

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

KOMPOZİT 3U KÜP UYDULARIN YAPISAL ANALİZ VE TASARIMLARI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Egemen MENTEŞ

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

MAYIS 2015

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

KOMPOZİT 3U KÜP UYDULARIN YAPISAL ANALİZ VE TASARIMLARI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Egemen MENTEŞ
(511121162)**

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Zahit MECİTOĞLU

MAYIS 2015

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511121162 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Egemen MENTEŞ**, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “**KOMPOZİT 3U KÜP UYDULARIN YAPISAL ANALİZ VE TASARIMLARI**” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Zahit MECİTOĞLU**
 İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Halit Süleyman TÜRKMEN**
 İstanbul Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Şenol ATAÖĞLU
 İstanbul Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : **04 Mayıs 2015**
Savunma Tarihi : **26 Mayıs 2015**

Anneme ve Babama,

ÖNSÖZ

Bu tez çalışmasının hazırlanması sırasında engin tecrübesini benimle paylaşarak, tüm sorularımı açık bir şekilde yanıtlayan danışman hocam Prof. Dr. Zahit Mecitoğlu'na, talep ettiğim her an bana vaktini ayırıp bilgi desteği sağlayan Prof. Dr. Zerefşan Kaymaz'a ve yardım isteklerimi hiçbir zaman geri çevirmeyen Prof. Dr. Alim Rüstem Aslan'a teşekkürlerimi sunarım.

Küp uydu katı modellerinin çizimleri sırasında karşılaştığım sorunları çözmemde bana yardımcı olan, alanında sahip olduğu bilgi ve tecrübesini tereddüt etmeden benimle paylaşan yüksek mühendis Mustafa Berkay Açıkgoz'e teşekkür ederim.

Küp uydu modellerinin analize hazırlanmaları ve analizleri sırasında bana yardım eden, tüm tez sürecinde yanımda olarak çalışmamın gelişimine katkıda bulunan değerli arkadaşım Özkan Gülbahar'a teşekkür ederim.

Son olarak, bana olan sevgi ve desteklerini hiçbir zaman esirgemeyen eğitim hayatım boyunca daima yanımda olup bana güvenen, en büyük motivasyon kaynağım aileme tüm içtenliğimle teşekkür ederim.

Mayıs 2015

Egemen Menteş
(Uzay Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xi
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xiii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xv
ÖZET.....	xvii
SUMMARY	xix
1. GİRİŞ	1
1.1 Literatür Araştırması	3
1.2 Tezin Kapsam ve Yöntemi	4
1.3 Tezin Organizasyonu.....	5
2. TASARIM GEREKSİNİMLERİNİN BELİRLENMESİ	7
2.1 Boyutsal Gereksinimler	7
2.1.1 Küp uydu standartları.....	7
2.1.2 P-POD standartları	9
2.2 Yapısal Dayanım Gereksinimleri	10
2.2.1 Üretim aşamasında karşılaşılabilecek yüklere dayanım	10
2.2.2 Nakliye yüklerine dayanım	11
2.2.3 Fırlatma yüklerine dayanım	12
2.2.4 Uzay ortam koşullarına dayanım	16
2.2.4.1 Vakum ortamı.....	17
2.2.4.2 Nötral ortam	18
2.2.4.3 Plazma ortamı.....	21
2.2.4.4 Radyasyon ortamı	25
2.2.4.5 İri ölçekli parçacık ortamı	29
2.2.4.6 Isıl döngü.....	32
3. UYDULARIN YAPISAL TASARIMLARI.....	33
3.1 Uydu Alt Sistemlerinin Belirlenmesi	33
3.2 Malzeme Seçimi	35
3.2.1 Uydu yapılarında kullanılan malzemeler	36
3.2.1.1 Alüminyum alaşımları.....	36
3.2.1.2 Diğer metal alaşımları	36
3.2.1.3 Kompozit malzemeler	37
3.2.2 Malzemelerin sahip olması gereken özellikler.....	39
3.2.3 Küp uydu yapısını oluşturan malzemelerin belirlenmesi.....	40
3.2.3.1 Alüminyum paneller.....	40
3.2.3.2 Kompozit paneller.....	41
3.2.3.3 İkincil taşıyıcı yapı.....	44
3.2.3.4 Baskılı devre kartları	44
3.3 Fırlatma ve Uzay Ortamında Malzemeyi Korumaya Yönelik İşlemler	45
3.4 Tasarım Özelliklerinin Belirlenmesi ve Katı Model Çizimi	48

3.4.1 Farklı panel tasarımlarının oluşturulması.....	48
3.4.2 Kompozit panellerin katmanlama özellikleri	53
3.4.2.1 Monolitik paneller	53
3.4.2.2 Sandviç paneller	56
3.4.3 Kullanılan bağlantı yöntemleri.....	57
3.4.4 Güneş paneli ve güneş hücresi seçimi.....	63
3.4.5 Küp uydu katı modelleri.....	67
3.4.6 Model kütleleri ve ağırlık merkezleri.....	67
3.4.6.1 Alt sistem bileşenleri ve kartlar.....	68
3.4.6.2 İkincil taşıyıcı yapı	68
3.4.6.3 Pencereci alüminyum birincil taşıyıcı yapı.....	69
3.4.6.4 Pencereci monolitik kompozit birincil taşıyıcı yapı	70
3.4.6.5 Penceresiz monolitik kompozit birincil taşıyıcı yapı	70
3.4.6.6 Penceresiz sandviç kompozit birincil taşıyıcı yapı	71
3.4.6.7 Küp uydu toplam kütleleri ve ağırlık merkezleri	71
4. YAPISAL YÜKLERİN BELİRLENMESİ.....	73
4.1 Sanki-Statik Yük Faktörlerinin Belirlenmesi	73
4.2 Rasgele Titreşim Yük Faktörlerinin Elde Edilmesi.....	74
4.3 Bileşke Yüklerin Elde Edilmesi	77
5. KOMPOZİT YAPILARIN GÖÇME MODLARI	79
5.1 Klasik Katman Teorisi.....	79
5.2 Monolitik Parçalar ve Sandviç Yüzey Katmanlarının Dayanımı	84
5.3 Sandviç Parçalarda Bal Peteği Dayanımı	86
5.3.1 Nüve kesilmesi (core shear)	86
5.3.2 Kayma kıvrılması (shear crimping).....	88
5.3.3 Hücre içi burkulma (intra cell buckling)	90
5.3.4 Yüzey kırışması (face wrinkling).....	91
6. UYDULARIN SONLU ELEMAN ANALİZLERİ.....	93
6.1 Çözüm Ağlarının Oluşturulması.....	93
6.2 Fırlatma Koşulları için Yapılan Analizler	99
6.2.1 Sınır koşullarının belirlenmesi	99
6.2.2 Modal analizler.....	100
6.2.3 Rasgele titreşim yük faktörlerinin hesaplanması	105
6.2.4 Statik analizler.....	106
6.2.4.1 Küp uydu yapısal dayanımlarının incelenmesi	117
6.3 Uzay Ortam Koşulları için Yapılan Analizler	118
6.3.1 Sınır koşullarının belirlenmesi	118
6.3.2 Statik analizler.....	119
6.3.2.1 Küp uydu yapısal dayanımlarının incelenmesi	124
7. DEĞERLENDİRME.....	127
KAYNAKLAR.....	131
ÖZGEÇMİŞ.....	135

KISALTMALAR

AU	: Astronomical Unit - Dünya ile Güneş arasındaki ortalama mesafe
CalPoly	: California Polytechnic State University
CLT	: Classical Laminate Theory
CMEs	: Coronal Mass Ejections
CUBESAT	: Cube Satellite
CVCM	: Collected Volatile Condensable Material
DB	: Dielectric Breakdown
DD	: Displacement Damage
EMI	: Electromagnetic Interference
EPS	: Electrical Power System
ESD	: Electrostatic Discharge
GCRs	: Galactic Cosmic Rays
GEO	: Geostationary Earth Orbit
ISS	: International Space Station
LEO	: Low Earth Orbit
MPC	: Multi Point Constraint
OBC	: On Board Computer
PCB	: Printed Circuit Board
PEO	: Polar Earth Orbit
P-POD	: Poly Picosatellite Orbital Deployer
Prepreg	: Pre-impregnated
PSD	: Power Spectral Density
PSLV	: Polar Satellite Launch Vehicle
RF	: Rezerv Faktör
RMS	: Root Mean Square
SAA	: South Atlantic Anomaly
SEE	: Single Event Effect
SPEs	: Solar Particle Events
SPL	: Sound Pressure Level
SRS	: Shock Response Spectrum

TID : Total Ionizing Dose
TML : Total Mass Loss
UV : Ultraviolet

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1 : Uyduların kütlelerine göre sınıflandırılması [1].....	2
Çizelge 2.1 : PSLV fırlatma aracı için gerekli uydu doğal frekans değerleri [12]. ...	12
Çizelge 2.2 : PSLV fırlatma aracı en yüksek yük faktörü değerleri [12].	13
Çizelge 2.3 : PSLV fırlatma aracı rasgele titreşim seviyeleri [12].	14
Çizelge 2.4 : PSLV fırlatma aracı akustik seviyeleri [12].	16
Çizelge 2.5 : Dairesel alçak yörüngelerdeki parçacık çarpma enerjileri [16].....	19
Çizelge 2.6 : Farklı malzemelerin atomik oksijen tepkime etkinlikleri [16].....	20
Çizelge 2.7 : Farklı malzemelerin radyasyon hasarı eşik değerleri [16].	28
Çizelge 3.1 : Alüminyum 5052-H32'nin malzeme özellikleri [24].....	41
Çizelge 3.2 : USN 150 ve T650-35 3k/976'nın malzeme özellikleri [25-27].	42
Çizelge 3.3 : CR-III Alüminyum 5056 balpeteğinin malzeme özellikleri [29,30]. ...	43
Çizelge 3.4 : Paslanmaz çelik ve Al 6061-T6'nın malzeme özellikleri [31].	44
Çizelge 3.5 : FR-4 cam/epoksi kompozitin malzeme özellikleri [32].	45
Çizelge 3.6 : Küp uydu alt sistem bileşenlerinin kütleleri [40-42].....	68
Çizelge 3.7 : İkincil taşıyıcı yapı elemanlarının kütleleri.....	69
Çizelge 3.8 : Pencereci alüminyum panel ve güneş paneli kütleleri [38].	69
Çizelge 3.9 : Pencereci monolitik panel ve güneş paneli kütleleri [38].	70
Çizelge 3.10 : Penceresiz monolitik panel ve güneş hücresi kütleleri [39].	70
Çizelge 3.11 : Penceresiz sandviç panel ve güneş hücresi kütleleri [39].	71
Çizelge 3.12 : Tüm küp uyduların toplam kütleleri.....	71
Çizelge 3.13 : Küp uydu ağırlık merkezleri.	72
Çizelge 4.1 : PSLV fırlatma aracı sanki-statik yük faktörleri [12].....	74
Çizelge 4.2 : Uygulanan sanki-statik yük faktörleri.	74
Çizelge 4.3 : PSLV fırlatma aracı PSD değerleri.	76
Çizelge 4.4 : Yük faktörlerinin birleştirilmesi.	78
Çizelge 6.1 : Küp uydu modellerinde kullanılan eleman tipleri ve sayıları.	97
Çizelge 6.2 : Tüm küp uyduların doğal frekans değerleri.	101
Çizelge 6.3 : Tüm küp uyduların rasgele titreşim yük faktörleri.....	106
Çizelge 6.4 : Uydu 1 için yük durumları.	107

