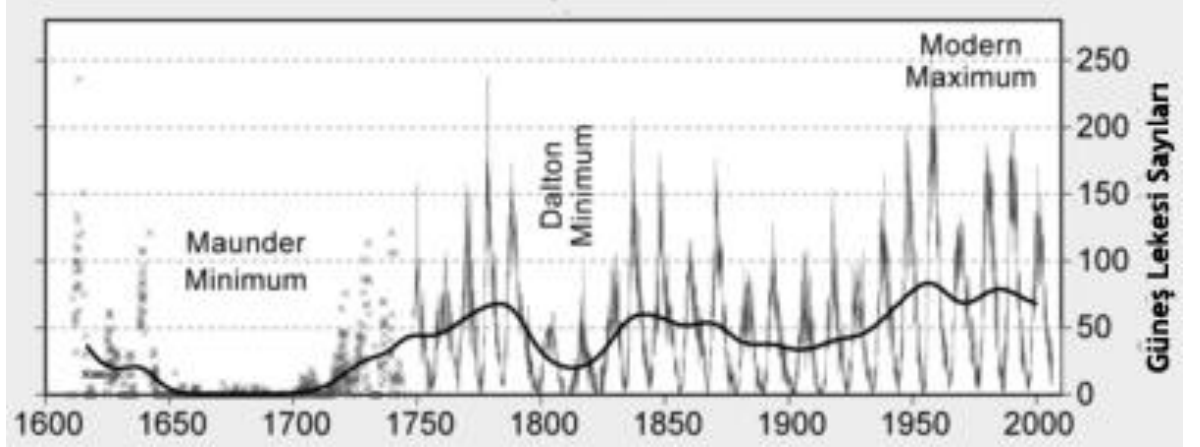
Güneş parlamaları

Manyetik alan şiddeti çok yükselerek plazma ile birlikte Güneş yüzeyinden ayrılarak uzay boşluğuna fırlayan materyaller yüzey üzerindeki alan etkisiyle 1.000.000 m/sn kadar hızlandırılır. Güneş parlamaları olarak adlandırılan tüm dalga boylarındaki bu yoğun elektromanyetik enerji X ışınlarından radyo dalgalarına kadar geniş ölçekte yayınımına neden olmaktadır. Bu yüksek enerjili parçacıklar ve yoğun ışınımın Dünya civarına ulaşması, yer sistemlerinin ve uzay araçlarının faaliyetlerine etki eder.

Güneş döngüsü

Güneş yüzeyindeki lekelerin kayıtları 1700'lü yılların ortalarından beri tutulmaktadır ve bu kayıtlar incelendiğinde bu lekelerin zamanla düzenli bir şekilde değiştii görülmektedir. Bazı zamanlar hiç leke görülmezken bazı zamanlar da 100 ün üzerinde lekenin görüldüğü olmaktadır. Hiç lekenin görülmediği ya da en az lekenin görüldüğü zaman solar minimum, en fazla görüldüğü zaman da solar maksimum

olarak tanımlanırsa bu iki periyot arasındaki ortalama zaman da Güneş döngüsü olarak tanımlanır. 7 ile 13 yıl arasında değiştiği için ortalama Güneş döngüsü için de 11 yıl denilebilir. Solar maksimuma ulaşılması 4 yıl civarı alırken solar minimuma ulaşılması da 7 yıl civarı almaktadır. Şekil 2.5'te 400 yıllık Güneş döngüsü gözlemleri gösterilmiştir.



Şekil 2.5 : 400 yıllık Güneş döngüsü gözlemleri [13]

Güneş lekeleri sadece 60 derece orta enlemlerde meydana gelir ve döngü minimuma yaklaşırken ekvatora yakın yerlerde oluşur. Güneşin manyetik kutupluluğunun tersine dönmesi, yani coğrafik kutuplardaki pozitiften negatife doğru oluşan manyetik akının ters dönmesi, her Güneş döngüsünde bir olur. Bu manyetik kutupluluğun, yerleşimin ve yoğunluğunun değişkenliği Dünya etrafındaki ortamın tahminini zorlaştırdığı ortadadır [2].

2.2. Dünya

Dünya yüzeyindeki ve etrafındaki ortam, Güneş kaynaklı elektromanyetik ve parçacık ışınımından bir çok yönde etkilenir. Oluşan ortamda uzay araçları işlevlerini yerine getirmekte ve ayrıca bu ortamda Dünyanın atmosfer etkisi görülmektedir. Bu bölümde Dünya ve Dünyanın Güneş ışınımı ile etkileşimi üzerinde durulmaktadır.

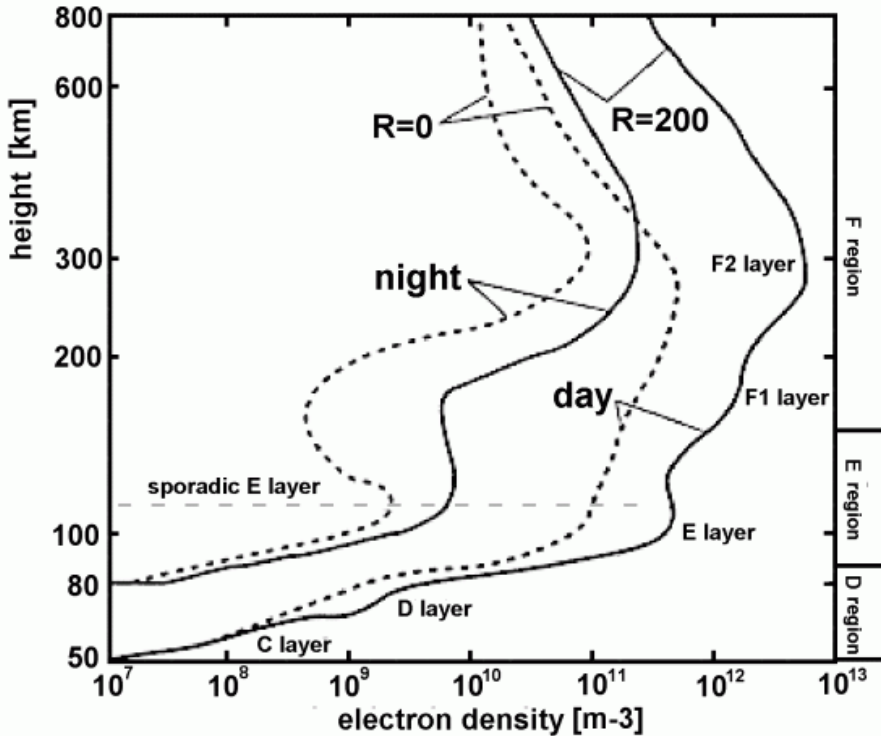
2.2.1. Elektromanyetik etkileşim

Güneşten ayrıldıktan sonra sahip olduğu spektral özellikleri koruyarak Dünya civarına ulaşan elektromanyetik enerji miktarı belirlenir. Dalga boyu üzerindeki enerji seviyeleri azalır. Enerji Dünyaya ulaştığında etkileşim hem enerjiyi hem de Dünyayı etkiler. Bu etkileşim uzay sistemleri için zaman zaman kullanışlıdır. Örneğin uzaktan algılama teknikleri Dünyanın atmosferinin karakteristiklerini bulmak için atmosfere yayılan yada atmosfer tarafından emilen ışınım miktarlarını ölçerler.

Ayrıca uzay araçları Güneş ışınımını elektrik enerjisi üretmek için kullanırlar. Güneş ışınımı istenmeyen etkiler de yaratır uzay araçları kızılötesi ışınımını fazla alması nedeniyle ısı kontrol tekniklerini kullanmak zorundadırlar. Güç üretimi, uzaktan algılama ve haberleşme gibi uzay aracı sistemlerine de olumsuz etkileri bulunmaktadır.

2.2.2. İyonosfer

Güneşten gelen kısa dalga boyundaki ışınım (morötesi, X-ışını) yüksek irtifada atmosferde bulunan bileşenlerin elektronlarını koparacak (fotoiyonizasyon) enerjiye sahiptir. Bu nedenle elektrik olarak yüklü bir ortam meydana gelmektedir. Bu bölge 50 ile 70 km civarı irtifadan başlar ve uzaya kadar devam eder. Şekil 2.6'da irtifa ile serbest elektron yoğunluğu seviyesindeki değişime bağlı olarak iyonosferin değişkenliği gösterilmiştir. Düz çizgiler yüksek Güneş aktivitesi, kesik çizgiler ise düşük Güneş aktivite zamanlarını temsil etmektedir. Gece ile gündüz arasındaki farkın sebebi gece Güneş ışınlarının gelmemesi nedeniyle fotoiyonizasyon sürecine ara verilmiş olmasıdır. Bu süreçte elektronlarla iyonlar tekrar birleşerek elektron yoğunluğu azalır, azalma gece boyu sürer. İyonosfer içerisinde farklı iyonlaşma özelliğine sahip bazı bölgeler farklı harflerle (C, D, E, F) gösterilmiştir. [1]



Şekil 2.6 : Gündüz ve gece iyonosferde değişken elektron yoğunluğu. [14]

2.2.3. Atmosfer

Dünyanın atmosferi ve Güneşin elektromanyetik ışınımı ile etkileşimi uzay araçlarının faaliyetlerini etkilemektedir. Bu bölümde atmosfer tanımlanmış ve yapısı anlatılmıştır.

2.2.3.1. Atmosferin yapısı

Atmosfer Dünyanın volkanik hareketleri sonucu püsküren materyallerin ortaya çıkardığı gazlardan oluşmuştur. Azot atmosferde en çok bulunan gazdır. Oksijen milyonlarca yıldır bitkiler tarafından karbondioksit ve su kullanılarak üretilmektedir. Argon ve diğer gazların da yer aldığı bileşimin tablosu Çizelge 2.1'de gösterilmiştir. Atmosferin üst katmanlarında oksijen molekülü Güneş ışınımı sayesinde atomlarına ayrışır. Oksijen atomu yüksek radyoaktiviteye sahiptir ve oksijen molekülü (O₂) ile birleşerek Güneşten gelen zararlı morötesi ışınlarını yutarak canlılar için yaşamsal alan oluşturan (O₃) ozon meydana getirir.

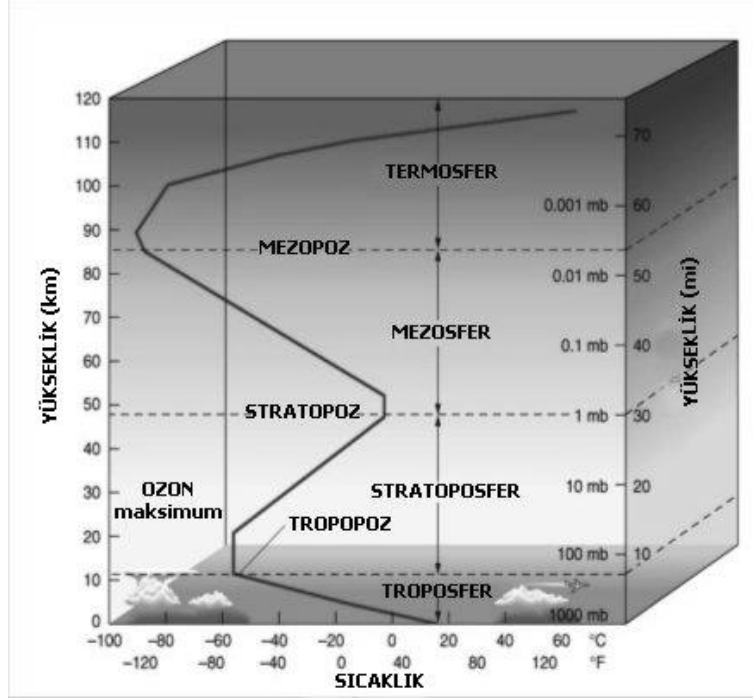
Çizelge 2.1 : Atmosferin 100 km altındaki bileşimi [15]

İçerik	Atmosfer içindeki miktarı
Azot	% 78,08
Oksijen	% 20,95
Argon	% 0,93
Su Buharı	% 0,04
Karbon Dioksit	% 0,035
Neon	% 0.001818
Helyum	% 0,000524
Kripton	% 0,000114
Hidrojen	% 0,000055
Ozon	% 0,00011

2.2.3.2. Sıcaklık değişimi

Atmosfer içinde her katmanda sıcaklık değişimleri meydana gelmektedir. Yeryüzü ve yeryüzüne yakın havanın ısınması Güneş ışınımına bağlıdır. Sıcaklık ışınım ile ulaşan moleküllerin enerjileriyle oluşur. Atmosferde iki ana ışınım kaynağı Güneş ve yeryüzüdür. Güneş ışınımının yaklaşık %37'si kızılötesi, %44'ü görünür, %7'si

morötesidir. Yer ışınımı ise çoğunlukla kızılötesidir. Kızılötesi genellikle hissedilen ısı, görünür bant ise görülebilen, morötesi ise cildin emdiği bronzaştırır, yakan ışınım şeklidir. Şekil 2.7’de atmosferde irtifaya bağlı olarak sıcaklığın değişimi gösterilmiştir.



Şekil 2.7 : İrtifaya bağlı olarak değişen atmosfer sıcaklıkları. [16]

2.2.3.3. Troposfer

Troposfer, kararsız hava akımlarını içeren ve atmosferin gözle görülen kısmıdır. Yeryüzünden yüksekliği tropikal bölgelerde 16-18 km, kutuplarda 10 km, ekvatorunda 18 km. olan atmosferin en yoğun bölümüdür. Hava olaylarının çoğu kar, fırtına, rüzgar, yağmur, sera etkisi ve benzeri bu katmanda oluşmaktadır. Kuvvetli hava akımları yani jet rüzgarları üst seviyelerde oluşur. Atmosferi oluşturan gazların % 75-80'i bu tabaka içerisinde yer alır. Yapısı tamamen yer ışınımına bağlı olarak değişir. %99'u troposfer tabakasında yer alan su buharı Güneş enerjisini ve yerden gelen ısı ışınımı emerek sıcaklığın ayarlanmasında önemli rol oynamaktadır. Şekil 2.7 de görüldüğü gibi sıcaklık bu katman boyunca sıcaklığın sabit kaldığı geçiş bölgesine (tropopoz) kadar azalmaktadır. Yükseldikçe, sıcaklık +17°den her 305 m de 2° azalarak -52° ye düşer [16]. Dünyanın Güneşten gelen ışınımı emmesiyle artan yüzey sıcaklığının yaydığı kızılötesi enerji sebebiyle ısınmış havanın hareketi katman içinde kararsızlık yaratmaktadır. Sıcak hava yükselme, soğuk hava çökme eğiliminde olduğundan bu troposferde bir noktadaki daha fazla hava hareketi yani türbülansa neden olur.

2.2.3.4. Stratosfer

Troposferin tersine, stratosfer hava akımlarının olmadığı bölgedir. Troposferden daha kuru ve daha az yoğundur. Yeryüzünden yüksekliği kutuplarda 10 km, ekvator da 50 km'dir. Sıcaklık bu bölgenin üst taraflarına kadar irtifa artışı ile birlikte yükselir Troposferden stratosfere geçen parçacıklar uzun süre yeryüzüne dönmeden birkaç yıl orada kalabilir. Örneğin büyük volkanik patlamalardan oluşan küller, stratosferde korunur ve global soğuma işlemine neden olur. Katmanın üst kısımlarında kızılötesi ışınım su ve karbondioksit molekülleri tarafından, morötesi ışınım ise ozon tarafından emilmektedir. Ozon tabakasının iki önemli işlevi vardır. Birincisi yeryüzündeki temel ısı dengesine yardımcı olmak, ikincisi zararlı morötesi ışınımın yeryüzüne ulaşmasına engel olmaktır.

2.2.3.5. Mezosfer

Atmosferin en soğuk bölgesidir, sıcaklık -100 dereceye kadar düşer. Mezosfer tabakası yeryüzünü uzaydan gelen meteorlardan korur, meteorlar bu tabakaya girdiklerinde yanarlar. Bu seviyede nefes alacak oksijen yoktur. Mezosferdeki hava basıncı ve yoğunluğu en düşük seviyededir (1/1000 yere göre). N₂ ve O₂ gazları bulunur ancak O₃ oldukça azdır [16]. Oksijenin atmosferdeki yüzdesi hava ile aynıdır. Mezosferin en alt seviyesini stratosfer ısıtır, ısı yavaş dönüşümle mezofere geçmektedir. Stratosferin üst tarafındaki bu izotermal bölgenin üstünde sıcaklık tekrar irtifa ile azalmaya başlar. Bunun sebebi de aşağıdaki katmanlar tarafından emilen enerjinin tekrar ışınarak uzaya kaçmasıdır.

2.2.3.6. Termosfer

Termosfer 80-90 km'nin üzerinde uzanır. Hava çok incedir. 100-200 km'lerde atmosferdeki temel bileşenlerden nitrojen ve oksijen bulunmaktadır. Sıcaklık yükseklikle artar, sıcaklık çok yüksektir, bulunan oksijen morötesi ışınımı emerek büyük miktarda kinetik enerji ortaya çıkartmaktadır, morötesi ışınım ısıya dönüşmektedir. Bu tabakada sıcaklık 2000 dereceye kadar ulaşmaktadır.

2.2.3.7. Ekzosfer

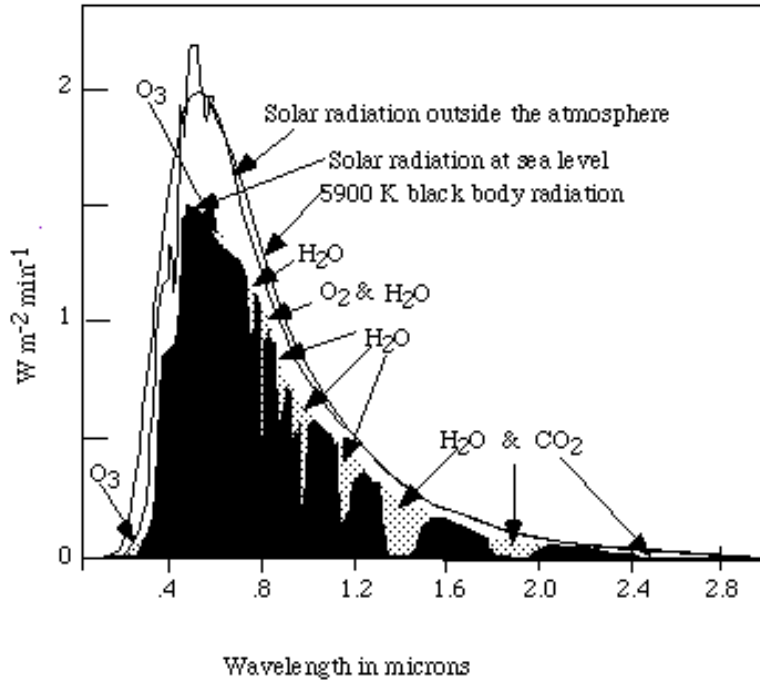
Ekzosferde, sıcaklık irtifa ile sabit kalır ve yoğunluk azalırken moleküller arası mesafe artar. Bu bölgede yeterli enerjiye sahip moleküller Dünyanın çekim kuvvetinden kurtulup uzaya yönelirler. Ekzosfer yer yüzeyinden oldukça uzak mesafede bir bölgedir, 550 km'den binlerce kilometreye kadar uzanır, genellikle uydular bu bölgede bulunur. Bu bölge yeryüzü atmosferi ile gezegenler arası uzayda bir geçiş bölgesi olarak adlandırılır.

2.2.4. Yoğunluk değişimi

İrtifanın artmasıyla atmosfer yoğunluğunun azalması farklı kütlelerdeki moleküller üzerindeki çekim kuvveti ile bu moleküllerin ısı enerjileri arasındaki dengeden kaynaklanmaktadır. Uzay araçlarının operasyon yaptığı yüksek irtifalarda yoğunluk ile sıcaklık arasında standart bir ilişki bulunmamaktadır. Yoğunluk 100km irtifaya kadar her 10 kmde bir 10'un katları şeklinde azalırken 100 km'den sonra hidrojen ve helyum gibi daha hafif elementlerin baskın olması nedeniyle hızla azalır. Atmosfer, Dünya yüzeyinden itibaren binlerce km yoğunluğu azalarak uzanır. Atmosferin herhangi bir irtifa ve bölgesindeki yoğunluğu zamana bağlı olarak, Güneş döngüsü ve parlamaları boyunca yayılan ışınım miktarına göre değişir. Yüksek ışınım, uydu irtifalarında yoğunlukta artışa sebep olarak atmosferi ısıtabilir ve bu da sürüklemeyi arttırarak yörünge ömrünün etkilenmesine sebep olur. [1]

2.2.5. Atmosfer boyunca elektromanyetik yayılım

Güneşten ve Dünyadan yayılan elektromanyetik ışınımın çoğu atmosfer tarafından emilir. Emilen enerjinin çoğunu tekrar her yöne olacak şekilde yayılır. Genel olarak ortalama emilen ve yayılan enerjinin eşit olduğu kuramıyla, küresel olarak ortalama sıcaklığın sabit oluşu açıklanır. Yayılım ve emilim sürecinin kimya, fizik ve quantum teorileriyle açıklanır ve farklı atom ve moleküller için nispeten farklı frekanslarda oluşmaktadır.

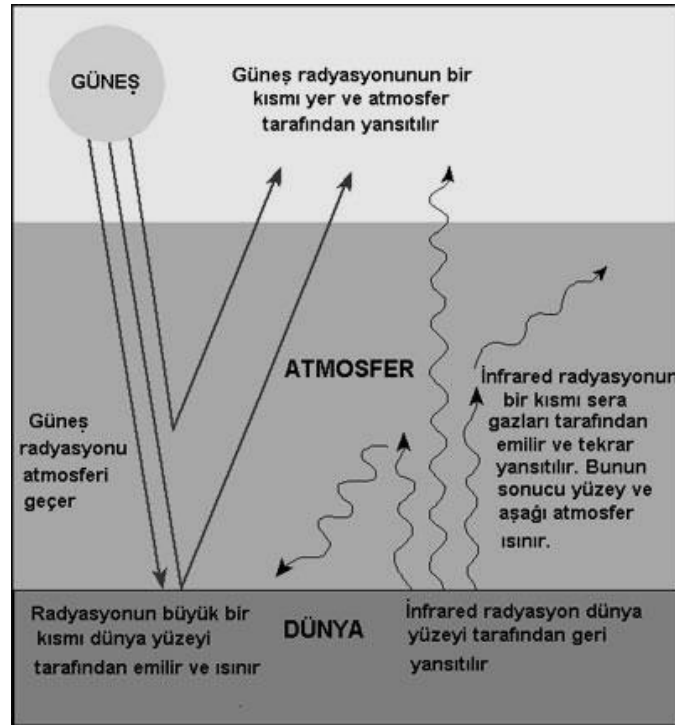


Şekil 2.8 : Elektromanyetik yayılımın atmosferdeki elementlere göre değişimi [17]

Şekil 2.8'de Güneşten kaynaklı elektromanyetik yayılımın atmosferdeki elementlere göre değişimi için değişimini gösterilmektedir. Eğrinin en üst noktası Güneşten gelen spektral enerjinin atmosferin üstündeki değerini temsil eder, taralı alan daha önce bu bölümde bahsedilen bağıntı ile elde edilen ideal kara cismin teorik enerjisini göstermektedir. Görüldüğü gibi, teorik eğri ile atmosfer dışında ölçülen ışınımın uyumluluğu oldukça iyidir. Daha alttaki siyah bölge ise Dünyanın yüzeyine ulaşan toplam enerji miktarının dalga boyuna göre değişimini göstermektedir. Her ne kadar anlık ışınım çoğunda biraz zayıflama görülse de bazı dalga boylarında atmosferdeki yolculukları sırasında sert ve bazen tamamen zayıflama görülmektedir. Bir arada bulunan ve bu enerjiyi emen elementler şekilde gösterilmiştir.

2.2.5.1. Sera etkisi

Güneşin ışınım enerjisinin çoğu Dünya yüzeyine ulaşır. Ancak Dünya, üzerine düşen Güneş ışınlarından çok, Dünyadan yansıyan Güneş ışınlarıyla ısınır. Yansıyan ışınlar atmosferde bulunan kızılötesi frekanslarda oldukça yüksek emiciliğe sahip olan sera gazları olarak adlandırılan karbondioksit, metan ve su buharı tarafından tutulur, böylece atmosfer ısınır. Işınların bu gazlar tarafından tutulmasına sera etkisi denir [18]. Atmosferde bu gazların miktarının artması ısınmayı büyük oranda artırır. Emilen enerji miktarıyla atmosfere tekrar gönderilen enerji miktarı arasında ısıl bir denge vardır. Şekil 2.9'da sera etkisinin oluşumu gösterilmiştir.



