T.C.
İSTANBUL ÜNİVERSİTESİ-CERRAHPAŞA
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

UYDU UYGULAMASI İÇİN BİR KOMPOZİT GÜNEŞ PANELİ YELKEN MEKANİZMASININ GELİŞTİRİLMESİ

Ahmet ÖZDEMİR

DANIŞMAN
Prof. Dr. M. Hüsnü DİRİKOLU

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Makine Mühendisliği Programı

İSTANBUL-2022

Bu çalışma, 16.11.2022 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Makine Mühendisliği Programında Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

Tez Jürisi

Prof. Dr. M. Hüsnü DİRİKOLU(Danışman)
İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa
Mühendislik Fakültesi

Dr. Öğr. Üyesi Ömür Can ÖZGÜNEY
İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa
Mühendislik Fakültesi

Dr. Öğr. Üyesi Şakir ALTINSOY
İstanbul Yeni Yüzyıl Üniversitesi
Mühendislik Mimarlık Fakültesi

20.04.2016 tarihli Resmi Gazete'de yayımlanan Lisansüstü Eğitim ve Öğretim Yönetmeliğinin 9/2 ve 22/2 maddeleri gereğince; Bu Lisansüstü teze, İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa'nın abonesi olduğu intihal yazılım programı kullanılarak Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün belirlemiş olduğu ölçütlere uygun rapor alınmıştır.

Bu tez, İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa Bilimsel Araştırma Projeleri Yürütücü Sekreterliğinin ..... numaralı projesi ile desteklenmiştir.
Bu tez, ... numaralı ..... projesi ile desteklenmiştir.

ÖNSÖZ

Yüksek lisans öğrenimim sırasında ve tez çalışması boyunca bana göstermiş olduğu ilgi, destek ve yardımlarından dolayı değerli hocam Prof. Dr. M. Hüsnü DİRİKOLU hocama sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Kasım 2022 Ahmet ÖZDEMİR

İÇİNDEKİLER

Sayfa No

ÖNSÖZ ..... **iv**
İÇİNDEKİLER ..... **v**
ŞEKİL LİSTESİ ..... **ix**
TABLO LİSTESİ ..... **xiii**
SİMGE VE KISALTMA LİSTESİ ..... **xiv**
ÖZET ..... **xvi**
SUMMARY ..... **xvii**
1. GİRİŞ **1**
1.1. LİTERATÜR TARAMASI 3
2. GENEL KISIMLAR **18**
2.1. KÜP UYDULARIN BOYUTSAL STANDARTLARI VE GEREKSİNİMLERİ 18
2.2. FIRLATMA KUTUSU (P-POD) GEREKSİNİMLERİ 21
2.3. UYDULARIN YAPISAL TASARIMINI ETKİLEYEN FAKTÖRLER 24
2.3.1. Uyduların Maruz Kaldıkları Yer Ortam Şartları 24
2.3.1.1. Test ve Montaj Ortamları 24
2.3.1.2. Nakliye Ortamı 25
2.3.1.3. Fırlatma Ortamı 25
2.3.2. Uzay Ortam Şartları 26
2.3.2.1. Radyasyon Etkisi 26
2.3.2.2. Sıcaklık Etkisi 27
2.3.2.3. Oksitlenme Etkisi 28
2.3.2.4. Plazma Etkisi 28
2.3.2.5. Uzay Çöpleri ve Küçük Yapılı Kayalar 29
2.3.2.6. Vakum Etkisi 30
2.4. GÜNEŞ YELKENLİ UZAY ARAÇLARI 31
2.4.1. Güneş Yelkenli Uzay Aracı Türleri 33
2.4.2. Uzayda Görev Alan Mevcut Güneş Yelkenlileri 34
2.4.2.1. IKAROS 34
2.4.2.2. Lightsail 35
2.4.2.3. Nea Scout 36

2.4.2.4. OKEANOS 37
2.4.3. Güneş Radyasyon Basıncı 38
2.4.3.1. Kuantum Mekaniği İle Tanımlanması 38
2.4.3.2. Elektromanyetik Açıdan Tanımlanması 40
2.4.4. Küp Uyduların Alt Sistemleri 43
2.4.4.1. Yerleşik Bilgisayar 43
2.4.4.2. Tutum Belirleme ve Kontrol 43
2.4.4.3. Tahrik Sistemi 44
2.4.4.4. Güç 45
2.4.4.5. İletişim 46
2.4.4.6. Güneş Panelleri 47
3. MALZEME VE YÖNTEM 48
3.1. UZAY ARAÇLARINDA KULLANILAN MALZEMELER 48
3.1.1. Alüminyum 48
3.1.2. Magnezyum 49
3.1.3. Çelik 49
3.1.4. Berilyum 49
3.1.5. Titanyum 49
3.1.6. Kompozit Malzemeler 50
3.1.6.1. Kompozit Malzemelerin Avantajları 52
3.1.6.2. Kompozit Malzemelerin Dezavantajları 52
3.1.6.3. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması 53
3.1.6.4. Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları 54
3.2. KÜP UYDU DAĞITIM MEKANİZMALARINA GENEL BAKIŞ 55
3.2.1. Tipik Konuşlandırılabilir Yapılar 55
3.2.2. Mafsallı Yapılar 57
3.2.3. Mafsallı Kafes Kiriş ve Sarılabilir Direkler 58
3.2.4. Bobinli Yelken Tutucular 59
3.2.5. Şişirilmiş Yelken Tutucular 59
3.2.6. Teleskopik Yelken Tutucular 60
3.3. ÖZGÜN KÜP UYDU VE FIRLATMA KUTUSU TASARIMLARI 61
3.3.1. Güneş Yelkenli 3U Küp Uydu Tasarımı 61
3.3.1.1. Yan Paneller 62
3.3.1.2. Bağlantı Elemanları 63

3.3.1.3. Alt ve Üst Kapak 64
3.3.1.4. Güneş Panelleri 65
3.3.1.5. Batarya 66
3.3.1.6. Güneş Paneli ve Güneş Yelkeni Dağıtım Mekanizmaları 69
3.3.2. 12U Küp Uydu Tasarımı 78
3.3.2.1. Paneller 78
3.3.2.2. Alt ve Üst Kapak 80
3.3.2.3. Güneş Panelleri 81
3.3.2.4. Batarya 82
3.3.2.5. Tutum ve Yörünge Kontrol Elemanı 84
3.3.2.6. Yıldız İzleyici 85
3.3.2.7. Kamera 86
3.3.2.8. 12U Küp Uydu Güneş Paneli Dağıtım Mekanizması 87
3.3.3. Fırlatma Kutusu Tasarımı 90
3.3.3.1. Gövde 91
3.3.3.2. Arka Panel 92
3.3.3.3. Kapı 92
3.3.3.4. Serbest Bırakma Mekanizması 93
3.3.3.5. Küp Uydu Fırlatma Yayı 95
4. BULGULAR 96
4.1. DOĞAL FREKANS ANALİZLERİ 96
4.1.1. 3U Güneş Yelkenlisinin Doğal Frekans Analizi 97
4.1.2. 12U Küp Uydusunun Doğal Frekans Analizi 99
4.1.3. Fırlatma Kutusu Doğal Frekans Analizi 101
4.2. RASTGELE TİTREŞİM ANALİZLERİ 103
4.2.1. 3U Güneş Yelkenlisinin Rastgele Titreşim Analizi 104
4.2.2. 12U Küp Uydusunun Rastgele Titreşim Analizi 107
4.2.3. Fırlatma Kutusu Rastgele Titreşim Analizi 110
4.3. HARMONİK ANALİZLER 113
4.3.1. 3U Güneş Yelkenlisinin Harmonik Titreşim Analizi 114
4.3.2. 12U Küp Uydusunun Harmonik Titreşim Analizi 114
4.3.3. Fırlatma Kutusunun Harmonik Titreşim Analizi 115
4.4. STATİK ANALİZ 115
4.4.1. 3U Güneş Yelkenlisinin Statik Analizi 116

4.4.2. 12U Küp Uydusunun Statik Analizi 117
4.4.3. Fırlatma Kutusunun Statik Analizi 117
5. TARTIŞMA VE SONUÇ 118
KAYNAKLAR 119
ÖZGEÇMİŞ 124

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa No

Şekil 2.1: Küp uyduların farklı boyuttaki çeşitleri [57]. 19
Şekil 2.2: Sırası ile 3U ve 12U özgün küp uydu tasarımları. 20
Şekil 2.3: P-POD Mk. III Rev. E Koordinat sistemi [55] 21
Şekil 2.4: Fırlatma kutusu (P-POD) dıştan görünümü [55] 22
Şekil 2.5: Fırlatma kutusunun çalışma şekli [55]....22
Şekil 2.6: Özgün 3U küp uydu fırlatma kutusu tasarımı....23
Sekil 2.7: Fırlatma esnasında meydana gelen yükler [26] 25
Şekil 2.8: Yüksek enerjili parçacıkların neden olduğu yanma öncesi ve sonrası fotoğrafları [69] 27
Şekil 2.9: Uzay aracının uzay dış ısısının şematik diyagramı [69]....27
Şekil 2.10: Atomik oksijen erozyonu ve ultraviyole bozunması [69]....28
Şekil 2.11: ESA EURECA'da arkın neden olduğu güneş dizisi hasarı [69]....29
Şekil 2.12: Küçük çarpmanın şekli: (a) ve (b) uzay enkazı etkileri; (c) ve (d) mikro meteoroid etkiler. Beyaz oklar olası çarpma tertibatının yörüngesini göstermektedir [69] ...30
Şekil 2.13: Atmosfer basıncının yükseklikle değişimi [25]....30
Şekil 2.14: IKAROS güneş yelkenlisinin sanatsal izlenimi [41]....31
Şekil 2.15: Güneşten belli uzaklıklardaki maksimum güneş radyasyon basıncı [6]....32
Şekil 2.16: Farklı yelken türlerine sahip uydu türleri [6]....33
Şekil 2.17: 21 Mayıs 2010'da fırlatma anı [6]....34
Şekil 2.18: Yelkenlerini açan IKAROS [6]....34
Şekil 2.19: LightSail-1'in uzaydaki görüntüsü [10**]**....35
Şekil 2.20: LightSail-1'in dağıtım testi [10] 35
Şekil 2.21: Nea Scout uzay aracı [10]....36
Şekil 2.22: Nea Scout yerleştirme mekanizması [10] 36
Şekil 2.23: OKEANOS sanatsal izlenim ve 50 metre mühendislik modeli yelken çeyreği [10] 37
Şekil 2.24: Radyasyon basıncının elektromanyetik tanımı [42]. 41
Şekil 2.25: Bir elektromanyetik dalganın enerji yoğunluğu [42]....42
Şekil 2.26: Yerleşik bilgisayar [23] 43
Şekil 2.27: ICUBE-1: FM430 ait yerleşik bilgisayar [23] 43

Şekil 2.28: Ttum belirleme ve kontrolcü [23] 44
Şekil 2.29: Güneş sensörü [50] 44
Şekil 2.30: MarCO mikro tahrik sistemi [50] 44
Şekil 2.31: Nea Scout güneş yelkenli tahrik sisteminin tamamen açılmış görüntüsü [50] 45
Şekil 2.32: Batarya [23] 45
Şekil 2.33: MarCO uydusunda her biri 1U × 3U iki adet çift eksenli 36W dağıtılabilir güneş enerjisi dizisi [23] 46
Şekil 2.34: İletişim sistemi [23] 46
Şekil 2.35: Sırası ile özgün tasarım 3U küp uydusunun güneş paneli ve özgün tasarım 12U küp uydusunun güneş paneli 47
Şekil 3.1: Kompozit yapının temel yapısında bulunan elemanlar 50
Şekil 3.2: Takviye geometrisine ve kompozit formuna göre kompozit türleri. (a) Partiküllü kompozitler, (b) Kısa fiber kompozitler, (c) Pul kompozitler, (d) Lamine kompozitler, (e) Sandviç kompozitler. 53
Şekil 3.3: ISARA için konuşlandırılan güneş panelleri [23]. 55
Şekil 3.4: Ka-bandı parabolik konuşlandırılabilir anten [23]. 56
Şekil 3.5: Yörüngede NanoSail-D [23] 57
Şekil 3.6: Açılmış pantograf kollarıyla FalconSAT-7 [23] 57
Şekil 3.7: Orbital sarmal yelken tutucu ve Ay yıldızı arayıcı görevi [23] 58
Şekil 3.8: Sarılabilir yelken tutucu (boom) örnekleri, STEM: Depolanabilir boru şeklinde uzatılabilir. CTM: Katlanabilir tüp direk. TRAC: Üçgen yuvarlanabilir ve katlanabilir [23] 59
Şekil 3.9: İstiflenmiş ve konuşlandırılmış InflateSail uydusu ve yelken tutucusu [23] 60
Şekil 3.10: QuakeSat yerleştirilmiş teleskopik yelken tutucu [23] 60
Şekil 3.11: Güneş yelkenli 3U küp uydusunun yan paneli. 62
Şekil 3.12: Bağlantı elemanı. 63
Şekil 3.13: Bağlantı elemanının montajlanmış görüntüsü. 63
Şekil 3.14: Üst kapak. 64
Şekil 3.15: Alt kapak. 64
Şekil 3.16: Güneş paneli. 65
Şekil 3.17: Güneş panellerinin montajlanmış görüntüsü. 65
Şekil 3.18: Bataryanın 3 boyutlu katı modeli 67
Şekil 3.19: Dört pilli hücre konfigürasyonu ile çıkış veri yolu verimliliği. 67
Şekil 3.20: iEPS'nin ayrıntılı bir blok şeması. 68
Şekil 3.21: Güneş paneli dağıtım mekanizma motorunun (0816K003SR DC) 3 boyutlu katı modeli. 69
Şekil 3.22: Motorun karakteristik eğrileri. 70

Şekil 3.23: Güneş paneli dağıtım mekanizması kapalı konumda iken.....71
Şekil 3.24: Güneş paneli dağıtım mekanizması açık konumda iken.....71
Şekil 3.25: DC Motor Faulhaber AM1524. 72
Şekil 3.26: DC motor için önerilen çalışma alanları. 72
Şekil 3.27: Yelken tutucuların merkez göbek miline sarılmış hali. 75
Şekil 3.28: Yelken tutucuların açılmış görüntüsü. 75
Şekil 3.29: Yelkenlerin istiflenmiş görüntüsü.....76
Şekil 3.30: Yelkenlerin istiflenme kutusundaki montaj görüntüsü. 77
Şekil 3.31: Yelkenlerin tam açılmış görüntüsü. 77
Şekil 3.32: 12U küp uydusunun iskelet yapısı. 78
Şekil 3.33: Güneş yelkenli 3U küp uydusunun ara destek paneli. 79
Şekil 3.34: Güneş yelkenli 3U küp uydusunun alt ve üst paneli.....79
Şekil 3.35: 12U küp uydusunun yan paneli. 80
Şekil 3.36: Üst kapak ve alt kapak. 80
Şekil 3.37: Azur Uzayı %30 üçlü bağlantı gaas güneş pili. 81
Şekil 3.38: 12U küp uydusunun güneş panellerinin açılmış görüntüsü. 82
Şekil 3.39: Bataryanın 3 boyutlu katı model görüntüsü.....83
Şekil 3.40: Tutum ve yörünge kontrol elemanı 3 boyutlu katı model görüntüsü. 84
Şekil 3.41: Yıldız izleyicinin 3 boyutlu katı model görüntüsü. 85
Şekil 3.42: Kameranın 3 boyutlu katı model görüntüsü. 86
Şekil 3.43: Yay çeşitlerine göre menteşe konumlandırılması. 88
Şekil 3.44: Mekanizma kapalı konumda iken. 88
Şekil 3.45: Mekanizma açılmaya başladığında**.** 88
Şekil 3.46: Mekanizma tam açıldığında**.** 89
Şekil 3.47: Mekanizma tam açıldığında (üstten bakış). 89
Şekil 3.48: 3U Fırlatma kutusunun 3 boyutlu katı model görüntüsü. 90
Şekil 3.49: 12U Fırlatma kutusunun 3 boyutlu katı model görüntüsü. 90
Şekil 3.50: Boru şeklindeki gövde yapısı**.** 91
Şekil 3.51: Gövde yapısına önden bakış. 91
Şekil 3.52: Arka panel iç görüntüsü. 92
Şekil 3.53: Arka panel dış görüntüsü. 92
Şekil 3.54: Kapı elemanının 3 boyutlu görüntüsü**.** 92
Şekil 3.55: Çeşitli sıcaklıklarda çalışma süresi. 93
Şekil 3.56: Serbest bırakma mekanizmasının 3 boyutlu katı model görüntüsü. 94

Şekil 3.57: Braket. 94
Şekil 3.58: Küp uydu fırlatma yayı. 95
Şekil 4.1: 3U küp uydusunun doğal frekans değerleri. 97
Şekil 4.2: (a) 1. Mod, (b) 2. Mod, (c) 3. Mod, (d) 4. Mod değerlerine karşılık gelen deformasyon analizleri. 98
Şekil 4.3: 12U küp uydusunun doğal frekans değerleri 99
Şekil 4.4: (a) 1. Mod, (b) 2. Mod, (c) 3. Mod, (d) 4. Mod, (e) 5. Mod değerlerine karşılık gelen deformasyon analizleri. 100
Şekil 4.5: Fırlatma kutusu doğal frekans değerleri. 101
Şekil 4.6: (a) 1. Mod, (b) 2. Mod, (c) 3. Mod, (d) 4. Mod, (e) 5. Mod değerlerine karşılık gelen deformasyon analizleri. 102
Şekil 4.7: Fırlatma aracı (PSLV) PSD eğrisi [25]. 103
Şekil 4.8: (a) Uydunun X yönündeki yer değişimi, (b) Uydunun Y yönündeki yer değişimi, (c) Uydunun Z yönündeki yer değişimi. 104
Şekil 4.9: (d) Uydunun X yönündeki hız cevabı, (e) Uydunun Y yönündeki hız cevabı, (f) Uydunun Z yönündeki hız cevabı. 105
Şekil 4.10: (g) Uydunun X yönündeki ivme cevabı, (h) Uydunun Z yönündeki ivme cevabı, (ı) Uydunun Z yönündeki ivme cevabı, (i) Uydunun gerilme sonuçları. 106
Şekil 4.11: (a) Uydunun X yönündeki yer değişimi, (b) Uydunun Y yönündeki yer değişimi, (c) Uydunun Z yönündeki yer değişimi. 107
Şekil 4.12: (d) Uydunun X yönündeki hız cevabı, (e) Uydunun Y yönündeki hız cevabı, (f) Uydunun Z yönündeki hız cevabı. 108
Şekil 4.13: (g) Uydunun X yönündeki ivme cevabı, (h) Uydunun Y yönündeki ivme cevabı, (ı) Uydunun Z yönündeki ivme cevabı, (i) Uydunun gerilme sonuçları. 109
Şekil 4.14: (a) X yönündeki yer değişimi, (b) Y yönündeki yer değişimi, (c) Z yönündeki yer değişimi. 110
Şekil 4.15: (d) X yönündeki hız cevabı, (e) Y yönündeki hız cevabı, (f) Z yönündeki hız cevabı. 111
Şekil 4.16: (g) X yönündeki ivme cevabı, (h) X yönündeki ivme cevabı, (ı) Z yönündeki İvme cevabı, (i) Gerilme sonuçları. 112
Şekil 4.17: 3U Küp uydusunun harmonik titreşim analizi. 114
Şekil 4.18: 12U Küp uydusunun harmonik titreşim analizi. 114
Şekil 4.19: Fırlatma kutusunun harmonik titreşim analizi. 115
Şekil 4.20: (a) 3U Deformasyon değeri, (b) 3U Gerilme değeri. 116
Şekil 4.21: (a) 12U Deformasyon değeri, (b) 12U Gerilme Değeri. 117
Şekil 4.22: (a) Fırlatma kutusu deformasyon değeri, (b) Fırlatma kutusu gerilme değeri. 117

TABLO LİSTESİ

Sayfa No

Tablo 2.1: Kütlelerine göre uyduların sınıflandırılması.. 18
Tablo 2.2: P-POD Mk. III Rev. E kütle özellikleri [55]. 23
Tablo 3.1: Ortak mühendislik malzemelerinin tipik mekanik özelliklerinin karşılaştırılması [31].. 51
Tablo 3.2: Kompozit malzemelerin kullanım alanlarına göre yüzdesel dağılımı.....54
Tablo 3.3: Uyduların yapısında kullanılan bazı malzemeler. 61
Tablo 3.4: Güneş paneli dağıtım mekanizması motorunun teknik özellikleri. 70
Tablo 3.5: Faulhaber AM1524 DC motor özellikleri. 73
Tablo 3.6: Küçük uydu uygulamalarına uygun malzemelerin özellikleri [64]**.**.....74
Tablo 3.7: DLR Yelken segmenti özellikleri. 76
Tablo 3.8: Batarya kütle özellikleri 82
Tablo 3.9: Batarya performans özellikleri. 83
Tablo 3.10: Yıldız izleyici kütle özellikleri. 85
Tablo 3.11: Kamera kütle özellikleri. 86
Tablo 3.12: Yayların özellikleri.....87
Tablo 3.13: Serbest bırakma mekanizmasının özellikleri.....93
Tablo 4.1: PSLV fırlatma aracının doğal frekans değerleri [26]. 97
Tablo 4.2: Fırlatma aracının (PSLV) rastgele titreşim seviyeleri [25]. 103
Tablo 4.3: Titreşim (Sinüzoidal) için test değerleri [21]. 113
Tablo 4.4: DNEPR ve PSLV fırlatma sistemleri yük faktör gereksinimleri [25].....116

SİMGE VE KISALTMA LİSTESİ

Simgeler **Açıklama**

E : Enerji
v : Foton
h : Planck Sabiti
p : Momentum
c : Işık Hızı
r : Mesafe
W : Enerji Akısı
A : Alan
U : Enerji yoğunluğu
ϵ_0 : Elektriksel geçirgenlik
μ_0 : Boş alan geçirgenliği
g : Yer çekimi ivmesi
m_0 : Geriye kalan kütle
L_s : Güneş Işığı
R_E : Güneş ile Dünya arası mesafe
W_E : Dünya'nın Güneş'ten uzaklığında ölçülen enerji akışı.
Δt : Zaman

Kısaltmalar **Açıklama**

SSCB **:** Sovyet Sosyalist Cumhuriyetler Birliği
JAXA **:** Japonya Havacılık ve Uzay Araştırma Ajansı
ISRO **:** Hindistan Uzay Araştırma Organizasyonu
CFRP **:** Karbon Fiber Takviyeli Plastik
NASA **:** Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi
CTE **:** Termal Genleşme katsayısı
ESA **:** Avrupa Uzay Ajansı
DLR **:** Alman Havacılık ve Uzay Araştırma Kurumu
JPL **:** Jet İtki Laboratuvarı

P-POD **:** Poly-Picosatellite Yörünge Dağıtıcı

ISARA **:** Entegre Güneş Dizisi ve Yansıtıcı Dizi Anteni

ESPA **:** Gelişmiş Harcanabilir Fırlatma Aracı İkincil Yük Adaptörü

LEO **:** Alçak dünya yörüngesi

USAFA **:** Birleşmiş Milletler Hava Kuvvetleri Akademisi

TUA **:** Türkiye Uzay Ajansı

ÖZET

YÜKSEK LİSANS TEZİ

UYDU UYGULAMASI İÇİN BİR KOMPOZİT GÜNEŞ PANELİ YELKEN MEKANİZMASININ GELİŞTİRİLMESİ

Ahmet ÖZDEMİR

İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. M. Hüsnü DİRİKOLU

Son yıllarda gezegenler arası bilimsel araştırmalar ve gözlemler için maliyet, erişilebilirlik ve işlevsellik bakımından oldukça uygun olan küp uydular ve fırlatma kutuları geliştirilmektedir. Her küp uydu fırlatma sırasında ve yörüngede tüm alt sistemleri ve bileşenlerini desteklemek için uygun bir kafes sistemine, güneş panellerini ve güneş yelkenlerini açmasını sağlayacak dağıtım mekanizmasına ve uzay ortamına kadar dış kuvvetlerden yapısını koruyacak olan bir fırlatma kutusuna ihtiyaç duymaktadır. Bu ihtiyaçtan dolayı tez çalışmasında, güneş yelkenli 3U küp uydusu ile 12U küp uydusu ve P-POD fırlatma kutusu için özgün tasarımlar, analizler ve literatürde var olan tasarımlara ek iyileştirmeler yapılmıştır. Tasarımlar küp uydu ve fırlatma kutusu standartlarına ve gereksinimlerine uygun olarak gerçekleştirilmiştir. Tasarım sürecinin ardından 3U güneş yelkenlisi, 12U ve P-POD yapısal analizlere tabi tutulmuştur. Yapısal analizler sonucunda elde edilen modal verilerin, seçilen roket fırlatma aracının şart koştuğu değerleri karşıladığı gözlemlenmiştir.

Kasım 2022, 141 sayfa.

Anahtar kelimeler: Kompozit Güneş Paneli, Güneş Yelkenlisi, Küp uydular, Fırlatma kutusu

SUMMARY

M.Sc. THESIS

DEVELOPMENT OF A COMPOSITE SOLAR PANEL SAILING MECHANISM FOR SATELLITE APPLICATION

Ahmet ÖZDEMİR

Istanbul University-Cerrahpasa

Institute of Graduate Studies

Department of Mechanical Engineering

Supervisor : Prof. Dr. M. Hüsnü DİRİKOLU

In recent years, cube satellites and launch boxes have been developed for interplanetary scientific research and observations, which are very affordable in terms of cost, accessibility and functionality. Every cube satellite needs a suitable cage system to support all its subsystems and components during launch and in orbit; a distribution mechanism that will enable it to deploy its solar panels and solar sails; and a P-POD that will protect its structure from external forces up to the space environment. Due to this requirement, original designs for solar sail 3U cube satellite, 12U cube satellite and P-POD improvements to designs available in the literature were made. The designs were made in accordance with the cube satellite and dispenser box standards and requirements. After the design process, 3U, 12U and P-POD were subjected to structural modal analyses. The data obtained as a result of these analyses were compared with the values requested by the launch vehicle and it was observed that all values were higher than the launch vehicle.

November 2022, 141 pages.

Keywords: Composite Solar Panel, Solar Sail, Cube satellites, Dispenser box

1. GİRİŞ

Uydular, daha büyük bir gök cisminin, ekseriyetle gezegenlerin etrafında dönen cisim olarak tanımlanırlar. Uydular doğal ve yapay olmak üzere iki gruba ayrılırlar. Doğal uydulara bir örnek olan Ay Dünya'nın yörüngesinde döner ve Dünya'nın tek doğal uydusudur. Yapay uydular ise ilk olarak 1870'lerde bir fikir olarak ortaya atılmış ve yakın zamanlarda bilim insanları tarafından geliştirilip Dünya ve diğer farklı gezegenlerin yörüngelerine yerleştirilmiş yarı-bağımsız bilgisayar kontrollü uzay araçlarıdır. İlk yapay uydu örneği olan 80 kg ağırlığındaki, SSCB yapımı olan "Sputnik 1" 4 Ekim 1957'de yörüngeye oturtulmuştur.

Yapay uydular genellikle dört ana kısımdan meydana gelirler. Bu kısımlar, bir güç kaynağı (güneş paneli ve batarya), bilgi alışverişini sağlayan anten, roket motoru ve uydu hareketlerini kontrol etmek için kullanılan yerleşik işlemcidir. Bu uydular bir fırlatma roketinden ve bir ikinci kademe roketinden temin ettikleri ilk hızla hareket ederler. Kritik ve gereken durumlarda bazı manevraların yapılmasını sağlamak maksadıyla bu uydulara sıvı yakıtlı küçük bir roket motoru da eklenebilmektedir.

Yapay uydular sistemlerinde bulundurdukları aygıtların çalışabilmesi ve benzer şekilde ihtiyaç duydukları enerjinin sağlanabilmesi için bir elektrik enerjisi kaynağına ihtiyaç duyarlar. Bu enerji ilk başta uydu içerisinde yer alan bataryalardan sağlanır. Ancak uzaya fırlatılan uydu aracının sahip olduğu bataryalar belirli bir süre sonra tükenir ve devre dışı kalırlar. Bu durum uydu ile olan iletişimin kesilmesine, uydu aracının yörüngeden çıkmasına, aracın uzay boşluğunda yüksek hızlara ulaşıp tehlikeli bir şekilde savrulmasına ve çok büyük çapta maddi hasarlara sebep olmaktadır. Günümüz uzay araçlarında bataryanın bitmesi halinde bu tür durumlarla karşılaşılmaması için çözüm olarak güneş panelleri kullanılmaktadır. Güneş panelleri, uydu aracının bataryası bitse dahi gerekli enerjiyi güneşten sağlayarak uydu aracının ihtiyaç duyduğu enerjiyi çok daha uzun yıllar boyunca tedarik edilmesini sağlarlar. Güneş panelleri uzay araçlarına dağıtım mekanizmaları sayesinde montajlanırlar. Dağıtım mekanizmaları da uzay araçlarının iskelet yapılarına montajlanırlar. Böylece güneş panellerini taşıyan güneş yelkenleri ile küp uyduların iskeleti arasında bir mekanizmalı bağlantı sağlanmış olur. Bu mekanizmalar sayesinde küp uydular uzayda güneşten çok daha verimli bir şekilde yararlanırlar çünkü Güneş ışınlarının geliş açısına göre hareket edip Güneşten gelen enerjinin maksimum oranda alınabilmesine yardımcı olurlar.

Dağıtım mekanizmalarından daha detaylı bahsedilecek olursa, uzay aracının ihtiyaç duyduğu enerjiyi almak için kullandığı güneş panellerinin doğru ve güvenli bir şekilde açılmalarını sağlayan çok kritik öneme sahip mekanizmalardır. Bu mekanizmalar olmaksızın uzay araçları güneşten gelen enerjiyi elektrik enerjisine çeviremez ve alt yapılarında sahip oldukları sistem elemanlarını besleyemezler. Bu durum uzay aracının uzayda enerji tedarik edememesine ve Dünya ile olan bağlantısının kesilmesine neden olur. Uzay aracı ile kurulan bağlantı kesildiği takdirde uzay aracı yörüngeden çıkar ve çok yüksek hızlarda savrulur. Savrulan uzay aracı büyük bir maddi kaybın yanı sıra uzayda ciddi bir tehlike unsuru haline de gelmektedir.

Tez çalışması konu olarak, küp uyduların iskelet yapıları, küp uyduların alt sistemleri, küp uyduların güneş paneli yelkenlerinin açılmasını sağlayan aynı zamanda güneş yelkenlisinin yelkenlerini açmasını sağlayan dağıtım mekanizmaları ve küp uyduları taşımakla görevli olan fırlatma kutularının tasarımları ve analizleri hakkındaki çalışmaları içermektedir. Küp uydular ve fırlatma kutuları SOLIDWORKS 3D programı kullanılarak tasarlanmışlardır. Tasarlanan küp uydular literatürde var olan tasarımlara alternatif özgün tasarımlar ve bazı ek iyileştirmeler içermektedir. Tasarımlar bir uzay aracının yer ortamında ve uzay ortamında karşılaşabileceği her türlü etkiye karşı dayanıklı olabilecek şekilde tasarlanmıştır.

Tasarlanan modellerde kullanılan malzemeler daha önce uzaya fırlatılan ve başarılı olan uzay araçlarında tercih edilmiş kendini kanıtlamış ve bu görevler için en iyi olan malzemeler arasından seçilmiştir. Küp uydular ve fırlatma kutuları SOLIDWORKS 3D programında tasarlandıktan sonra aynı zamanda ANSYS 2022 R1 programında doğal frekans analizi, rastgele titreşim analizi, harmonik analiz ve statik analiz gibi analiz testlerinden de geçirilerek yer ortamı ve uzay ortamı koşulları altındaki davranışları da test edilmiştir.

Yapılan çalışmada, güneş yelkenli 3U küp uydusu, 12U küp uydusu ve fırlatma kutusunun katı model tasarım aşamaları ve analiz aşamaları kapsamlı bir şekilde verilmiştir. Analiz testleri sonucunda, tasarlanan güneş yelkenli 3U, 12U ve fırlatma kutularının test değerleri fırlatma aracının talep ettiği değerler ile kıyaslanmış ve son derece uygun oldukları sonucuna ulaşılmıştır. Bu sonuçlara tezin tartışma ve sonuç kısmında değinilmiştir.

Tez çalışmasındaki ana amaç, özgün tasarım ve iyileştirme anlayışı ile küp uydular için dayanıklı iskelet yapıları, son derece önem arz eden güneş paneli ve güneş yelkenlisi dağıtım mekanizmaları ve fırlatma kutusu mekanizmaları hakkında çalışmalar yapılarak literatüre katkıda bulunmaktır.

1.1. LİTERATÜR TARAMASI

Literatür taraması kapsamında yüksek lisans tezine konu olan, küp uydular, küp uyduların tasarım gereksinimleri ve standartları, alt sistem elemanları, güneş paneli ve güneş yelkeni dağıtım mekanizmaları, yer ortamı ve uzay ortamı şartları, fırlatma araçları, fırlatma kutuları, küp uyduların üretiminde tercih edilen malzemeler ve küp uyduların yapısal analizleri üzerine bir literatür taraması yapılmıştır.

Yapılan taramalar sonucunda elde edilen tez, dergi, makale, kitap ve birçok kaynak literatür taraması başlığı altında kaynağın özet bilgileri ile birlikte derlenerek verilmiştir. Literatür taraması sonucu elde edilen kaynaklar maddeler halinde sırasıyla verilmiştir.

Mori ve diğ. [1] tarafından yapılan çalışmada, güneş tahrikli yelkenler, manyeto plazma yelkenleri, dönen yelkenler ve zar antenler gibi uygulamaların uzay yapılarında kullanılması hakkında bilgilere yer verilmiştir. Çalışmada, (JAXA) tarihteki ilk güneş tahrikli yelkenli olan IKAROS görevinde merkezkaç kuvveti kullanarak 200m² ölçülerine sahip bir yelkenin başarılı bir şekilde konuşlandırılmasına da ayrıca yer verilmiştir. Bunun yanı sıra, OKEANOS görevi için geliştirilmiş bir yelken depolama yapısına ve yerleştirme mekanizmasına da çalışmada yer almaktadır.

Song ve diğ. [2] tarafından öne sürülen çalışmada, Chungnam Üniversitesinde geliştirilmekte olan Cnusail-1 için 4m² büyüklüğünde 3U boyutunda bir küp uydunun yelken açma sistemi ve diğer yelken açma sistemi elemanları hakkında bilgiler verilmiştir. Cnusail-1 dağıtım sisteminin tasarımı ve mekanizması tanıtılmış aynı zamanda performansı düşük sürtünmeli bir ortamda zemin testi ile doğrulanmıştır. Ek olarak, yelken konuşlandırmasının tutum dinamikleri üzerindeki etkisi, yelken tutucu fırlatma hızı, burulma yayının momenti ve atalet momentinin zamana bağlı değişimi dikkate alınarak sayısal simülasyonlar ve yer deneyleri ile analizler yapılmıştır.

Adeli [3] tarafından yapılan çalışmada, Surrey uzay merkezinde inşa edilmekte olan 3U küp uydu standartlarını temel alan bir nano-güneş yelkenlisi olan Cubesail yelkenlisinin güneş yelkenlerini açması için kullanılacak bir mekanizma hakkında bilgiler verilmiştir. Bu mekanizma dört yelken tutucu (boom) ve dört çeyrek yelken membranından oluşmaktadır. Çalışmada ayrıca dört olası katlama kalıbına da yer verilmiştir.

Das ve Selveraj [4] tarafından yürütülen çalışmada, Hindistan uzay araştırma enstitüsüne (ISRO) ait üç uydunun güneş paneli mekanizmaları hakkında bilgiler yer almaktadır. Çalışmada, bu mekanizmaları iki panelli bir sistemden daha karmaşık bir şekle dönüştürmeyi hedeflemişlerdir. Yine çalışmalarında, sistem tasarımının münferit görev gereksinimlerini, test ve kalifikasyon özelliklerini, kalifikasyon aşamasında karşılaşılan sorunları ve mekanizmalardan birinin uçuş performansını karşılayabilecek şekilde nasıl geliştirildiğine dair ayrıntılarda ayrıca yer almaktadır.

Ali-Akbari [5] tarafından öne sürülen makalede, dağıtım aşamasında olan bir güneş panelinin dönüş hızını kontrol etmek için yenilikçi bir yönteme dair bilgiler yer almaktadır. Güneş panelini devreye alma hızını azaltmak için pasif yay tahrikli yerleştirme mekanizmasında fırçalı bir DC motor kullanılmıştır. Sistemin birleştirilmiş elektro-mekanik denklemleri türetilerek çözülmüş ve daha sonra elde edilen sonuçlar makalede verilmiştir. Daha sonra dağıtım mekanizmasının tam ölçekli bir prototipi oluşturulmuş ve test edilmiştir.

Jordaan [6] tarafından öne sürülen çalışmada, dönebilen güneş yelkenlisi tasarımlarının mevcut durumunun belirlenmesi, güneş yelkenlisinin rijit olmayan elamanı için dinamik bir model geliştirilmesi, güneş enerjisi ve ana tasarım parametrelerinin belirlenmesi, kinematik ve dinamik denklemlerinin geliştirilmesi hususlarından bahsedilmiştir.

Leipold ve diğ. [7] tarafından öne sürülen çalışmada, son derece hafif ve sert konuşlandırılabilir karbon fiber takviyeli plastik (CFRP) yelken tutucular ve dağıtım mekanizmaları hakkında bilgiler yer almaktadır. Çalışmada, derin uzay uydu tahrik sistemi için ultra hafif bir güneş yelkeni geliştirilmesinden bahsedilmektedir. Çalışmada, 20m x 20m konuşlandırılabilir bir güneş yelken yapısının başarılı bir şekilde geliştirilmesine, yerleştirme mekanizmalarının yörünge içi doğrulamasına dair bilgiler yer almaktadır.

Firth ve Pankow [8] tarafından öne sürülen çalışmada, yuvarlanabilir bir karbon fiber yelken tutucu bomun açılmasını kontrol etmek için geliştirilen bir mekanizma hakkında bilgiler yer almaktadır. Ek olarak, çoklu açılma ve geri çekme döngüleri aracılığıyla yelken tutucuların hassas ve tekrarlanabilir bir şekilde konumlandırılmasını sağlamışlardır. Mekanizmanın faydalarını anlamak ve mekanizmayı karakterize etmek için prototipin fonksiyonel testlerini de gerçekleştirmişlerdir.

Byeloborodov [9] tarafından yapılan tez çalışmasında, kozmik x ışını arka planını gözlemlemek için zıt yönlere bakan iki CZT dedektörünün yükünü taşıyan bir 2U küp uydusu hakkında bilgiler yer almaktadır. Çalışmada, dedektörün yükünü taşıyabilecek yeni tasarlanmış bir yapı önerilmektedir. Ayrıca çalışmada önceki çalışmalardan kazanılan bazı deneyimler kullanılarak, tüm küp uydu özelliklerini karşılayan ve başlatma gerilimleriyle başa çıkan daha güvenilir ve daha uygun maliyetli destek yapısı oluşturma hakkında bilgiler yer almaktadır.

Hibbert [10] tarafından yapılan çalışmada, dönebilen bir güneş yelkenlisinin bir küp uydu platformunda konuşlandırılmasına dair bilgiler yer almaktadır. Hibbert çalışmasında, esnek yelken tutuculara sahip dönen güneş yelkenli bir uydunun açılma sırasında ve sonrasında davranışını tanımlayan dinamik denklemler geliştirmiştir. Ayrıca çalışmasında, güneş yelkenlisinin yelkenini açma durumunda görülen eğilimleri doğrulamak için deneysel bir dağıtma mekanizması tasarlamıştır.

Ampatzoglou ve Kostopoulos [11] tarafından öne sürülen çalışmada, Patras Üniversitesi ve Libre Uzay Vakfı tarafından geliştirilen 1. Yunan küp uydusunun tasarımı ve analizleri hakkında bilgiler yer almaktadır. Çalışmalarında yenilikçi bir temel yaklaşım ile yaygın olarak kullanılan alüminyum çerçeveyi koruyarak alüminyum yan yüzlerin yapısal kompozit bileşenlerle değiştirilmesini sağlamışlardır. Ayrıca Avrupa Birliği tarafından finanse edilen FP7-QB50 projesinin şart koştuğu fırlatma ve görev operasyonları için gereken tüm fırlatma ve termal yükler için bir çift hibrit üniteli 2U küp uydu yapısı optimize etmişler ve daha sonra yapıyı inşa edip test etmişlerdir.

Fernandez ve diğ. [12] tarafından öne sürülen çalışmada, NASA'nın küçük uzay aracı uygulamaları için hafif, konuşlandırılabilir ince kompozit yelken tutucuların geliştirilmesine dair bir çalışma yapmışlardır. Ayrıca makalede, küp uydu derin uzay görevleri için geliştirilen yeni güneş yelken yapılarına ve malzeme teknolojilerine dair bilgiler verilmiştir. Çalışmada, 6U ve 12U sınıfı kompozit tabanlı güneş yelken sistemleri için, konuşlandırılabilir kompozit yelken tutucuları geliştirme faaliyetleri, yelken tutucuları yerleştirme mekanizmaları tasarımı, güneş yelken membran malzemeleri, testleri ve yer konuşlandırma test sistemleri dahil olmak üzere temel araştırma ve geliştirme çabaları hakkında da bilgiler yer almaktadır.

Bansemir ve Haider [13] tarafından yapılan çalışmada, uzaya fırlatılan Kızılötesi uzay gözlemevi uydusunun kompozit yapıları hakkında ve gelecekteki gelişmeler için malzeme değerlendirme yöntemleri, yapısal analiz ve tasarımdaki gelişmeler hakkında bilgiler yer

almaktadır. Çalışmalarında, optimize edilmiş yüke uyarlanmış destek yapıların esasen termal iletkenliği azaltabildiğini ve böylece bu tür uyduların ömrünü uzatabildiğini göstermişlerdir. Ayrıca çalışmalarında, ultra yüksek modüllü karbon kompozitlerin optik platformların ve antenlerin neme bağlı deformasyonlarını azaltabildiğini ortaya koymuşlardır.

Zhengchun ve diğ. [14] tarafından yapılan çalışmada, uydu faydalı yük montajı platformuna prototip son derece düşük ısıl deformasyonlu kompozit platform tasarlamışlardır. Bu platform, sıfıra yakın termal genleşme katsayısı (CTE) sağlamak için kompozit malzeme kullanılarak ve enerji tüketen geleneksel termal kontrol teknolojisi yerine tüm kararlılığı elde etmek için esnek yapı bağlantısı kullanılarak ve ayrıca termal genleşme izole edilerek gerçekleştirilmiştir. Çalışma kapsamında ilk olarak, uydu yapısının zayıf bileşenlerini geliştirilmiş daha sonra sistematik şemanın tasarımını araştırmışlardır. Ardından, deformasyon izolasyonu yoluyla termal olarak indüklenen deformasyonu daha da aza indirmek için esnek bir bağlantı yöntemi geliştirmişlerdir. Bu yöntemin etkinliğini, sonlu eleman analizleri ile göstermiş ve ayrıca fiziksel CFRP prototipi ile doğrulamışlardır. Bu çalışma neticesinde, uydu için son derece düşük termal deformasyona sahip kompozit platformun tasarımı ve uygulaması sayesinde termal deformasyon kontrolü hakkında bir örnek vermişlerdir.

Sobey ve Lockett [15] tarafından öne sürülen çalışmada, Eylül 2018'de fırlatılması planlanan küp uydu Scout1 için ana itme yöntemi olarak geliştirilen bir güneş yelkeni tasarımından bahsedilmektedir. Güneş yelkeninin aşırı hacim kısıtlamaları nedeniyle, hacim ve kütle kısıtlamalarını karşılamanın yanı sıra görev başarısına ulaşmak için yeterli itici güneş yelken alanı sağlamak için kompakt bir güneş paneli yelken açma mekanizması tasarlamışlardır. Bu tasarımın öngörülemeyen sorunlarını belirlemek, çözümlerini ilerletmek ve nihai tasarım ürününde güven oluşturmak için yaklaşık yarım düzine prototip geliştirmişlerdir. Çalışmalarında ayrıca böyle bir uygulama için bir güneş yelken açma mekanizması geliştirmenin önündeki engellere ve geliştirme sürecinden öğrenilen derslere kapsamlı bir şekilde yer vermişlerdir.

Lappas ve diğ. [16] tarafından yapılan çalışmada, Surrey uzay merkezi biriminde tasarlanan ve üretilen 3U küp uydu standardına dayalı bir nano-güneş yelkenlisi çalışmasına yer verilmiştir. Çalışmaya konu olan uzay aracı olan CubeSail uydusunun toplam kütlesinin yaklaşık 3 kg olması ve alçak Dünya yörüngesinde 5,5 metrelik bir yelken açması hedeflenmiştir. Ayrıca

CubeSail uydusunun yerleştirme mekanizmasını, dört yeni yelken tutucu ve dört çeyrek yelken membranından oluşturmuşlardır.

Calassa ve Kackley [17] çalışmalarında, ticari bir uzay aracı için katı bir güneş paneli yerleştirmek için kullanılan bir güneş paneli yerleştirme mekanizmasını ele almışlardır. Tasarımlarında yalnızca hafif bir mekanizma tasarlamakla kalmayıp aynı zamanda mümkün olan en düşük maliyetle üretilip kurulabilen bir dağıtım mekanizması tasarlamayı hedeflemişlerdir. Çalışmaları neticesinde, tasarladıkları mekanizmanın uygulanan testleri başarılı bir şekilde geçtiğini öne sürmüşlerdir.

Macdonald [18] kitabında, Glasgow'da düzenlenmiş olan 3. Uluslararası güneş yelkenlisi alanına olan katkılarını sunmaktadır. Kitabında, 2013 yılında dünya çapındaki en gelişmiş güneş yelkenlisi teknolojisini de konu edinmiştir. NASA, JAXA, ESA ve DLR'nin yanı sıra üniversite ve endüstri uzmanları da dahil olmak üzere alandaki tüm önde gelen isimlerin katkıları da kitabında yer almaktadır. Bu nedenle kitabı, güneş yelken teknolojisi için son derece önemli bir referans noktası sağlamaktadır.

Stohlman ve diğ. [19] tarafından öne sürülen çalışmada, Deorbitsail uydusunun yelken imalatı, paketlemesi hakkında bir inceleme ve güneş paneli konfigürasyonu üzerine bir sunum yapılmıştır. Deorbitsail uydusunun açılabilir yelken membranı kapton malzemesinden yapılmıştır ve çift z-katlama yöntemi kullanılarak dört dikdörtgen paket halinde paketlenmiştir. Statik tutunma ve katlama doğruluğu dahil olmak üzere, bu kapton yelkeninin üretimiyle ilgili bazı zorluklara da çalışmada değinilmiştir.

Cihan [20] yüksek lisans tezinde, bir uydu projesi olan İTÜ pSAT II uydu projesinin yapısal alt sistemiyle alakalı bir çalışma yapmıştır. Tez çalışmasında, bir küp uydu olan ITU pSAT II uydusunun fırlatma ve ayrılma sistemi, yapısal ve fiziksel özellikleri, malzeme yükleri ve fırlatma yükleri hakkında bilgiler vermiştir.

Süer [21] yüksek lisans tezinde, TURKSAT 3USAT projesi içerisinde üretilecek olan uydunun modellenme ve tasarlanma safhasını gösteren bir çalışma yapmıştır. Yine tez kapsamında, yapı-mekanizmalar alt grubu olarak meydana getirilmiş olan çalışmaları da ortaya koymuştur. Bu çalışmalara ek olarak, uydu yapı mekanizmasının hazır tedarik edilmesi durumunda ihtiyaç duyulacak analizlerin fırlatma araçları şartları kapsamında yapılma aşamaları ve sonuçlarını açıklamış daha sonra bu sonuçları test sonuçları ile kıyaslamıştır.

Ercan [22] yüksek lisans tezinde, uzayda görev yapmakta olan bir uydunun özellikleri ve literatür araştırması neticesinde elde ettiği bilgileri kullanarak bir uydu modeli ortaya koymuştur. Aktif olarak görev alan uydunun tasarım, rastgele titreşim analizi, akustik analizi, harmonik analizi, doğal frekans analizi, yapısal analizi, durum kontrolü ve termal analizini yapmıştır.

Duijsens [23] tarafından öne sürülen çalışmada, konuşlandırılabilir bir Dünya gözlem uydusunun fizibilite çalışması hakkında bilgiler yer almaktadır. Bu uydu, görüntülerin interferometri ile çözünürlüğünü iyileştirmek için çok yüksek bir doğrulukla yerleştirilmesi gereken iki teleskopu taşıyan bir 6U küp uydusudur. Duijens uydu için bir ön tasarım yapmış ardından konuşlandırılan yapının modal bir çalışması ve uzay aracının termal analizlerini yapmıştır.

Song ve diğ. [24] tarafından yapılan çalışmada, Chungnam Ulusal Üniversitesinde geliştirilmekte olan 4 m^2 küçük güneş yelkenine sahip 3U boyutlu bir küp uydu olan CNUSAIL-1'in güneş yelkeni yerleştirme sistem tasarımı hakkında bilgiler vermektedir. Ayrıca, güvenlik ve performans doğrulaması için membran ve yelken tutucu malzemesi için çekme testleri de çalışmada yer almaktadır.

Menteş [25] yüksek lisans tezinde, aynı boyutlarda bulunan fakat birbirinden farklı malzeme ve tasarımlara sahip olan nano uyduların, üretim aşamasından uzaydaki görev sürelerinin sonuna kadar uzanan süreçte karşılaşılabilecekleri yüklerin etkileri altında yapısal analizler yapmış ve elde ettiği sonuçları karşılaştırmıştır. Çalışmasında, farklı malzemeler ile tasarlanmış uyduların karşılaşacakları zorlanmalara karşı gösterecekleri yapısal davranışın belirlenmesini hedeflemiştir.

Gündoğdu [26] yüksek lisans tezinde, İTÜ pSAT-1 uydusunun görev süresince karşılaşabileceği ortamlar ve bu ortamların uydu üzerinde meydana getireceği etkileri incelemiştir. İlk adımda sonlu elemanlar metodu ile uydunun yapısı oluşturmuş ve daha sonra modal analiz işlemine tabii tutarak doğal frekans değerlerini hesaplamıştır. İlerleyen aşamada fırlatma safhasında olan İTÜ pSAT-1 uydusunun rastgele titreşim analizlerini yapmış ve yapısal davranışlarını incelemiştir. Sonuç olarak İTÜ pSAT-1 uydusunun yer değiştirme ve gerilme oranlarının istenilen seviyede olduğunu saptamıştır.

Soares ve diğ. [27] tarafından yazılan kitapta, kompozit malzeme ve yapıların mekaniği ile ilgili tüm temel tekniklere, mevcut teknolojinin son gelişmelerine ve araştırma yönlerine yer verilmiştir. Klasik ve yakın zamanda geliştirilen kompozit lamine kirişler, plakalar, kabuklar, mikro mekanik darbe ve hasar analizi, yapısal kompozitlerin mekaniği, yüksek gerinim oranı testi, kompozit malzeme ve yapıların tahribatsız testi üzerine de çalışmalarında yer vermişlerdir. Ayrıca kitaplarında, akıllı kompozitleri modelleme sanatı, gelişmiş malzemelerle optimal tasarım ve endüstriyel uygulamalar hakkında bilgilerde yer almaktadır.

Wilkie ve diğ. [28] tarafından öne sürülen çalışmada, NASA gelişmiş kompozit güneş yelken sistemi (ACS3) teknolojisinin tanıtım projesine genel bir bakış sunulmaktadır. Ayrıca ACS3 güneş yelkeni sisteminin tasarımı, uzay aracı sistemleri, operasyon konsepti ve yer testinin açıklamaları hakkında bilgilerde yer almaktadır.

Sproewitz ve diğ. [29] tarafından yapılan çalışmada, güneş yelkenlileri için kontrollü ve güvenilir bir dağıtıma izin veren bir teknoloji olan Gossamer projesi hakkında bilgiler yer almaktadır. Dağıtım sırasında arıza olması durumunda konuşlandırmayı durdurmak ve yeniden başlatmak ayrıca uygun yelken istifleme tekniklerine dayalı olarak yelkenin diğer unsurlara dolanmasını önlemek hakkında bilgiler yer almaktadır.

Biddy ve Svitek [30] tarafından yapılan çalışmada, LightSail-1 küp uydusunun platformu üzerine inşa edilmiş bir güneş yelkenlisi görevi hakkında bilgiler yer almaktadır. Çalışmalarında, 32 m² boyutunda bir yelken açmak için kullanılan toplam 16 metre yelken tutucu istifleyen bir dağıtma mekanizması içeren LightSail-1 için modül tasarlamışlardır. Çalışma aynı zamanda LightSail-1 için tasarım zorluklarını, benzersiz tasarım özelliklerini ve sistem doğrulaması hakkında bilgilerde içermektedir.

Buragohain [31] kitabında, kompozit malzemelerde tasarımdan analize, üretimden teste kadar tüm kompozit malzemeler hakkında ayrıntılı bilgi vermektedir. Kompozit malzemelerin, kompozit kirişlerin, kolonların ve plakaların analizi, tasarımı, imalatı ve testini içeren bu kitap aynı zamanda elyaf takviyeli polimerik kompozit malzemelerin imalatını ve testini de kapsamaktadır.

Pukniel [32] tarafından öne sürülen çalışmada, CU Aerospace ve Illinois Üniversitesi tarafından geliştirilen UltraSail ve CubeSat uzmanlığını birleştirerek küçük ölçekli bir güneş yelkeni konuşlandırma ve tahrik deneyi tasarlama konusu ele alınmaktadır. Çalışma ayrıca, güneş

yelken filminin ilk boyutlandırılması ve paketlenmesinden, yörüngede konuşlandırma dinamiklerinden, geniş ve esnek uzay yapısının tutum kontrolünden, performans ve yörünge manevra kabiliyetinden bilgilerde içermektedir.

Vasiliev [33] kitabında, kompozit malzemelerden yapılmış yapısal elemanların mühendislik mekaniği ile ilgili olan konuları ele almıştır. Kompozit kirişlerin eğilme, burkulma ve titreşimleri olmak üzere açık, kapalı ve çok hücreli kesitlere sahip ince duvarlı kompozit kirişlerin serbest ve kısıtlanmış eğilme ve burulmalarına da değinmiştir. Bunun yanı sıra, dikdörtgen kompozit plakaların düzlem gerilme durumu, enine eğilme, burkulma ve burkulma sonrası davranışının analizi de ele alınmıştır. Ek olarak dönen diskler ve eksenel simetrik yüklü dairesel plakalar da ele alınmaktadır. Kitabının ilerleyen bölümlerinde silindirik parçaların statiği, burkulması ve titreşimlerine de yer vermiştir.

Rana ve Fangueiro [34] tarafından yazılan kitapta, genel olarak gelişmiş kompozit malzemelere ve bunların havacılık uygulamalarında kullanımına değinilmiştir. Kitap, havacılık sektöründeki çeşitli uygulamalar için gerekli olan bu malzemelerin temel ve gelişmiş gereksinimlerini ele alır. Laminantlar, sandviç kompozitler, örgülü kompozitler, seramik ve metal matrisli kompozitler ve karbon-karbon kompozitler gibi tüm ana ticari kompozit türleri ayrıca ele alınmış ve metallerle karşılaştırılmıştır.

Baker ve diğ. [35] kitaplarında, hava araçlarının tasarımı ve yapısında kullanılan kompozit malzeme teknolojisini tüm yönleri ile ele almışlardır. Kompozit malzeme teknolojisindeki metallerin teknolojik açıdan farklılıkları, imalat süreçleri, yapısal tasarım prosedürleri ve malzemelerin performansı üzerindeki etkileri, özellikle de oluşabilecek hasarın nedeni ve doğası ile ilgili olarak çalışmalara yer vermişlerdir.

Seefeldt ve diğ. [36] tarafından öne sürülen çalışmada, güneş yelkenlerinin üçgen yelken bölümlerinin zikzak katlanması ve kıvrılmasının bir kombinasyonuna dayalı olarak büyük zarların kontrollü bir şekilde yerleştirilmesi için geliştirilen bir strateji ele alınmıştır.