Çizelge 6.5 : Uydu 1 statik analiz sonuçları.	108
Çizelge 6.6 : Uydu 2 için yük durumları.	109
Çizelge 6.7 : Uydu 2 statik analiz sonuçları.	110
Çizelge 6.8 : Uydu 3 için yük durumları.	112
Çizelge 6.9 : Uydu 3 statik analiz sonuçları.	113
Çizelge 6.10 : Uydu 4 için yük durumları.	114
Çizelge 6.11 : Uydu 4 statik analiz sonuçları.	115
Çizelge 6.12 : Tüm küp uyduların en kritik RF değerleri.....	117
Çizelge 6.13 : Uydu 1 statik analiz ısı gerilme sonuçları.	119
Çizelge 6.14 : Uydu 2 statik analiz ısı gerilme sonuçları.	120
Çizelge 6.15 : Uydu 3 statik analiz ısı gerilme sonuçları.	121
Çizelge 6.16 : Uydu 4 statik analiz ısı gerilme sonuçları.	123
Çizelge 6.17 : Tüm uyduların ısı yükler altındaki en kritik RF değerleri.....	124

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1 : 3U küp uydu koordinat sistemi ve boyutları [9].	8
Şekil 2.2 : P-POD dıştan görünümü (solda) [10] ve itici plaka ile yay sistemi (sağda) [9].	9
Şekil 2.3 : P-POD koordinat sistemi [10].	10
Şekil 2.4 : PSLV fırlatma aracı ikincil uydular için şok spektrumu [12].	15
Şekil 2.5 : Atmosfer basıncının yükseklikle değişimi [16].	17
Şekil 2.6 : Alçak Dünya yörüngesinde plazma yoğunluğunun yükseklikle değişimi [16].	22
Şekil 3.1 : Kullanılan küp uydu alt sistem bileşenlerinin genel görünümü.	35
Şekil 3.2 : Küp uydu pencere (solda) ve penceresiz (sağda) üst panel görünümü.	49
Şekil 3.3 : Küp uydu pencere (solda) ve penceresiz (sağda) alt panel görünümü.	50
Şekil 3.4 : Usb ve harici güç kaynağı girişlerinin yakın görünümü.	50
Şekil 3.5 : Küp uydu pencere (solda) ve penceresiz (sağda) yan panel görünümü.	51
Şekil 3.6 : Küp uydu penceresiz paneller sandviç bölgeleri.	52
Şekil 3.7 : Monolitik yan panel katman dizilimi [0/45/-45/90]s.	55
Şekil 3.8 : Yan panel bağlantılarının üstten görünümü.	60
Şekil 3.9 : Üst yan panel bağlantısının içten (üstte) ve dıştan (altta) görünümü.	61
Şekil 3.10 : Alt yan panel bağlantısının içten (üstte) ve dıştan (altta) görünümü.	61
Şekil 3.11 : Üst panel (solda) ve alt panelin (sağda) izometrik görünümü.	62
Şekil 3.12 : Alt panel ile sonsuz vidaların birleşim bölgesinin görünümü.	63
Şekil 3.13 : Üst (solda) ve alt (sağda) güneş panellerinin görünümü.	64
Şekil 3.14 : Kullanılan iki farklı yan güneş paneli tasarımı.	65
Şekil 3.15 : Azur Space %30 verimli GaAs güneş hücresi [39].	66
Şekil 3.16 : Pencere (solda) ve penceresiz (sağda) küp uydu katı modelleri.	67
Şekil 4.1 : PSLV fırlatma aracı PSD eğrisi.	77
Şekil 5.1 : Kompozit katman koordinat sistemi.	80
Şekil 5.2 : Bir katmanlı kompozitin enine kesiti [45].	83
Şekil 5.3 : Bal peteği üzerindeki kayma gerilmeleri [30].	87

Şekil 5.4 : Bal peteği üzerindeki eksenlerin gösterimi [30].	88
Şekil 5.5 : Bal peteği kayma kıvrılması [30].	88
Şekil 5.6 : Hücre içi burkulma göçme modunun oluşumu [30].	90
Şekil 5.7 : Yüzey kırışması göçme modunun oluşumu [30].	91
Şekil 6.1 : Baskılı devre kartı çözüm ağı.	94
Şekil 6.2 : Pencere (solda) ve penceresiz (sağda) üst panel çözüm ağı.	95
Şekil 6.3 : Pencere (solda) ve penceresiz (sağda) alt panel çözüm ağı.	95
Şekil 6.4 : Pencere (solda) ve penceresiz (sağda) yan panel çözüm ağı.	96
Şekil 6.5 : PC-104 bağlantı elemanı çözüm ağı.	97
Şekil 6.6 : RBE3 bağlantı elemanlarının genel görünümü.	98
Şekil 6.7 : Küp uydu sınır koşulları.	100
Şekil 6.8 : Uydu 1 ilk yanal (solda) ve eksenel (sağda) mod şekilleri.	103
Şekil 6.9 : Uydu 2 ilk yanal (solda) ve eksenel (sağda) mod şekilleri.	104
Şekil 6.10 : Uydu 3 ilk yanal (solda) ve eksenel (sağda) mod şekilleri.	104
Şekil 6.11 : Uydu 4 ilk yanal (solda) ve eksenel (sağda) mod şekilleri.	105
Şekil 6.12 : Uydu 1 üzerinde oluşan von Mises gerilme dağılımı.	109
Şekil 6.13 : Uydu 2 üzerinde oluşan çekme ve basma gerilme dağılımları.	111
Şekil 6.14 : Uydu 3 üzerinde oluşan çekme ve basma gerilme dağılımları.	114
Şekil 6.15 : Uydu 4 üzerinde oluşan çekme ve basma gerilme dağılımları.	116
Şekil 6.16 : Uydu 1 üzerinde oluşan von Mises ısı gerilme dağılımı.	120
Şekil 6.17 : Uydu 2 üzerinde oluşan ısı çekme ve basma gerilme dağılımları.	121
Şekil 6.18 : Uydu 3 üzerinde oluşan ısı çekme ve basma gerilme dağılımları.	122
Şekil 6.19 : Uydu 4 üzerinde oluşan ısı çekme ve basma gerilme dağılımları.	123

KOMPOZİT 3U KÜP UYDULARIN YAPISAL ANALİZ VE TASARIMLARI

ÖZET

Bu tez çalışmasında, aynı boyutlarda ancak; birbirinden farklı malzemelere ve tasarımsal yapılandırmalara sahip nano uyduların, üretimlerinden yörüngedeki görev ömürlerinin sonuna kadar geçen sürede karşılaşılabilecekleri yükler altında yapısal analizleri yapılmış ve elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. Tez çalışmasıyla, farklı malzemeler kullanılarak tasarlanan uyduların maruz kalacakları zorlanmalara karşı gösterecekleri yapısal davranışın belirlenmesi amaçlanmıştır.

Öncelikle, tezde incelenen nano uyduların boyutsal sınırlandırılmalarından bahsedilmiştir. Uyduların üretim aşamalarından nakliyelerine, fırlatılmalarından görevlerini gerçekleştirdikleri uzay koşullarına kadar bulundukları tüm ortamların özellikleri; uyduların yapısal alt sistemleri üzerinde oluşturdukları etkileriyle açıklanmıştır. Uydu yapılarının, görev öncesinde ve görev sırasında kırılma uğramadan dayanmaları gereken yükler tanımlanmıştır.

Daha sonra CATIA V5R21 yazılımı kullanılarak nano uyduların katı model çizimleri yapılmıştır. Uyduların tasarım ve boyutlandırılmalarında; temel yapısal özellikleri California Polytechnic State University (Cal Poly) ve Stanford University tarafından belirlenen “küçük uydu (CubeSat)” standartları dikkate alınmıştır. Yapısal dayanım analizlerinden gerçekçi sonuçların elde edilebilmesi için nano uyduların, yapı alt sistemleri de dâhil olmak üzere bütün alt sistemleri ile birlikte modellenmeleri gerekmektedir. Modelleme sırasında bu alt sistemleri oluşturan parçaların kütleleri önem kazanmaktadır. Bu sebeple; nano uydular için bir görev tanımı belirlenmiş ve gerekli alt sistemler için örnek parçalar seçilmiştir.

Uydu tasarımında kritik aşamalardan bir tanesi de malzeme seçimidir. Uyduların taşıyıcı yapılarında kullanılacak alüminyum ve karbon kompozit malzemeler seçenekler arasından belirlenmiştir. Malzemeleri fırlatma esnasında ve uzay ortamında karşılaşılabilecekleri yıpratıcı etkilere karşı korumaya yönelik geliştirilen işlemlerden bahsedilmiştir.