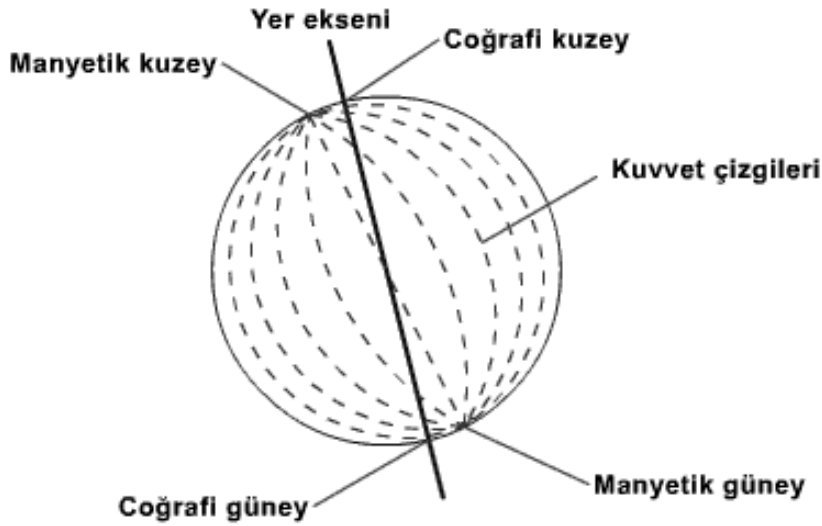
Şekil 2.9 : Sera etkisinin oluşumu [19]

2.2.5.2. Parçacık etkileşimi

Dünya civarındaki Güneş parçacık ışınımının karakteristiği Dünyanın kendi manyetik alanına ve bu alanla yüklü parçacık etkileşimine bağlıdır.

2.2.6. Dünyanın manyetik alanı

Dünyanın manyetik alanı, Dünyanın sıvı dış çekirdeğindeki erimiş metallerin karmaşık ve düzgün olmayan dönüşü kaynaklı akımlar ile oluşur. Dış çekirdekdeki konveksiyon hareketleri, zaman içinde manyetik alanı oluşturur. Bu konveksiyon hareketlerinin Dünyanın oluşumundan beri meydana geldiği düşünülmektedir. Yeryüzü çekirdeğinin içi katı , dışı sıvı demir termal hareketlerle kendi manyetik alanlarını yaratır. Atomların yeterli bir güçle ve düzenli bir şekilde yer değiştirmesi ve yönlendirilmesi Dünyanın kabuğunda kalıcı mıknatıslanma yaratır. Dünyayı, etrafı manyetik alanla çevrelenmiş büyük küresel bir mıknatıs haline alır.

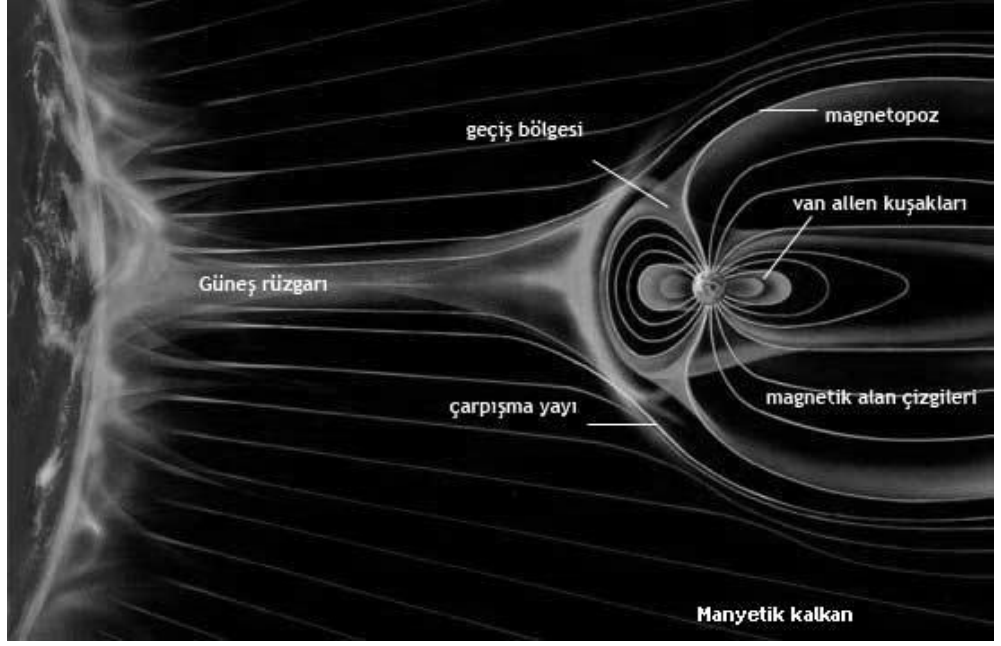


Şekil 2.10 : Dünyanın manyetik alanı. [20]

Şekil 2.10'da gösterildiği gibi manyetik alan, Dünya'nın dönüş ekseninden 11,5 derece eğilmiş olarak modellenenir.

2.2.7. Güneş rüzgarı ve Dünyanın manyetik alanının etkileşimi

Güneş rüzgarı Dünyanın manyetik alanı ile karşılaştığında Şekil 2.11'de gösterildiği gibi Dünyanın manyetik alanını bozan bir elektromanyetik etkileşim meydana gelir.



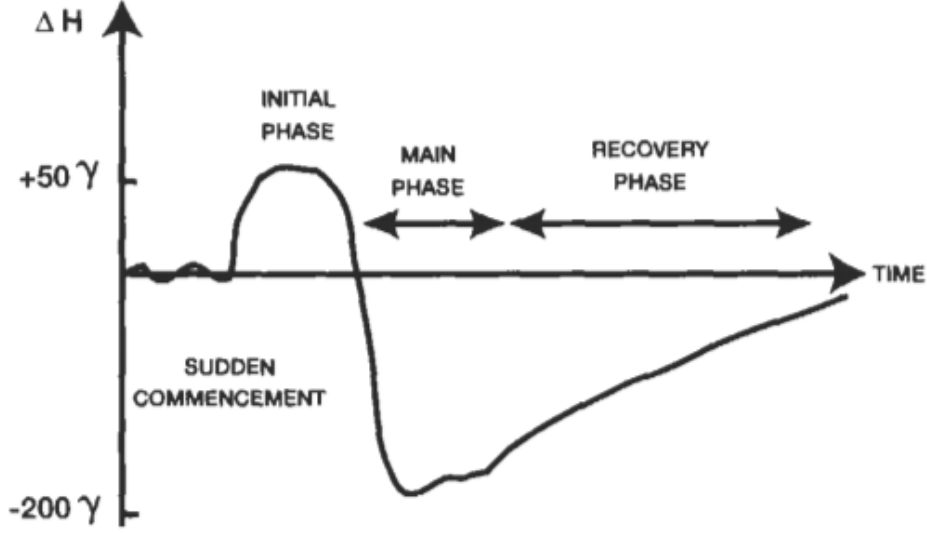
Şekil 2.11 : Güneş rüzgarı ve Dünyanın manyetik alanı ile etkileşimi. [21]

Güneş rüzgarının süpersonik ve yüklü parçacıkları Dünyanın manyetik alanı ile karşılaştığında ayrodinamikte de olduğu gibi Güneş parçacıklarının yönünü saptıran ve hızını yavaşlatan bir şok duvarı şekillenir. Şok duvarının ön cephesinin Güneş rüzgarının geldiği yönündeki en yakın noktasının Dünyaya olan uzaklığı yaklaşık 14 R_e dir. Şokun önünden içine doğru ilerledikçe parçacıklar kinetik enerjilerini Dünyanın manyetik alanının bozulmasına sebep olan manyetik enerjiye çevirirler. Manyetopoz, manyetik kuvvetlerin Güneş rüzgarının dinamik kuvvetlerinden daha baskın olduğu sınırı temsil eder. Bu sınır tabakası, Güneş parlamalarında olduğu gibi Güneşsel kinetik enerjide artış oluşturan ve nispeten sabit bir sınır tabakasıdır. Manyetopoz yaklaşık 10 R_e de en yakındır ve kuyruk gibi uzanan arka kısmı ise Dünyadan yaklaşık ay yörünge mesafesi kadar uzanır. [1]

2.2.8. Jeomanyetik dalgalanma

Güneş rüzgarlarının kinetik enerjisi, Güneşsel aktivitenin artması ile önemli ölçüde artar. Bu aktivite ile saçılan ilave plazmaların Dünyaya ulaşması, jeomanyetik alanda Şekil 2.12'de olduğu gibi dalgalanma meydana getirir. Güneş kaynaklı bozulmalardan sonra çeşitli zamanlarda yüksek enerjili parçacıklar ulaştıkça, Dünya yüzeyi üzerinde manyetik alan şiddeti için keskin artışlara sebep olan bir baskı oluşur. Bu ani başlangıç safhasını, manyetik alan şiddeti genliğinin yüksek kaldığı 2 ile 8 saatlik bir periyot izler. Bu başlangıç kısmından sonra, Güneş rüzgarı başlangıçtaki yoğunluğuna döndüğünde, manyetik alan tarafından hapsedilmiş yüklü parçacıkların artan hareketi nedeniyle jeomanyetik alan normalden daha az

yoğunluk seviyesine düşer. Ana aşama 12 ile 24 saat içinde sonlanır ve birkaç gün süren yeniden toparlanma süreci ile yavaş yavaş normal yoğunluk seviyesine ulaşır. Jeomanyetik rüzgarla şiddetli bir şekilde değişen Dünyanın manyetik alanı, uzay ve yer sistemlerinin operasyonlarını etkilemektedir.

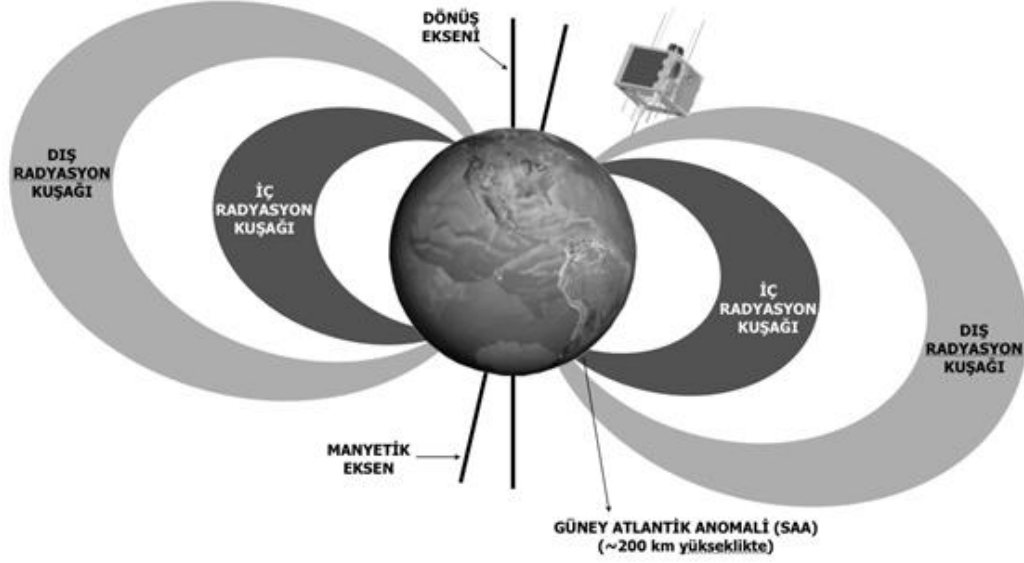


Şekil 2.12 : Dünya manyetik alan yoğunluğuna Güneşin etkisi. [1]

İyonosfer bu değişimden etkilenir ve haberleşmede kesintilere sebep olabilir. Yüklü parçacıkların yoğunluğundaki artışı uzaydaki yada yerdeki korumasız sistemlerin zarar görmesine, aşırı elektrik yüklenmesine yada insanların ışınlama almasına sebep olabilir. Ayrıca, hapsedilmiş yüklü parçacıkların artışı atmosfer yoğunluğunu yükselterek uyduların ömrünü olumsuz etkiler.

2.2.9. Işınım kuşakları

Dünya civarındaki ışınlama alanlarının varlığı, ilk olarak U.S. V-2 test uçuşları ve ardından Explorer serisi uyduları kullanarak Dr. James Van Allen tarafından keşfedildi. Uzayda oluşan bazı yüklü parçacıkların manyetofere girdiği ve manyetik alan tarafından hapsedildiği tespit edildi. Dünyayı saran ışınlama kuşakları manyetik akı çizgilerini takip eden manyetofer içindeki parçacıkların hareketleriyle daha iyi tanımlanırlar. Parçacıkların çeşitlerine ve enerji seviyelerine göre farklı yoğunluklu alanlar oluşur. Daha fazla enerjili parçacıklar Dünyaya daha yakın yerde hapsedilir ve en az manyetik alan akısının olduğu ekvator etrafında parçacık yoğunluğu artar. Hapsedilmiş parçacıkların tipine ve enerji seviyesine göre Dünya etrafındaki konumu farklıdır. Bazı bölgelerde, bu parçacıklardan kaynaklı ışınlama seviyesi insan sağlığı ve uzay araçlarının operasyonları üzerinde bozucu etki yapmaktadır. Şekil 2.13'te Van Allen ışınlama kuşakları gösterilmiştir.



Şekil 2.13 : Işınım kuşakları ve Güney Atlantik anomalisi. [22]

Dünyanın manyetik alanı tarafından hapsedilmiş olsalar da, enerji yüklü parçacıkların hareketi kutuptan kutba sıçrama ile manyetik alan çizgileri etrafında spiral bir hareket yapacak şekildedir ve ekvator civarında hafif bir sapma meydana gelir. Parçacıklar kutuplar civarında spiral bir hareketle Dünyaya doğru ilerlerken iyonosferle karşılaştığında kuzey yarımkürede kuzey ışıkları olarak bilinen auroral fenomenayı meydana getirirler. Auroral bölgelerde parçacık yağışından kaynaklanan atmosferik ısınma meydana gelir.

2.2.10. Güney Atlantik anamoli

Dünya'daki manyetik alanın küresel dağılımında belirgin bir anomali mevcuttur. Dünyanın katmanlarının homojen olmaması ve sıvı içeriğin coriolis kuvvetinin etkisi ile manyetik alan farklılıkları oluşturması ve Dünyanın bu bölgesinde manyetik alanın zayıf olmasıyla yüklü parçacıkların sızar. Meydana gelen bu anomaliye, bulunduğu konumdan dolayı Güney Atlantik Anomalisi (Atlantik Okyanusu Brezilya açıklarında South Atlantic Anomaly, SAA) Uzay araçları bu alan üzerinden geçerken yüksek ışınım maruz kalmaktadırlar [23].

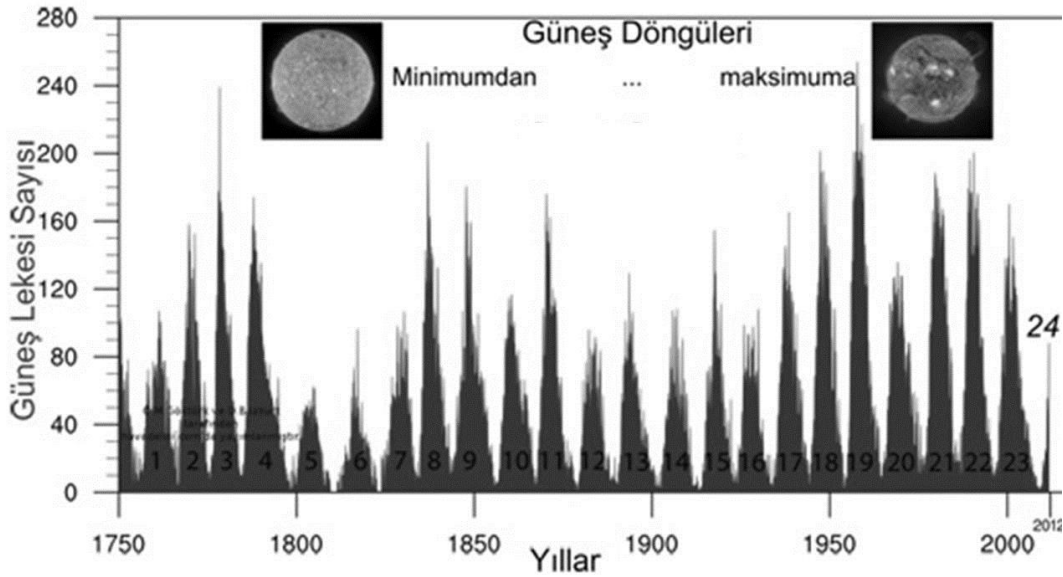
2.3. Uzay Ortamının Uzay Araçları Üzerine Etkileri

Uzay araçlarının beklenen işlevsel faaliyetleri başarıyla yapabilmesi için bütünsel olarak parça sistem alt sistem ve sistemin Güneş ve Dünya etkileriyle oluşan çevresel uzay ortamındaki koşullara dayanımı ve yaşamsallığı önemlidir.

Bu bölüm içinde Uzay ortamını oluşturan Güneş ve Dünya cisimlerinin uzay araçları üzerindeki etkiler incelenmiştir. Bir uzay aracının faaliyetine karşı ilk zorluğu aracın uzaya fırlatılması ve uzayda ilk olarak kurulması esnasında ortaya çıkan tehlikeler yaratmaktadır. Uzay aracı kurulumu başarılı olarak gerçekleştikten sonra uzay ortamının diğer çevresel etkileri tehdit oluşturur. Bu sebeple uzay ortamını tam olarak tanıyabilmek uzay aracının amacına uygun olarak başarılı şekilde kullanılabilmesi için en önemli kıstastır.

2.3.1. Güneş döngüsü

Güneş ışınlarının seviyesindeki değişimler, Güneş patlamaları vb. olaylar Şekil 2.14'te gösterildiği gibi 11 yıllık bir döngü içerisinde farklılık gösterir. Tepe noktalar Güneş maksimumu, en düşük değere sahip olan noktalar ise Güneş minimumu olarak adlandırılır. Herhangi bir Güneş maksimumu diğer bir Güneş maksimumundan daha farklı bir seviyede olabilir. Bu nedenle gelecekte gerçekleşecek olan bir Güneş maksimumunun seviyesi tam olarak tahmin edilemez. Uzun bir zaman dilimi üzerinden bir ortalama değer elde edilebilir. Uzay ortamı etkilerinin birçoğu büyük ölçüde Güneş döngüsüne bağlıdır.



Şekil 2.14 : 11 yıllık değişimi gösteren Güneş döngüsü grafiği [24]

2.3.2. Yerçekimi alanı ve mikroyerçekimi

Ağırlıksızlık, serbest düşüş ya da sıfır yerçekimi olarak adlandırılan mikroyerçekimi, yerçekimi etkilerinin neredeyse bulunmadığı bir durumdur. Uydunun mikroyerçekimli ortamında nesnelere düşmez, balon yükselmez ve iletim yoluyla akım oluşmaz. Ancak tüm bu olayların meydana geldiği alçak yörüngelerde yerçekimi kuvveti,

yeryüzü üzerindeki değerinin %90'ı kadardır. Aslında uyduyu yörüngesinde tutan yerçekimi alanıdır.

Dünya etrafındaki yörüngelerde uydu serbest düşüşte olduğundan ve uydunun bütün parçaları beraber ve sürekli bir biçimde düştüğünden mikroyerçekimi meydana gelir. Dairesel yörüngede uzay aracının ileri yöndeki hızı (Dünya yönündeki vektöre teğet) öyle bir seviyededir ki uzay aracının Dünya'ya doğru kesintisiz düşüşü, aracın Dünya merkezinden olan mesafesinin sürekli olarak aynı kalmasını sağlar. Dairesel bir yörünge için Dünya merkezine doğru olan ivmenin sürekli olması gerekir [4].

Uzay ortamında mikroyerçekimi tabirinin kullanılmasının nedeni paratikte sıfır yerçekiminin hiçbir zaman gerçekleşmeyeceğindedir. Yörüngede birbirine çok yakın bir şekilde hareket eden iki nesne, üzerlerine etkiyen yerçekimi kuvvetlerinin ya da kütle çekimsel olmayan harici kuvvetlerin farklı olmasından dolayı tamamen aynı yolu izlemeyecektir. Yüksek bir bina üzerinden serbest düşüşe bırakılan iki nesne de Dünya merkezine doğru ivmelenecek ve düşüş boyunca az da olsa birbirlerine yaklaşacaktır. Nesne üzerinden bakıldığında, nesnelerin birbirini çekmesini sağlayan yerçekimi kuvvetinin küçük bir bileşeninin bulunduğu görülür. Atmosferik sürtünmenin ve Güneş'ten gelen ışınım basıncının etkisi altında hareket eden uzay aracı, söz konusu bu harici basınçlar nedeniyle küçük bir kuvvetin etkisinde kalacaktır. Ağır parçacıkların hareket halindeki uzay aracının ön kenarına yığılmasına sebep olan bu kuvvet kütle çekimi etkisine benzemektedir. Benzer bir biçimde, dönen bir uzay aracı merkezkaç kuvvetinin etkisiyle yapay bir kütle çekimi üretir. Yörüngede sürüklenen küre şeklindeki bir balon için, yakın kenar üzerine etkiyen kütle çekimi, balonun kütle merkezine etkiyen kütle çekiminden daha fazladır. En zayıf kütle çekimi ise uzak kenar üzerine etkiyendir. Kütle çekimindeki bu çok küçük farklılıklar, balonun şeklinin bozulmasına ve yeryüzü vektörü doğrultusunda uzamasına yol açan gelgitler meydana getirir.

Dünya'nın ve diğer büyük cisimlerin yeteri kadar uzağında gerçekleştirilmesiyle büyük ölçüde düşürülebilir. Mikro yerçekimi, Dünya üzerinde gerçekleşmeyecek olan çok çeşitli kimyasal ve üretimsel uygulamalara öncülük eder. Oluşan ortam, yeryüzünde gerçekleşmeyen kimyasal reaksiyonların oluşmasına olanak sağlar. Benzer şekilde, uzayda ısı yayımı gerçekleşmez ve ısıtılan materyaller köpükleşmez ya da kaynamaz. Bu da, diğer kimyasal reaksiyonların gerçekleşmesine yol açan ayrık ısınmalara sebep olur.

2.3.3. Üst atmosfer

Üst atmosfer, içeriğinde bulunan atomik oksijen gibi yüksek reaktif elementlerin kimyasal aşındırıcı etkileri ile ve oluşturduğu ayrodinamik sürtünme, kaldırma ve ısı vasıtasıyla uzay aracını etkiler. Ayrodinamik kaldırma ve ısıtma, fırlatma ve atmosfere tekrar geri dönüşte önemlidir. Ayrodinamik sürtünme, balistik katsayıya (atmosferik bileşimin ve sıcaklığın bir fonksiyonu), uzay aracının rüzgara göre hızına ve atmosfer yoğunluğuna bağlıdır. Balistik katsayı uzay aracının yapısına bakılarak tahmin edilebilir ve Çizelge 2.2’de yer alan alt ve üst limitler kullanılarak sonuca varılabilir.

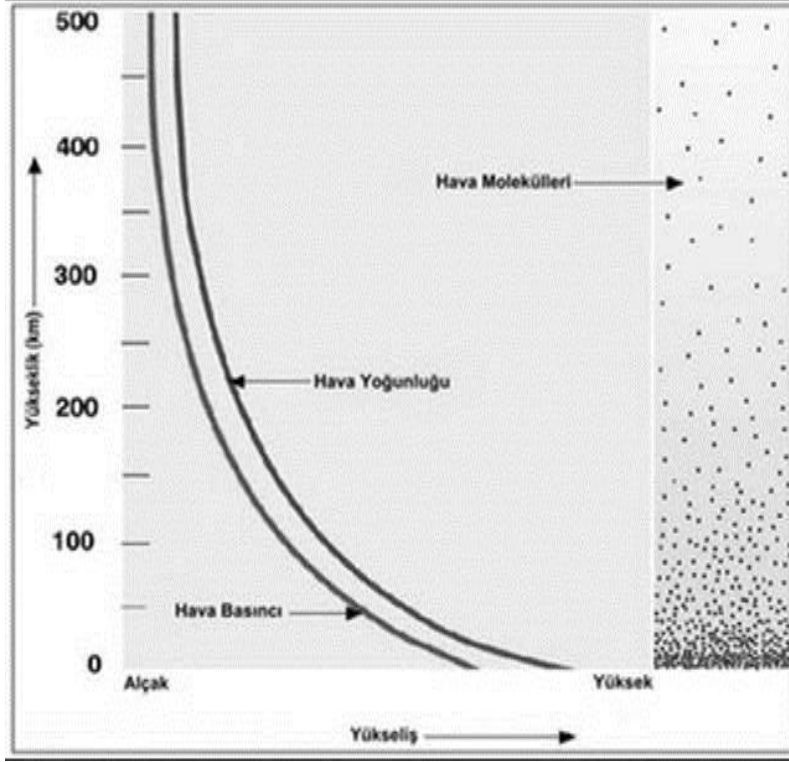
Çizelge 2.2 : Alçak yörünge uyduları için kullanılan balistik katsayılar. (Kesit alanları ve sürtünme katsayıları ile ilgili değerler, uyduların ve Güneş panellerinin yönelimleri, büyüklükleri ve ortalama şekilleri üzerinden hesaplanmıştır) [4].