Campbell [37] tarafından yazılan kitapta, hızla gelişen havacılık endüstrisinin birçok ürününde kullandığı gelişmiş metalik ve kompozit malzemeler konu alınmıştır. Kitabında, bu malzemeleri imal etmeye, faydalı ve etkili yapısal bileşenler halinde birleştirmek için gerekli olan imalat teknolojisine odaklanmıştır. Çalışmasının ilk kısımlarında, anizotropik elastisitenin temellerini ve kompozit yapıların yapı taşları olan kompozit laminaları karakterize etme ve

matematiksel olarak tanımlama yöntemlerine yer vermiştir. İlerleyen kısımlarda, alüminyum, magnezyum, berilyum, titanyum, yüksek mukavemetli çelikler ve süper alaşımlar dahil olmak üzere endüstride kullanılan her bir ana metal veya alaşıma çalışmada ayrıca yer verilmiştir. Bunlara ek olarak çalışmada, kompozit malzemeleri bağlama yöntemleri ve yapısal montajlarının temellerine de değinilmiştir. Çalışmasında, çeşitli mekanik ve çevresel yüklere maruz kalan kompozit plakaların ve panellerin statik ve dinamik tepkisini ayrıntılı olarak ele almıştır. Ayrıca gerilmeleri, deformasyonları, burkulma yüklerini, doğal frekans konularına da ayrıca yer vermiştir.

Vinson ve Sierakowski [38] kitaplarında, kompozit malzemelerin hangi yöntemlerle üretildiği ve kompozit malzemelerin kullanım alanlarından bahsetmişlerdir. Ayrıca modern kompozitlerde termal, higrotermal, yüksek gerinim oranı ve piezoelektrik hususlar da ele alınmıştır. Çalışmada ayrıca, çeşitli mekanik ve çevresel yüklere maruz kalan kompozit plakaların ve panellerin statik ve dinamik tepkisi ayrıntılı olarak ele alınmaktadır.

Irwing ve Soutis [39] tarafından öne sürülen kitapta, ağırlığa kıyasla mukavemet ve dayanıklılık gibi özelliklerinden dolayı havacılık uygulamalarında giderek daha fazla kullanılmakta olan polimer kompozitler hakkında bilgiler yer almaktadır. Alanında önde gelen iki otorite tarafından düzenlenen bu kitapta, havacılık yapıları için kompozit bileşenlerin tasarımı, üretimi ve performansı üzerine son zamanlardaki önemli araştırmalar özetlenmektedir. Birinci bölüm, farklı tipte kompozit bileşenlerin tasarımını ve üretimini gözden geçirmektedir. İkinci bölüm, sertlik, mukavemet, yorulma, darbe ve patlama davranışı, sıcaklık ve neme tepki gibi performans yönlerinin yanı sıra tahribatsız test ve izleme tekniklerini içermektedir.

Vasiliev ve Morozov [40] kitaplarında, kompozit malzemelerde mikro mekanik modellerin geleneksel tanımına ve deneysel sonuçlarına, lif mukavemetinin fiziksel doğasına, istatistiksel özelliklerine ve hasarlı liflerin matris yoluyla etkileşimine değinmişlerdir. Çalışmalarında ayrıca tipik laminalar da birleştirme etkileri ve düzlem içi katmanlar arası gerilimler için gerilim hesaplama prosedürleri, özel yükleme etkileri, termal iletkenlik, hidrotermal elastikiyet analizi, uzun süreli yükleme, yorulma, sönümleme, darbe altında malzeme yaşlanması, sürünme ve dayanıklılık konularını da ele almışlardır. Bunlara ek olarak statik ve burkulma problemlerinin genel çözümlerinin ilaveten rafine kiriş teorilerine de yer verilmiştir.

Vulpetti ve diğ. [41] kitaplarında, yıldızlararası uçuşu mümkün kılabilecek bildiğimiz tek teknoloji olan güneş yelkenli uydular hakkında son derece önemli olan bilgiler vermektedir.

Kitaplarında, güneş ve fotona vurgu yaparak bilim adamlarının ve mühendislerin güneş-foton yelkeni olarak adlandırdıkları, büyük umut vadeden uzay içi tahrikin geçmiş çabalarını, mevcut planlarını ve anlatım programlarını ele alıyor. Aynı zamanda güneş yelkenlerinin nasıl çalıştıklarını ve uzayın keşfinde ne için kullanılacaklarını ayrıntılarıyla anlatıyor. Ayrıca güneş yelkenleri için mevcut planları ve nano teknoloji gibi ileri teknolojilerin performanslarını nasıl artırabileceğini inceliyor. Bunlara ek olarak, güneş yelkenli tahrikinin uzay araştırmalarını nasıl daha ekonomik hale getireceğini ve güneş sisteminin içindeki hedeflere erişimin nasıl daha erişilebilir hale geleceğini de ele almaktadırlar.

Mclnnes [42] kitabında, geleneksel uzay araçlarıyla mümkün olmayan yıldızlararası uçuşu düşük maliyeti ile gerçekleştiren ve uzun mesafeli görevler yapabilen güneş yelkenlisi hakkında önemli bilgilere yer vermiştir. Güneş yelkenlisi tahrik yöntemiyle ilgili yüksek teknik düzeye sahip olan bu ilk kapsamlı kitap, bilimsel bir şekilde güneş enerjisiyle yelken açmayı ayrıntılı bir şekilde ele almaktadır. Ayrıca, güneş yelkeni yörünge dinamiği ve güneş radyasyon basıncı hakkındaki çok önemli bilgiler bu kitabın temellerini oluşturmaktadır. Bu önemli bilgilerin yanı sıra potansiyel görev uygulamaları ile birlikte güneş yelkenlerinin mühendislik tasarımı da kitapta yer almaktadır.

Vulpetti [43] kitabında, 100 km/s'den oldukça yüksek hızlara sahip yelkenli uzay araçlarının yörüngelerinin nasıl planlanacağını, hesaplanacağını ve optimize edileceğini açıklamaktadır. Kitabının ilk bölümlerinde, çok derin uzay görevlerin de yer alan roket dinamikleri, daha sonraki kısımlarında ise yelken tabanlı uzay aracı veya güneş yelkenlisi kavramlarına değinmiştir. Ayrıca Güneş rüzgarı ve Güneş ultraviyole akışı içinde hareket eden metalik yelkenli araç ile ilgili sorunları da ele almaktadır.

Kaw [44] tarafından yazılan kitap, kompozit malzemelere soru cevap tarzı bir yöntemle giriş yapmaktadır. Kitabın ilerleyen bölümlerinde hem lamina hem de lamine malzemelerin makromekanik analizini ele almıştır. Elastikiyete dayalı modeller de dahil laminanın mikromekanik ve makromekanik analizi ile ilgili bölümlerde yeni örnekler yer almaktadır. Yazar ayrıca kitabın her bölümüne anahtar terimler ve özet de eklemiştir.

Mrazova [45] tarafından öne sürülen çalışmada, kompozit malzemeler avantaj ve dezavantajları ile birlikte tanıtılmışlardır. Çalışmasının ikinci bölümünde Airbus ve kompozit malzemelerdeki yenilikler tanıtılmaktadır. Çalışmasında ayrıca, kompozit teknolojisinin ilerlemeye devam

ettiğinden ve nanotüp formları gibi yeni türlerin ortaya çıkışının kompozit kullanımını hızlandıracağı ve genişleteceği hususlarından bahsetmektedir.

İşgüzar [46] tez çalışmasında, pultrüzyon yöntemi kullanılarak üretilen yüksek mukavemet ve düşük maliyet özelliklerine sahip %50 cam elyaf takviyeli kompozit numunelerin bağlantı şekli hakkında bilgiler vermektedir. Çalışmasında numunelere yükler uygulayıp, bu bağlantıların mukavemetini incelenmiş ve karşılaştırmıştır. Sonuç olarak, numunelerin çekme ve basma yükü altında gösterdikleri mukavemeti karşılaştırmıştır.

Fernandez ve diğ. [47] tarafından öne sürülen çalışmada, başlangıçta Nea Scout uzay aracının temel tasarımına bir risk azaltma alternatifi olarak tasarlanmış, ancak son zamanlarda birkaç tasarımsal yenilik ile devam eden görevler için önerilen bir güneş yelken sistemini ortaya koyulmuştur. Yelken tutucuların özellikleri ve yelken için çeşitli yerleştirme mekanizmalarının yanı sıra test sırasında kullanılan yer destek ekipmanlarının tanıtımı da çalışmalarında yer almıştır. Çalışma sonucunda gerçekleştirilen işlevsel ve çevresel testlerin sonuçları da gösterilmiştir.

Raviprasad ve Nayak [48] tarafından öne sürülen çalışmada, yapısal olarak optimize edilmiş bir nano-uydunun modal, harmonik ve rastgele titreşim analizini gerçekleştirmeyi ve bunu Hindistan uzay araştırmaları kurumundan elde edilen deneysel verilerden elde edilen fırlatma aracı yükleri nedeniyle zorlama işlevine sahip frekans değeriyle karşılaştırmayı ele almaktadır. Çalışma ayrıca yapısal kısıtlamalar, konuşlandırıcı tasarımı, malzeme seçimi gibi önemli konular hakkında bilgilerde içermektedir.

Yılmaz ve diğ. [49] tarafından yapılan çalışmada, statik yük testlerinin amacı ve çeşitlerinden bahsedilmiştir. Statik yük test yöntemlerini, titreşim test sistemlerinde gerçekleştirilen ivme testlerine vurgu yaparak ele almışlardır.

Chahat [50] kitabında, jet itki laboratuvarın da tasarlanan küp uydu antenlerine dair genel bir bakış sunmaktadır. Kitabın amacı, bilgiyi dünyanın her yerindeki öğrenciler ve mühendislerle paylaşmaktır. Kitabın ilk bölümü, küp uydular ile ilgili kısa bir giriş sunmaktadır. Ayrıca düşük kazançlı, orta kazançlı ve yüksek kazançlı antenler olmak üzere üç kategoriye ayrılmış mevcut küp uyduların antenlerine kapsamlı bir genel bakış sunmaktadır. Daha sonraki bölümlerde, anten gelişimine odaklanarak (MarCO) misyonunun telekomünikasyon alt sistemini açıklamakta ve küp uydu antenleri ile ilgili birçok bilgiyi bize sunmaktadır.

Munakata ve diğ. [51] tarafından öne sürülen çalışmada, küp uyduların maliyetini ve geliştirme süresini azaltmak, uzaya erişilebilirliği artırmak ve fırlatma sayılarını arttırmak için piko uyduların tasarımına bir standart sağlamakla ilgili bilgiler yer almaktadır.

Ames Research Center [52] tarafından öne sürülen çalışmada, küçük uzay aracı teknolojilerini değerlendirmek ve bu teknolojilere dair bilgilere yer verilmesi amaçlanmıştır. Çalışma ayrıca, entegrasyon için mevcut en iyi uygulamalarla bir bütün olarak uzay aracı sistemine odaklanır ve ardından uzay aracı alt sistemleri için en son teknolojiye dair bilgiler içermektedir.

Cappelletti ve diğ. [53] tarafından öne sürülen el kitabında, küp uydu tasarımcılarına tasarım için çok önemli olan parametreler ve geliştirmeler detaylı biçimde ele alınmıştır. Son derece önemli referans belgeler bulunan bir el kitabıdır. Bu çalışma ayrıca, geliştiricilere mevcut kaynakların kullanımını optimize etmelerini sağlayacak bir temel sağlamayı da amaçlamaktadır. Bu el kitabının bölümlerinden bahsedecek olursak, bir küp uydu görevinin farklı aşamalarını yansıtan altı bölüme ayrılmıştır. İlk bölüm, küp uydulara uygulanan sistem mühendisliği ilkelerine ayrılmıştır. İkinci bölüm, görev analizi ve tasarım ile ilgilidir. Üçüncü bölüm, her bir alt sistem için ana tasarım süreçleri ve çözümleri ile ilgili bilgiler içermektedir. Dördüncü bölüm montaj, entegrasyon, test ve doğrulama faaliyetleri ile ilgilidir. Beşinci bölüm hem yer hem de uzay bölümünü kapsayan görev operasyonlarıyla ilgilidir. Son olarak, altıncı bölüm, uluslararası yasalarla ilgili kurallardan fırlatıcı ve konuşlandırıcıların seçimine kadar uzay aracının uzaya fırlatılmasıyla ilgili bilgiler de yer almaktadır.

Toorian [54] tarafından öne sürülen tezde, küp uyduları taşıyan kare boru şeklinde bir yapı olan fırlatma kutusu (P-POD) hakkında bilgiler yer almaktadır. 14 küp uydu taşıyan 5 adet fırlatma kutusu üretilmiş ve test edilmiştir. Daha sonra DNEPR fırlatma aracıyla entegrasyon sağlamak için çalışmalar yapmıştır.

CalPoly [55] tarafından öne sürülen çalışmada, fırlatma kutusu (P-POD) sisteminin ara yüzleriyle ilgili bir çalışma yapmıştır. Çalışmada sağlanan tüm veriler yalnızca referans amaçlıdır ve göreve özel analizler için kullanılmaması istenmiştir. Ayrıca çalışmanın, en son bilgileri içerecek şekilde periyodik olarak revize edilmesi de düşünülmektedir.

Shakir [56] tarafından yapılan çalışmada, uydu yapısındaki bir plakanın bir bölümündeki akustik titreşimin etkisi hakkında detaylı bilgiler yer almaktadır. Çalışmanın odak noktasında, akustik ve plaka titreşimi arasında bir ilişki bulunması temel hedef alınmıştır. Ayrıca, titreşim

bilgilerini elde etmek için yatay yönlerde yer değiştirme ve hızı ölçmek için bir vibrometre ölçüm cihazı kullanmışlardır.

Ortega [57] tarafından öne sürülen çalışmada, gerçek bir uzay aracına ait haberleşme sistemlerinin analizi ve simülasyonu ele alınmıştır. Bu çalışmanın genel amacı, gerçek bir uzay aracının haberleşme sistemlerinin analizi ve simülasyonudur. Bu çalışma genel maksadının yanı sıra özellikle, NASA'nın ISARA görevi için bir (UHF) anteni ile aracın kendisi arasındaki performans anlayışı ve değerlendirmesine odaklanmak olmuştur.

Fernandez ve diğ. [58] tarafından yapılan çalışmada, Surrey uzay merkezinin üzerinde çalışmakta olduğu 3U küp uydu platformunun içine yerleştirilecek 5×5 m² nano-güneş yelkenli uzay aracı olan CubeSail üzerindeki çalışmalardan bahsedilmiştir. Ayrıca 5m² prototip yelkenin yerçekimi koşullarında başarılı bir şekilde konuşlandırılması için oluşturulan bir test yatağı hakkında bilgilerde yer almaktadır.

Fernandez ve diğ. [59] tarafından öne sürülen çalışmada, 5×5 m boyutunda bir Gossamer yelken yapısı ve yelkeni ana uydudan uzaklaştırmak için kullanılan bir teleskopik yerleştirme sisteminden bahsedilmiştir. Ayrıca, Gossamer Deorbiter sistemi test edilmiş ve TRL5/6'ya uygun hale getirilmiştir. İki yeni konuşlandırılabilir yelken tutucu konsepti de geliştirilmiştir. Yerleştirme testlerinde bazı sorunlar belirlenmiş ve bu sorunları azaltmak için mekanizma tasarımında ve dağıtım prosedüründe değişiklikler yapılmıştır. CFRP yelken tutucu konseptinin, Gossamer yelkenini tam boyutlarına başarıyla yerleştirdiği ve beklenen operasyonel yükleri taşıyabildiğide çalışmada gösterilmiştir.

Long ve Spencer [60] tarafından öne sürülen çalışmada, (ESPA) sınıfı sistem tasarımını tanımlayarak pasif kararlı piramit yelkenine genel bir bakış sunulmuş ve ardından aerodinamik Deorbit deneyi için prototip sistemin tartışılması konu edinilmiştir.

Martin ve diğ. [61] tarafından öne sürülen çalışmada, Florida Üniversitesi ileri düzey otonom çoklu uzay aracı laboratuvarı, Üniversite ve araştırma grubu kullanımına yönelik küçük uzay aracı için yörüngeden çıkmayı sürükleyen bir cihaz (D3) hakkında bilgiler yer almaktadır. Çalışmada cihazın tasarımı, üretimi ve testi hakkında bilgiler detaylandırılarak sunulmuştur.

Yu ve diğ. [62] tarafından öne sürülen çalışmada, daha büyük ama düşük maliyetli bir uydu platformundaki ihtiyaçları kolaylaştırmak için (SAX) adlı yenilikçi bir 12U küp uydu

geliştirilmesi hakkında bilgiler yer almaktadır. SAX adlı küp uydunun ana hedefleri, polarize güneş ışığı navigasyonunu araştırmak, mikro-yerçekimi araştırması yapmak ve dünyanın ilk 12U küp uydu platformunu göstermek olmuştur.

Hibbert ve Jordaan [63] tarafından yapılan çalışmada, uzun esnek yelken tutucuların konuşlandırılmasının dinamikleri araştırılmış ve sınırlayıcı parametreler tartışılmıştır. Dağıtım stratejileri, aktif dağıtım ve dağıtım sürecinin doğrudan kontrolünü gerektirmeyen bir pasif dağıtım aracı kullanılmasına ilişkin bilgilere de yer verilmiştir. Ayrıca, esnek bir yelken tutucuya sahip güneş yelkeni yerleştirme mekanizmasının tasarımı, test edilmesi ve kullanımına ilişkin pratik bilgiler küçük ölçekli deneysel testlere dayalı olarak sunulmuştur.

Hillebrandt ve diğ. [64] tarafından öne sürülen çalışmada, Deorbit sail uydusunun 2014 yılının sonlarında fırlatılmasından ve DLR tarafından tasarlanan ve üretilen konuşlandırılabilir karbon fiber bomlarla desteklenen 25 m^2 boyutunda bir yelkenden bahsedilmektedir. Çalışmada ayrıca, Deorbit Sail için en uygun olarak duble omega patlaması belirlenme çalışması ile ilgili çalışmalarda yapılmıştır.

Pignatelli [65] tarafından öne sürülen tez çalışmasında, fırlatma kutusu olan (P-POD) için bir dizi revizyon işleminden bahsedilmektedir. Bu yüksek lisans tezi, açıklanan en son revizyonda fırlatma kutusuna entegre edildikten sonra, bir soy gaz tahliye sistemi ve küp uyduya elektriksel bir arayüz gibi yeni yetenekler içermektedir. Ek olarak, fırlatma kutusunda bazı kütle azaltma modifikasyonları ve genel gücü dayalı çalışmalarda yapılmıştır.

Ralph [66] tarafından öne sürülen tez çalışmasında, küp uydu sınıfına yönelik artan talep doğrultusunda, gezegenler arası bir bilim yükünü destekleyebilecek bir veri yolu geliştirmeyi amaçlamaktadır. Bu veri yolu bir 16U veri yoludur ve yük verilerini aşağı bağlantı için bir röle mimarisi kullanarak radyasyon verilerini ve görüntülerini toplayan 3,5 yıllık bir görev ömrü için tasarlanmıştır.

Leipold ve diğ. [67] tarafından öne sürülen çalışmada, güneş yelkenlisi teknolojisinin yer testlerini, ana sonuçlarını özetlemekte ve güneş yelkeni teknolojisini geliştirmedeki adımları ele almaktadır.

Lu ve diğ. [68] tarafından öne sürülen çalışmada nötr atmosfer, plazma ortamı, radyasyon ortamı, makroskopik parçacık ortamı, jeomanyetik alan, sıcaklık alanı ve güneş aktiviteleri dahil olmak üzere uzay ortamının ana bileşenleri tanıtılmaktadır.

Askeland ve diğ. [69] tarafından yazılan kitapta, öğrenciye gerçek dünya uygulamaları ve problemleri hakkında bilgiler sunarak, malzeme bilimi ve mühendisliğin temellerini geliştirmeyi hedeflemişlerdir. Kitabın temel amacı, çeşitli mühendislik ve bilim disiplinlerindeki lisans öğrencileri için malzeme bilimi ve mühendisliği ilkelerine kısa bir genel bilgi içeriği sağlamaktır.

2. GENEL KISIMLAR

Tez çalışmasının genel kısımlar bölümünde küp uyduların standartları ve gereksinimleri, fırlatma kutusu standartları ve gereksinimleri, uyduların yapısal tasarımını etkileyen faktörler, güneş yelkenli uzay araçları ve güneş yelkenli küp uyduların alt sistemleri hakkında detaylı bilgilere yer verilmiştir.

2.1. KÜP UYDULARIN BOYUTSAL STANDARTLARI VE GEREKSİNİMLERİ

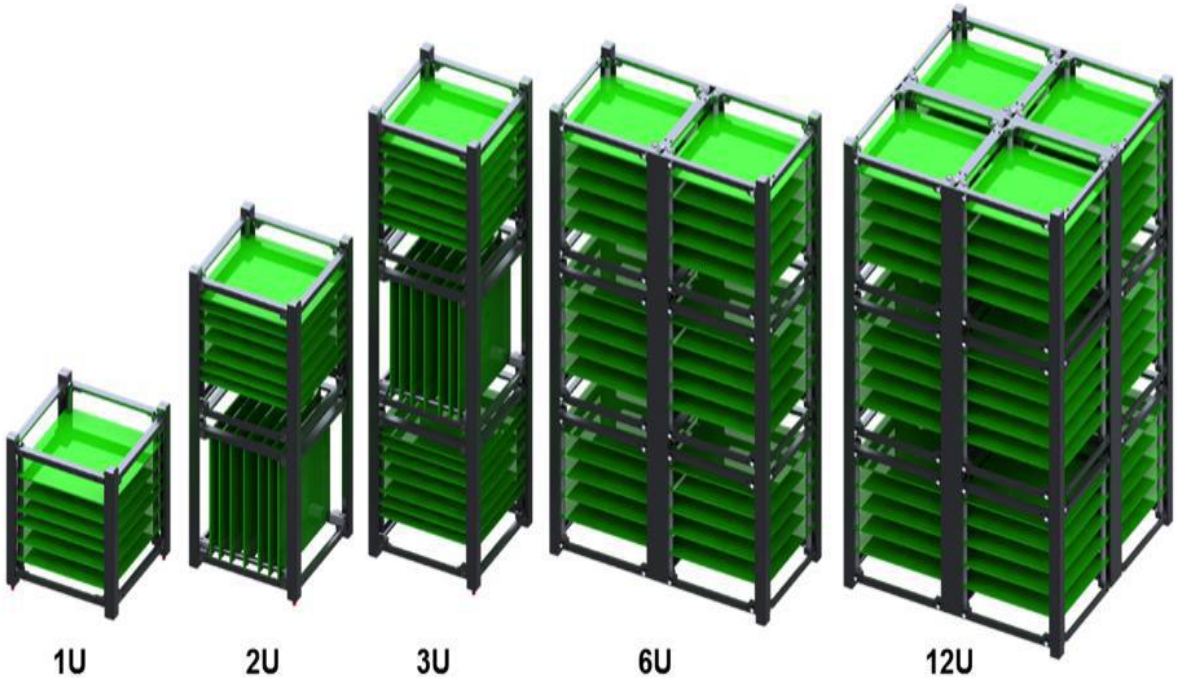
Son yıllarda minyatür uydular adı verilen yeni bir uzay aracı kategorisi ortaya çıkmıştır. Küp uydular olarak da adlandırılan bu minyatür uydular düşük maliyetleri, iyi performansları ve kısa geliştirme süreleri ile küçük faydalı yükler için uzaya erişim sağlamakta önemli rol oynamaktadırlar. Günümüzde elektronik alanında minyatürleşme ve teknolojik ilerleme küp uyduların daha düşük maliyetle daha fazla görevi gerçekleştirmesini sağlamıştır. Küp uydular gezegenler arası uzay araştırmaları, Dünya gözlemleri, temel Dünya ve uzay bilimi dahil olmak üzere birçok görev türü için oldukça avantaj sağlamaktadırlar [23].

Küp uydular, 500 kg altındaki herhangi bir uyduyu içeren küçük uydular sınıfının sadece bir alt kategorisidir, daha ağır uzay araçları büyük uydular olarak sınıflandırılır. Bu kategori içinde uydular yine kütlelerine göre sınıflandırılır ve küp uydular, mikro uydular ve nano uydular arasında yer alırlar [23].

Tablo 2.1: Kütlelerine göre uyduların sınıflandırılması.

Uydu Boyutu	**Kütlesi (kg)**
Büyük Uydular	M > 1000
Orta Uydular	500 < M < 1000
Mini Uydular	100 < M < 500
Mikro Uydular	10 < M < 100
Nano Uydular	1 < M < 10
Piko Uydular	0,1 < M < 1
Femto Uydular	M < 0,1

Başlangıçta bir küp uydu, bir birime (1U) karşılık gelen 1 kg kütlesi olan 10 santimetrelik bir küp olarak tanımlanmıştı. Küp uydu programının temel görevi, standart bir tasarım şeması uygulayarak küçük faydalı yükler için erişimi kolaylaştırmak, maliyet ve geliştirme süresini azaltmaktı. Ancak ilerleyen zamanlarda özellikler değişti ve günümüzde aşağıdaki temel özelliklere sahip 1U'dan daha büyük birçok küp uydu imal edildi [23]. Bu uyduların standart ölçüleri şu şekildedir;



Şekil 2.1: Küp uyduların farklı boyuttaki çeşitleri [57].

1U, kütlesi 1,33 kg'a kadar olan 10cm x 10cm x 11,35cm ölçülere sahiptir.

2U, kütlesi 2.66 kg'a kadar olan 10cm x 10cm x 22,7cm ölçülere sahiptir.

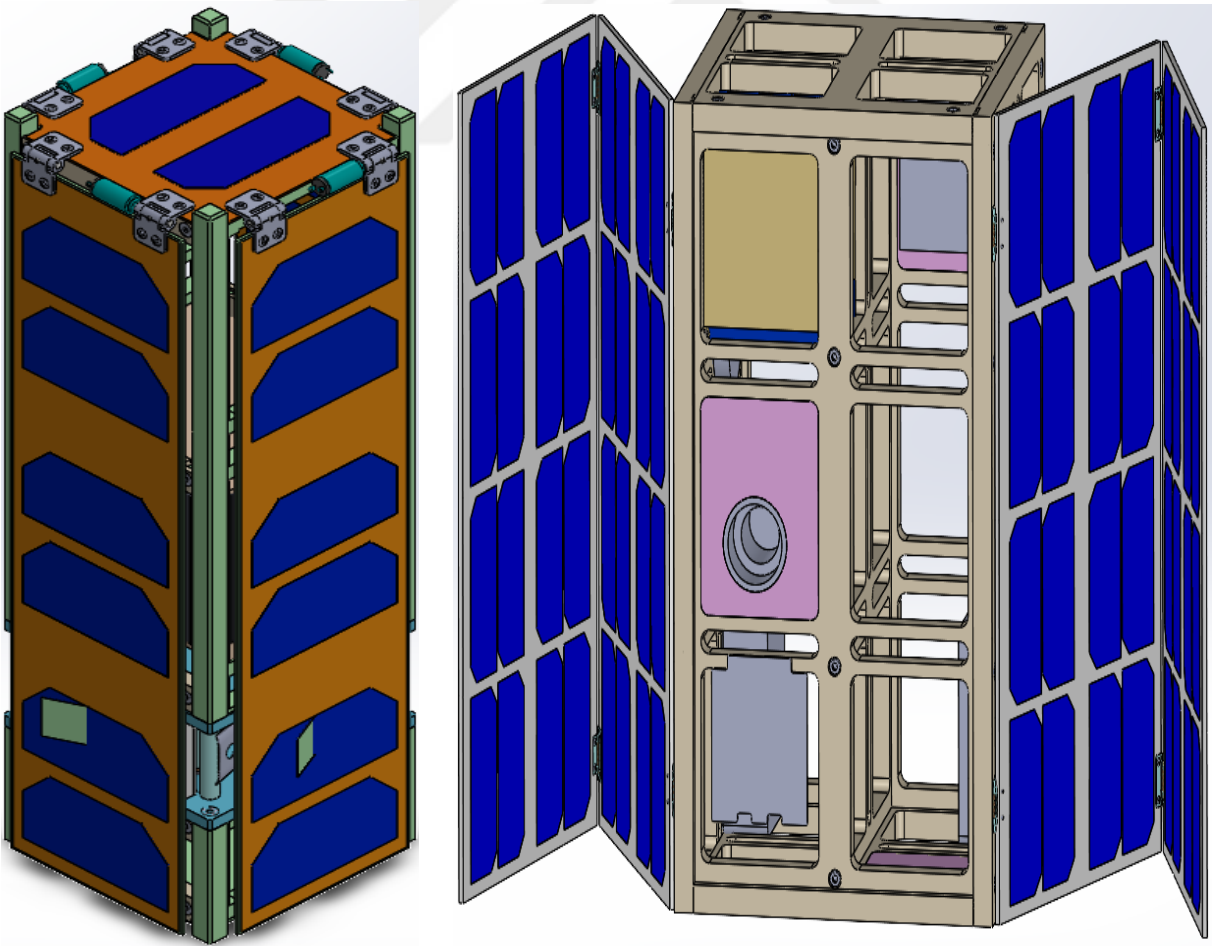
3U, kütlesi 4 kg'a kadar olan 10cm x 10cm x 34,05cm ölçülere sahiptir.

6U, kütlesi 12 kg'a kadar olan 10cm x 22.63cm x 34,05cm ölçülere sahiptir.

12U, kütlesi 24 kg'a kadar olan 20cm × 20cm × 34,05cm ölçülere sahiptir.

Küp uydular ölçü standartlarının yanı sıra aşağıdaki standartlara da uygun olarak üretilmelidirler. Bu standartlardan bazıları şu şekilde listelenmiştir;

- Küp uydular bünyelerinde tahrik sistemleri içermemelidirler.
- Küp uydular radyoaktif malzeme içeremezler.
- Küp uydular herhangi bir patlayıcı cihaz içermemelidirler.
- Küp uydular bağımsız olmalı ve kendi güç, enerji kablolamalarını sağlamalıdırlar.
- Fırlatma ve uzay ortam koşulları dikkate alınarak tasarlanmalıdırlar.
- Teze konu olan 3U küp uydusunun X ve Y yönlerindeki kenar uzunlukları 100.0±0.1 mm, Z yönündeki kenar uzunluğu ise 340.5±0.3 mm olmalıdır.
- Teze konu olan bir diğer uydu olan 12U küp uydusunun ise X ve Y yönlerindeki kenar uzunlukları 200.0±0.1 mm, Z yönündeki kenar uzunluğu ise 340.0±0.3 mm olmalıdır.
- Ayrıca küp yüzeylerinden dışarı doğru 6.5 mm'yi aşan hiçbir komponentin bulunmaması gerekmektedir [51].

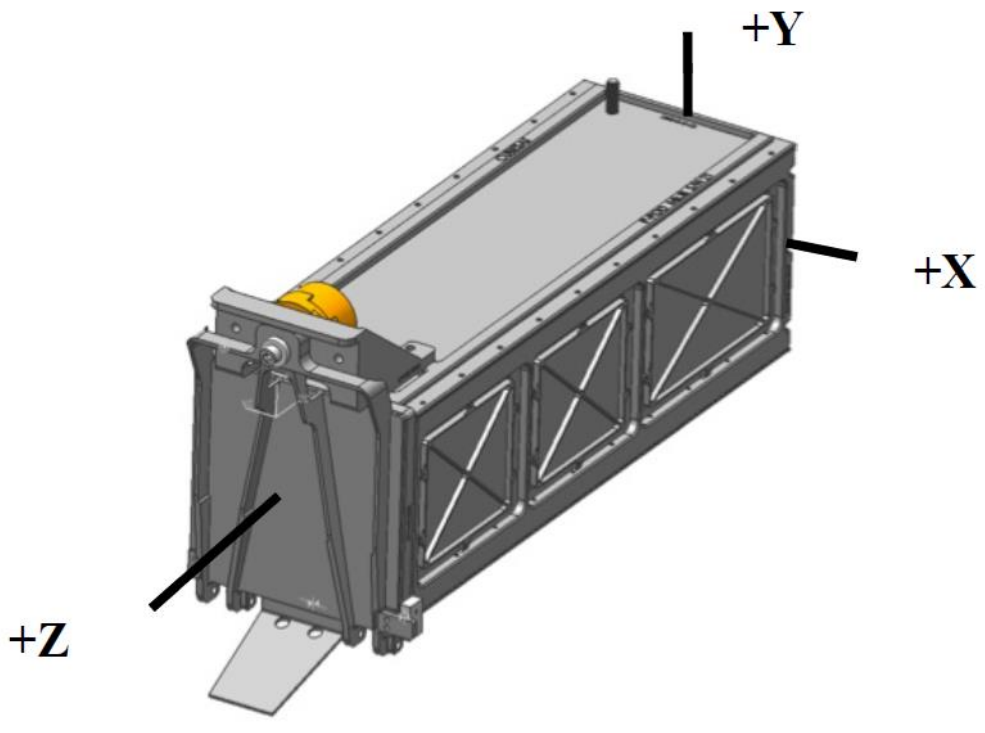


Şekil 2.2: Sırası ile özgün 3U ve 12U küp uydu tasarımları.

2.2. FIRLATMA KUTUSU (P-POD) GEREKSİNİMLERİ

Fırlatma kutusu (P-POD) tüm küp uydu tasarımcılarının ve geliştiricilerinin ortak fiziksel gereksinimlere uymasını sağlayan standart bir dağıtım sistemidir. Fırlatma kutusu fırlatma aracı ve küp uydu arasında kritik bir rol oynamaktadır. Fırlatma kutusunun birincil vazifesi, küp uyduların güvenliğini sağlamak ve faydalı yükleri korumaktır. Fırlatma kutusunun işlevlerinden bir diğeri ise küp uydu ve fırlatma araçları arasında standart bir arayüz sağlamaktır [55].

Fırlatma kutusu, yalnızca küp uyduların başarılı bir şekilde konuşlandırılması için bir araç olarak değil aynı zamanda fırlatma aracının yükünü herhangi bir fiziksel veya elektromanyetik hasardan korumak için kullanılan bir elemandır. Fırlatma kutusunun koordinat sistemi, pozitif Y ekseni fırlatma kutusunun üstünde olacak şekilde ve pozitif Z ekseni arka panelin dış yüzeyinin merkezinden (-Z yüzü) çıkacak şekilde tanımlanacaktır [55].



Şekil 2.3: P-POD Mk. III Rev. E Koordinat sistemi [55].

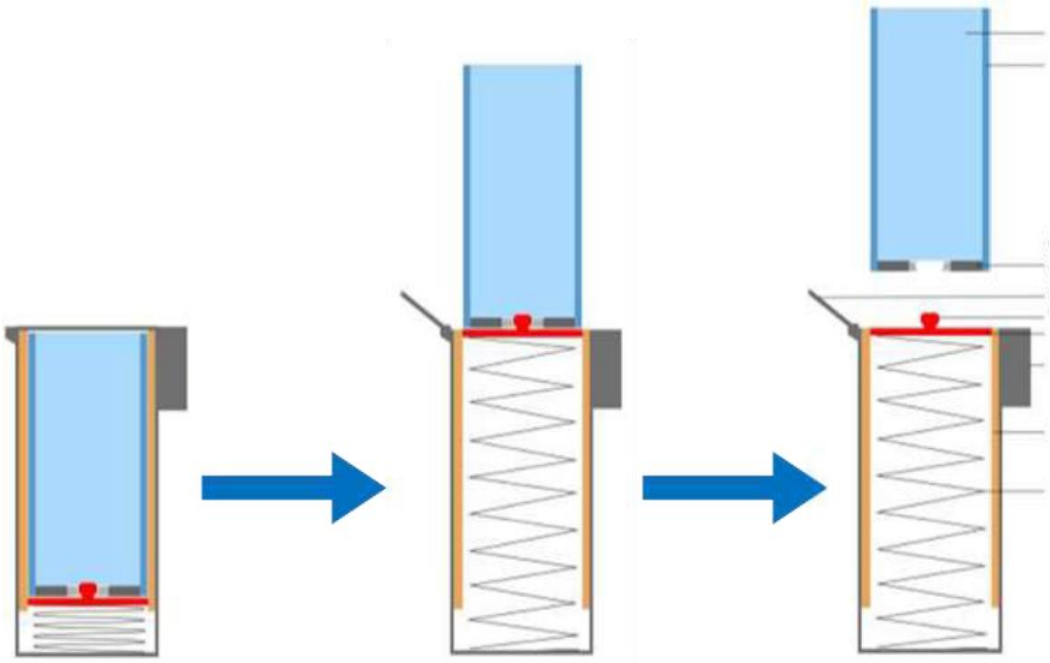
Fırlatma kutusu, kapılı ve yaylı mekanizmalı dikdörtgen bir kutu şekline sahiptir ve alodinli alüminyum malzemesinden yapılmaktadır. Fırlatma kutusu kapısının mekanizması

çalıştırıldığında, kapı menteşesindeki bir dizi burulma yayı kapıyı açar ve küp uydu fırlatma kutusunun rayları üzerinde kayan ana yay tarafından dışarı fırlatılır.



Şekil 2.4: Fırlatma kutusu **(**P-POD) dıştan görünümü [55].

Fırlatma kutusunun boru şeklindeki tasarımı, küp uydu için doğrusal bir yörünge oluşturur ve yerleştirme sırasında düşük bir dönüş hızı sağlamaktadır. Uydular, fırlatma kutusuna bir yay vasıtasıyla yerleştirilir ve fırlatma kutusundan çıkarken düz raylar boyunca kayarlar. Fırlatma kutusunun çalışma şekli Şekil 2.5'te gösterilmiştir.

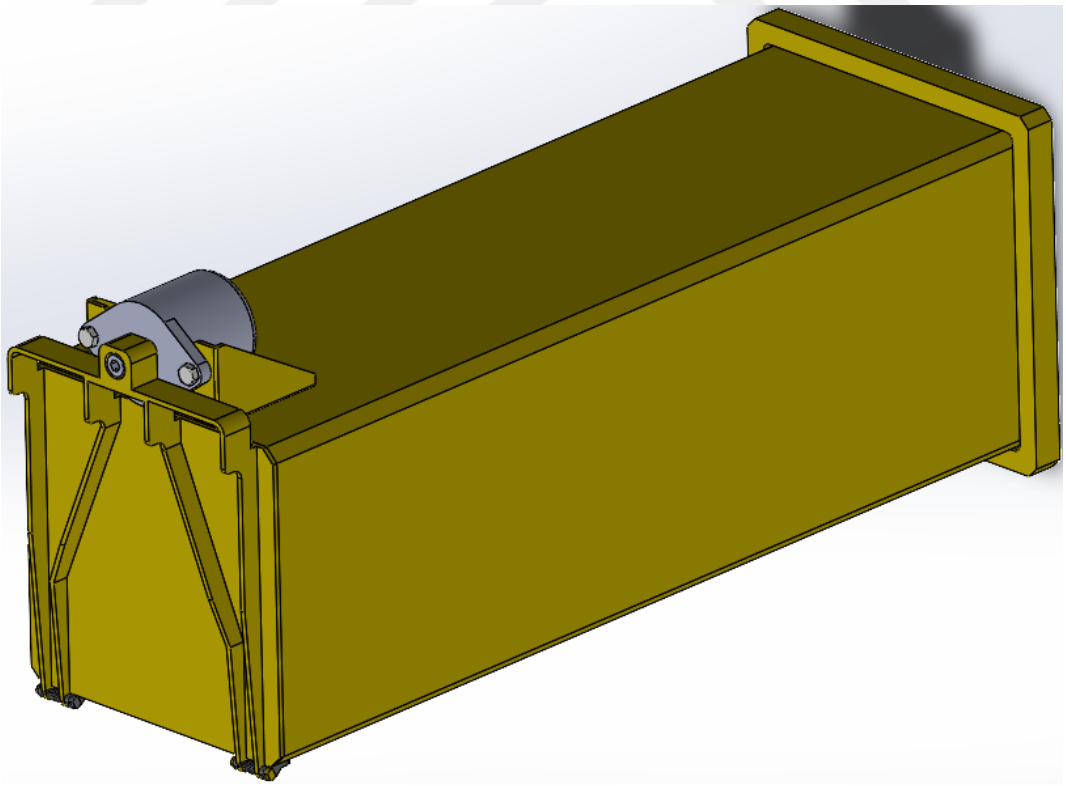


Şekil 2.5: Fırlatma kutusunun çalışma şekli [55].

Fırlatma kutusu için kütleler, atalet momentleri ve ağırlık merkezi bilgileri Tablo 2.2'de verilmiştir. Verilen bu değerler yalnızca referans amaçlıdır. Fırlatma kutusu sistemi, 120 Hz'den büyük sabit bir taban frekansına sahip olmalıdır. Eylemsizlik momentleri, fırlatma kutusu ağırlık merkezi ile ilgili olarak hesaplanır. Değerler, küp uydu yüküne bağlı olarak önemli ölçüde değişebilir. Fırlatma kutusunun birinci doğal frekansı 120 Hz'nin üzerindedir.

Tablo 2.2: P-POD Mk. III Rev. E kütle özellikleri [55].

Özellik		**Dağıtım Öncesi**	**Dağıtım Sonrası**
Kütle (kg)		7.010	3.010
Eylemsizlik Momenti $(kg * mm^2)$	Ixx	109929.8	71926
	Iyy	107499	66059
	Izz	22206.14	19146
Ağırlık Merkezleri (mm)	Xcg	0	0
	Ycg	3.9	0.6
	Zcg	216.2	240.5



Şekil 2.6: Özgün 3U küp uydu fırlatma kutusu tasarımı.

2.3. UYDULARIN YAPISAL TASARIMINI ETKİLEYEN FAKTÖRLER

Teze konu olan 3U ve 12U küp uydusunun ve fırlatma kutusunun katı model tasarımları oluşturulurken uyduların yer ortamında ve uzay ortamında maruz kalabilecekleri etkiler dikkate alınarak tasarlanmıştır. Yer ortamında ve uzay ortamında uyduların maruz kalacakları etkilere bu bölümde detaylı bir şekilde yer verilmiştir. Uyduların yapısal tasarımlarını etkileyen bu faktörler dikkate alınmadan herhangi bir uydu üretmek mümkün değildir bu yüzden bu faktörler büyük önem arz etmektedir.

Küp uydular ve uyduların tümü imalat sürecinde yer ortamından görev alacakları uzay ortamına kadar çeşitli ortamlara maruz kalmaktadırlar. Bu ortamlar uyduların tasarımlarında bazı kısıtlamalara gidilmesine ve bir takım güvenlik önlemleri alınmasına sebep olmaktadırlar. Uyduların maruz kaldıkları ortamları temel olarak ikiye ayırabiliriz;

• Yer ortamı

• Uzay ortamı

2.3.1. Uyduların Maruz Kaldıkları Yer Ortam Şartları

Uydular yalnızca uzayda değil aynı zamanda imal edilme süreçlerinde de yer ortamında birkaç farklı ortam şartlarına maruz kalırlar. Bu yer ortamları şunlardır;

• Test ve Montaj Ortamı

• Nakliye ortamı

• Fırlatma ortamı

2.3.1.1. Test ve Montaj Ortamları

Uydular, fırlatma alanlarına transfer edilmeden önce montaj ve test ortamlarında uzay şartlarına uygunlukları açısından özel testlere tabii tutulurlar. Bu spesifik testler uyduların uzayda karşılaşacağı ortamları daha yer ortamındayken simülasyon ederek uydunun uzay koşullarına uyumlu olup olmadığını saptamak için yapılmaktadır. Yapılan bu testler sonucunda uydu aracının uzayda göstereceği davranışlar hakkında önemli bilgiler elde edilir ve bu bilgiler ışığında uyduda yapılacak tasarımsal değişiklikler ve güncellemelere karar verilir.

2.3.1.2. Nakliye Ortamı

Montaj ve test ortamından başarılı bir şekilde geçen uydular nakliye sürecine girerler. Bu nakil sürecinde uyduların titreşim, şok ve diğer çevresel etkenlerden korunmaları gerekmektedir. Uyduları nakliye edecek taşıtın, uyduyu çevresel etkenlerden koruyabilecek yapıda olması gerekmektedir aksi takdirde uydular nakliye ortamında zarar görebilmektedirler.

2.3.1.3. Fırlatma Ortamı

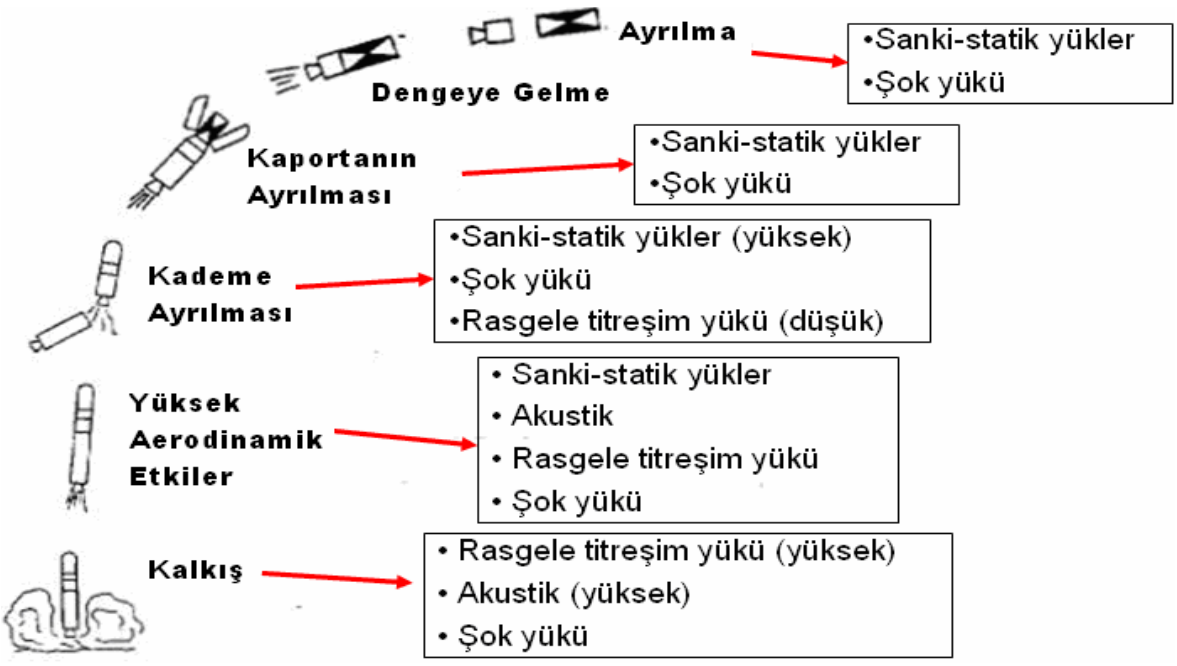
Fırlatma ortamları uyduların tasarımlarını etkileyen en önemli faktörlerden biridir. Bu fırlatma ortamları bir uydunun karşılaşabileceği en zorlayıcı şartlara sahip olan ortamlardır. Uyduların bu ortamlardan güvenli bir şekilde ayrılabilmesi için bulundukları fırlatma sisteminin el kitapçıklarında belirtilen yük koşullarını sağlamaları gerekmektedir. Fırlatma sisteminin belirttiği gereksinimler şu şekildedir;

• Doğal frekans uyumluluğu

• Statik yükler

• Akustik titreşim yükleri

• Rasgele titreşim yükleri



Sekil 2.7: Fırlatma esnasında meydana gelen yükler [26].

2.3.2. Uzay Ortam Şartları

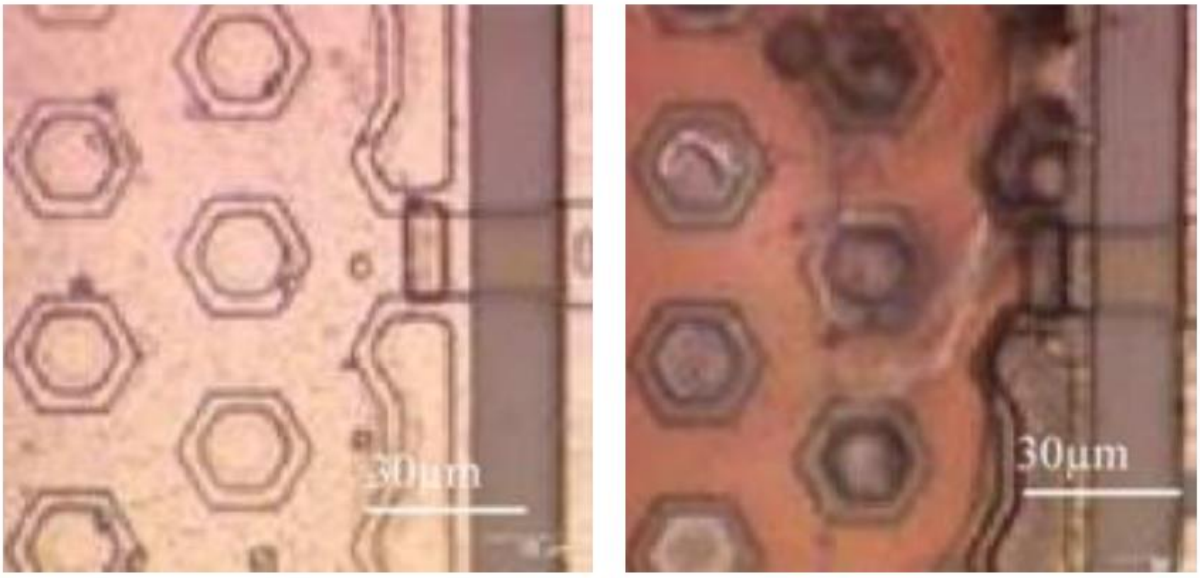
Uydular uzay ortam şartlarında dış yüzeylerini, yapılarını ve bileşenlerini bozabilecek çeşitli çevresel etkilere maruz kalmaktadırlar. Bu çevresel etkiler arasında güneş ultraviyole radyasyonu, yüklü parçacık radyasyonu, vakum, plazma, yüzey şarjı ve ark oluşumu, aşırı sıcaklıklar, termal döngü, mikrometeoroidler ve yörünge döküntülerinden gelen etkiler ve çevresel etkenlerden kaynaklı kontaminasyonlar yer almaktadır. Uzay aracı bileşenlerine yönelik uzay ortamı etkileri, bileşen malzemelerine, kalınlıklarına ve stres seviyelerine bağlı olarak büyük ölçüde değişmektedir.

Uzay ortamı şartlarına uzun vadeli maruz kalmanın malzemeleri nasıl etkilediğini ve hangi malzemelerin uydu yapımı için en uygun olduğunu belirlemek için uzayda gerçek testler uygulanması belirleyicilikte önemli bir rol oynamaktadır. Uzay ortamı etkileri laboratuvar tesislerinde gerçekleştirilebilmesine karşın, laboratuvar tesisleri çoğu zaman birleşik çevresel etkileri doğru şekilde simüle edemez ve uzay ortamında gözlemlenen bozulmayı veya performans kaybını her zaman tam doğrulukta açıklayamazlar. Bu sebepten dolayı gerçek uzay uçuşundan elde edilen veriler bize en doğru uzay aracı dayanıklılık verilerini sağlamaktadırlar [69].

2.3.2.1. Radyasyon Etkisi

Uydular uzay ortamında ciddi miktarlarda radyasyon etkisine maruz kalırlar. Bu etkiye yüksek enerji yüklü parçacıklar ve fotonlar neden olmaktadır. Uzun süre bu etkilere maruz kalan uydular ve diğer uzay araçlarının elektronik devre sistemlerinde ve diğer bileşenlerinde büyük oranda hasarlar meydana gelebilmektedir. Uzayda, uyduların maruz kaldıkları radyasyon türleri iki grupta ele alınabilir. Bunlar partikül iyonlaştırıcı ve ultraviyole radyasyondur. Ultraviyole radyasyonuna maruz kalan malzemelerde deformasyon ve zincir kırılması görülmektedir. Partikül radyasyonu etkisi ise polimerlerde gevrekleşme problemine sebebiyet verebilmektedir.

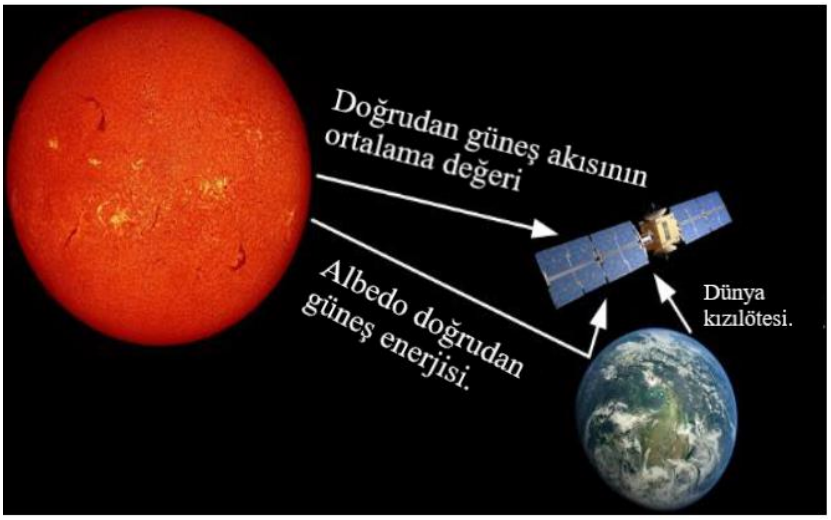
Radyasyon ayrıca, uyduların elektronik devrelerine ve güneş panellerine etki ettiğinde devrelerin bozulmalarına, güneş panellerinin ise güç üretiminde verimsizleşmesine neden olabilmektedir. Bu tür negatif etkilere maruz kalındığında hasarı engelleyebilmek için güneş panelleri ve elektronik devre kartları radyasyona karşı dayanıklı malzemeler ile desteklenmelidir. Aksi takdirde kullanım süreleri oldukça kısa olacaktır [25].



Şekil 2.8: Yüksek enerjili parçacıkların neden olduğu yanma öncesi ve sonrası fotoğrafı [69].

2.3.2.2. Sıcaklık Etkisi

Uydular, güneş ışınlarından dolayı ısıl yüklemelere maruz kalırlar. Uydular ve uydu alt sistemleri belli bir sıcaklık aralığında çalışmaya göre ayarlanmış elemanlardır. Alt sistemlerin uygun sıcaklık aralıklarında çalışmaması alt sistemlerde arızalara ve performansta olumsuz etkilere neden olmaktadır. Uzay aracının sıcaklık alanı, uydu aracının ürettiği ısı ve sistem içerisindeki dolaşımda meydana gelen ısı ile alakalıdır. Uzay aracının iç sıcaklık değişiminin dış parçaların dış sıcaklık değişimiyle ilgisi az olduğundan, dış parçaların sıcaklık etkisi göz ardı edilebilir seviyededir.



Şekil 2.9: Uzay aracı ve uzay dış ısısının şematik diyagramı [69].

2.3.2.3. Oksitlenme Etkisi

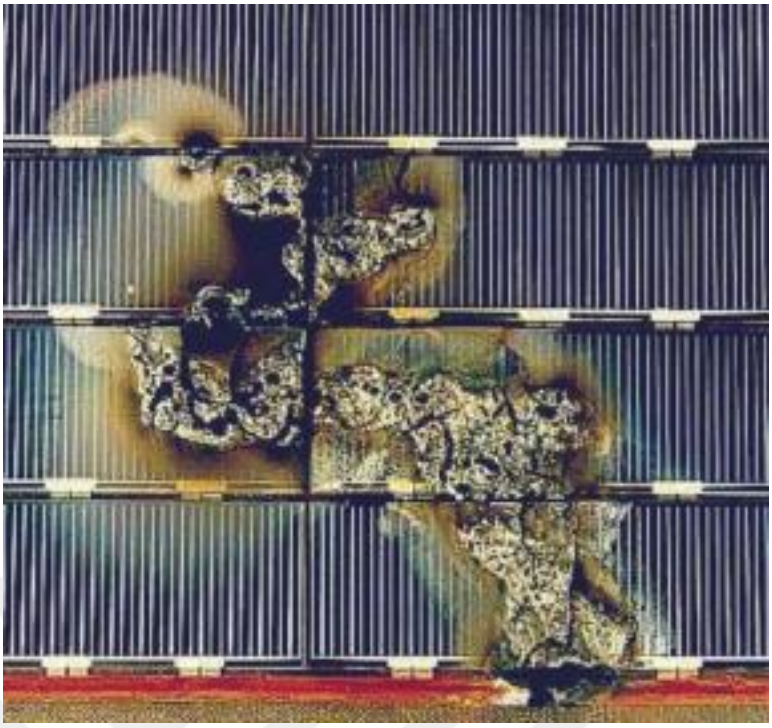
Atomik oksijen (kısa dalga boylu ultraviyole radyasyonu) atmosferde moleküler oksijen ile birlikte reaksiyona girdiğinde meydana gelir. Atomik oksijen gümüş, bakır ve osmiyum gibi birçok metali oksitler. Atomik oksijen karbon, nitrojen, kükürt ve hidrojen bağları içeren herhangi bir malzeme ile güçlü bir şekilde reaksiyona girer ve birçok polimer reaksiyona girdiğinden aşınır. Atomik oksijene karşı dayanımı olan kaplamalı malzemeler bile kesme erozyonu nedeniyle bozulabilmektedirler.