Malzeme seçimlerinden sonra, uyduların temel yapısını oluşturan dış panellerin şekilleri karşılaştırılmıştır. Karbon kompozit uydularda, sandviç ve monolitik yapıların kullanılacağı kısımlarla, bu yapıların katmanlama biçimleri ve katman sayısı gibi özellikleri belirlenmiştir.

Yapısal tasarım aşamasından sonra, uyduların özellikle fırlatma sırasında maruz kaldıkları yapısal yüklerin belirlenmesi gerekmektedir. Bu sebeple; ortaya çıkan sanki-statik ve rasgele titreşim yük faktörlerini hesaplarken kullanılan yöntemler açıklanmıştır. Statik analizler gerçekleştirilirken uygulanan bileşke yüklerin elde edilmesi sırasında izlenen yoldan bahsedilmiştir.

Tez kapsamında incelenen nano uyduların oluşturulan katı modelleri, MSC Software Patran 2010 sonlu elemanlar yazılımına aktararak gerekli analizler yapılmıştır. Bunun için öncelikle dört uydunun çözüm ağları, ANSA yazılımı kullanılarak ayrı

ayrı oluşturulmuş ve yapılarında kullanılan malzemelere göre, malzeme özellikleri Patran yazılımına tanımlanmıştır. Uydulara öncelikle fırlatma koşulları için daha sonra ise uzay ortamı koşulları için yapısal analizler gerçekleştirilmiştir. Yapısal analizler MSC Software Nastran 2010 yazılımı ile yapılmıştır. Her iki durumda da öncelikli olarak sınır koşulları ve yükler tanımlanmıştır.

Daha sonra fırlatma anında P-POD içindeki uyduların direngenlik değerlerinin hesaplanması için modal analizler yapılmıştır. Bunun sonucunda uyduların doğal frekans verileri ve bu frekanslardaki mod şekilleri elde edilmiştir. Uyduların bulunan doğal frekans değerlerinin fırlatma aracı tarafından istenen direngenlik değerini sağladıkları görülmüştür. Fırlatma koşullarında ortaya çıkan rasgele titreşim yükleri, uydunun farklı modlarındaki doğal frekans değerlerinde hesaplanan g yüküne dönüştürülmüş ve fırlatma aracı kullanım kılavuzundan elde edilen sanki-statik yük faktörleriyle birleştirilerek, oluşturulan sonlu eleman modellerine uygulanmıştır. Tüm sınır koşullarının ve yüklemelerin model üzerinde tanımlanması ile her bir uydu için statik analizler yapılmış ve alüminyum uydu için elde edilen sonuçlar sunulmuştur. Karbon kompozit yapıli uydularda göçmenin yaşanıp yaşanmadığının daha iyi değerlendirilebilmesi için uydu yapısını oluşturan parçalara ardıl işlemler uygulanmış ve fırlatma koşullarında hiçbir uydunun göçmeye (failure) uğramadığı gösterilmiştir.

Uzay ortamı koşulları için yapılan analizlerde de benzer yöntem izlenmiştir. Fırlatma ortamından farklı olarak uydular, yörüngede oldukları şekilde herhangi bir yere tutturulmamış ve fırlatma kaynaklı yükler olmaması sebebiyle sadece sıcaklık farkından oluşan ısıl yüklere maruz bırakılarak statik analizler gerçekleştirilmiştir. Analizler sonucunda alüminyum yapıli uydunun göçmeye uğradığı görülmüştür. Karbon kompozit uydular ise ardıl işlemlere tabi tutulmuş ve hiçbir göçme moduna göre yapısal bir hasar ile karşılaşılmamıştır.

Bu tez çalışması ile küp uydu standartlarında tasarlanan karbon kompozit yapıli uyduların fırlatılmaları ve görevleri sırasında maruz kaldıkları mekanik ve ısıl yükler altında kırılma uğramadan çalışabildikleri ve de aynı boyutlarda tasarlanan alüminyum yapıli uyduya göre %6, %26 ve %27 oranlarında kütleli azalma sağladıkları gösterilmiştir.

STRUCTURAL ANALYSIS AND DESIGN OF COMPOSITE 3U CUBESATS

SUMMARY

In this thesis study, structural analyses of nano satellites which have different materials and design configurations, were made under loads that occur in the time from production to end of the mission life of satellites, and the obtained results were compared. The nano satellites were designed with the same dimensions. With the thesis study, determination of the structural behavior of the satellites, which were designed by using different materials, against the loads, is aimed.

First of all, the dimensional limitations of nano satellites, which are examined in the thesis, were mentioned. Properties of the production, transportation, launching and the space environment conditions, and these environments effects on the structural subsystems of the satellites were explained.

Launch process contains several basic stages. These are liftoff and high dynamic pressure effects phase, stage jettison, payload fairing jettison, stage ignition and satellite separation. During the launch stages, high mechanical loads like acoustic, shock, random vibration and quasi-static loads occur. Satellites should withstand these loads without any structural failure. Also after the launch, satellites work in the space environment, which is not very conducive to structural materials, especially carbon composites. This environment becomes very harmful to materials with some properties like electromagnetic radiation, high temperature difference, atomic oxygen and vacuum. Particularly, temperature difference causes thermal loading on satellite components. In the thesis, these loads, which affect the satellite structures before and during the mission, were identified.

Subsequently, CAD drawings of nano satellites were done by using CATIA V5R21 software. At design stage of satellites, the “CubeSat” standards were taken into consideration. When defining the dimensions these standards were used. The basic structural properties and other important specifications of “CubeSat” are determined by California Polytechnic State University (Cal Poly) and Stanford University. CubeSat concept has same dimensions in all sides of satellites as 100mm. In other words, CubeSats are cube shaped and generally used with these dimensions. However, double and triple configurations are possible. In this thesis, triple configuration satellites, which are called as 3U CubeSats, were preferred.

At the end of the structural strength analyses, in order to achieve realistic results, nano satellites should be modeled with all subsystems including structural subsystems. During modeling, the component masses of these subsystems are gaining importance. Because of this reason, a task definition was determined for nano satellites and sample components were selected for essential subsystems.

One of the critical stages of satellite design is selection of the materials. 3U CubeSats, which were examined in thesis study, have 340.5mm side length in z direction, because of this reason more bending moments can be occur compare to 1U CubeSats. Thus, selection of the materials gained more importance. The aluminum

and carbon composite materials, which are used in main structure of satellites, were determined between the options. In general, aluminum 7075, 6061 or 5052 are used for the main structure. In the thesis, Al 5052-H32 was chosen as main material for the aluminum satellite. Also, in order to determine carbon fiber and sandwich core materials a literature research was made. As a result of this search, the unidirectional prepreg USN 150 and woven prepreg T650-35 3k/976 were selected for monolithic parts and face sheets of sandwich panels. In addition, CR-III Aluminum 5056 honeycomb was chosen as core material of sandwich panels.

Then developed protective processes against the harmful effects on the materials of the launching and space environment conditions were explained. Especially, carbon composites are affected space environment conditions negatively. Carbon composites react with atomic oxygen while aluminum panels are nearly unaffected. Also high temperature differences can cause micro cracks in carbon composite resin. In order to prevent these effects use of protective coating was considered. In thesis, aluminum foils were preferred as protective coatings on carbon composite panels. By using this method, long term protection was aimed on the structures of satellites for all environmental conditions.

After the material selection, shape of the top, bottom and side panels were decided. It is very important because these panels constitute the basic structure of satellites. In the thesis, two different panel forms were designed. The first type panels have big windows on their surfaces. These panel designs were used in aluminum and one of the monolithic composite CubeSats. Other panels do not contain any window on their surfaces and were utilized in the other monolithic composite and sandwich composite CubeSats.

Also, the second support structure was designed for all CubeSats. This structure includes four stainless steel endless screws and aluminum spacers. The endless screws were used in order to fasten the printed circuit boards to each other and to the CubeSat panels. Spacers prevent the motion of subsystem components during the launch and on the orbit.

In addition, layer properties of composite parts are very important. These properties can be written as, type of the lamina that used as a layer, thickness of one layer, fiber direction of a lamina and layer numbers. All properties affect the strength of composite structure. In this thesis, unidirectional and woven carbon fiber/epoxy composite prepregs were used as a lamina in monolithic parts and face sheets of sandwich panels. Also, woven carbon fiber composites can be called as bidirectional because of their fiber arrangement. In addition, aluminum honeycomb was selected as the core material of sandwich parts. Two satellites were designed using with only monolithic panels. The other composite satellite includes both monolithic and sandwich parts. In order to achieve maximum strength in the satellite structure, locations of the unidirectional and woven prepregs were determined carefully. Unidirectional carbon fiber/epoxy composites were located on the side panels and woven composites were used on the top and bottom panels. This usage was preferred in all composite structures.

After the structural design stage, determination of the structural loads acting on satellites during launch is required. Therefore, the methods, which are used for calculation of shock, quasi-static and random vibration loads were explained. Calculation method of the resultant loads, which are applied during the static analyses, was told.

After load calculations, the classical lamination theory and the post-processing methods, which were applied on carbon composite structures, were explained. These methods were used in order to determine the failure modes, which can occur on monolithic or sandwich composite parts.

The CAD drawings of nano satellites, which are examined in the thesis, were transferred to the ANSA meshing software. By using this program all CubeSat structures including panels, endless screws, spacers and printed circuit boards were meshed separately. Then all of them were extracted to MSC Software Patran 2010 finite elements program. The required analyses were done with this software. According to materials, which are used in their structures, the material properties were identified into Patran. The structural analyses were done firstly for launch conditions and then for space environment conditions on the satellites. The MSC Software Nastran 2010 program was used in order to analyze the satellite structures. In either case, primarily boundary conditions and loads were defined.