Uydu	Kütle (kg)	Şekil	Mak. KA (m ²)	Min. KA (m ²)	Mak. KA Sürtünme Katsayısı	Min. KA Sürtünme Katsayısı	Mak. Balistik Katsayı	Min. Balistik Katsayı
Oscar-1	5	Kutu	0,075	0,058	4	2	42,8	16,7
İntercos.	550	Silin.	2,7	3,16	2,57	2,1	82,9	76,3
Viking	277	Okta.	2,25	0,833	4	2,6	128	30,8
Explorer	37	Okta.	0,18	0,07	2,83	2,6	203	72,8
Sp.Teles	11000	Silin.	112	14,3	3,33	4	192	29,5
OSO	634	9yüz	1,05	0,5	3,67	2,9	437	165
Pegasus	10500	Silin.	264	14,5	3,3	4	181	12,1
Landsat	891	Silin.	10,4	1,81	3,4	4	123	25,2
ERS-1	2160	Kutu	45,1	4	4	4	135	12
LDEF-1	9695	12yüz	39	14,3	2,67	4	169	93,1
HEAO-2	3150	6yüz	13,9	4,52	2,83	4	174	80,1
Vanguard	9	Küre	0,2	0,2	2	2	23,5	23,5
SkyLab	76138	Silin.	462	48,4	3,5	4	410	47,1

En çok sürtünme atmosferin yoğun olduğu noktada olur. Yerberi noktası 120 km'nin altında olan uyduların operasyonel ömürleri kısa olduğu için buldukları yörüngelerde kalış süreleri çok büyük önem taşımaz. Diğer taraftan, 600 km'nin üzerinde sürtünme çok zayıf olduğundan genel olarak yörüngede kalış süreleri uyduların operasyonel ömürlerinden daha uzundur. Bu seviyelerde yörüngeye etki eden bozuntular çok küçüktür. Orta irtifalarda, değişken enerji kaynağı atmosfer yoğunluğu üzerinde büyük değişimlere yol açarak yörünge bozuntularının oluşmasına sebebiyet verir.

Termosfer tabakası içerisinde, 120 ile 600 km irtifalar arasında, morötesi Güneş işınlarının emiliminin gerçekleştiği 90 km üzeri bölgede, irtifa ile birlikte hızlı sıcaklık düşüşleri meydana gelir. 200-250 km arasında bu sıcaklık eksozferik sıcaklık adı verilen ve tipik bir Güneş döngüsü içerisinde ortalama olarak 600 ile 1200 Kelvin arasında bir limit değere yaklaşır. Termosfer tabakası, enerjinin manyetosfer ve iyonosfer tabakalarından taşınmasını sağlayan jeomanyetik aktiviteler tarafından da güçlü bir Şekilde ısınabilir. Termosfer tabakasının ısınması atmosfer yoğunluğunu artırır çünkü ısınan termosferin genişlemesi sabit irtifalarda basıncın artmasına neden olur.

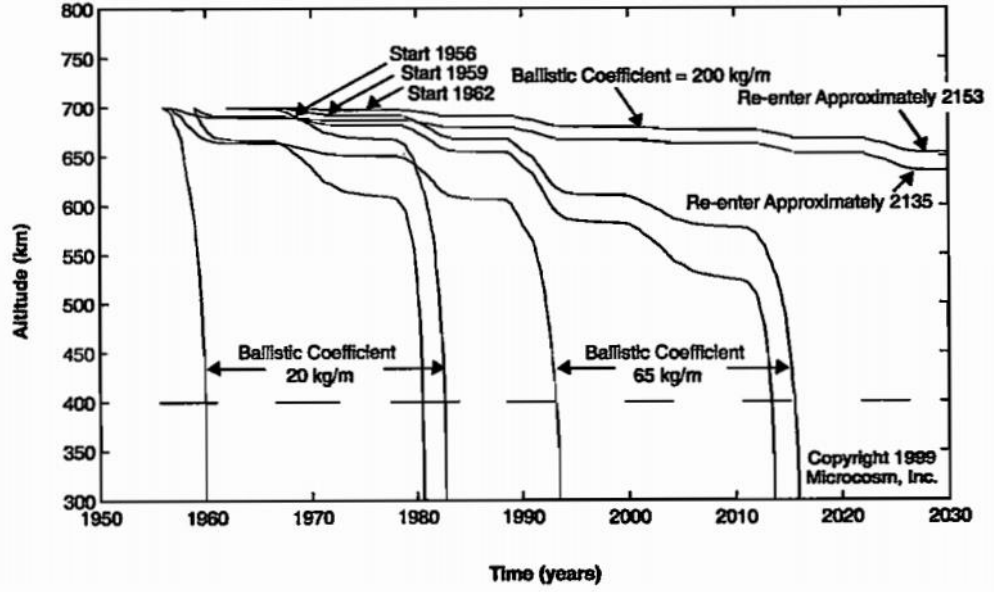
Morötesi işınlardan kaynaklanan ısınma ve bunun Güneş döngüsü boyunca göstermiş olduğu değişimler, uydu ömürleri üzerinde en büyük etkiyi yapar. Güneşten gelen aşırı Morötesi işınlar yeryüzüne ulaşmadan atmosfer tarafından tamamen emilir ve düzgün bir Şekilde lm yapılamaz. Bu yüzden etkileri tam olarak tahmin edilemez. Şekil 2.15'te, irtifanın bir fonksiyonu olarak farklı değerlerle ilişkili olan atmosfer yoğunluğu gösterilmiştir. Yoğunluk değerleri 150 km nin altında Güneş aktivitelerinden çok fazla etkilenmez ancak 500 km ve üzeri arasındaki uydu irtifalarında, Güneş maksimumu ve Güneş minimumu arasındaki yoğunluk farkı artar.



Şekil 2.15 : Atmosfer yoğunluğunun irtifaya bağlı olarak değişimi [25]

Atmosfer yoğunluğundaki büyük değişimler, uydu yörüngelerindeki bozulmaların Güneş maksimumu döneminde daha hızlı, Güneş minimumu döneminde çok daha yavaş olur. Bu durum, 6 yıllık periyod içerisinde fırlatılan 9 farazi uydu için irtifayı zamanın bir fonksiyonu olarak ele alan Şekil 2.16'da açık bir şekilde gösterilmiştir. Tüm uyduların 700 km irtifada, ideal dairesel yörüngede olduğu varsayılmaktadır. 3 tanesinin 1956 yılında, Güneş maksimumu döneminin başlarında, 3 tanesinin 1959 yılında, Güneş maksimumu döneminin sonlarına doğru, geriye kalan 3 uydunun da 1962 yılında, Güneş minimumu döneminde fırlatılmış olduğu farz edilmektedir. Her üçlü grupta yer alan uyduların balistik katsayıları birbirinden farklı olup sırasıyla 20 kg/m^2 , 65 kg/m^2 ve 200 kg/m^2 değerlerini almaktadır. Söz konusu 9 uydunun yörünge yüksekliklerinin yıllık değişimi şekildeki grafikte gösterilmiştir [4].

Uydu yörüngelerindeki bozulma ve uyduların buldukları irtifanın sürekli olarak azaldığı görülmektedir. Güneş minimumu döneminde uydu irtifasındaki düşüş çok azdır ancak Güneş maksimumu dönemi boyunca ani düşüşler görülür. Bir uydu için, her Güneş maksimumu dönemi genel olarak bir önceki maksimum döneminden daha fazla düşüş yaratır çünkü uydu irtifa olarak daha aşağıdadır.



Şekil 2.16 : 6 yıllık periyot içerisinde fırlatılmış olan 9 farazi uydu için irtifanın zamanla değişimi (400 km irtifa hizasında bulunan çizgiler, F10.7 indeksi 150'nin üzerindeyken gerçekleşen Güneş maksimumu dönemlerini göstermektedir) [4]

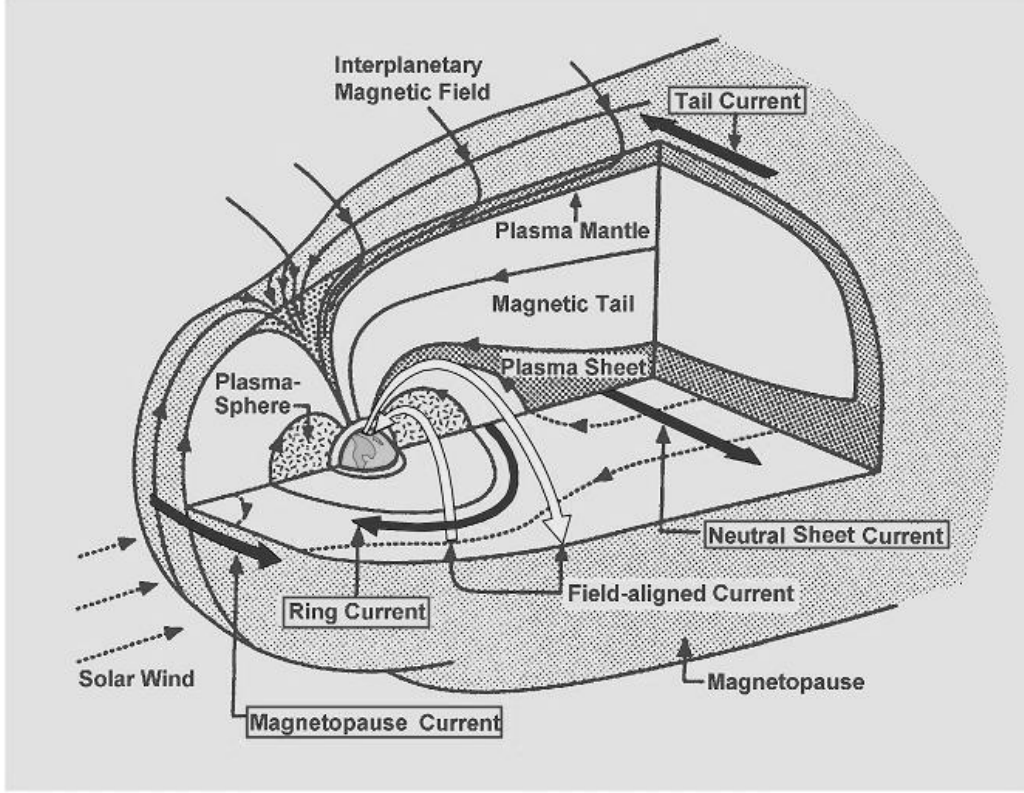
Görüldüğü gibi, uydu düşüş zamanlarının Güneş döngülerine göre ölçümü, yıllara göre yapılan ölçümden daha iyi sonuç verir. 9 uydunun tamamı, Güneş maksimumu dönemlerinde tekrardan atmosfere girecektir. Balistik katsayıların aldığı değere göre uydu ömürleri, yarım Güneş döngüsü (5 yıl) ile 17 Güneş döngüsü (190 yıl) arasında değişmektedir. Uydunun tam olarak nerede düşeceğini tahmin etmek oldukça zordur.

Sonuç olarak uydu ile atmosfer arasındaki etkileşim uydu yüzeyini aşındırabilir, yüzeyin termal ve elektriksel özelliklerini etkileyebilir ve uzay aracının yapısal olarak bozulmasına sebebiyet verebilir ve uydunun Dünya yer çekiminden çokça etkilenmesine neden olabilir.

2.3.4. Plazmalar, manyetik alan ve uydu yüklenmesi

Uzay ortamı yüklü parçacıklar, hapsolmuş Güneş parçacıkları ve iyonize olmuş atmosferik bileşenlerle doludur. Uzay araçları yörüngelerindeki hareketleri esnasında yüklü cisimleri hareket ettirme eğiliminde olan manyetik alan akım çizgilerini keser. Bu elektriksel olarak zengin ve manyetiklik açısından dinamik ortamdaki operasyon, uzay aracının parçaları arasında elektriksel bir yük meydana getirerek sisteme zarar verebilir.

Şekil 2.17’de görüldüğü gibi, Güneş rüzgarı ve Dünya’nın manyetik alanı arasındaki etkileşim, Dünya’nın karanlık kısmında uzunlamasına bir şekilde sahip manyetik kuyruk adı verilen bir manyetik alan oluşmasına neden olur. İnce plazma yapısı, Güneş rüzgarının akış hızına paralel olarak uzanan manyetik kuyruğu çatallaştırır.



Şekil 2.17 : Dünya manyetosferinin kesiti (Güneş rüzgarı parametrelerindeki değişimlere karşılık olarak plazma ve yüksek enerjili parçacık varlığı gösterir) [26]

Güneş rüzgarı ve Dünya’nın manyetik alanı arasındaki etkileşim boyunca, Güneş rüzgarının kinetik enerjisinin bir kısmı manyetik kuyrukta depolanan manyetik enerjiye dönüşür. Bu enerji süresiz bir şekilde oluşmadığından manyetik fırtınalar söz konusu bu enerjiyi dağıtmaktadır. Bu fırtınalar Dünya’ya doğru yönelen enerji yüklü plazma oluşturur ve bu sıcak plazma, yer eşzamanlı yörüngelere kadar uzanarak uzay aracının yüzeyinin yüksek negatif voltajlara kadar yüklenmesine neden olabilir.

Uzay aracının ya da bir parçasının elektrik potansiyeli net akım akışının sıfır olduğu bölgeye daldırıldığı bir plazmaya göre ölçülür. Bu da aşağıda sayılan akımların birbirini sıfırlaması gerektirir.

- Plazmadan uzay aracına doğru olan elektron akımı
- Plazmadan uzay aracına doğru olan iyon akımı

- İkincil elektron akımı
- Geri saçılmış elektron akımı
- Fotoelektron akımı.

Parçanın yüzeyindeki voltaj, materyalin çevresindeki materyallere göre olan kapasitansına da bağlıdır. Materyaller değişken ikincil yayım katsayılarına ve fotoelektron akımlarına sahip olduğundan denge potansiyelleri de farklıdır. Eğer elektrik alan, materyal yüzeyi boyunca oluşan bozulma alanını aşarsa elektrostatik ark oluşur. Bu arklardan meydana gelen elektromanyetik girişim uzay aracının düzensiz çalışmasına sebebiyet verebilir.

Uzay aracının operasyonuna zarar veren yüzey yüklenmesi, genel olarak plazmadan uzay aracına doğru olan akımı baskılayan 10-20 keV enerjili elektronların bulunduğu yörüngelerde oluşur. Alçak irtifalarda bu yüklenme, sadece soğuk ve düşük yoğunluklu plazma boyunca geçiş yapan uzay aracı ile auroral elektronların çarpışmalarının gerçekleştiği yüksek enlemlerde meydana gelir. Diğer alçak irtifa bölgeleri için, düşük enerjili elektronlar, genellikle elektrik alanını bozulma seviyesinin altında tutacak kadar akım üretir. Yer eşzamanlı yörüngeler gibi yüksek yörüngelerde, yüzey yüklenmesi, gece yarısına ve şafak vaktine denk gelen boylamlar arasındaki manyetosferik fırtınalar boyunca meydana gelir. Plazma kaynaklı diferansiyel yüklemeyi bozulma potansiyelinin altında tutan ya da oluşan elektrostatik boşalmayı tolere edebilen uzay araçları tasarlanmalıdır.

Araç yüzeylerindeki bozulma potansiyellerini azaltmaya yardımcı olacak tasarım önerileri getirilebilir. Örnek olarak, uygun olabilecek materyaller ve iletken tabakalar seçilebilir. Seçilen materyaller ve kaplamaların ölçülebilir karakteristiklerini kullanarak nümerik ve analitik modeller uygulanabilir ve uzaydaki bozulma potansiyelleri belirlenebilir. Alternatif materyaller seçilmek suretiyle elektrostatik boşalmalar önlenemez ise, özel birtakım filtreleme, kablolama ve topraklama alternatifleri düşünülebilir. Elektromanyetik girişim simülasyonu için bağlantı modelleri uygulanabilir ve araç uçuş konfigürasyonunda iken elektrostatik boşalma için test edilebilir [4].

2.3.5. Işınım ve ışınımaya bağlı oluşan bozulma

Uzayda oluşan bazı yüksek enerjili parçacıklar uzay aracının içine nüfuz ederek bazı parçalara ulaşabilir. Bu da bazı elektriksel parçaların elektrik yükü ile dolmasına ve hatta bazı ünitelerin de fiziksel olarak zarar görmesine sebep olabilir. Bilgisayar ya da hafıza birimlerinin ani olarak elektriksel yükü dolması hayali bir komut gibi

algılanıp veriyi bozabildiği gibi uydu operasyonuna da engel olabilir. Yarı iletken materyaller üzerindeki ışınım hasarının çoğalması bilgisayarın mikro devrelerinin komutları daha fazla işletemeyeceği noktaya kadar gelmesine sebep olabilir. Uydu operatörleri yüksek Güneş aktiviteleri boyunca bu etkilerin işaretlerinin olduğu dönemlerde korunmalıdır.

Uzay araçları üzerindeki sensörler genellikle parçacık ışınımına karşı oldukça duyarlıdır. Güneş ışınımına direkt maruz kalması istenmeyen sinyal alımlarına ya da muhtemel sensör hasarlarına yol açabilir. Eğer bir sistemin amacı uzak gezegenlerden ya da yıldızlardan gelen zayıf ışınımı toplamaksa ve sensör yanlışlıkla Güneşe doğru bakar konumdaysa istenen sinyal Güneşin ışınımı nedeniyle engellenebilir ve sensör zarar görebilir. Ayrıca sensörler yukarıda bahsedilen uzay ortamının genel etkilerinden performanslarının etkilenmemesi için korunmalıdır. Sensörler değişken özellikli ve koşullu bir atmosfere doğru dikkatle bakmalıdır ve yer istasyonuna bilgi iletimi sürekli kararsız bir ortam olan atmosfer ve iyonosfer tarafından etkilenir.

2.3.5.1. Tutulmuş ışınım

Van Allen ışınım kuşakları, uzay araçları için sürekli bir tehlikedir. Söz konusu bu kuşaklar, enerjileri 30 keV dan daha fazla olan ve manyetosfer içerisinde düzensiz bir şekilde dağılmış olan elektronlardan ve iyonlardan (genel olarak protonlardan) meydana gelmektedir. Uzay araçları için, kaplama kalınlığına göre, aracın bulunacağı yörüngede hangi miktarda ışınım maruz kalacağı hesaplanmalı ve aracın yüzeyinde meydana gelebilecek olumsuz ışınım etkilerine karşı yapılacak olan kaplamanın miktarı belirlenmelidir.

Tutulmuş ışınım dozu üç bileşenden meydana gelir ; proton dozu, elektron dozu ve elektronların kaplama materyali ile olan etkileşimi sonucu meydana gelen X-ışını dozu (frenleme ışınımı : yüklü parçacıkların çekirdek elektrik alanından geçişleri sırasında yavaşlamaları ya da hızlanmaları sonucu oluşan elektromanyetik ışınımdır.) Alçak irtifa yörüngelerinde, iç ışınım kuşağında bulunan yüksek enerjili protonlar, toplam ışınım miktarına katkıda bulunur.

Maruz kalınan ışınım miktarı büyük ölçüde irtifaya bağlıdır. Yer eşzamanlı yörünge irtifasında, kaplama kalınlığının 1 cm den fazla olduğu durumlarda, frenleme ışınımı dozu elektron dozuna göre daha etkilidir. Buna karşın, uzayın bu bölgesinde bulunan tutulmuş protonlar ve ağır iyonlar 10-200 keV arasında bir enerjiye sahiptir. Bu düşük enerjili iyonlar, nüfuz eden ışınımdan daha farklı bir şekilde uzay sistemlerine zarar verir. Söz konusu bu düşük enerjili iyonlar, enerjilerini uzay

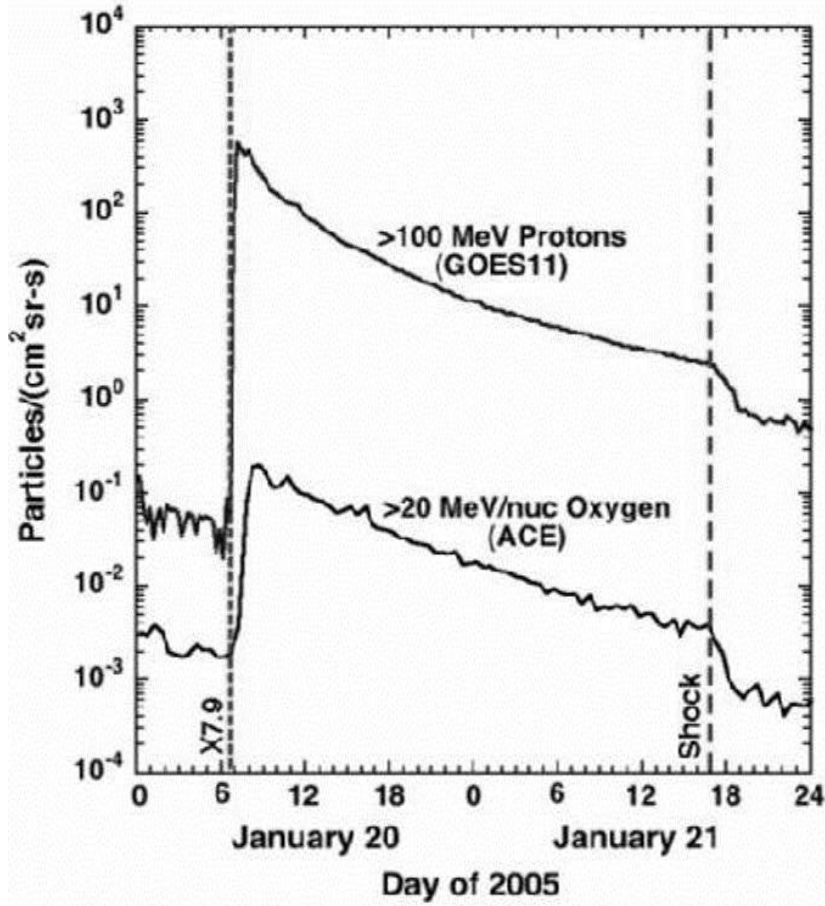
aracının yüzeyine aktarmak suretiyle yüzey sıcaklığını yükseltirler. Gerçekleşen ısı transferi $0,5 \text{ W/m}^2$ 'ye kadar ulaşabilir [4]. Aynı düşük enerjili iyonlar, kimyasal bağları koparmak suretiyle koruyucu yüzey boyasının etkinliğini azaltabilirler. Bu etkilere karşı koruma yapılması mümkün değildir.

2.3.5.2. Güneş parçacık olayları

Güneş parçacık olayları Güneş patlamaları ile birlikte meydana gelir. Söz konusu bu parçacık olayları, yüksek enerjili parçacıkların (1 MeV ile 1 GeV arasında) akışındaki ani artışıdır ve sürekliliği birkaç saat ile birkaç gün arasında değişebilir. Ortalama olarak her sene sadece birkaç parçacık olayı meydana gelir. Ancak, uzay sistemleri ve uzayda bulunan astronotlar üzerinde önemli sonuçlar doğuracak etkilere sahiptir. Güneş panellerinin bozulmasına, elektro-optik sensörlerdeki arka plan gürültüsünün artmasına sebebiyet verir.

Şekil 2.18 Dünya yakınlarında gözlemlenen Güneş parçacık olayının zamanla gelişimini göstermektedir. Şekildeki profil, Güneş patlamasının zaman içerisindeki gelişimine, yüksek enerjili parçacıkların Güneş koronasına ne kadar sürede nüfuz ettiğine ve parçacıkların gezegenler arası ortamda nasıl bir rota çizdiğine bağlıdır. Bağlı enerji protonları, patlamaların hemen ardından birkaç dakika içerisinde Dünya'ya ulaşır. Düşük enerjili protonlar Güneş koronasından geçerken ve gezegenler arası ortamla olan etkileşimleri esnasında yavaşlarlar. Güneş parçacık olayının meydana gelmesi sonrasında, gerçekleşen proton akışları birkaç gün içerisinde arka plan gürültü değerlerinin bozulmasına sebebiyet verir. Tek bir olayın etkisi, olayın maksimum yoğunluğuna, ne kadar sürdüğüne, yüksek enerjili bileşenlerin ve ağır çekirdeklerin bağlı miktarlarına bağlıdır.

Proton olaylarının gerçekleşme sıklığı Güneş lekeleri maksimumunda artarken, Güneş lekeleri minimumunda büyük ölçüde azalma gösterir. Şiddetli olaylar 11 yıllık Güneş döngüsü içerisinde Güneş minimumu haricinde herhangi bir zamanda meydana gelebilir.

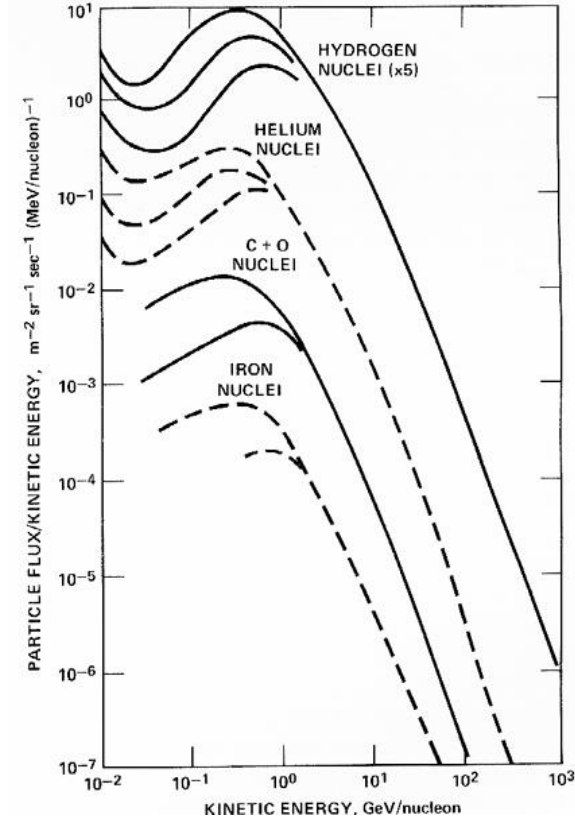


Şekil 2.18 : Güneş parçacık olayının zamanla gelişimi [27]

Güneş panelleri söz konusu bu akıştan olumsuz yönde etkilenir ve Güneş panellerinde bozulmalar meydana gelir. Bozulma oranı, panellerdeki hücre tipine, kaplama cam kalınlığına ve hücre ömrüne bağlıdır.