Şekil 2.10: Atomik oksijen erozyonu ve ultraviyole bozunması [69].

2.3.2.4. Plazma Etkisi

Bir diğer etki olan plazma etkisi, dışarıdan yarı nötrdür ve kozmik maddeler neredeyse %99'unu oluştururlar. Uzaydaki plazma çeşitliliği sıcak plazma ve soğuk plazma olarak iki grupta sınıflandırılabilir. Her ikisi de tehlikelere sebep olsa da sıcak plazma soğuk plazmadan daha tehlikeli bir etkiye sahiptir. Soğuk plazma çoğunlukla yoğunluğu ve enerji spektrumu irtifaya göre değişen bir plazma türüdür. Güneş rüzgarları tarafından bombalandığında, soğuk plazmanın bir kısmı sıcak plazmaya dönüşebilir. Bu etkiler malzeme performansında bozulma, elektromanyetik darbe sıkışması, elektrostatik deşarj, güneş enerjisi dizisinde güç kaybı ve kısa devre kaybının yanı sıra ayrıca hızlanan kirlenmeye de neden olabilir. Şekil 2.11 ikincil deşarj sebebiyle yanmış güneş enerjisi dizisinin hasarını göstermektedir [69].



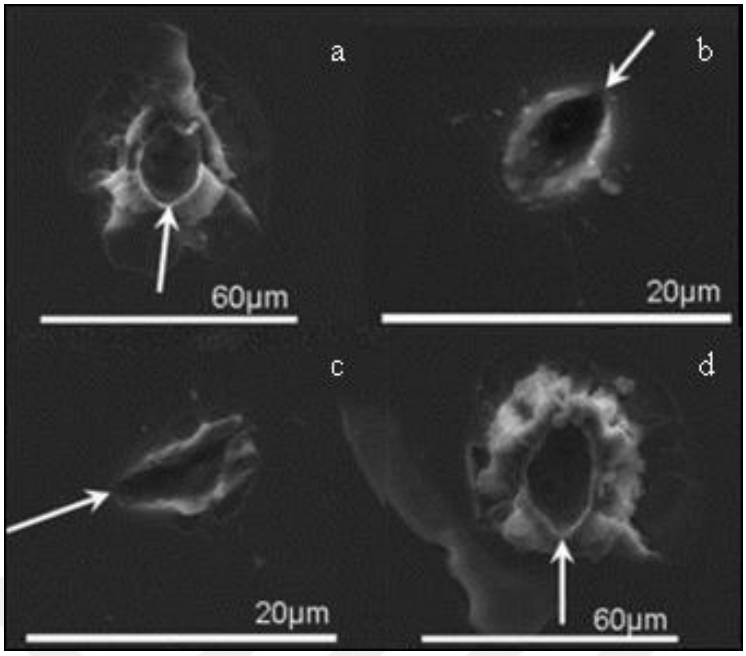
Şekil 2.11: ESA EURECA'da arkın neden olduğu güneş dizisi hasarı [69].

2.3.2.5. Uzay Çöpleri ve Küçük Yapılı Kayalar

Uzay enkazı ve mikro meteoroidler uzaydaki makroskopik parçacıkları ifade ederler. Uzay enkazları, insanların uzayda gerçekleştirdikleri aktivitelerinden elde edilirken, mikro meteoroidler asteroitlerden ve kuyruklu yıldızlardan meydana gelmektedirler.

Boyut ve tehlikeye göre uzay enkazları üç sınıfta toplanabilir. Çapı 10 santimden büyük parçalara büyük boyutlu döküntü, 1 santimden küçük parçalara küçük boyutlu döküntü denir. Boyutları ilk iki tip arasında kalan parçalara ise orta boyutlu moloz denir. Büyük boyutlu enkaz, uzay aracına yıkıcı bir etki getirebilirken küçük boyutlu enkaz ise sadece yüksek bir akıya sahip olmakla kalmaz, aynı zamanda optik cihazların performansını düşürmek gibi uzay aracına fiziksel hasarlar da getirebilir.

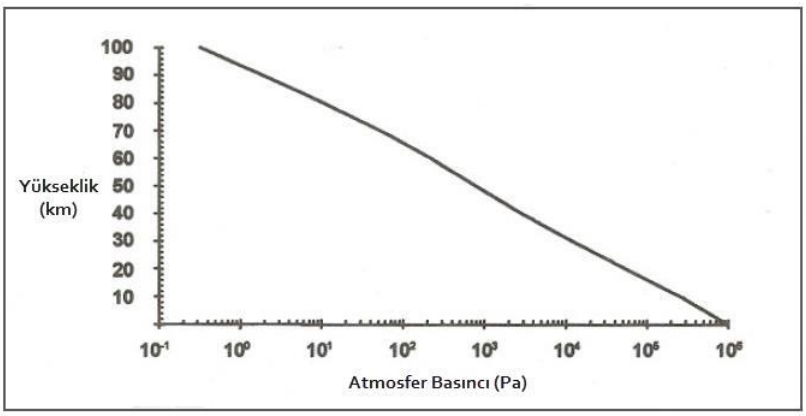
Ayrıca, iç yapıların tahribatı ve ultra yüksek hızlı çarpma ile oluşan plazma bulutu, tahribattan dolayı oluşan durumu daha da ciddi bir boyuta getirebilmektedir. Mikro meteoroidlerle karşılaşmak rastgeledir ve yörüngelerinin yer tabanlı radarlardan tespit edilmesi zordur.



Şekil 2.12: Küçük çarpmanın şekli: (a) ve (b) uzay enkazı etkileri; (c) ve (d) mikro meteoroid etkiler. Beyaz oklar olası çarpma tertibatının yörüngesini göstermektedir [69].

2.3.2.6. Vakum Etkisi

Uzaydaki sert vakum, uçucu maddelerin malzemelerden salınmasına ve gaz çıkışına sebep olmaktadır. Gazı dışarı atılan moleküller özellikle hassas optikler, araç ve faydalı yük yüzeylerinin optik özellikleri ve uzay aracı performansını etkileyebilir. Bu soruna çözüm üretebilmek ve etkisini daha düşük bir seviyeye getirmek için uzay istasyonu dış kirlenme kontrol gereksinimleri için moleküler birikim, indüklenmiş moleküler kolon yoğunlukları ve partikül salınımı ile ilgili sınırları belirtmişlerdir.

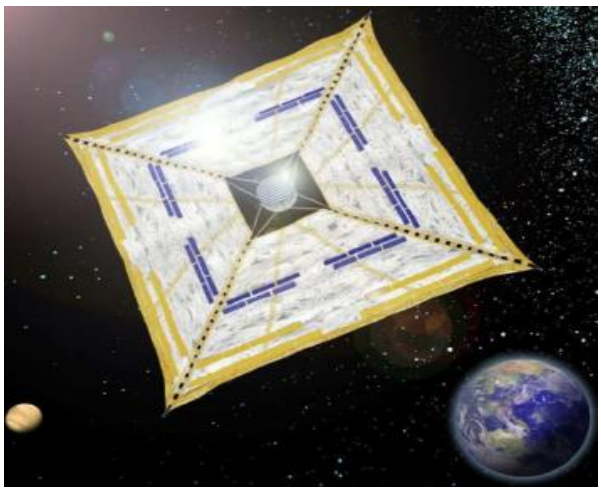


Şekil 2.13: Atmosfer basıncının yükseklikle değişimi [25].

2.4. GÜNEŞ YELKENLİ UZAY ARAÇLARI

Tezin bu bölümünde, güneş yelkenli küp uydular, çeşitleri, uzayda görev almış güneş yelkenlileri, güneş radyasyon basıncı, elektromanyetik açıdan ışığın tanımı, güneş yelkeni kuvvet modeli, optik kuvvet modeli, hareket denklemleri ve güneş yelkenli küp uyduların sahip oldukları alt sistem elemanları hakkında bilgiler yer almaktadır [10].

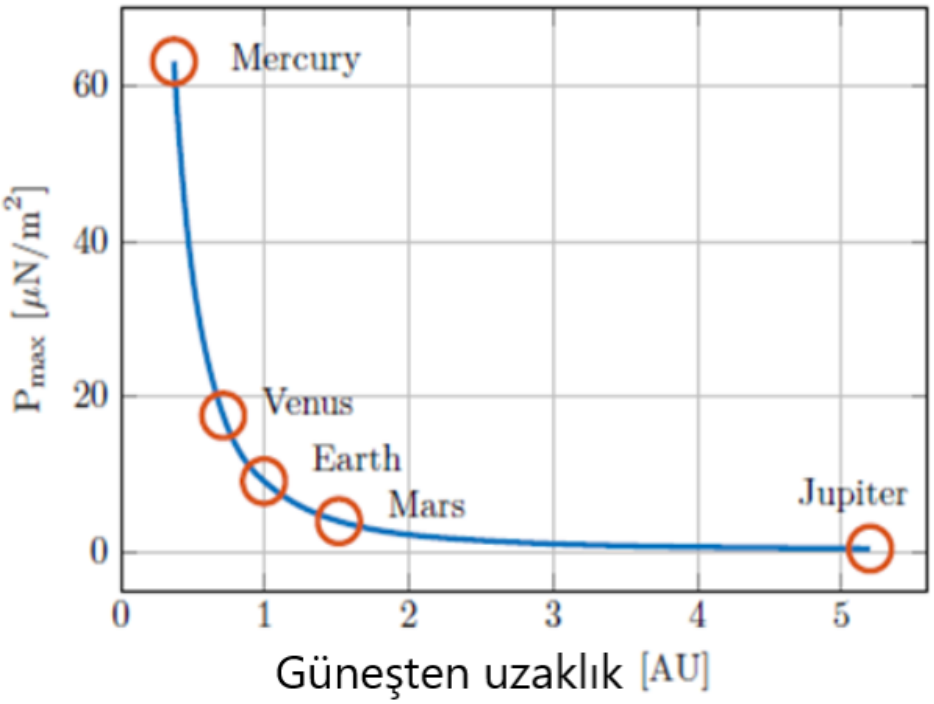
Güneş yelkenli uzay araçları güneş ışınlarındaki fotonlardan gelen radyasyon basıncından faydalanarak hareket eden uzay araçlarıdır. Geleneksel sistemler olan yakıtlı itki sistemleri itici gaz kullanırlar fakat güneş yelkenli uzay araçları bunların aksine itki kuvveti üretmek için uzay ortamındaki güneş ışınlarında bulunan fotonlardan yararlanırlar. Beraberinde momentum taşıyan güneş ışığı soğurucu siyah boyalı bir yüzeye düştüğünde, yüzeyden çok az güneş ışığı yansır ve birçoğu bu siyah boyalı yüzey tarafından emilir. Hava direncinin olmadığı ve bir cismin diğer kuvvetlerden bağımsız olduğu uzay ortamında böyle bir yelken yüzeyi üzerine düşen güneş ışığı, momentumunu yelkene aktararak yelkenin hareket etmesini sağlar. Aynı yelken yüzeyi bu sefer ışığı yansıtan ayna gibi parlak bir yüzey şeklinde boyanırsa, fotonu soğurmak yerine yansıtır. Siyah yelken gibi bu yelken de hareket etmeye başlayacaktır ancak yüzeyi yansıtıcı olduğundan dolayı yelken siyah yüzeye sahip olandan daha hızlı hızlanacaktır. Bu daha fazla hızlanmanın sebebi yansıyan ışığın emilen ışıktan daha fazla momentumunu yelkene aktarmasından dolayıdır. Bu momentum transferi ilkesi foton yelkenler, manyetik yelkenler, plazma yelkenler ve son zamanlarda elektrikli yelkenler dahil olmak üzere tüm yelken türleri için geçerlidir [41].



Şekil 2.14: IKAROS güneş yelkenlisinin sanatsal izlenimi [41].

Aktarılan momentum miktarı uzay aracının güneşten uzaklığına, geometrisine, sıcaklık ve yüzey özellikleri gibi çeşitli faktörlere göre değişmektedir. Gerçekleşen momentum transferinin miktarındaki bir diğer önemli faktör de fotonların yelken yüzeyine çarptığı açıdır. Gelme açısı normale ne kadar yakınsa, yansıma yoluyla uzay aracına o kadar fazla momentum aktarılır. Güneş yelkenli uzay aracının yelkenlerine çarpan fotonlar, uzay aracını sürekli olarak artan etkili bir ivmelenmeyle hareket etmesini sağlar aynı zamanda yelkenlinin üzerinde bulunan uzay aracının ihtiyacı olan enerjiyi tedarik etmesinde önemli rol oynayan güneş panellerini de şarj ederler. Aktarılan momentumdan en yüksek verim yelkenin büyüklüğüne ve uzay aracının kütlesine bağlıdır. Yelken alanı ne kadar büyük ve kütlesi de ne kadar küçük olursa o kadar etkili bir ivme elde edilebilir. Bu itme kuvvetinin güneş radyasyonunun olduğu her yerde mevcut olması ve bu itmenin sürekli olarak uygulanmasının sağladığı en büyük avantaj derin uzay görevleri ve diğer birçok görevin daha az maliyetle ve daha kısa süreler için de gerçekleşmesidir.

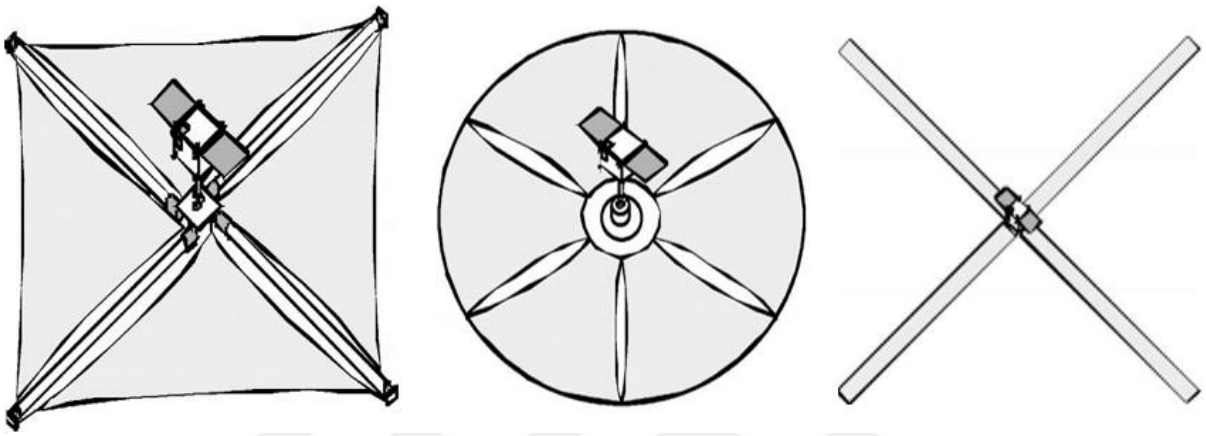
Kullanılabilir fotonların miktarı, kaynaktan olan mesafeye bağlıdır daha az foton daha düşük potansiyel momentum değişimi ile sonuçlanır. Bu durum Şekil 2.15'de grafiksel olarak gösterilmiştir.



Şekil 2.15: Güneşten belli uzaklıklardaki maksimum güneş radyasyon basıncı [6].

2.4.1 Güneş Yelkenli Uzay Aracı Türleri

Güneş yelkenli uzay araçları yelken şekli ile ayırt edilebilirler. Temel olarak üç ana yelken şekli vardır. Bunlar dönen disk tipi yelkenli, kare tipi yelkenli ve heliogyro tipi yelkenlilerdir. Bu türlerin her birinin güneş enerjisinden sağladıkları itki kuvvetleri, kontrol edilebilirlik oranları, kararlılık ve dağıtım karmaşıklığı gibi kendilerine özgü avantajları vardır.



a-) Kare Tip Yelkenli b-) Disk Tipi Yelkenli c-) Heliogyro Tip Yelkenli

Şekil 2.16: Farklı yelken türlerine sahip uydu türleri [6].

Kare tip yelkenliler diğer tip yelkenlilere göre daha popülerdirler ve çoğunlukla yelken destekleri arasında uzanan dört üçgen bölüme ayrılmış en az dört yelken tutucunun yerleştirilmesiyle tasarlanırlar. Yelken tutucular istiflendiğinde katlanabilir veya yuvarlanabilir olması istendiğinden dolayı basit bir düz malzeme kesitine sahip olmaları gerekmektedir.

Dönen disk yelkenleri, geniş bir yelken yüzeyi elde etmenin en basit yoludur. Uydu, yelkeni her yönden çeken ve rijit tutan bir merkezkaç kuvveti oluşturan sabit ve yavaş bir dönüş içerisindedir. Aynı dönüş hızında yelken ne kadar büyük olursa o kadar sertleşir. Dönen bir uydu, uyduyu dış bozucu kuvvetlere karşı daha az duyarlı hale getiren büyük bir açısal momentum içerir. Bu durum aynı zamanda uydunun tutumunu değiştirmek için momentum vektörüne dikkat edilmesi anlamına gelmektedir.

Heliogyro tip yelkenliler ise diğer tip yelkenlilere göre daha hafif uzay araçlarıdır çünkü gerçek bir yelkenleri yoktur. Uzayda hareket edebilmek için açısal momentum kullanırlar ve bir helikopteri andıran şekilde hızlarını ve yönlerini ayarlarlar.

2.4.2. Uzayda Görev Alan Mevcut Güneş Yelkenlileri

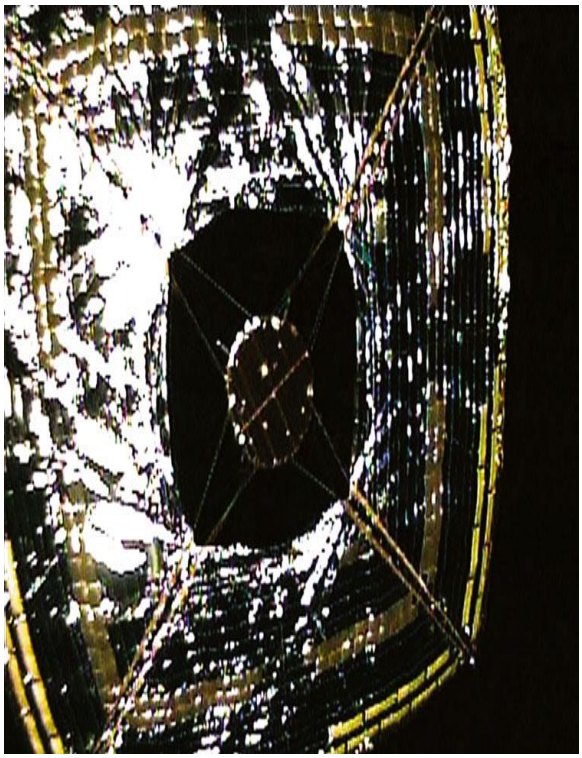
Uzayda görev almış, aktif olarak görev almakta olan ve ilerleyen yıllarda görev alması planlanan güneş yelkenlileri bu bölümde kısaca ele alınmıştır. Bu güneş yelkenlilerinden bazıları şunlardır;

2.4.2.1. IKAROS

Japonya Havacılık ve Uzay Araştırma Ajansı (JAXA) tarafından inşa edilen ve uzaya fırlatılan ilk başarılı güneş yelkeni olan IKAROS güneşin radyasyon basıncı ile hızlanan ve gezegenler arasında görev alan bir uzay aracıdır. IKAROS toplamda 315 kg ağırlığa sahip ve güneşten yüksek verim alabilmesi için 200 m² gibi çok büyük bir yelken ile imal edilmiştir. IKAROS tork oluşturan bir kütle merkezi ile basınç merkezi üretmek için yelkenin her köşesine konuşlandırılan geniş sıvı kristal ekran paneller ile donatılmıştır. Bu panellerin yansıtıcı özellikleri mevcut harekete göre doğru sırada değiştirilerek IKAROS için bir güneş torku üretilmiş ve bu tork sayesinde IKAROS kontrol altında hareket ettirilmiştir. Uydunun dönüşünü kontrol etmek için ayrıca iticiler kullanmaya da ihtiyaç duyulmuştur. Yelkenin konuşlandırılması IKAROS için en temel zorluklardan biriydi ve dağıtım mekanizmasının başarılı olmasını sağlamak için birçok test dağıtımı yürütülmüştür [6].



Şekil 2.17: 21 Mayıs 2010'da fırlatma anı [6].



Şekil 2.18: Yelkenlerini açan IKAROS [6].

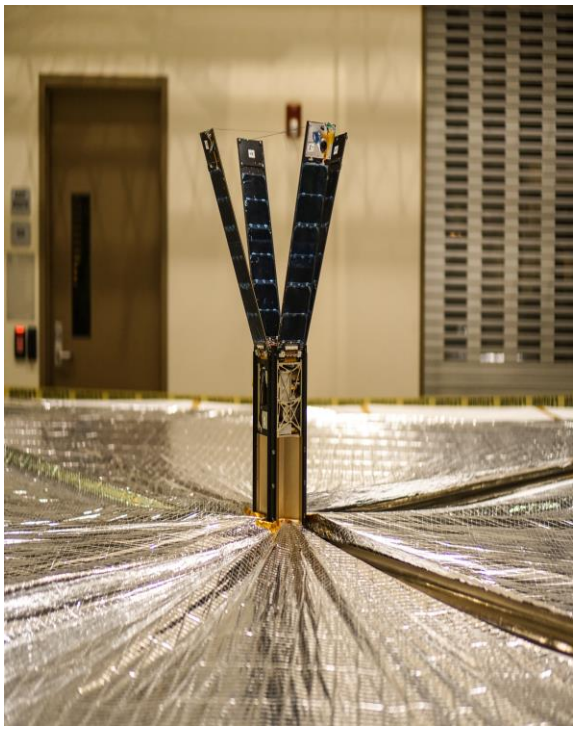
2.4.2.2. LightSail

LightSail güneş yelkenlisi 2009 yılında, güneş enerjisiyle yelkencilik teknolojilerinin gelişimini desteklemek için astronomi ile ilgili çalışmalara ağırlık veren Gezegen Topluluğu tarafından bir görev programı olarak başlatılmıştır. Görev, birbirine çok benzeyen iki küp uydu platformu olan LightSail-1 ve LightSail-21 olarak gerçekleştirilmiştir. Her iki uzay aracının içerisine uçuş bilgisayarı, aviyonik duruş belirleme ve kontrol Sistemi (ADCS), yelken depolama alanı, yerleştirme mekanizması, çalıştırma motoru ve dişli takımı da dahil olmak üzere birçok eleman dahil edilmiştir. LightSail uzay aracı 32 m² yelken genişliğine sahiptir. Güneş yelkenlerini tutan yelken tutucuların açılması için fırçasız bir DC motor ve sonsuz bir dişli tahrik redüksiyonu tarafından tahrik edilmesi sağlanmıştır.

LightSail-1, Mayıs 2015'te bir Atlas 5 roketiyle fırlatıldı ve yelken açmanın mümkün olabileceği bir noktaya kadar getirildi. Dağıtım yaklaşık iki dakika boyunca sürdü ve Şekil 2.19'daki görüntü alındı bu görüntü başarılı bir dağıtımı görsel olarak doğruladı. Dağıtımdan üç gün sonra düzeltilemez bir iletişim hatası, LightSail-1 görevini etkin bir şekilde sonlandırdı. Olumsuzluklara rağmen tüm hedeflere ulaşıldı ve görev başarılı sayıldı. LightSail-1 atmosfere yeniden girdi ve yelkenlerini açtıktan yedi gün sonra yandı [10].



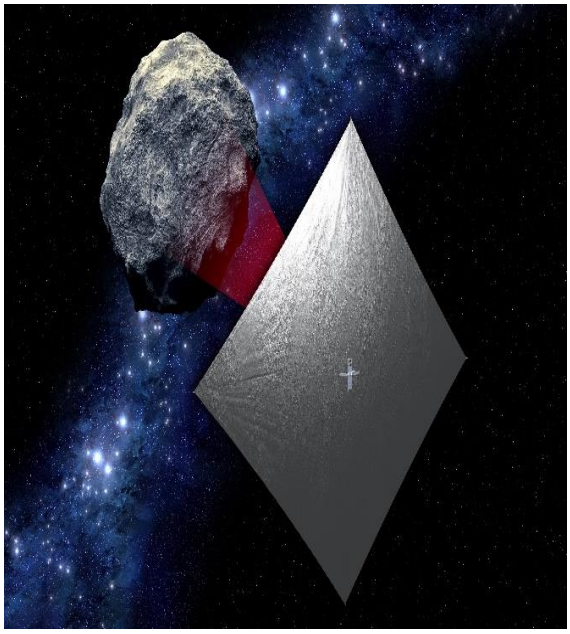
Şekil 2.19: LightSail-1'in uzaydaki görüntüsü [10].



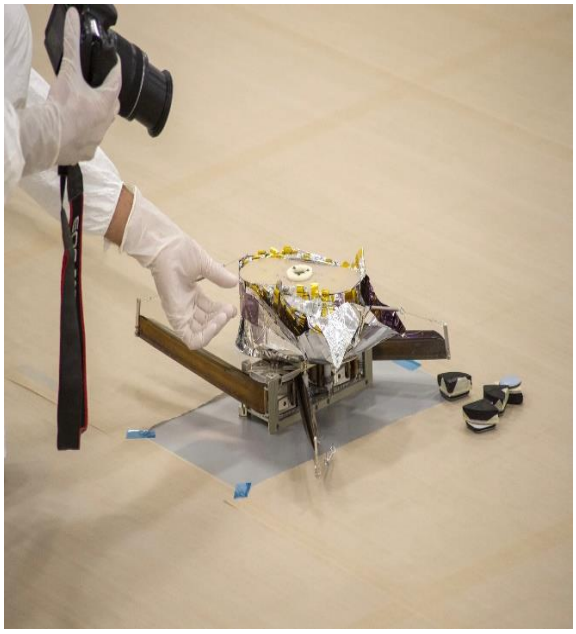
Şekil 2.20: LightSail-1'in dağıtım testi [10].

2.4.2.3. NEA Scout

Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi (NASA), NEA Scout isimli dünyaya yakın olan asteroitlerin keşif seferlerini yürütmek için bir güneş yelkeni çalışması gerçekleştirmiştir. Bu çalışmanın birincil amacı dünyaya yakın asteroitler ile ilgili bilgi hazinesini genişletmek ve insanlı görevlerin bu asteroitleri ziyaret etme olasılığını değerlendirmek için potansiyel olarak yeterli bilgiyi elde etmeye çalışmak olmuştur. NEA Scout keşfedilmek istenen asteroitlere yaklaşık iki yıllık yolculuğu sırasında uzun süreli tahrik ve verimli bir geçiş sağlayabilmesi için tasarlanmıştır. Bu hedefe ulaştığında, NEA Scout 50 santimetre/piksel ile 10 santimetre/piksel arasında değişen bir dizi görüntü yakalayacak ve bu görüntüler nesneyi daha iyi anlamak için dünyadaki bilim adamları tarafından incelemeye alınacaktı. NEA Scout asteroit karşılaşması sırasında Dünya'dan yaklaşık 93 milyon mil uzakta olacağı hesaplanmıştır. NEA Scout Ay uçuşu esnasında yörüngeye girmek için soğuk gaz iticileri kullanmıştır. Uzay aracı kararlı hale geldiğinde ve ay uçuşu tamamlandığında, güneş yelkeni konuşlandırıldı ve karakterize edildi. NEA Scout yalnızca yelkenin ürettiği itme gücünü kullanarak ilk hedefine ulaşması yaklaşık 2,5 yıl olarak hesaplandı. Güneş yelkeninin tasarımı ve açılma mekanizması, LightSail-1 ve NanoSail-D gibi önceki gösteri görevlerinde kullanılan teknoloji ve yöntemler üzerine kurulmuştur. NEA Scout son kütle olarak 14 kg'dan daha az bir kütleye sahip olmuştur. 7,2 metrelik yelken tutucularla 86 m² daha geniş bir yelken alanına sahip olacak ve yelkenlerini konuşlandırması takribi 30 dakika süreceği ön görülmüştür [10].



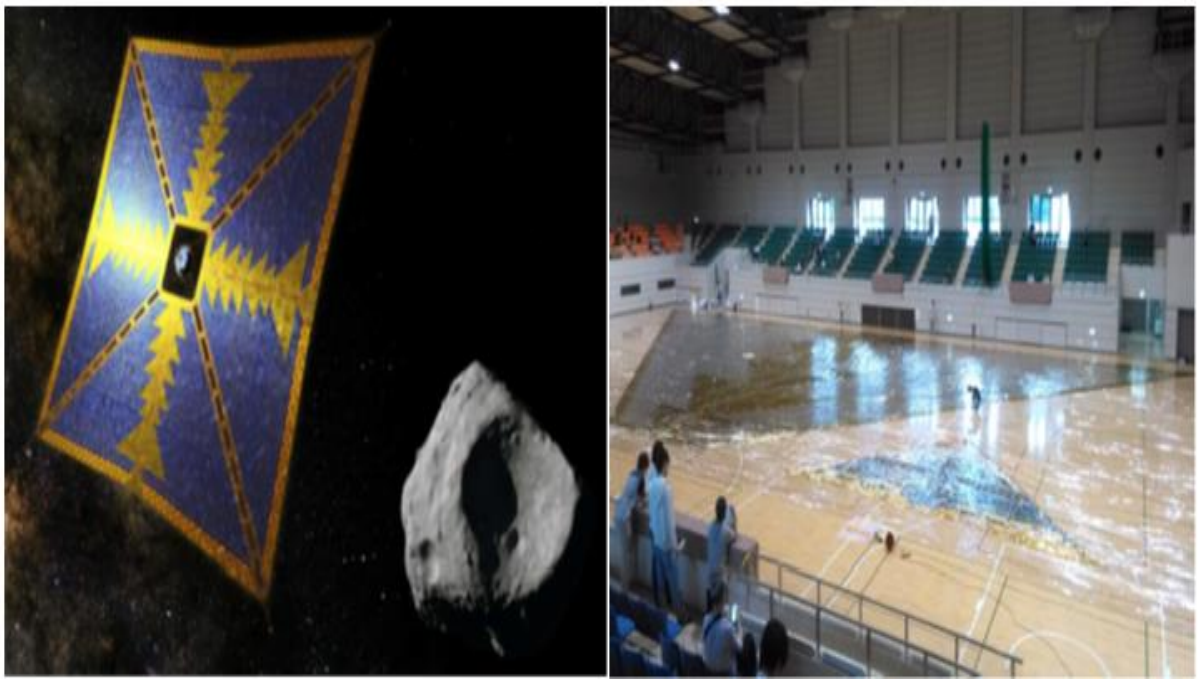
Şekil 2.21: NEA Scout uzay aracı [10].



Şekil 2.22: NEA Scout yerleştirme mekanizması [10].

2.4.2.4. OKEANOS

OKEANOS iki farklı bilim görevinin yerine getirilebilmesi amacıyla tasarlanmış bir güneş yelkenlisidir. Bu görevlerden ilki asteroide giden bir seyir bilimi görevi ve ikincisi Truva asteroidi bilimi görevidir. Seyir bilimi görevi yaklaşık 13 yıl sürecek ve hem Dünya'dan hem de Jüpiter'den yerçekimi yardımlarıyla gerçekleştirilecektir. Gezegenler arası toz ölçümü, manyetik alanlar, gama ışını olaylarının tespiti gibi deneylerin yanı sıra zodyak ışıklarını haritalamak için aktif olacak teleskop ile birlikte bu görevi gerçekleştirecektir. Truva asteroidine ulaştıktan sonra şekil, dönüş hızı ve yerçekimi gibi özelliklerini belirlemek için asteroidin uzaktan ölçümleri alınacaktır. Bir iniş alanı, çeşitli mikroskopi teknolojileri, kameralar, lazer mesafe bulucular, yüzey ve yüzey altı örnekleyiciler gibi optik aletler de dahil olmak üzere bir dizi alet kullanılarak bir dizi yüzey ölçümü yapmaktan sorumlu olacak bir iniş alanı belirlenecektir. Bu görevin 2020'lerin ortalarında başlaması planlanmıştır. Ek bir Truva asteroidi ile buluşma ve birincil hedefe geçmeden önce orada mümkün olan uzak ölçümleri gerçekleştirme dahil olmak üzere görevde genişleme olasılığı vardır. Bu durum, görev süresine 6 ila 10 yıl eklemektedir. Araştırılmakta olan bir diğer husus ise, asteroitten bir numune örneği getirebilmektir. Bunun fizibilitesi değerlendirilmekte ve büyük ölçüde numuneler için giriş kapsülünün tasarımı yeniden değerlendirilecektir. Bu durumun görevi 2050'lerin sonlarına kadar uzatması öngörülmektedir [10].



Şekil 2.23: OKEANOS sanatsal izlenim ve 50 metre mühendislik modeli yelken çeyreği [10].

2.4.3. Güneş Radyasyon Basıncı

Güneş yelkenli uzay aracı için itici güç kaynağı, Güneş'ten gelen ışınım enerjisi ile yelkene taşınan momentumdur. Işığın maddeyi itebildiği gözlemi, günlük deneyime oldukça aykırı olsa da güneş sisteminde yaygın bir mekanizmadır. Bu bölümde, momentum transfer sürecinin iki fiziksel tanımı dikkate alınarak güneş radyasyon basıncı fiziği hakkında bilgiler verilecektir. İlk olarak, radyasyon basıncını açıklamak için kuantum mekaniği tanımı açıklanacaktır. İkinci olarak radyasyonun elektromanyetik tanımından yola çıkılacaktır [42]. Radyasyon basıncının kuantum mekaniği ve elektromanyetik açıdan tanımları ilerleyen kısımlarda detaylı bir biçimde ele alınmıştır.

2.4.3.1. Kuantum Mekaniği ile Tanımlanması

Kuantum mekaniği ile radyasyon basıncının ışığı, kuantum enerji paketi olan fotonlar tarafından taşınan momentumdan kaynaklandığı düşünülebilir. Foton kavramının kökeni, 20. yüzyılın başında Planck ve diğerleri tarafından termal radyasyonun araştırılmasına dayanmaktadır. Bir siyah cisim termal boşluğunda enerjinin dalga boyunun bir fonksiyonu olarak dağılımı için teorik bir açıklama sağlamaya çalışırken, Planck boşluğun enerjisinin ayrık seviyelerde ölçülmesi gerektiği sonucuna vardı. Enerji seviyeleri ayrık olsa bile, Planck hala radyasyonun emisyondan sonra bir dalga olarak yayıldığını düşünmekteydi. 1905'te Einstein, Planck'ın görüşünden memnun değildi, ışıma enerjisinin kendisinin ayrı paketler halinde yayıldığını ve yayılırken bir foton olarak kimliğini koruduğunu öne sürdü. Einstein, yalnızca termal radyasyon kaynaklarındaki enerji seviyelerinin ayrık olduğunu değil, aynı zamanda enerjinin ayrı paketler halinde yayıldığını ve emildiğini de öne sürdü. Bu görüş, fotoelektrik etkinin şaşırtıcı gözlemlerini açıkladı. Einstein'ın 1921'deki Nobel ödülü, fotoelektrik etkinin açıklanması ve matematiksel fiziğe katkıları olarak not edildi [42].

Planck yasasından; E = Enerji, Foton = v frekansındaki bir foton, h = Planck sabiti

$$E = h * v \tag{2.1}$$

Bu denklem Planck yasası olarak adlandırılsa bile, Einstein istatistiksel termodinamikten eşdeğer bir denklem türetmiştir. Fakat daha sonra, enerji ve frekans arasındaki orantı sabitinin aslında termal radyasyon kaynaklarının ayrık enerji seviyelerini tanımlamak için kullanılan

Planck sabiti olduğunu fark etmiştir. Foton terimi daha sonra bu kuantum görüşüne ek olarak hareketli bir cismin toplam enerjisi olan E'nin şu şekilde yazılmasına olanak tanımıştır;

$$E^2 = m_0^2 * c^4 + p^2 * c^4 \quad (2.2)$$

m_0 = Kütle

p = Momentum

c = Işık hızı

Bir fotonun durgun kütlesi sıfır olduğundan enerjisi şu şekilde yazılabilir;

$$E = p * c \quad (2.3)$$

Buradan yola çıkarak, denklem (2.1) ve (2.3) ile tanımlanan foton enerjisi kullanılarak, tek bir foton tarafından taşınan momentum şu şekilde verilebilir;

$$p = \frac{h*v}{c} \quad (2.4)$$

Bu denklem kuantum mekaniğinin klasik fizik teorisi olan özel görelilik ile birleştirilmesiyle elde edilmiştir. Bir cisme uygulanan basıncı hesaplamak için bir foton akışı tarafından taşınan momentum dikkate alınmalıdır. Güneş'ten r mesafesindeki enerji akısı W (birim alanı geçen enerji birimi), güneş ışığı L_s cinsinden yazılabilir ve Güneş ile Dünya arası mesafe R_E ile ölçeklenebilir.

$$W = W_E * \left(\frac{R_E}{r}\right)^2 \quad (2.5)$$

$$W_E = \frac{L_s}{4*\pi*R_E^2} \quad (2.6)$$

W_E, Dünya'nın Güneş'ten uzaklığında ölçülen enerji akışıdır. Denklem (2.5) kullanılarak, Δt zamanında gelen radyasyon A alanının bir yüzeyi boyunca taşınan ΔE enerjisi ile verilir.

$$\Delta E = W * A * \Delta t \quad (2.7)$$

Denklem (2.3)'den bu enerji daha sonra Δp momentumunu taşır.

$$\Delta p = \frac{\Delta E}{c} \tag{2.8}$$

Yüzeye uygulanan basınç P daha sonra birim alan başına birim zamanda taşınan momentum olarak tanımlanır ve böylece;

$$P = \frac{1}{A} * \left(\frac{\Delta p}{\Delta t}\right) \tag{2.9}$$

Denklem (2.6)'dan fotonlar tarafından momentum transferi nedeniyle yüzeye uygulanan basınç;

$$P = \frac{W}{c} \tag{2.10}$$

Mükemmel yansıtıcı bir yüzey için gözlenen basınç denklem ile sağlanan değerin iki katıdır. Dünya'nın Güneş etrafındaki yörüngesi hafif eliptik olduğundan, Dünya'dan alınan enerji akışı yıl içinde yaklaşık %3,5 oranında değişir. Ancak, kabul edilen ortalama değer 1368 $J\ s^{-1}m^{-2}$ güneş sabiti W_E'dir. Bu nedenle mükemmel şekilde yansıtan bir güneş yelkenine uygulanan basınç $9{,}12\ x\ 10^{-6}\ \ Nm^2$ olarak alınır.

2.4.3.2. Elektromanyetik Açıdan Tanımlanması

Işığın elektromanyetik tanımından, momentum elektromanyetik dalgalarla güneş yelkenine taşınır. Fiziksel olarak E dalgasının elektrik alan bileşeni, Şekil 2.13'de gösterildiği gibi yelkende bir j akımını indükler. Gelen dalga B'nin manyetik bileşeni, daha sonra dalganın yayılma yönünde bir Lorentz kuvveti üretir. İndüklenen akım, gelen dalganın yansıması olarak gözlenen başka bir elektromanyetik dalga üretir ve x ekseni boyunca yayılan bir dalga için bir akım elemanına uygulanan kuvvet şu şekilde verilir;

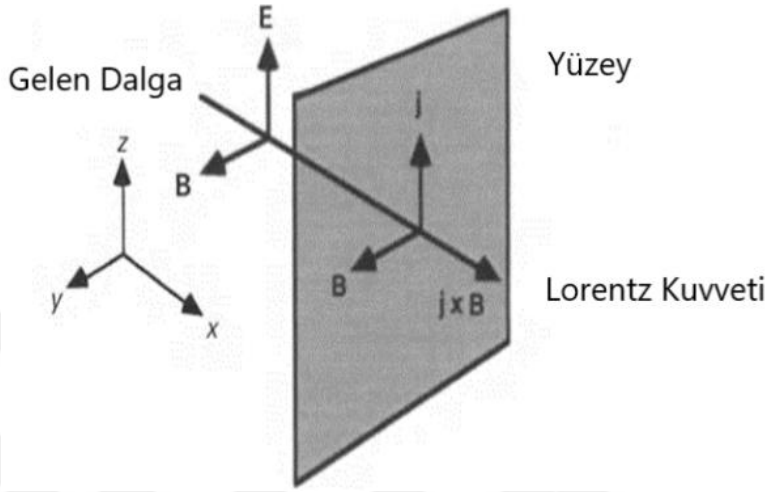
$$df = j_z * B_y * dxdydz \tag{2.11}$$

j_z, reflektörün yüzeyinde indüklenen akım yoğunluğudur. Birim alan başına kuvvet olarak tanımlanan mevcut eleman üzerindeki basınç daha sonra şu şekilde verilir;

$$dP = j_z * B_y * dx \tag{2.12}$$

Maxwell'in elektrodinamik denklemlerinden olan (2.12), alan terimleri ile değiştirilebilir. Bu durumu takiben, ortalama basınç şu şekilde verilebilir;

$$dP = -\frac{\partial}{\partial x} * \left(\frac{1}{2} * \in_0 * E_z^2 + \frac{1}{2\mu_0} * B_y^2\right) * dx \tag{2.13}$$



Şekil 2.24: Radyasyon basıncının elektromanyetik tanımı [42].

Parantez içindeki terim, gelen dalganın elektrik bileşeni *E* ve manyetik bileşeni *B* için enerji yoğunluğu *U* olarak tanımlanır ve şu şekilde açıklanır;

$$U = \frac{1}{2} * \in_0 * E^2 + \frac{1}{2\mu_0} * B^2 \tag{2.14}$$

$\in_0$, elektriksel geçirgenlik ve μ_0 boş alanın geçirgenliğidir. Δl kalınlığına sahip bir yüzeye uygulanan basınç denklemin integrali alınarak elde edilir ve şu şekilde yazılabilir;

$$P = -\int_0^{\Delta l} \frac{\partial U}{\partial x} * dx \tag{2.15}$$

Mükemmel bir şekilde soğuran bir ortam için yüzeye uygulanan basınç, elektromanyetik dalganın toplam enerji yoğunluğu tarafından ifade edilir.

$$P = U \tag{2.16}$$

Şekil 2.25'de gösterildiği gibi, aralarında Δx mesafesi olan ve *A* alanının bir yüzeyine gelen iki düzlem dalga verilir. Yüzeye çarpacak olan iki dalga arasındaki boşluk hacmi $A * \Delta x$ 'tir. Ek olarak, dalgalar arasındaki Δx aralığı $c * \Delta t$ 'ye eşittir, burada Δt dalga cepheleri arasındaki seyahat süresidir. Elektromanyetik dalganın enerji yoğunluğu şu şekilde verilir;

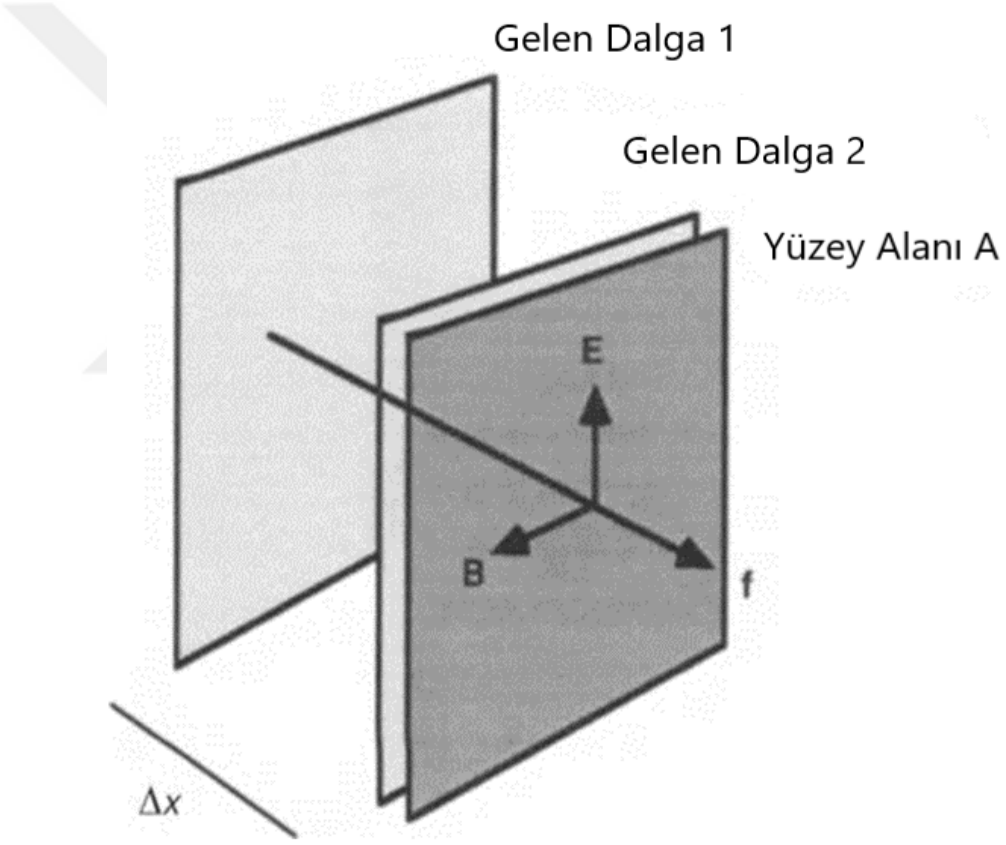
$$U = \frac{\Delta E}{A*(c*\Delta t)} \tag{2.17}$$

ΔE, hacim elemanının içerdiği enerjidir. Ayrıca, yüzey boyunca enerji akısı W olarak yazılabilir.

$$W = \frac{1}{A} * \left(\frac{\Delta E}{\Delta t}\right) \tag{2.18}$$

Buradan görülebilir ki;

$$U = \frac{W}{c} \tag{2.19}$$



Şekil 2.25: Bir elektromanyetik dalganın enerji yoğunluğu [42].

Denklem (2.10) ile denklem (2.19)'da aynı sonuçlara ulaşılmıştır. Bu nedenle radyasyon basıncının kuantum mekaniği ile tanımlanması ve elektromanyetik açıdan tanımlanması beklendiği gibi eşdeğer sonuçlar getirmiştir.

2.4.4. Küp Uyduların Alt Sistemleri

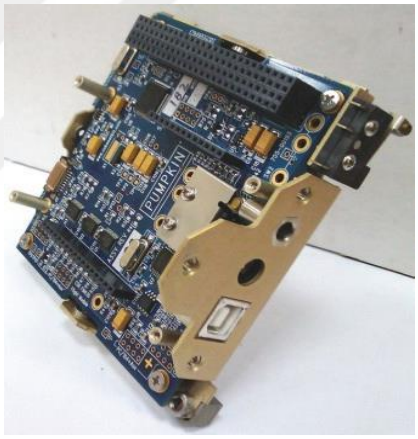
Küp uydular birçok ana alt sisteme ayrılmış uydulardır. Bu ana alt sistemleri temel olarak gruplandıracak olursak; yerleşik bilgisayar, tutum belirleme ve kontrol, iletişim sistemi, güç, tahrik sistemi ve güneş panellerinden meydana gelmektedirler. Bu bölümde bu sistem elemanları hakkında bilgiler yer almaktadır.

2.4.4.1. Yerleşik Bilgisayar

Yerleşik bilgisayarlar bilgisayarı alt sistemlere bağlamak için mikroişlemci, bellekler ve arabirim yongasından oluşmaktadır. Yerleşik bilgisayar 400 MHz hıza sahip bir ARM9 işlemci mimarisine dayalı yüksek performanslı bir işlem birimidir. Ebatları 96 mm x 90 mm x 12,4 mm'dir [23].



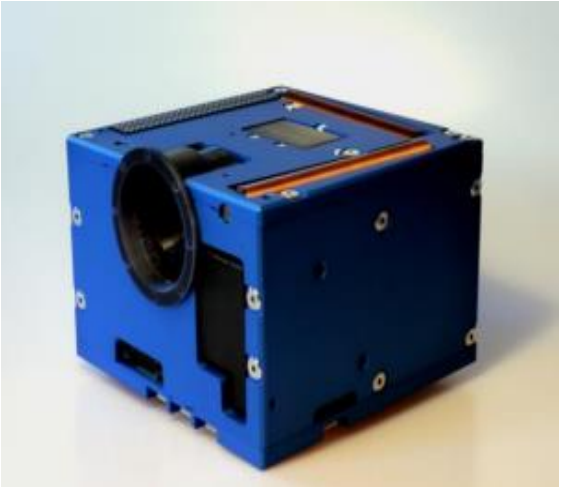
Şekil 2.26: Yerleşik bilgisayar [23].



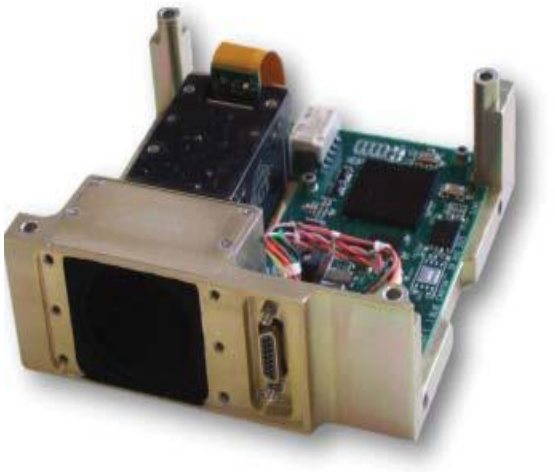
Şekil 2.27: ICUBE-1: FM430 ait yerleşik bilgisayar [23].

2.4.4.2. Tutum Belirleme ve Kontrol

Bir küp uyduyu uçuş esnasında doğru bir biçimde yönlendirmek ve kontrol etmek birçok açıdan önem taşımaktadır. Küp uydunun davranışları operasyon boyunca sürekli dikkatli bir şekilde kontrol edilmesi gereken bir durumdur. Küp uydularda bulunan yerleştirme mekanizmaları genellikle düşük maliyetli fırlatma sistemleridir. Küp uydular asimetrik yerleştirme kuvvetleri sebebiyle devrilme ihtimali bulunan uydulardır. Bu devrilme ihtimalini en aza indirgemek için gerekli önlemlerin alınması gereklidir. Bu önlemi gerçekleştiren bileşenler arasında tutum belirleme ve kontrol işlemini gerçekleştiren sistemler arasında iticiler, yıldız izleyiciler, reaksiyon çarkları, güneş sensörü ve GPS alıcıları bulunur. Küp uyduları hassas bir biçimde yönlendirmek için ise yıldız izleyiciler, rota yönlendirmesi ve güneş sensörleri kullanılır [50].



Şekil 2.28: Tutum belirleme ve kontrolcü [23].



Şekil 2.29: Güneş sensörü [50].

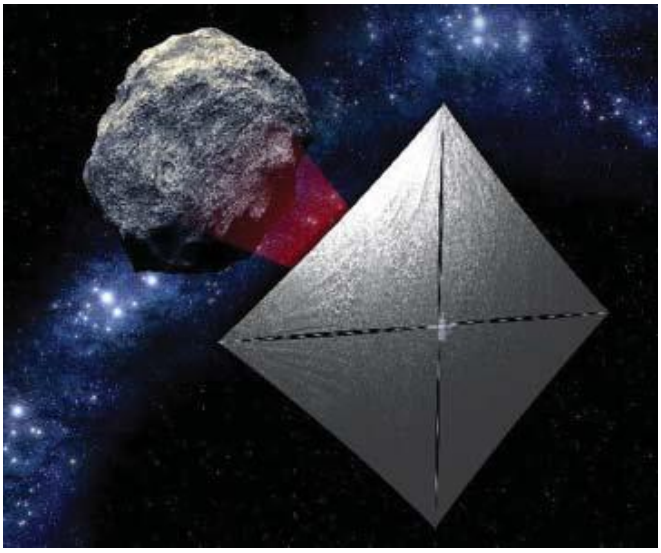
2.4.4.3. Tahrik Sistemi

Küp uyduların tahrik sistemleri son yıllarda hızlı ilerlemeler kaydetmiştir. Bu tahrik sistemlerinden bazıları; soğuk gaz, kimyasal tahrik, elektrikli tahrik ve güneş yelkenleri ile elde edilen tahrik sistemleridir. MarCO uydusunda kullanılan sevk ünitesi Şekil 2.30'da gösterilmektedir.



Şekil 2.30: MarCO mikro tahrik sistemi [50].

Bir diğer tahrik sistemi olan ve NASA'nın şu anda geliştirmekte olduğu NEA Scout küp uydusu hem soğuk gaz reaksiyon kontrol sistemini hem de büyük bir güneş yelkenini kullanmaktadır. Güneş yelkenleri ultra ince ve oldukça yansıtıcı malzemelerden yapılmıştır. Güneşten gelen fotonlar ayna benzeri yüzeye sahip yelkenlere çarptığında yelkenden seker ve momentumunu küp uyduya aktarır. Bu momentum sayesinde küp uydu uzayda hareket edebilmektedir.



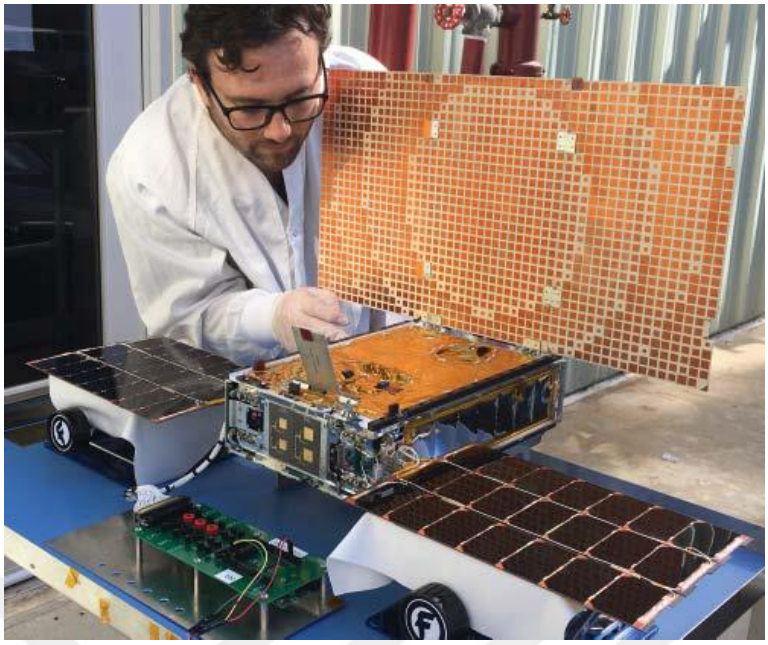
Şekil 2.31: Nea Scout güneş yelkenli tahrik sisteminin tamamen açılmış görüntüsü [50].

2.4.4.4. Güç

Küp uydularda son yıllara kadar güneş ışığını elektriğe dönüştürmek için güneş pilleri kullanılmıştır. Küp uydular gezegen tutulması sırasında güneşten enerji sağlayamadıkları için bir enerji deposuna ihtiyaç duyarlar ve bu ihtiyaç duydukları enerjiyi şarj edilebilir lityum iyon pillerde depolarlar. Özel bir elektrik güç sistemi de pilin şarj edilmesini, boşalmasını kontrol eder aynı zamanda pil sağlığını izler ve yönetir.