Afterwards, modal analyses were performed in order to calculate the stiffness of satellites, which are located into P-POD during the launch. At the end of the modal analyses, satellites natural frequency values and the mode shapes at these frequencies were obtained. The calculated natural frequency values of satellites are provided the required minimum stiffness value of launch vehicle. The random vibration loads which occur in launch conditions were transformed to g-loads by using Miles method. These g-loads were calculated with the natural frequency values of satellites at different modes. Then the transformed random vibration loads were combined with the quasi-static loads, which are obtained from launch vehicle user guide. The combined loads were applied on the finite element models of satellites. After all boundary conditions and loads were defined on the models, static analyses were done for all satellites and obtained results of aluminum satellite were presented. In order to evaluate the failure situation of carbon composite structured satellites, some post-processing methods were applied on carbon composite components. At launch conditions, according to these post-processing methods, any structural failure did not occur on satellites.

The similar procedure was followed in analyses, which were done for space environment conditions. However, different boundary conditions and loads were identified in finite element models of satellites from launch conditions. In these analyses, satellites were not bonded anywhere and they were modeled as free like they are moving in their orbit. Also in space environment there are not any mechanical loads caused by launching, for this reason only thermal loads were applied on satellites during static analyses. At the end of the analyses, structural failure occur on the satellite, which made of aluminum. However, the carbon composite structured satellites were post-processed and unlike aluminum one any structural failure did not appear on their components.

As a consequence, with this thesis study it was shown that the carbon composite structured satellites, which were designed in “CubeSat” standards, could work under mechanical and thermal loads without any structural failure. All results of static and dynamic analyses were seen in expected levels. Also with the new design of carbon composite satellites, mass reduction was occurred in structural subsystem. Carbon composite structured satellite, which has sandwich parts, 26% lighter the aluminum one. In addition, the monolithic composite satellite, which has panels without any window, was extenuated 27% by using laminated carbon composites in all primary

structure. Besides the other monolithic composite satellite, whose panels have windows, 6% lighter than the aluminum CubeSat. The windowed composite satellite is heavier than other composite ones because external solar panels were used on it. However, windowless CubeSats do not require solar panels. Solar cells can be mounted on CubeSat panels.

1. GİRİŞ

Bu tez çalışmasında alüminyum ve karbon kompozit malzemeler kullanılarak tasarlanan dört ayrı nano uydunun, fırlatma ve uzay ortamı koşullarında maruz kalabilecekleri mekanik ve ısı yükleri altında sergiledikleri yapısal davranışları, Patran ve Nastran sonlu eleman yazılımlarıyla yapılan statik ve modal analiz sonuçlarıyla belirlenmiştir. Uydu tasarımında kullanılan malzemelerin, yapısal dayanım üzerindeki etkilerinin daha iyi anlaşılabilmesi için uydular, yapısal alt sistemleri hariç tüm alt sistemleri aynı olacak şekilde tasarlanmıştır. Sadece uyduların temel iskeletini oluşturan panellerin şekilleri, üretim teknikleri de düşünülerek farklılaştırılmıştır. Ayrıca tüm uyduların aynı boyutlarda olmasına da özen gösterilmiştir.

Günümüzde uydular pek çok değişik amaç için kullanılmaktadır. Tek bir görev tanımına sahip olabildikleri gibi birden fazla görevi de yerine getirebilmektedirler. Askeri, ticari ve iletişim amacıyla kullanılanların yanı sıra bilimsel araştırmalar için tasarlanmış uydular da bulunmaktadır. Uyduların bu görev hedefleri, çalışacakları yörüngenin ve uydu boyutlarının belirlenmesinde önemli birer etkidir. Görev tiplerine göre taşıdıkları faydalı yükler uyduların kütleleri açısından da belirleyici olmaktadır. İlk üretimlerinden bugüne geçen zaman içerisinde insanlığın duyduğu ihtiyaç doğrultusunda pek çok çeşit göreve, buna bağlı olarak da birbirinden farklı yörünge ve kütlelere sahip uydular üretilmiştir. Bu durum da uyduların çeşitli ölçütlere göre gruplandırılmasını gerekli kılmıştır. Günümüzde uyduların sınıflandırılmasında görev tipleriyle birlikte görevlerini gerçekleştirdikleri yörünge ve kütleleri de dikkate alınmaktadır.

Tüm bu sınıflandırma ölçütleri arasında, uyduların kütlelerine göre gruplandırılması sıkça tercih edilen bir yöntemdir. Son yıllarda gerçekleştirilen teknolojik araştırmalar ve bunların sonucunda ortaya çıkan gelişmeler ile mekanik ve özellikle elektronik cihazlar daha küçük boyutlarda üretilmeye başlanmıştır. Dünya üzerinde pek çok farklı endüstride görülen bu ilerleme, uzay endüstrisinde özellikle uydular üzerinde etkilerini göstermiştir. Gelişen teknoloji ile uyduların alt sistemleri daha küçük

boyutlarda üretilebilmiş, bu da uydu boyutlarında ve kütlelerindeki azalmayı beraberinde getirmiştir. Küçük uyduların geliştirilmesiyle, hedeflenen birçok görev geleneksel büyük uydulara ihtiyaç duymaksızın gerçekleştirilebilir hale gelmiştir. Uyduların üretim maliyetleri düşmüş ve uzay daha ulaşılabilir olmuştur. Uyduların kütlelerine göre sınıflandırılması Çizelge 1.1’de görülebilmektedir.

Çizelge 1.1 : Uyduların kütlelerine göre sınıflandırılması [1].

Uydu Sınıfı	Kütle Aralığı (kg)
Büyük Uydular	>1000
Orta Uydular	500-1000
Mini Uydular	100-500
Mikro Uydular	10-100
Nano Uydular	1-10
Piko Uydular	0.1-1
Femto Uydular	<0.1

Tez kapsamında incelenen uydular, kütlelerine göre nano uydu sınıfına girmektedir. Bu tercihin yapılmasında nano uyduların sağladıkları çeşitli avantajlar etkili olmuştur. Bu küçük uydular genellikle büyük uyduların yanında ek yük olarak yörüngelerine fırlatılmaktadırlar. Nano uydular ile gelecekteki uzay görevlerinde kullanılması planlanan yeni parçalar test edilebilmekte veya bazı özel bilimsel çalışmalar küçük ölçekte gerçekleştirilebilmektedir.

Dünya üzerinde pek çok üniversite, mühendisliğin farklı alanlarında eğitim imkânları tanıyan nano uyduların tasarlanıp geliştirilmesine önem vermektedir. Üniversitelerin bu konuda artan ilgilerinin sonucunda, nano uydu çalışmalarını kolaylaştırmak için “küp uydu (CubeSat)” programı, bir eğitim projesi olarak California Polytechnic State University (Cal Poly) ve Stanford University tarafından geliştirilmiştir. Bu program kapsamında, üzerinde çalışılacak uyduların özellikleri belli standartlarla belirlenmiştir. Bu tez çalışmasında da, uyduların ana iskeletinde karbon kompozit malzemelerin kullanımının sağlayacağı yarar ve zararların araştırılması amaçlandığından, olası üretim koşulları da düşünülerek, küp uydu standartlarında nano uyduların tasarlanması kararlaştırılmıştır.

Uyduların yapısal tasarımlarında, birbirinden farklı birkaç malzeme kullanılmaktadır. Bu malzemelerin en çok tercih edilenleri alüminyum alaşımları ve karbon elyaf kompozitlerdir. Yapılan tercihlerde malzeme özellikleri ile üretim zorluk ve maliyetleri etkili olmaktadır. Genel olarak, tüm uzay yapılarının hafif olacak şekilde

tasarlanmaları gerekmektedir. Bu sebeple alüminyum alaşımları, uydu üretiminde metalik malzemeler arasında en çok kullanılan çeşittir. Küp uyduların yapısında da alüminyum 6061, 7075 veya 5052 alaşımları kullanılmaktadır. Tez içinde analizleri gerçekleştirilen nano uydulardan bir tanesi de alüminyum 5052-H32 alaşımı kullanılarak tasarlanmıştır.

Uydu yapılarında sıkça kullanılan bir diğer malzeme ise kompozit malzemelerdir. Sahip oldukları yüksek dayanım/ağırlık oranı ve düşük ısıl genleşme katsayısı gibi özellikleriyle uydu ve diğer uzay aracı parçalarında yapısal malzeme olarak tercih edilmektedir. Tez kapsamında tasarlanan üç nano uydunun ana yapı malzemesi olarak da karbon elyaf/epoksi kompozit malzemeler seçilmiştir.

1.1 Literatür Araştırması

Literatürde fırlatma ve uzay ortamı koşullarında statik, dinamik ve ısıl yüklere maruz kalan farklı boyutlardaki alüminyum ve kompozit yapıli küp uyduların yapısal davranışlarının incelenip belirlenmesi için yapılmış pek çok çalışma bulunmaktadır. Çoğunlukla bu çalışmalarda küp uydu yapısal malzemesi olarak alüminyum alaşımları tercih edilirken, son birkaç yıl içerisinde yapılan çalışmalarda kompozit malzemelerin de kullanılmaya başlandığı görülmüştür. Örneğin; Rokstad ve arkadaşları [2], yaptıkları çalışmayla kompozit malzemelerin, alüminyuma alternatif olarak bir 2U küp uydu birincil yapısı üzerinde kullanılabilirliğini araştırmışlardır. Alüminyum yerine kompozit malzeme kullanımının etkilerini, statik ve dinamik sonlu eleman analizlerinin yanı sıra, termo-mekanik analizler yaparak değerlendirmişlerdir.

Benzer şekilde Ampatzoglou ve arkadaşları [3], tamamen kompozit malzemeler kullanılarak oluşturulan, 1U ve 2U iki ayrı küp uydu yapısının tasarımı ile statik ve modal analizlerini gerçekleştirmiş, elde edilen sonuçları da hâlihazırda uzay kullanımı için onaylı, piyasada satılmakta olan alüminyum küp uydu iskeleti ile karşılaştırmışlardır.

Cotta [4], 1U küp uydu birincil yapısının tasarımında kompozit parçalar kullanmıştır. Ancak uydu içerisinde faydalı yükü destekleyen sütunlar ve fırlatma sırasında kullanılan P-POD ile bağlantıyı sağlayan rayları alüminyum olarak tasarlamıştır. Hem alüminyum hem de kompozit parçaları içeren küp uyduya 45 farklı yükleme

koşulunda dayanım analizleri gerçekleştirmiş ve sonuçları değerlendirerek, gelecekte katı panel yapısı yerine geliştirilebilecek yeni panel şekilleriyle ilgili tavsiyelerde bulunmuştur.