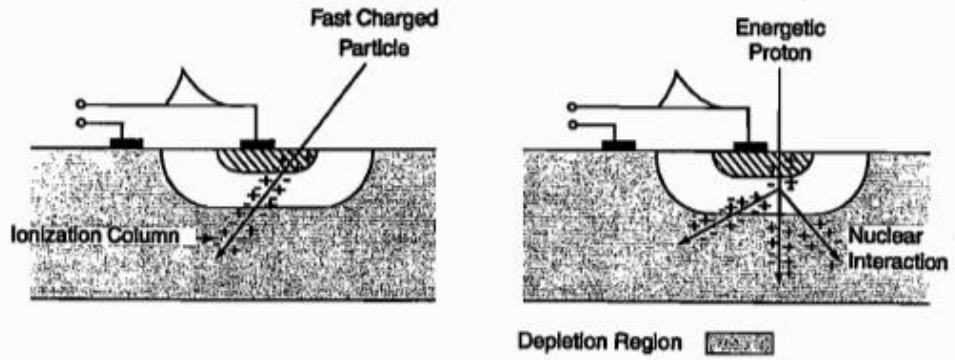
2.3.5.3. Galaktik kozmik ışınlar

Galaktik kozmik ışınlar, Güneş Sisteminin dışından gelen ve Dünya civarına kadar ulaşan parçacıklardır. Bu parçacıkların içerisinde yer alan çekirdeklerin sayısı ve yapısı, Güneş Sistemi içerisinde yer alan parçacık çekirdeklerinin sayısı ve yapısı ile orantılıdır. Şekil 4.13 de bazı elementler için enerji spektrumunu göstermektedir. Şeklin düşük enerjili bölümünde yer alan eğrilerin toplamı, kozmik ışınların Güneş periyodu modülasyonuna maruz kaldığını göstermektedir.



Şekil 2.19 : Galaktik kozmik ışınlara ait bazı elementlerin enerji spektrumu [28]

Kozmik ışınlar ciddi problemlere yol açar. Tek bir parçacık bile RAM, mikroişlemci ve transistor gibi elektronik bileşenlerde arızalara ve bozulmalara neden olabilir. Galaktik kozmik ışınlar enerjilerini genel olarak iyonizasyon sonucu kaybederler. Bu enerji kaybı, parçacığın yükünün karesine bağlıdır ve eğer parçacık, elektronik bir kısım ile etkileşime girerse enerji kaybı artabilir. Galaktik kozmik ışınlar, elektronik aygıtın tükenme bölgesindeki elektron çukuru çiftinden ayrıldığında, bu bölgedeki elektrik alan elektron çukuru çiftini süpürür. Şekil 2.20 bu süreci şematik olarak göstermektedir.



Şekil 2.20 : Galaktik kozmik ışınların enerji birikiminin gösterimi [4]

Tek bir parçacığın böyle bir bozulmaya sebebiyet vermesine tek olay fenomeni adı verilir. Tek olay fenomeninin elektronik bileşenler üzerinde üç farklı etkisi mevcuttur:

- Tek olay bozulması (single-event upset) bit değerinin 0'dan 1'e yada 1'den 0'a değişimi
- Tek olay kısa devresi (single-event latchup) Bu durumda, fazla akım çekilir ve cihazın gücü kapatılıp tekrar açılmadıkça cihaz çalışmaz.
- Tek olay yanmasıdır (single-event burnout) ve bu etki cihazın tamamen bozulmasına sebep olur.

Mikroişlemci gibi karmaşık cihazlarda meydana gelen tek olay bozulmaları ya da herhangi bir cihazda meydana gelen tek olay kısa devresi ve tek olay yanması tam olarak tahmin edilemez. Benzer cihazların simüle edilmiş hızlandırma test gözlemleri ve uçuş performansı üzerine yapılan tahminlere başvurulması gerekir [4].

Galaktik kozmik ışınlar ayrıca, yıldız algılayıcı, kızılötesi detektör ve yüklü birleştirilmiş cihazlar gibi çeşitli uydu alt sistemlerinde arka plan gürültüsü oluşturur. Artan gürültü sinyallerine ek olarak bu ışınlar, gerçek sinyaller gibi davranan yapay sinyaller oluşturur. Yapay sinyaller, gerçek sinyallerin oluşma frekansına, tekrar zamanına ve süresine bağlı olarak uydu alt sistemlerini etkileyebilir. Galaktik kozmik ışınlar, uydu sistemi tasarımı esnasında hesaba katılması gereken potansiyel arka plan gürültüsü kaynağıdır.

2.3.6. Isıl kontrol

Uzay araçları yörüngelerinde, direkt Güneş ışınımı, Dünyadan kızılötesi ışıma ya da üzerlerindeki ısı üreten sistemler gibi etkilerden kaynaklı olarak ısıya maruz kalırlar. Bu ısı kaynaklarının çoğu, aydınlık bölge, karanlık bölge yada sistemlerin açılıp kapatılması gibi etkiler nedeniyle bir döngü yaratacak şekilde etki eder. Uzay araçları ayrıca devamlı olarak uzaya ısı yayar. Uzay araçlarının bazı parçaları devamlı Güneşe doğru dönükken bazıları da devamlı olarak uzaya doğru dönük olabilir. Belirlenen bazı limitler dahilinde bütün parçaların sıcaklıkları bir denge halinde olmalıdır. Çeşitli uzay araçları itici gazın dondurucu etkisi ya da üzerindeki ısı üreten elektronik parçaların etkisi nedeniyle kaybedilmiş ya da işlevselliğini yitirmiştir.

2.3.7. Vakum/paslanma

Yakın uzay ve atmosferik ortam, operasyonel uzay sistemlerinin ömrünü ve performansını büyüklük, kütle, karmaşıklık ve maliyet açısından büyük ölçüde etkiler. Ayrıca bazı çevresel etkileşimler, sistemleri teknik açıdan kısıtlar. Büyük arızalara, hatta alt sistem ve parça bazında kayıplara yol açabilir.

Uzay boşluğu gibi bir vakum ortamında çalışmak bile başlı başına birçok uzay aracı için ciddi problemler ortaya çıkartabilir. Vakum ortamında, organik materyallerin birçoğu gaz atımı (diğer yüzeyler için kirletici etki yapan yapay moleküllerin oluşumu) yapar. Daha yörüngeye yerleşmeden bile atmosferdeki parçacıklar optik yüzeylerin üzerine düşebilir ve elektro-optik aletlerin performansını azaltabilir.

Bazı materyallerin fiziksel özelliklerinde, içlerinde hapsolmuş gazların vakum ortamında dışarı kaçması, paslanma ya da ışınım gibi etkiler sebebiyle değişme meydana gelir. Vakuma maruz kalan bazı parçalar atomlarını yüzey kısımlarına iletir ve burada birleşmeler meydana gelir. Bu da uzay aracının hareketli parçalarında ciddi zararlar meydana getirebilir. Hareketli parçaları ayırmak ve yağlamak için özel maddeler kullanılmalıdır. Çünkü Dünyada kullanılan yağlar vakum ortamında kaynayarak uçacaktır. [1]

Dünyanın yakın çevresindeki uzay kısmı tamamen vakum ortamı değildir. Uzay aracı yörüngesi boyunca sürekli olarak nispeten daha hızlı hareket eden atmosferik parçacıklar tarafından bombardıman edilmektedir. Bu parçacıkların bazıları foto ayrışma sonucu oluşan tek oksijen atomudur. Reaksiyona girme özelliğinin yüksek olması nedeniyle uzay aracına çarpan bu atomlar uzay aracının yapısal kısımları ile reaksiyona girerek paslanmaya sebep olur ve bu da uzun vadede uzay aracına zarar verir.

Fırlatmadan sonra uzay aracının yüzeyini temizlemek mümkün olmayacağından, tasarım ve geliştirme safhasından itibaren etkili bir kirlilik kontrolünün sağlanması oldukça önemlidir [2].

2.3.8. Mikrometeoritler

Dünya uzaydan gelen küçük parçacıklar tarafından sürekli olarak bombardıman edilmektedir. Bu meteorlar atmosfere girip yanmaya başladığında meteor yağmuru başlar. Eğer çarpışmaya neden olan parçacıklar doğal olarak oluşmuş ise bunlara mikrometeorit denir. Dünyanın çekim alanına girerek yönlenmiş her ne kadar oldukça küçük olsalar da mikrometeoritler karşılaştıkları uzay aracı ile muazzam derecede hız farkına sahiptirler.

Sabit bir yörüngede dönen uzay araçları periyodik olarak 1 mikrometre ya da daha büyük toz parçacıkları yüksek hızlı çarpışmalara maruz kalmaktadır. Bu nedenle uzay aracı üzerinde çarpışmalar neticesinde küçük oyuklar açabilir ve sensörlerin ya da sistemlerin performansını azaltabilir ve hatta daha ciddi hasarlar bırakabilirler.

2.3.9. İnsan kaynaklı çöpler

İnsanlığın uzaya nesne yerleştirebildiği 50 yıllık süreç içerisinde fırlatma araçları ve uzay operasyonları neticesinde oluşan çöpler de sistemlere zarar verebilir. Amerikan Birleştirilmiş Uzay Harekat Merkezi çapı 10 cm ve daha büyük olan 22.000 den fazla yapay uzay cismini tanımladı. Bunların yaklaşık %5'i faal faydalı yük veya uydular, %8'i roket parçaları, %87'si ise uzay çöpü veya gayri faal uydulardan oluşmaktadır. Dünya etrafında oluşan insan kaynaklı çöp miktarı doğal olarak oluşan kütle yoğunluğundan 15000 kat daha fazladır.

Alçak yörüngedeki bu çarpışma olasılığı olan nesnelerin bağıl hızları yaklaşık 10 km/saniyedir. 1 cm kadar küçük çaptaki bu parçacıkların yüksek hızda çarpışmaları önemli derecede hasara sebep olacağı gibi bundan daha büyük parçacıklardan bile korunmak pek pratik değildir. Uluslararası Uzay İstasyonunun dizaynında bu konu büyük ilgi gerektiren bir konu olmuştur. Uzay istasyonu olarak boyutlandırılan bir aracın 1 cm ya da daha büyük çaptaki bir parçacıkla 2,5 yılda bir en az bir kez, 0,01 cm ve daha küçük parçacıkla ise yılda yaklaşık 50000 kez çarpışacağı tahmin edilmektedir [29].

2.3.10. Sürüklenme

Dünyanın atmosferi yüzeyden binlerce kilometre boyunca gittikçe azalarak uzanır. Atmosferdeki elementlerle etkileşim nedeniyle potansiyel olarak zarar görme tehdidinin yanı sıra uzay aracı üzerindeki sürüklenme de uzay aracının ömrü ve irtifa kontrolü üzerinde ihmal edilemeyecek bir etkiye sahiptir.

Sürüklenme etkisi Şekil 2.21'de görülen NASA'ya ait ilk uzay istasyonu Skylab'ın 6 yıllık görevi sonunda Dünyaya yönlendirilmesiyle grafiksel olarak örneklenmiştir. Güneşin atmosfer üzerindeki etkileri atmosferin yoğunluğunun değişimine sebep olduğundan uzay araçları üzerindeki sürüklemenin tahmin edilmesini güçtür [1].



Şekil 2.21 : Skylab uzay istasyonu [30]

3. UZAY ARAÇLARININ TEST FELSEFESİ VE PROGRAMLARI

3.1. Genel

Uzay araçları yeryüzünden tamamen farklı önceki bölümlerde detaylı biçimde anlatılan çevresel şartlar altında bulunmaktadır. Uzay araçları uzay ortamındaki çevresel etkilere dayanıklı olarak amaca yönelik faaliyetlerini sürdürebilecek biçimde tasarlanmalıdırlar.

Bu bölümde uzay araçlarının tasarım süreci boyunca tabi tutulacağı test işlemlerine ilişkin adımlar model felsefesine bağlı olarak anlatılmaktadır. Tasarımın ilk basamağı olan mühendislik tasarımı oluşturacak tüm parçaların, alt sistemlerin ve sistemlerin tüm boyutlarıyla çizimleri bilgisayar ortamında sanal olarak modellenmesiyle oluşturulur. Donanım üretimi ve test işlemleri projenin takvimine ve maliyetine yüksek miktarda etki etmesinden dolayı projenin uygulanabilirliğini önemli ölçüde etkilemektedir.

Bölüm içinde ele alınan küçük parça terimi, direnç, birleştirilmiş devreler, rulmanlar, devre kartları benzeri tekil parçaları; parça terimi, elektrik kontrol bileşenleri (pil şarj düzenleyici), anten, pil bloğu, uçuş bilgisayarı veya güç kontrol ünitesi gibi tam işlevsellik gösteren parçaları; monte parça ise menteşe monte parçaları, anten besleme bloğu veya yerleştirilebilir anten kısımları ve alt sistem terimi uzay aracında bir sistem ile ilgili tüm bileşenler ve birleşimlerin bir arada bulunduğu topluluğu ifade etmektedir.

Uzay aracı veya bileşenlerinin test ve üretim yöntemleri, havacılık ve elektronik mühendislikleriyle ortaya çıkar. Uzay aracı donanımları çalışacakları uzay ortamında tamir etmek için ulaşılması zor parçalardır. Uzay aracı üretiminde, uzay çevresel etkileri ve fırlatma esnasında kuvvetlerin donanıma aşırı etkisi nedeniyle uzay kalifiye parçalar çok ender bir konumdadır.

Uzay aracı testlerinde esas ilkelerin başında tam ve doğru mühendislik verisinin (çizimler, özellikler ve prosedürler) oluşturulması ve yönetimi gelir. Eğer donanım üretimini tamamı ile mühendislik verisi yönetilir ve aynı veri ile üretilen tüm donanımlar birbirinin aynı olması halinde herhangi bir donanımın tek-parça testi sonuçları diğer üretilen tüm donanımlar için aynı olur. Ayrıntılı olarak anlatılacak olursa, eğer örnek donanım bir dizi yeterlilik testinden geçerse, aynı mühendislik

verisi ile üretilen diğer donanımlarında bu testten geçmesi beklenebilir. Diğer bir deyişle, tasarım yeterlilik testlerinden geçmiş sonucuna ulaşılır. Bu nedenle donanımların aynı üretim süresince ve aynı mühendislik verisinin kontrolü ile üretildiğinden emin olunması testler esnasında kolaylık sağlamaktadır. Ayrıca bu faktör donanım üzerinde daha az şiddetli bir test olan ve işçilik hatalarını test eden kabul seviyesi testlerin yapılmasına imkan tanır. Tek bir donanım için yapılan yeterlilik testleri sonuçları diğer tüm donanımlar için geçerli kabul edilir [4].

Önemli olan belirlenen testlerin ne kadar süre boyunca yapılacağı ve bu belirlenen test sürelerinin proje için riskli veya ayrıcalıklı olan durumlarını ortaya konulmasıdır. Uzay aracının fırlatılmadan önce kalifiye olması için ilerleyen kısımda belirtilen bu adımların zamanlamalarının doğru yapılması gerekmektedir.

Mühendislik verilerinin hazırlanması süreci; işleme yöntemleri, ürün ve parça özellikleri gibi destekleyen tüm bilgilerin ve çizimlerin tanımlanması, mühendislik verisi her donanım için birkaç yüz çizimi, her küçük parçanın özelliklerini, tipini ve işlenmesini belirten dokümanlar, birleştirme çizimlerini ve test donanımını içerir. Donanım üretimi planı; mühendislik verisi hazırlaması ile beraber yürütülür. Parça tedariki ve testleri ; mekanik parça ve malzemeler 1-6 ay arasında, elektronik parçalar 3-18 ay arasında yapılır. Donanım birleştirme 1-3 ay süresince, donanım kabul testi; çevresel testleri ve çevresel ortama maruz kalmayı içeren kabul testleri 1-3 ay süresince yürütülür. Kalifiye donanım işlevsel testler ve çevresel ortama maruz bırakılarak donanımın karmaşıklığı ve kırılabilirliğine, hata sayıları ve çevresel ortama bağlı olarak 1-6 ay arasında sürdürülür. Uzay aracını birleştirilmesi ve test edilmesi mekanik birleştirme, işlevsellik testi ve çevresel ortama maruz kalma yaklaşık olarak 6-18 ay arasında yürütülür.

Üreticiler çoğu ham materyali malzeme kalitesini kalifiye eden sertifikalı satıcılardan alır. Elektronik küçük parçalar performans ve kalite özellikleri belirlenmiş olan özellikleri kapsayacak şekilde seçilir. Yüksek güvenilirlikli elektronik parçalar bir program dahilinde üretilir. Bu tarz tedarikler zaman alır ve birçok parça birleştirilmeden önce şiddetli testlere tabi tutulurlar. Uçuş seviyesi donanım genellikle yüksek seviyede güvenilirlik isterlerine sahiptir. Daha düşük seviyede güvenilirliğe sahip parçalar prototipte ve yeterlilik testlerinde kullanılır, uçuş modeli için kullanılmazlar [4].

3.2. Test yaklaşımı

Testler bir uzay aracı için parça, birim, alt sistem ve araç seviyelerinde tasarımının doğrulama süreci için önemli bir süreçtir. Uzay aracı tasarımının test etmek için, ilk olarak, beklenen performans ve tasarım için gereksinimlere karar verilmelidir. Bu durum uzay aracı tasarım öngörüsünün ve gerekli uzay aracı çevresel şartlarının belirlenebilmesini sağlar. Uzay aracının sistemsel işlevselliği ve sistem üzerindeki uzay ortamının çevresel etkileri dikkate alınması gereken en önemli konulardır. Test planlama, test gereksinimleri ve test kriterleri bu iki önemli hususa bağlı olarak belirlenir.

Parça, birim, alt sistemi ve uzay aracı seviyelerinde için test süreci özellikleri tanımlamak amacıyla tasarım öğelerine ait özelliklerin ve onaylama yöntemlerinin açık biçimde belirlenmesi gereklidir. Genel bir test planı bu bilgileri kullanarak ışığında oluşturulmalıdır. Bu test planı test süreci sıklıklarını, hedeflerini ve tüm testin gözlenmesini içermesinin yanı sıra test faaliyetlerinin tanım, tarif ve uygulama kapsamalarını da barındırmalıdır.

Bir uzay aracı için tam bir test programı sırasıyla geliştirme, yeterlilik, kabul ve fırlatma öncesi doğrulama testlerinden oluşur.

Geliştirme testleri yeni bir parçanın tasarım sürecine veya kanıtlanmış kullanılan tasarımda değişikliğine yardımcı olarak tasarımların doğrulanması amacıyla uygulanır. Tüm parçalar için aynı test seviyeleri yeterlilik, kabul, fırlatma öncesi doğrulama ve işlevsel testlerde olduğu gibi uygulanır.

Yeterlilik testleri tasarım konseptini örneklemek ve hedeflenen tasarımın üretim gereksinimlerini karşıladığını, çevresel yüklere dayanımını kanıtlamak amacıyla yapılır. Test sırasında uygulanacak yeterlilik yük seviyeleri güvenlik payı göz önünde bulundurularak beklenen çevre yüklerini karşılamalıdır.

Kabul testleri tasarım ve üretimi onaylamak, imalat hataları, işçilik hatası ve başarısızlıklarının başlangıçlarını ve işlevsel anomalileri tespit etmek amacıyla yapılır. Kabul test seviyeleri uydunun ömrü boyunca maruz kalacağı tahmini çevresel şartları aşmamalıdır.

Fırlatma öncesi doğrulama testlerinde üretilen sistemin fırlatma ve yörünge ömrü hazırlığı denetlenir.

Test programının uygulanması sürecinde, test yöntemleri, ortamları, her test süresince ve sonuçlarında ölçülen parametreler kapsamlı analiz edilmeli ve her bir parçanın test işleminde uzay aracının diğer parçalar üzerindeki etkileri göz önüne

bulundurularak elde edilen veriler dikkate alınmalıdır. Bir test çizelgesi oluşturulurken belirli parça özellikleri (tasarım olgunluğu ve marjları, yeterlilik durumu ve model felsefesi) ve program özellikleri (maliyet ve kabul edilebilir riskler), her bir proje için ele alınmalıdır.

Testler tasarımın en düşük risk ile geçerliliğini, kullanılabilirliğini doğrulamak için güçlü ve hassas bir araçtır, ancak teste ilişkin maliyet doğru tahmin edilmeli ve mümkün olduğu kadar en aza indirilmelidir. Bu nedenle, doğru gereksinimleri ve tasarım kapsamını analiz edilmeli, hangi testin kritik hangi testin gereksiz olduğunu ayırt edilmelidir.

3.3. Model Felsefesi

Test yaklaşımı ana hatlarının belirlenmesinin ardından, test süreci sırasında kullanılacak model yaklaşımı oluşturulur. Model yaklaşımı yeterlilik, kabul ve uçuş test faaliyetlerinin nasıl gerçekleştirileceğini, hangi modellerin kullanılacağını açıklar. Doğru belirlenen bir model yaklaşımı test sürecini daha etkili hale getirdiğinden model felsefesi önem taşımaktadır.

3.3.1. Modellerin açıklanması

3.3.1.1. Geliştirme modeli

Geliştirme modeli, yeni bir tasarımı ya da yeniden tasarımı doğrulamak için ve geliştirme süreci yardımcı olmak için kullanılır. Geliştirme modeli parçalar, birimler ve alt sistemler gibi her türlü ekipman için uygulanır. İşlevsel ve çevre testler geliştirme modelleri üzerinde yapılmalıdır.

3.3.1.2. Entegrasyon modeli

Entegrasyon modeli genellikle elektronik donanım ve yazılımın işlevsel ve arayüz testleri için tercih edilir.

3.3.1.3. İletişim modeli

İletişim modeli veri işleme ve iletişim performansını ekipmanlarını, yer istasyonun ve diğer ağlarla bağlantı bütçelerini, uzkomut ve uzölçüm biçimleri, bit hızları ve paketlerini test etmek için kullanılır.

3.3.1.4. Yapısal model

Yapısal model yapısal tasarımın yeterliliğini ve matematiksel mühendislik tasarıma uyumluluğunu kanıtlamak için kullanılır. Yapısal model, yapısal açıdan tamamlanmış temsil etmelidir. Bu amaçla yapısal işlevsiz modeller bir sistemin yapısal modeli olarak kullanılabilir.

3.3.1.5. Isıl model

Isıl model ısı tasarımın yeterliliğini ve mühendislik tasarıma uyumluluğunu kanıtlamak için kullanılır. Isıl model, ısı açıdan tamamlanmış öğeyi temsil etmelidir. Bu amaçla ısı işlevsiz modeller bir sistemin ısı modeli olarak kullanılabilir.

3.3.1.6. Yapısal-Isıl model

Yapısal ve ısı model kombinasyonu yapısal ve ısı yeterliliklerin her ikisini de doğrulamak için kullanılabilir. Sistemin yapısal-ısı modeli yapısal ve ısı işlevsiz modelleri temsil eder.

3.3.1.7. Mühendislik modeli

Mühendislik modeli yedeklilik ve yüksek dayanımlı parçalar olmaksızın biçim, uyum ve işlev bakımından uçuş temsilidir, işlevsel yeterliliğini göstermek için kullanılır.

3.3.1.8. Mühendislik yeterlilik modeli

Mühendislik yeterlilik modeli tamamlanmış ögenin tasarımını yansıtmaktadır. Mühendislik yeterlilik modelleri, işlevsel performans yeterliliği ve elektromanyetik uyumluluk testi için kullanılır. Eğer uygunsa çevresel testler de yapılabilir.

3.3.1.9. Yeterlilik modeli

Yeterlilik modeli tüm özellikleri ile tamamlanmış ögenin tasarımını aynıdır. Tüm işlevsel ve çevresel testler bir parçanın, birimin, alt sistemin veya entegre sistemin yeterliliğini göstermek için yeterlilik modelinde uygulanır.

3.3.1.10. Uçuş modeli

Uçuş modeli uzaya fırlatılacak yapılandırılmış tamamlanmış sistemdir. İşlevsel ve kabul testleri uçuş modelinde yürütülür.

3.3.1.11. Uçuş öncesi modeli

Uçuş öncesinde kısmi veya tam yeterlilik test faaliyetinin uygulandığı tamamlanmış uzay aracı sisteminin uçuş öncesi modelidir.

Uçuş öncesi modeli üzerinde uygulanacak test seviyeleri ve süresi test edilen sistemin yaşam süresi göz önünde bulundurularak tespit edilmeli ve dikkatlice analiz edilmelidir.

3.3.1.12. Uçuş yedeği

Uçuş yedeği uçuş için kullanılacak yedek tamamlanmış öğedir. Kabul testleri uçuş yedeği modeline uygulanmalıdır.

3.3.2. Model felsefesi tarifi

Projenin isterlerine göre, testlerde çeşitli modeller felsefeleri uygulanabilir. En uygulanabilir yaklaşımlar sırasıyla sunulmuştur.

3.3.2.1. Prototip yaklaşım

Prototip yaklaşımda, yeterlilik seviyesi ve süresince yeterlilik testi için bir veya daha fazla yeterlilik modeli için kullanılır. Birden fazla yeterlilik modelinin kullanıldığı testler için her yeterlilik modeli yapılandırma ve temsiliyetine uygun olarak farklı testlere tabi tutulurlar. Kabul testleri uçuş modeli üzerinde uygulanmalıdır.