Şekil 2.32: Batarya [23].



Şekil 2.33: MarCO uydusunda her biri 1U × 3U iki adet çift eksenli 36W dağıtılabilir güneş enerjisi dizisi [23].

2.4.4.5. İletişim

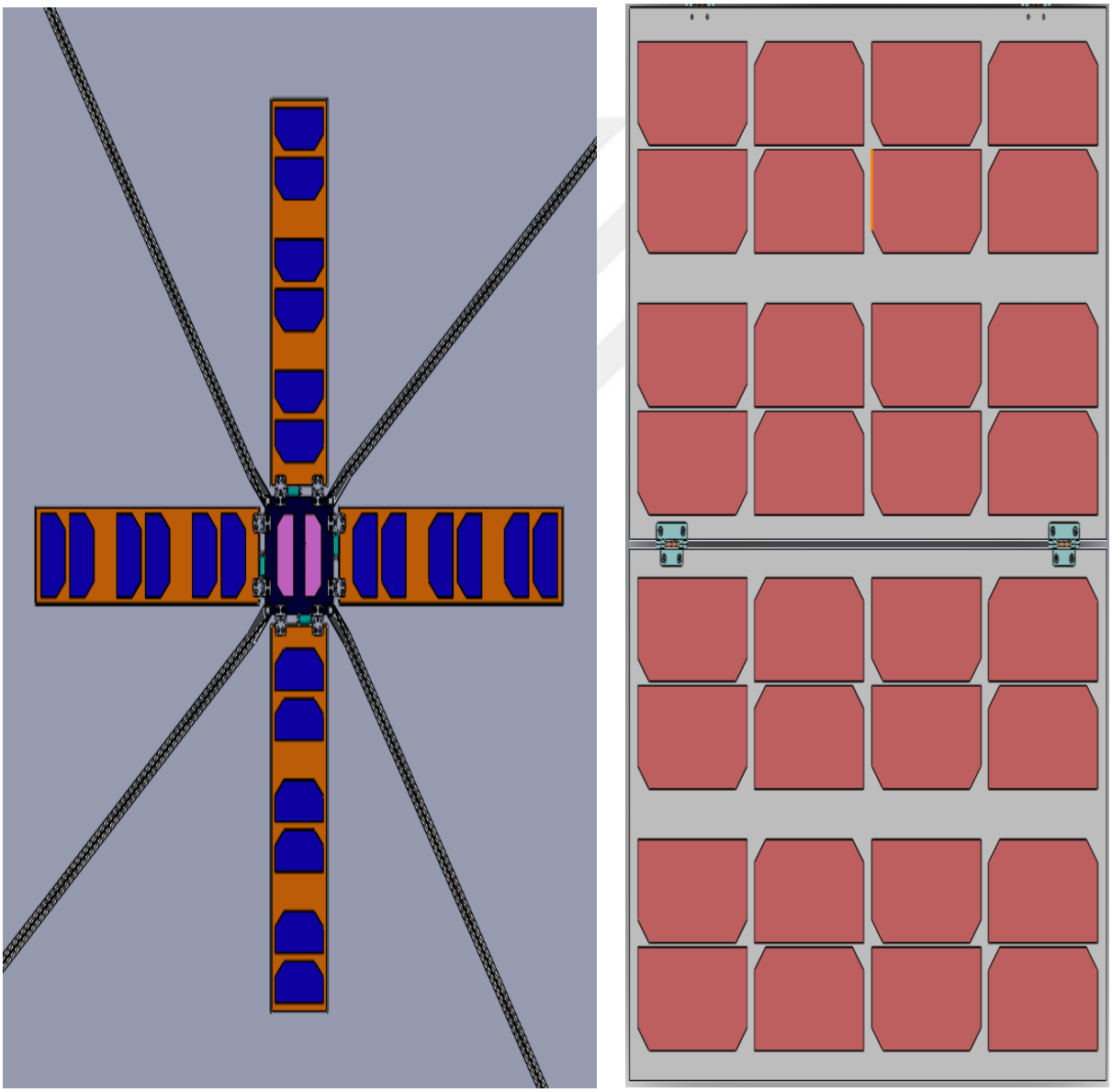
Küp uydulardaki iletişim sistemi, uzay aracından alınan veri ve telemetriyi Dünya'ya, Dünya'dan verilen komutların da uzay aracına iletilmesini sağlayan son derece önemli bir uzay aracı alt sistem elemanıdır. Geleneksel olarak, Dünya ve uydular arasındaki iletişim radyo spektrumundadır. Bu da yaklaşık 30 MHz'den 40 GHz'e kadar olmaktadır [23].



Şekil 2.34: İletişim sistemi [23].

2.4.4.6. Güneş Panelleri

Küp uydularda 1U'dan başlayarak 12U'ya kadar yüksek performanslı aynı zamanda küp uydu ile tam uyumlu güneş panelleri bulunmaktadır. Bu güneş panelleri bütün uydu yapılarına ve alt sistemlerine uyacak şekilde tasarlanmaktadır. Küp uydu ile herhangi bir uyumluluk sorunu yoktur. Göreve göre ve gereksinimlere göre özelleştirilebilirler. Güneş pilleri gaas türü üçlü eklemlidir ve 6U küp uydu için 17 W'a kadar enerji sağlayabilirler. Güneş panelleri küp uyduların üst ve alt yüzleri hariç tüm taraflarına yerleştirilebilirler.



Şekil 2.35: Sırası ile özgün tasarım 3U küp uydusunun güneş paneli ve özgün tasarım 12U küp uydusunun güneş paneli.

3. MALZEME VE YÖNTEM

Tezin malzeme ve yöntem bölümü uzay araçlarında kullanılan malzemelere, mevcut küp uydu dağıtım mekanizmalarına, özgün 3U güneş yelkenlisi tasarımına, özgün 12U küp uydu tasarımına ve fırlatma kutusu tasarımlarına ayırılmıştır. Bölümün başlangıcında küp uyduların tasarım sürecinde önemli bir yeri temsil eden malzeme seçimi konusu ele alınacaktır. Küp uydular için malzeme seçimi yapılırken fırlatma ortamı koşulları, uzay şartları, radyasyon etkisi, sıcaklık etkisi, oksitlenme etkisi, vakum etkisi ve plazma etkisi dikkate alınarak seçim yapılmalıdır. Ayrıca bu parametrelere ek olarak, küp uydunun ağırlığı, dayanımı, üretim maliyeti, kolay üretilmesi ve şekillendirilmesinin yanı sıra uzayda görev yapacağı süre de göz önüne alınarak malzeme seçimi gerçekleştirilmelidir.

3.1. UZAY ARAÇLARINDA KULLANILAN MALZEMELER

Küp uydulardaki hafiflik gereksinimi, üretimlerinde kullanılan malzemeler açısından en önemli belirleyici parametrelerden biridir. Hafiflik gereksiniminden dolayı küp uydu yapılarında metal alaşımlar ve kompozit malzemeler tercih edilmektedir. Alüminyum alaşımlar metal alaşımlar içerisinde küp uydular için en çok tercih edilen malzemelerdir.

Tasarımdaki bu gereksinimlerden dolayı tezin bu kısmında küp uyduların üretiminde kullanılan malzemeler hakkında bilgiler ve özellikler yer almaktadır. Bu malzemeler alüminyum, magnezyum, çelik, berilyum, titanyum ve kompozit malzemelerden oluşmaktadır.

3.1.1. Alüminyum

Geniş bir yapısal malzeme grubu olan alüminyum alaşımlar, uzay araçlarının kafes yapılarında ve diğer sistem elemanlarında tercih edilen çok çeşitli mekanik özelliklere sahip olan malzemelerdir. Yüksek oranda tercih edilmelerinde az olan maliyetleri ve kolay işlenebilirlikleri etkin rol oynamaktadır. Alüminyum alaşımlar çelik ile kıyaslandığında daha düşük çekme özelliklerine sahip olsa bile, özgül mukavemetleri mükemmeldir.

Isıl işlem uygulanarak güçlendirilen alüminyum alaşımlarından 2xxx, 6xxx ve 7xxx seri numaralı alaşımlar uydu yapılarında çokça tercih edilirler. 6xxx serisi kolay şekillendirilebilirlik, kaynak kabiliyeti ve korozyon direnci özellikleri ile öne çıkmaktadır. 7xxx serisi alüminyum alaşımlar ise diğer alaşımların arasında en yüksek mukavemete sahip olan

seridir. Bu özelliklerinden dolayı 7075-T6 fırlatma kutusu için ve 6061-T6 serisi alüminyum alaşımları da küp uydu kafes yapılarında en çok tercih edilen serilerin başında yer almaktadır.

3.1.2. Magnezyum

Magnezyum alaşımların kaynaklanması kolaydır fakat korozyona karşı hassas bir yapıya sahiptirler. Magnezyum düşük bir elastisite modülüne, yorulma, sürünme ve aşınmaya karşı zayıf bir dirence sahiptir. Alüminyumdan daha hafiftirler ve alüminyumdan biraz daha düşük bir sıcaklıkta erirler. Magnezyum alaşımlar alüminyum alaşımlar kadar güçlü olmasa bile, özgül güçleri karşılaştırılabilir seviyededir. Magnezyum alaşımlar yüksek hızlı makinelerde, havacılık uygulamalarında, nakliye ve malzeme taşıma ekipmanlarında kullanılmaktadırlar.

3.1.3. Çelik

Çelik malzemesi, demir ve karbon alaşımı bir malzemedir. Çeliğin sınıflandırılmasında karbon miktarı önemli bir rol oynamaktadır. Karbon haricinde farklı oranlarda diğer alaşım elementleri de bulunabilmektedir. Çeliğe farklı özellikler kazandıran içerdiği elementlerin kimyasal bileşimi ve çeliğin içyapısıdır. Karbon miktarı fazla oranda olan çelikler demirden daha serttirler ve güçlüdürler ancak daha az sünektirler. Düşük maliyetleri ve yüksek çekme mukavemeti nedeniyle çelikler, arabalarda, makinelerde, binalarda, altyapıda, aletlerde, gemilerde, trenlerde, elektrikli cihazlarda ve silahlarda kullanılmaktadırlar.

3.1.4. Berilyum

1.848 gr/cm^3 yoğunluğa sahip olan berilyum alüminyumdan daha hafif çelikten daha serttir. Berilyum alaşımlar oldukça sınırlı sayıda olmakla beraber pahalıdırlar. Kırılgan, reaktif ve toksiktirler. Bunun yanı sıra üretimleri oldukça karmaşık ve uygulamaları da oldukça sınırlıdır. Berilyumdan havacılık uygulamalarında ve nükleer uygulamalarda elektromanyetik radyasyona olan şeffaflığı açısından faydalanılmaktadır [70].

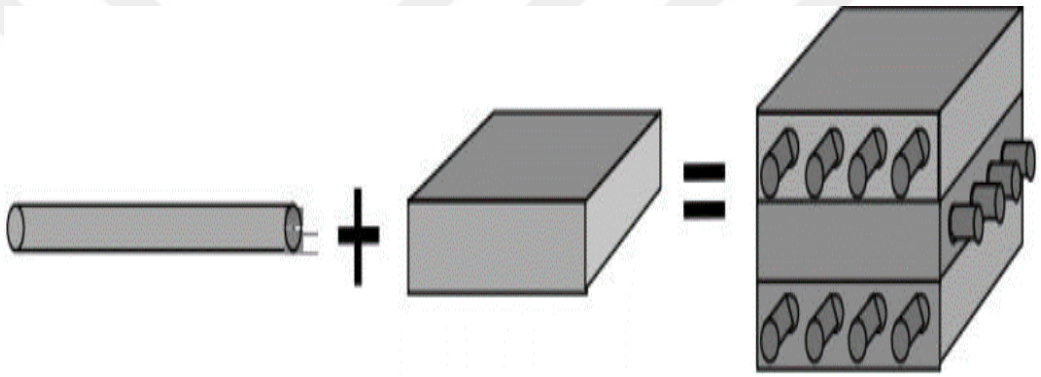
3.1.5. Titanyum

Titanyum alaşımları yüksek mekanik mukavemet ve korozyona karşı iyi direnç ile karakterize edilirler. Ayrıca iyi mekanik özelliklere, zayıf süneklik özelliklerine ve kaynaklı bir durumda çatlamaya karşı hassasiyet gösterirler. Titanyumun mükemmel korozyon direnci, kimyasal işleme ekipmanlarında, denizcilik bileşenlerinde ve kalça protezleri gibi biyomedikal

implantlarda uygulamalar sağlar. Titanyum, uçak gövdesi ve jet motoru bileşenleri için kullanılan önemli bir havacılık malzemesidir [70].

3.1.6. Kompozit Malzemeler

Kompozit malzemeler, gerekli mekanik özelliklerini sağlayan takviye elemanları ve takviyelerin düzgün deformasyonuna izin veren bir matris dahil olmak üzere iki veya daha fazla bileşene sahip homojen olmayan malzemelerdir. Genel olarak, yapısal bir eleman yapmak için dört tip malzeme kullanılır. Bunlar metaller, polimerler, seramikler ve kompozit malzemelerdir. Kompozit malzemeyi oluşturan malzemeler metaller, polimerler, seramikler veya bu üç grubun bir kombinasyonu şeklindedir [31].



(a) (b) (c)

Şekil 3.1: Kompozit yapının temel yapısında bulunan elemanlar, (a) Fiber, (b) Matris, (c) Kompozit malzeme.

Kompozit malzemelerin mekanik davranışı, takviyelerin ve matrisin özellikleri ile bunların ara yüzeylerinde bulunan yapışma kuvveti tarafından belirlenir. Kompozit malzemelerin özellikleri, ilk bileşenlerin özelliklerine ve bunları tek bir malzemede birleştirmek için kullanılan yöntemlere bağlıdır. Hem ilk bileşenlerin özelliklerine hem de bazı yeni değerli özelliklere sahip kompozit malzemeleri sentezlemek için farklı matrisler ve takviyeler birleştirilebilir. Örneğin, takviyeler ve matris arasındaki ara yüzler, malzemenin kırılma tokluğunu önemli ölçüde arttırır. Bu nedenle, metallerin aksine kompozit malzemelerde, kural olarak statik mukavemette bir artış ve kırılma tokluğunda bir artış meydana gelir [33].

Bileşen malzemeler, bileşim ve form bakımından farklılık gösterir. Kombinasyonları, bir kompozit malzemede iki faz ile sonuçlanır. Birinci faz takviye genellikle sert ve güçlü olan süreksiz bir fazdır. İkinci faz olan matris ise takviyeleri birbirine bağlayan sürekli bir fazdır.

Takviye malzemesi, matris malzemesine makroskopik düzeyde gömülüdür. Böylece, kurucu malzemeler birlikte çözünmezler veya birleşmezler. Bu nedenle, kompozit malzeme iki bileşenin, bir takviye ve bir matrisin makroskopik olarak birleştirilmesiyle yapılan faydalı ve verimli bir malzeme sistemidir. Bileşenler ile birlikte çözünmez veya birleşmezler, fakat daha iyi mühendislik özellikleri sergilemek için birlikte hareket ederler [31].

Tablo 3.1: Ortak mühendislik malzemelerinin tipik mekanik özelliklerinin karşılaştırılması [31].

MALZEMELER	**Özgül Ağırlık** (kg/dm^3)	**Çekme Modülü (GPa)**	**Çekme Mukavemeti (MPa)**	**Özel Çekme Modülü (GPa/g/cc)**	**Özgül Çekme Dayanımı (MPa/g/cc)**
METALLER					
Çelik	7.9	205	275-1880	26	35-238
Alüminyum	2.7	70	60-700	26	22-259
POLİMERLER					
Epoksi	1.2	2.5-4.5	50-130	2.1-3.8	42-108
Polyester	1.2	2.5-4.0	20-80	2.1-3.3	17-67
Fenoller	1.3	3.0-4.0	35-70	2.3-3.1	27-54
Poliamid	1.4	3.0-4.0	70-80	2.1-2.9	50-57
SERAMİKLER					
Alümina	3.9	380	330	97	85
KOMPOZİTLER					
Cam/Epoksi	1.8-1.9	30-45	550-1350	16-25	289-750
Karbon/Epoksi	1.4-1.7	105-460	875-2760	62-329	515-1971
Kevlar/Epoksi	1.3-1.4	70-76	1065-1380	50-58	761-1062

3.1.6.1. Kompozit Malzemelerin Avantajları

Kompozit malzemeler yüksek performansın ve hafifliğin temel gereksinimler olduğu birçok uygulamada ticari, endüstriyel, havacılık, uzay, savunma, deniz ve rekreasyon yapılarında giderek daha fazla kullanılmaktadır, kompozit malzemelerin diğer geleneksel malzemelerden daha fazla tercih edilmesini sağlayan çeşitli avantajlar vardır. Bu avantajlardan bazıları aşağıda maddeler halinde sıralanmıştır:

1. Yüksek çekme mukavemeti ve sertlik

2. Yüksek özgül mukavemet ve özgül sertlik

3. Yüksek yorulma mukavemeti

4. Yapısal malzeme sönümleme ve iyi darbe özellikleri

5. Uyarlanabilir özellikler

6. Tasarım esnekliği

7. Daha az korozyon

3.1.6.2. Kompozit Malzemelerin Dezavantajları

Kompozit malzemeler ile ilgili uzun bir avantajlar listesi olmasına karşın, bazı dezavantajlar da bulunmaktadır. Bunlar aşağıda maddeler halinde sıralanmıştır;

1. Düşük servis sıcaklığı

2. Radyasyon ve neme karşı hassasiyet

3. Enine yönde düşük elastik özellikler

4. Karmaşık tasarım ve analiz

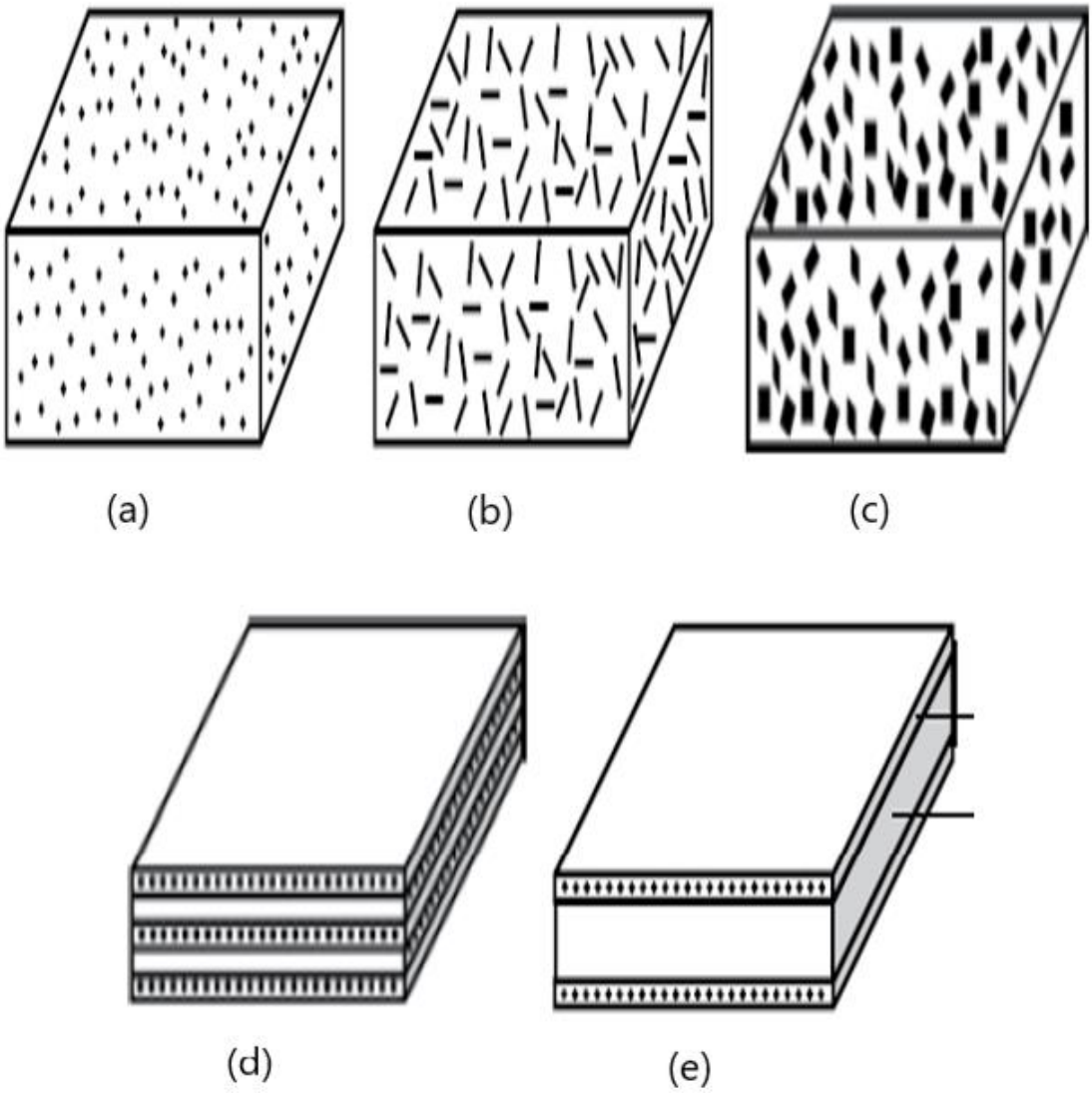
5. Karmaşık mekanik karakterizasyon

6. Yüksek hammadde ve üretim maliyeti

7. Birleştirme zorluğu

3.1.6.3. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Kompozit malzemeler takviye elamanına ve matris malzemesine göre 2 ana grupta sınıflandırılabilirler. Takviye elemanına göre sınıflandırma ve matris malzemesine göre sınıflandırma da kendi içerisinde birkaç gruba ayrılmaktadır. Bunlar;



Şekil 3.2: Takviye geometrisine ve kompozit formuna göre kompozit türleri. (a) Partiküllü kompozitler, (b) Kısa fiber kompozitler, (c) Pul kompozitler, (d) Lamine kompozitler, (e) Sandviç kompozitler.

3.1.6.4. Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları

Kompozit malzemelerin faydaları günümüzde iyi bilinmektedir ve bu faydalar teknoloji ilerledikçe daha da ortaya çıkmaktadır. Kompozit malzemeler endüstriyel sektörlerden havacılık, tüketim malları, elektrik ve elektronik otomotiv, yapı ve inşaat, kimya, denizcilik ve diğer birçok alanda kullanılmaktadırlar. Bu kullanım oranının yüzdesel istatistikleri Dünya, Avrupa ve Türkiye olarak Tablo 3.2'de belirtilmiştir.

Tablo 3.2: Kompozit malzemelerin kullanım alanlarına göre yüzdesel dağılımı.

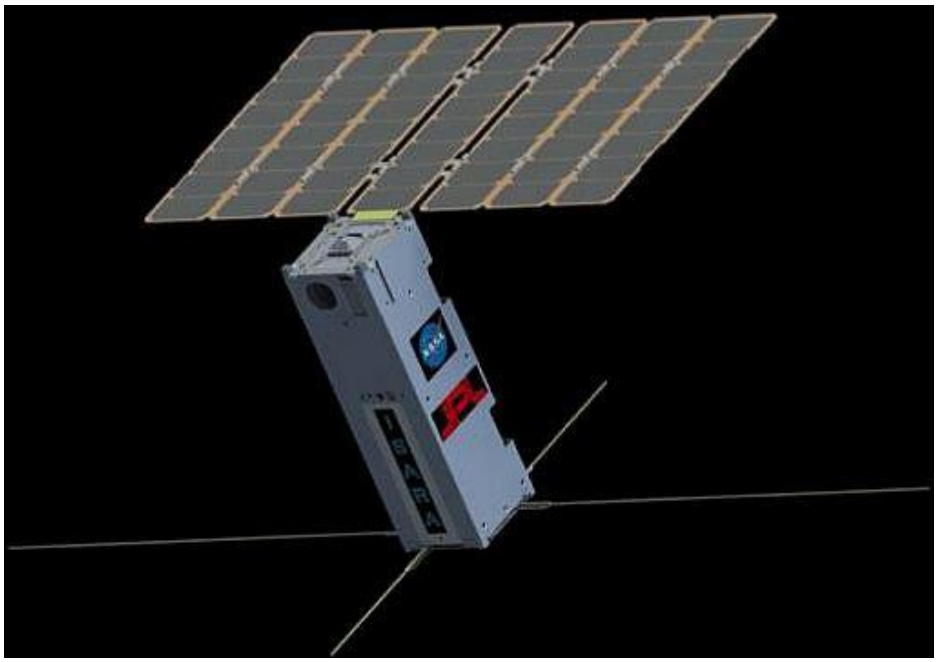
SEKTÖRLER	DÜNYA (%)	AVRUPA (%)	TÜRKİYE (%)
Yapı ve İnşaat	24.5	18	18
Taşımacılık ve Otomotiv	21	30	20
Elektrik ve Elektronik	19	14	3
Tüketim Malları	6	3	2
Rüzgâr Enerjisi	7	12	5
Boru ve Tank	14	13.5	45
Uzay ve Havacılık	0.5	0.5	-
Denizcilik	4	5	2
Diğer	4	2	1

3.2. KÜP UYDU DAĞITIM MEKANİZMALARINA GENEL BAKIŞ

Tezin bu bölümünde, uzay endüstrisinin başlangıcından beri çok sayıda konuşlandırılabilir yapı olarak kullanılan mekanizmalara değinilmiştir. Boyut özellikleri nedeniyle özellikle küp uydular, uzun mesafe elde etmek ve başka amaçlar için konuşlandırılabilir yapılara ihtiyaç duymaktadırlar. Ancak mevcut konuşlandırılabilir yapıları büyük uzay araçlarından doğrudan küçültmek genellikle pek mümkün değildir. Bu nedenle küçük uydular için yeni konuşlandırılabilir tekniklerin uygulanması gerekir. Bölümün devamında, bu yeni teknikler neticesinde meydana getirilmiş dağıtım mekanizmaları hakkında bilgiler verilmiştir.

3.2.1. Tipik Konuşlandırılabilir Yapılar

Açılabilir yapıların ilk türleri güneş panelleridir. Çıkarılabilir güneş panelleri bir küp uydu için mevcut gücü artırmaya olanak sağlayan elemanlardır. Açılabilir paneller, uydunun yörüngeye yerleştirilinceye kadar birkaç panelin üst üste istiflenmesine ve bu sayede güneş dizisinin alanını arttırmasına izin verir. Ayrıca bu sistemin performansını iyileştirmek için Güneş'in hareketini takip edebilen bir manevra kabiliyeti de eklenebilmektedir. Panellerin iyi bir şekilde açılabilmesini sağlamak için genellikle kendinden kilitleme mekanizmalı menteşeler kullanılır. Kolaylık sağlamak için, yerleştirme genellikle pasiftir ve yaylar tarafından çalıştırılır [23].



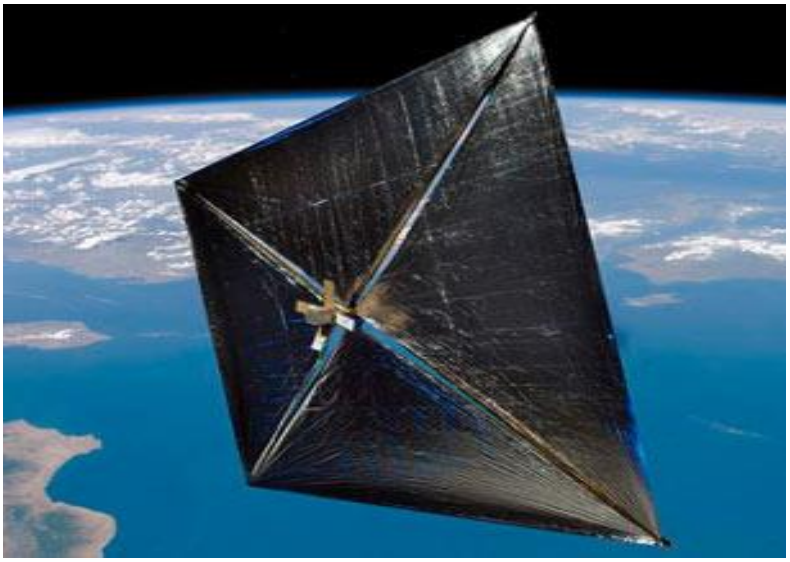
Şekil 3.3: ISARA için konuşlandırılan güneş panelleri [23].

Bir diğer dağıtım mekanizması olan katı yüzey antenleri, genellikle radyal taç yapraklar olarak düzenlenmiş sert eğri panelleri olan bir merkezi göbekten oluşur. 40 GHz üzerindeki frekanslarda çalışan anten uygulamaları, yüksek yüzey doğruluğu gerektirir. Şişirilebilir antenler fırlatmadan önce katlanan ve daha sonra şişirme ile yörüngede bir kez açılan ince esnek bir malzemeden yapılmaktadırlar. Ancak bu dağıtım mekanizmasının dezavantajı, yüzey için yüksek şekil doğruluğu elde etmenin zorluğudur.



Şekil 3.4: Ka-bandı parabolik konuşlandırılabilir anten [23].

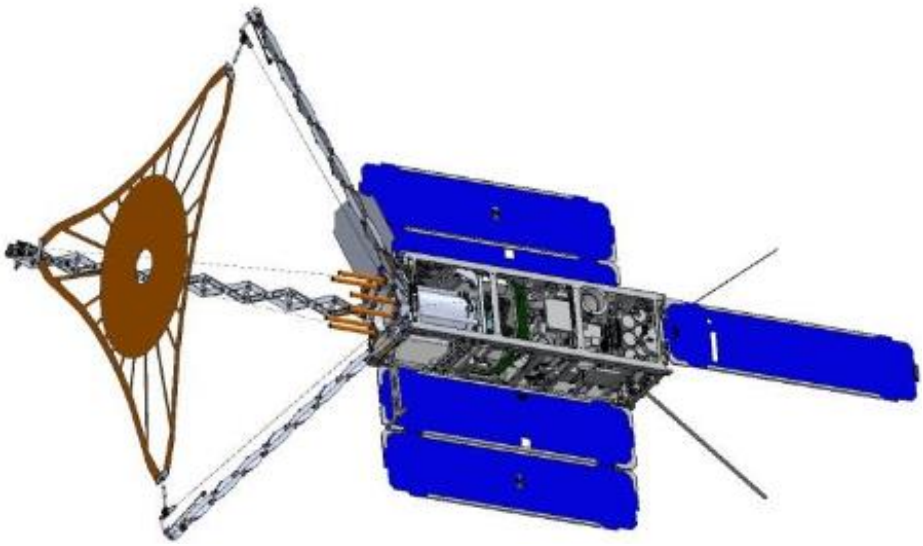
Küp uydulara uygun bir açılır mekanizma türü ise, güneş yelkenli mekanizmalarıdır. Bu güneş yelkenli uyduların çok farklı amaçları bulunmaktadır. Örneğin, NanoSail-D gibi bir küp uydu için asıl amaç büyük, düşük kütleli, yüksek yüzey alanlı bir yelkenin yörüngede hareket etme yeteneklerini göstermektir. Güneş yelkenlerinin birçoğunun nihai hedefi, ana tahrik olarak güneş yelkenini kullanmaktır. Bu teknik, uyduyu hareket ettirmek için güneş ışığının geniş bir yüzeye uyguladığı radyasyon basıncını kullanma tekniğidir. Bu teknik herhangi bir itici gaz kullanmaz ve küp uydu endüstrisi için son derece büyük önem arz etmektedir.



Şekil 3.5: Yörüngede NanoSail-D [23].

3.2.2. Mafsallı Yapılar

Mafsallı yapılar birçok görevde başarıyla kullanılmıştır. Bu kategori, pasif veya aktif olabilen menteşe kullanan tüm konuşlandırılabilir yapıları içerir. Temel olarak, iki yelken tutucu arasında yalnızca tek bir aktif mafsal gereklidir. Aktif menteşeler gerekli çalıştırma torkunu burulma yaylarında sağlayabilir, pasif menteşelerde ise depolanan enerjiyi kullanarak açılma pasif bir şekilde gerçekleşmektedir. Ancak eklemli yapılar, yaylı pantograf kolları gibi başka biçimler alabilir. Bu teknik, USAFA öğrencileri tarafından tasarlanan bir nano uydu olan FalconSAT-7'de kullanılmıştır [23].

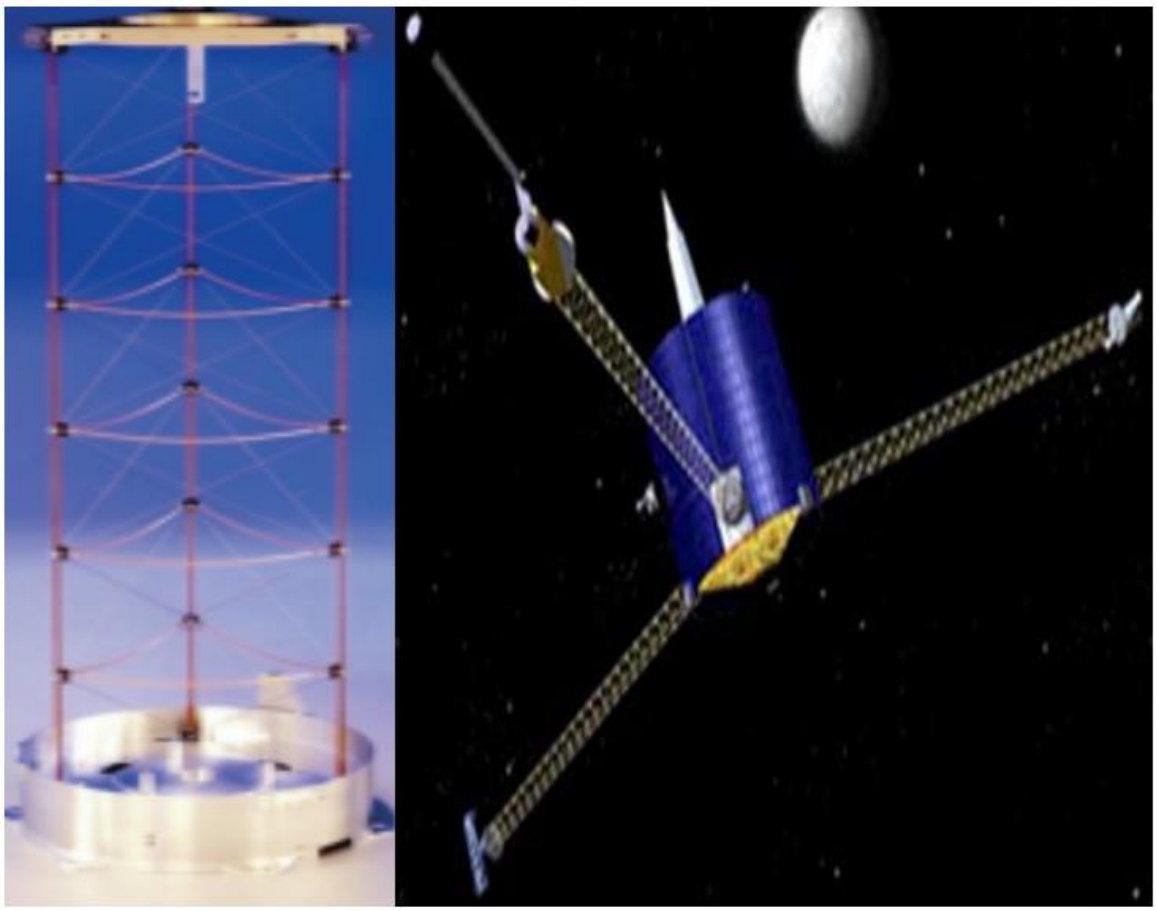


Şekil 3.6: Açılmış pantograf kollarıyla FalconSAT-7 [23].

Yerleştirme sistemi, iki aşamalı yay yüklü yerleştirme mekanizmasına dayanmaktadır. Dolayısıyla bu yerleştirme tekniği, tatmin edici bir sertlik ve paketleme oranı ile nispeten basit ve güvenilirdir. Ancak oldukça ağır bir yapı gerektirir ve bu nedenle esas olarak büyük uydular için geliştirilmiştir.

3.2.3. Mafsallı Kafes Kiriş ve Sarılabilir Direkler

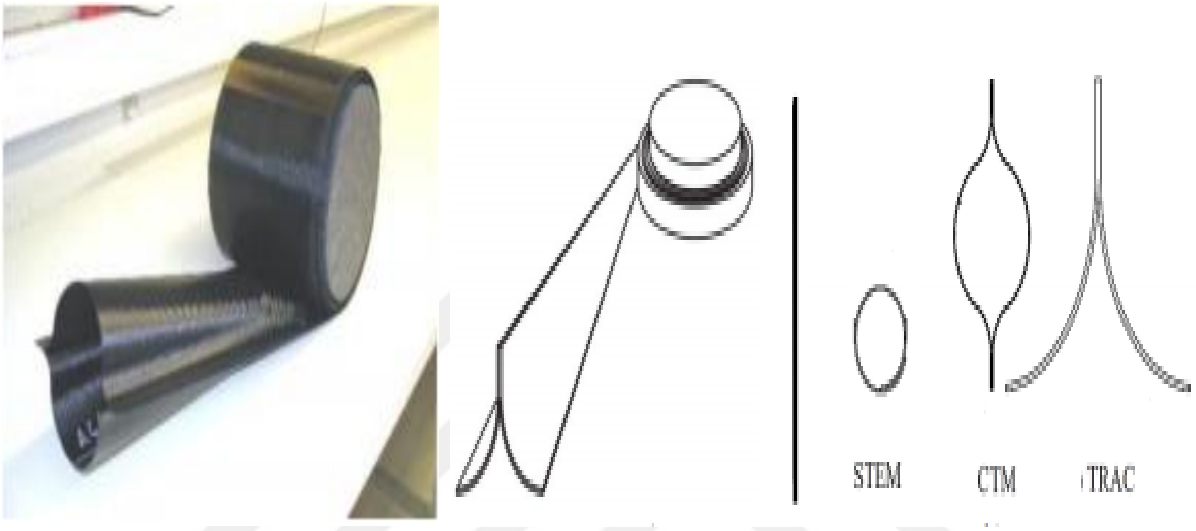
Bu yapılar depolama ve yerleştirme için çeşitli derecelerde serbestlik sağlamak maksadıyla sert eklemler yerine bir dizi sabitlenmiş eklem içeren kafes kiriş benzeri yapılardır. Nispeten kompakt bir depolama hacmi ile birkaç metreye kadar büyük bir uzantıya sahiptirler ve uzun bir dağıtım sistemi ile birleştirilmiş yüksek bir güvenilirliğe sahiptirler. Ancak kısmen dağıtım-kontrol sistemlerinden dolayı mekanik olarak karmaşık tasarımları ve büyük bir kütleleri vardır. Esas olarak büyük uzay araçlarında, ISS ve hatta geçmişte Amerikan uzay aracında kullanılmışlardır [23].



Şekil 3.7: Orbital sarmal yelken tutucu ve Ay yıldızı arayıcı [23].

3.2.4. Bobinli Yelken Tutucular

Bu yapılar, biri istiflenmiş ve diğeri konuşlandırılmış konfigürasyon için olmak üzere iki geometrik durumda bulunan dönüşüm yapılarını kullanırlar. Karbon fiberden yapılmışlardır ve düz bir şerit şeklinde hasar veya azaltıcı etkiler olmaksızın bir göbek üzerine sarılabilirler. Yerleştirilen tutucular farklı kesitler sunabilir, bu kesitler şu şekildedir;



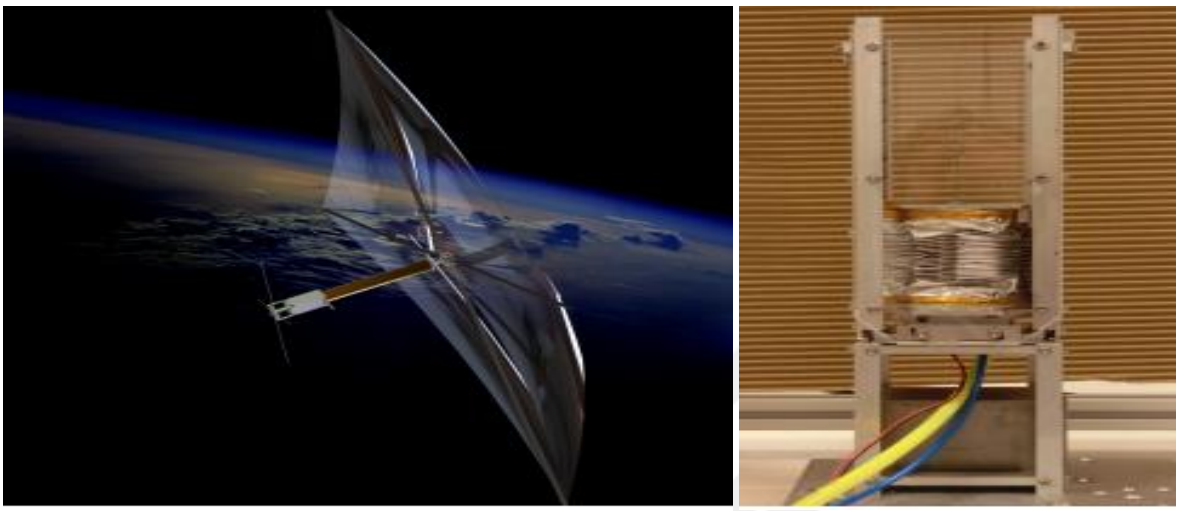
Şekil 3.8: Sarılabilir yelken tutucu (boom) örnekleri; STEM: Depolanabilir boru şeklinde uzatılabilir, CTM: Katlanabilir tüp direk, TRAC: Üçgen yuvarlanabilir ve katlanabilir [23].

Bu sarılabilir yelken tutucuların başlıca avantajları, son derece kompakt oluşlarıdır. Uzun bir uçuş yeteneğine sahiplerdir ancak bu yalnızca düşük kütlelerin konuşlandırılması için geçerlidir. Ayrıca 100 metreye kadar çok uzun bir uzantıya sahiptirler. Ancak bunların konuşlandırılması, diğer tekniklerden daha az kesin kararlılıktadır. Sonuç olarak, NanoSail-D'de kullanılmalarının yanı sıra güneş yelkenleri gibi hafif yapıların yerleştirilmesi için de mükemmeldirler. Özellikle, 3U küp uydularının yelkenlerini açmak için her biri 4 metre uzunluğunda dört yelken tutucu kullanılmıştır [23].

3.2.5. Şişirilmiş Yelken Tutucular

Bu yapılar çok yüksek bir paketleme oranı ve son derece hafifliğe sahip olan yapılardır. Bu yapılar aynı zamanda oldukça iyi bir sertliğe sahiptir. Ancak, yalnızca hafif yükleri dağıtabilirler ve düşük dağıtım doğruluğuna sahiptirler. Sahip oldukları tüplerin önce bir gazla şişirilmesi gerekir. Bu aşamadan sonra, birkaç haftadan sonraki görevler için yapısal sertliği korumak için şişirilebilir kaplamanın sertleştirilmesi gerekir. Bu işlem için U-V ayar reçineleri,

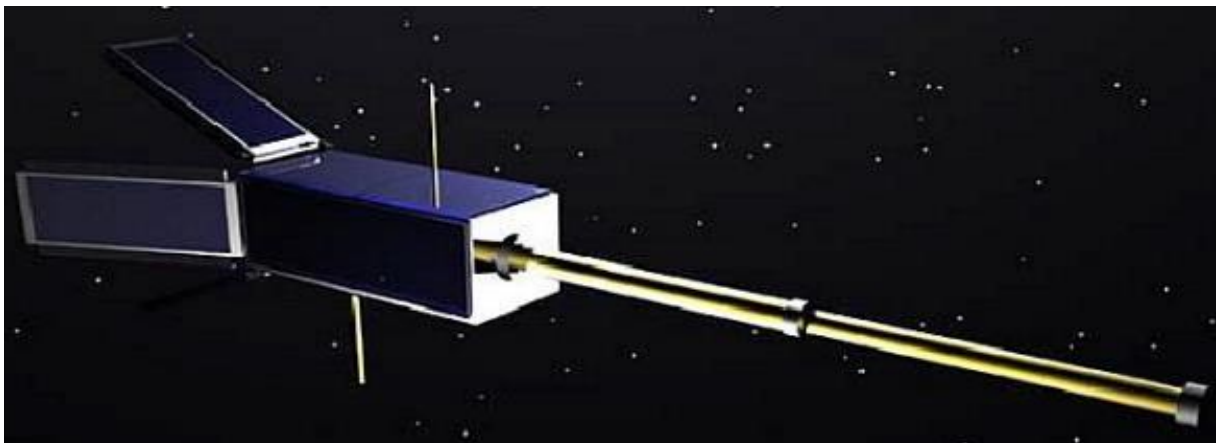
ısıyla sertleşen reçineler solvent kaynama ile sertleştirme veya köpük sertleştirme gibi çeşitli teknikler mevcuttur. InflateSail projesi için 1 metrelik şişirilebilir, sertleştirilebilir silindirik bir direk geliştirilmiştir. Şekil 3.10'da görülebilen, InflateSail 10 m^2 boyutunda bir yelkene sahip gösterim görevleri için fırlatılan bir 3U küp uydusudur [23].



Şekil 3.9: İstiflenmiş ve konuşlandırılmış InflateSail uydusu ve yelken tutucusu [23].

3.2.6. Teleskopik Yelken Tutucular

Teleskopik yelken tutucular, tüm boruları aynı anda sırayla birbiri ardına veya simetrik olarak açan eş merkezli borulardan meydana gelirler. Genellikle (CFRP) veya alüminyumdan yapılırlar. Bu çözüm, daha kesin ve kararlı olmasının yanı sıra diğer konuşlandırılabilir tekniklerden çok daha serttir. Bununla birlikte, yerleştirme mekanizmaları çok daha ağırdır ve düşük bir paketleme oranına sahiptir. Teleskopik borular genellikle bir yükü uzay aracından uzaklaştırmak için kullanılırlar [23].



Şekil 3.10: QuakeSat yerleştirilmiş teleskopik yelken tutucu [23].

3.3. ÖZGÜN KÜP UYDU VE FIRLATMA KUTUSU TASARIMLARI

Tezin bu bölümünde, özgün olarak tasarlanmış 3U ve 12U küp uydularının tasarımlarından, bu uydularda tercih edilen malzemelerden, mekanik özelliklerden ve alt sistem elemanlarından bahsedilmiştir. Küp uyduların katı model tasarımları, 3 boyutlu katı modelleme programı olan SOLIDWORKS programında gerçekleştirilmiştir. Gerçekleştirilen güneş yelkenli 3U küp uydusu ve 12U küp uydusu ve fırlatma kutusu tasarımları, önceki bölümlerde ele alınan uydu standartları, tasarım gereksinimleri, uydularda tercih edilen malzemeler, yer ortamı koşulları ve uzay ortamı koşulları dikkate alınarak tasarlanmıştır.

3.3.1. Güneş Yelkenli 3U Küp Uydu Tasarımı

Güneş yelkenli 3U küp uydusunun üretiminde tercih edilecek malzemelerin seçimi, uydunun tasarım sürecindeki en önemli faktörlerden biridir. Güneş yelkenli 3U küp uydusunun yapısında kullanılacak malzemeler seçilirken, öncelikle tezin daha önceki bölümlerde ele alınan uzay araçları için çokça tercih edilen malzemeler ve daha öncesinde uzaya fırlatılmış aktif olarak görev almış ve başarılı olmuş diğer küp uydularda kullanılan malzemeler ele alınmıştır.

Tablo 3.3: Uyduların yapısında kullanılan bazı malzemeler.

MALZEME	Yoğunluk (gr/cm^3)	Akma Dayanımı (MPa)	Genleşme Katsayısı (µm/m.°C)	İşlenebilirlik
AL-6061-T6	2.85	320	23.6	KOLAY
AL-7075-T6	2.8	340	23.6	KOLAY
Paslanmaz Çelik	7.76	790	20.5	KOLAY
Ti-6AL-4V Alaşımı	4.43	880	9.7	ZOR

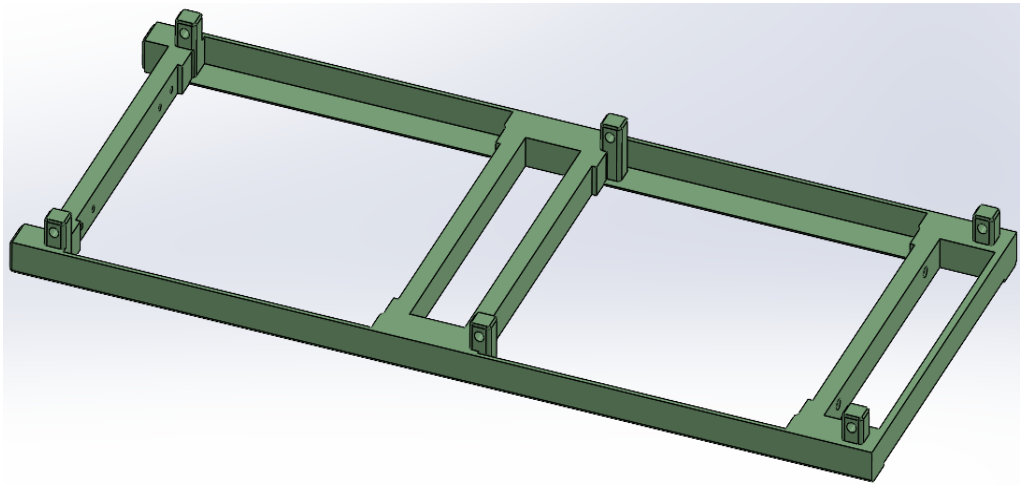
Yukarıdaki tabloda yer alan malzemelerden, Güneş yelkenli 3U küp uydusunun iskeleti için AL-6061-T6 malzemesi tercih edilmiştir.

Küp uydular yapıları gereği karmaşıklıktan uzak, basit, kolay ulaşılabilir ve üretim maliyetleri de olabildiğince düşük tutulması gerekilen uydu türleridir. Bundan dolayı, özgün güneş yelkenli 3U küp uydusunun tasarımındaki ana hedef üretimde kolaylık, hafiflik ve düşük maliyet olmuştur. Güneş yelkenli 3U küp uydusunun tasarımına geçmeden önce mevcut olan tasarımlar büyük ölçüde incelenmiştir. İncelenen mevcut tasarımlarda tek bir blok halinde küp uydu iskelet tasarımı yerine, iskelet yapısı elemanlarının birleştirilmesiyle oluşan iskelet sistemi tasarımında karar kılınmıştır. Diğer bir değişle, iskelet elemanları 3 boyutlu tasarım programı olan SOLIDWORKS programında ayrı ayrı tasarlanmış, yine programın montaj kısmında tüm parçalar birbirlerine montajlanarak güneş yelkenli 3U küp uydu modeli elde edilmiştir.

Yapı, iki ana yan panel, aralarında üç travers, iki faydalı yük braketi, anten plakası, güneş panelleri ve dağıtım sisteminden oluşur. Ekstra yapı elemanları arasında, ara parçalar, pimler, menteşeler, yapıştırıcılar ve montaj bağlantı elemanları bulunmaktadır.

3.3.1.1. Yan Paneller

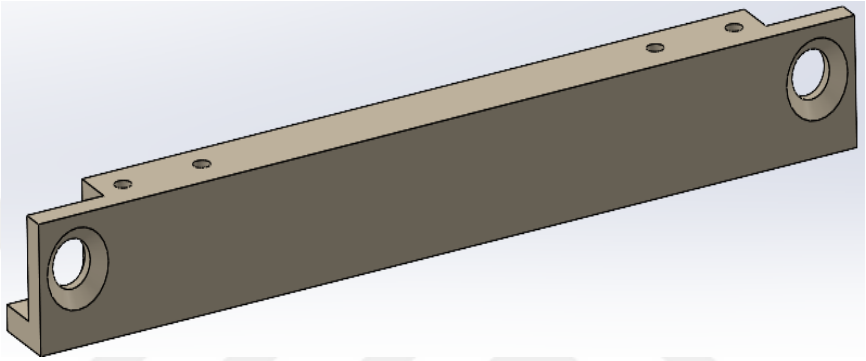
Yan paneller küp uyduların iskelet yapılarındaki en önemli elemanlardandır. Küp uyduların yapısına sertlik, stabilite ve kesme kuvveti direnci verirler. Güneş yelkenli 3U küp uydusun da tüm faydalı yük bağlantıları, anten plakası, güneş panelleri, dağıtım mekanizmaları yan panellere bağladırlar. Özgün tasarımda 2 adet yan panel bulunmaktadır. 2 yan panel, bağlantı elemanları aracılığıyla bir araya getirilmiştir. Yan panel ile bağlantı elemanı arasındaki bu bağlantı M3x8 boyutundaki havşa başlı imbus cıvata ile sağlanmıştır.



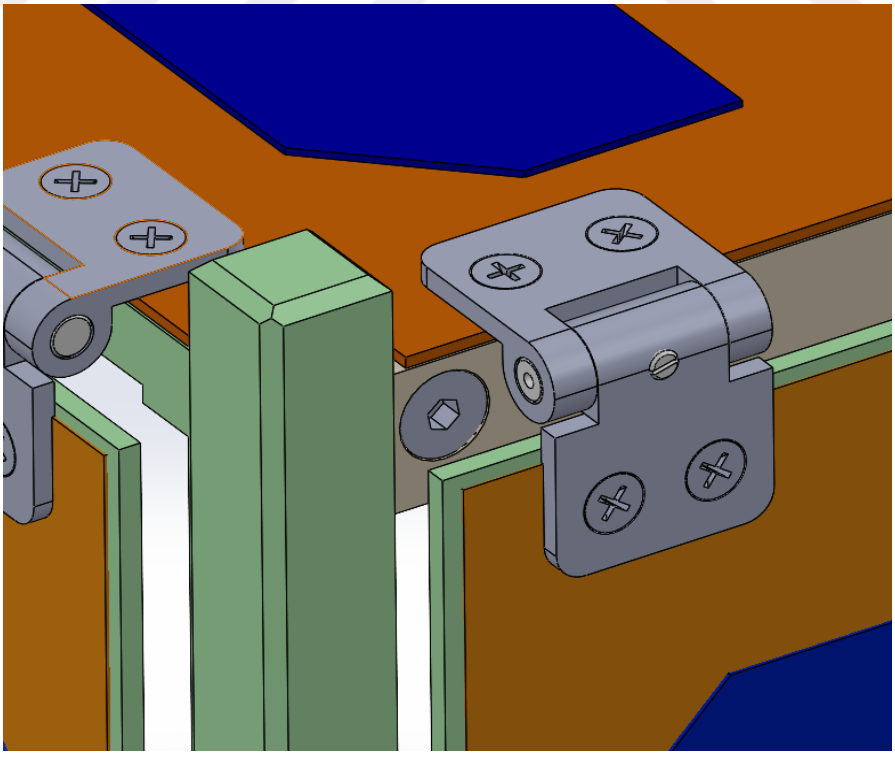
Şekil 3.11: Güneş yelkenli 3U küp uydusunun yan paneli.

3.3.1.2. Bağlantı Elemanları

Bağlantı elemanlarının temel görevi yan panelleri karşılıklı olarak birbirine bağlamaktır. Şekilde 3.13'deki dikey eksenli delikler, güneş yelkenli 3U küp uydusunun üst plakası ile güneş panellerinin açılıp kapanmasını sağlayan menteşe arasındaki bağlantıyı sağlayan M2x3 mm vidalara yuva görevi görmektedir. Bağlantı elemanları aynı zamanda alt sistemlerin kütlesini taşır ve yükleri ana panellere aktarır. Bağlantı elemanları ayrıca, eğilme ve burulmaya karşıda yapıya direngenlik kazandırır.