Encinas [5], birincil yapısı karbon kompozit olan 3U küp uydunun fırlatma ve uzay ortam koşulları için modal, statik ve rasgele titreşim analizlerini gerçekleştirmiştir. Daha sonra ise üretilen örnek uyduya titreşim testleri uygulamış ve elde ettiği sonuçları mekanik analiz sonuçlarıyla kıyaslayarak, uydunun sonlu eleman modeli üzerinde yapılan analizleri doğrulamıştır.

Mojica [6], bir küp uydu yapısal alt sisteminin tasarım, analiz ve optimizasyonunu gerçekleştirmiştir. Küp uydunun bir yüzeyini, eksenel ve eğilme yüklerine maruz kalmış kiriş elemanlardan oluşan bir çerçeve olarak modellemiş, statik yükler altında oluşan yüksek gerilmeleri ve bunların yerlerini belirlemek için analitik hesaplamalar yapmıştır. El hesaplarını doğrulamak ve bütün küp uydu yapısı üzerinde oluşacak gerilmeleri tahmin etmek için de sonlu eleman analizlerini gerçekleştirmiştir.

Stevens ve arkadaşları [7], alüminyum alaşımıyla ızgaralı yapıda, üzeri ince bir katman ile kaplanmış yüzey panelleri tasarlayıp, bu panelleri birleştirerek bir nano uydunun birincil yapısını oluşturmuşlardır. Tasarımını gerçekleştirdikleri panellere ve tüm uydu yapısına ayrı ayrı statik ve dinamik analizler uygulamış, daha sonra da yaptıkları statik ve rasgele titreşim testleriyle hem sonlu eleman modelinin doğruluğunu, hem de uydunun yapısal olarak fırlatma aracı dayanım gerekliliklerini sağladığını kanıtlamışlardır.

Gündoğdu [8], tasarımında tamamen alüminyum kullanılan, iki farklı panel yapılandırmasına sahip 1U küp uydu birincil yapısının, fırlatma sırasında maruz kaldığı yükler altındaki yapısal davranışını; statik, modal ve rasgele titreşim analizleriyle incelemiştir. Ayrıca üretilen uydu yapısını modal testlere tabi tutmuş ve elde ettiği sonuçları, analiz verileriyle karşılaştırarak sonlu eleman modelinin doğruluğunu göstermiştir.

1.2 Tezin Kapsam ve Yöntemi

Bu tez çalışması kapsamında temel olarak, küp uydu birincil yapısında kompozit malzemelerin kullanımının, uydu üzerinde yaratacağı olumlu ve olumsuz etkilerin araştırılması amaçlanmıştır. Literatürde incelenen çalışmalar içerisinde, özellikle

geçmişte yapılan küp uydu projelerinde çoğunlukla alüminyum kullanılarak tasarlanan standart küp uydu yapılarının kullanıldığı görülmüştür. Bu çalışmada ise üretim kolaylıkları da düşünülerek yeniden tasarlanan bir alüminyum, ikisi tamamen monolitik, biri sandviç ve monolitik parçalar içeren kompozit yapı 3U küp uydu iskeletleri kullanılmıştır. Tasarlanan her bir uydu için ayrı ayrı sonlu eleman modelleri, ANSA ve Patran 2010 yazılımları kullanılarak oluşturulmuştur. Uyduların fırlatma sırasında ve uzay ortam koşullarında maruz kalabilecekleri yükler altındaki modal ve sanki-statik analizleri Nastran 2010 sonlu elemanlar yazımıyla yapılmıştır. Sanki-statik analizler sonucunda kompozit uydular üzerinde göçmenin meydana gelip gelmediğinin anlaşılabilmesi için elde edilen verilere ardıl işlemler uygulanmıştır. Monolitik ve sandviç parçaların durumları, farklı göçme modlarına göre değerlendirilmiştir. Son olarak ise, tüm uyduların analizleri sonucu ulaşılan veriler karşılaştırılmış, kompozit uyduların alüminyum yapı 3U küp uydu gibi dayanım gerekliliklerini sağladıkları görülmüştür. Ayrıca küp uydu yapısında kompozit malzeme kullanımıyla, var olan alüminyum küp uydu yapılarına göre kütlece azalma sağlandığı böylece de daha fazla faydalı yük kapasitesinin ortaya çıktığı gözlenmiştir.

1.3 Tezin Organizasyonu

Tezin ikinci bölümünde, küp uydu ile ilgili genel bilgiler verilmiş, küp uydu boyutlandırmasında kullanılan sınırlandırmalardan bahsedilmiştir. Tezde incelenen uyduların fırlatma aracına yerleşimlerinde kullanılan P-POD'ların özellikleri açıklanmıştır. Yine bu bölümde üretim, nakliye, fırlatma ve uzay ortam koşullarının özellikleri, uyduların yapısal alt sistemleri üzerindeki etkileriyle anlatılmıştır. Tasarlanan küp uydu yapılarının yapısal dayanım gereksinimleri tanımlanmıştır.

Üçüncü bölümde, uydu alt sistemleri tezin asıl konusu dışına çıkmadan belirlenmiş ve kütle gibi çeşitli özelliklerinden bahsedilmiştir. Daha sonra tezde incelenen küp uydu birincil yapılarında kullanılan malzemelerin seçimi gerçekleştirilmiş, bu malzemelerin tercih edilmesinde etkili olan malzeme özellikleri anlatılmıştır. Fırlatma ve uzay ortam koşullarının zararlı etkilerine karşı malzemeleri korumaya yönelik geliştirilen işlemler hakkında bilgi verilmiştir. Küp uydu yüzeylerinde kullanılan farklı panel şekilleri ve kompozit malzemelerin katmanlama özellikleri bu bölümde kararlaştırılmıştır. Tüm tasarım ölçütlerinin belirlenmesinden sonra

uyduların katı model çizimleri, 3U küp uydu standartları dikkate alınarak, CATIA V5R21 yazılımı aracılığıyla yapılmıştır.

Dördüncü bölümde, uydulara fırlatma esnasında etkiyen yapısal yüklerin belirlenmesinde kullanılan yöntemlerden bahsedilmiştir. Şok, sanki-statik ve rasgele titreşim yüklerinin nasıl hesaplandığı anlatılmıştır. Statik analizler sırasında uygulanan bileşke yüklerin elde edilmesi hakkında bilgi verilmiştir.

Beşinci bölümde, kompozit parçalarda görülebilecek göçme (failure) modları tanıtılmış ve bu modların belirlenmesi amacıyla yapılan ardıl işlemlerden bahsedilmiştir. Sadece katmanlı kompozitlerden oluşan monolitik yapıların göçme davranışlarının anlaşılmasını sağlayan göçme teorileriyle, sandviç kompozit yapıların farklı göçme modlarına göre dayanımlarını araştırmakta kullanılan yöntemler, ayrı ayrı anlatılmıştır. Monolitik ve sandviç parçalar üzerinde, zorlayıcı yüklemelere bağlı olarak oluşabilecek göçme modlarının tespiti için yapılan rezerv faktörü hesaplamaları, bu bölümde detaylı bir şekilde açıklanmıştır.

Altıncı bölümde, uyduların katı model çizimleri önce ANSA programına aktarılmış ve çözüm ağları her biri için ayrı ayrı oluşturulmuştur. Daha sonra ise, uydu yapılarında kullanılan malzemelerin özellikleri Patran 2010 programı üzerinde tanımlanmış ve böylece yapısal dayanım analizlerinin gerçekleştirilebilmesi için gerekli olan sonlu eleman modelleri elde edilmiştir. Bu aşamadan sonra fırlatma koşulları için sınır şartları belirlenmiş ve modal analizler gerçekleştirilmiştir. Fırlatma esnasındaki bileşke yüklerin hesaplanması ile statik analizler yapılmıştır. Kompozit parçaların farklı göçme modlarına göre dayanımlarının görülebilmesi için rezerv faktörü değerleri hesaplanmıştır. Ayrıca uzay ortam koşullarında ortaya çıkan yüksek sıcaklık farklarının oluşturduğu etkileri görmek için de statik analizler gerçekleştirilmiştir. Benzer şekilde kompozit parçalar üzerinde oluşan gerilmelere bağlı olarak rezerv faktörü hesaplamaları yapılmıştır.

Yedinci ve son bölümde ise, tez kapsamında yapılan çalışma özetlenmiş, alüminyum ve kompozit uyduların analizleri sonucunda elde edilen sonuçlar karşılaştırılarak yorumlanmıştır. Gelecekte yapılabilecek benzer çalışmalarla ilgili tavsiyelerde bulunulmuştur.