3.3.2.2. Uçuş öncesi yaklaşım testi

Uçuş öncesi yaklaşımda, gerekli tüm testleri fırlatılacak aynı model üzerinde gerçekleştirilir. Testler yeterlilik seviyelerine ve kabul sürelerine göre yürütülürler. Uçuş öncesi modeli üzerindeki test süresince dış kaplama, sürüklenme ve metal yorgunluğu gibi sorunlara dikkat edilerek faaliyet yürütülmelidir.

3.3.2.3. Hibrit yaklaşım

Prototip ve uçuş öncesi yaklaşımların bir kombinasyonu da kullanılabilir. Gerekli parçaların, birimlerin veya uydu alt sistemlerinin performansını onaylamak amacıyla geçmiş bölümlerde ayrıntılı olarak açıklanan modeller kullanılabilir [31].

3.4. Test programları

Testler uçuş modelleri donanım ve yazılımı için uzay aracının tasarımının uygun olduğunu gösterir. Testler, uzay aracının donanımlarının ve yazılımının doğru çalıştığını, donanımın belirlenmiş çevresel koşullar altında işletilebileceğini ve çalışabileceğini kanıtlar. Test programı uzay aracını ve tüm donanımlarını test edecek şekilde hazırlanmalıdır. Ayrıca seçilmiş alt sistemlerin veya montajı yapılmış donanımların işlevsel ve çevresel testlerini de içermelidir.

Yeterlilik testleri donanımın beklenen uzay çevre ortamında nasıl çalıştığını kontrol eder. Her donanım test süresi boyunca kendi özel amacına hizmet eden güçte ve özellikte çalıştırılır. Çevresel testler titreşim, şok ve ısı-vakum testlerinden oluşur. Ayrıca uzay aracının kullanım özelliklerine göre elektromanyetik uyumluluk testi uygulanabilir. Tipik bir yeterlilik testi süreci Çizelge 3.1’de belirtildiği gibidir.

Çizelge 3.1: Yeterlilik testi akış diyagramı [4]

İŞLEVSEL TEST----TİTREŞİM----İŞLEVSEL TEST----ŞOK----İŞLEVSEL TEST
ISIL/VAKUM TESTİ----İŞLEVSEL TEST----ELEKTROMANYETİK UYUMLULUK----
İŞLEVSEL TEST

Parçalar çevresel şartlara maruz bırakılıp bir takım yeterlilik testleri ile kalifiye edilir. Herhangi bir parça fırlatma aracının motor gürültüsünün ve akustiğinin yarattığı titreşime dayanabilmelidir. Bu titreşim 20 Hz ile 2000 Hz arasında bir frekansta bulunan rastgele bir sinyal özelliğini gösterir. Kabul seviyesi test verisi, beklenen çevresel etkenler, yapısal rezonans ve akustiğin eşidi ve daha üzerinde bir spektruma sahiptir. Yeterlilik spektrumu ise kabul seviyesi spektrumundan 6db daha fazla bir değere sahiptir. Elektromekanik titreşim test düzeneği ile belirlenen ivmelenme seviyelerinde bir titreşim ile donanım test edilir [4].

Donanımların ayrılma halkası gibi bağlantı noktalarından ayrılması esnasında karşılaşacakları patlamalar neticesinde oluşan şok dalgasına direnç göstermeleri gerekmektedir. Şok sinyali dar bant aralığındaki frekansları karşı oluşan mekaniksel cevapları içeren karmaşık bir sinyaldir. Donanım üzerinde şok sinyali, elektromanyetik titreşim test düzeneği veya kalibre edilmiş bir çekiç ile donanımın bağlı bulunduğu yapıya vurmak suretiyle elde edilebilir.

Donanımın sıcaklık isterleri, uzay aracının ısı tasarımı tarafından belirlenir. Herhangi bir donanımı ısı vakum altında test etmek maksadıyla donanım ısı olarak kontrol edilmiş bir yapıya sabitlenir ve bu yapı ile birlikte duvarları ısıtma ve soğutma için ısı bir örtüye sahip ısı-vakum hazneye koyulur. Isıl çevrimin uygun sıcaklıklarda yapılabilmesi maksadıyla iletim için donanımın üzerinde bulunduğu yapı ve ışınım için hazne duvarları kullanılır. Donanım bu yüksek sıcaklıklar süresince doğru bir şekilde işlevselliğini yerine getirebilmelidir. Kabul testleri için bu sıcaklıklar beklenen sıcaklık seviyesinde, yeterlilik testleri için ise beklenen sıcaklıklara belirli bir pay (genellikle 11 derece) koyarak yapılmalıdır. Bazı durumlarda çok düşük sıcaklıklar test etmek için ısı-vakum yeterlilik testlerinde soğuk dönüde uygulanabilir.

Her zaman bir uzay aracı donanımını tanımlayamayabiliriz. örneğin, Güneş panelleri veya antenler. Bu donanımlar tek başlarını test edildiği gibi, uzay aracının testlerinde

de test edilebilir. Bu donanımların çevresel testleri uzay aracının bir parçası olarak test edilebilir. Yeterlilik test programı her uzay aracı fonksiyonunu ve uzay aracına etki edebilecek çevresel şartları değerlendirebilecek yapıda olmalıdır.

3.4.1. Test programı tasarım adımları

3.4.1.1. Faydalı yük ve uzay aracı işlevselliklerinin tanımlanması

Uygun işleyiş için uzay aracı ve faydalı yük işlevleri test edilir. Bu bölümde uzay aracı ve donanımlarının işlevsellikleri, tüm operasyon modları (hata ve yedekleri modları dahil) ve yazılım kodları tanımlanır.

3.4.1.2. Çevresel durumu tanımlanması

Depolamada, taşımada, fırlatmada ve yörüngede meydana gelebilecek titreşim, şok, ısıl değişiklikler ve ışınımın belirlenmesi.

3.4.1.3. Çevre ve işlevleri bağdaştırılması

Taşıma esnasında uzay aracı kapalı konumda olması gerekmektedir ancak hassas donanımlara güç verilebilir. Fırlatma sırasından bazı donanımlar uyku konumunda bazıları ise çalışır konumda olmalı. Uzay aracının yörüngede bulunduğu süre zarfında yapacağı Operasyon esnasında olabilecek tüm modlarının kontrol edilmesi ve çalışan donanımların uzay aracı titreşimleri maruz kalacak şekilde test edilmesi.

3.4.1.4. Ana konfigürasyonu tanımlanması

Fırlatma konfigürasyonu dahil tüm yörünge konfigürasyonlarının tanımlanması.

3.4.1.5. Her ana konfigürasyon için işlevsel testleri tanımlanması

Tüm ekipmanların ve yazılımın her işlevini uygun konfigürasyonda test edilmesi.

3.4.1.6. İşlevsel test, çevresel etkilerin test sırasının tanımlanması

İşlevsel test ve test ve çevresel etkilerin test sırasının belirlenerek zamanlama ve öncelik sıralarının belirlenmesi gerekmektedir.

3.4.1.7. Zamanı ve özel tesis isteklerini tanımlanması

Uzay aracının bazı işlevsellikleri, özel test donanımı ile veya tesisinde donanım veya alt sistemlerin bir grup halinde test edilmesini gerektirir [4].

4. ULUSLARASI STANDARTLARA UYGUN UZAY ARAÇLARININ TESTLERİ VE ÖRNEK UYGULAMALAR

4.1. Uzay Aracı Geliştirme Testleri

Uzay araçları üzerinde öncelikle geliştirme testleri uygulanır. Alt sistemlerin ısı kontrolü ve açılabilen mekanizmaların işlevsel performansı, dinamik ve ısı çevresel kriterleri, mekanik ara yüzlerin onaylanması, yapısal ve ısı geliştirme modelleri kullanılarak değerlendirmeye tabi tutulur. Uzay aracı seviyesinde yapılan geliştirme testleri ara yüz ve etkileşimleri ortaya çıkarmak maksadıyla kullanma prosedürlerinin geliştirilme aşaması için de bir fırsat olanağı sunar.

4.1.1. Mekaniksel uyumluluk geliştirme testleri

Uzay aracının mekaniksel uyumluluğu, montajı ve operasyonel ara yüzünün testinin yapılması fırlatma için gerekli bir adımdır. Bu test adımı uçuş ağırlığını tıpkısını benzeten bir donanım kullanılması şarttır. Projenin başlangıç safhasında bu testin yapılması, donanım uyumsuzluğu veya değişikliğinin olması durumunda oluşabilecek takvimsel sıkıntıların azaltılmasında fayda sağlayabilmektedir.

4.1.2. Model gözden geçirme geliştirme testleri

Ön görülen yapısal dinamik özelliklerin alt sistem ve uzay aracı seviyesinde amaca uygunluğunu analitik olarak denetlemek amacıyla yapılır. Bunu için test edilecek olan aracın tam boyutu veya ölçeklendirilmiş boyutu kullanılabilir. Fırlatma roketi gibi büyük uzay araçları için test daha çok ölçekli modeller üzerinde yapılır. Bu geliştirme testi uzay aracı yeterlilik testi yerine kabul edilmemelidir.

4.1.3. Yapısal geliştirme testi

Faydalı yüke sahip uzay araçlarına parça yükleri, gerilim dağılımı ve bükülmeleri ölçen ve yapının katılığını ispatlayan yapısal testlerin yapılması gerekmektedir. Katılık verisi, model gözden geçirme geliştirme testlerinde tam anlamıyla test edilmeyen lineer olmayan yapısal özelliği gösterir. Ayrıca bu veri lineer olmayan rulmanlar, panellerin elastik burkulması, önyüklü ara yüz boşlukları ve sürtünme noktalarında oluşan kaymaları da içerir. Parça yükü ve gerilim dağılımı verisi kullanılarak yük dönüşüm matrisini matematiksel olarak ispat edilebilir. Bükülme

verisi kullanarak uygun bükülme dönüşüm matrisini matematiksel olarak ispat edilebilir. Bu belirtilen matrisler dinamik model karşılaştırılmasında, eksensel yük, bükme momentleri, elastik burkulma, kesme mukavemeti gibi yüklerin hesaplarında kullanılabilir. Bu test yeterlilik testleri için gerekli olan yapısal statik yük testleri yerine geçmez. Ancak uzay aracı uçuş modeli benzeri ise, bu iki test aynı test içinde yapılabilecek şekilde ve yeterlilik isterlerini karşılayacak bir test planı ile birleştirilebilir.

4.1.4. Akustik ve şok geliştirme testleri

Yüksek frekanslı titreşim ve şok etkilerinin analitik tekniklerle belirlenmesi zorluğu nedeniyle, fırlatma, kaplama ve uzay aracı parçalarının akustik ve şok geliştirme testleri dinamik tasarım uyumluluğunu ispatlamak için yapılan testlerdir. Testin uzay aracının tüm parçalarının montajı bitmeden yapılması halinde uzay aracının kütle, kütle merkezi, eylemsizlik momenti, ara yüz katılığı ve geometrik özellikleri açısından tam eşleniği olan bir modelle test yapılmalıdır. Akustik test, akustik haznede yeterlilik akustik test isterlerine göre yapılmalıdır.

Şok testi, tüm patlayıcı parçalar ve diğer mekanizmalar belirgin şok altında uzay aracı kullanımı esnasında yapılmalı. Şok testi, imkanların el verdiği müddetçe fiziksel ayrılma durumlarını da içermelidir. Piro şok patlayıcı aktivitesi durumuna göre farklılık gösterebilir. Bundan dolayı bu aktivitelerin oluşturacağı maksimum beklenen şokun tayfinin belirlenmesi gerekir. Daha iyi öngörülerin yapılabilmesi için çoklu patlayıcı aktiviteleri kullanılabilir.

4.1.5. Isıl denge geliştirme testleri

Uzaya aracının ısı tasarım kriterlerin uygunluğu, fırlatma, kaplama veya uzay aracının analitik modelinin ısı denge açısından uygunluğunu kanıtlamak amacıyla yapılır. Uzay aracında oluşabilecek ısı bozuntuların öngörülmesi görevin başarı ile tamamlanması bakımından önemli bir etkendir. Uzay aracı yapısı ile elektriksel, elektronik, patlayıcı ve mekaniksel yapıların ısı bir eşitlik içerisinde olması gerekmektedir. Test, yükselme, transfer yörüngesi ve ısıl-vakum ortamların girdilerini sunabilecek bir ısı test haznesinde yapılmalıdır.

4.1.6. Nakliye ve taşıma geliştirme testleri

Fırlatma aracının, kaplamanın ve uzay aracının veya alt donanımların nakliyesi ve taşınması, öngörülen fırlatma ve uçuş dinamik ortamları kadar etkileyecek girdilere sahip olmasalar da dikkate alınması gerekmektedir. Bu ortamları öngörmek zor olsa da, en kötü senaryo belirlenerek, bu senaryo ve şartlar dahilinde nakliye ve

taşınmasına ilişkin geliştirme testleri yapılmalıdır. Geliştirme modelinin kullanıldığı bu testte, uçuş konfigürasyonuna uygun ağırlıkta olması ve uzay aracı donanımlarının tepkileri ölçülmelidir. Taşıma konteynırı veya nakliye esnasında olabilecek düşme gibi maksimum şoklar test edilmelidir. Ölçülen verilerin hasarsızlığı analiz edilmeli ve tasarı isterlerini karşılandığını görülmelidir.

4.1.7. Rüzgar tüneli geliştirme testleri

Uzay aracı ayrodinamiği ve ayro ısı verileri aracın görevi esnasında bu etkilere dayanabileceğini ve bu yükler altında doğru çalışabileceğini ispatlamak için gereklidir. Ayrodinamik tasarımı yapılan veya değiştirilen uzay araçlarına mütakip maddelerde belirtilen testlerin uygulanması gerekmektedir.

4.1.7.1. Güç ve moment testi

Uçuş esnasında Yüksek dinamik basınç altında kalan araçlara etki eden ayrodinamik kuvvet ve momentlerin bileşkesinin testini içerir. Bu veriler yörünge analizi esnasında hem yapısal hem de kontrol alt sistemlerin tasarımında kullanılır.

4.1.7.2. Durağan basınç testleri

Uçuş esnasında aracın dış yüzeyinde oluşan yüksek dinamik basıncın monte edilen donanımlar üzerindeki etkileri test edilir. Bu veriler aracın statik-elastik özelliklerinin değerlendirilmesinde kullanılan eksensel hava yükü dağılımını belirlemede kullanılır. Ayrıca bu veriler çökme ve patlama basınçlarının belirlenmesi için kullanılan bölmelerin havalandırılması analizinde kullanılır. Faydalı yük kaplamasının yapısal tasarımı kısmen bu tarz basınçların çok iyi belirlenmesine bağlıdır.

4.1.7.3. Ayrodinamik ısıtma testleri

Sürtünme etkisini, hücum açısını, akış geçişlerini, şok dalgasını ve yüzey hava kesitlerini belirlemede kullanılan bir testtir.

4.1.7.4. Temel ısıtma testleri

Isıl ışıınımı, temel ısı aktarımı, hava akışı ve eksoz gazlarının ısıtmaya etkilerinin belirlendiği bir testtir.

4.1.7.5. İtici motor ısı testi

İtici sıcak gazlarının ısıtmaya olan etkilerinin belirlendiği testtir.

4.1.7.6. Sesüstü çevresi, sesüstü duvar ve ayrodinamik ses testi

Uçuş esnasında aracın dış yüzeyinde oluşan yüksek dinamik basıncın yaratabileceği yapısal bozuntuları öngörmek için yapılan bir testtir.

4.1.7.7. Karasal rüzgar salınım testi

Fırlatmadan önce fırlatma rampası bulunan bir uzay aracının karşılaştığı güç ve momentlerin birleşiminden oluşan etkilerin belirlendiği bir testtir. Esnek katı modeller üzerinde uygulanır. Araç çevresinde oluşan hava akımı benzetimlenir [5].

4.2. Uzay Aracı Yeterlilik Testleri

Bir uzay aracının testinde, testi yapan personel merkezi kontrol ve görüntüleme ekipmanı, komut üretmek için bir bilgisayar, uzölçüm çözümleyici, kütük dosyaları (loglar), görüntüleme ve otomatik test düzeneğini kullanır. Bu ekipmanlar bir bilgisayar vasıtasıyla kontrol edilir ve ekranlar vasıtasıyla test durumu görüntülenir. Bu ekranlar genellikle tüm sinyal aktivitelerini ve alt sistem parametrelerini gösteren bir test durum ekranı şeklinde kullanılır. Ayrıca baştan başa uygulanan alt sistemlere ait test verilerinin de teşhir edilmesine olanak tanır. Yeterlilik testleri sırasında, personel tüm anormallikler ve telorans dışı ölçümleri ve tüm bu uyumsuzlukları bu veriler doğrultusunda çözer. Operatör hatası veya test düzeneği hataları kolay çözülebilen anormallikler ve hatalardır. Ancak uzay aracında meydana gelen hataların araştırılması gerekmektedir. Eğer hata tasarımdan kaynaklanıyorsa, tasarım düzeltilmeli ve tekrar teste tabi tutulmalıdır.

Yeterlilik testler sırası öngörülen uçuş sırasında karşılaşılabilecek çevresel etkenleri simüle eder bir şekilde oluşturulur. Bu sıra, titreşim, şok ve ısı-vakum testleridir. Ayrıca uzay aracı üzerinde açılabilir donanımlar (Güneş panelleri vb.) mevcut ise, bu testler sırasında bu donanımlarında işlevlerini yerine getirdiğini ölçebilmek için testler sırasında operasyon modlarına getirilmelidir. Çizelge 4.1 tipik yeterlilik test akışı testlerinin sırasını olarak ortaya koymaktadır.

Çizelge 4.1: Yeterlilik test akışı [4]

Mekaniksel Olarak Uzay Aracının Montajı--Yapıyı Birleştirme--İtki Sisteminin Montajı--Elektronik Donanımların Montajı
Tüm Sistem Testi-- Isıl Döngü Esnasında Tüm Sistemlerin Testi--Isı Haznei
Güneş Panelleri Veya Açılır Donanımların Montajı
Titreşim Testi-- Düşük Frekanslı Sinüs Dalgası Testi--Yeterlilik Seviyesinde Akustik Test--Akustik Hazne
Açılır Donanım Testi--Açılır Donanım Ateşlemesi Ve İlk Hareketi
Tüm Sistem Testi
Açılabilir Donanımların Tekrar Eski (Toplanmış Hali) Haline Getirilmesi
Fırlatma Konfigürasyonunda Isıl-Vakum Testi
Tüm Sistem Testi
Güneş Panelleri Veya Açılır Donanımların Sökülmesi
Yörünge Konfigürasyonunda Isıl-Vakum Testi--Isıl-Vakum Haznesi
Güneş Panelleri Testi--Işınım Haznesi
Tüm Sistem Testi

4.2.1. Yeterlilik testi genel isterleri

Tasarımın, üretim işlemlerinin, yazılım, donanım, prosedürler ve test tekniğini içeren görev isterlerini üreten kabul programının doğrulanması uzay aracı yeterlilik testleri ile yapılır. Genel olarak, tek yeterlilik testi aracın maruz kalacağı tüm çevresel etkilerin testini içerir. Testler tasarım özellikleri, istenen yaşam süresi, çevresel etkiler ve tahmini kullanım göz önünde bulundurularak yapılmalıdır. Yaşam süresi ve projenin özelliklerine bağlı ek olarak özel içerikli testler uygulanabilir.

Uçuş tarihçesi olan herhangi bir donanım eğer aynı çizimleri, malzemeleri ve montaj araçlarını kullanmış, aynı üretim işlemlerini izlemiş ve aynı personel bilgi ile tecrübesinde üretilmiş ise sadece yeterlilik testi yapılması yeterlidir. İdeal olan yeterlilik testi rastgele seçilen donanım ile yapılmasıdır. Uzay aracı veya alt sistem kalifiye edilmiş araç ve gereç ile üretilmek zorundadır. Faydalı yük, değişiklikler içeren

modifikasyonlar teste tabi tutulur ve elde edilen işlevsel parametreler, test kontrol limitleri veya tasarım parametreleri mühendislik değerlendirilmesi için kayıt edilmelidir. Uzay aracı yeterlilik test programının tanımlanması genel kurallar dahilinde yapılır.

4.2.1.1. Yeterlilik test seviyeleri ve süreleri

Yeterlilik testleri görev süresi boyunca karşılaşılabilecek çevresel durumlardan daha etkili bir şekilde ve daha uzun sürelerde yapılması gerekmektedir. Ancak tasarım için güvenlik limitlerinin çok üzerinde olan veya gerçeklik ile bağdaşmayan durumları içeren testler yapılmamalıdır. Eğer herhangi bir donanım aynı projede değişik yerlerde birden fazla defa kullanılıyor ise belirlenen bu değişik durumlar içinde yeterlilik testleri yapılması gerekmektedir. Çizelge 4.2'de tipik yeterlilik testleri için test limitleri ve süreleri verilmiştir [6].

Çizelge 4.2 : Test seviye limitleri ve süreleri [6]

TEST	DONANIM	ARAÇ
Şok	maksimum öngörülen çevresel ortamın 6 dB üzerinde. 3 eksen yönünde, her biri için 3 kere	Tüm şok üreten durumlar için 1 aktivite, kontrol durumları için 2 ek aktivite
Akustik	3 dakika boyunca kabulün 6 dB üzerinde	2 dakika boyunca kabulün 6 dB üzerinde
Titreşim	Her 3 ekseninde 3 dakika boyunca kabulün 6 dB üzerinde	Her 3 ekseninde 2 dakika boyunca kabulün 6 dB üzerinde
Isıl-Vakum	6 döngü boyunca kabul sıcaklığını 10°C üzerinde	13 döngü boyunca kabul sıcaklığını 10°C üzerinde
Birleştirilmiş Isıl-Vakum ve Isıl Döngü	25 ısı-vakum ve 53 ½ ısı döngü boyunca kabul sıcaklığını 10°C üzerinde	3 ısı-vakum ve 10 ısı döngü boyunca kabul sıcaklığını 10°C üzerinde
Statik Yük	Uçuş yük zamanına yakın bir süre boyunca İnsansız uçuş için sınır yükün 1,25 katı, İnsanlı uçuş için sınır yükün 1,4 katı	Uçuş yük zamanına yakın bir süre boyunca İnsansız uçuş için sınır yükün 1,25 katı, İnsanlı uçuş için sınır yükün 1,4 katı

4.2.1.2. Isıl döngü ve ısı-vakum testleri

Tüm görev süresi boyunca aracın maruz kalacağı ısı yorgunluğun 4 katı kadar ısı yorgunluğu test edecek kadar ısı döngü yapılmalıdır. Uçuş veya taşıma yorgunluğu gibi diğer yükler bu test esnasında uygulanmaz. Temel test kapsamında donanımların ısı döngününün 2 katı kadar test tabi tutulduğu farz edilir. Eğer döngü sayısında farklı bir limit kullanılacak ise, Çizelge 4.3'in 5'inci dipnotunda belirtilen isterin karşılanması gerekmektedir.

Çizelge 4.3 : Isıl döngü ve ısı-vakum testleri için döngü sayısı [5]

GEREKLİ TEST	DONANIM			ARAÇ	
	KABUL		YETERLİLİK	KABUL	YETERLİLİK
	N_A^3	N_{AMAX}^4	N_Q^5	N_A	$N_Q^{5,6}$
Her ikisi ID ²	8,5	17	53,5	4	10
IVD	4	8	25	1	3
Sadece IVD	1	2	6	4	13
Sadece ID	12,5	25	78,5		

NOTLAR

- 1 Belirtilen sıcaklıklardaki döngü sayıları
- 2 ID ile entegre edilmiş vakum ortamında yapılabilir
- 3 Üretim için : Sadece ID veya ID ile IVD'nün birlikte yapıldığında $N_A = 10(125/DT_A)^{1,4}$
- 4 $N_{AMAX} = 2N_A$ yeniden test edilmesi esnasında azaltılabilir/artırılabilir.
- 5 $N_Q = 4 N_{AMAX}(DT_A/DT_Q)^{1,4}$ Isı döngüsünün görev ya da diğer servislerde önemsiz olduğunda, eğer önemli ise ek döngü eklenebilir.
- 6 $N_{AMAX} = N_A$ Araç seviyesi kabulün yeniden test edilmediği varsayıldığında.

SEMBOLLER

N_A = Kabul testi için gerekli olan döngü sayısı

N_{AMAX} = Maksimum izin verilen kabul testi sayısı, yeniden test dahil.

N_Q = Yeterlilik testi döngü sayısı

Elektriksel ve elektronik donanımlar, çevresel gerilim görüntüleme olarak bilinen bir işlem vasıtasıyla işçilik hatalarını engellemek için çoklu ısı vakum ve ısı döngüye tabi tutulurlar. Bu görüntüleme kısa sürede oluşabilecek hataları tanımlamaya yöneliktir. Elektriksel ve elektronik donanımlara sahip olmayan parçalarda sadece ısı vakum ve sayısı azaltılmış ısı döngü testleri uygulanma zorundadır. Çizelge 4.4'te sunulan sıcaklık aralıklarında ısı döngü ve ısı vakum testleri uygulanır.