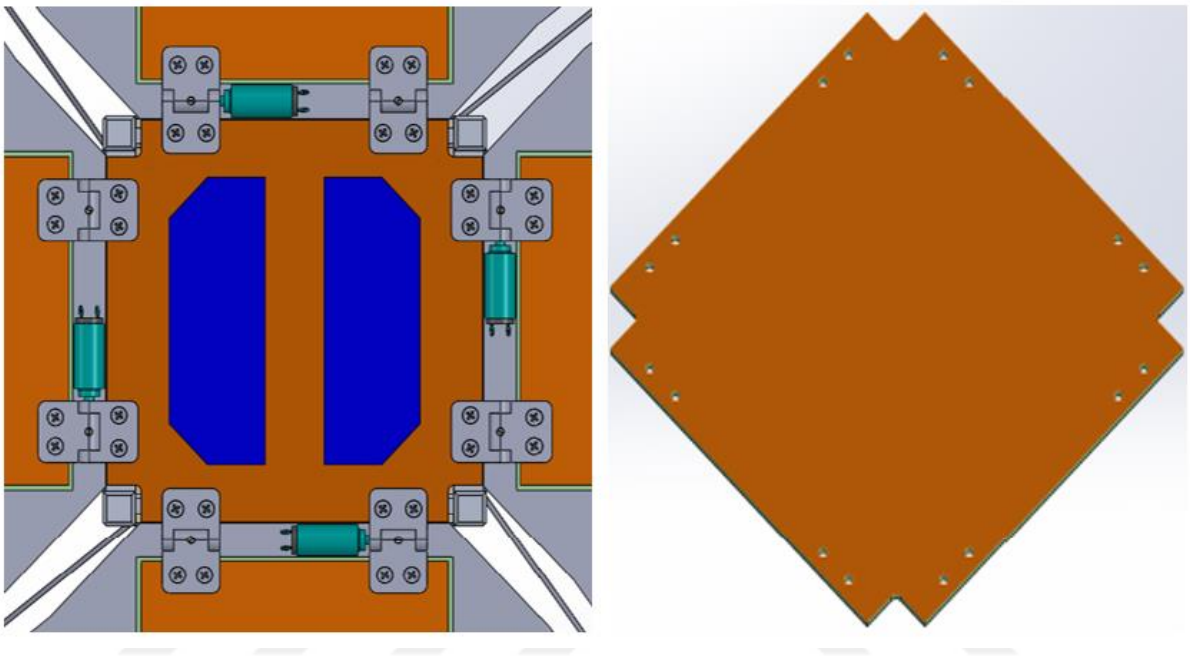
Şekil 3.12: Bağlantı elemanı.



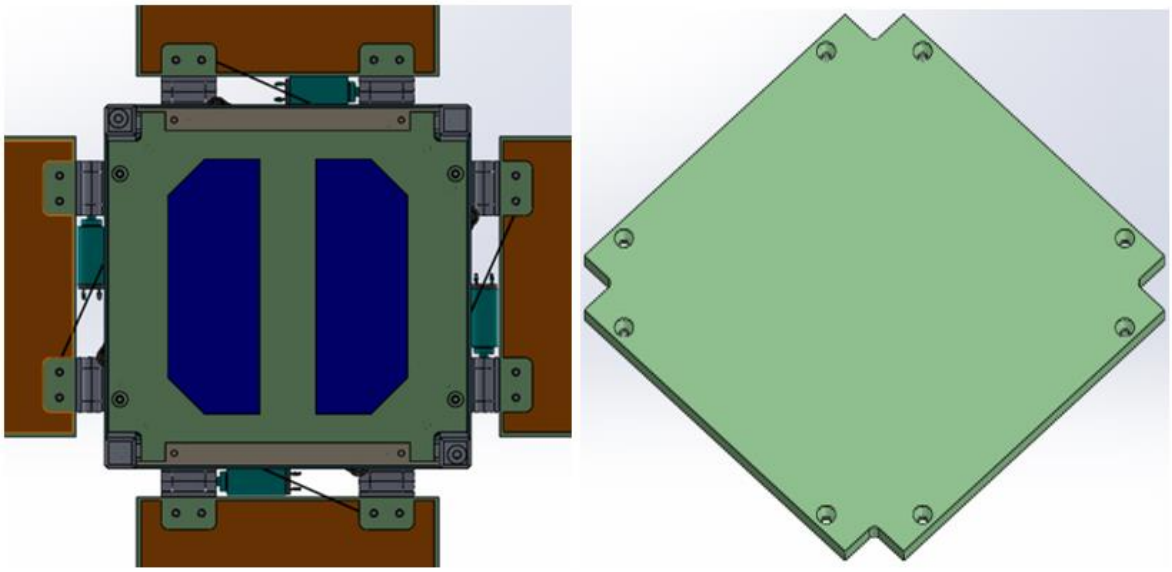
Şekil 3.13: Bağlantı elemanının montajlanmış görüntüsü.

3.3.1.3. Alt ve Üst Kapak

Güneş yelkenli 3U küp uydusunun üst kapağı 16 adet M2x3 mm vidalar ile hem bağlantı elemanına hem de yan panellere bağlantılı şekilde tasarlanmıştır. Benzer şekilde uydunun alt kapağı da üst kapağı gibi hem bağlantı elemanı ile hem de yan paneller ile bağlantılıdır.



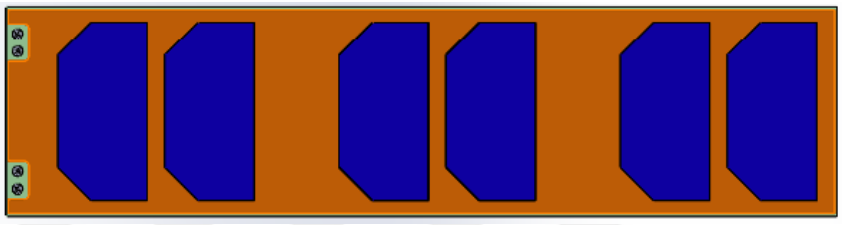
Şekil 3.14: Üst kapak.



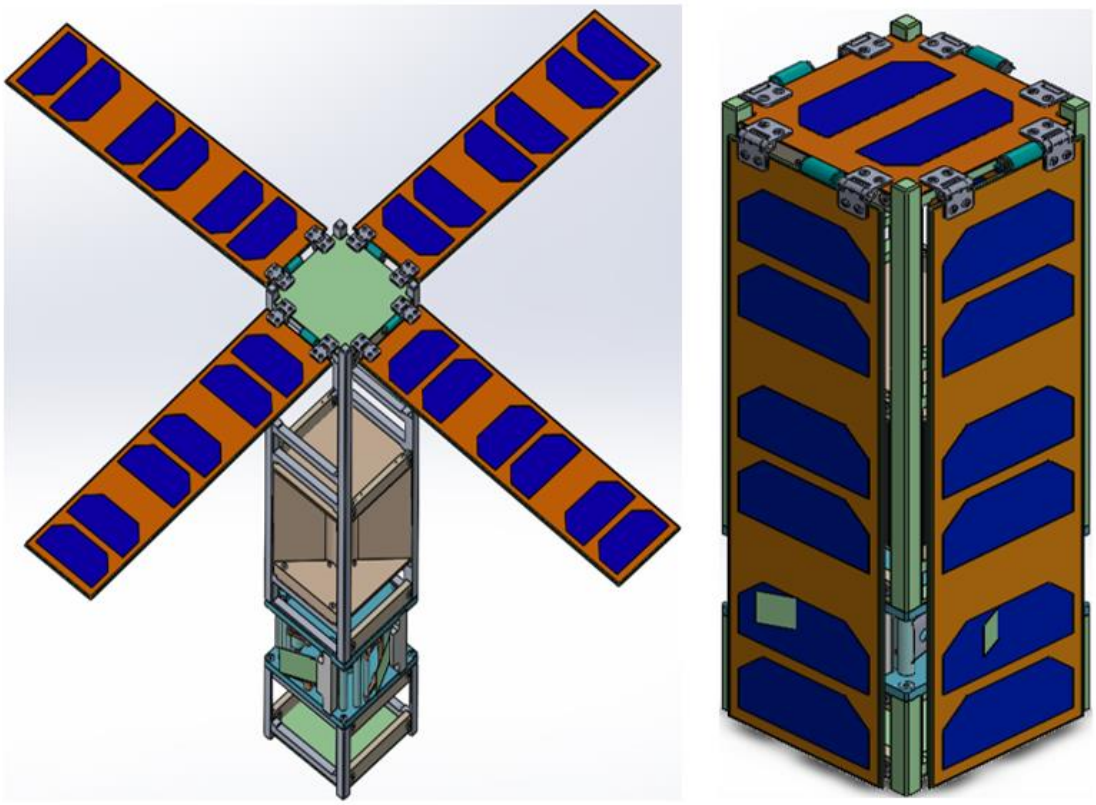
Şekil 3.15: Alt kapak.

3.3.1.4. Güneş Panelleri

Küp uydulara yerleştirilecek güneş panelleri, küp uydunun yapısına uygun olacak şekilde ve diğer sistem elemanları ile uyum içerisinde çalışacak şekilde seçilmelidir. Teze konu olan güneş yelkenli 3U küp uydusunun güneş panelleri seçilirken, Isispace firmasının üretmiş olduğu küçük uydu ve küp uydular için tasarlanan güneş panelleri tercih edilmiştir. Birçok küp uydu görevi özel tasarım içerdiği için, firma istenilen özelliklerde 1U ile 12U küp uyduları için güneş panelleri üretmektedir. Ayrıca üretilen güneş panelleri hakkında kapsamlı karakterizasyon ve test raporları da sunmaktadırlar.



Şekil 3.16: Güneş paneli.



Şekil 3.17: Güneş panellerinin montajlanmış görüntüsü.

Seçilen güneş panellerinin bir adetine ait teknik özellikler aşağıda listelenmiştir;

- Kütle (kesin kütle konfigürasyona bağlıdır) 3U: 150 gram
- Panel Kalınlığı: Üst/Alt: 1,5 mm
- Yan Panel: 2,5 mm
- Ara bağlantı: Gümüş kaplama
- Çalışma Sıcaklığı: -40 ila +125°C
- Radyasyon Toleransı: Alçak irtifada minimum 2 yıl
- 3U: 6,9 W
- Besleme Voltajı: 3V (talep üzerine 5V ve 8V)
- Hücre Malzemesi: GaAs
- Hücre Verimliliği: %30

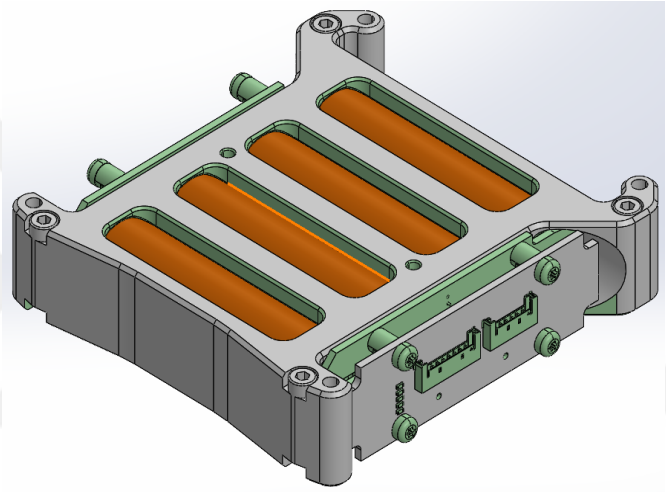
Güneş yelkenli 3U küp uydusunun enerji ihtiyacını karşılamak için 7W'tan daha fazla güç üretilmesi gereklidir. Bu gücü sağlamak için Güneş yelkenli 3U küp uydusunun gövdesine 4 adet açılıp kapanabilen güneş panelleri montajlanmıştır. Bu güneş panellerinin her biri 2 adet menteşeli bir mekanizma ile açılıp kapanma hareketi yapmaktadır. Güneş panellerinin tasarımı, güç çıkışı gereksinimlerine uygundur ve boyut sınırlamaları içerisindedir. Panelin kolay ve hızlı bir şekilde değiştirilebilmesi için sağlam ve güvenilir bir sistem tasarlanmak amaçlanmıştır. Güneş panelleri açılacakları zaman hepsi aynı anda devreye girer ve hareket ederler. Açılma esnasında Güneş panellerinin çarparak hasar almasını önlemek için açılma açısı 165 derece olacak şekilde tasarlanmıştır.

3.3.1.5. Batarya

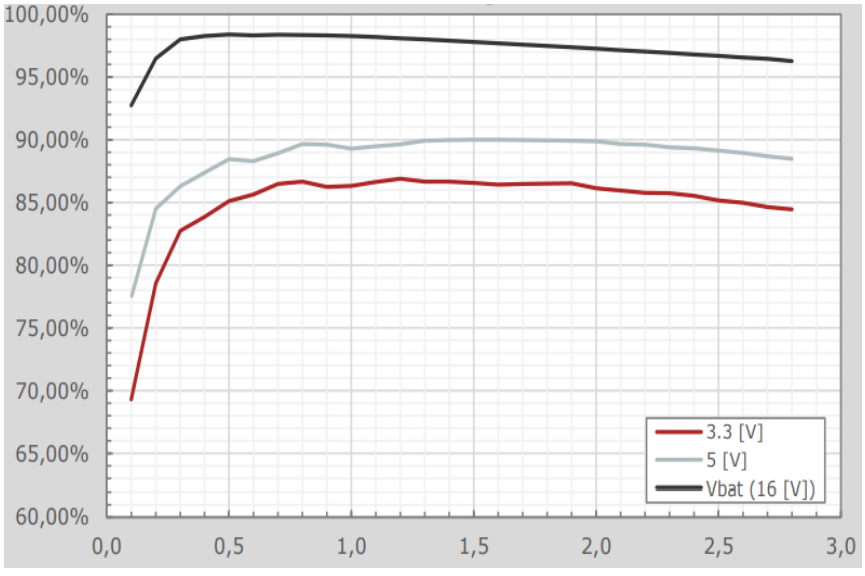
Uzay araçları yörüngenin gölgeli kısımlarında güneş enerjisine ulaşamazlar ve sistemlerinde bulunan elemanlara enerji tedarik edemezler. Bu durumda uyduları besleyecek olan enerjiyi depolayan kompakt bataryalar kullanılır. Küp uydularda kullanılan bu bataryalar standart elemanlardır. Güneş yelkenli 3U küp uydusunda yine Isispace firmasının üretmiş olduğu elektrik güç sistemi olan (iEPS) tercih edilmiştir. Seçilen sistem (iEPS) Tip C yapılandırması, (iEPS) kartı, dört hücreli pil paketi ve bir ek uydu ve güneş paneli ara yüzlerine sahip bir ek karttan meydana gelmektedir. Bataryalar kablo direnci kayıplarını azaltmak için uydu gövdesine güvenli bir şekilde montajlanmalı, güç yönetim ve üretim sistemlerinin yanına

yerleştirilmeli, konumu ve sınırları belirtilen ölçüler içerisinde olmalıdır. Daha detaylı teknik bilgileri aşağıda listelenmiştir.

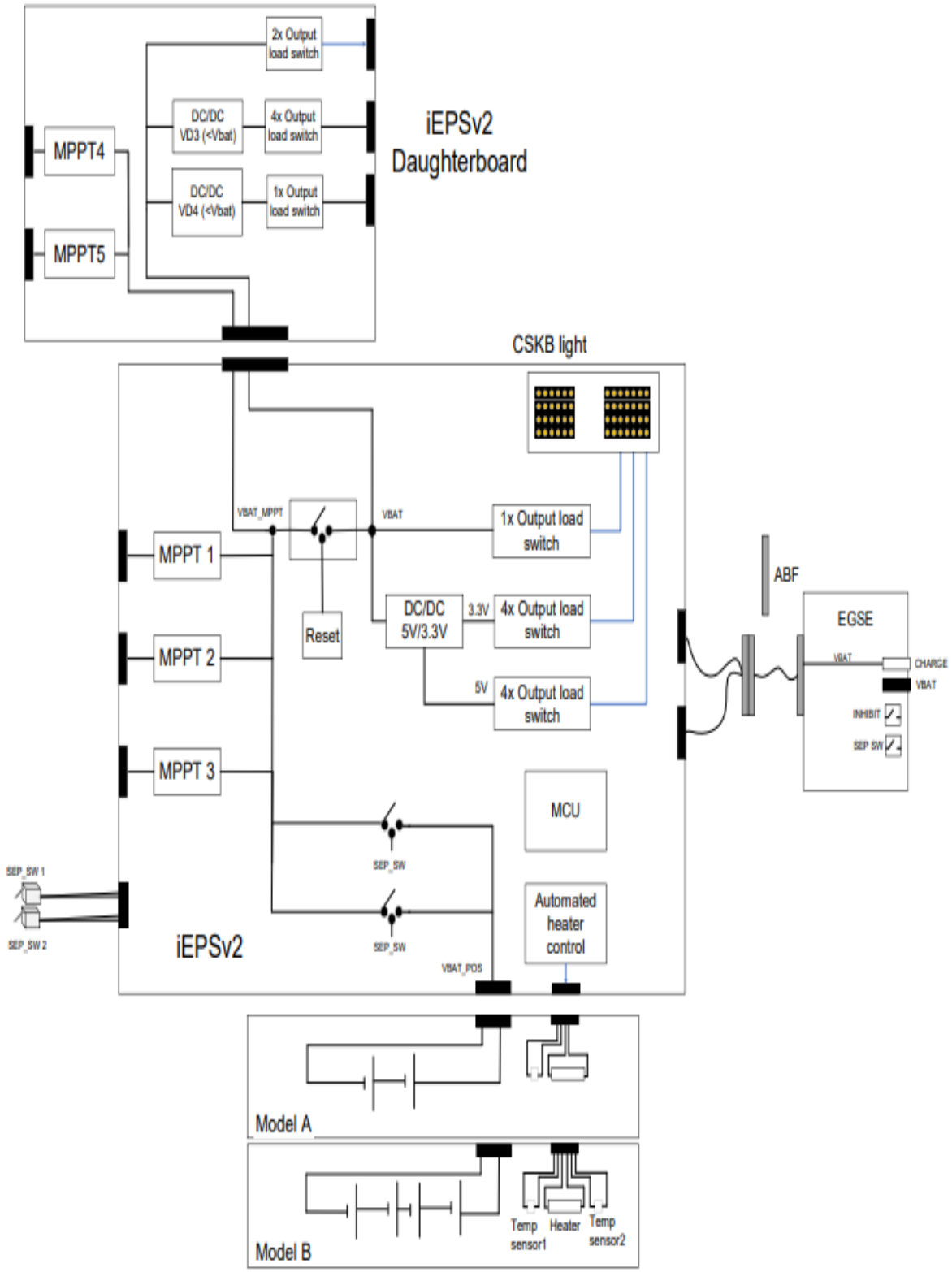
- Kütle C Tipi: 360 ± 5 gram (4 hücreli pil takımı + ek kart)
- Hacim Tip C: 96 x 92 x 15,95 mm (yalnızca PCB C) Tip B/C: 94,4 x 89,3 x 21 mm (4-Hücre Pil Paketi)
- Çalışma sıcaklığı aralığı: -20°C ila +70°C
- Enerji depolama: 45Wh (Tip B/C)
- VD2: 3.3V (4 kanal) Ek kart aracılığıyla özelleştirilebilir hatlar



Şekil 3.18: Bataryanın 3 boyutlu katı modeli.



Şekil 3.19: Dört pilli hücre konfigürasyonu ile çıkış veri yolu verimliliği.



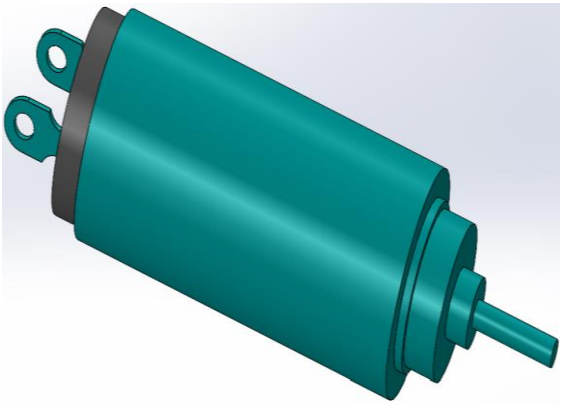
Şekil 3.20: iEPS'nin ayrıntılı bir blok şeması.

3.3.1.6. Güneş paneli ve Güneş Yelkeni Dağıtım Mekanizmaları

Güneş yelkenli 3U küp uydusu güneş paneli açma mekanizması ve güneş yelkeni açma mekanizması olmak üzere iki adet mekanizmaya sahiptir. Bu mekanizmalar bu başlığın altında detaylı bir biçimde ele alınacaktır.

3U güneş yelkenli küp uydusunun güneş paneli dağıtım mekanizması tasarlanırken temel hedef küp uydunun sahip olduğu güneş panellerinin güvenli bir şekilde açılmasını sağlamak olmuştur. Panellerin dönüş hızını belirlemek ve panellerinin güvenli bir şekilde açılabilmesini sağlamak için DC motorlu menteşe mekanizması tasarlanmıştır. Mekanizmada DC motor kullanılmasındaki amaç DC motorların küçük boyut ve ağırlıkta yüksek güç ve iyi dinamik performans sağlamalarıdır. Bu özelliklerin yanı sıra DC motorlarda vuruntu torkunun olmaması, son derece yüksek tork ve güç sağlayabilmesi, yük ile hız arasında mutlak doğrusal ilişki kurulabilmesi, başlatma ve durdurma için üstün dinamik özellikler sağlayan çok düşük rotor ataleti ve son derece düşük tork dalgalanması özelikleri de DC motor kullanılmasında etkili olmuştur. DC motor olarak 0816K003SR DC motor modeli tercih edilmiştir.

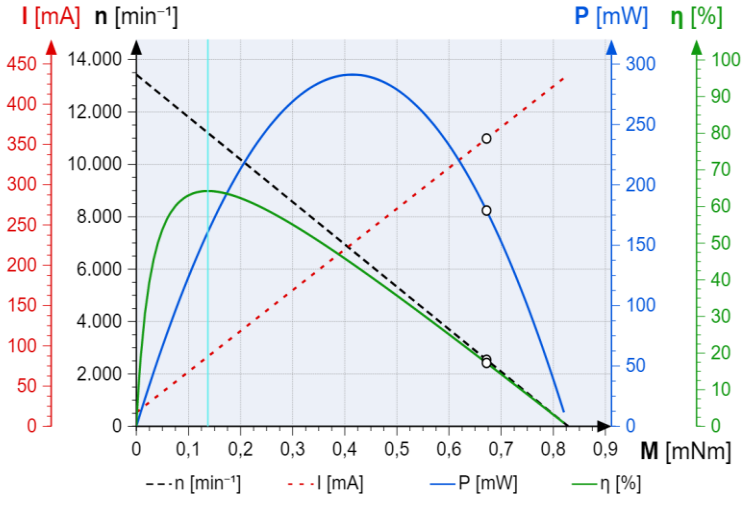
Tasarımda DC motorun mili menteşe içerisindeki mile bağlanmıştır. Menteşeler hem 3U güneş yelkenli küp uydusunun iskeletine hem de güneş panellerine M2X3 havşa başlı vida ile montajlanmıştır. 8 adet menteşeden 4 tanesi DC motor ile bağlanmıştır. Diğer menteşeler güneş panellerinin dengeli bir biçimde açılmasını sağlayan karşılayıcılar olarak tasarlanmışlardır. Menteşelerin içerisindeki miller setskur vidalar ile menteşelere tutturulmuştur. Bu sayede DC motordan alınacak kuvvet ile menteşeler harekete geçerek güneş panellerinin açılmasını sağlayacaklardır.



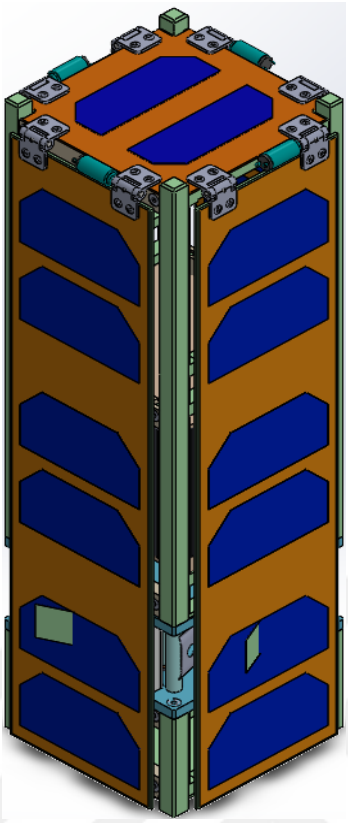
Şekil 3.21: Güneş paneli dağıtım mekanizma motorunun (0816K003SR DC) 3 boyutlu katı modeli.

Tablo 3.4: Güneş paneli dağıtım mekanizması motorunun teknik özellikleri.

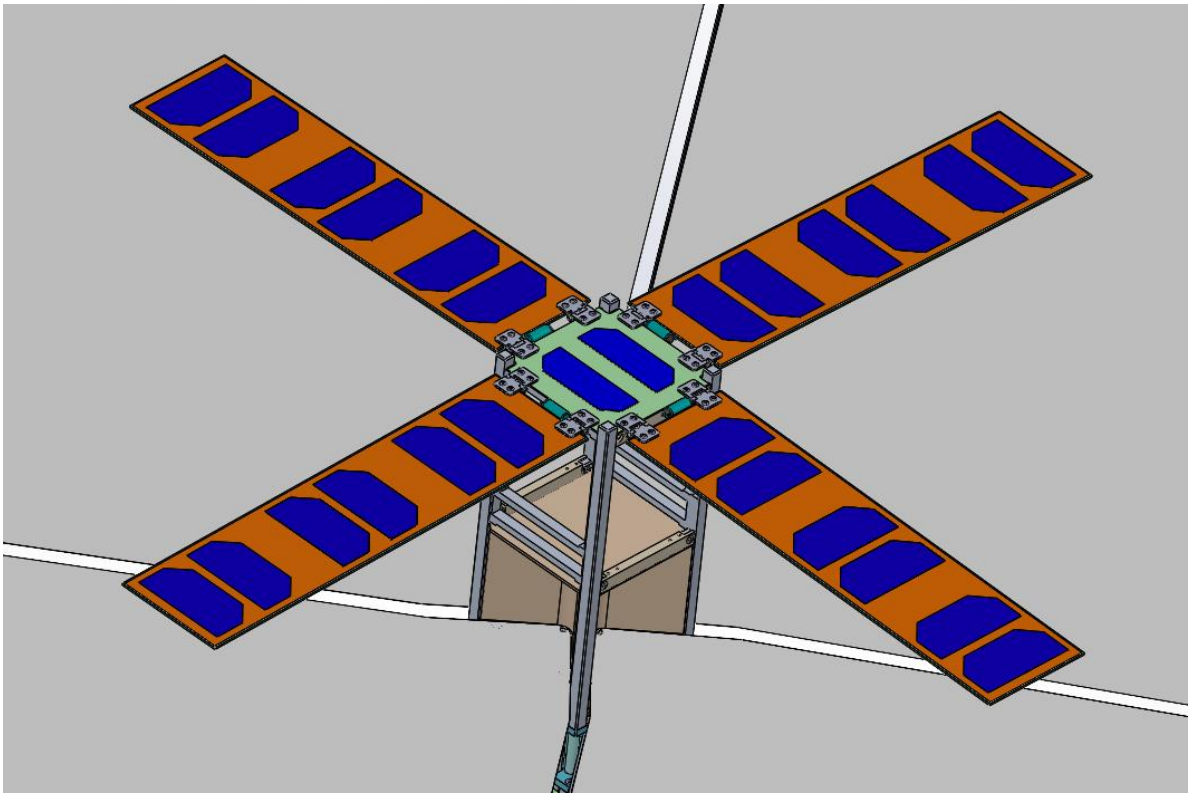
Nominal voltaj	**UN**	3	V
Terminal direnci	**R**	5,4	Ω
Verim, maks.	**ηmaks.**	69	%
Yüksüz hız	**n0**	13 250	min^{-1}
Yüksüz akım, (şaftsız ø 1 mm) I0		0,016	A
Sürtünme Torku	**MR**	0,034	mNm
Hız Sabiti	**kn**	4 526	min^{-1}/V
Geri-EMF sabiti	**kE**	0,221	mV/min^{-1}
Tork Sabiti	**kM**	2,11	mNm/A
Akım Sabiti	**kI**	0,474	A/mNm
n-M eğrisi eğimi	**Δn /ΔM**	11 475	min^{-1}/mNm
Rotor endüktansı	**L**	53	µH
Mekanik zaman sabiti	**τm**	6,1	ms
Rotor ataleti	**J**	0,051	gcm^2
Açısal hızlanma	**αmaks.**	229	$10^3 rad/s^2$
Termal Direnç	**Rth1 / Rth2**		K/W
Termal zaman sabiti	**τw1 / τw2**	4,2 / 242	s
Çalışma sıcaklığı aralığı		-30, +85	°C
Kütle		4,5	g
Hızlanma	**nmaks.**	16 000	min^{-1}
Ölçüm torku	**MN**	0,7	mNm
Ölçüm akımı	**IN**	0,37	A
Ölçüm hızı	**nN**	2 540	min^{-1}



Şekil 3.22: Motorun karakteristik eğrileri.



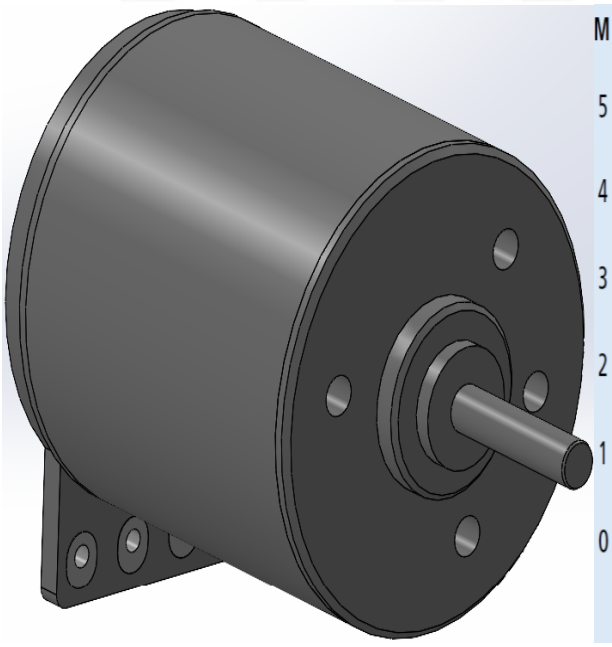
Şekil 3.23: Güneş paneli dağıtım mekanizması kapalı konumda iken.



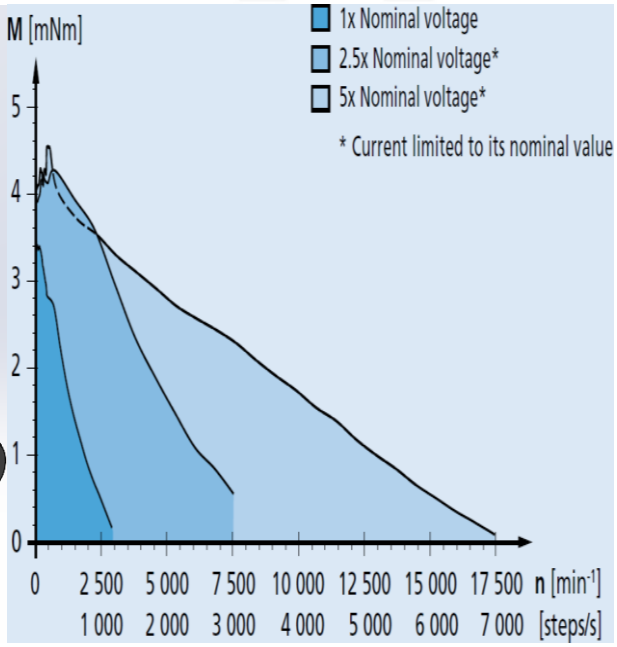
Şekil 3.24: Güneş paneli dağıtım mekanizması açık konumda iken.

3U güneş yelkenli küp uydusunun yelken açma mekanizmasına gelirsek, bu mekanizma tasarlanırken literatürde mevcut olan tasarımlar etraflıca incelenmiştir. Literatürde bulunan yelken açma mekanizmalarından olan yaylı mekanizmalar, helezon yayın geri getirme kuvveti ile çalıştırılan pasif açılma ve kontrol edilemeyen açılma hızları problemi nedeniyle yelkeni yırtma riski taşıdığından tercih edilmemiştir. Yelken yırtılma problemi bir güneş yelkenli küp uydu için en kötü durumlardan biridir çünkü bu tür uyduların uzayda derin görevlere çıkabilmesi için ihtiyaç duyduğu en önemli sistem elemanı güneş yelkenleridir. Mekanizma tasarımında böyle ciddi bir problem ile karşılaşmamak için DC motor kullanılarak kontrol edilebilir hıza sahip aktif dağıtım sistemi tasarlanmasına karar verilmiştir.

Mekanizmanın sahip olduğu yelken tutucular merkez göbeğin etrafına vidalar ile montajlanmıştır. Bu merkez sargıyı döndürmek için planet dişli redüktörlü bir step motor kullanılmasına karar verilmiştir. Bu sayede yelken tutucuların kademeli, yavaşça ve ideal bir şekilde açılması sağlanmıştır. DC motor olarak planet dişli kutusuna sahip bir Faulhaber AM1524 model DC motor seçilmiştir. Bu motorun seçiminde daha önce bir mekanizmada kullanılmış ve başarılı sonuçlar vermiş olması en önemli tercih sebeplerinden biri olmuştur. DC motorun katı modeli ve çalışma aralıkları şu şekildedir;



Şekil 3.25: DC Motor Faulhaber AM1524.



Şekil 3.26: DC motor için önerilen çalışma alanları.

Faulhaber AM1524 DC motorun teknik verileri aşağıdaki tabloda ayrıca sunulmuştur. Bu veriler DC motor üreticisinin hazırladığı el kitapçığında bulunan verilerdir.

Tablo 3.5: Faulhaber AM1524 DC motor özellikleri.

Faz başına nominal akım (iki fazda açık)	0,45	A
Faz başına arttırılmış akım (iki fazda açık)	0,9	A
Faz başına nominal voltaj (iki fazda açık)	2	V
Faz direnci	3,6	Ω
Faz endüktansı (1 kHz)	1,9	mH
Tutma torku	6	mN.m
Arttırılmış akımda tutma torku	10	mN.m
Artık tork	0,51	mN.m
Geri-EMF genliği	2,4	V/k adım/s
Elektriksel zaman sabiti	0,5	ms
Rotor ataleti	$45 \cdot 10^{-9}$	kgm²
Adım açısı (tam adım)	15	°
Açısal doğruluk	±10	%
Maksimum açısal doğruluk	$222 \cdot 10^{3}$	rad/s²
Yüksüzken rezonans frekansı	60	Hz
Termal direnç	12,9 / 31,6	K/W
Termal zaman sabiti	6 / 350	s
Çalışma sıcaklık aralığı	-35 ... +70	°C
Sarma sıcaklığı, maksimum.	+130	°C
Maksimum şaft yükü:		
– mil çapı ile	1,5	mm
– radyalde 5 000 min^{-1} (yataktan 3 mm)	0,5	N
– eksenel 5 000 min^{-1}	0,5	N
– eksenel duruşta	0,5	N
– radyal	0,015	mm
– eksenel	0,15	mm
Materyaller	Alüminyum, Siyah anodize	
Kütle	12	g

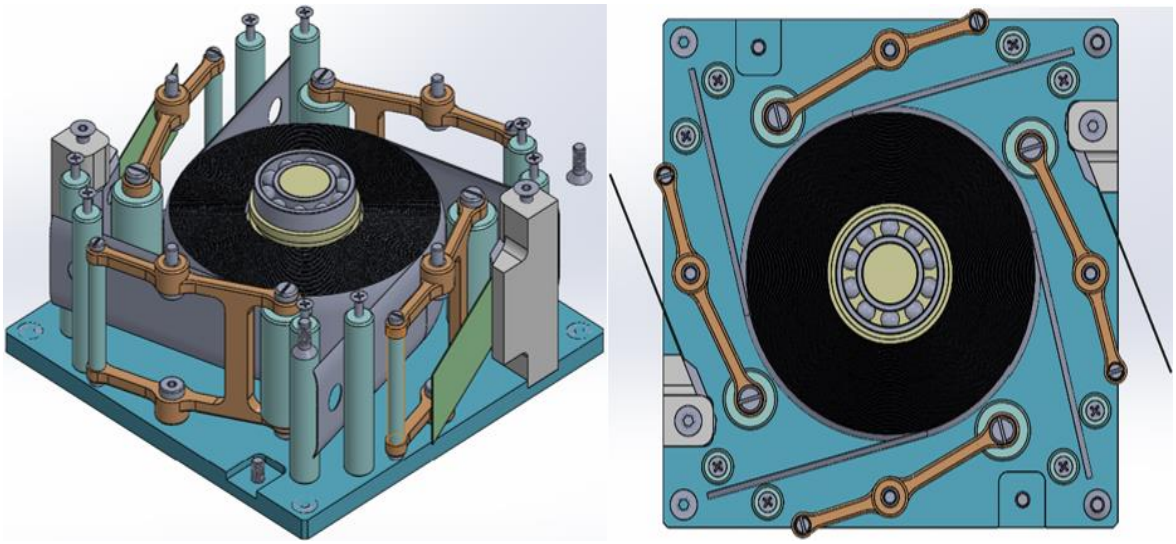
3U güneş yelkenlisinin yelkenleri 4 adet eşit parçaya bölünmüştür. Her biri 3,88 m² yelken alanına sahip bu yelkenler toplamda 15,52 m² alana sahiptir. Yelken boyutunun bu çalışmada herhangi bir önemi yoktur amaç sadece yelken açabilmektir. Yelkenlerin tutturulduğu yelken tutucuların (boom) uzunlukları ise 2,8 metredir ve 4 adet bulunmaktadır. Yelken tutucular için malzeme seçimi yapılırken, yelken tutucuların istiflenme esnasında maruz kaldıkları plastik

deformasyonu önlemek için yeterli bir esneklik bölgesine sahip olmaları gerekliliği göz ardı edilmemelidir. Bu bölge ne kadar yüksek olursa, ulaşılabilir minimum eğrilik yarıçapı o kadar küçük olur ve potansiyel hacim verimliliği o kadar yüksek olur. Yelken tutucuların stabilitesi için malzemelerin youngs modülü son derece önem arz etmektedir. Bir diğer önemli parametre ise, yelken tutucuların ağırlığını belirleyen malzeme yoğunluğudur. Yelken tutucular için potansiyel malzemeler aşağıda listelenmiştir.

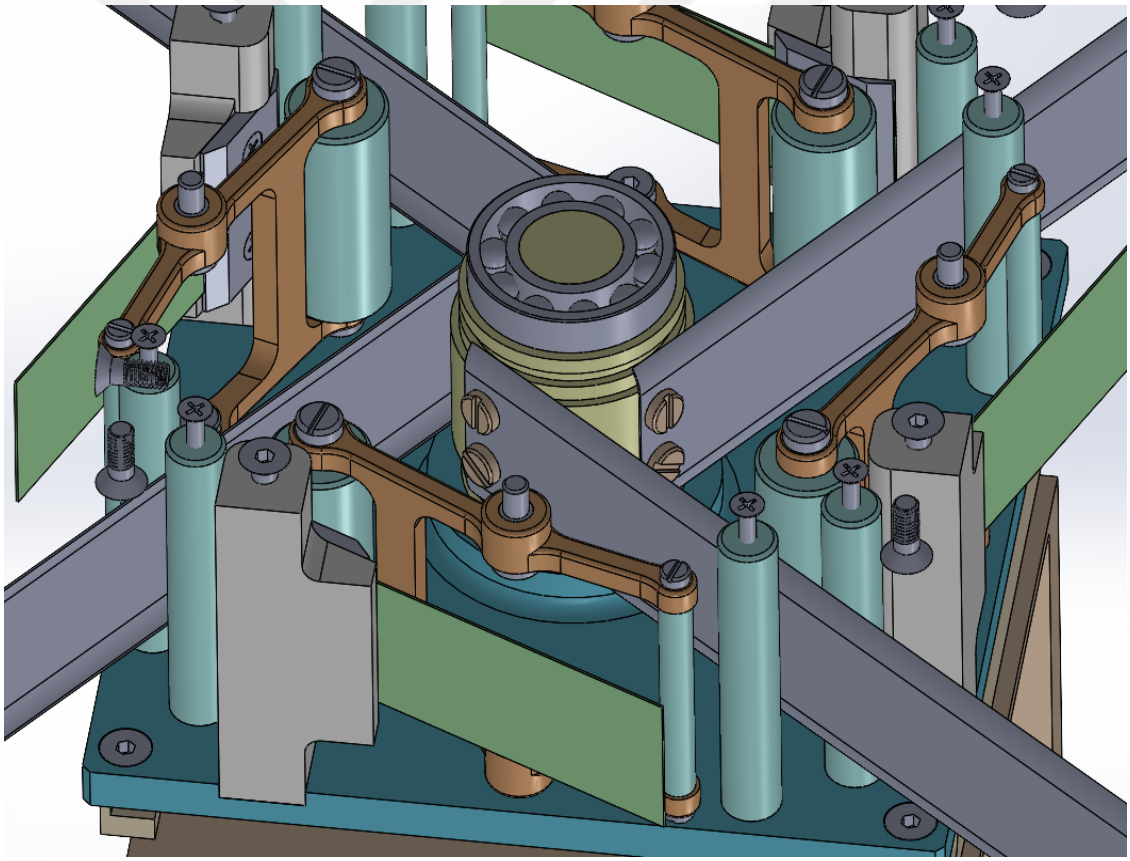
Tablo 3.6: Küçük uydu uygulamalarına uygun malzemelerin özellikleri [64].

Malzeme	E, E11/E22 [GPa]	ρ [kg/m³]	ε_{maks} [%]
CFRP-HS UD (Torayca T700S 60% FVC) [11]	135	1540	1.7
CFRP-IM UD (Torayca M30S 60% FVC) [12]	175	1540	1.6
CFRP-HM UD (Torayca M55J 60% FVC) [13]	340	1540	0.6
GFRP UD (E-glas 60% FVC) [14]	45	2000	2.2
Titanyum Alaşımı Ti-3Al-8V-6Cr-4Mo-4Zr [15]	104	4820	1.07 – 1.37
Bakır-Berilyum CuBe2 [16]	131	8360	0.56 - 0.95
Çelik (1.1231, 1.5024, …) [17]	210	7800	0.57 – 0.9
Kobalt Alaşımı (Elgiloy, Phynox) [18]	190 - 210	8300	0.8 – 1.05

Yelken tutucuları için seçilen malzeme 0,04 mm'lik kuru elyaf kalınlığına sahip olan Toray M30S tipi ara modüllü elyaflar dan oluşmaktadır. Bu malzemeler yüksek mukavemetli lifler gibi benzer bir elastik gerinim limitine sahiptirler. Yelken tutucu tasarımında, konuşlandırılmış ve istiflenmiş konfigürasyonda stabil olan bir yarım daire kesitine sahip konuşlandırılabilir bir kompozit yelken tutucu kullanılmasına karar verilmiştir. Tasarımındaki bu avantaj, çok az kısıtlama kuvveti ile istiflenebilmesi ve karmaşık bir yerleştirme mekanizmasına ihtiyaç duymadan kontrollü bir şekilde konuşlandırılabilmesidir. Yelken tutucular göbek merkez miline her biri 2 adet M3X5 mm düz paslanmaz vida ile sabitlenmişlerdir.



Şekil 3.27: Yelken tutucuların merkez göbek miline sarılmış hali.



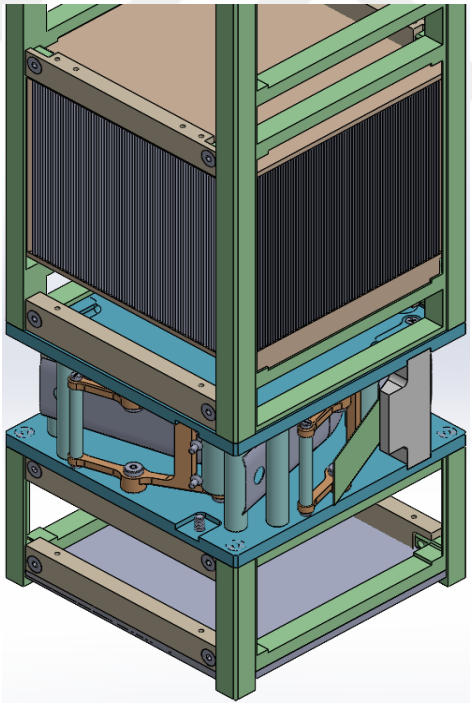
Şekil 3.28: Yelken tutucuların açılmış görüntüsü.

Yelken malzemesi olarak literatürde mevcut olan malzemelerden bir tercih yapılmıştır. Bu malzemeler 12.0 μm Mylar bir taraftan Al kaplamalı, 120 μm Mylar, 7,5 μm Kapton, Al

kaplamalı, 4,0 μm polietilen-naftalat (PEN), her iki tarafı da Al kaplı malzemelerden oluşmaktadır. DLR tarafından üretilen yelken segmentlerinin bazı malzeme ve kütle özellikleri aşağıdaki tabloda verilmiştir.

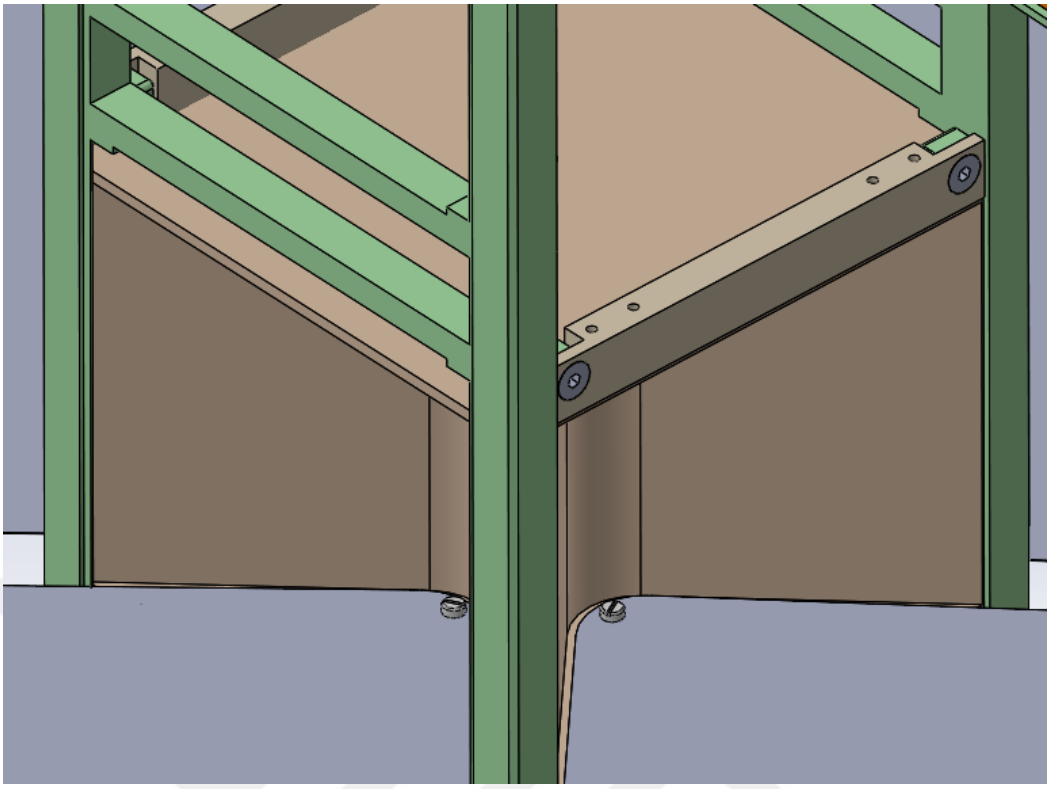
Tablo 3.7: DLR Yelken segmenti özellikleri.

	YELKEN SEGMENTİ			
Malzeme	**Kapton**	**Kapton**	**PEN**	**Mylar**
Folyo kalınlığı (μm)	7.5	7.5	4.0	12.0
Şerit genişliği (mm)	1410	1410	515	628
Şerit Sayısı (boyutsuz)	7	7	19	15
Yelken Alanı (m^2)	82.6	82.6	82.6	82.6
Segment Kütlesi (kg)	1.0	1.0	0.8	1.6
Segment (g=m2)	12.4	12.4	10.5	18.9

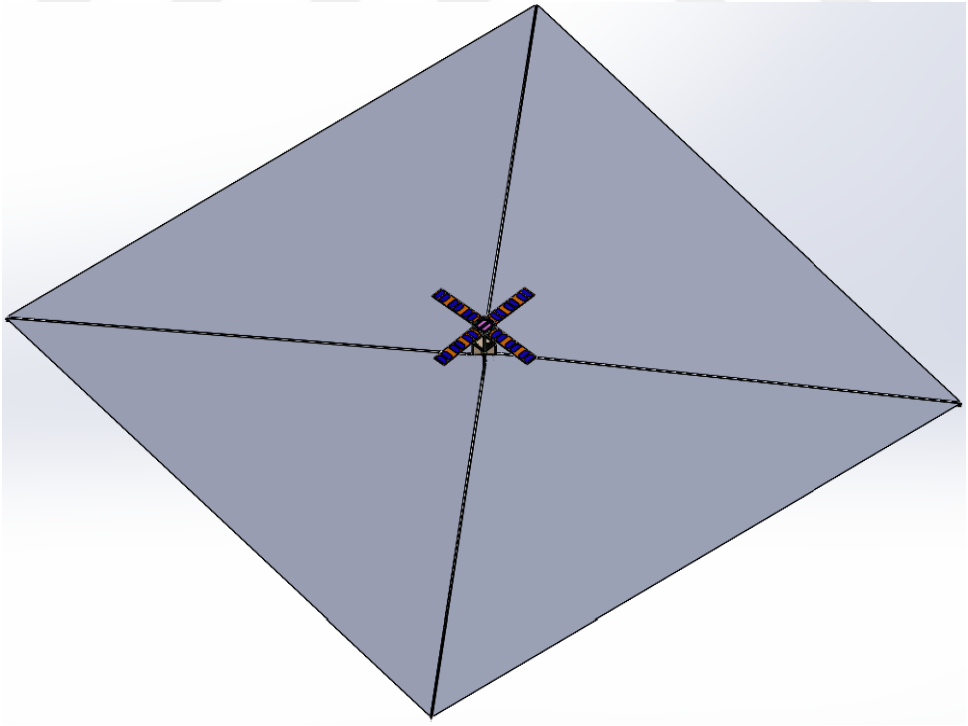


Şekil 3.29: Yelkenlerin istiflenmiş görüntüsü.

Yelkenler istiflendikleri bölümlere her biri 1 adet M2X3 mm düz vida ile sabitlenmiştir.



Şekil 3.30: Yelkenlerin istiflenme kutusundaki montaj görüntüsü.



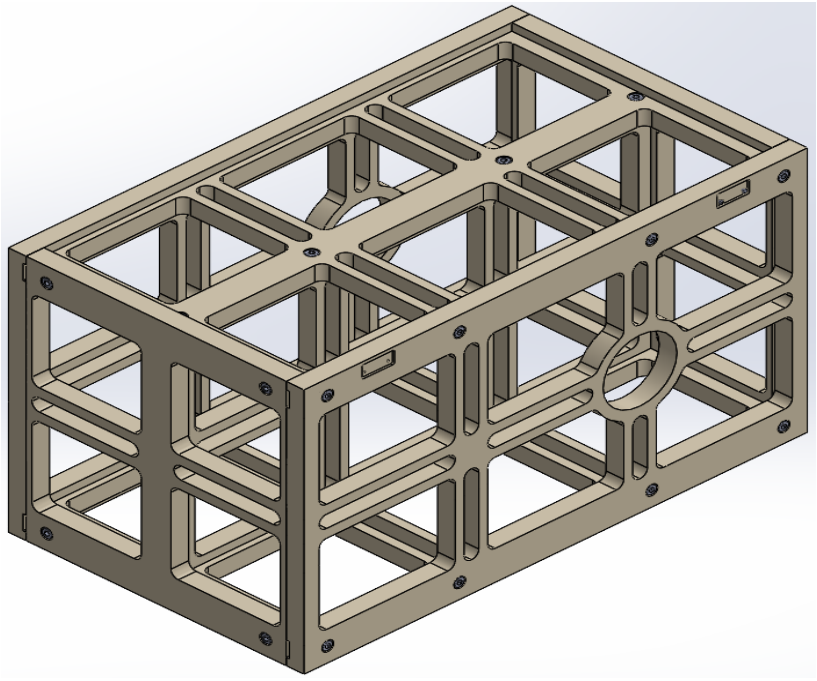
Şekil 3.31: Yelkenlerin tam açılmış görüntüsü.

3.3.2. 12U Küp Uydu Tasarımı

12U küp uydulara yüksek potansiyelleri nedeniyle son zamanlarda dünya çapındaki üniversiteler ve enstitüler tarafından geniş çapta ilgi duyulmaya başlanmıştır. 12U platformu küp uydular polarize güneş ışığının küp uydu konumunu tespiti ve navigasyonu için kullanılabilmesinin fizibilitesini araştırmak, minyatür bir gravimetre kullanarak mikro yerçekimi araştırması yapmak ve karasal yer gözlemi yapmak gibi birçok görevlerde kullanılmaktadırlar. 12U küp uydusunun iskelet yapısında tıpkı diğer küp uydularda kullanılan yüksek mukavemetli ve düşük ağırlıklı Alüminyum 6061-T6 malzeme kullanılmıştır. 12U küp uydusunun iskeletini yan paneller, destek paneli, üst ve alt panel gibi elemanlar oluşturmaktadır. Alt sistemlerinde tutum ve yörünge kontrol elektroniği, yıldız izleyici, kamera ve batarya bulunmaktadır. Bölümüm devamında 12U küp uydusunun sahip olduğu tüm elemanlar hakkında bilgilere detaylıca yer verilmiştir.

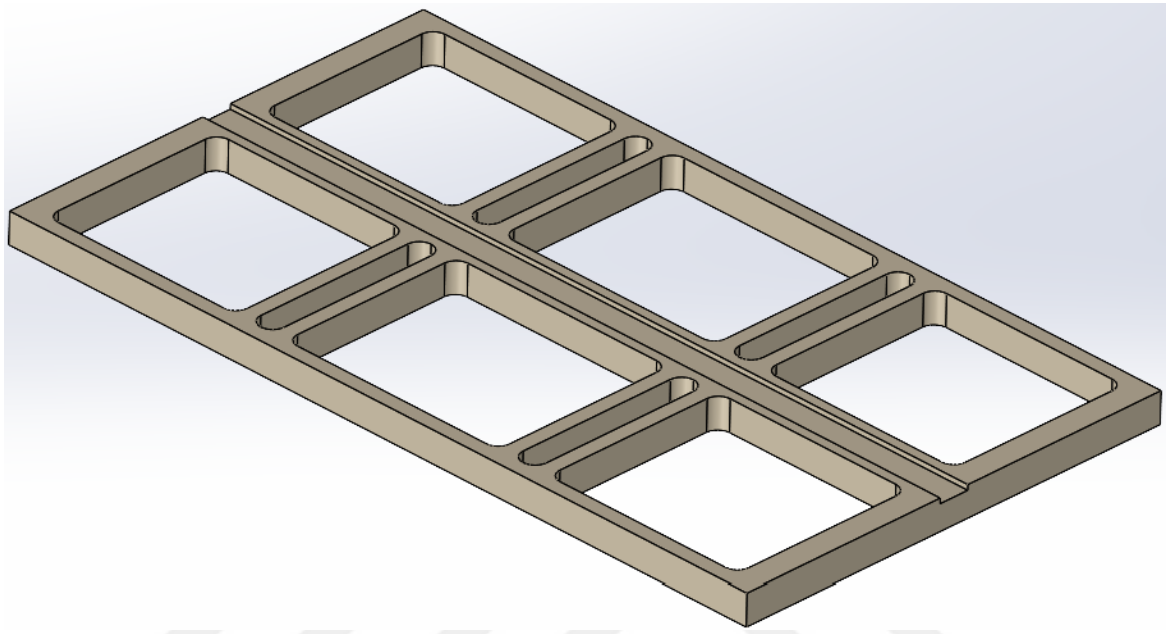
3.3.2.1. Paneller

12U küp uydusunun iskeleti yan paneller, destek panelleri, üst ve alt panelden meydana gelmektedir. Yan paneller, destek panelleri, alt ve üst paneller birbirlerine M4x10 mm civata kullanılarak montajlanmıştır. Tüm paneller üretim ve kolay erişim sağlanması açısından ayrı montaj ve demontaj edilebilir şekilde tasarlanmıştır.