2. TASARIM GEREKSİNİMLERİNİN BELİRLENMESİ

2.1 Boyutsal Gereksinimler

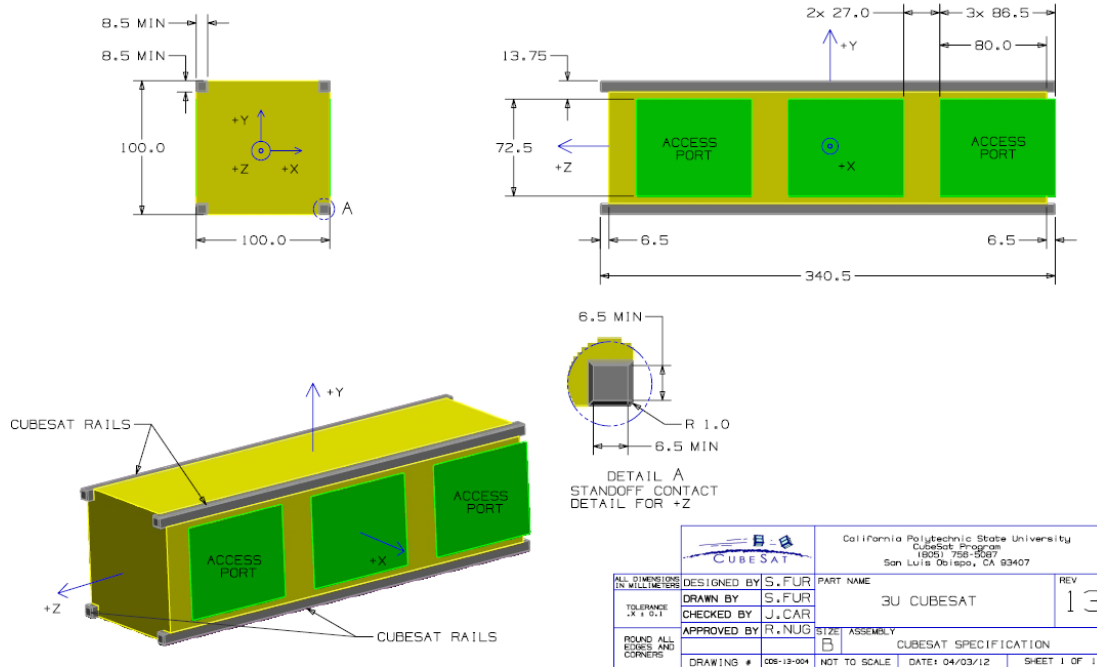
Bu tez çalışması ile birincil yapısının tamamında kompozit malzemeler kullanılan uyduların, fırlatma ve uzay ortam koşullarına karşı dayanımları araştırılmak istenmiştir. Bir başka deyişle çalışmanın asıl amacı, uyduların ana iskeletinde kompozit malzeme kullanımının, uydu dayanımı üzerindeki etkisinin anlaşılmasıdır. Bu amaç doğrultusunda, yapısal analizlerden elde edilen sonuçların sağlıklı bir biçimde karşılaştırılıp değerlendirilebilmesi için, kullanılan malzeme haricinde dayanımı etkileyebilecek tüm etkenlerin aynı tutulmasına ve uyduların belli standartlara göre tasarlanmasına karar verilmiştir. Bu sebeple de uyduların tasarım ve boyutlandırılmalarında, temel özellikleri California Polytechnic State University (Cal Poly) ve Stanford University tarafından belirlenen küp uydu standartları dikkate alınmıştır.

2.1.1 Küp uydu standartları

Genel tanıma göre küp uydu, bir kenarının uzunluğu 100 milimetre olan en fazla 1.33 kilogram kütleli, küp şeklinde bir nano uydudur [9]. Küp uydular, tekli küp yapıdan oluşabildikleri gibi, birkaç kübün birleşiminden de meydana gelebilmektedirler. İlk üretimlerinden günümüze geçen sürede, iki veya üç kübün bir araya getirilmesiyle oluşturulan pek çok küp uydu bulunmaktadır. Bir adet küpten oluşan uydular, “1U küp uydu” olarak adlandırılmakta olup, küp uydu isimlendirmesindeki “1U” bir birim anlamına gelmektedir. Benzer şekilde 2U ikili küp yapıda ve 3U üçlü küp yapıda olan küp uyduları ifade etmektedir. Tez kapsamında incelenen nano uydular, 3U küp uydu olarak seçilmiştir. Bu sebeple sonraki paragraflarda 3U küp uyduların özelliklerinden bahsedilmektedir.

Küp uydu tasarlanırken Şekil 2.1’de tanımlanan koordinat sisteminin kullanılması gerekmektedir. Küp uydu ile fırlatma sırasında kullanılan P-POD’un düzgün bir şekilde birleşmesi için, uydu ve adaptörün koordinat sistemi eşleşmelidir. Küp uydu

koordinat sisteminin orijini, küp uydunun geometrik merkezine yerleştirilmiştir. P-POD'un içine ilk olarak küp uydunun -Z yüzü girmelidir.



Şekil 2.1 : 3U küp uydu koordinat sistemi ve boyutları [9].

3U küp uydunun X ve Y yönlerindeki kenar uzunlukları 100.0 ± 0.1 mm, Z yönündeki kenar uzunluğu ise 340.5 ± 0.3 mm olmalıdır. Ayrıca küp yüzeylerinden dışarı doğru 6.5 mm'yi aşan hiçbir komponentin bulunmaması gerekmektedir. Küp uydunun dört köşesinde bulunan raylar $1.6 \mu\text{m}$ 'den az yüzey pürüzlülüğüne sahip ve minimum 8.5 mm genişliğinde olmalı ayrıca köşeleri en az 1 mm yarıçaplı olacak şekilde yuvarlatılmalıdır. Rayların +/- Z yüzlerindeki uçları en az 6.5 mm x 6.5 mm yüzey alanına sahip olmalıdır. Küp uydu raylarının en azından %75'inin P-POD rayları ile temas halinde bulunması gerekmektedir. Bu da 3U küp uydu üzerinde 255.4 mm'lik ray temasına karşılık gelir [9].

Bir 3U küp uydunun kütlesi 4.00 kg'dan fazla olamaz. Ayrıca küp uydu ağırlık merkezinin, X ve Y yönlerinde geometrik merkezine göre 20 mm'lik bir mesafe içerisinde olması gerekmektedir. Benzer şekilde 3U küp uydunun ağırlık merkezi, Z yönünde geometrik merkezine göre 70 mm'lik bir uzaklık içinde bulunmalıdır [9].

Bu tez çalışması sırasında incelenen her bir 3U küp uydunun boyutlandırılmasında yukarıda anlatılan standartlar kullanılmıştır. Bir sonraki bölümde küp uydunun fırlatma aracına yerleştirilmesini sağlayan P-POD ile ilgili boyutsal bilgiler verilecektir.

2.1.2 P-POD standartları

Küp uydular çoğunlukla ana yükün yanında ikinci yük olarak fırlatılmaktadır. Bu uyduların fırlatma aracına yerleşimi, adaptörler aracılığıyla gerçekleşir. Ayrıca bu araçlar uyduları dış etkilerden korumakta ve görev yörüngelerine ulaşmalarını sağlamaktadır. Pek çok firma tarafından farklı boyutlardaki küçük uydular için üretilmiş adaptörler bulunmaktadır. Adaptörlerin boyutları farklılık gösterdiğinden, fırlatılacak uydunun büyüklüğüne göre en uygun olanının seçimi oldukça önemlidir. Bu sebeple tez çalışmasında incelenen 3U küp uyduların olası fırlatılmalarında kullanılmak üzere, var olan adaptörler arasında Poly Picosatellite Orbital Deployer (P-POD) seçilmiştir.

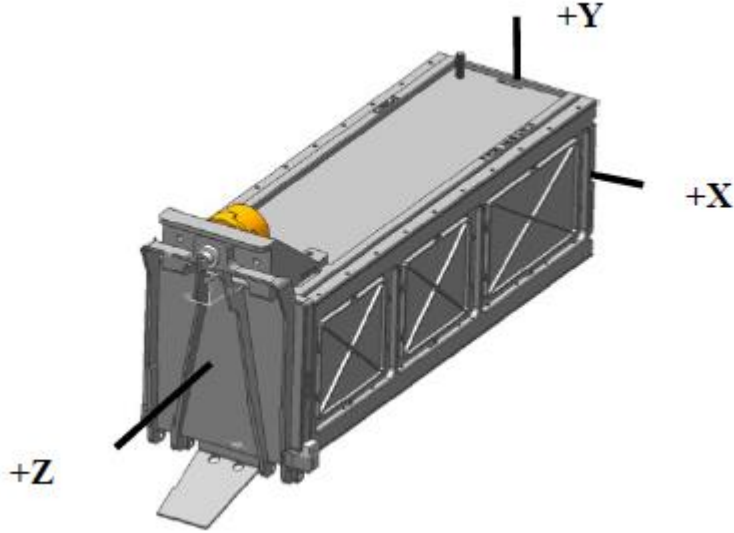
P-POD, küp uyduların fırlatma aracına yerleşimlerini ve ayrılmasını sağlayan Cal Poly tarafından tasarlanmış sistemdir. Bir bağlantı aracı olarak, fırlatma aracı ile küp uydular arasında önemli rol oynamaktadır. P-POD küp uydunun emniyetini sağlamakta, fırlatma aracını, birincil yükü ve diğer faydalı yükleri korumaktadır [10].

P-POD bir kapı ve yay mekanizması içeren alüminyumdan yapılmış dikdörtgen bir kutudur. Küp uyduların serbest bırakılmasını, içinde bulunan itici plaka ve yay sistemi ile herhangi bir ateşlemeye gerek duymadan gerçekleştirmektedir. Bu sistem ile fırlatma aracı ve uydular üzerinde oluşan şokun en alt seviyeye çekilmesi amaçlanmıştır. P-POD yapısında boru şeklinde bir tasarım kullanılmıştır. Sahip olduğu bu tasarım küp uyduların ayrılmaları sırasında oluşabilecek dönmeyi engellemekte ve düz bir yol izlemelerini sağlamaktadır [10]. P-POD dış görünüşü ile içinde bulunan itici plaka ve yay sisteminin görünümü Şekil 2.2’de verilmiştir.



Şekil 2.2 : P-POD dıştan görünümü (solda) [10] ve itici plaka ile yay sistemi (sağda) [9].

P-POD, kenar boyutları 340.5mm x 100mm x 100mm'ye kadar olan uyduları taşıyabilmektedir. İçerisine üç tane 1U veya bir tane 3U veya orta boyutlarda farklı sayıda küp uydu konulabilmektedir. P-POD koordinat sisteminin orijini arka panel dış yüzeyinin (-Z yüzü) merkezine yerleştirilmiştir. Pozitif Y eksenini P-POD'un üstüne, pozitif Z eksenini ise kapının bulunduğu ön tarafa doğru yönlenmiştir [10]. P-POD koordinat sistemi Şekil 2.3'de görülebilmektedir.



Şekil 2.3 : P-POD koordinat sistemi [10].