Çizelge 4.4 : Isıl döngü (ıd) ve ısı-vakum (ıvd) testleri için sıcaklık aralığı [5]

GEREKLİ TEST	DONANIM	ARAÇ	
	ID ve IVD	ID	IVD
Kabul	105°C ¹	≥50°C	Not 3
Yeterlilik	125°C ²	≥70°C ²	Not 4
<p>NOTLAR</p> <p>1. Tavsiye edilen, ancak mümkün değilse azaltılabilir veya gerekli ise operasyon sıcaklığını kapsayabilir.</p> <p>2. Kabul Sıcaklık Aralığı = Yeterlilik Sıcaklık Aralığı + 20°C</p> <p>3. İlk sıcak veya soğuk kabul limitine ulaştığında</p> <p>4. İlk sıcak veya soğuk yeterlilik limitine ulaştığında</p>			

4.2.1.3. Akustik ve titreşim testleri

Akustik ve titreşim ortamlarında donanımın dayanımını doğrulamak için yeterlilik testleri tasarlanmıştır. Donanım belirtilen her teste dayanıklılık göstermelidir. Uçuş donanımları 4 kez kabul testleri için maksimum izin verilen süre boyunca ve her tekrar testini içeren kabul test tayfı limitlerinde yapılır.

Uçuş donanımları 1 dakikadan fazla ve uçuş yorgunluğunun kapsayacak yorgunluğun 4 katı süre boyunca maksimum beklenen tayf (kabul limitlerinin 6 dB üzeri) limitlerinde yapılır. İzin verilen kabul testleri süresi ek yeterlilik testleri yapılması ile genişletilebilir. Eğer donanım bir veya daha fazla elektriksel veya elektronik parça içeriyorsa, bu ek akustik ve titreşim testleri ısı döngüsünü veya ısı-vakum döngü testlerini takip eder.

4.2.1.4. Hızlandırılmış test

Kabul testlerinin tümü veya belirli bir bölümü hızlandırabilmek amacıyla azaltılmış süreli yeterlilik testleri uygulanabilir. Çizelge 4.5'te herhangi bir frekans aralığında sınır değerlerin ve maksimum test toleransının seçilmiş kombinasyonları için en yakın tam sayıya tamamlanarak zaman azaltma çarpanları belirtilmiştir. Örneğin; yeterlilik sınır limiti (M) 6 dB olduğunda, spektrumdaki test tolerans (T) bazı frekanslarda 3 dB'den yüksek olur ve zaman azaltma çarpanı 12 olur. 24 dakikalık kabul seviyesi test yeterlilik testinde 2 dakikaya kadar kısaltılabilir. 1 dakikalık test gerekliliği olan uçuş testi için (4 kere, 15 saniyelik uçuş yorgunluğuna eşit) yeterlilik testi, öngörülen seviye için her ekseninde 3 dakika uygulanabilir.

Çizelge 4.5 : Akustik ve rasgele titreşim testleri için zaman azaltma çarpanı [5]

SINIR DEĞER M (dB)	SPEKTRUMDAKİ MAKSİMUM TEST TOLERANSI T (dB)	ZAMAN AZALTMA ÇARPANI
6.0	±1.5	15
6.0	±3.0	12
4.5	±1.5	7
4.5	±3.0	4
3.0	±1.5	3
3.0	±3.0	1

NOT : Genellikle, zaman azaltma çarpanı $10^{M/5} [1+(4/3)\sinh^2(T/M)]^{-1}$ dir. Burada T; yeterlilik testi için negatif tolerans mutlak değerinin en büyüğü, kabul testi için pozitif tolerans değeridir.

4.2.1.5. İki durum testi

İlk kabul test durumunun ardından akustik veya titreşim yeterlilik testine iki durum testi yaklaşımı uygulanır. Örneğin; her eksen için maksimum izin verilen kabul testi süresi herhangi bir uçan donanıma her eksen için 6 dakika ise, 24 dakikalık kabul seviyesi titreşim testi süresi yeterlilik testlerinin yapılması gereken parçasını oluşturur. Bu ise öngörülen spektrumda her ekseninde 1 dakika boyunca 6 dB'den yüksek bir oranı uygulamak gerekliliğini ortaya koymaktadır [5].

4.2.2. Yapısal yeterlilik testleri

Yapısal testler uzay aracının fırlatma yada diğer yapısal yüklere maruz kaldığı durumlara karşı dayanıklı olduğunu göstermek maksadıyla yapılır. Fırlatıcının yaratacağı ortamların testi için test parçası test düzeneğine bir adaptör ile yerleştirilir. Yeterli sertlik seviyesine sahip bu adaptör ile rezonans oluşumunu engellenir. Fırlatma anında işleyen donanımlar test sırasında çalışmalı ve durumları gözlemlenir. Eğer testlerde gerçek donanımlar yerine temsili donanımlar kullanılıyorsa donanım ile yapı arasındaki ara yüzde yük seviyesi ölçülmelidir.

Yapısal yeterlilik testleri, işlevsel testler, hizalama kontrolleri, görsel kontrol ve sızıntı testler ile tümlenerek detaylandırılabilir. Eğer uzay aracı itki sistemine sahipse, yakıt tankları test sürecinde uçuş şartlarına uygun olarak doldurulmalı ve basınçlandırılmalıdır. Yapısal test çeşitleri aşağıda sunulmuştur.

4.2.2.1. Statik yük testleri

Statik veya yarı-statik yük testi, uzay aracı tasarımının maruz kalabileceği fırlatıcı, itki motoru (yörünge değiştirme amaçlı kullanılır), döngü kaynaklı statik ve dinamik ivmelenme ve bunların neden olabileceği kalıcı bozunum veya hata olasılıklarını test etmek amacıyla yapılır.

Test donanımına üç farklı yöntem ile statik yük uygulanır.

- Whiffle Tree Testi
- Santrifüj (Döngü-Merkezkaç) Testi
- İvmelenme Testi

Yarı-statik ivmelenme testi, fırlatıcı kullanıcı dokümanı ve itki motor kullanıcı dokümanında belirtilen en yüksek yarı-statik yük değerlerin yeterlilik faktörü ile çarpımı ile elde edilen değer aralığında uygulanmalıdır. Whiffle tree test esnasında uygulanan statik yük yapı tarafından desteklenen ilgili kütleye uygun olan değerde belirlenir.

Belirtilen yük değerlerinin üzerindeki yükler, yeterlilik faktörü göz önünde bulundurularak ve ek yarı statik yükleme gösterimi (uygulanması) parçasal-modül bazında uygulanmalıdır.

Eğer Uzay Aracı görev profili esnasında ısı zorluklar yaratacak yüksek ivmelenme periyotlarına maruz kalacaksa, ısı zorluklar analitik olarak değerlendirilmeli ve eşdeğer zorlukların üst üste çakışabileceği göz önünde bulundurulmalıdır. Yeterlilik faktörü en az 1 e 1,25 olmalıdır.

Whiffle tree testi

Eğer uzay aracının ölçüleri ve kütlesi ivmelenme testi için uygun değilse whiffle tree testi uygulanır. Uzay aracının birebir eşleniği olan yapısal yeterlilik modelinde fırlatıcı uçuş adaptörünün benzetim modeline bağlanarak yürütülür. Yükler test düzeneği marifetiyle uygulanır. Test adımlarında statik yükler azami tahmini uçuş yük değerleri olan %100 limit yük, %110 akış yükü, % 125 yeterlilik yükü seviyelerinde uygulanır. Her yük çevirimi adımında bozunum ve gerinmeler ölçülmelidir.

Merkezkaç testi

Uzay aracı, fırlatıcının uçuş bağlantı noktaları özelliklerinin benzetildiği bir test ortamına yerleştirilerek test yürütülür. Döngü kapasitesi, test donanımın bağlantı noktasına ve uzay aracı yapısının tüm ilgili parçalarına yeterlilik yüklerinde olduğu gibi uygulanmalıdır. Test adımlarında statik yükler azami tahmini uçuş yük değerleri olan %100 limit yük, %110 akış yükü, % 125 aşırı/yeterlilik yükü seviyelerinde uygulanır.

İvmelenme testi

İvmelenme testlerinde test edilen uzay aracı sinüzoidal dinamik aralık testinde ilk durumundaki frekanstan daha düşük bir frekans (salınımsız tepki) aralığında test edilmelidir. Uzay aracı, fırlatıcının uçuş bağlantı noktaları özelliklerinin benzetildiği bir test ortamına yerleştirilerek test yürütülür [7].

4.2.2.2. Dönü testi

Uzay aracının herhangi bir parçası 2G yada daha fazla bir ivmelenme ile dönen bir uçuş faaliyetine maruz kalacaksa dönü testi uygulanır. Dönü testi uçuş faaliyetinde oluşacak yeterlilik sınırları içinde yapılmalıdır.

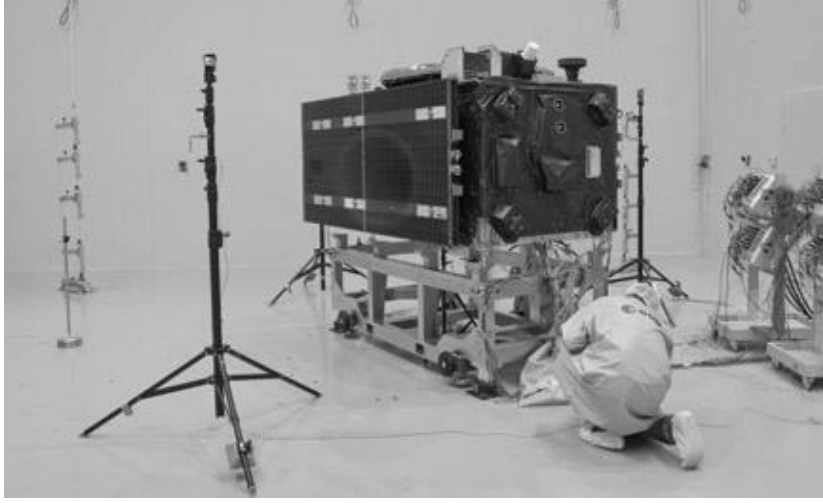
4.2.2.3. Akustik test

Akustik testler uzay aracının uçuşta beklenen aşırı akustik çevre etkisi boyunca ve ilgili görev fazında maruz kalacağı çevresel titreşime indirgenmiş akustik titreşime uyumu için gereklilikleri karşıladığını kanıtlamak amacıyla yapılır. Akustik testler ayrıca parça titreşim yeterlilik seviyelerini doğrular ve montajın ilk seviyelerinde test edilemeyen parçalar için yeterlilik testi işlevi görür.

Uzay aracı uçuş konfigürasyonunda akustik test tesisi ses alanlarını üretim veya uzay aracı yeterliliği için uygun titreşim ortamını yaratan yüzey basınçlarını oluşturabilecek kabiliyete sahip olmalıdır. Uzay aracı uçuş tipi destek yapısına

monte edilmelidir. Önemli akışkan ve basınç şartları uygulanabilir boyutta oluşturulmalı, kritik ve tipik parçaların birleştirme noktalarındaki titreşim tepkilerini ölçümlenebilecek uygun dinamik araçlar bulunmalıdır. Kontrol mikrofonları test düzeneği ile en yakın çember duvarının tam arasına (50cm daha yakın olmayacak biçimde) 4 uygun ayrı konuma yerleştirilmeli. Test düzeneği tesisin kapasitesini aşıyor ise uzay aracı uygun şekilde parçalanmalı ve bir veya daha fazla altsistemler şeklinde ayrı ayrı akustik olarak test edilmelidir [5].

Şekil.4.1'de Galileo yer konum uydu sisteminin son uydusu fırlatma esnasında meydana gelebilecek etkinin çok üzerinde 140.7 dB lik etkiye dayanım göstermiştir.



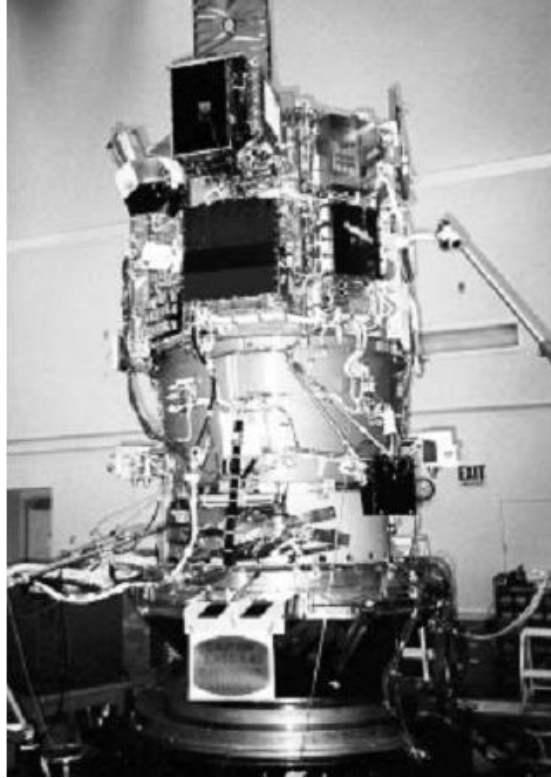
Şekil 4.1. : Galileo yer konum sistemi son uydusu akustik test esnasında [32]

Akustik test yansıtımlı akustik haznede, dinamik uçuş bağlantı koşullarına benzetilen test düzeneği üzerinde, fırlatıcı yapılandırma bağıntısındaki test donanımı ile yürütülmelidir, hazne tabanından yönlendirilen düşük frekanslı ayırıcı ve hazne duvarlarından yaratılan titreşimle yapılır. Fırlatma boyunca faal olan donanımlar test süresince çalıştırılmalı ve izlenmeli. Eğer donanım yapısal eşleniği ile teste tabi tutuluyorsa, titreşim seviyeleri donanım ve yapı bağlantısı arasında ölçülmeli ve donanım yeterlilik tayfında karşılaştırılmalıdır.

Fırlatıcı kullanım dokümanında farklı bir değer belirtilmediği sürece yeterlilik test tayfı 4 dB frekans aralığında genişletilmelidir. (Ses basınç tayfı ve akustik test boyunca gereken tüm değerler fırlatıcıya bağlıdır. Tüm seviyelerde ölçülen ve öngörülen uçuş seviyeleri ve süreleri fırlatıcı kullanıcı dokümanında belirtilir). Test süresi, uçuş süresinde eşlenik malzeme yorgunluğundan hesaplanır ve 4 katı kadar çarpılarak elde edilir. (Test süresi genelde 2 dakikadır). Her yeterlilik seviyesi, daha düşük seviyeli tekrarlar ile devam edilerek uygulanır. Test süresi boyunca yapısal durumdaki muhtemel değişiklikleri belirlemek için yapılır [7].

4.2.2.4. Titreşim testleri

Titreşim testleri, uzay aracının fırlatma yada diğer yüksek titreşim etkileri süresince oluşacak titreşim ortamına dayanımını ve gereklilikleri karşıladığını kanıtlamak amacıyla yapılır. Akustik etkilerle baskılanan ortamda bulunan maddeler dışında, titreşim testi ayrıca parça titreşim yeterlilik seviyelerini doğrular ve montajın ilk seviyelerinde test edilemeyen parçalar için yeterlilik testi işlevi görür. Şekil 4.2'de Deep Space 1 uydusu titreşim masası üzerinde görülmektedir.



Şekil 4.2 : Deep Space1 uzay aracı dikey titreşim masası üzerinde [33]

Uzay aracının yeterliliğinin tespitinde üç çeşit titreşim testi uygulanır.

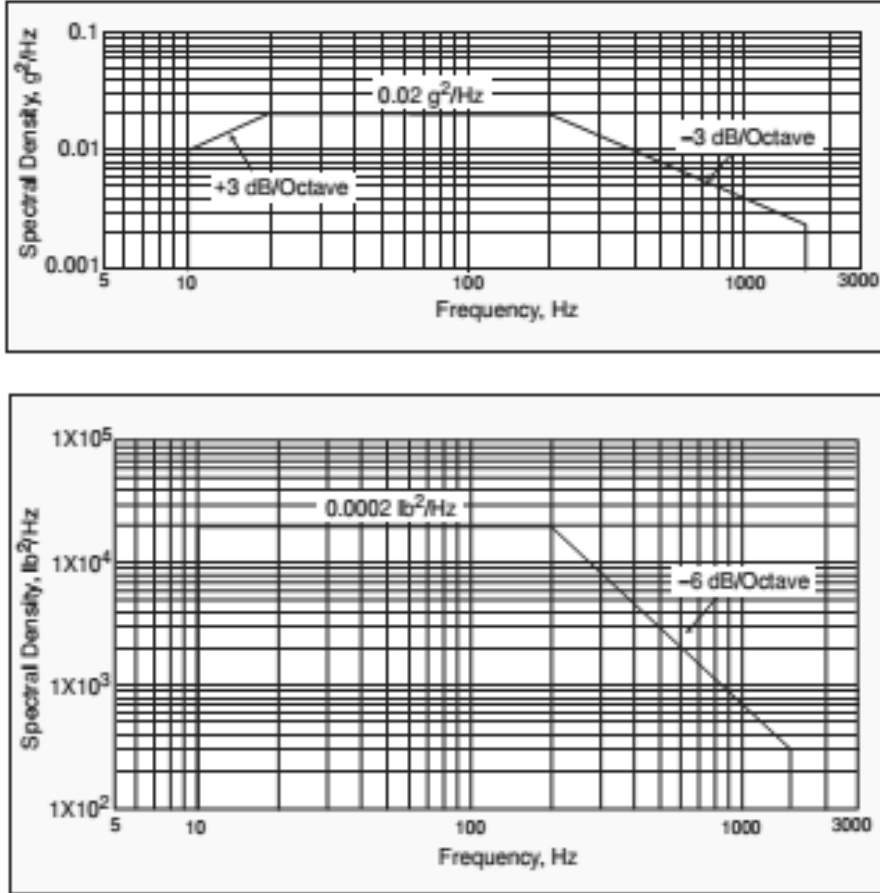
- Rassal Titreşim Testleri
- Sinüzoidal Titreşim Testleri
- Kısa Süreli Titreşim Testleri

Fırlatma titreşim testleri için, fırlatıcı yapılandırmasının üzerindeki test düzeneği salınım engelleyicinin devreye girişinden sakındırarak kadar katı bir adaptör vasıtasıyla oluşturulur. Tepki ve itki motorlu uzay araçları aşağıda belirtilen yapıda ise çevre titreşim testlerinden geçirilmelidir:

- Çevre fırlatma itici çevresince kuşatılmamış,
- Yeröte süresince yapılandırma fırlatma yapılandırmasında farklı,
- İtki ateşlemesi fırlatma yapılandırmasından farklı ise

Fırlatma veya itki ve tepki motor ateşlemesi süresince yürütülmeli ve test boyunca gözlenmelidir. Eğer donanım yapısal eşleniği ile teste tabi tutuluyorsa, titreşim seviyeleri donanım ve yapı bağlantısı arasında ölçülmeli ve donanım yeterlilik tayfında karşılaştırılmalıdır.

Her yeterlilik seviyesi, daha düşük seviyeli tekrarlar ile devam edilerek uygulanır. Test süresi boyunca yapısal durumdaki muhtemel değişiklikleri belirlemek için yapılır. Şekil 4.3'te Deep Space1 uzay aracına 1 dakika süresince uygulanan kuvvet limitleri sunulmuştur.



Şekil 4.3 : Deep Space1 uzay aracına 1 dk süresince uygulanan kuvvet limitleri [33]

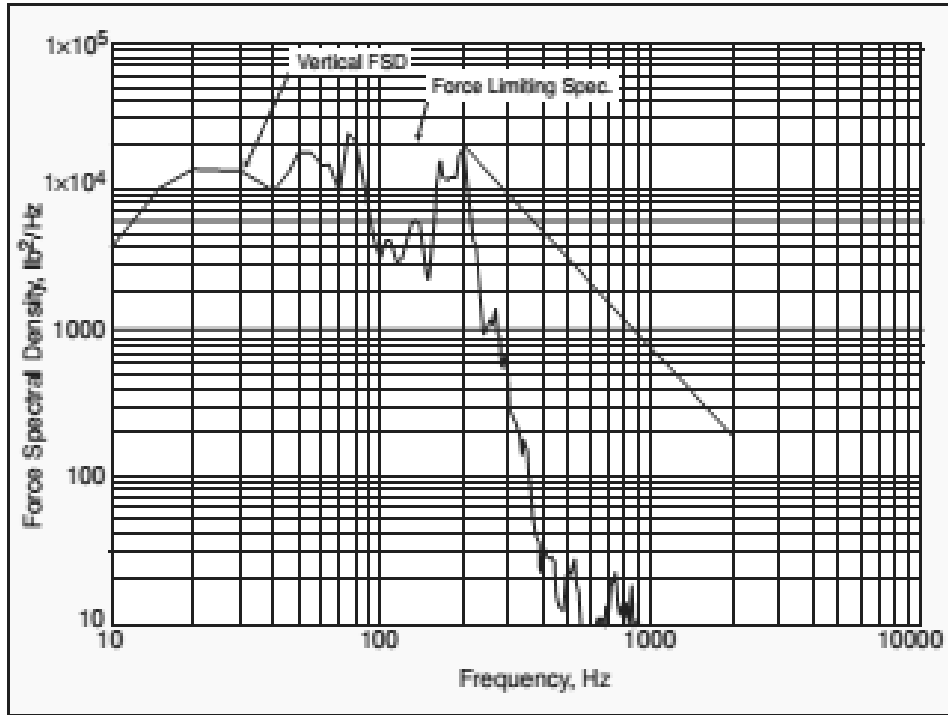
Rassal titreşim testleri

Rassal titreşim testleri için en az bir adet ivmeölçer test düzeneğinin bağlandığı adaptörün tabanına yerleştirilmelidir. Gaussian rassal hareketlendirmesi adaptörün tabanına uygulanmalıdır, kontrol ivmeölçerlerince ölçülmüş tayf, yeterlilik test

isterlerinde belirlenen -1/+3 dB seviyelerindeki frekans aralığı boyunca, güç tayf yoğunluğuna eşitlenmelidir. Başarı kriteri tüm ivmelenme seviyeleri karekökleri ortalamasının belirlenmiş değerin ± 10 aralığında gözlenmesidir.

Rassal hareketlendirme karşılıklı dikey 3 yönde bunlardan bir tanesi itki eksenine paralel yürütülür. Test süresi her eksen için 2 dk (fırlatıcı kullanıcı dokümanında belirlenen değerler farklı değil ise) olarak uygulanmalıdır. Yeterlilik test değerleri en azından fırlatıcı kullanıcı dokümanında belirlenen ilgili yeterlilik test değerlerinin tamamını kapsamalıdır.

Eğer fırlatıcı kullanıcı dokümanında sadık kalınması ve akustik testler tüm kritik çevresel şartları sağlıyor ise rassal titreşim testlerinden feragat edilebilir. Şekil 4.4'te Deep Space1 uzay aracı dikey rassal titreşim test verileri gösterilmiştir.



Şekil 4.4 : Deep Space1 uzay aracı dikey rassal titreşim test verileri [33]

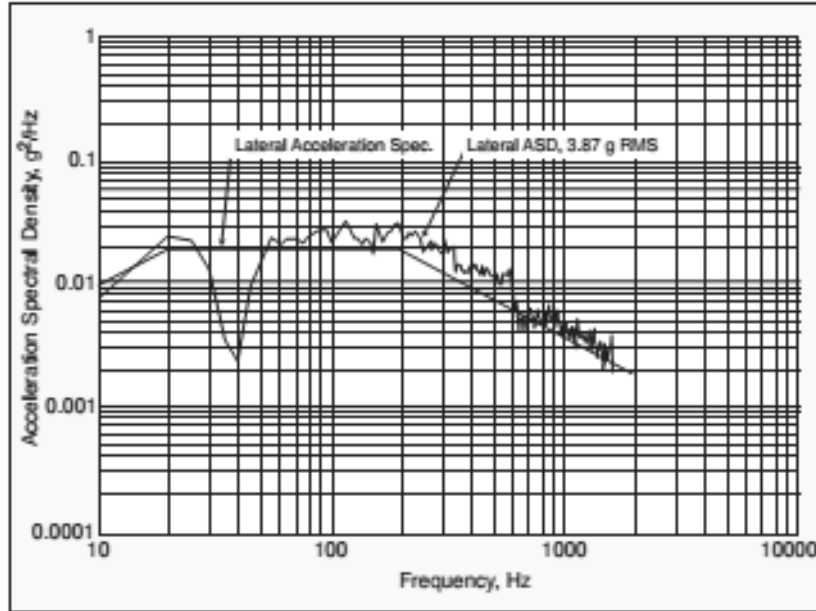
Sinüzoidal titreşim testleri

Sinüzoidal titreşim testleri için en az bir adet ivmeölçer test düzeneğinin bağlandığı adaptörün tabanına yerleştirilmelidir. Sinüzoidal hareketlendirme bağlantı adaptör tabanına uygulanmalı ve 2 Oktav/Dakika titreşim oranında hareketlendirilmelidir. Test seviyesi, titreşim masasının fiziksel hareket limitlerine bağlı düşük frekans aralığında sınırlanmalıdır. Daha yüksek frekanslar için ivmelendirme seviyeleri en az fırlatıcı kullanıcı dokümanında belirlenen kadar olmalıdır.

Titreşimler karşılıklı dikey 3 yönde bunlardan bir tanesi itki eksenine paralel olarak uygulanmalıdır. Sinüzoidal titreşim yeterlilik testleri 4 Hz ile 150 Hz (Ariane 1-4) 5 Hz ile 100 Hz (Ariane 4-Ariane 5) yapılmalıdır. Düşük seviyeli sinüzoidal titreşim testleri 5Hz ile 2000 Hz arasında yapılmalıdır. Şekil 4.5'te Deep Space1 uzay aracı yanal titreşim test verileri sunulmuştur.