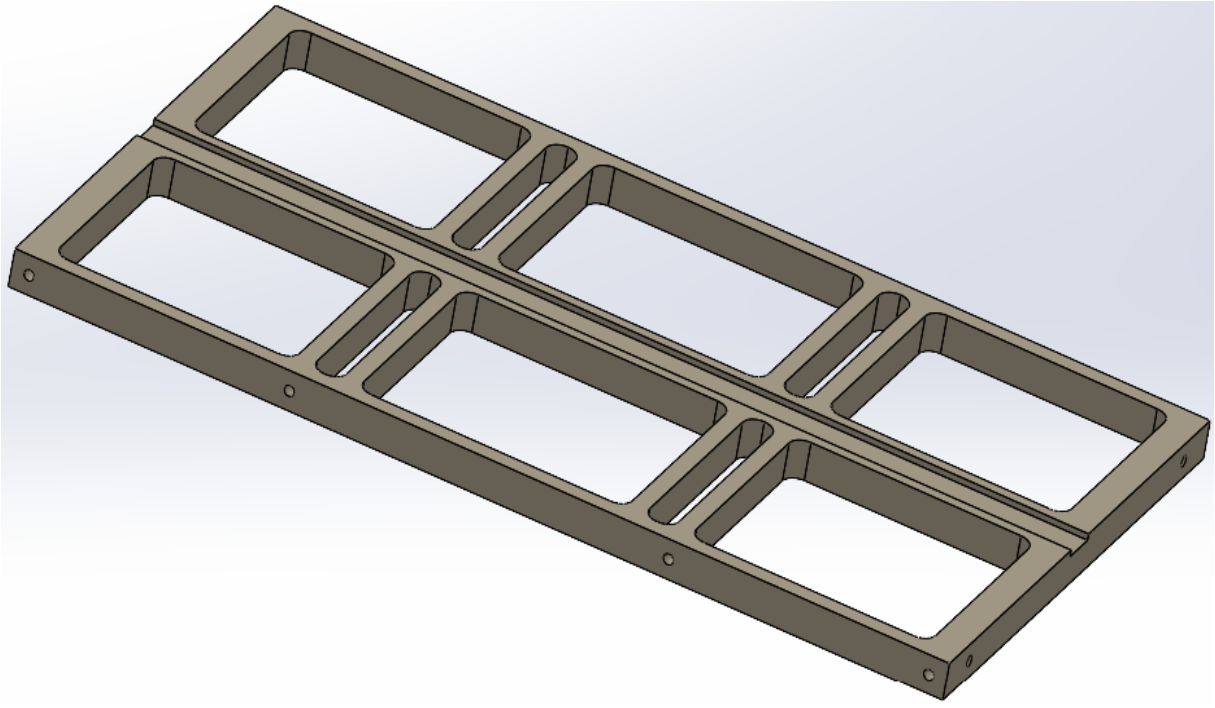


Şekil 3.32: 12U küp uydusunun iskelet yapısı.

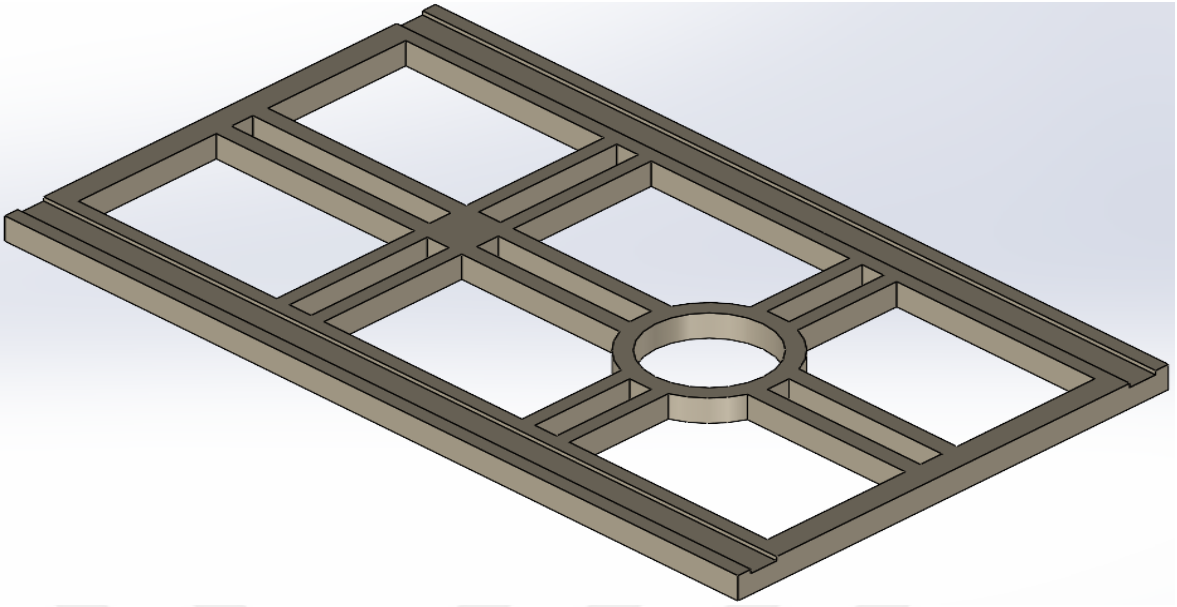
İskelette kullanılan destek panelleri 12U küp uydusuna yapısal olarak ciddi bir mukavemet ve dayanım sağlamanın yanı sıra ayrıca, eğilme ve burulmaya karşıda yapıya direngenlik kazandırır. Tüm panellere daha dayanıklı olması için 2mm x 12mm boyutunda kanal açılmıştır. Bu kanallar panellerin birbirlerine daha güvenli ve sıkı bir şekilde bağlanması için açılmıştır.



Şekil 3.33: Güneş yelkenli 3U küp uydusunun ara destek paneli.



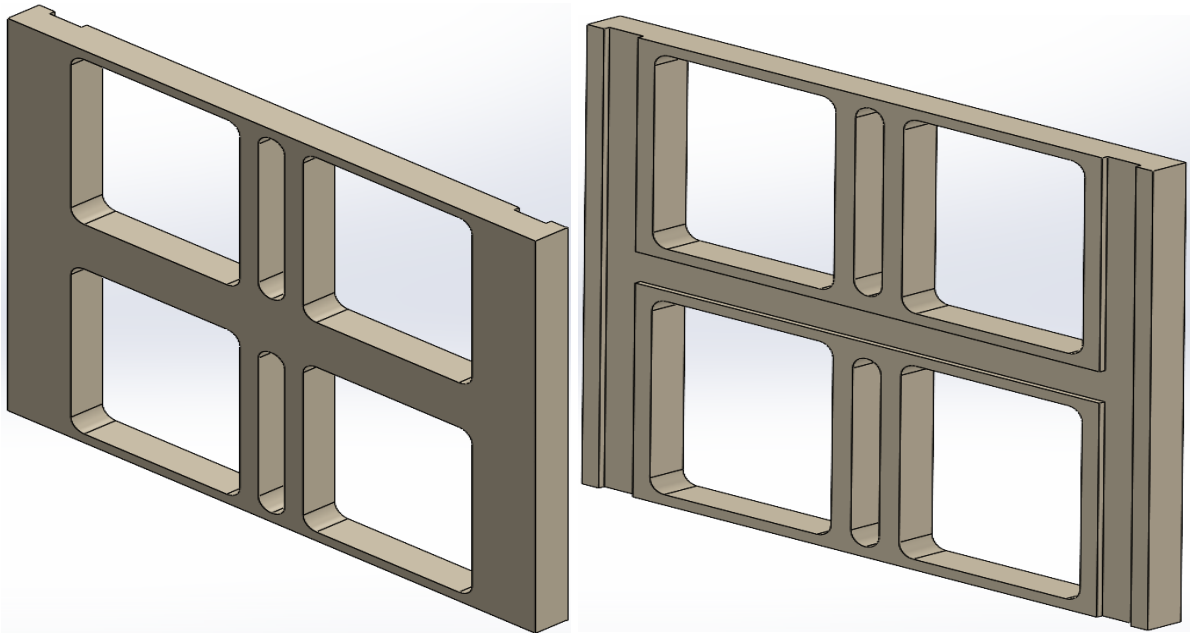
Şekil 3.34: Güneş yelkenli 3U küp uydusunun alt ve üst paneli.



Şekil 3.35: 12U küp uydusunun yan paneli.

3.3.2.2. Alt ve Üst Kapak

Güneş yelkenli 3U küp uydusunun üst kapağı 16 adet M2x3 mm vidalar ile hem bağlantı paneline hem de yan panellere bağlantılı olacak şekilde tasarlanmıştır. Benzer şekilde uydunun alt kapağı da üst kapağı gibi hem bağlantı paneline hem de yan panellere bağlantılı şekilde tasarlanmıştır.



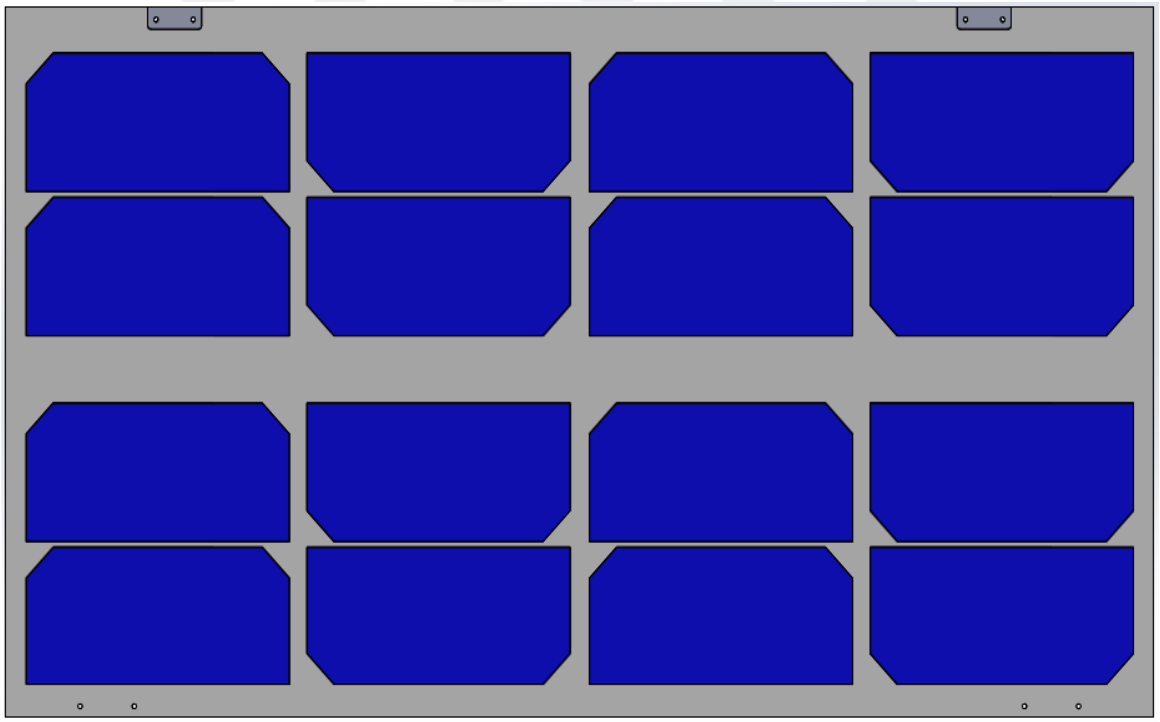
Şekil 3.36: Üst kapak ve alt kapak.

3.3.2.3. Güneş Panelleri

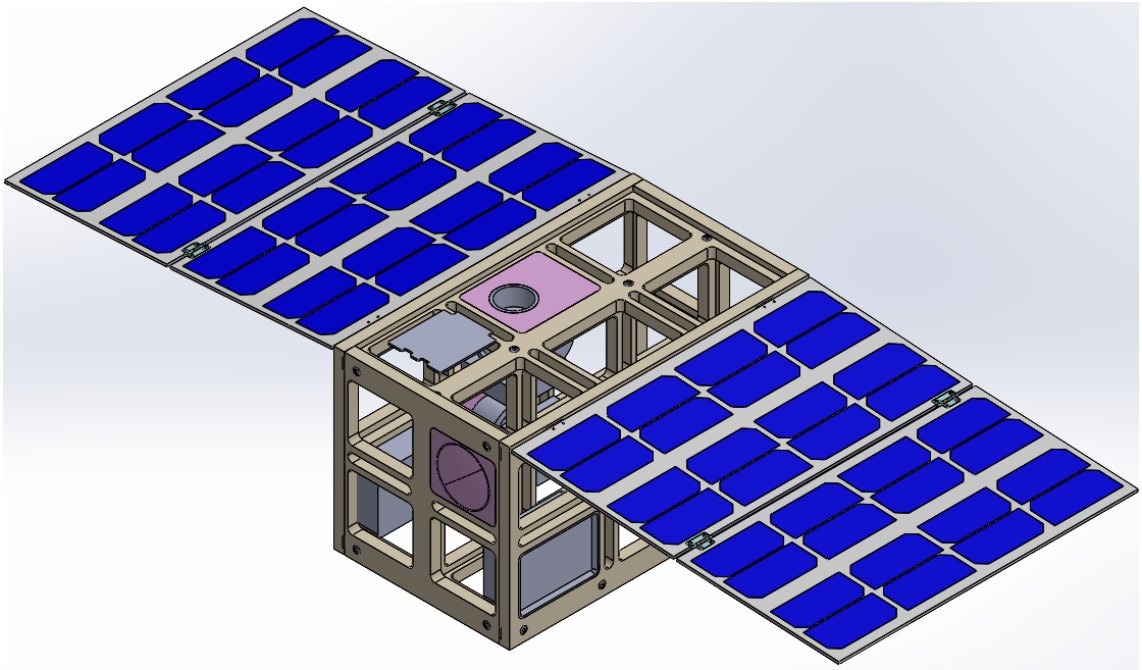
12U küp uydusu için tercih edilen güneş panelleri, güneş yelkenli 3U küp uydusunda kullanılan güneş panellerinin seri halinde dizilerek tasarlanmış bir versiyonudur. 12U küp uydusu için elektrik üretimi her kanat üzerine yerleştirilen 32 adet tek güneş paneli şeklinde tasarlanmıştır.

Seçilen güneş panellerinin teknik özellikleri aşağıda maddeler halinde belirtilmiştir.

- 12U küp uydusu ile tam uyumluluk
- Hücre Malzemesi: GaAs
- Hücre Verimliliği: %30
- Yüksek verimli üçlü bağlantı güneş enerjisi
- 4 paralel güç konektörü
- Harici İletişim bağlantı noktası
- Çalışma Sıcaklığı: -40 ila +125°C
- Radyasyon Toleransı: Alçak irtifada minimum 2 yıl



Şekil 3.37: Azur Uzayı %30 üçlü bağlantı gaas güneş pili.



Şekil 3.38: 12U küp uydusunun güneş panellerinin açılmış görüntüsü.

3.3.2.4. Batarya

12U küp uydusu da güneş yelkenli 3U küp uydusu gibi güneş panellerinin güneş ışığına ulaşamadığı yörüngenin gölgeli kısımlarında enerjiye ihtiyaç duyar. 12U küp uydusunda Ecuadorian Space Agency firmasının geliştirdiği EXA TITAN-1 350Whr yüksek enerji yoğunluğuna sahip batarya tercih edilmiştir. Seçilen batarya en yüksek enerji kapasitesini ve depolamasını sağlamak üzere tasarlanmış 7 pil dizisinden oluşan 1U boyutlu bir güç bankası modülüdür. Güç kapasitesi pil modülü başına, 50 Whr toplamda ise 350 Whr verir. Bataryanın diğer teknik özellikleri şu şekildedir;

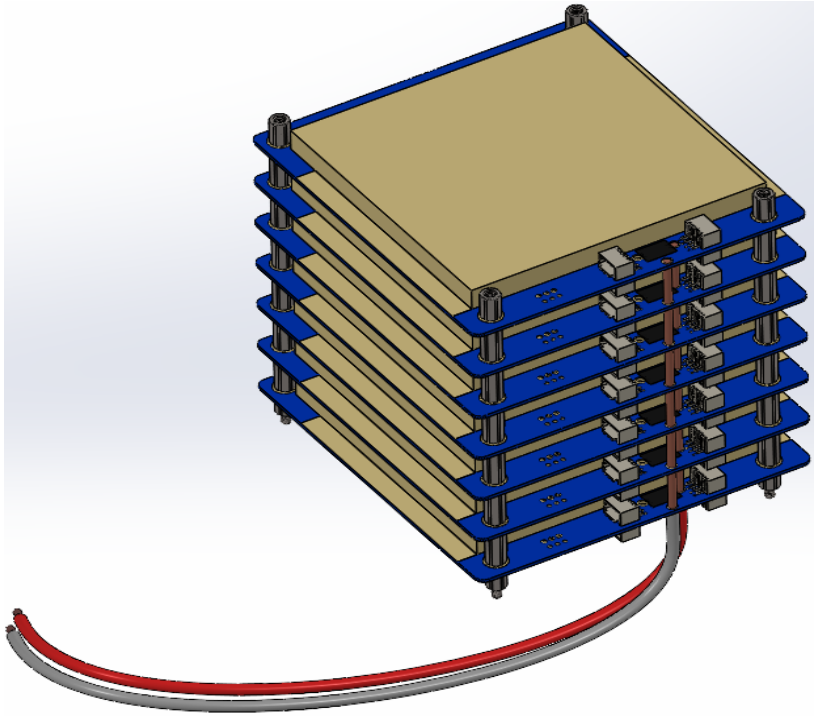
Tablo 3.8: Batarya kütle özellikleri.

KÜTLE ÖZELLİKLERİ		
MODEL	**KÜTLE (gram)**	**Hücre Sayısı**
TOPLAM	1050	56
MODÜL	150	8

Tablo 3.9: Batarya performans özellikleri.

PERFORMANS			
MODEL	**VOLTAJ (MAKS)**	**AKIM**	**GÜÇ**
TOPLAM	4.2/8.4V	84/42Ah	350Whr
MODÜL	4.2/8.4V	12/6Ah	50Whr

- 2U'dan 24U küp uydulara kadar güç sağlayabilir.
- Birden fazla yedek hücreye sahiptir.
- Alçak irtifa görevleri gereksinimleri ve daha fazlası için tasarlanmıştır.
- Uzay standartlarına ve özel görev tasarımına göre uzay sınıfı malzemelerle üretilmiştir.
- Çalışma sıcaklığı: 30°C ila +80°C
- CN/TTB seçeneğiyle 60 ila +120°C
- Taban paneli: FR4-Tg170
- Hücre Malzemesi: Lityum polimer

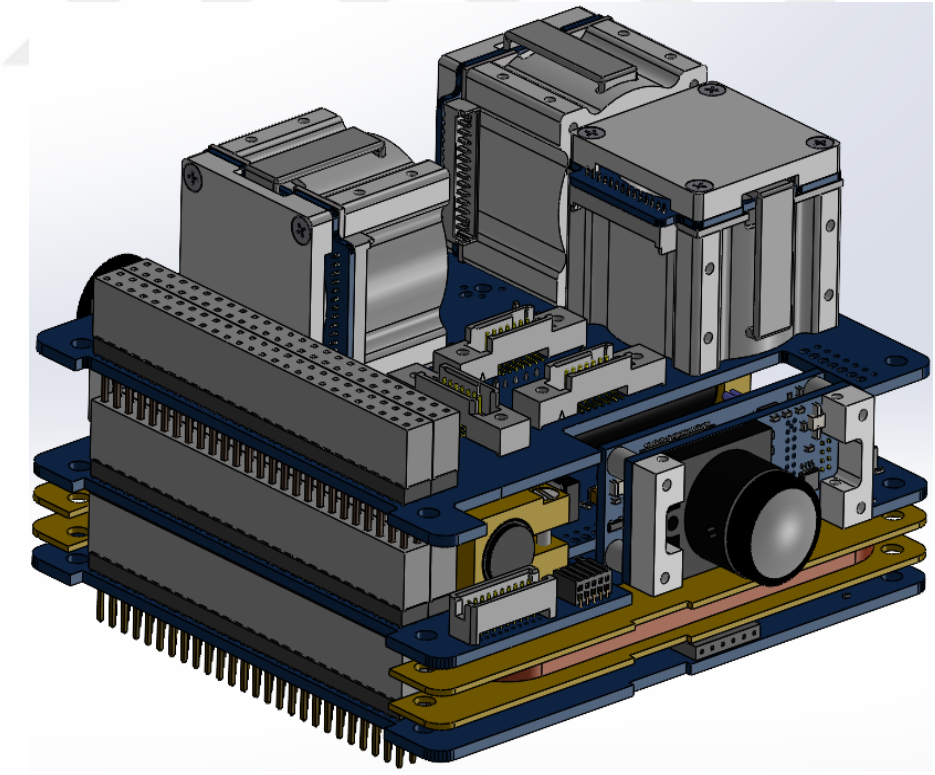


Şekil 3.39: Bataryanın 3 boyutlu katı model görüntüsü.

3.3.2.5. Tutum ve Yörünge Kontrol Elemanı

Tutum ve yörünge kontrol elemanı bir uzay aracı için yüksek hassasiyetle tutum belirleme ve kontrol edebilme kabiliyeti sunar. Yenilikçi algoritmalara sahip yıldız izleyici ve hassas mühendislik reaksiyon tekerlekleri, tutum ve yörünge kontrol elemanları küp uydular için benzersiz bir çeviklik, işaret bilgisi ve işaret performansı yeteneği kazandırmaktadır. Tutum kontrolü gerektiren nano uydular için, hacim sınırlı uydu tasarımları için ve küp uydu standardı ile uyumlu PC/104 için kullanılabilmektedir. Bu sistem, farklı görevler ve uydu boyutları için farklı işaretleme yetenekleri sağlamak üzere çeşitli seviyelere de yükseltilebilmektedir. Tutum ve yörünge kontrol elemanının özellikleri şu şekildedir;

- Çalışma voltajı: 3,3V, 5V, akü voltajı (7,5V-16V)
- Güç tüketimi: yaklaşık 1,0W (nominal)
- I2C veri yolu voltajı: 3.3V / 5V
- Çalışma sıcaklığı: -10°C ila +60°C
- Kütle ve Boyutlar (3-Eksen): 506 g, 90 x 96 x 59 mm



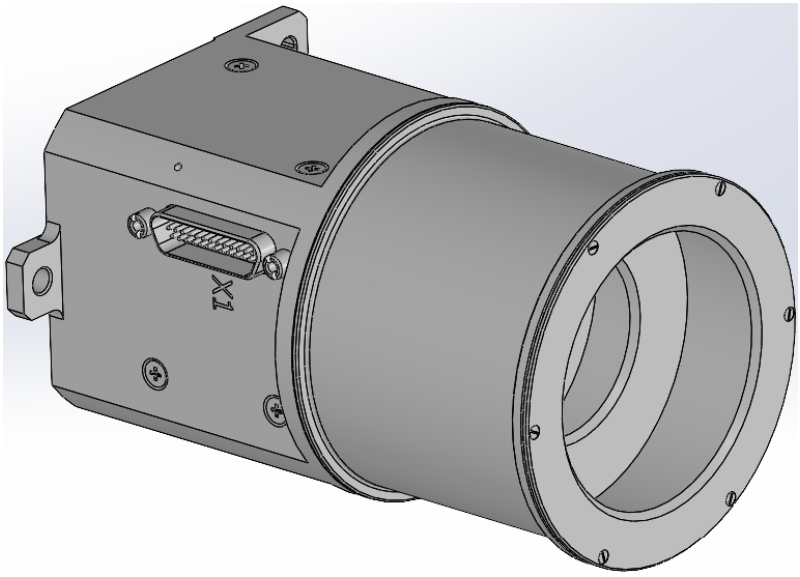
Şekil 3.40: Tutum ve yörünge kontrol elemanı 3 boyutlu katı model görüntüsü.

3.3.2.6. Yıldız İzleyici

Yıldız izleyiciler, fotosellerin veya kamera cihazlarının yardımıyla yıldızların bulundukları konumları ölçen optik cihazlardır. Birçok yıldızın konumu gökbilimciler tarafından yüksek bir doğruluk derecesinde ölçüldüğünden, uzay aracının yıldızlara göre yönünü veya tutumunu belirlemek için bir uydu veya uzay aracındaki bir yıldız izleyici kullanılabilir. Bunu yapmak için yıldız izleyici yıldızların bir görüntüsünü elde etmeli, uzay aracının referans çerçevesindeki görünür konumlarını ölçmeli ve yıldızları konumlarının bir yıldız kataloğundan bilinen mutlak konumlarıyla karşılaştırılabilmesi için tanımlamalıdır. Yıldız izleyicinin ana özellikleri şu şekildedir;

Tablo 3.10: Yıldız izleyici kütle özellikleri.

Kütle	197 g (bölme dahil)
Genişlik	56 mm
Yükseklik	60 mm
Uzunluk	93 mm
Besleme Gerilimi	5.0 ± 0.25 V
Veri Ara yüzü	(500 kbit/sn, 1 Mbit/sn)
Çalışma sıcaklığı	-30 ila 40 C
Depolama sıcaklığı	-30 ila 100 C



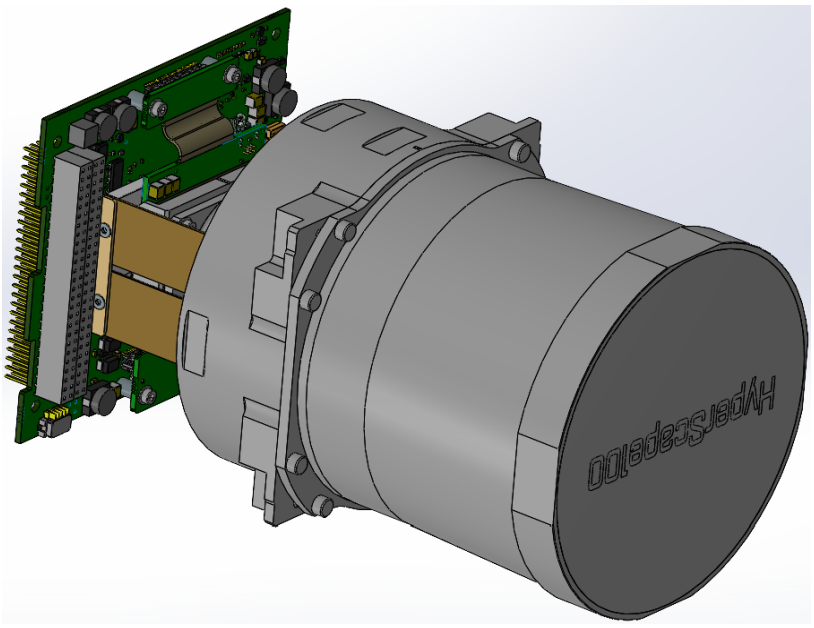
Şekil 3.41: Yıldız izleyicinin 3 boyutlu katı model görüntüsü.

3.3.2.7. Kamera

Küp uydularda kullanılan kameralar Dünya gözlemi uygulamaları ve diğer uygulamalar için tercih edilebilmektedir. Bu kameralar uzay ortamının zorluklarına dayanacak ve geniş bir sıcaklık aralığında performanslarını koruyacak şekilde tasarlanırlar. 12U küp uydusunda HyperScape100 kamerası tercih edilmiştir. Bu kameranın özellikleri şu şekildedir;

Tablo 3.11: Kamera kütle özellikleri.

Özellik	**Birim**	**Değer**
Kütle	kg	1.14 (± 5%)
Atalet Momenti		
Ixx	kg.m2	3.70E-03 (± 5%)
Iyy	kg.m2	3.65E-03 (± 5%)
Izz	kg.m2	1.55E-03 (± 5%)
Kütle Merkezi		
X	mm	< 0.5 (± 0.5)
Y	mm	< 0.5 (± 0.5)
Z	mm	7 (± 1)



Şekil 3.42: Kameranın 3 boyutlu katı model görüntüsü.

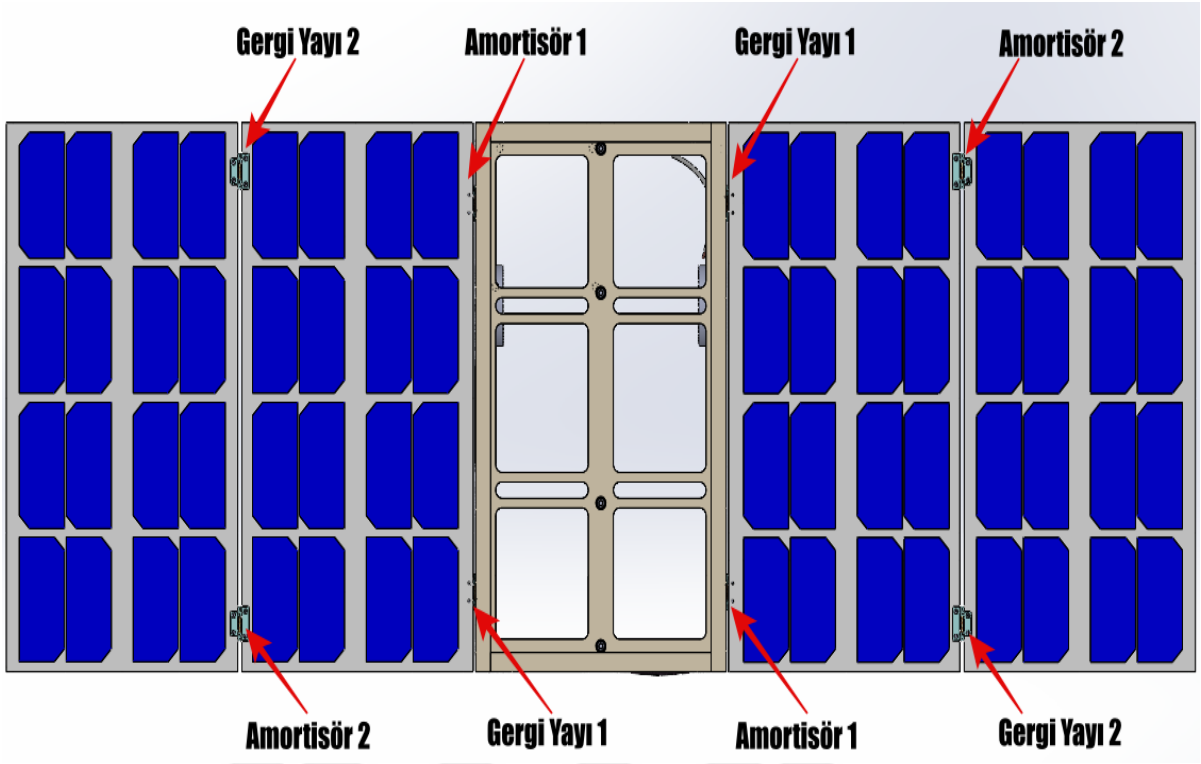
3.3.2.8. 12U Küp Uydu Güneş Paneli Dağıtım Mekanizması

12U küp uydu güneş paneli dağıtım mekanizması tasarımında optimum dayanıklılık, basitlik, erişilebilirlik, işlevsellik ve parça maliyetini azaltma unsurları temel alınarak bir çalışma yapılmıştır. Tasarımda 12U küp uydusunun güneş panellerini açtığı konumda kilitli kalabilmesi için ek parçalara olan ihtiyacı ve soğuk kaynak ihtiyacını ortadan kaldırmak daha basit ve işlevsel bir tasarım ortaya konmak istenmiştir. Mekanizma tasarlanırken CSA, NASA ve PSC tasarım gereksinimleri ve mekanik gereklilikleri dikkate alınarak tasarlanmıştır. Bu sayede mekanizma uzayın zorlu çevre koşullarına dayanabilen bir yapıya sahiptir.

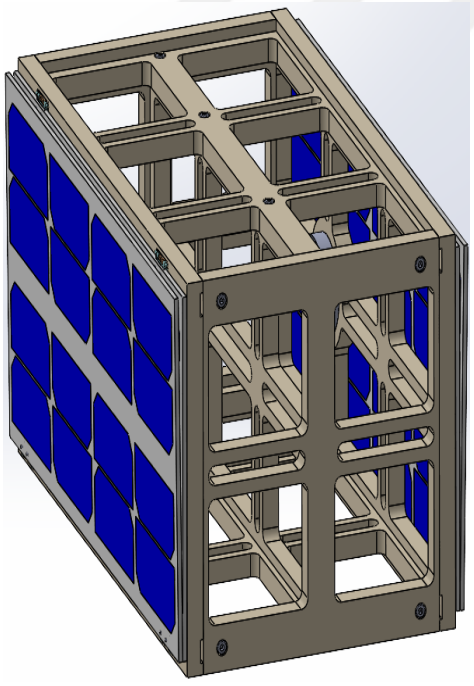
Dağıtım mekanizması 12U küp uydusunun gövdesine konuşlandırıldığında, güneş panelleri 12U küp uydusunun üst gövde yüzeyi ile aynı hizaya gelmelidir ve burada kilitli bir şekilde konumlanması gerekmektedir. Bu yüzden dağıtım mekanizmasına burulma yaylı amortisör yerleştirme sistemi eklenmiştir. Bu burulma yaylarına sahip olan menteşeler özel olarak tasarlanmıştır. Tasarlanan menteşeler 8 adettir ve M1,5 havşa başlı vida kullanılarak panellere tutturulmuştur. Mekanizma temel itici gücü iki gergi yayından ve iki amortisör yayından almaktadır. Yaylar menteşelere etki ettiğinde ve panelleri iterek açtığında mekanizma hareketin doğru pozisyonda durmasını ve yay kuvveti sisteminin açık kalmasını sağlamaktadır. Gergi yayından güç alan güneş panellerinin açılırken sarsılmaması için gergi yaylarının tam karşısına amortisör yayları konumlandırılmıştır. Yay özellikleri şu şekildedir;

Tablo 3.12: Yayların özellikleri.

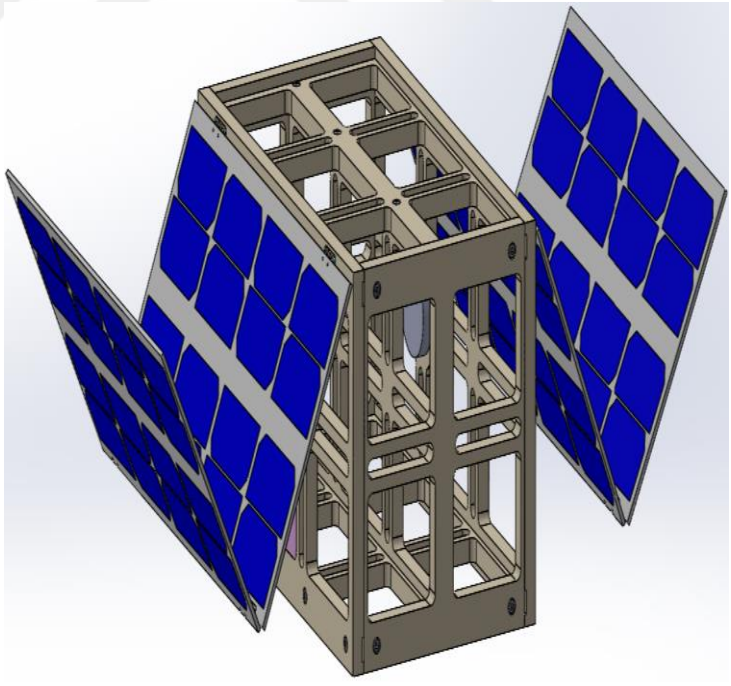
YAYLAR	Tork (N.mm)	Dönme Açısı	Malzeme
Gergi Yayı 1	12000	90°	SS 302
Gergi Yayı 2	12000	180°	SS 302
Amortisör Yayı 1	4000	90°	SS 302
Amortisör Yayı 2	4000	180°	SS 302



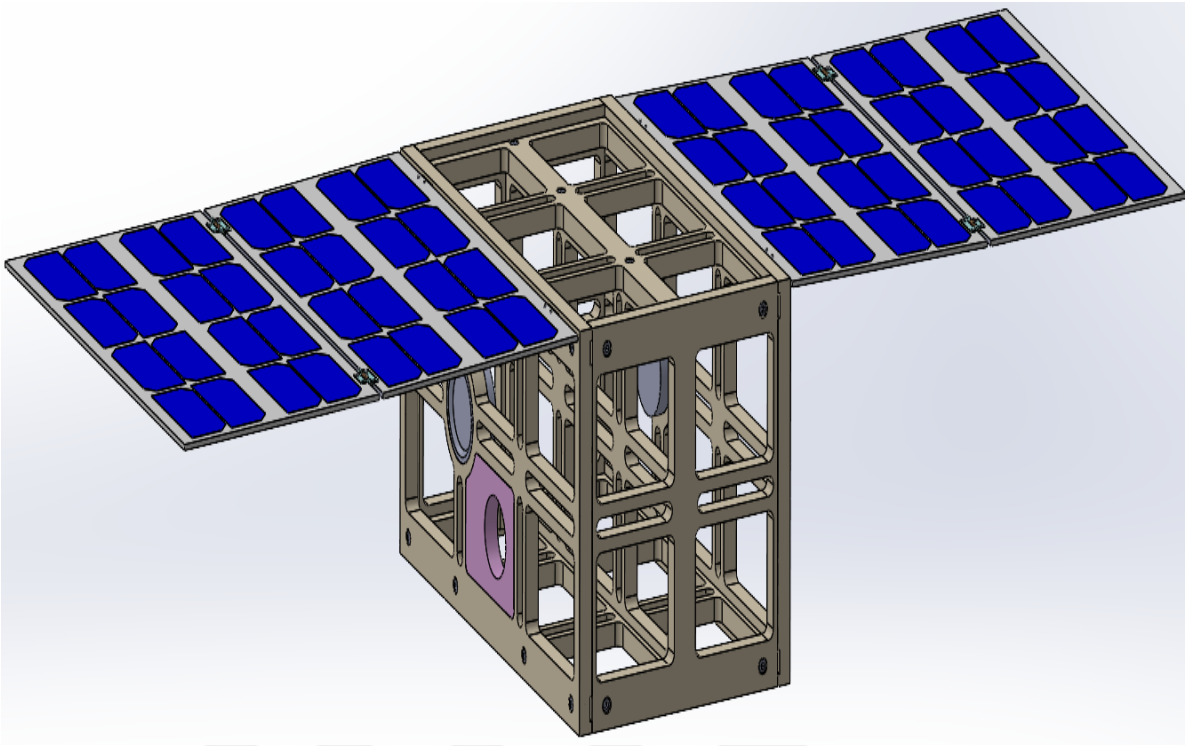
Şekil 3.43: Yay çeşitlerine göre menteşe konumlandırılması.



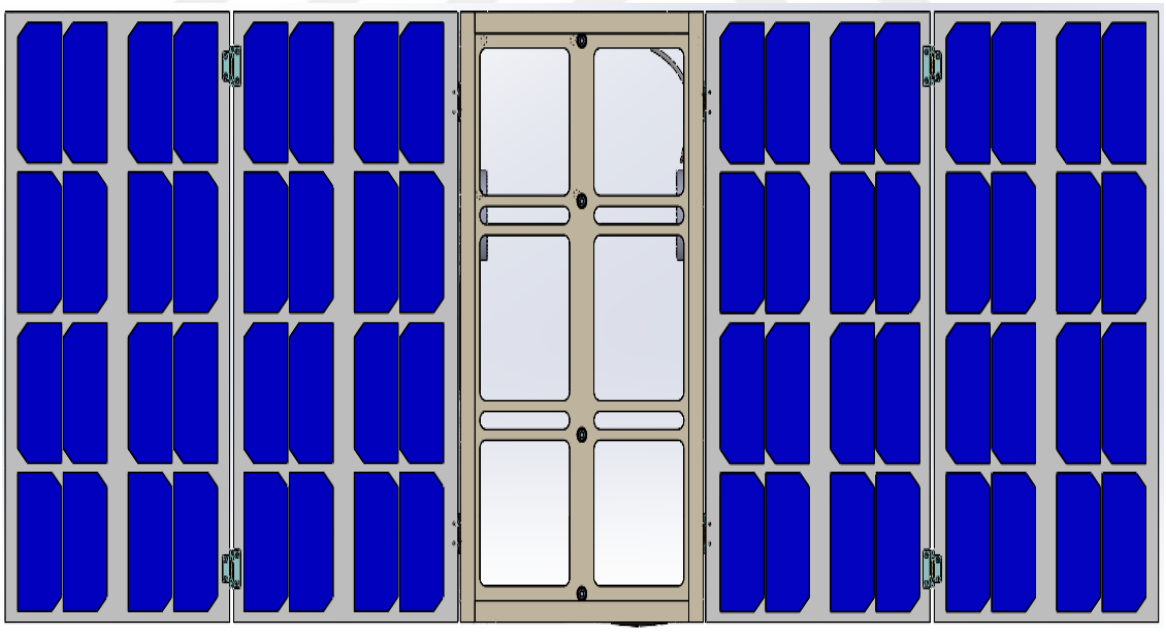
Şekil 3.44: Mekanizma kapalı konumda iken.



Şekil 3.45: Mekanizma açılmaya başladığında.



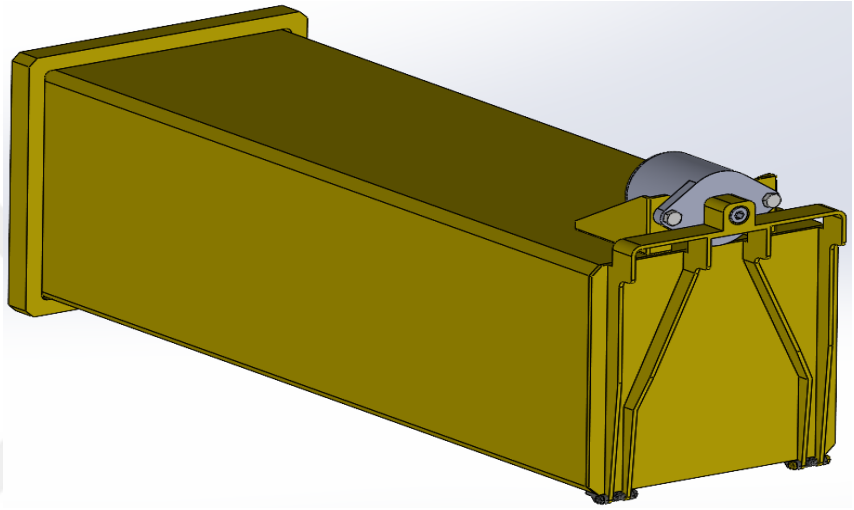
Şekil 3.46: Mekanizma tam açıldığında.



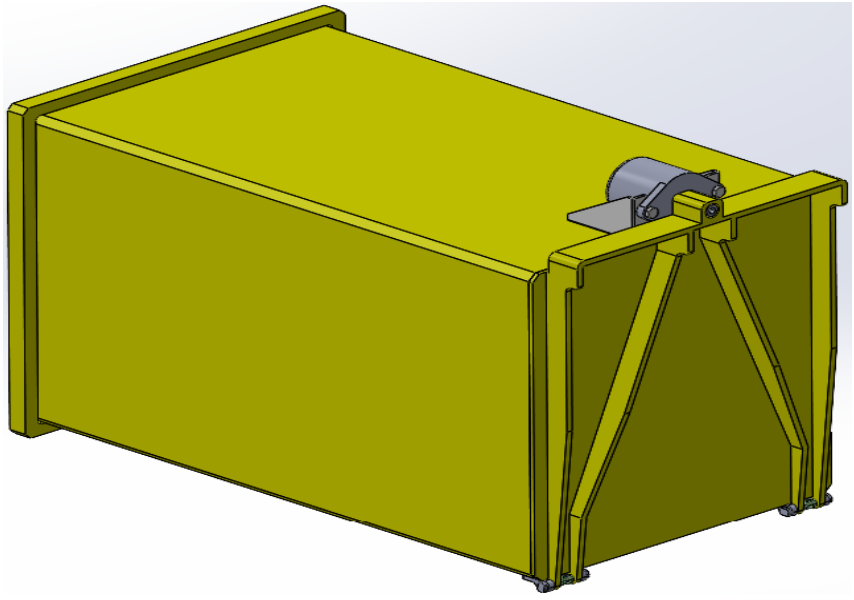
Şekil 3.47: Mekanizma tam açıldığında (üstten bakış).

3.3.3. Fırlatma Kutusu Tasarımı

Fırlatma kutusu (P-POD) küp uyduların uzay aracına kolay entegre edilebilmesini, güvenli taşınmasını ve güvenilir şekilde uzay boşluğuna fırlatılmasını sağlayan kare boru şeklinde tasarlanmış standart bir dağıtım sistemidir. 1U dan 16U tipi küp uydulara kadar fırlatma kutuları kullanılabilmektedir. Fırlatma kutusu dört tarafında da benzer özelliklere sahip olan çok yönlü bir mekanik arayüze sahiptir. Her panelin uzunlamasına kenarları boyunca bir dizi ray vardır. Fırlatma kutusunun iskelet yapısında AL 7076-T6 malzeme tercih edilmiştir.



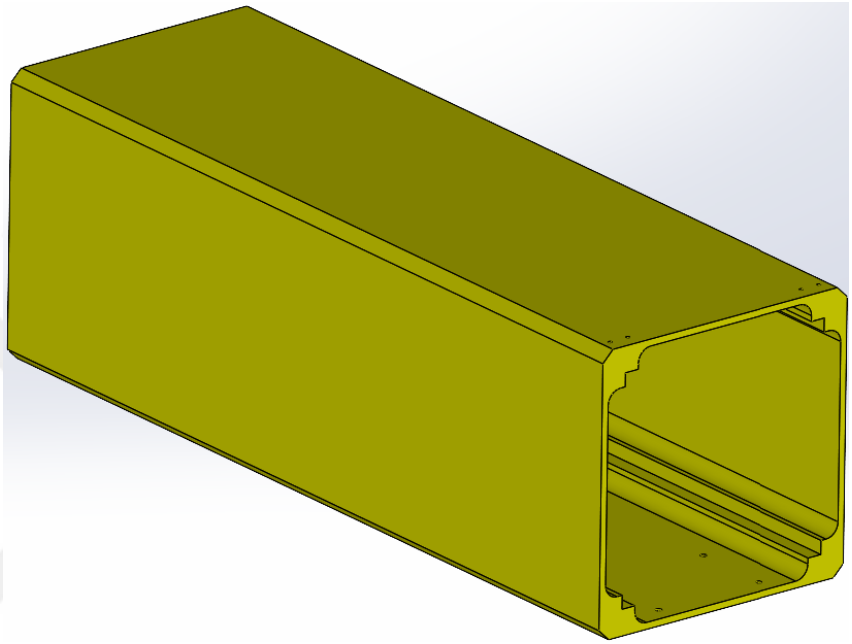
Şekil 3.48: 3U Fırlatma kutusunun 3 boyutlu katı model görüntüsü.



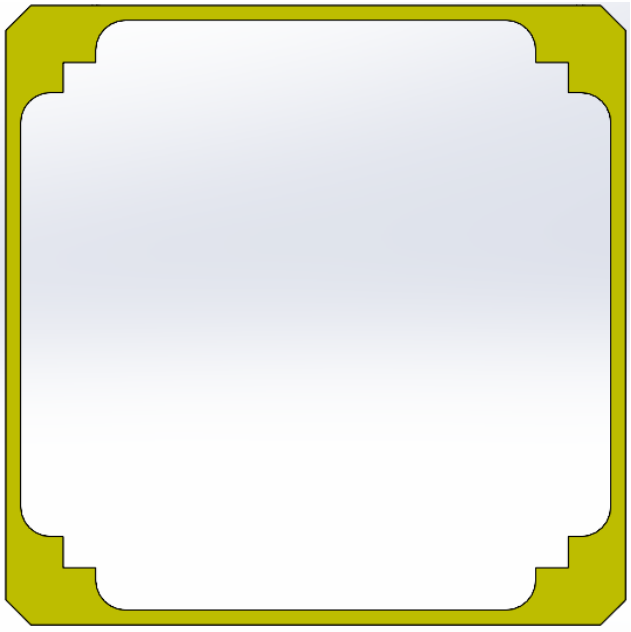
Şekil 3.49: 12U Fırlatma kutusunun 3 boyutlu katı model görüntüsü.

3.3.3.1. Gövde

Fırlatma kutusunun gövdesi serbest bırakma mekanizmasının monte edilmesini sağlayan kare boru şeklinde tasarıma sahip oldukça önemli bir parçadır. Gövde, serbest bırakma mekanizmasını üstünde taşır ve küp uydunun içerisine yerleştirilmesini sağlayan raylara sahiptir.



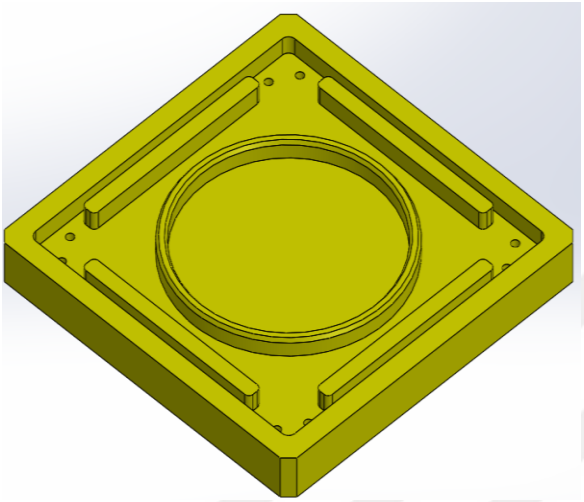
Şekil 3.50: Boru şeklindeki gövde yapısı.



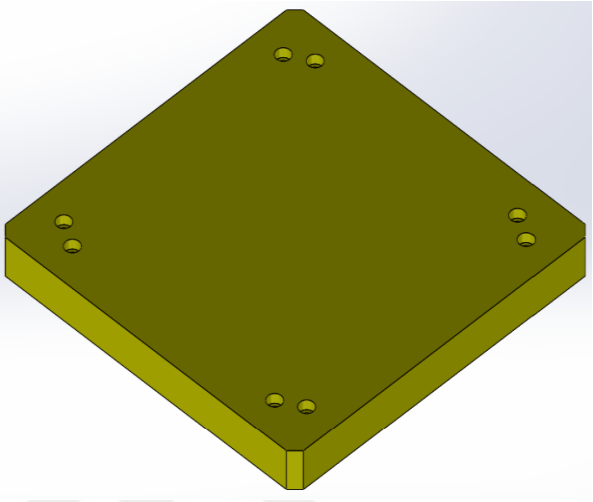
Şekil 3.51: Gövde yapısına önden bakış.

3.3.3.2. Arka Panel

Fırlatma kutusunun arka kısmı fırlatma aracına monte edilirken kullanılacağı için dış kısmı tamamen düz olarak tasarlanmıştır. Arka panelin iç kısmı küp uyduyu dışarı fırlatacak olan yayın sabit bir şekilde tutulmasını sağlamaktadır. M3x10 mm vidalarla gövdeye monte edilmiştir.



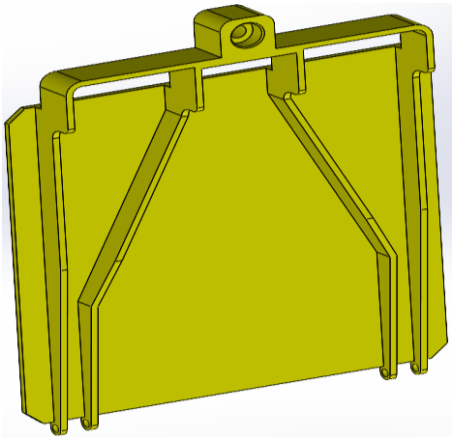
Şekil 3.52: Arka panel iç görüntüsü.



Şekil 3.53: Arka panel dış görüntüsü.

3.3.3.3. Kapı

Fırlatma kutusunun kapısı alt taraftan iki adet burulma yayı ile gövdeye bağlantılı şekilde tasarlanmıştır. Ayrıca üst kısımdan serbest bırakma mekanizmasına M5x15 mm cıvata ile bağlanmıştır. Serbest bırakma mekanizması çalıştığında bu cıvata eriyerek kopacak ve içerideki küp uyduyu fırlatacak olan yayın itme kuvveti ile açılacaktır.



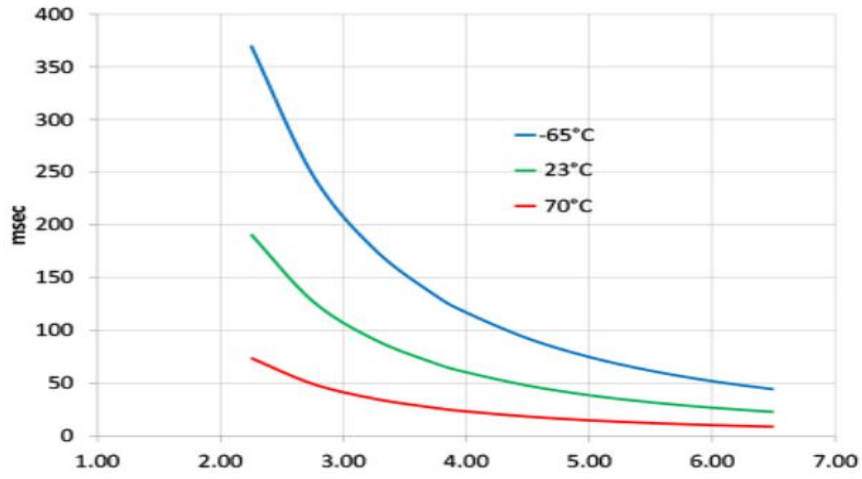
Şekil 3.54: Kapı elemanının 3 boyutlu görüntüsü.

3.3.3.4. Serbest Bırakma Mekanizması

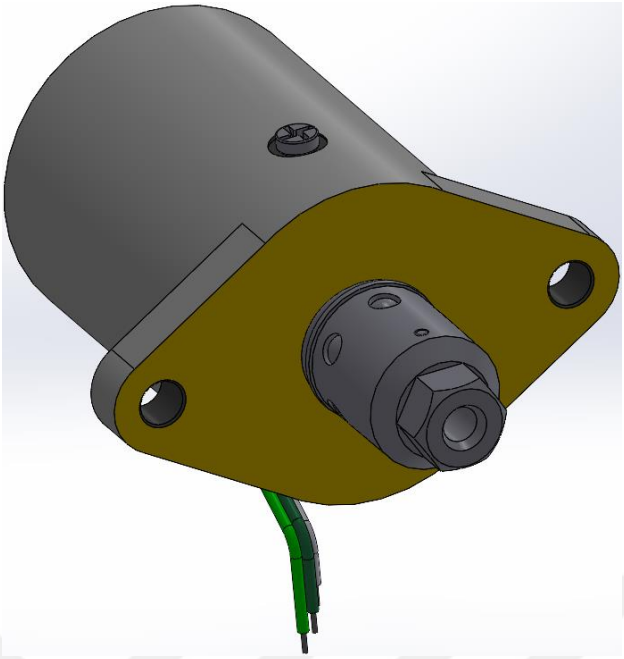
Serbest bırakma mekanizması, fırlatma kutusunun sahip olduğu en kritik bileşenlerden biridir. Serbest bırakma mekanizması, içerisindeki uyduyu bir ayırma sinyalini almasından sonra fırlatma kutusunun kapısı ile olan bağlantısını sağlayan cıvatayı yüksek sıcaklıkta eriterek ayırma işlemini gerçekleştirir. Bu ayırma sinyalini alıncaya kadar küp uydu dağıtımını önlenmesi gereklidir. Serbest bırakma mekanizmasında oluşabilecek bir arıza, yalnızca içerisindeki küp uydu için değil, aynı zamanda birincil uzay aracı veya fırlatma aracı için de çok ciddi hasarlara sebep olabilir. Bu mekanizmanın sağlam ve son derece güvenilir olması gereklidir. Güvenilirliğe verilen önem nedeniyle, bu tasarımda EBAD TiNi™ E1000 ERM (Ejektör Serbest Bırakma Mekanizması) tercih edilmiştir. Bu mekanizma yedekli ateşleme devresi, maksimum güvenilirlik, tasarım sadeliği ve test edilebilir olmasıyla küp uydu dağıtımında kullanılabilecek serbest bırakma mekanizmalarından biridir. Bu serbest bırakma mekanizmasının özellikleri şu şekildedir;

Tablo 3.13: Serbest bırakma mekanizmasının özellikleri.