2.2 Yapısal Dayanım Gereksinimleri

Uydular, üretimlerinden görev ömürlerinin sonuna kadar geçen süre içerisinde pek çok farklı ortamda bulunmakta ve çeşitli yapısal yüklemelere maruz kalmaktadırlar. Üzerlerinde en çok mekanik yükleme fırlatma koşullarında oluşsa da üretim ve nakliye koşulları da yapısal açıdan zorlayıcı olabilmektedir. Ayrıca uzay ortam koşullarında, malzeme özellikleri değişebilmekte bu durum da uyduların yapısal dayanımlarını etkilemektedir. Uydular üzerinde oluşabilecek hasarların önüne geçmek için, farklı ortamlarda maruz kaldıkları tüm yüklerin belirlenmesi gerekir. Bu sebeple uydulara etkiyen olası yükler ve bunların ortaya çıktığı koşullar ilerleyen bölümlerde detaylı bir şekilde incelenmiştir.

2.2.1 Üretim aşamasında karşılaşılabilecek yüklere dayanım

Uydu üretimi, pek çok farklı aşama içeren uzun bir süreçtir. Bu süreçte uydu alt sistemleri ayrı ayrı üretilir ve montajlanır. Üretim sırasında oluşan mekanik yükler beklenenden daha yüksek olabilmektedir. Bazı durumlarda montajı yapılmamış

parçaların bir destek mekanizması olmaksızın kendi ağırlıklarını taşıyamadıkları görülebilir. Daha çok büyük uydu yapılarında ortaya çıkan bu durum, tez kapsamında incelenen 3U küp uydular için olası değildir.

Üretim sırasında, uydu parçaları üzerinde yapısal açıdan zorlayıcı mekanik yüklerin dolayısıyla yüksek bölgesel gerilmelerin oluşmasında en önemli etkenlerden birisi, tercih edilen imalat yöntemidir. Parçalar makine ile işlenirken kullanılan malzemeye göre yapı üzerinde çatlaklar oluşabilmekte, bu durum da yapıyı zayıflatıp uydunun görev ömrünü azaltabilmektedir [11]. Bu nedenle uydu tasarımı ve üretim yöntemleri yapıda kullanılan malzeme özelliklerine göre belirlenmelidir. Tüm bu etkiler dikkate alınarak, tezde incelenen karbon kompozit yapılu küp uyduların birincil yapılarında basit tasarımlar tercih edilmiştir.

Fırlatma sırasında uydunun fırlatma aracına veya diğer faydalı yüklere zarar vermemesi için sağlamlığının kanıtlanması gerekmektedir. Bu amaçla uydular üzerinde yapısal testler gerçekleştirilir. Testler esnasında yapılan yüklemeler fırlatma koşullarının birer canlandırılması niteliğindedir. Bu nedenle testler sırasında uydulara statik, akustik, şok ve rasgele titreşim yükleri uygulanmaktadır.

Bu tez çalışmasında, üretim aşamasının birer parçası olan montaj ve test işlemleri sırasında uydulara etkiyen yükler, fırlatma koşullarında oluşarlardan daha düşük mertebelerde oldukları için ayrı olarak incelenmemiş ve fırlatma aracı yük zarfına eklenmişlerdir.

2.2.2 Nakliye yüklerine dayanım

Uyduların, üretildikleri tesislerden fırlatma üslerine ulaştırılmaları gerekmektedir. Bu nakliye işlemi sırasında karayolu, demiryolu veya havayolu kullanılır. Karayoluyla yapılan sevkiyatlarda demiryoluna kıyasla daha yüksek seviyelerde yapısal yükler ortaya çıkmaktadır. Bunlar anlık şok ve rasgele titreşim yükleridir. Gerekli durumlarda uydular üzerindeki etkilerin anlaşılabilmesi için anlık ve rasgele titreşim yükleri birlikte alınarak güç spektral yoğunluk (power spectral density-PSD) testleri yapılmaktadır. Havayolu ile yapılan nakliyatlarda da karayolu ve demiryolundakiyle benzer şekilde kısa anlık yükler ve rasgele titreşim yükleri oluşmaktadır [11]. Uyduların nakliyeleri sırasında maruz kaldıkları bu yükler, kullanılan fırlatma aracının el kitabından elde edilebilir.

Tez çalışması sırasında yapılan analizlerde, nakliye yükleri de fırlatma kaynaklı yüklerden daha düşük seviyelerde oldukları için ayrı olarak incelenmemiş, fırlatma aracı yük zarfı içerisine dâhil edilmişlerdir.

2.2.3 Fırlatma yüklerine dayanım

Fırlatma; itici motorların ateşlenmesiyle başlayıp, uzay aracının görev yörüngesine yerleşmek üzere fırlatma aracından ayrılmasıyla son bulan süreçtir. Bu süreçte, farklı kademelerden oluşan fırlatma araçları çeşitli aşamalardan geçer. Örneğin, bir kademenin yakıtı tükendikten sonra bu kademenin yapısı, yakıt deposu ve motoru fırlatma aracından ayrılır ve diğer kademenin motoru ateşlenir. Fırlatmanın birbirini takip eden bu evreleri sırasında yanal ve eksenel yönlerde birçok bağımsız yük oluşmaktadır. Bazı yükler görece kararlı veya zamanla değişmez durumda iken, diğerleri anlık olup sadece istatistiklere göre tahmin edilebilmektedir. Uydu birincil yapılarının tasarımlarında belirleyici olan bu yükler, fırlatma aracı el kitaplarından elde edilir [11]. Bir başka deyişle, uyduların fırlatma esnasında dayanmaları gereken yükler, kullanılan fırlatma aracına göre belirlenmektedir. Bu tez çalışmasında fırlatma aracı olarak Polar Satellite Launch Vehicle (PSLV) seçilmiştir.

Uydular üzerinde yüklerin uygulanıp gerekli analizlerin yapılabilmesi için öncelikle, fırlatma aracı tarafından istenen minimum doğal frekans değerlerinin sağlanması gerekmektedir. Titreşim kaynağı olan fırlatma aracı ile uydular arasında dinamik çakışmanın ve rezonans oluşumunun önlenmesi için, uydu yapılarının eksenel ve yanal yönlerdeki doğal frekans değerleri, fırlatma aracı el kitaplarında belirtilen değerlerden büyük olmalıdır. Birçok fırlatma aracı, uyduların en düşük doğal frekansını sınırlandırıcı limitlere sahiptir [11]. Tez kapsamında kullanılan PSLV fırlatma aracının, taşıdığı birincil ve ikincil uydular için gerekli olan minimum doğal frekans değerleri Çizelge 2.1’de görülebilmektedir.

Çizelge 2.1 : PSLV fırlatma aracı için gerekli uydu doğal frekans değerleri [12].

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

Tezde incelenen küp uydular, fırlatma aracının asıl faydalı yükü olan büyük uyduların yanında ikincil yük olarak atılmaktadır. Bu sebeple küp uyduların eksenel

doğal frekanslarının 90 Hz'den, yanal doğal frekans değerlerinin ise 45 Hz'den büyük olmaları beklenir [12]. Fırlatma esnasında kullanılan P-POD'un birinci doğal frekansı 120 Hz'in üzerindedir [10]. Analitik olarak elde edilip, yapılan testlerle doğrulanan bu değerler, fırlatma aracı doğal frekans gereksinimlerini karşılamaktadır.

Fırlatmanın farklı evrelerinde uydular üzerinde fırlatma aracı kaynaklı olarak sanki-statik, rasgele titreşim, anlık şok ve akustik yükleri oluşmaktadır. Bunlar arasından sanki-statik yükler, zamandan bağımsız oldukları veya çok yavaş değiştikleri için yapı üzerinde önemli bir dinamik cevap oluşturmeyen yükler olarak tanımlanır. Bu yükler, fırlatma aracının kararlı durum ivmelenmesine bağlı olarak ortaya çıkmaktadır. Bu ivmelenme sırasında değişmeyen itki kuvveti, atalet yükleri ile dengelenmiş durumdadır. Statik ve düşük frekanslı dinamik yüklerin birleşimiyle hesaplanan sanki-statik yükler, bir eşdeğer ivme yükü olarak yapının ağırlık merkezine etki eder [13]. Oluşan ivme yüklerinin sayısal büyüklükleri, fırlatma aracı el kitaplarından sağlanan yük faktörleri kullanılarak ifade edilmektedir. PSLV fırlatma aracının fırlatma evrelerinde ortaya çıkan eksenel ve yanal yük faktörü değerleri Çizelge 2.2'de verilmiştir.

Çizelge 2.2 : PSLV fırlatma aracı en yüksek yük faktörü değerleri [12].

İvme Yönü	Yük Faktörü, g
Eksenel	+7/-2.5
Yanal	±6

Fırlatma sırasında en yüksek yanal yükler, maksimum aerodinamik etkilerin fırlatma aracına etkidiği aşamada oluşmaktadır. En büyük eksenel ivme yükü ise kademelerin yakıtlarının bitip, motorlarının durduğu esnada görülür [11].