Hareketlendirme seviyeleri fırlatıcı kullanıcı dokümanında belirlenen test düzeneğine aşırı bozunumundan korumak için sınırlı frekans bantlarına aşağıda belirtilen durumlara göre düşürülebilir :

- Bu düşürülme (istisna işlemler) işlemi için güncel dinamik bileşik yük analizine dayanan fırlatıcı yetkilisinin kabul edişi,
- Bu analiz uzay aracının dinamik testle doğrulanmış matematiksel bir model ile yürütülür. (çalkalayıcı veya model gözden geçirme/inceleme ikinci yöntem tercih edilir)
- Analiz esnasında fırlatma aracı baskı işlev çeşitliliği göz önünde bulundurulur.
- Güvenlik faktörü olarak 1,25, yeterlilik ve uçuş öncesi testleri için azami kabul edilebilir istisnai seviyenin belirlenmesi amacıyla uygulanır.



Şekil 4.5 : Deep Space1 uzay aracı yanal titreşim test verileri. [33]

Kısa süreli titreşim testleri

Sinüzoidal titreşim testlerinin muadili kısa süreli testler model gözden geçirme/inceleme ile birlikte daha gerçekçi dinamik hareketlendirme için kullanılır.

Kısa süreli hareketlendirme sinyalleri uzay aracı ve fırlatıcı yüklerinin bileşik dinamik analizi ile elde edilir. Model gözden geçirme/inceleme uzay aracının matematiksel modelini doğrulamalıdır.

Kısa süreli test yöntemleri gelişmiş olmasına rağmen, istatistiksel değişim ve test girdi fonksiyonları üzerinde yürütülen analitik süreçler sonucunda ortaya çıkan belirsizliklerle ilişkin bir takım sorunlar halen çözümsüzdür. Kısa süreli testler yerine göreceli olarak boylamsal testler uygulanabilir, ancak boylamsal testlerin uygulanmasındaki deneyim kısıtlıdır [7].

4.2.2.5. Şok testi

Şok testi uçuş için öngörülen tesir eden şok çevrelerinin frekans tayfında ve şok seviyelerinde uzay aracının dayanıklılığının ve işletim kabiliyetini kanıtlamak için yapılır. Koruyucu kapsül atımı, fırlatıcıdan ayrılma esnasında ve uzay aracına bağlı uzantıları açan veya bağlantı noktalarından kurtaran piroteknik (patlayıcı) aygıtların ateşlenmesi, uzantıların açılmasıyla şoklar oluşur.

Ayrılma şok testi piroteknik (patlayıcı) aygıtların ateşlenmesiyle. Uzay aracının uçuş tipi fırlatıcıya bağlanmış donanımı askıya alınarak ayrılmanın meydana gelmesi sağlanır. Şok testi için uzantıların serbest bırakılması veya açılmasıyla oluşan şoklar ayrılma şok yaratım işlevi yürütülerek test edilir. Tüm patlayıcı aygıtlar ve diğer potansiyel önemli şok yaratan aygıt veya olaylar, uzay aracı üzerine yüklenmemiş diğer kaynakları da kapsayacak biçimde en az bir kez uygulanmalı veya benzetilmelidir.

Herhangi bir donanım yerleşimindeki, tüm şok kaynaklarının oluşturduğu şok tepki tayfını kapsayan 6dB'lik aralıktaki şok tepki tayfı yaratan şoklar önemli şok kaynaklarıdır.

Önemli şok yaratıcı kaynaklar uzay aracı testlerinde değişkenliği sağlamak ve üniteler için tahmin edilen beklenen azami ve aşırı çevresel şokların tahmini bilgilerini sağlamak amacıyla ikişer kez aktifleştirilirler. Ana ve yedek aygıtların tümünün aktifleştirilmesi gerçek durumda kullanılacakları sırayla aynı düzende gerçekleştirilmelidir. Şok yaratım süreci esnasında çalışan tüm donanımlar test boyunca faal olmalı ve gözlenmelidir.

Şok testinde veya şok testleri serilerinde uzay aracı beklenen uygulanabilir boyutta aşırı şok çevre etkisini benzetimleyen kısa süreli şoklara maruz bırakılır. Şok olayları patlayıcı maddeleri veya diğer aygıtlar tarafından başlatılan ayrılma ve açılmaları, ayrıca çarpışma ve ani uygulanan veya parça dinamik tepkilerinde (ani motor

ateşlemesi, paraşüt açılımı ve uzaya aracı inişine bağlı nedenlerle) etken olabilecek boşalan yükleri kapsayarak dikkate alınmalıdır. Uzay aracı üzerinde bulunan uzay aracı parçaları üzerinde kayda değer şok yaratacak tüm aygıtlar çalıştırılmalıdır. Test sürecinde uzay aracında yüklü olmayan bazı potansiyel bitişik faydalı yük kaplaması veya iskele ek yeri gibi önemli şok kaynakları ayrıca çalıştırılmalı yada benzetimlenmeli ve uygun ara yüz yapıları vasıtasıyla uygulanmalıdır.

4.2.2.6. Model gözden geçirme/inceleme testi

Model gözden geçirme/incelemenin amacı 100 Hz kadar olan dinamik ile ilgili sınırının her anında uzay aracının doğal frekanslarını, durum hallerini ve boşaltma faktörlerini deneysel olarak belirlemektir.

Model gözden geçirme/inceleme kabul veya red kriterini sağlayan bir test değildir; tasarım amaçlarından birinin anlık frekans aralığından uzay aracının doğal frekanslarından bağımsız kılınması dışında isterlerin başarıyla tamamlanması tasarımına uyumlu göstermez.

Model gözden geçirme aşağıda belirtilen yapısal model ile yürütülmelidir;

- Donanım ve alt sistemler uçuş donanımının dinamik örnekleri ile değiştirilebilir.
- Donanım ve alt sistemlerin dinamik örnekler, 100 Hz'den daha düşük frekans değerlerini ortaya koyan ve donanım ve alt sistemlerin ana modlarını sağlaması gerekmektedir.

Uzay aracının hareket sönümlenme faktörü, mod durumları ve doğal frekansların deneysel tanımlamaları, tek nokta veya çoklu nokta hareketli olan, rassal ve sinüzoidal karakteristikleri test donanımının cevabını doğru bir şekilde alınabileceği stratejik olarak doğru yerlere yerleştirilmiş ivme metreleri içeren doğal modlar ile tamamlanmalıdır.

Model gözden geçirme sonuçları aşağıda belirtilen şekilde kullanılır.

- Herhangi bir doğal frekansın istenmeyen bir aralığı girip girmediği kontrol edilmeli. (örneğin fırlatıcının pogo rezonansı)
- Doğal frekansları ve yapısal sistem modelinin sonlu elemanlar matematik modeli ile yapılan analitiksel olarak tanımlanan modları ayarlamak ve kontrol etmek. [29]

Yer değiştirme, ivmelenme ve yapısal sisteme uygulanan g¼c¼n yarattığı gerilme gibi yapısal tepkilerin öngör¼lmesi veya birleştirilmiş yapısal sistemler için bitişik parçalar (fırlatıcı, yör¼nge değişim veya diğer motorlar) uyumlu yerleştirilmiş ise fiziksel sistemle matematiksel modelin uyumluluğu kanıtlanır. Isıl gerilmelerin bindirilmesi ise ayrıca uygulanabilir.

4.2.2.7. Yapısal mühendislik model ve test sonuçlarının ilişkisi

Yapısal mühendislik model ve sonuçların ilişkisi frekanslar, modları ve yanıtları ile statik yük testleri icra edilirken meydana gelen bozulmalar ve gerilmelere bağlıdır.

Model gözden geçirme konfigürasyonu ve uzay aracı, uzay aracı uçuş konfigürasyonunu bağlı bilgileri sağlayan fırlatıcı ara yüzünü desteklemelidir.

Yüksek verimli model kütleli temel modlar $\leq 3\%$ sapma frekansına sahip (tüm kütlelerin $> 10\%$) ve baskın yanıtlar içeren 50 Hz üzerinde bulunan modlar $\leq 5\%$ sapma frekansına veya en yüksek 2 Hz frekansına sahip durumlarda ilişki başarılı kabul edilir [7].

Düşük yanıt içeren modlar temel hareketlenme ile ilişkili uygulama göz ardı edilmiş olduğu unutulmamalıdır.

Eğer Model gözden geçirme diğer durumlarda test ediliyorsa, modların birim çevirim yer değiştirmeleri için normalleşiorsa korelasyon başarı ile tamamlanmiş olarak düşün¼lebilir. Geniş genellemeye sahip kütleli temel modlar $\leq 3\%$ sapma frekansına sahip olmalıdır. (tüm kütlelerin $> 5\%$). Baskın yanıtlar içeren 50 Hz üzerinde bulunan modlar $\leq 5\%$ sapma frekansına veya en yüksek 2 Hz frekansına sahip olmalıdır. Düşük göreceli yanıt içeren modlar ve düşük genellemeye sahip kütleler korelasyon uygulamasında göz ardı edilmiştir.

Gerilmeler ve bozunmalar :belirli bir genliğe sahip ölç¼len değerlerin herhangi bir durumu için, ölç¼len ve tahmin edilen gerilme değerleri arasındaki fark, izin verilen 5% değerini aşmadığı durumdaki korelasyon, başarı ile tamamlanmiş olması kabul edilir.

4.2.3. Yapısal Büt¼nl¼k

4.2.3.1. Basınç testi

Uzay aracı seviyesindeki basınç testinin amacı, birleştirilmiş ve basınçlandırılmış (havalı ve hidrolik) alt sistemlerin, sızıntı oranı ve birliktelik basıncı için belirlenen isterleri başarı ile geçmesidir.

Basınç testi yeterlilik modeli ve uçuş modeli üzerinde aşağıda belirtilen şekilde uygulanır.

- Alt sistemler en az 5 dakika boyunca basınçlandırma testine maruz bırakılır.
- Test isteri sağlama basıncı maksimum tasarı basıncının %150'si olmalıdır.
- Basınç maksimum tasarı isterlerine kadar düşürülebilir.
- Yukarıda belirtilen maddeler üç kez tekrarlanabilir.

4.2.3.2. Sızıntı testi

Sızıntı testi basınçlandırılmış sistemlerde, sistemin maksimum tasarı basıncında ve en az bu basınç değerinde 20 dakika boyunca kalacak şekilde uygulanır. Sızıntı oranı basınç gözlem sisteminde kurulur. Tüm hatlar, birleşme noktaları ve takılı donanımlar dış sızıntıları için kontrol edilmeli. Sızıntının kontrol metotları aşağıdaki gibi icra edilir.

- Kimyasal olarak uygun sızıntı belirleme köpükleri ile,
- Çadır test yöntemi kullanarak. Çadır Test Yöntemi : Test düzeneği test boyunca hava geçirmez bir ortamın içerisine konular ve bu kapalı ortam sistemin basınçlandırılmasından meydana gelebilecek gaz kaçaklarının ne kadar olacağını belirlemek için kullanılan bir yöntemdir.

4.2.3.3. İtki basınç profili testi

İtki basınç profili testinin amacı, uzay aracının fırlatma aracında yükselmesi esnasında azalan atmosfer basıncı ve atmosfer tekrar girilmesi ile karşılaşacağı atmosfer basıncı esnasında bu oluşabilecek basınç farklılıklarına dayanımını ölçmektir.

Testler, uzay aracının maruz kalacağı atmosfer farklılıklarını benzetim yapan ve analitik olarak belirlenen fırlatma ve atmosfere tekrar giriş verilerinden oluşan bir ortamda ve uzay aracının fırlatma ve atmosfere tekrar giriş konfigürasyonunda yapılmalıdır.

Test düzeneği uçuş donanımının bir örneği olan basınca hassas donanımları destekleyen uçuş modeli, prototip modeli veya yapısal model olabilir.

Uçuş modeli itki basınç profili testine birden fazla maruz kalmamalı. Test yapılan tesisin basınçlandırma yeteneği tüm test boyunca belirlenmiş limitler dahilinde basıncı sağlamalıdır.

4.2.3.4. Fiziksel özelliklerin ölçülmesi

Fiziksel özelliklerin ölçülmesi testinin kapsamı; uzay aracının kütlesinin tanımlanması, kütle merkezinin belirlenmesi ve üç eksen üzerinde bulunan eylemsizlik momentinin ölçülmesini içerir.

Temel konfigürasyon yörüngeye giriş ve fırlatma konfigürasyonu olmalıdır. Görev profiline uygun olarak diğer konfigürasyonlar da uygulanabilir. Toleranslar Çizelge 4.6'da yada fırlatıcı kullanıcı dokümanında belirtilen en düşük değerlerde olmalıdır.

Çizelge 4.6 : Fiziksel özellikler için toleranslar [7]

Fiziksel Özellikler	Tolerans
Kütle	% 0.25
Kütle çekim merkezi	10 mm
Atalet momenti	% 2,5

Ölçümler hassas ölçekler ve denge çubukları kullanılarak yapılmalıdır. Fırlatma konfigürasyonu denge isterleri fırlatıcı kullanıcı dokümanında belirtilir. Büyük uzay araçları için eleman değerleri belirlenmiş doğruluğu içeren parça ölçümlerinden hesaplanır.

Dönü dengeli sistemler için dönü testi kullanılır. Eğer dönü denge testi boş bir tank ile yapılırsa analitik model (dolu depo) ile ilişkili olarak uygulanır. İşletimsel dönü dengesi gereklilikleri görev profili ve dönü hızına bağlı olarak geniş değişiklikler gösterir. Bundan dolayı belirli denge gereklilikleri ve işlemleri uzay aracı özelliklerinde belirtilir.

4.2.3.5. Optik hizalama

Optik hizalama ölçümlerinin amacı, uzay aracı ve deneysel sensörler hizalamaların uzay aracı için belirlenmiş toleranslar dahilinde olduğunu göstermektir. Ölçümler, uygun optik hizalama tesisinde, ısıl vakum, titreşim testleri veya taşıma sonrası gibi hizalamayı etkileyebilecek tüm çevresel testlerin ve durumların öncesinde ve sonrasında icra edilmelidir.

4.2.4. Isıl testler

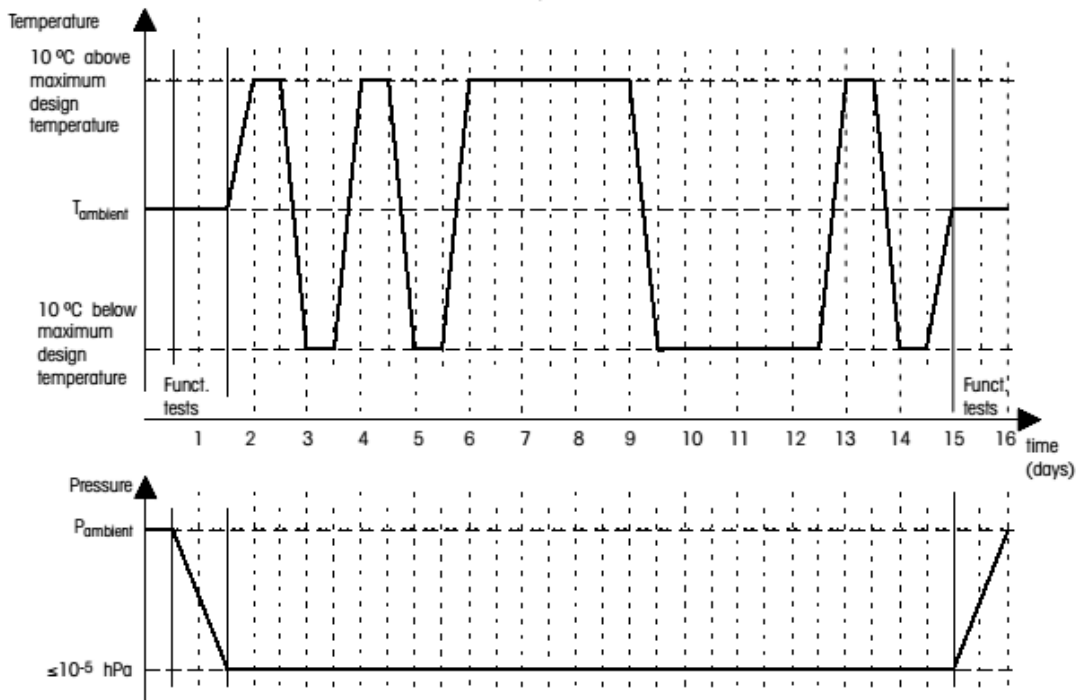
Isıl testler uydunun uzay ısıl ortam şartlarında işlevlerini yerine getirdiğini kanıtlamak maksadıyla yapılır. Uydunun ısıl yeterliliği için ısıl vakum ve ısıl döngü testleri gerçekleştirilir. Uzay aracı seviyesinde yapılan çevresel ısıl testlerde ısıl döngü testi ve ısıl vakum testi birleştirilerek yürütülmektedir. Isı vakum testinin amacı görev sırasında vakum ve ısıl koşullarda uydunun çalışma modları sırasında tasarım ve performans gereksinimlerini yerine getirebildiğini göstermektir [5].

4.2.4.1. Isıl vakum döngü testleri

Isıl vakum döngü testleri uzay aracının görev süresi boyunca maruz kaldığı ısıl ve vakum ortamları altında işlevsel modlarının tasarlanan ve performans isterlerinin başarı ile yapabileceğinin ortaya koyulmasını amaçlamaktadır.

Isıl vakum döngü testleri hareketlendirme boyunca ve yeterlilik limitlerinde eşit düşük ve yüksek sıcaklık değerlerinde yapılmalıdır. Seçilen parçaların limitlerini sağlamak amacıyla test ayarlarının uygun seçimi, test modları ve yöntemleri uygulanır. Basınç 1hPa eşit ve/veya düşük olmalıdır.

Test sırası öncelikle yüksek sıcaklık değerlerine sahip bölgeden başlamalıdır. Yüksek sıcaklık değerlerine sahip bölgeden başlanması, gaz salınımını hızlandırır ve yüksek sıcaklığa maruz kalmasının ardından basınç seviyelerinin yükselmesinden korur. Isıl vakum döngü testi akış örneği Şekil 4.6'da verilmiştir.



Şekil 4.6 : Örnek ısıl vakum döngü testi [7]

Şekil 4.6'ya uygun olarak uçuş modeli, parçalar için genişletilmiş sıcaklık uygulamasından önce kısaltılmış sıralı bir sıcak bir soğuk sıcaklıklara 12 saat maruz bırakılır. Sıcaklık çevrimlerine ek olarak, hazne farklı görev fazların benzetimi için planlanmalı ve uygulanabilir işlevsel sıralı tüm ekipmanlara yedek ekipman ve yolları da kapsayacak şekilde tam bir çevrim uygulamasından geçirilerek yürütülmelidir. Soğuk hazne bu kabiliyete sahip tüm parçalar (uçuş modeli için bir kez) için en az üç kez yürütülmelidir. Dışa atım, soğutma, ve ısıtma hızları görev için öngörülen seviyeye eşit mümkün olduğunca yakın olmalıdır.

Güneş etkileri ve diğer yüksek düzeyli etkilere dirençli ekipmanlar kritik etkilerin altında yüksek gerilim uygulanmasıyla ve basınç değerlerinin gözlemlenmesiyle korunmalıdır. Vakum ısı döngü hazneleri test süresince uzay aracı kirlenmesinden korumak amacıyla aşırı soğuk değerlerde faaliyet gösteren soğuk yüzeyler ile donatılmalıdır.

4.2.4.2. Isıl denge testi

Isıl denge testinin amacı uzay aracının görevi boyunca maruz kalacağı ısı ve vakum ortamlarında sistemin doğru çalıştığını onaylamak ve ısı kontrol sistemin belirlenmiş operasyonel temel ısı limitleri dahilinde çalıştığını göstermektir.

Test düzeneği öngörülen görev süresi boyunca ısı ve vakum ortamını benzetimini yapabilme kabiliyetine haiz bir ısı vakum haznesine yerleştirilmelidir. Test düzeneğinin ısı durumu aşağıda belirtilen şekilde olmalıdır.

- Işınım olayını benzetimlenmeli (Güneş ve Dünyadan yansıyan ışınım tayfını ve yoğunluğunu üreten ışınım kaynağı yardımıyla)
- Test düzeneği ile emilen ısının benzetimi (kızılötesi lambalar ve ısı kaplama yardımıyla), yada
- Bu iki yöntemin birleştirilerek uygulanır. Yöntemin seçimi hangi yöntemin hangi derecede uygulanması test düzeneğinin konfigürasyonuna, geometrisine, üretilen içsel sıcaklığın dış sıcaklık akımına ilişkisi ve dış yüzeyin ısı özelliklerine bağlı olarak seçilir.

Test düzeneği analitik ısı modelin hassas (önemli) ısı düğüm noktaların ve kritik parçaların sıcaklıklarını ölçen uygun cihazlarla donatılmalıdır.

Aşağıda belirtilen iki durum benzetimlenmeli ve değerler kaydedilmelidir. Bu test için test şartları ve sürelerinin geçerliliği analitik ısı modelin detaylarına ve görev profiline bağlıdır.

- “Sıcak durum” azami ısı emilimi azami içsel güç dağıtımı ile birleştirilir.
- “Soğuk durum” asgari ısı emilimi asgari içsel güç dağıtımı ile birleştirilir.

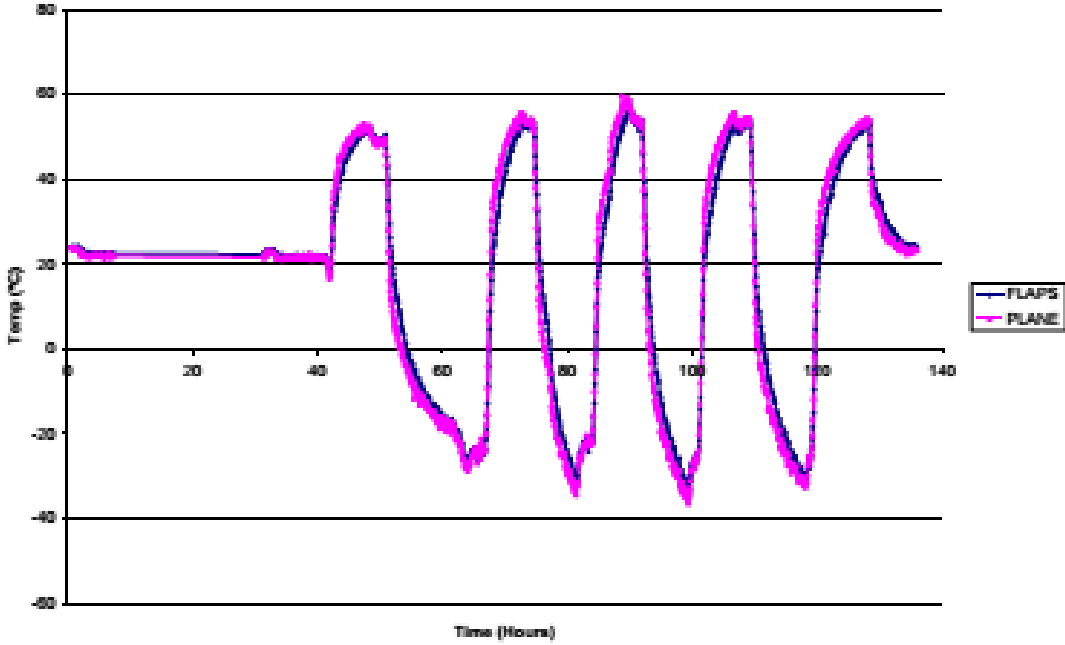
Isıl vakum hazne aşağıdaki şekilde programlanmalıdır;

- Tüm kritik ısı görev fazlarını benzetilmemeli
- İlgili işlevsel basamakları yürütmeli
- Sürekli olarak sıcaklık değerlerini ölçmeli ve kaydetmeli [7].

Isıl denge testi için başarı kriteri

- Uzay aracının belirli sıcaklık sınırlarında istenen faaliyetini kanıtlaması,
- Isıl model öngörülleri ve ısı ölçümler arasındaki ilişkinin istenen derecede oluşudur.

Şekil 4.7’de Amerika Hava Harp Okulu tarafından tasarlanarak uzay gönderilen Falcon SAT 3 için uzay aracı ısı vakum test verileri görüntülenmiştir.



Şekil 4.7 : Falcon SAT 3 için ısı vakum test uygulaması [34]

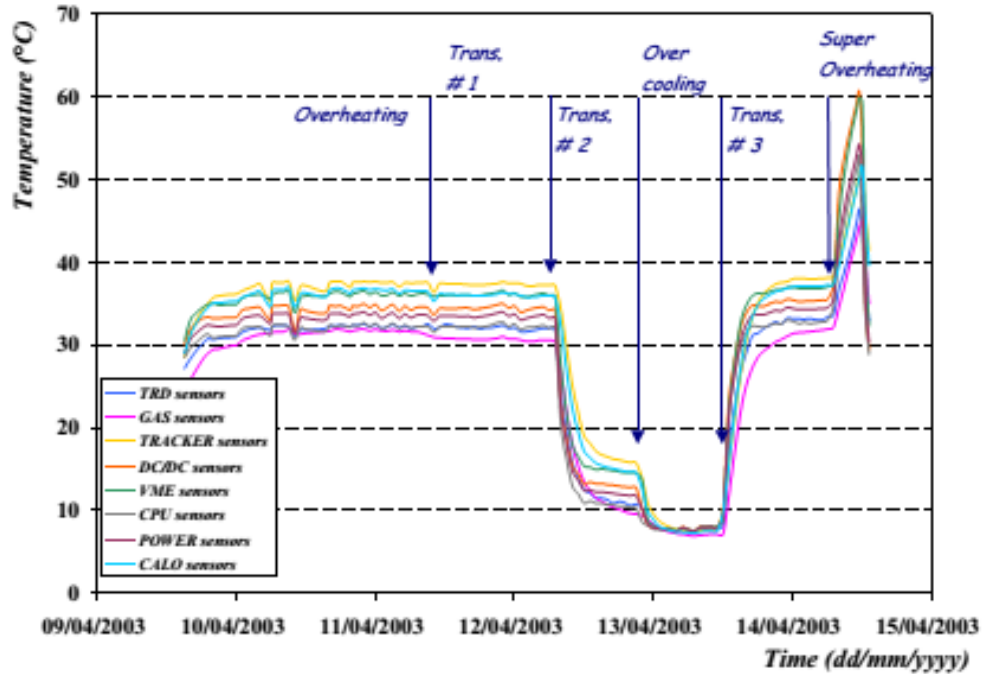
4.2.4.3. Ortam basınç ısı döngü testi

Ortam basınç ısı döngü testinin amacı, ısı tasarımın yeterlilik marjını aşan sıcaklık sınırlarında ve ortam basınç koşulları altında uzay aracının işlevselliğini kanıtlamaktır.