Kütle	160 gram
Güç	8.1 W 2.25 A
Direnç	1.6 ± 0.3 Ω / 23 °C
Maks. Serbest Bırakma Yükü	4448 Newton
Maks. Tork	3.6 Nm
Operasyon sıcaklığı	-65°C ila +70°C

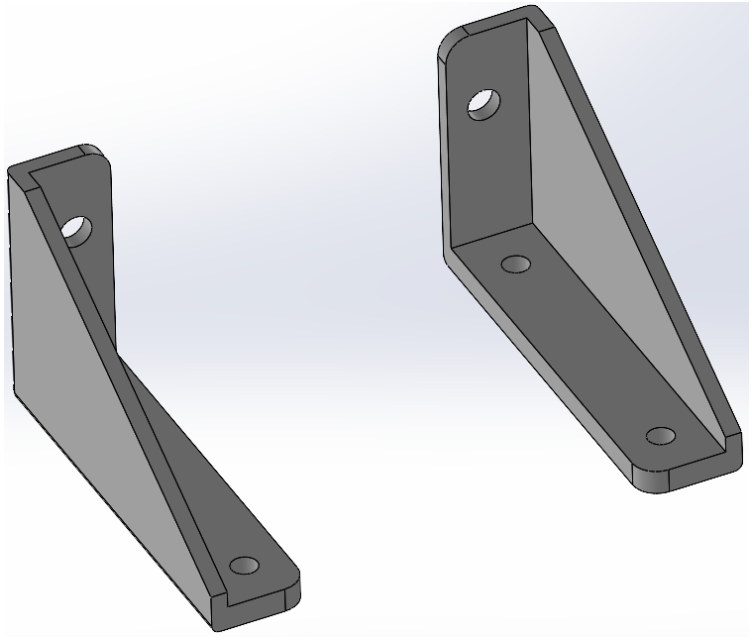


Şekil 3.55: Çeşitli sıcaklıklarda çalışma süresi.



Şekil 3.56: Serbest bırakma mekanizmasının 3 boyutlu katı model görüntüsü.

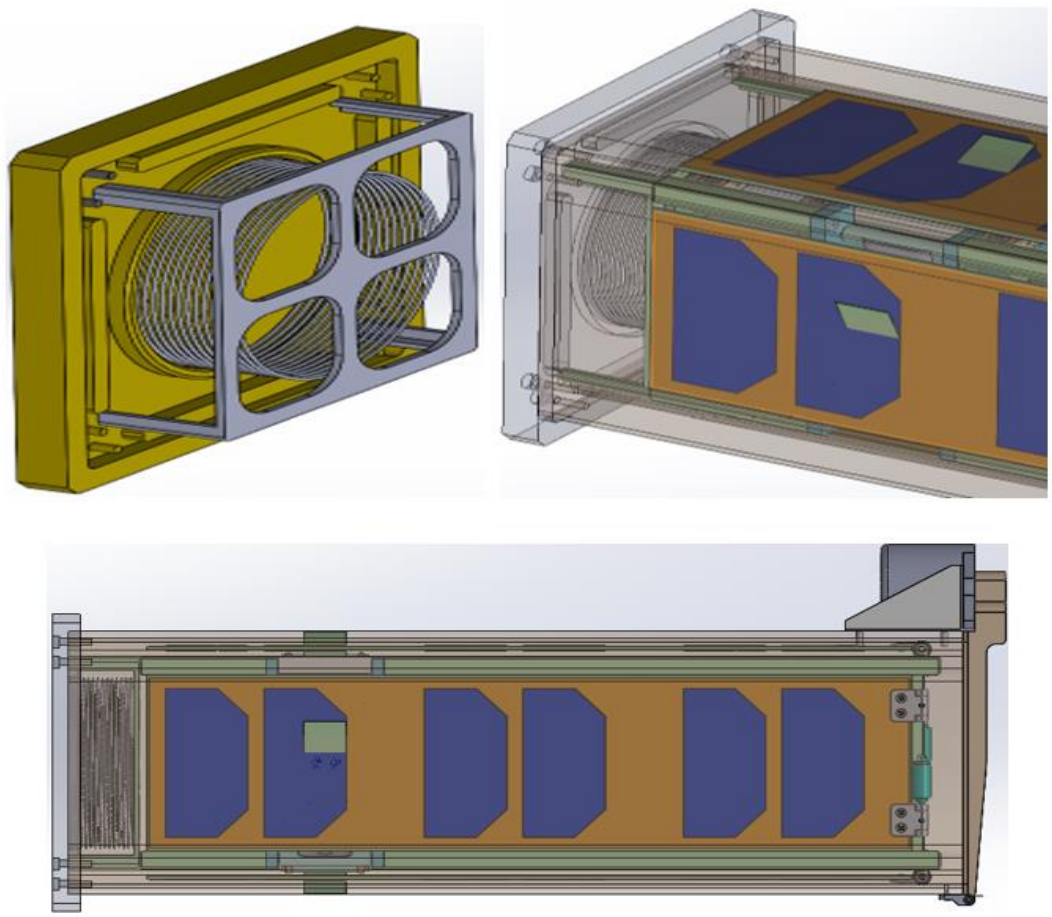
Serbest bırakma mekanizmasının fırlatma ortamında sağlam kalabilecek kadar güçlü, ancak fırlatma maliyetlerini en aza indirmek için de mümkün olduğunca hafif olması gereklidir. Serbest bırakma mekanizması braket ile gövdeye ve kapıya montajlanmıştır. Braket tasarımında brakete etkiyen kuvvetler tanımlanarak basit fakat etkili bir braket tasarlamak amaçlanmıştır. M4x12 mm vida ile kapıya, M3x10 mm vida ile ise gövdeye monte edilmiştir.



Şekil 3.57: Braket.

3.3.3.5. Küp Uydu Fırlatma Yayı

Küp uydu fırlatma yayı, fırlatma sağlayıcısı tarafından belirtilen fırlatma gereksinimlerini karşılayacak şekilde tasarlanmıştır. Fırlatma kutusundan ayrılan nesneler arasında çarpışma olmamasını sağlamak için maksimum 2 m/s hız farkı gereklidir. Ayrıca, küp uydunun bir ayırma sinyalinin alınmasından itibaren bir saniyeden daha kısa sürede tamamen çıkarılması gerekmektedir. Küp uydu fırlatma işlemi, serbest bırakma mekanizmasının kapıyı serbest bırakmasından itibaren başlamaktadır. Serbest kalan kapı fırlatma plakasına bağlı olan sıkıştırılmış fırlatma yayı tarafından tamamen açılır ve içerideki küp uydu dışarı fırlatılır. Küp uydunun yay ile arasındaki bağlantıyı fırlatma plakası sağlamaktadır. Fırlatma plakası 3U küp uydusunun dört ayağından birden iterek dışarı fırlatır. 12U küp uydusunda da benzer bir fırlatma sistemi mevcuttur.



Şekil 3.58: Küp uydu fırlatma yayı.

4. BULGULAR

Tezin bu bölümünde, küp uyduların ve diğer elemanların fırlatma esnasında maruz kaldıkları yüklerin kendi yapısal sistemlerine olan etkileri analiz edilecektir. Tasarım süreçleri tamamlanan 3U, 12U ve fırlatma kutularının fırlatma ortamı altındaki yapısal güvenliği, doğal frekans analizi, rastgele titreşim analizi ve statik yük analizleri Ansys 2022 R1 programı kullanılarak analiz edilmiştir. Uydular içerisinde bulundukları roketlerin katılık gereksinimlerini karşılamak zorundadırlar aksi takdirde fırlatmaya uygun görülmezler. Tasarlanan uydular ve fırlatma kutuları (PSLV Hindistan) fırlatma aracının gerektirdiği roket katılık gereksinimlerine göre analiz edilmiştir. Analizler gerçekleştirilirken ayrıntılı analitik modellerden, yüksek hesaplama gücü ve uzun analiz süresi gerektiren modellerden kaçınılmıştır çünkü bu tarz modeller analizlerin çok uzun süreler almasına ve analiz programlarının hatalar vermesine sebep olmaktadır. Analizi gerekmeyen gereksiz parçalar ve fiziksel olayları etkilemeyen parçalar kaldırılarak basit fakat en etkili analitik modeller ortaya koyulmak istenmiştir.

4.1. DOĞAL FREKANS ANALİZLERİ

Doğada bulunan bütün fiziksel yapılar doğal frekanslara sahiptirler. Doğal frekanslar, yapının belirli dış kuvvetlere maruz kaldığında titreşme eğiliminde olduğu frekanslardır. Dış kuvvetlerin bir yapıyı doğal frekanslarında titreştirmesine rezonans denir ve uydular fırlatılacakları roketlerin içerisinde rezonansa girerler. Rezonansa giren uyduların yapısal sistemlerinde ve alt sistem elemanlarında ciddi boyutlarda hasarlar meydana gelebilmektedir. Bu yüzden uyduların fırlatılacakları roketlerin el kitapçıklarında belirtilen katılık gereksinimlerini karşılamaları gereklidir. Uyduların fırlatılacakları roketin katılık gereksinimlerini karşılayıp karşılayamadığı, modal analizler uygulanarak doğal frekans değerlerinin bulunması ve bu verilerin roketin el kitapçığında yazan değerleri karşılaması ile gerçekleştirilmektedir.

Modal analiz bir yapıyı frekans, sönüm, doğal karakteristik ve dinamik özellikleri açısından tanımlamak için kullanılan bir analiz türüdür. Bu analizdeki temel maksat ilk doğal frekans değerini bulmak ve bu değerin roket el kitapçığındaki minimum limitten daha yüksek bir değer olup olmadığını kontrol etmektir. Ansys 2022 R1 analiz programı kullanılarak 3U, 12U ve fırlatma kutusunun modal analizleri yapılacaktır.

Tasarlanan 3U, 12U ve fırlatma kutuları (PSLV Hindistan) fırlatma aracının roket katılık değerlerine uygun olacak şekilde tasarlanmıştır. Bu yüzden analizler yapılırken bu fırlatma aracının roket katılık değerleri kullanılacaktır. (PSLV Hindistan) fırlatma aracının roket katılık değerleri şu şekildedir;

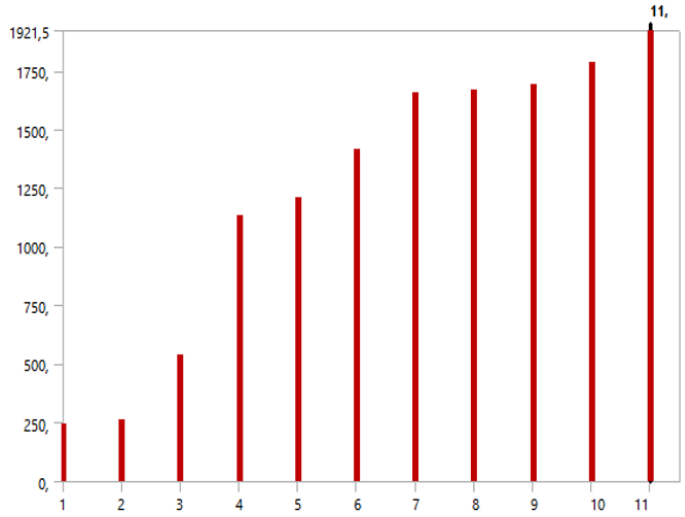
Tablo 4.1: PSLV fırlatma aracının doğal frekans değerleri [26].

	Minimum Doğal Frekans Değeri (Hz)	
Yük Tipi	**Eksenel**	**Yanal**
Birincil Yük	35	20
İkincil Yük	90	45

PSLV fırlatma aracına göre fırlatılacak uydunun yanal yönde 45 Hz üzerinde ve eksenel yönde 90 Hz üzerinde bir birinci mod doğal frekansa sahip olması gerekmektedir. Tasarlanan 3U, 12U ve fırlatma kutularının doğal frekans değerleri aşağıda detaylı bir biçimde verilecektir.

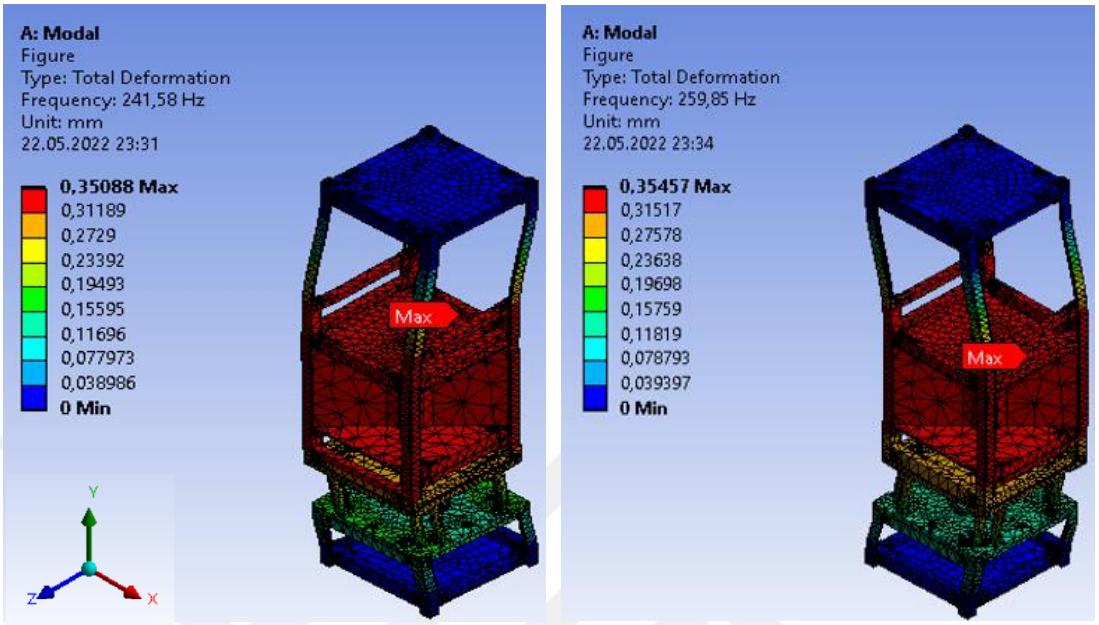
4.1.1. 3U Güneş Yelkenlisinin Doğal Frekans Analizi

3U Güneş Yelkenlisinin 20 ila 2000 Hz arasında 11 adet doğal frekans değeri bulunmuştur. Değerler şu şekildedir:

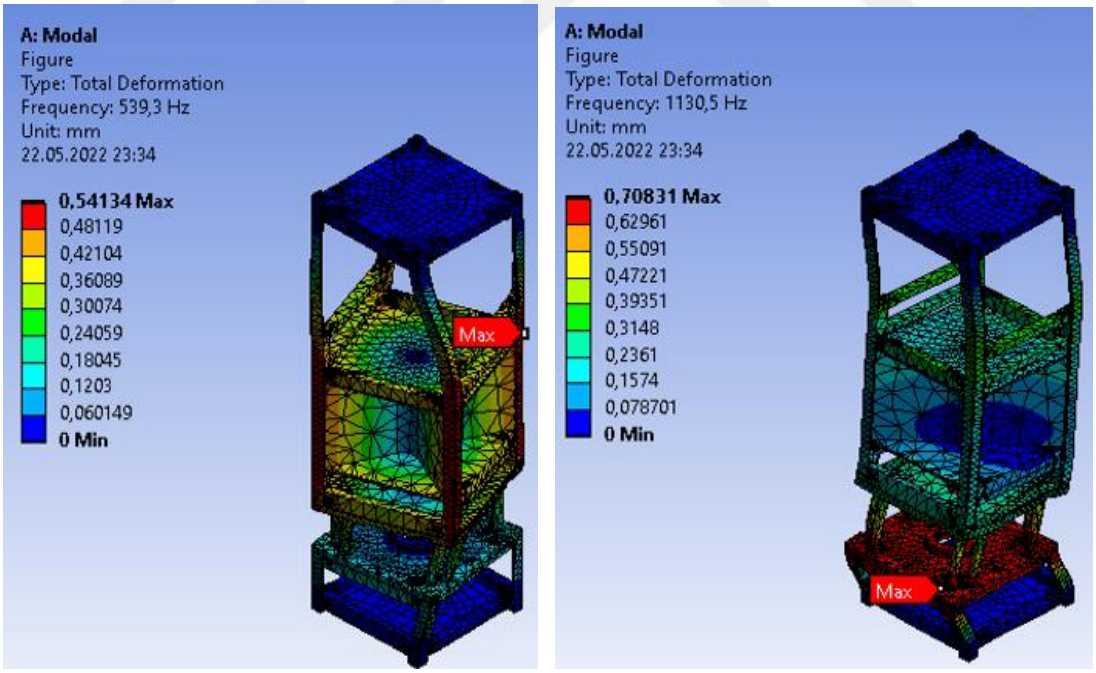


Şekil 4.1: 3U küp uydusunun doğal frekans değerleri.

Bütün mod değerlerine karşılık gelen doğal frekans değerlerinde oluşan deformasyonlar Ansys programında belirlenmiştir. Deformasyonların yalnızca ilk 4 görseli verilmiştir.



(a) (b)

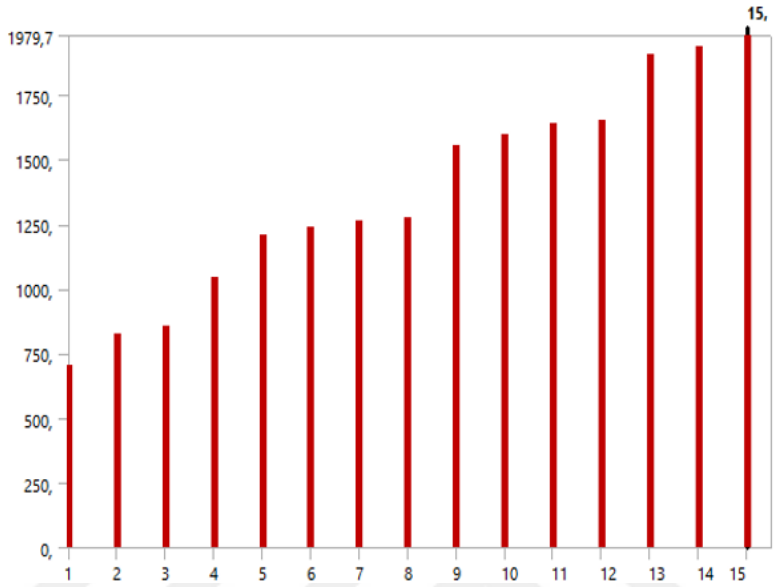


(c) (d)

Şekil 4.2: (a) 1. Mod, (b) 2. Mod, (c) 3. Mod, (d) 4. Mod değerlerine karşılık gelen deformasyon analizleri.

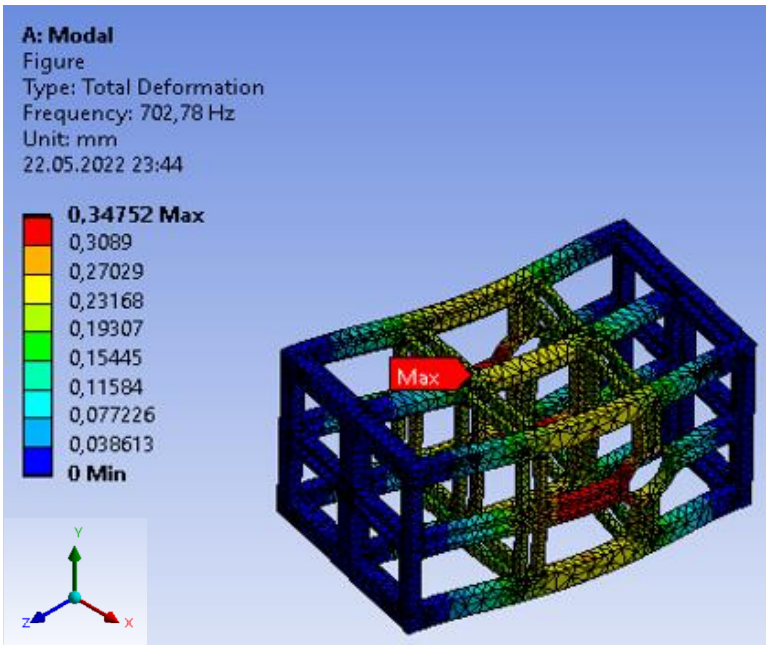
4.1.2. 12U Küp Uydusunun Doğal Frekans Analizi

12U küp uydusunun 20 ila 2000 Hz arasında 15 adet doğal frekans değeri bulunmuştur. Değerler şu şekildedir;

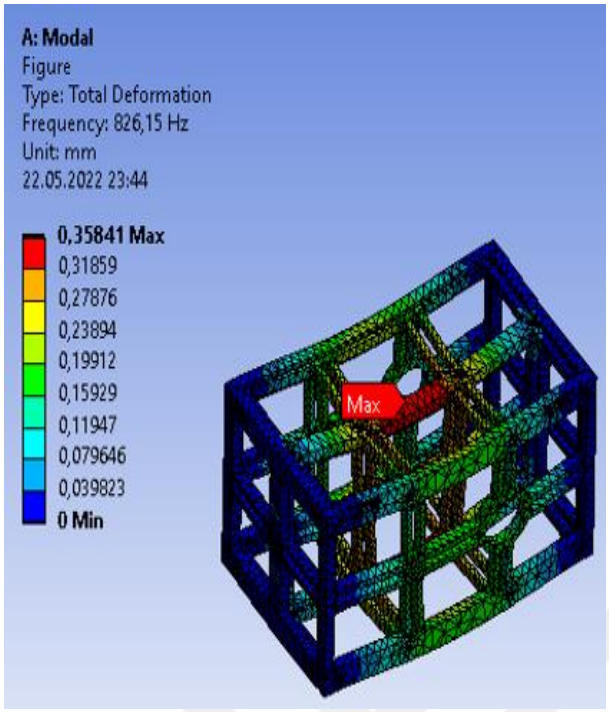


Şekil 4.3: 12U küp uydusunun doğal frekans değerleri.

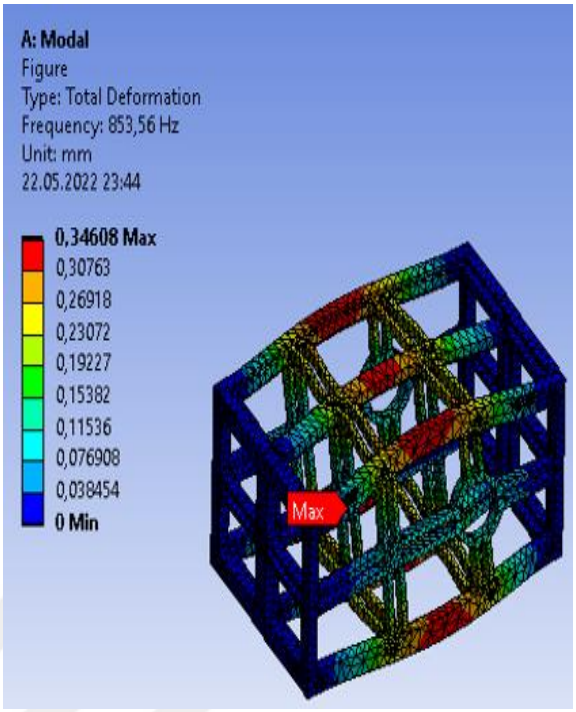
İlk 5 mod değerine karşılık gelen doğal frekans değerlerinde oluşan deformasyonlar Ansys programında şu şekilde belirlenmiştir:



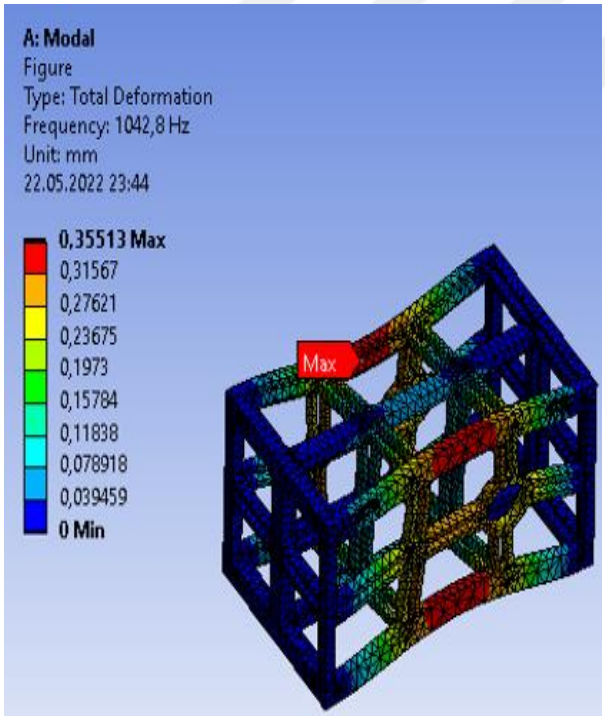
(a)



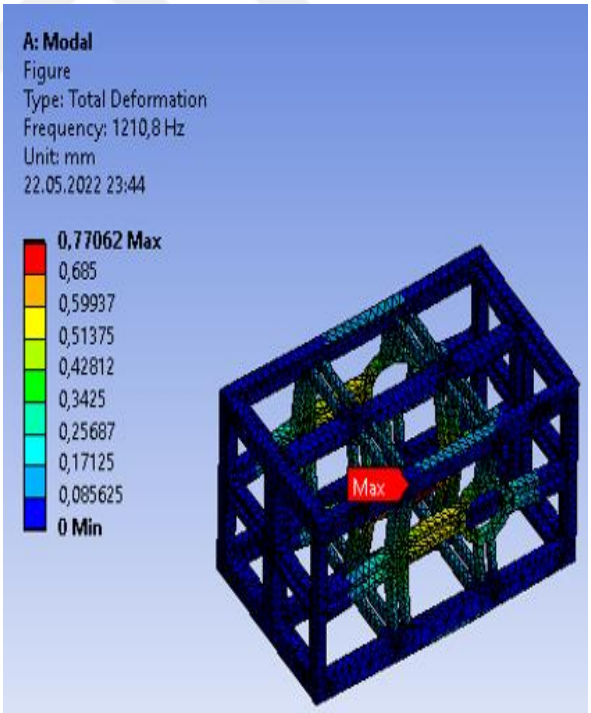
(b)



(c)



(d)

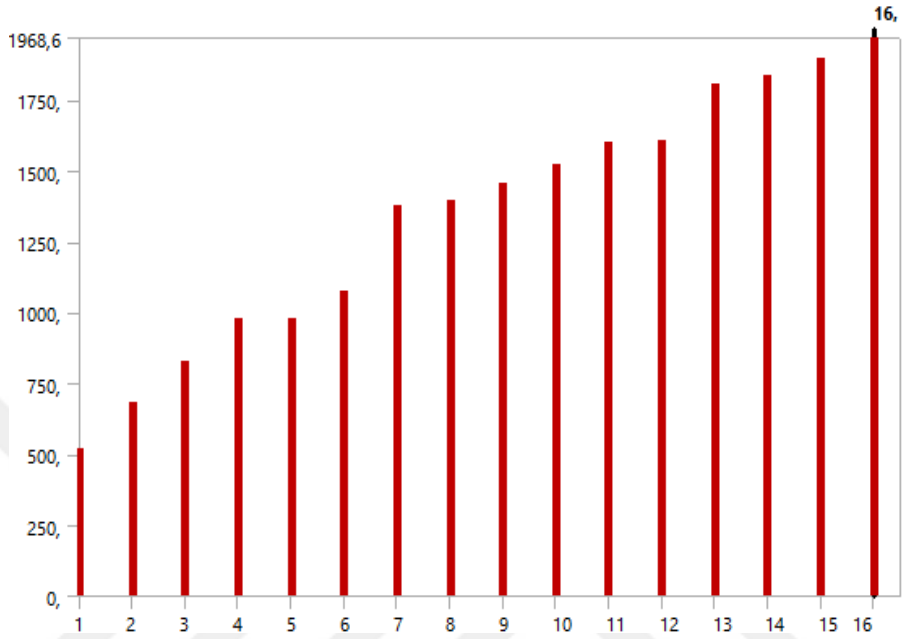


(e)

Şekil 4.4: (a) 1. Mod, (b) 2. Mod, (c) 3. Mod, (d) 4. Mod, (e) 5. Mod değerlerine karşılık gelen deformasyon analizleri.

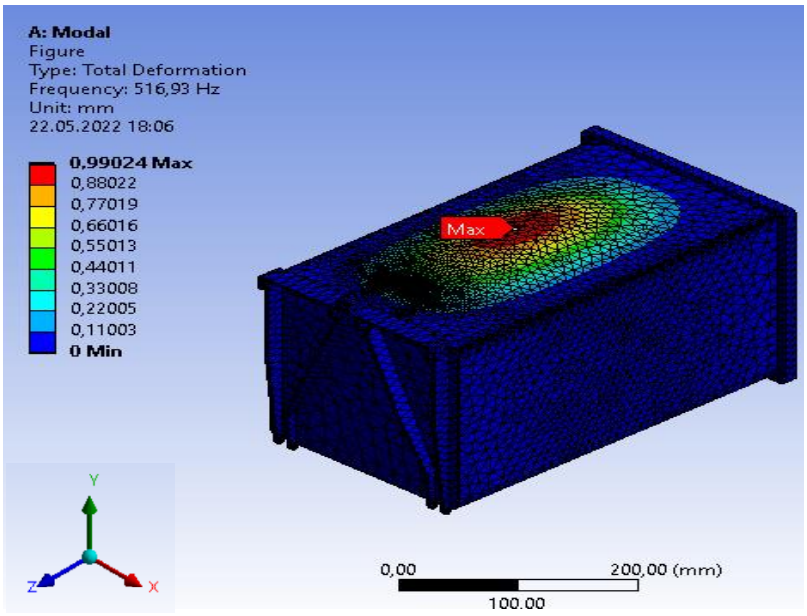
4.1.3. Fırlatma Kutusu Doğal Frekans Analizi

Fırlatma kutusunun 20 ila 2000 Hz arasında 16 adet doğal frekans değeri bulunmuştur. Değerler şu şekildedir;

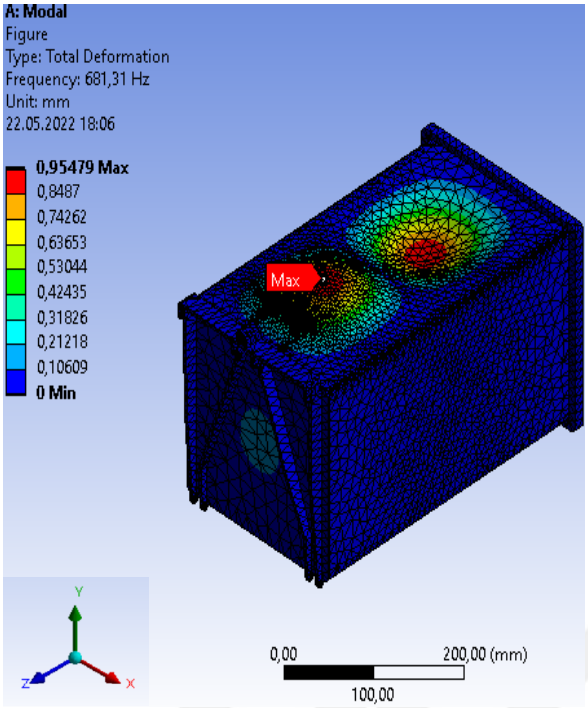


Şekil 4.5: Fırlatma kutusu doğal frekans değerleri.

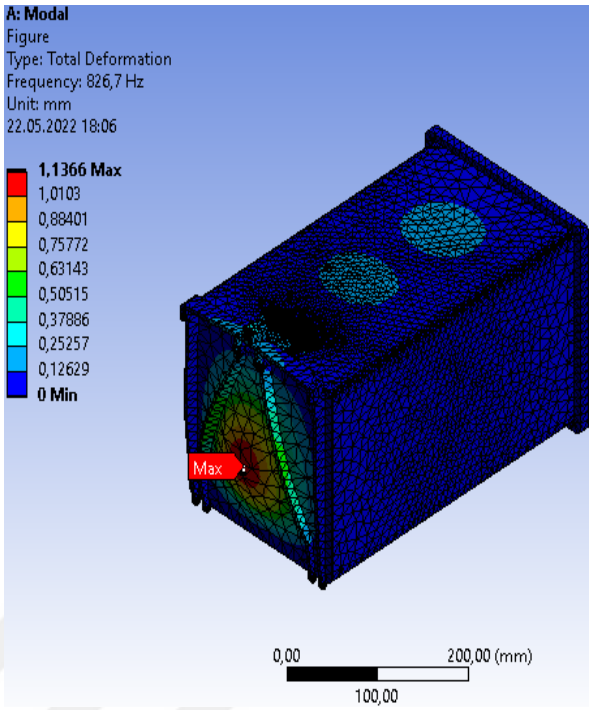
İlk 5 mod değerine karşılık gelen doğal frekans değerlerinde oluşan deformasyonlar Ansys 2022 R1 programında şu şekilde belirlenmiştir;



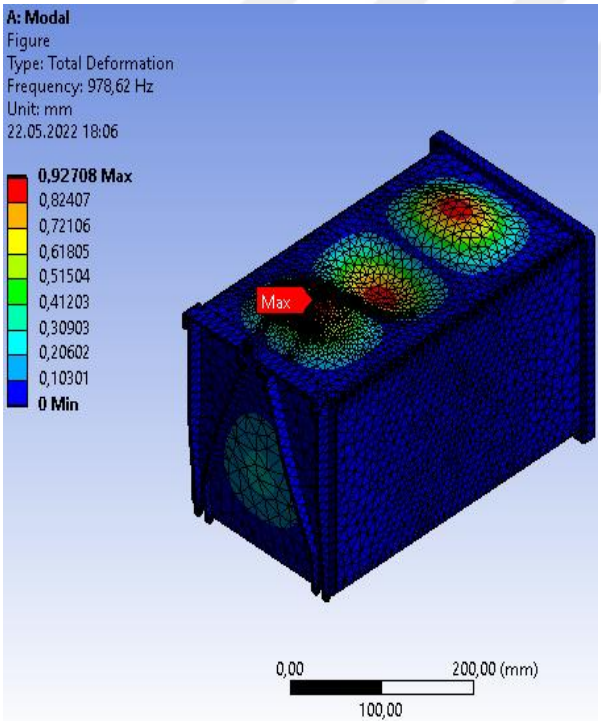
(a)



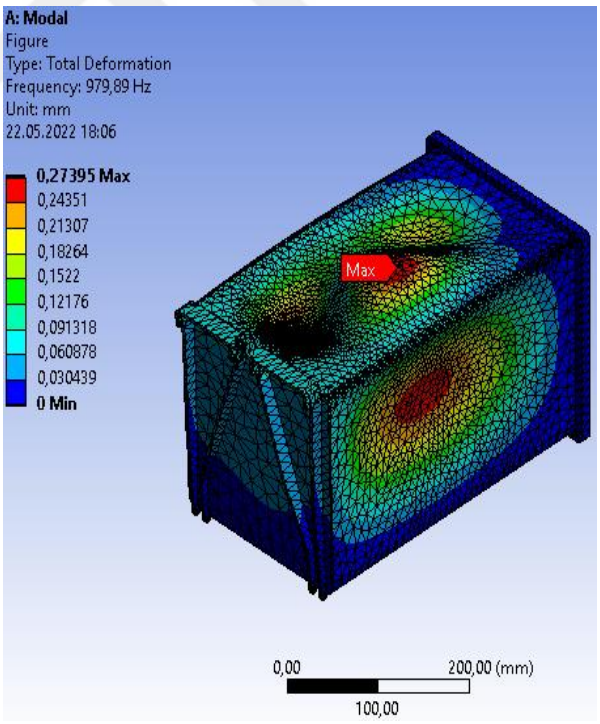
(b)



(c)



(d)



(e)

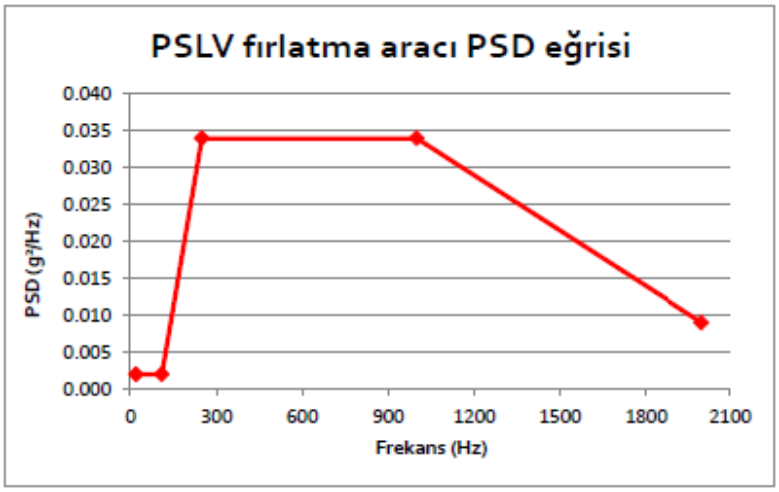
Şekil 4.6: (a) 1. Mod, (b) 2. Mod, (c) 3. Mod, (d) 4. Mod, (e) 5. Mod değerlerine karşılık gelen deformasyon analizleri.

4.2. RASTGELE TİTREŞİM ANALİZLERİ

Rastgele titreşim analizi, yapıların doğada olan titreşim yüklerine tepkisinin belirlenmesini sağlar. Zaman geçmişinin (spektrum) frekans içeriği, istatistiklerle birlikte yakalanır ve rastgele titreşim analizinde yük olarak kullanılır. Bu spektrum, tarihsel analizin girdisi olan PSD (güç spektral yoğunluğu) olarak adlandırılır [39]. PSD, rastgele bir değişkenin sınırlayıcı ortalama kare değeri olarak tanımlanan istatistiksel bir ölçüdür. Rastgele bir titreşim analizinde, girdi uyarıları doğada istatistiksel olduğundan yer değiştirmeler, gerilimler gibi çıktı tepkileri de istatikseldir. Rastgele titreşim analizleri ekseriyetle 20 ile 2000 Hz değerleri arasında yapılırlar ve modal analiz sonuçlarına dayandırılırlar. PSLV (Hindistan) fırlatma aracının el kitapçığında 20 ile 2000 Hz frekans değerleri arasında rastgele titreşim değerleri olan PSD değerleri çizelgede belirtilmiştir. Bu değerler Ansys programında parametre olarak kullanılmıştır.

Tablo 4.2: Fırlatma aracının (PSLV) rastgele titreşim seviyeleri [25].

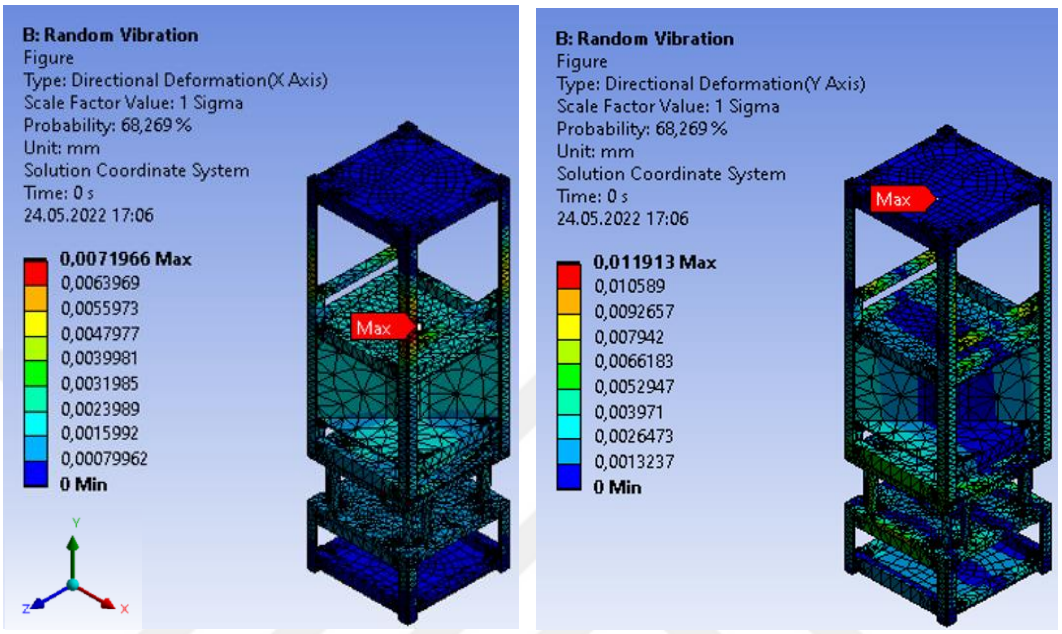
Frekans (Hz)	**Yeterlilik PSD (g^2/Hz)**	**Kabul PSD (g^2/Hz)**
20	0.002	0.001
110	0.002	0.001
250	0.034	0.015
1000	0.034	0.015
2000	0.009	0.004
GRMS	6.7	4.47



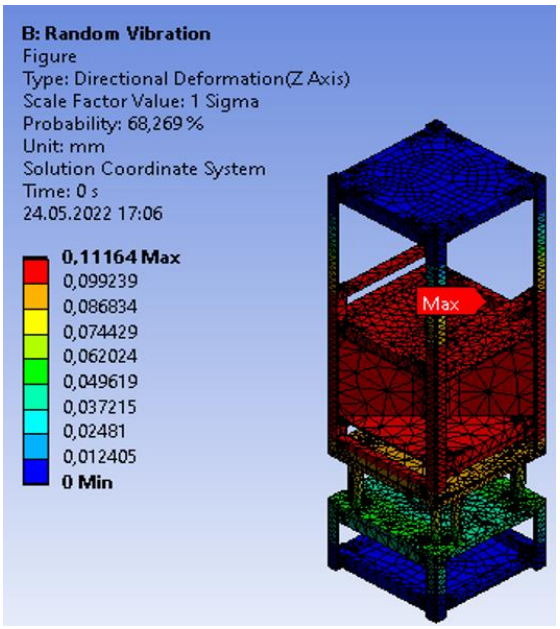
Şekil 4.7: Fırlatma aracı (PSLV) PSD eğrisi [25].

4.2.1. 3U Güneş Yelkenlisinin Rastgele Titreşim Analizi

3U güneş yelkenlisinin rastgele titreşim analizleri Ansys 2022 R1 programında deformasyon, hız ve ivme açısından analiz edilmiştir. Analizler sonucu ortaya çıkan veriler şu şekildedir;

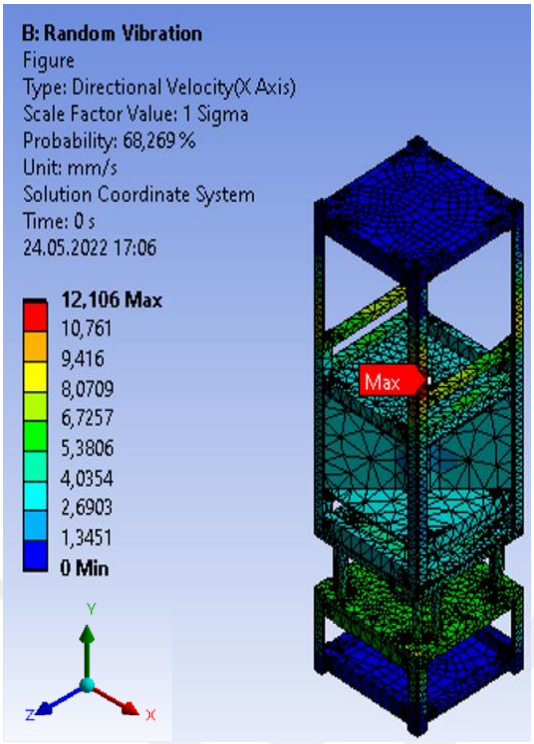


(a) (b)

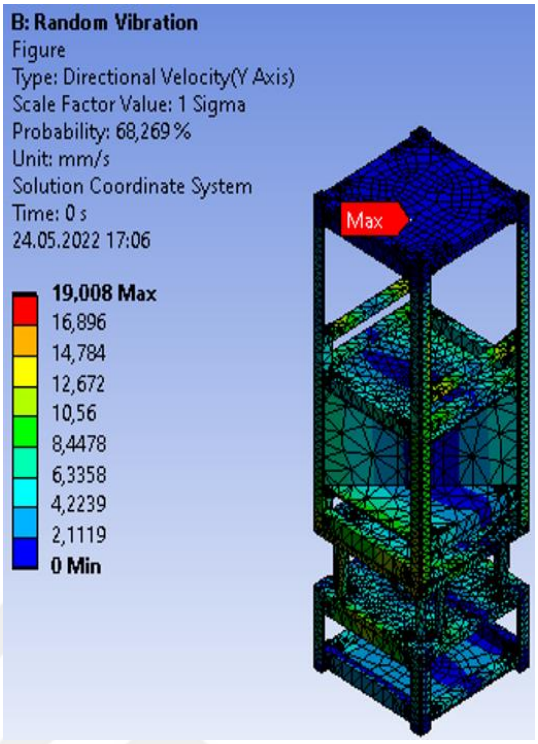


(c)

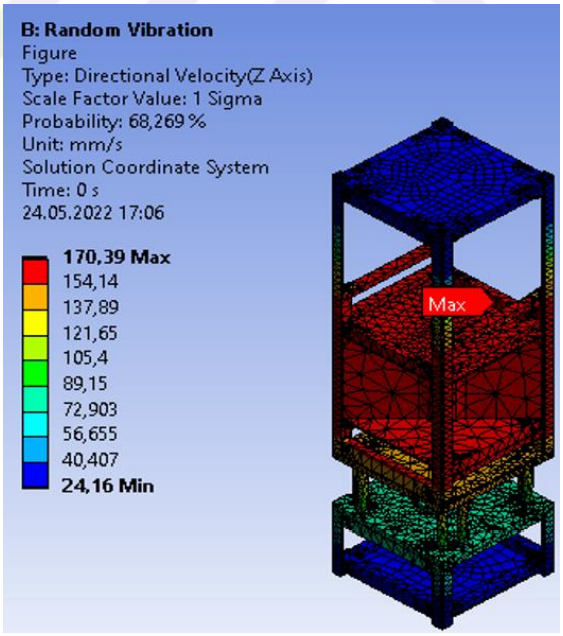
Şekil 4.8: (a) Uydunun X yönündeki yer değişimi, (b) Uydunun Y yönündeki yer değişimi, (c) Uydunun Z yönündeki yer değişimi.



(d)

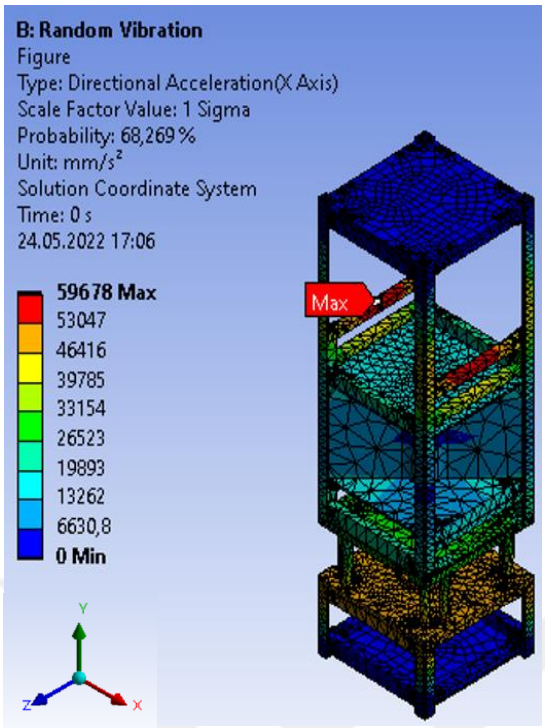


(e)

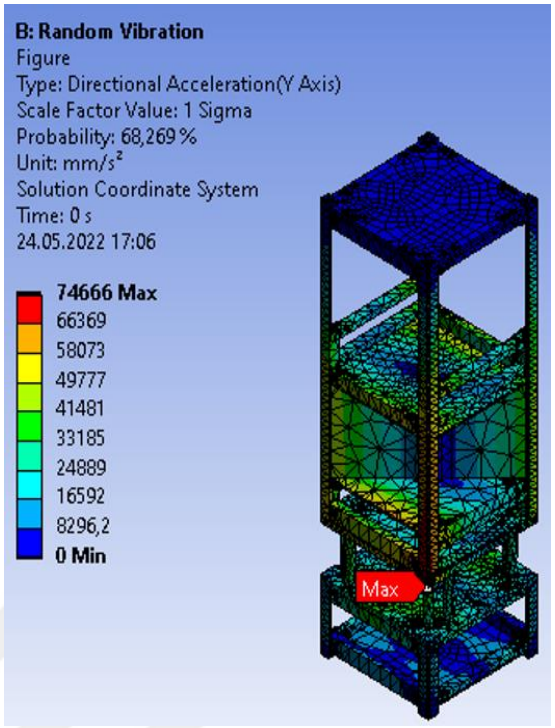


(f)

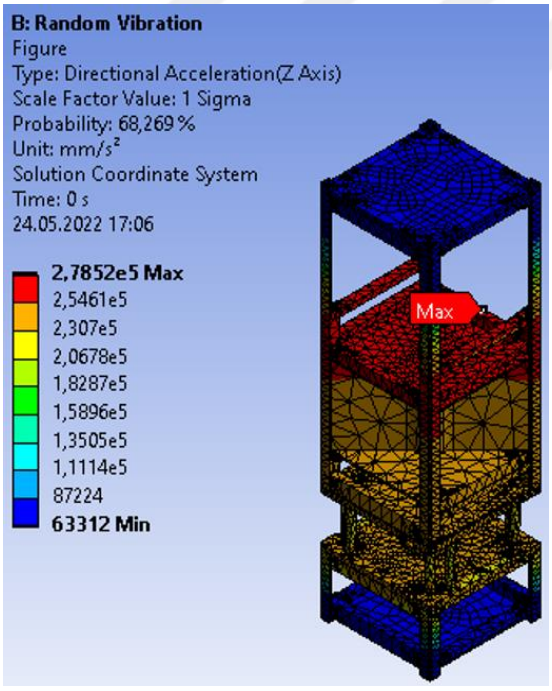
Şekil 4.9: (d) Uydunun X yönündeki hız cevabı, (e) Uydunun Y yönündeki hız cevabı, (f) Uydunun Z yönündeki hız cevabı.



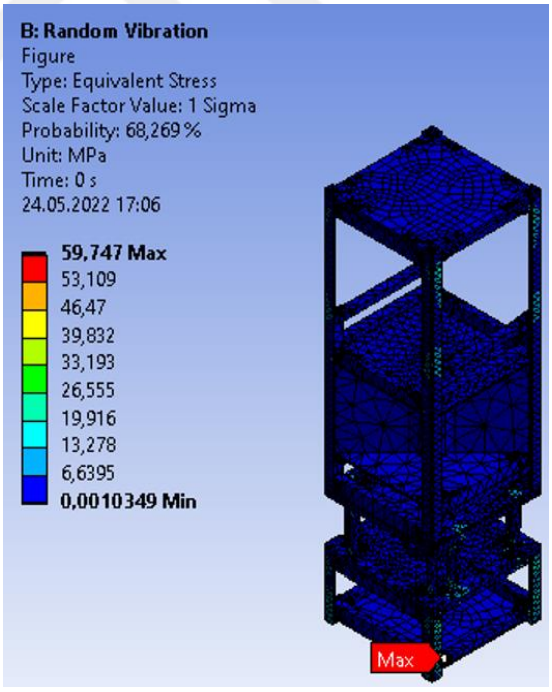
(g)



(h)



(ı)

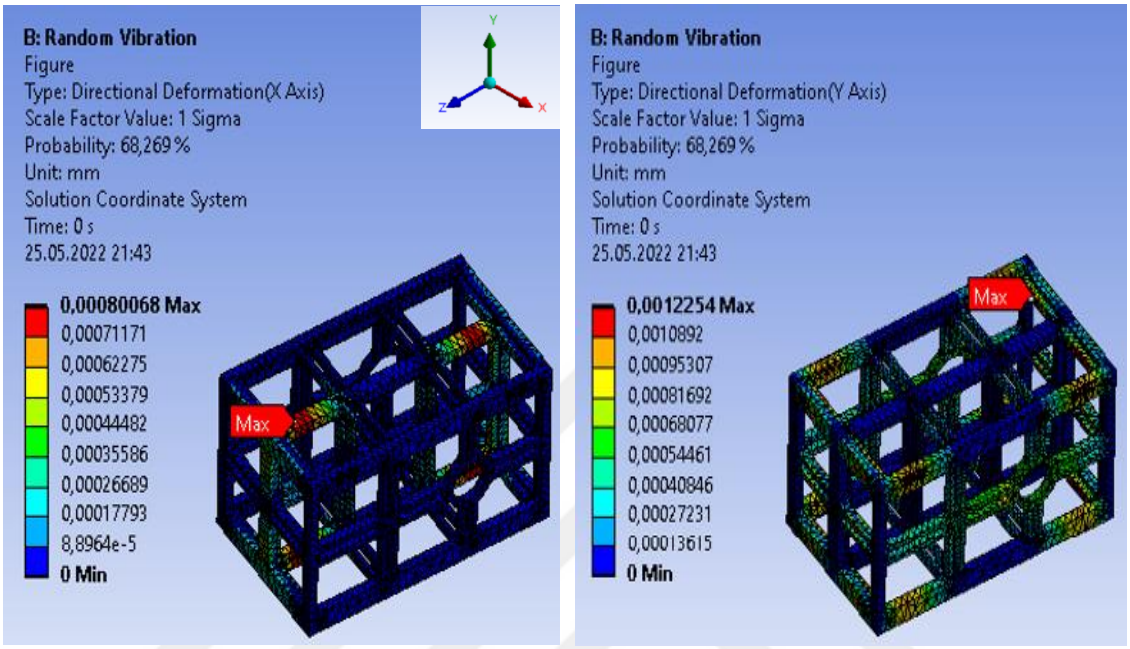


(i)

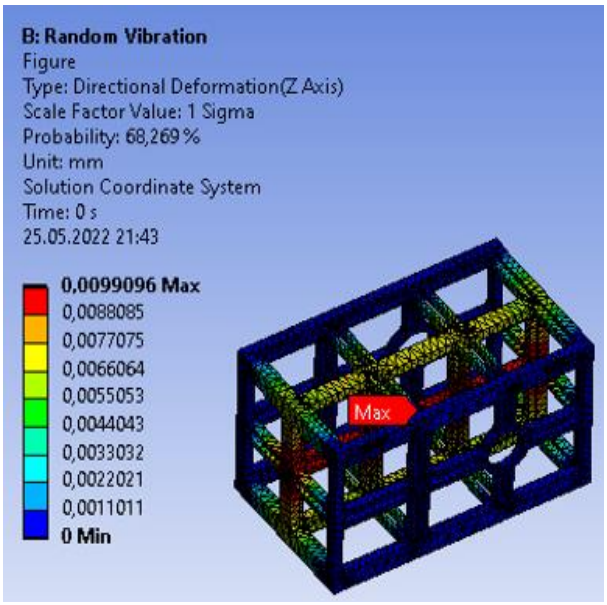
Şekil 4.10: (g) Uydunun X yönündeki ivme cevabı, (h) Uydunun Z yönündeki ivme cevabı, (ı) Uydunun Z yönündeki ivme cevabı, (i) Uydunun gerilme sonuçları.

4.2.2. 12U Küp Uydusunun Rastgele Titreşim Analizi

12U küp uydusunun rastgele titreşim analizleri Ansys 2022 R1 programında deformasyon, hız ve ivme açısından analiz edilmiştir. Analizler sonucu ortaya çıkan veriler şu şekildedir;

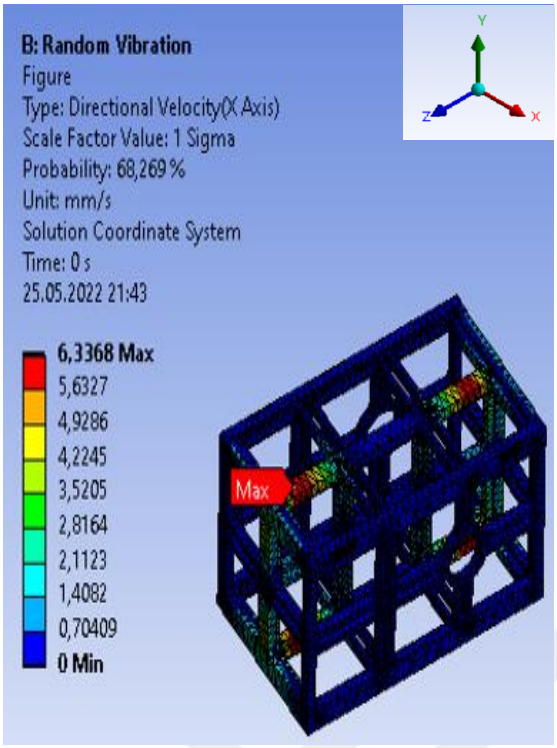


(a) (b)

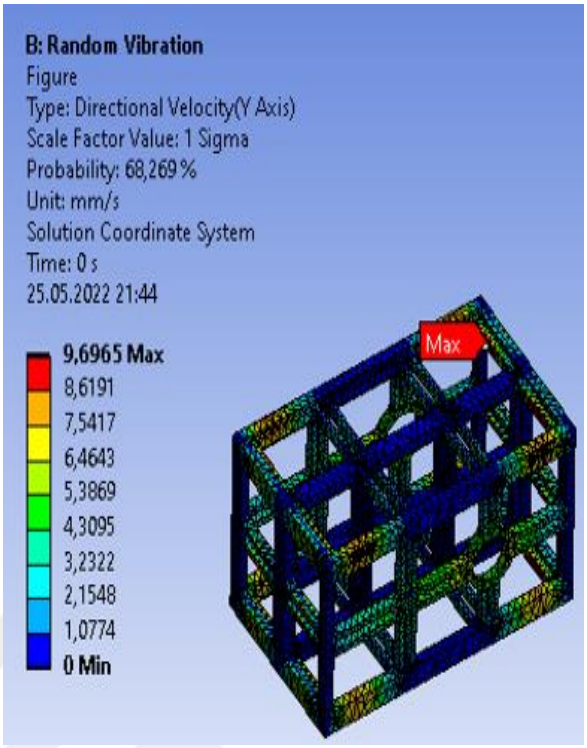


(c)

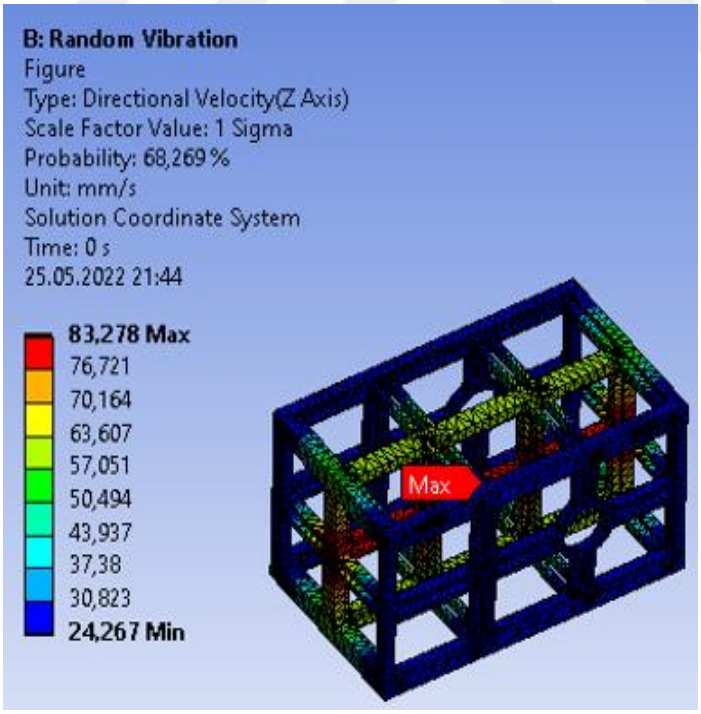
Şekil 4.11: (a) Uydunun X yönündeki yer değişimi, (b) Uydunun Y yönündeki yer değişimi, (c) Uydunun Z yönündeki yer değişimi.



(d)

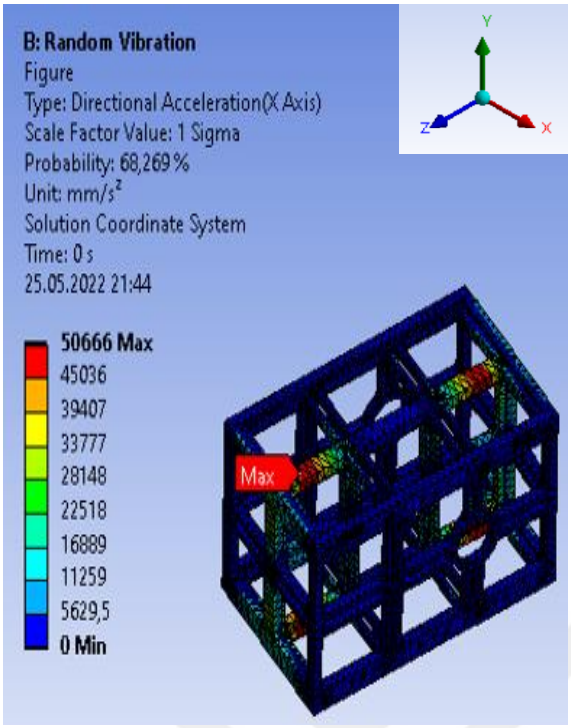


(e)

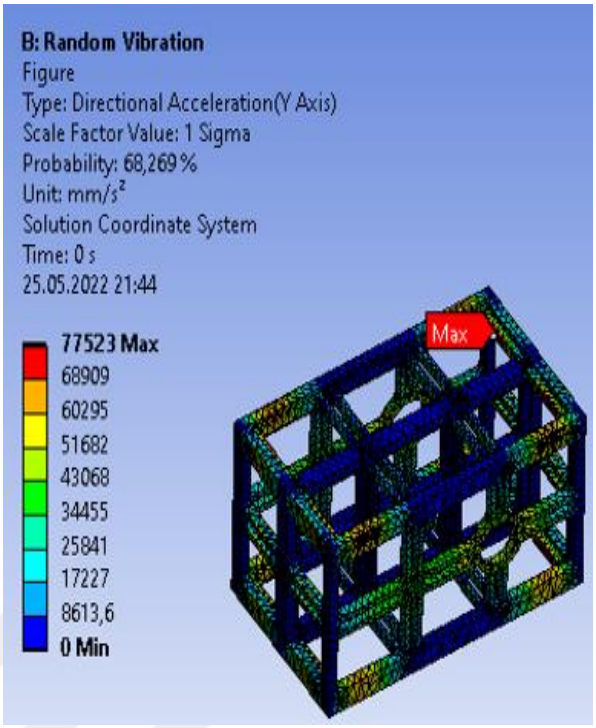


(f)

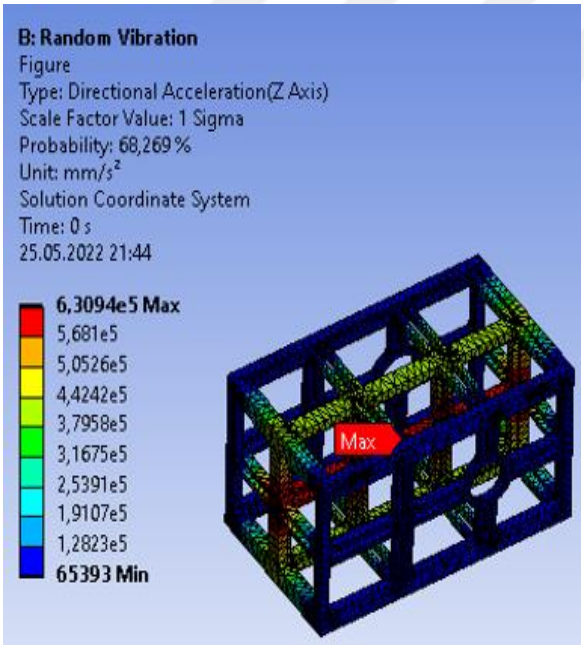
Şekil 4.12: (d) Uydunun X yönündeki hız cevabı, (e) Uydunun Y yönündeki hız cevabı, (f) Uydunun Z yönündeki hız cevabı.



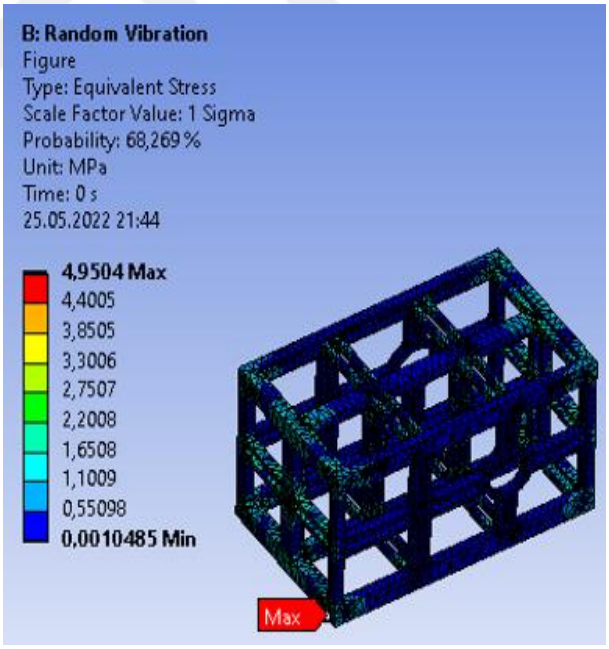
(g)



(h)



(ı)

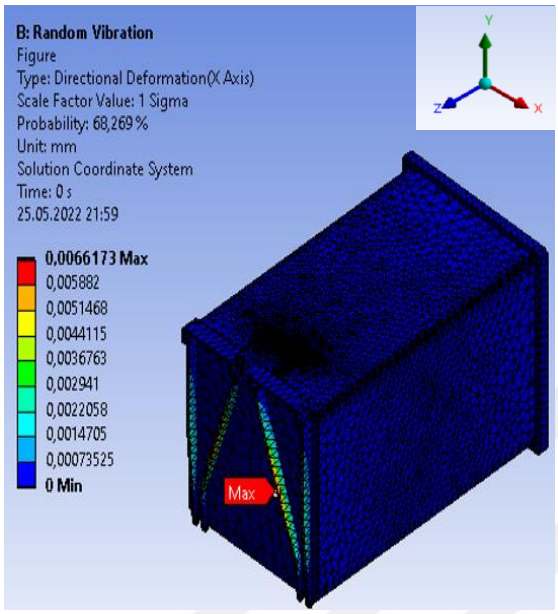


(i)

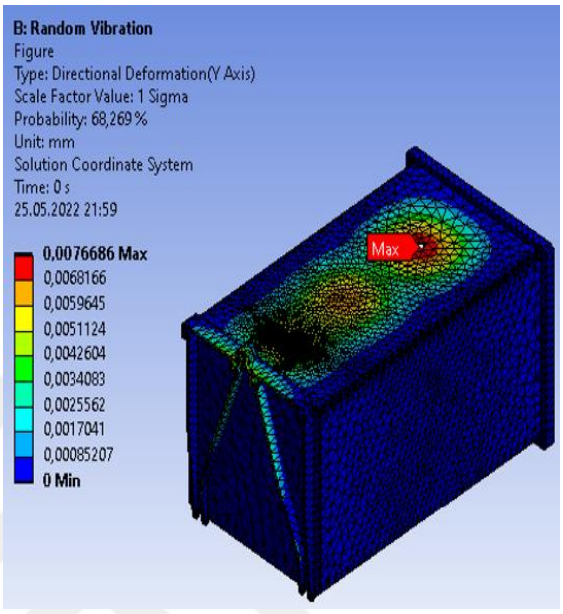
Şekil 4.13: (g) Uydunun X yönündeki ivme cevabı, (h) Uydunun Y yönündeki ivme cevabı, (ı) Uydunun Z yönündeki ivme cevabı, (i) Uydunun gerilme sonuçları.

4.2.3. Fırlatma Kutusu Rastgele Titreşim Analizi

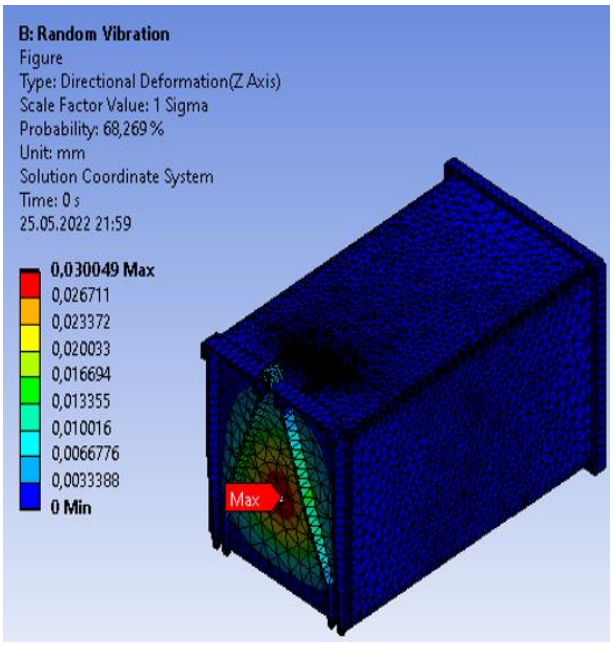
Fırlatma kutusu rastgele titreşim analizleri Ansys 2022 R1 programında deformasyon, hız ve ivme açısından analiz edilmiştir. Analizler sonucu ortaya çıkan veriler şu şekildedir;



(a)

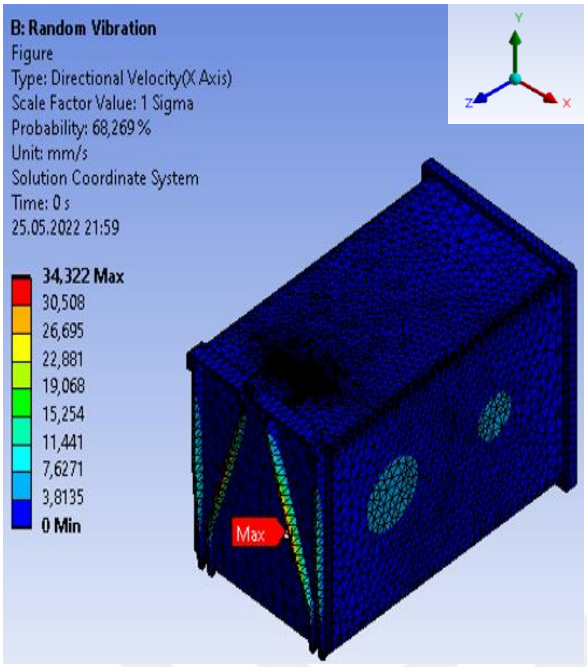


(b)

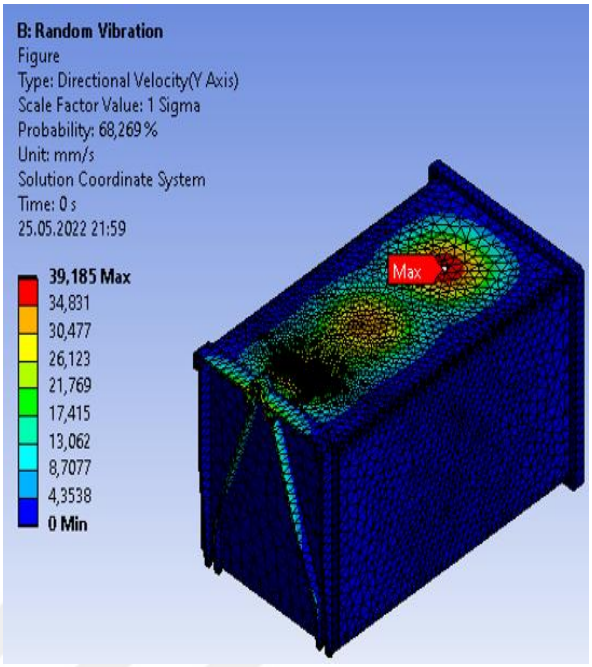


(c)

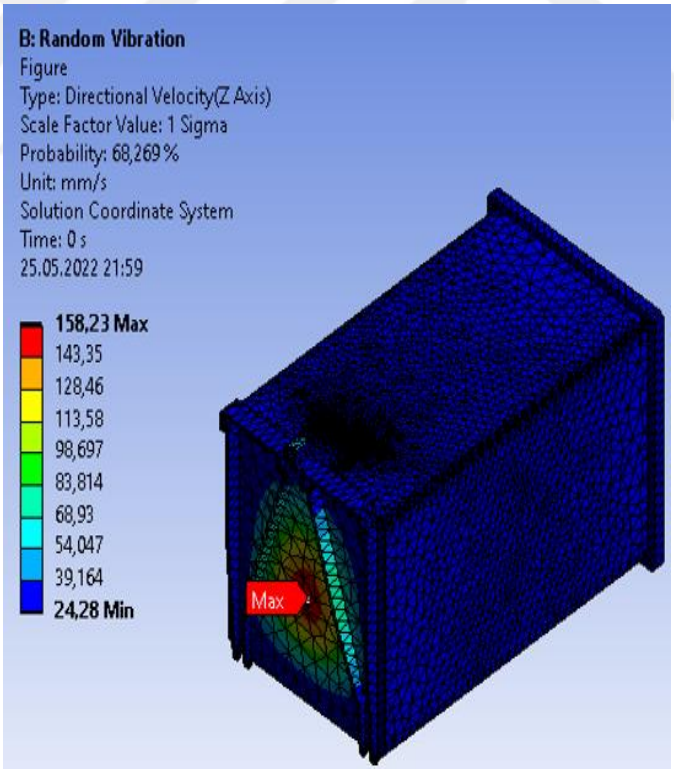
Şekil 4.14: (a) X yönündeki yer değişimi, (b) Y yönündeki yer değişimi, (c) Z yönündeki yer değişimi.



(d)

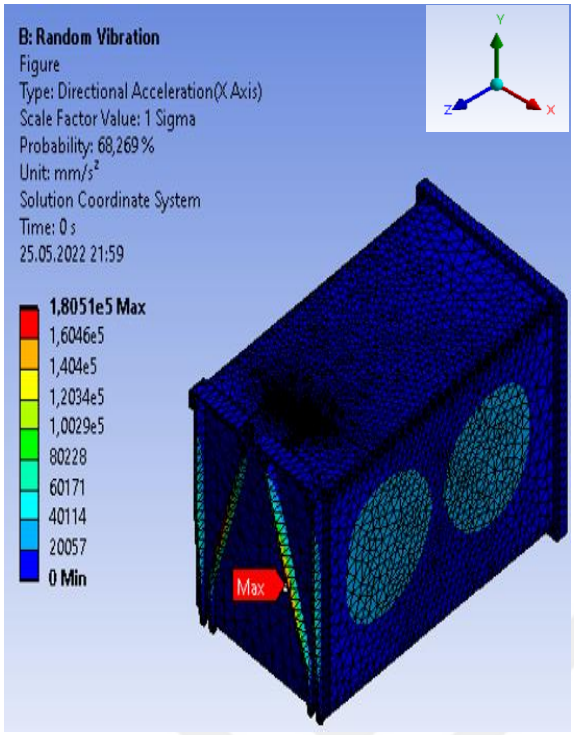


(e)

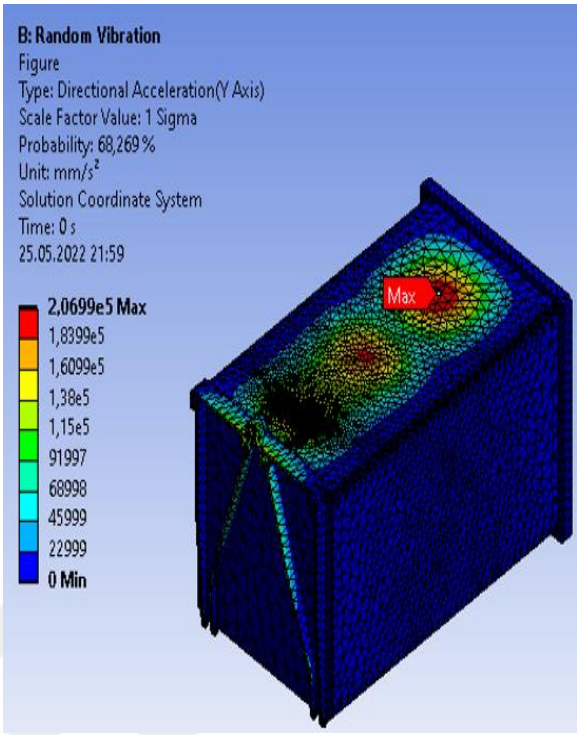


(f)

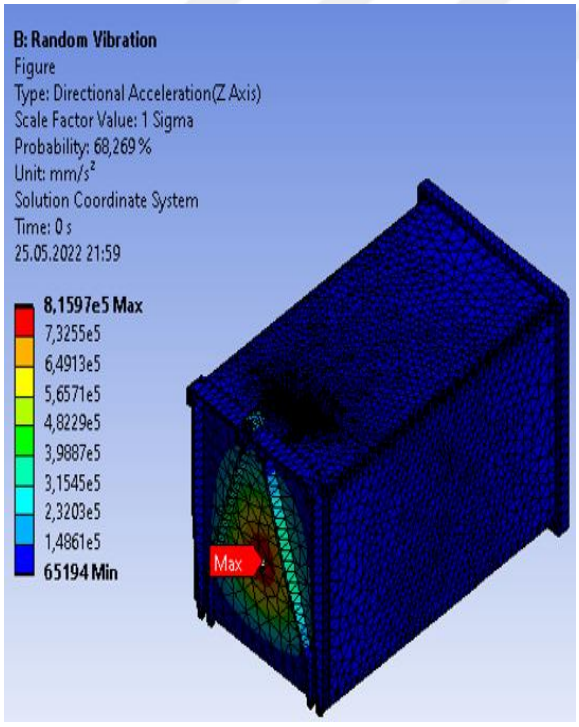
Şekil 4.15: (d) X yönündeki hız cevabı, (e) Y yönündeki hız cevabı, (f) Z yönündeki hız cevabı.



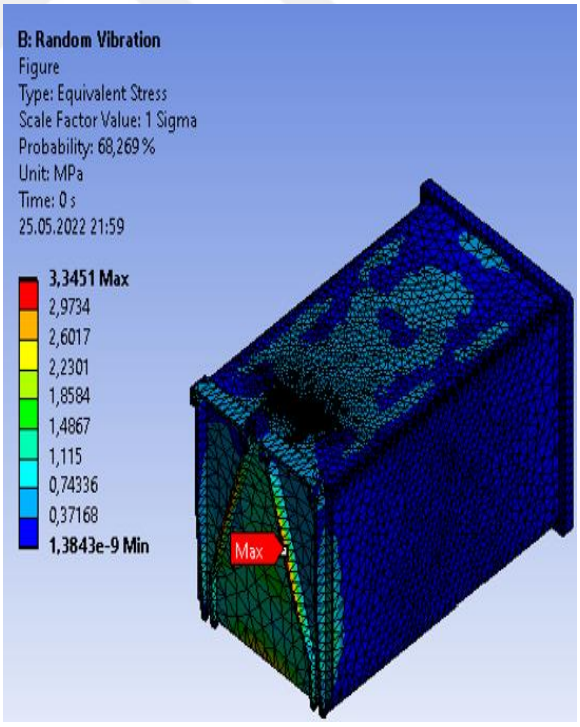
(g)



(h)



(ı)



(i)

Şekil 4.16: (g) X yönündeki ivme cevabı, (h) X yönündeki ivme cevabı, (ı) Z yönündeki ivme cevabı, (i) Gerilme sonuçları.

4.3. HARMONİK ANALİZLER

Harmonik analizler, yapısal tasarımların başlatma aşaması esnasında rezonans, yorulma ve diğer zararlı etkilerin üstesinden gelip gelemeyeceğini belirlemeyi sağlayan bir analiz türüdür. Harmonik analizde yapının tamamı sabit veya frekansa bağlı rijitlik, sönüm ve kütle etkilerine sahiptir. Bu teknikte en üst tepkiler tanımlanır ve bu tepe frekanslarında oluşan stresler gözden geçirilir. Bu analiz tekniği, bir yapının yalnızca kararlı durumdaki zorlanmış titreşimini hesaplamaktadır. Ayrıca harmonik tepki analizleri, herhangi bir yapının sürekli dinamik davranışının tahmin edilmesini de sağlar.

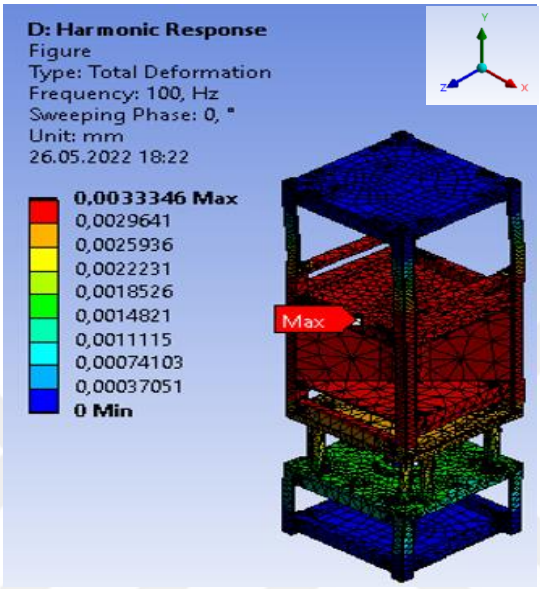
Harmonik analizde yüksek genlikli harmonik tahrik frekanslarının büyük çoğunlukta 100 Hz değerinin altında olduğu bilinmektedir. Bu nedenle, titreşim genliklerinin düşük seviyelerde olması için yapının doğal frekanslarının 100 Hz değerinden daha yüksek bir değere sahip olması istenir. Tasarlanan 3U 241,58 Hz, 12U 702,78 Hz ve fırlatma kutusu 516,93 Hz ilk doğal frekans değerlerine sahiptir ve harmonik analiz testi için oldukça yeterlidirler.

Tablo 4.3: Titreşim (sinüzoidal) için test değerleri [21].

	Frekans Aralığı (Hz)	**Yeterlilik Test Değerleri**	**Kabul Test Değerleri**
DİKEY EKSEN	5.0-11.5	6.75 mm (DA)	4.5 mm (DA)
	11.5-20.0	1.80g	1.2g
	20-25	1.8-3.75g	1.2-2.5g
	25-33	3.75g	2.5g
	33-35	3.75-0.75g	2.5-0.5g
	35-100	0.75g	0.5g
YATAY EKSEN	5.0-7.0	6.75 mm (DA)	4.5 mm (DA)
	7.0-30.0	0.67 g	0.45 g
	30-100	0.45 g	0.30 g

4.3.1. 3U Güneş Yelkenlisinin Harmonik Titreşim Analizi

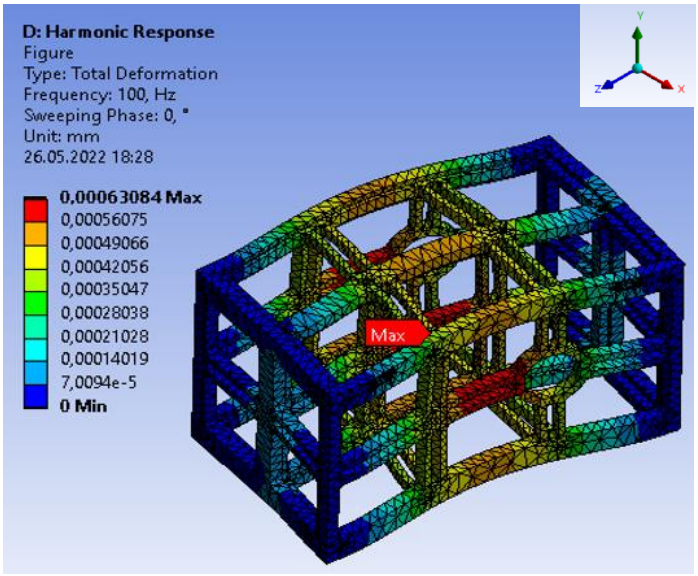
3U güneş yelkenlisi Ansys 2022 R1 analiz programında harmonik analiz testine tabii tutulmuştur. Analiz yapılırken yukarıda verilen değerlerden hem frekans hem de g kuvveti olarak en tepe değerler kullanılmıştır. Sonuçlar şu şekildedir;



Şekil 4.17: 3U Küp uydusunun harmonik titreşim analizi.

4.3.2. 12U Küp Uydusunun Harmonik Titreşim Analizi

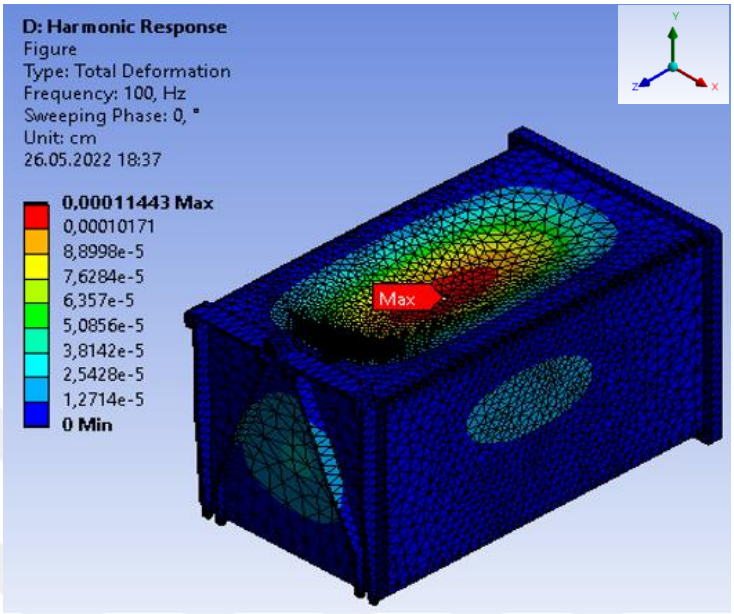
12U küp uydusunun harmonik analiz sonuçları şu şekildedir;



Şekil 4.18: 12U Küp uydusunun harmonik titreşim analizi.

4.3.3. Fırlatma Kutusunun Harmonik Titreşim Analizi

Fırlatma kutusunun harmonik analiz sonuçları şu şekildedir;



Şekil 4.19: Fırlatma kutusunun harmonik titreşim analizi.

4.4. STATİK ANALİZ

Uydular, fırlatıcı ivmesi ve aerodinamik nedeniyle fırlatma aşamasında eşzamanlı statik ve dinamik yüklere maruz kalmaktadır. Bu nedenle, tüm bu yüklere dayanacak şekilde tasarlanmış ve test edilmiş olmaları gerekmektedir. Tasarım açısından bakıldığında, yaygın bir yaklaşım statik ve dinamik yükleri, yarı statik yükler olarak adlandırılan eşdeğer bir statik yükte birleştirmektir [40]. Yarı statik yük, fırlatıcı yetkilileri ve uydu tasarımcıları tarafından eksenel ve yanal bileşenlere ayrıştırılabilir.

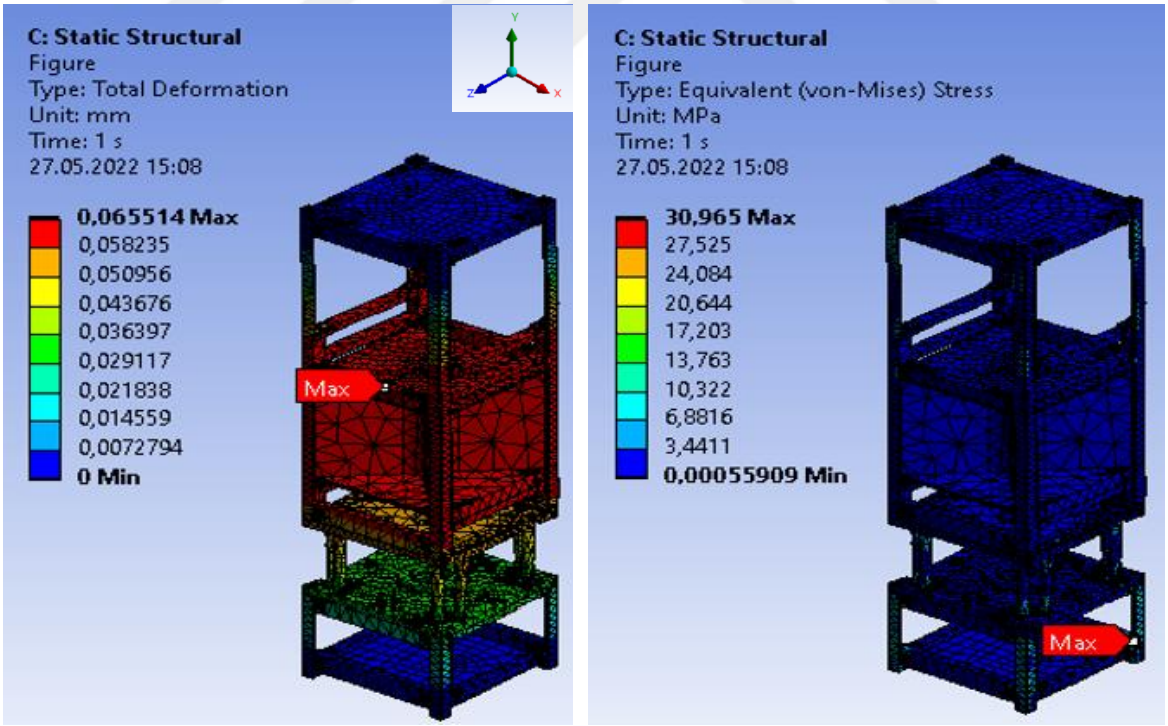
Tablo 4.4'te PSLV fırlatma aracının fırlatma aşamasında ortaya çıkardığı yanal ve eksenel yük değerleri verilmiştir. Tabloda, g yer çekimi ivmesi 9.81 m/s^2 olarak alınmıştır. Tasarlanan 3U, 12U ve fırlatma kutuları tabloda verilen değerlerden daha yüksek olan her eksenden 10g değerinde bir statik ivmeye maruz bırakılmıştır. Bunun sebebi uydunun PSLV fırlatma aracının talep ettiği değerlerden daha fazlasına bile dayanım sağlayabildiğini ortaya koymak için yapılmıştır. Analizler sonucunda 3U, 12U ve fırlatma kutuları yarı statik ivmelere karşı gayet güvenli bir sonuç vermişlerdir.

Tablo 4.4: DNEPR ve PSLV fırlatma sistemleri yük faktör gereksinimleri [25].

Fırlatma Sistemi	Eksenel (g)	Yanal (g)
DNEPR	• 8.3	• 0.2
PSLV • **Birincil Yük** • **İkincil Yük**	 • 3.75 • 9.5	 • 2.5 • 6.0

4.4.1. 3U Güneş Yelkenlisinin Statik Analizi

3U güneş yelkenlisi Ansys 2022 R1 analiz programında daha önce yapılmış olan doğal frekans analizi, rastgele titreşim analizi ve harmonik analizi gibi yarı statik analize tabii tutulmuştur. Analiz yapılırken yukarıda verilen fırlatma aracı PSLV roketinin talep ettiği değerlerden daha yüksek ve her eksenden 10g kuvvete maruz bırakılmıştır. Sonuçlar şu şekildedir;

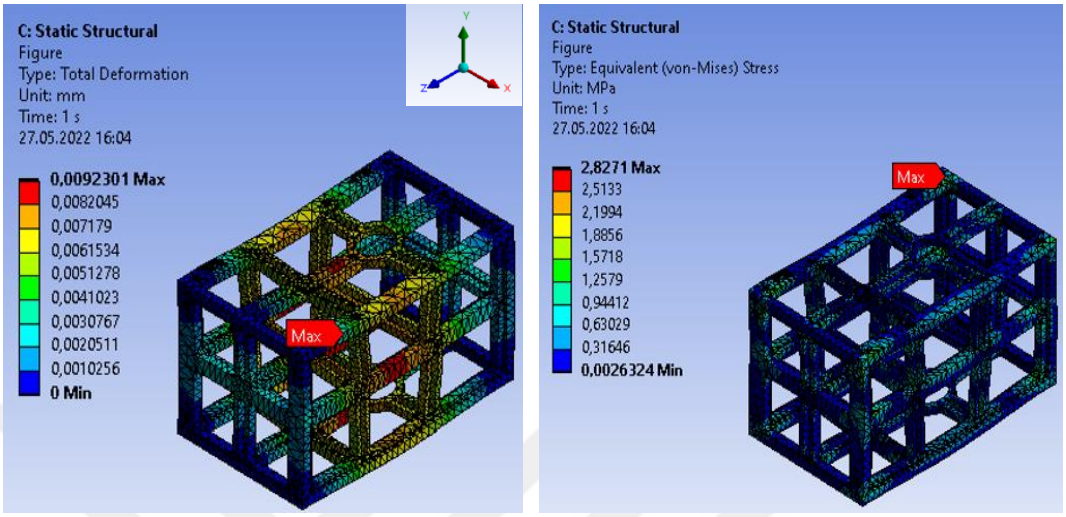


(a) (b)

Şekil 4.20: (a) 3U Deformasyon değeri, (b) 3U Gerilme değeri.

4.4.2. 12U Küp Uydusunun Statik Analizi

12U küp uydusunun statik analiz sonuçları şu şekildedir;

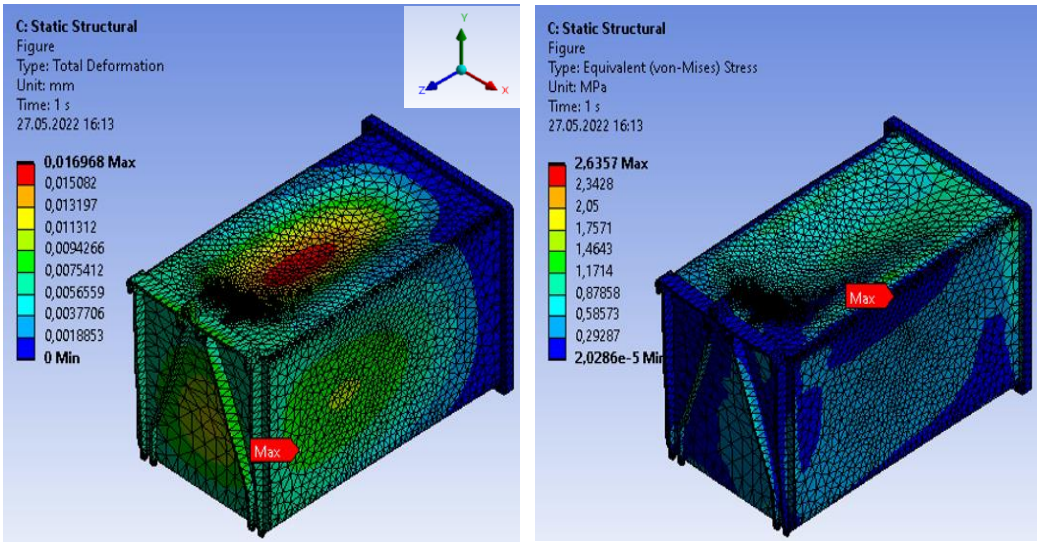


(a) (b)

Şekil 4.21: (a) 12U Deformasyon değeri, (b) 12U Gerilme Değeri.

4.4.3. Fırlatma Kutusunun Statik Analizi

Fırlatma kutusunun statik analizleri şu şekildedir;



(a) (b)

Şekil 4.22: (a) Fırlatma kutusu deformasyon değeri, (b) Fırlatma kutusu gerilme değeri.

5. TARTIŞMA VE SONUÇ

Bu tez çalışmasında küp uydulara, güneş yelkenli küp uydulara ve bu uyduları taşımakla görevli olan fırlatma kutusuna SOLIDWORKS 3D programında özgün tasarım, geliştirmeler ve iyileştirmeler yapılarak bu alana katkıda bulunmak maksadıyla bir çalışma yapılmak istenmiştir. Bu tasarımlar küp uydu standartları, fırlatma kutusu standartları, yer ortamı şartları ve uzay ortam şartları göz önüne alınarak yapılmıştır. Tasarlanan 3U, 12U, fırlatma kutusu modelleri yalnızca tasarım aşamasında bırakılmayıp ayrıca ANSYS 2022 R1 programında doğal frekans analizi, rastgele titreşim analizi, harmonik titreşim analizi ve statik analiz gibi analiz testleri ile test edilerek yer ortam şartları ve uzay ortam şartlarına uygun oldukları da kanıtlanmıştır. Tez çalışması temel olarak tasarım ve analiz başlığı altında iki ana kısımdan meydana gelmektedir.

Tasarım aşamasında daha detaylı bahsedecek olursak, uzay araçlarında tercih edilen malzemeler özellikle küp uydular için uygun olan malzemeler hakkında etraflıca literatür taraması yapılmış ve detaylıca belirtilmiştir. Yapılan araştırmalarda daha önce uzayda görev almış ve başarısı ispatlanmış olan uydularda kullanılan malzemelere daha fazla ağırlık verilmiştir. Uyduların yer ortamında ve uzay ortamında maruz kaldıkları etkiler hakkında yine detaylı bir literatür taraması yapılmış ve tasarım sürecinde dikkate alınmıştır.

Tezin ikinci aşaması olan analiz aşamasında ise, tasarlanan 3U, 12U ve fırlatma kutularının sonlu eleman modelleri ANSYS 2022 R1 programında oluşturulmuştur. Bu modellere en uygun malzemeler literatür taramasında belirlenip ANSYS programının malzeme kütüphanesine eklenmiştir. Daha sonra her modelde en etkili mesh yapısı kullanılarak modal ve statik analizlere uygun biçime getirilmiştir. Yapılan analizlerde tasarım sürecindeki gibi literatür taramaları sonucunda ulaşılan ve her uzay aracının mutlak surette geçmesi gereken testler usulüne uygun biçimde gerçekleştirilmiştir. Analizler gerçekleştirilirken daha önce uydu fırlatma aracı olarak kullanılan (PSLV) roket modeli tercih edilmiş ve aracın talep ettiği değerlerin sağlanıp sağlanamadığı kontrol edilmiştir.

Analizler sonucunda, tasarlanan 3U güneş yelkenli küp uydusu, 12U küp uydusu ve fırlatma kutusu modeli fırlatma aracının talep ettiği koşulları üstün bir şekilde karşılamıştır.

KAYNAKLAR

[1] Mori, O., Okuizumi, N., Chujo, T., Takao, Y., 2019, Improvement of Sail Storage and Deployment Mechanism for Spin-Type Solar Power Sail, *Astrodynamics*.

[2] Song, S. A., Yoo, Y., Koo, S., Kim, S., and Suk, J., 2016, System Design and Dynamic Analysis for Sail Deployment for Cube Satellite CNUSAIL-1, *54th AIAA Aerosp. Sci. Meet*.

[3] Adeli, S. N., 2010, Deployment System for the CubeSail Nano-Solar Sail Mission, *24th Annu. AIAA/USU Conf. Small Satell.*, 1–21.

[4] Das, S., and Selvaraj, I., 1987, Solar Array Mechanisms for Indian Satellites, *Acta Astronaut*, 17 (9), 979–986.

[5] Ali-akbari, H. R., 2018, Design of a Satellite Solar Panel Deployment Mechanism Using the Brushed DC Motor as Rotational Speed Damper, *World Academy of Science, Engineering and Technology International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, 12 (4), 341–346.

[6] Jordaan, H., 2016, *Spinning Solar Sail: The Deployment and Control of a Spinning Solar Sail Satellite*, Thesis (PhD), Stellenbosch University.

[7] Leipold, M., Runge, H., and Sickinger, C., 2005, Large SAR Membrane Antennas with Lightweight Deployable Booms, *28th ESA Antenna Work. Sp. Antenna Syst. Technol. ESA/ESTEC*, May 31 - June 03 2005, Germany.

[8] Firth, A., and Pankow, M., 2018, Advanced Dual-Pull Mechanism for Deployable Spacecraft Booms, *Journal Of Spacecraft And Rockets*, 56 (2), 569–576.

[9] Byeloborodov Y., 2017, *2U Cubesat Structural Design and Integration*, Thesis (PhD), Morehead State University.

[10] Hibbert, L. T., 2019, *The Deployment of a Spinning Solar Sail*, Thesis (PhD), Stellenbosch University.

[11] Ampatzoglou, A., and Kostopoulos, V., 2018, Design, Analysis, Optimization, Manufacturing, and Testing of a 2U Cubesat, *Hindawi International Journal of Aerospace Engineering*.

[12] Fernandez, J. M., Rose, G. K., Stohlman, O. R., Younger, C. J., Dean, G. D., Warren, J. E., Kang, J. H., Bryant, R. G., and Wilkie, W. K., 2018, An Advanced Composites-Based Solar Sail System for Interplanetary Small Satellite Missions, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 8–12 January 2018, Kissimmee, Florida, 1–21.

[13] Bansemir, H., and Haider, O., 1998, Fibre Composite Structures for Space Applications - Recent and Future Developments, *Cryogenics*, 38 (1), 51–59.

[14] Zhengchun, D., Mengrui, Z., Zhiguo, W., and Jianguo, Y., 2016, Design and Application of Composite Platform with Extreme Low Thermal Deformation for Satellite, *Composite Structures 152*, 693–703.

[15] Sobey, A. R., and Lockett, T. R., 2016, Design and Development of NEA Scout Solar Sail Deployer Mechanism, *Proc. 43rd Aerosp. Mech. Symp.*, September 2018, 315–328.

[16] Lappas, V., Adeli, N., Visagie, L., Fernandez, J., Theodorou, T., Steyn, W., and Perren, M., 2011, CubeSail: A Low Cost CubeSat Based Solar Sail Demonstration Mission, *Advances in Space Research*, 48 (11), 1890–1901.

[17] Calassa, M., and Kackley, R., 1995, Solar Array Deployment Mechanism, *The 29th Aerospace Mechanisms Symposium*, In NASA. Johnson Space Center, May 1995, 79-93.

[18] Macdonald, M., 2014, *Advances in Solar Sailing*, Praxis Publishing, Chichester, UK, ISBN: 978-3-642-34906-5.

[19] Stohlman, O. R., Schenk, M., and Lappas, V., 2014, Development of the Deorbitsail Flight Model, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, January 2014 Guildford, United Kingdom, 1–12.

[20] Melahat C., 2011, *A New Conceptual Structure Design For Nanosatellites*, Thesis M.Sc., İstanbul Technical University.

[21] Süer M., 2013, *Turksat 3usat Uydusu'nun Yapısal Tasarımı*, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi.

[22] Ercan M., 2018, *Bir Gözlem Uydusunun Tasarımı, Analizi Ve Kontrolü*, Yüksek Lisans Tezi, Yıldız Teknik Üniversitesi.

[23] Duijsens, A., and Bruls, O., 2017, *Cubesat Deployment*, Thesis Master, Université de Liège -iAcademic.

[24] Song, S.-A., Kim, S., Suk, J., and Roh, J.-H., 2016, Development and Performance Test of Solar Sail System for CNUSAIL-1 Cube Satellite, *J. Korean Soc. Aeronaut. Sp. Sci.*, 44 (3), 228–239.

[25] Menteş, E., 2015, *Kompozit 3u Küp Uyduların Yapısal Analiz Ve Tasarımları*, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi.

[26] Gündoğdu, A., 2008, *Bir Uydunun Fırlatma Esnasında Maruz Kaldığı Yükler Altındaki Yapısal Davranışının İncelenmesi*, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi.

[27] Soares C., Soares C., Freitas M., 1998, *Mechanics of Composite Materials and Structures*, Kluwer Academic, Troia, Portugal, ISBN: 978-0-7923-5871-8.

[28] Wilkie, W. K., Fernandez, J. M., Stohlman, O. R., Schneider, N. R., Dean, G. D., Kang, J. H., Warren, J. E., Cook, S. M., Brown, P. L., Denkins, T. C., Horner, S. D., Tapio, E. D., Straubel, M., Richter, M., and Heiligers, J., 2021, An Overview of the Nasa Advanced Composite Solar Sail (Acs3) Technology Demonstration Project, *AIAA Scitech 2021 Forum*, January 2021 Nashville, Tennessee, USA, 1-23.

[29] Sproewitz, T., Seefeldti, P., Grundmann, J., Spietz, P., Toth, N., Hillebrandt, M., Straubel, M., and Zander, M., 2017, Design of the Gossamer-1 Deployment Demonstrator, *Proceedings of The Fourth International Symposium on Solar Sailing*, 17-20 January 2017, Kyoto, Japan.pp. 1–7.

[30] Biddy, C., and Svitek, T., 2012, LightSail-1 Solar Sail Design and Qualification, *Proc. 41st Aerosp. Mech. Symp.*, 451–463.

[31] Buragohain M., 2017, *Composite Structures: Design, Mechanics, Analysis, Manufacturing, and Testing*, CRC Press, Boca Raton, ISBN-13: 978-1-138-03540-9.

[32] Pukniel, A., 2011, The dynamics and control of the CubeSail mission: A solar sailing demonstration, *Advances in Space Research*, 48 (11), 1-227.

[33] Vasiliev V., 1993, *Mechanıcs Of Composıte Structures*, Taylor & Francis, Washington, ISBN: 1-56032-034-6.

[34] Rana S., Fangueiro R., 2016, *Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering, Elsevier*, Duxford, ISBN: 978-0-08-100939-0.

[35] Baker, A., Dutton, S., Kelly, D., 2004, *Composite Materials for Aircraft Structures*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, Virginia, ISBN: 1-56347-540-5

[36] Seefeldt, P., Grundmann, J. T., Hillebrandt, M., and Zander, M., 2021, Performance Analysis and Mission Applications of a New Solar Sail Concept Based on Crossed Booms with Tip-Deployed Membranes, *Advances in Space Research*, 67 (9), 2736–2745.

[37] Campbell F., 2006, *Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials*, Elsevier, Britain, ISBN-13: 978-1-85-617495-4, ISBN-10: 1-85-617495-6.

[38] Vıınson J., Sierakowski R., 2002, *The Behavior of Structures Composed of Composite Materials,* Kluwer Academic, Dordrecht, ISBN: 1-4020-0904-6.

[39] Irving P., and Soutis C., 2008, *The Behavior of Structures Composed of Composite Materials,* Springer, United Kingdom, ISBN: 978-0-85709-523-7.

[40] Vulpetti, G., Johnson, L., Matloff, G. L., 2014, *A Novel Approach to Interplanetary Travel*, Springer, United Kingdom, ISBN: 978-1-4939-0940-7.

[41] Vasiliev V., and Morozov E., 2018, *Advanced Mechanics of Composite Materials and Structures,* Elsevier, Britain, ISBN: 978-0-08-102209-2.

[42] McInnes C., 2004, *Solar Sailing Technology, Dynamics and Mission Applications*, Springer, United Kingdom, ISBN: 978-1-85233-102-3.

[43] Vulpetti, G., 2013, *Fast Solar Sailing*, Springer, United Kingdom, ISBN: 978-94-007-4776-0.

[44] Kaw, A. K., 2006, *Mechanics Of Composite Materials Second Edition*, CRC Press, Boca Raton, ISBN-10: 0-8493-1343-0, ISBN-13: 978-0-8493-1343-1.

[45] Maria, M., 2013, Advanced Composite Materials of the Future in Aerospace Industry, *Incas Bulletin*, 5 (3), 139–150.

[46] İşgüzar, T., 2019,*Kompozit Köşe Bağlantılarının Mukavemetinin Arttırılması*, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa.

[47] Fernandez, J. M., Rose, K., Younger, C. J., Dean, G. D., Warren, J. E., Stohlman, O. R., and Wilkie, W. K., 2017, NASA's Advanced Solar Sail Propulsion System for Low-Cost Deep Space Exploration and Science Missions That Uses High Performance Rollable Composite Booms, *Int. Symp. Sol. Sail*., January 2017 Kyoto, Japan, 1-11.

[48] Raviprasad, S., and Nayak, N., 2015, Dynamic Analysis and Verification of Structurally Optimized Nano-Satellite Systems, *Jour. Aerosp. Sci. Technol.*, 1 (2). 1-14.

[49] Yilmaz, F., Haktanir, O. O., and Uygur, A. B., 2015, Quasi-Static Structural Test of Satellites, International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), June 2015, 421–424.

[50] CalPoly (2014). CubeSat Design Specification Rev. 13, The CubeSat Program, CalPoly San Luis Obispo, California, USA.

[51] Toorian, A., 2007, *Redesign of the Poly Picosatellite Orbital Deployer for the Dnepr Launch Venicle*, Thesis Master, California Polytechnic State University.

[52] Chahat N., 2020, *CubeSat Antenna Design*, John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, New Jersey.

[53] Ames Research Center, 2018, *State of the Art Small Spacecraft Technology December*,NASA.

[54] Cappelletti C., Battistini S., Benjamin M., 2021, *CubeSat Handbook*, Elsevier, United Kingdom, ISBN: 978-0-12-817884-3.

[55] Lan, W., Munakata, R., Nugent, R., and Pignatelli, D., 2014, Poly Picosatellite Orbital Deployer Mk III Rev. E User Guide, *Calif. Polytech. State Univ*. 1–21.

[56] Shakir, A., 2009, Effect of Acoustic Vibration on the Satellite Structure at Launch Stage Effect of Acoustic Vibration on the Satellite Structure at Launch Stage, *International Conference on Modeling and Simulation*, 1-7.

[57] Ortega, J. C., 2016, *Study and Simulation of Cubesats Communication Systems for Isara Mission*, Thesis Master, Universidad Politécnica de Cataluña.

[58] Fernandez, J. M., Lappas, V. J., and Daaton Lovett, A. J., 2011, Completely Stripped Solar Sail Concept Using Bi-Stable Reeled Composite Booms, *Acta-Astronaut*., 69 (1-2), 78-85.

[59] Fernandez, J. Prassinos, G., Lappas, V., and Erb, S., 2013, Deployment Mechanisms Of A Gossamer Satellite Deorbiter, *15th EUR. Sp. Mech. Tribol. Symp*., 1-8.

[60] Long, A., and Spencer, D., 2018, A Scalable Drag Sail For The Deorbit Of Small Satellites, *JoSS*, 7 (3), 773-788.

[61] Martin, T., Omar, S., Mauro G., and Bevilacqua, R., 2019, Controlled Spacecraft Re-Entry Of A Drag Deorbit Device (D3),*UF J. Undergrad. Res*., 20 (2).

[62] Yu, X., Zhou, J., Zhu, P., & Guo, J., 2018., Star of AOXiang: An innovative 12U CubeSat to demonstrate polarized light navigation and microgravity measurement. Acta Astronautica, 01 December 2016, The 4S Symposium 2016, 97-106.

[63] Hibbert, L. T., and Jordaan, H. W., 2021, Considerations in the Design and Deployment of Flexible Booms for a Solar Sail, Advances in Space Research, 67 (9), 2716–2726.

[64] Hillebrandt, M., Meyer, S., Zander, M., Straubel, M., and Hühne, C., 2014, The Boom Design of the De-Orbit Sail Satellite, 24th Annu. AIAA/USU Conf. Small Satell., 2014 June, 1-4.

[65] Pignatelli, D., 2014, Improving And Expanding The Capabilities Of The Polypicosatellite orbıtal deployer, Thesis Master, California Polytechnic State University.

[66] Ralph A., 2020, Pathfinding Interplanetary Bus Capability For The Cal Poly Cubesat Laboratory Through The Development Of Aphobos-Deimos Mission Concept, Thesis Master, California Polytechnic State University.

[67] Leipold, M., Eiden, M., Garner, C. E., Herbeck, L., Kassing, D., Niederstadt, T., Krüger, T., Pagel, G., Rezazad, M., Rozemeijer, H., Seboldt, W., Schöppinger, C., Sickinger, C., and Unckenbold, W., 2003, Solar Sail Technology Development and Demonstration, *Acta Astronaut*, 52 (2–6), 317–326.

[68] Lu, Y., Shao, Q., Yue, H., and Yang, F., 2019, A Review of the Space Environment Effects on Spacecraft in Different Orbits, *IEEE Access*, 7, 93473–93488.

[69] Askeland, D. R., and Wright, W. J. 2018, *Essentials of materials science and engineering. Cengage Learning*, USA, ISBN-13: 978-0-495-43850-2, ISBN-10: 0-495-43850-2