Yüksek güç dağıtımı yapan donanımlar, uç operasyonel ısı değerlerine ısı yayınımdan dolayı ulaşamamalarına rağmen bu testler daha karmaşık olan ısı vakum testlerinden önce tasarım zayıflıklarını belirlemede çok kullanışlıdır.

Test süreci boyunca ve yeterlilik limitlerinde eşit düşük ve yüksek sıcaklık değerlerinde yapılmalıdır. Tüm ekipmanlar için bu testin tüm seviyeler için başarılı olarak uygulanması olanaksız olması nedeniyle, seçilen ekipmanlar için bu limitleri sağlayan uygun test düzeneği kurulması, test modlarının ve yöntemlerinin belirlenmesi için seçimler yapılmalıdır.

Test süresi en az 6 saat sabit sıcaklıkta yapılacak şekilde olmalıdır. Ortam basınç ısı döngü testleri boyunca nem kontrolünü sağlamak ve yoğuşmadan korumak için test hazne havası yoğuşma noktası sıcaklığı test sıcaklığının altında tutulmalıdır. Şekil 4.8'de Pamela uydusunun ısı testler süresince sıcaklık değerleri gösterilmiştir.



Şekil 4.8 : Pamela uydusunun ısı testler süresince sıcaklık değerleri [35]

Kendi ortamlarında işletilmesi ön görülen tüm elektriksel ve mekanik donanımların işlevsel testleri, test boyunca ısı periyodu durağanlaşması esnasında icra edilebilir.

4.2.5. Ayro-Isıl testler

Ayro-Isıl testlerin amacı uzay aracı üzerine binen ısı ve ayrodinamik yükleri test etmektir. Testler, ölçeklendirilmiş modeller üzerinde rüzgar tüneline değişik koşullar (sıcak ve soğuk ses üstü hızlar (hipersonik : ses hızının beş katı veya daha yüksek hızlar), düşük ses üstü hızlar ve ses altı hızlar) altında gerçekleştirilebilir.

4.2.6. Elektromanyetik yeterlilik testleri

Elektromanyetik testler uydu roketten ayrıldığı anda oluşacak ışınımın fırlatıcı firmayı kabul ettiği RF ışınım değerleri altında kalığını göstermek ve uydu haberleşme sistemleri çalışırken diğer sistemler ve/veya diğer sistemler çalışırken haberleşme sistemlerine herhangi bir girişim yaratmadığını doğrulamak maksadıyla yapılır.

Uzay aracının işletimi ve yardımcı parçaların seçimi, arızalar ve elektro manyetik uyumsuzlıklardan kaynaklı istenmeyen tepkilere karşı sınırın belirlenebilmesi için en uygun test yoludur. Uzay aracı alt sistem elemanlarından ve yer destek ekipmanlarından oluşan elektromanyetik ışınım etkisi altında elektriksel ve elektronik ekipmanların istenen biçimde faaliyetini doğrular [5].

4.2.6.1. Elektromanyetik uyumluluk testi

Elektromanyetik uyumluluk testlerinin amacı, herhangi bir uzay aracının işlevsellik yönünden dış kaynaklar tarafından elektromanyetik girişimden olumsuz bir şekilde etkilenip/etkilenmediğini ve uzay aracının kendisinin işlevsel işlemlerine (faydalı yük veya çevresinde bulunabilecek dış ekipmanlara) herhangi bir elektromanyetik bir yayılım yapıp/yapmadığını ve yayılımın zararlarını ölçmektir.

Uzay aracını aşağıda belirtilen durumlar için elektromanyetik uyumluluk özelliklerinde ortaya koyulan elektromanyetik hassaslık ve yayılım testlerine tabi tutulur.

- Fırlatma konfigürasyonu
- Atmosfere giriş konfigürasyonu
- Operasyonun en kritik ve hassas işlevsellik modları

4.2.6.2. Manyetik alan ölçümleri

Manyetik alan ölçümlerin yürütülmesinin amacı uzay aracının kalıcı, indirgenmiş ve rassal manyetik momentlerini belirlemek ve manyetik temizlik istelerine uyumluluğunu kanıtlamaktır. Eğer çok sıkı ve katı manyetik temizlik isteleri yoksa, analizlerle doğrulamak yeterli olacaktır.

4.2.7. İşlevsel testler

İşlevsel testler uzay aracının yer destek ekipmanları ile uyum içinde, mekanik ve elektriksel performansı ile istenen gereklilikleri karşıladığını doğrulamak ve veri işleme ve bilgisayar-yardımlı komutada kullanılan yazılım algoritmalarının ve tüm test tekniklerinin geçerliliğini onaylamak maksadıyla yürütülür. Tüm yedek parça ve mekanizmaların doğru işletimi azami genişletilmiş uygulanabilirlikte kanıtlanır.

İşlevsel testler her bir uzay aracı testinin öncesinde ve sonrasında, ekipman anomalilerini tespit etmek ve performansın şartname/istenen gerekliliklerini karşıladığından emin olunmasını sağlar. Bu testler boyunca uzölçümlerden bilgi edinimi, sorun tespiti ve sorunlardan sıyrılma için azami olarak kullanılır. İşlevsel testlere uzay aracına özgü testler boyunca her teste ilişkin olarak gerek duyulur [5].

4.2.7.1. Mekanik işlevsellik testi

Mekanik işlevsellik testlerinin amacı mekanizmaların, açılır parçaların, kapakların ve diğer başka mekanik aygıtların faaliyetini kontrol etmektir.

Dünyanın yerçekimi alanında test edilemeyecek tüm mekanik faaliyetler için, aygıtların-parçaların faaliyetine imkan veren ve değerlendirilmesi için uygun yer destek yapıları kullanılır. Eğer aygıtlar eleman seviyesinde test edilemez ise (örneğin Güneş panelleri) mekanik işlevsel test alt sistem seviyesinde yürütülür. Mekanik işlevsel testler tüm çevresel testlerin öncesinde ve sonrasında ve eğer belirtilmiş ise tüm çevresel testler boyunca yapılır.

Uygunluk testleri ara yüz montajları veya ana ölçüler kullanılarak uzay aracının fiziksel ara yüzleri ile yapılır. Test uzay aracının çevre, zaman ve diğer uygulanabilir gereklilikleri içeren en kötü şartlar altında azami ve asgari sınırları içinde faaliyetini doğrulamalıdır. Geçme kalma kriteri yer test şartları için belirlenen en kötü şart azami ve asgari sınırlarının hesaplanmasına uygun olarak belirlenir.

4.2.7.2. Elektriksel işlevsellik testi

Uzay aracının tüm elektrik alt yapısının bağlantılarının ve parçalarının bir bütünlük dahilinde çalışmasını denetlemek maksadıyla yürütülür. Elektriksel işlevsellik testi sırasında, tüm elektriksel parçalar yedek parçalar ve iletişim kanalları çalıştırılır. Piroteknik malzemelerin gerçeğini kullanmak tehlikeli olabileceğinden, testlerde eşleneği ile değiştirilip enerji verilip elektriksel alt yapı denetlenip gözlemlenebilir.

Tüm komutlar ve telemetri parametreleri, uzay aracının işletilmesi esnasında kullanılacak olan güncel veri tabanı kullanılarak denetlenir. Otonom özellikler sadece tasarlanan ve halihazırda bulunan otonom durumlar için denetlenir. Otonom kapatma sırasının denetlenmesi esnasında ve sonrasında, diğer parçaların ve alt sistemlerin olumsuz bir şekilde etkilenmeyeceğinden emin olduktan sonra testler yapılabilir.

Elektriksel işlevsellik testi, tüm çevresel testlerin öncesinde ve sonrasında veya çevresel testlerin yapılması esnasında yapılabilir. En az bir kere tüm elektriksel sistem, en düşük ve en yüksek bus voltajı değerlerinde test edilmelidir. Diğer donanımlar ait performans limit değerleri, frekans, komut ve veri oranı, voltaj ve kazanç değerlerine bağlı olarak oluşturulmalı.

Uzay aracının işlevsellik doğrulamasında, Birleştirilmiş Sistem Testleri ve Birleştirilmiş Sistem Kontrolleri uygulanır. Bu test ve kontroller testi uzay aracının yedeklenmiş, indirgenmiş modlar ve tüm geçici durumları da içerecek biçimde tüm operasyonel modlarda istenen görevleri yapabildiğini, belirli istelere uyum sağladığını ve performansını doğrulamak için tasarlanmalıdır.

Birleştirilmiş Sistem Testleri uzay aracının görev fazının bir bölümü için doğru konfigürasyonda oluşunu ve ardından ilgili işlevleri uygun biçimde içeren, istenen görev düzenini takip eder. İşlevsel doğrulama, sahte sinyal veya etkilerin ve istenen işlev dışında bir işlevin oluşmadığından emin olmayı sağlayan negatif mantık testini içermelidir. Birleştirilmiş Sistem Testleri yönelim analizleri için kritik değerlere ait parametrelerin saptanması için tasarlanmalıdır ve test faaliyetinin başında ve sonunda yürütülmelidir.

Birleştirilmiş Sistem Kontrolleri azami otomatik boyutta yürütüldüğünde tüm ana işlevleri içeren Birleştirilmiş Sistem Testlerinin alt basamağıdır. Her çevresel testin başında ve sonunda yürütülen test verilen çevresel koşullarda uzay aracının yaşamsal başarısına karar verme kriterlerini sağlar. Uzay aracının doğru çalışması konusunda yüksek güvenilirlikte görece kısa sürede sonuç verir. Potansiyel hataları içeren eğilim veya azaltmaları belirlemek eğilim analizi için veri sağlar. Uzay aracı

bu koşullar altında tam işlevsel olarak çalıştığı ön görüldüğü zaman işlevsel doğrulama ısı test olarak icra edilir [7].

Genel olarak işlevsel testler ana ve yedek tüm parçaların faaliyetini ve uygulanabilir boyutlardaki tüm işletimsel modları ve komutları denetlemek için tasarlanır. Isıtıcılar ve termostatlar gibi ısı kontrolü tüm parçaların işletimi işlevsel test ile doğrulanır. Sensörler, elektrikli veya elektronik cihazlar, kodlu algoritmalar veya bir bilgisayar tarafından yönetilen parçaların kontrolü için baştan sona performans testi yürütülür. Test istenen ön hazırlık gereklilikleri taşıyan tüm komutların (açılan kapatılan bir özel ekipman düzeninde, özel komuta sıklığında gibi) ön hazırlıklar oluşmadan yürütülmemesini denetler. Uygulanabilir olduğunda, baştan sona performansı (güç, gerilim, kazanç, frekans, komuta ve bilgi oranları gibi) etkileyen ekipman performans değerleri performansı denetleyen/kanıtlayan özelliklere bağlı sınırlara göre değişir. Otonom işlevler tasarım amaçlarına uygun şartlar oluştuğunda doğrulanır. Girdi ve çıktı değerlerini uzay aracının ana gövdeyi içeren birçok alıcı değerlerinin güç anlık görüntüleme cihazı ile sürekli görüntülenmesi aralıklı arızaların tespit edilmesini sağlar [5].

Yeterlilik seviyesinde en az bir işlevsel test uzay aracı uygulanabilir boyutlu olacak şekilde gerçek uçuş sürecinde ortaya çıkan tüm olayları kapsayan görev profiline göre işletilir. Bu süreç sırasıyla son geri sayım, fırlatma, yükseliş, ayrılma, üst katman işletimi, yörüngesel işletim ve uygun olan biçimde yörüngeden çıkış dönüş bölümlerini içerir. Tüm patlayıcı madde ateşleme devreleri bu olaylar boyunca uygun enerji yoğunluğunun her aygıtta uygun sırada dağıtıldığını doğrulamak için çalıştırılır ve gözlemlenir. Tüm uzölçümler olayların belirli bölümleri boyunca uygun işletimi doğrulamak amacıyla görüntülenir.

4.2.7.3. Görev benzetim testi

Uzay aracının görev süresi boyunca, tüm sistemlerini ve görevini yerine getirebileceğini doğrulamak için yapılır. Görev benzetim testi, tüm görev aşamalarındaki uçuş yazılımının dahil olduğu mekaniksel ve elektriksel işlevsellik testlerinin birleşimidir.

Görev benzetim testi sırasında; fırlatma geri sayımı, roketin fırlatılması, roketin irtifa kazanması, uzay aracının roketten ayrılması, uzay aracının yörünge işleyişi, uzay aracının yerberi (yörünge değiştirme) motor işleyişi, uzay aracının görev işleyişi ve uzay aracının dönüş işleyişi sırasını takip eden tüm görev çerçevesinde olan tüm gerçek uçuş işleyişinin benzetiminin yapılmasıdır.

4.2.7.4. Baştan sona iletişim testi

Uzay aracının görevi esnasında yapacağı tüm iletişim ortamını benzeterek, iletişim kanallarının çalışmasını denetlemek amacıyla yapılır. Eğer test yapılan tesislerin kapasitesi Baştan sona iletişim testi eleman seviyesinde yapılmasına uygun değilse, faydalı yük seviyesinde yapılabilir.

4.2.7.5. Yaşam mr testi

Yaşam mr testi uzay aracına ait parçaların malzeme boyutunda operasyona katkı sağlayabilecek yaşamsal ömürlerini tespit etmek maksadıyla yürütülür. Yaşam mr testleri, elektronik parçalar için hızlandırılmış ömür hata testi, bozulana kadar ömür testi ve malzeme yorgunluğu testlerini içermektedir [7].

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Tasarlanan bir uzay aracının başarıyla beklenen görevi icra edişinin önündeki en büyük engel fırlatma ve yörüngede etkin hale getirilirken yaşanan tehditlerdir. Uzay aracı faal olarak görevine başlamasının ardından Güneş ve Dünya cisimlerinin varlığıyla ortaya çıkan uzay ortamının etkilerinden korunmalı, sağlık verileri sıklıkla gözlenerek süreç yürütülmelidir. Eğer bu gözlem sürecine ilişkin yeterli bilgi birikimine sahip olunmazsa, yapılacak hatalı girdilerle uydunun faaliyetine sekte vurulabilir. Uzayda yörüngesindeki bir uzay aracı üzerinde sonradan herhangi bir değişiklik veya onarım yapmanın pratik olarak imkansız olduğu gerçeğiyle, en küçük bir hata, yapılan tüm çalışma ve yatırımların boşa gitmesine sebep olabilir. Dolayısıyla gözlemlerden sonuç çıkartarak reaksiyon gösterebilmek için öncelikle uzay aracının uzay ortamını yerde benzeterek çevresel şartlar oluşturulmalı ve etkiler altında faaliyeti kanıtlanmalıdır. Bu izlenecek sürece genel olarak yer testleri adı verilebilir.

Uzay aracı testleri uzun ve zorlu bir süreç izleyen bir işlemler silsilesidir. Tasarımın kanıtlanmasının yanında, uzay aracının operasyonu esnasında değerlendirilmesindeki ilk durumdur. Montaj uzay donanımlarının hassaslığı nedeniyle doğru sıralama ile yapılmalıdır. Bu esnada beklenmeyen hatalar ve test isterlerinin karşılanmaması durumu ile karşılaşılabilir. Tüm operasyonların bir plan dahilinde ve sürekli kontrol ve gözlem altında icra edilmesi gerekmektedir. Bir sonraki test operasyonuna geçilmeden önce sonuçlar iyice değerlendirilmeli ve kayıt altına alınmalıdır. Genellikle bir uzay aracının tüm testleri iki yıldan daha uzun sürebilir.

Esneklik gösterilebilecek test çeşitleri tasarım, faaliyet alanı ve uçuş konfigürasyonuna bağlı olarak değişkenlik göstermektedir. Esnekliği gerektiren önemli iki husus ise zaman ve mali kısıtlardır. Askeri, ticari ve bilimsel uzay araçlarının faaliyetinde maliyet çok büyük bir önem taşımaktadır. Projeler için belirli mali kriterleri sağlayamayan hiçbir amacın hayata geçirilmesi mümkün değildir. Bu bakışla hem üretim sürelerinin kısalığı hem maliyetlerinin düşüklüğü aranan şarttır. Uzay aracı projesi maliyetini belirleyen başlıca etkenler; tasarım, üretim, test ve entegrasyon safhalarında alınacak birtakım kararlardır. Uydunun yapısı, alt sistemlerinde kullanılacak elektronik veya mekanik parçaların nitelikleri,

konuşlandırılacağı yörünge, kullanılacak fırlatma aracı, fırlatılacağı yer, üretim yöntemleri, sigorta poliçesi vb. faktörlerle ilgili alınacak kritik kararlar ve oluşturulacak politikalar uydu maliyelerinde fazlaca farklara neden olabilirler. Bu mali yükün sağlayacağı hedeflenen istekleri karşılayacak yörüngesinde başarıyla görev yapan bir uzay aracı için en temel etken yer yüzünde iken uzay aracının uzay ortamındaymış gibi test edilmesidir. Bu sabır ve para gerektiren süreç tüm proje için görevin gerçekleştirilebilirliğini kanıtlanması itibarıyla başarısızlık halinde mali kaynağın çöpe atılmış oluşunu engeller, sonucun öngörülmesini sağlar.

Elde edilen bilgiler ışığında yer testlerinin uzay aracı için hayati öneme haiz olduğu görülmektedir. Süre ve kapsam bakımından çok zaman ayrılarak, uzay aracının kabul fırlatma aşamasına gelişini geciktiren testlerin uygulanmasının ve faaliyetlerinden emin olunmasının zaman değerlendirmesinden çok daha fazla önem arz eden bir husus olduğu aşikardır.

Bu kapsamda Yüce Türk Milletinin vergileriyle elde edilen kısıtlı mali kaynaklarla projelendirilecek, tasarlanacak uzay araçları maliyetlerinin mümkün olduğunca düşük ancak görev etkinliğinin yüksek olması gerekmektedir.

"Geleceğin en kıymetli silahı da hiç kuşkunuz olmasın uçaklardır. Bir gün insanoğlu uçaksız da göklerde yürüyecektir. Gezegenlere gidecek, belki de bize Ay'dan mesajlar yollayacaklardır. Bu mucizenin gerçekleşmesi için 2000 yılını beklemeye gerek kalmayacaktır. Gelişen teknoloji bize daha şimdiden bunu müjdeliyor. Bize düşen görev ise batıdan bu konuda geri kalmamaktır" sözleriyle engin öngörüsünü bizlerle paylaşan Ulu Önder Gazi Mustafa Kemal ATATÜRK'ün ülküsünü gerçekleştirme yolunda, ulusal egemenliğin yalnızca vatan toprağını korumaktan geçmediğini görerek, uzay teknolojileri konusunda haberleşme, uzaktan algılama, yer konum tespiti ve istihbarat bilgileri sağlayan uzay araçlarını düşük maliyet etkin kullanım prensibiyle tasarlayıp, kullanabilmeliyiz.

KAYNAKLAR

- [1] **Campbell B.A. ve McCandless S.W.** (1996) Introduction to Space Sciences And Spacecraft Applications, Jr Gulf Publishing Company,Houston,TX
- [2] **Griffin M. D. Ve French J. R.** (1991) Space Vehicle Design, AIAA Education Series, Washington DC
- [3] <http://www.swpc.noaa.gov/SatOps/>, 30.05.2013
- [4] **Larson W. J. ve Wertz J. R.** (1997) Space Mission Analysis and Design, Kluwer Academic Publishers Group, Dordrecht.
- [5] **MIL-HDBK-340A** (1999) Test Requirements For Launch, Upper Stage, and Space Vehicles Department of Defense. Los Angeles AFB.
- [6] **MIL-STD-1540C** (1994) Military Standards, Test Requirements For Launch, Upper-Stage, and Launch Vehicles Department of Defense, Los Angeles AFB.
- [7] **ECSS-E-ST-10-03C** (2012) Testing, Space Engineering, European Cooperation For Space Standardization, ESA-ESTEC, Requirements & Standards Division Noordwijk, The Netherlands.
- [8] **Aslan A.R.** (29 Ocak-1 Şubat 2013) Environmental Testing Requirements and Facilities”, VKI Lecture Series on “CubeSat Technology and Applications”, Von Karman Institute, Belgium
- [9] <http://www.jeofizikmuhendisleri.com/makaleler/Gunesin.Yapisi>, 30.05.2013
- [10] <http://www.frmartuklu.net/uzay-ve-gokyuzu/108-isinim-enerjisi.html>,30.05.2013
- [11] <http://www.bilimania.com/bilimania/makaleler/3458-ses-ve-isik>,30.05.2013
- [12] <http://www.nasa.gov/missionpages/sdo/news/fastgrowing-sunspot.html>,30.05.2013
- [13] http://www.yaklasansaat.com/haberdosya/aral_2011/gunes_donguleri_dunyayi_etekiliyor.asp,30.05.2013
- [14] http://roma2.rm.ingv.it/en/research_areas/4/ionosphere, 30.05.2013
- [15] <http://tr.wikipedia.org/wiki/Atmosfer>, 30.05.2013

- [16] <http://www.mgm.gov.tr/genel/sss.aspx?s=atmosfer>, 30.05.2013
- [17] http://atlantic.evsc.virginia.edu/~bph/book_gifs/QQName.html, 30.05.2013
- [18] http://tr.wikipedia.org/wiki/Sera_etikisi, 30.05.2013
- [19] <http://web.boun.edu.tr/meteoroloji/iklimdegisimi.php>, 30.05.2013
- [20] <http://www.istanbul.edu.tr/eng2/jfm/ozcep/pusula/pusula.htm>, 30.05.2013
- [21] <http://www.onlinefizik.com/content/view/1538/105/>, 30.05.2013
- [22] <http://www.tamsat.org.tr/tr/uzay-radyasyonunun-elektronik-devreler-ve-uydu-sistemleri-uzerine-etkileri-radyasyona-karsi-guclendirme-1/>, 30.05.2013
- [23] <http://inosci.blogspot.com/2007/09/gney-atlantik-anomalisi-saa-south.html>, 30.05.2013
- [24] <http://www.yerbilimleri.com/gunesteki-garip-sukunet-usuyenler-isininlar-ve-bazi-soguk-ongoruler/>, 30.05.2013
- [25] <http://www.mgm.gov.tr/cocuklar/kitap-meteoroloji.aspx?s=atmosfer>, 30.05.2013
- [26] <http://geomag.org/info/magnetosphere.html>, 30.05.2013
- [27] <http://www.srl.caltech.edu/ACE/ACENews/ACENews87.html>, 30.05.2013
- [28] <http://www.nss.org/settlement/nasa/75SummerStudy/Chapt.2.html>, 30.05.2013
- [29] <http://www.vandenberg.af.mil/library/factsheets/factsheet.asp?id=12579>, 30.05.2013
- [30] <http://history.nasa.gov/SP-400/sp400.htm>, 30.05.2013
- [31] **ECSS-E-10-02A** (1998) Verification, Space Engineering, European Cooperation For Space Standardization, Noordwijk, The Netherlands.
- [32] <http://www.imeche.org/news/engineering/satellite-passes-acoustic-test>, 30.05.2013
- [33] <http://www.iss-reshetnev.com/?cid=news&nid=33>, 30.05.2013
- [34] **Falcon Sat-3 Qualification Model**, (2005), Thermal-Vacuum, Vibration Test, and Mass Properties Measurement Test Report, USAFA, CO
- [35] **Sparvoli R** (2004) Qualification tests of the space telescope PAMELA, Universty Of Rome, Rome,

ÖZGEÇMİŞ

Ad Soyad : Hasan ŞEN

Doğum Yeri ve Tarihi : Ankara / 09 Ağustos 2013

E-Posta : hsen@hvkk.tsk

Lisans : Hava Harp Okulu Elektronik Mühendisliği A.B.D.

1982 yılında Ankara'da doğdu. İlkokul öğrenimini Ankara ve Diyarbakır'da, orta okul öğrenimini Kılıçoğlu Anadolu Lisesi, Eskişehir'de ve lise öğrenimini Maltepe Askeri Lisesi, İzmir'de tamamladı. 2005 yılında Hava Harp Okulu Elektronik Mühendisliği Bölümü'nden mezun oldu. Hava Kuvvetleri Komutanlığı'nın çeşitli birliklerinde görev yaptı. 2010 yılında Hava Harp Okulu Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü Uzay Bilimleri Ana Bilim Dalı Uydu Teknolojileri Yüksek Lisans programında eğitimine başladı. Halen Keşif Uydu Tabur Komutanlığı'nda Uydu Görev Planlama Subayı olarak görev yapmaktadır.