Uydu yapılarının dayanması gereken zorlayıcı yüklemelerden bir diğeri de yüksek frekanslı titreşimlerdir. Yük faktörleri, rasgele titreşim yüklerinin etkilerini içermemekte, bu sebeple de onları tam olarak yansıtamamaktadır. Rasgele titreşim sadece istatistiksel yöntemlerle tanımlanabilir. Verilen herhangi bir zamandaki anlık büyüklüğü bilinmemektedir. Bu sebeple büyüklüğü; ortalama değer, standart sapma ve belirli bir değeri aşma olasılığı gibi istatistiksel özellikleri cinsinden ifade edilir. Rasgele titreşim yüklerinin oluşmasına, motorların çalışması, türbülanslı aerodinamik etkiler ve akustik yüklerinin yapı üzerinde yarattığı uyarılma neden olmaktadır. Rasgele titreşim yükleri genellikle, güç spektral yoğunluk (PSD) eğrisi

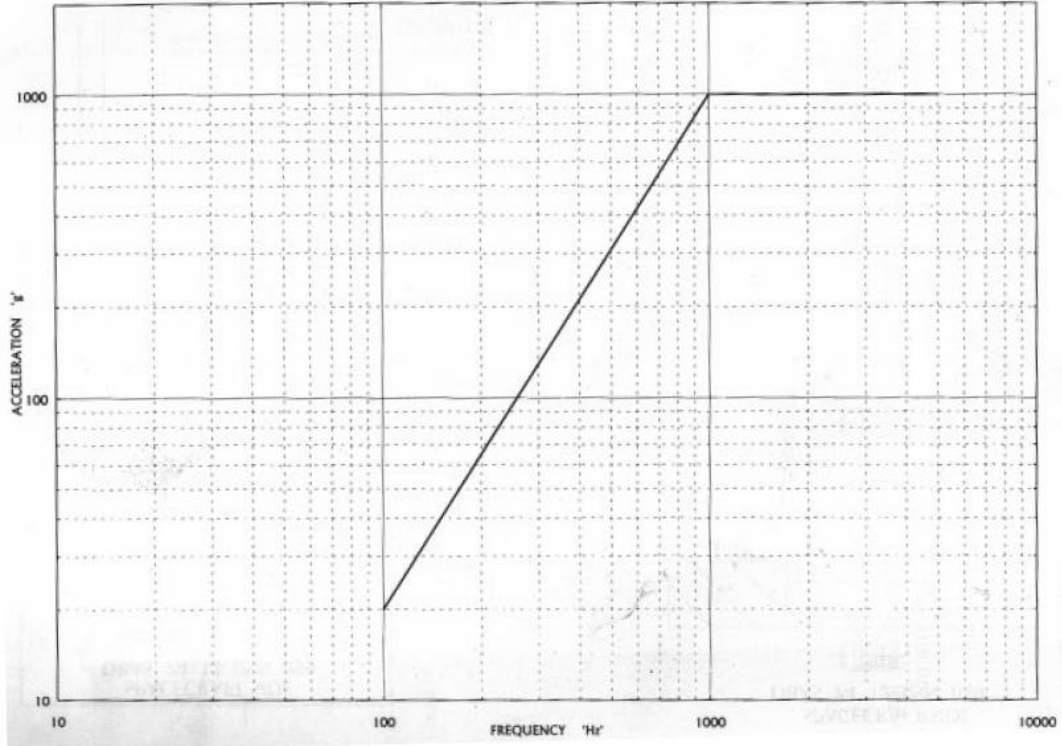
ile tanımlanır. Bu ifadedeki güç terimi, betimlenmek istenen değişkene bağlı olarak, ivme, hız, yer değiştirme, kuvvet veya gerinimi temsil edebilmektedir [11]. Fırlatma aracının rasgele titreşim seviyeleri belirlenirken, belli bir frekanstaki ivme PSD değerleri kullanılır. PSLV'nin rasgele titreşim seviyeleri Çizelge 2.3'te görülebilmektedir.

Çizelge 2.3 : PSLV fırlatma aracı rasgele titreşim seviyeleri [12].

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

Çizelge 2.3'te verilen frekans ve yeterlilik PSD değerleri kullanılarak, PSLV fırlatma aracı için PSD eğrisi çizilebilmektedir.

Fırlatmanın birçok evresinde ortaya çıkan, önemli dinamik yüklerden bir tanesi de anlık şok yükleridir. Bu yükler özellikle kademelerin birbirinden ayrılması sırasında kullanılan patlayıcılar sebebiyle oluşmaktadır. Uyduları koruyan kaportanın ayrılması ve benzeri aşamalarda görülen şok yükleri fırlatma aracını etkilese de, genellikle faydalı yük tasarımını belirleyici seviyelerde olmamaktadır. Uydular üzerinde en yüksek şok yükleri, fırlatma aracından ayrıldıkları anda ortaya çıkar [11]. Şok oluşumuna neden olan olay tarafından üretilen ivme, şok cevap spektrumu (shock response spectrum-SRS) kullanılarak gösterilmektedir. Bu spektrum, tek serbestlik dereceli bir sistemin maksimum cevabının, genellikle sönümlenmemiş doğal frekans değerine karşı çizdirilmiş grafiği olarak tanımlanır. Sistemin cevabı; yer değiştirme, gerilme veya ivme olabilmektedir [13]. PSLV fırlatma aracının şok cevap spektrumu Şekil 2.4'de verilmiştir. Şokun oluşumu önemli görünmesine rağmen, şok kaynağından uzaklaştıkça yüklerin etkisi hızla kaybolmaktadır. Tez kapsamında incelenen küp uyduların konumunun şok kaynağından uzak olacağı öngörülmektedir. Ayrıca küp uyduların fırlatma aracından ayrılması P-POD vasıtasıyla olacaktır. Bu aşamada da P-POD kaynaklı bir şok yükü oluşmamaktadır. Tüm bu etkiler göz önünde bulundurularak tezde yapılan analizlerde şok yükleri dikkate alınmamıştır. Buna bağlı olarak şok analizleri gerçekleştirilmemiş ve analizler sırasında kullanılan yöntemlere de değinilmemiştir.



Şekil 2.4 : PSLV fırlatma aracı ikincil uydular için şok spektrumu [12].

Kalkış sırasında ve fırlatmanın ilk evrelerinde ortaya çıkan oldukça yüksek seviyede akustik gürültü, fırlatma aracı içerisindeki faydalı yükü çevrelemektedir. Bu gürültünün temel kaynakları roket motorları ve yükselme sırasında fırlatma aracına etkiyen aerodinamik kuvvetlerdir [13]. Akustik yükler, frekans değerleri 31Hz'ten 10000Hz'e kadar değişen ses basınç dalgalarıdır. Bu akustik basınç, komponentler üzerinde iki ayrı şekilde dinamik yük oluşturur. Buna göre akustik yükler uydu yüzeylerine ya doğrudan çarpmakta, ya da uyduların fırlatma aracına montajlarını sağlayan yapılara çarpıp, bunlar üzerinde uydulara mekanik yollarla iletilen rasgele titreşimleri tetiklemektedirler [14]. Akustik yüklerden çoğunlukla, güneş panelleri gibi hafif ağırlıklı ve geniş yüzey alanına sahip yapılar etkilenmektedir. Görece geniş ve ağır yapılar, ses basınç dalgası şeklinde olan akustik yüklere karşı çok küçük düzeyde cevap üretirler. Bu gibi durumlarda bu yükler uydular üzerine doğrudan uygulanmayıp, rasgele titreşim yüklerine eklenebilmektedir. Genellikle fırlatma aracı el kitaplarında akustik yükler, ses basınç seviyesi (sound pressure level-SPL) cinsinden sunulur. Bu ses basınç seviyelerinin birimi desibeldir [11]. PSLV tarafından verilen akustik seviyeleri Çizelge 2.4'te görülebilir. Tezde kullanılan küp uydu yapılarının yüzey alanları ufak olduğu için oluşacak akustik yüklerden

etkilenmeyecekleri düşünülmektedir. Bu sebeple uydular üzerinde akustik analizleri yapılmamıştır.

Çizelge 2.4 : PSLV fırlatma aracı akustik seviyeleri [12].

Frekans Değeri (Hz)	Ses Basınç Seviyesi (dB)	
	Yeterlilik	Kabul
31.5	128	124
63.0	130.5	126.5
125.0	134	130
250.0	140	136
500.0	144	140
1000.0	139	135
2000.0	132	128
4000.0	129	125
8000.0	126	122

Fırlatma sırasında oluşan fırlatma aracı kaynaklı yüklere ek olarak, tezde incelenen küp uyduların fırlatma aracına yerleşimlerini ve ayrılmalarını sağlayan P-POD, uydular üzerinde çeşitli statik yüklemelere neden olmaktadır. Fırlatmadan önce küp uydular P-POD içerisinde bir itici plaka ve yay sistemi üzerine yerleştirilmekte, daha sonra da P-POD kapağı kapatılmaktadır. Uyduların fırlatma sisteminden ayrılması esnasında ise kapak açılmakta ve serbest kalan yayın itici kuvvetiyle küp uydular fırlatılmaktadır. Tüm fırlatma işlemi süresince uydular, P-POD yayı tarafından yaklaşık 44 N’luk bir basma kuvvetine maruz kalır [15]. Küp uydu yapılarının fırlatma aracından ayrılana kadar bu basma yüküne dayanmaları gerekmektedir.

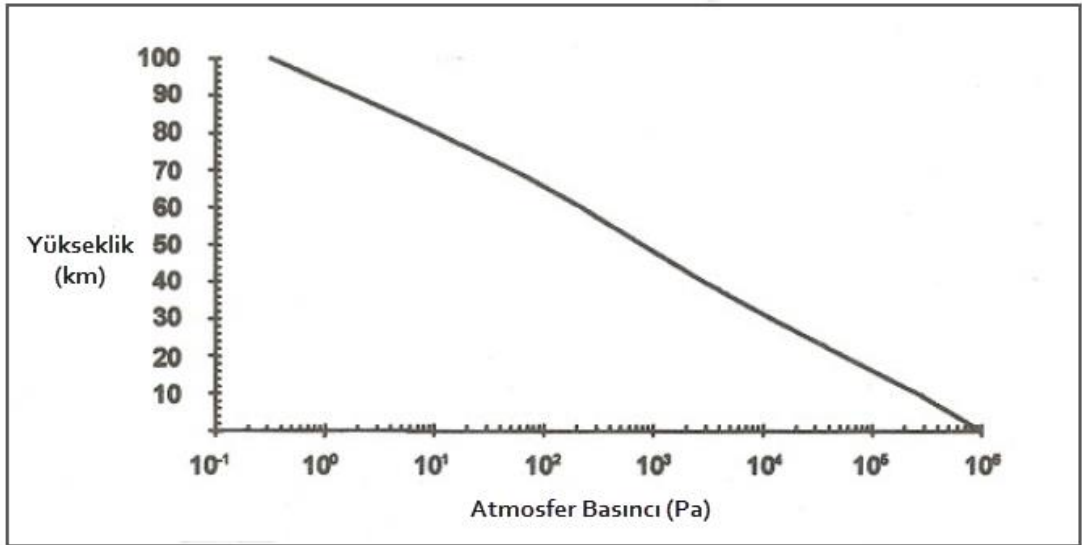
2.2.4 Uzay ortam koşullarına dayanım

Uydular görev yaptıkları yörüngelerde çeşitli alt sistemleri açısından zorlayıcı ve birbirlerinden farklı uzay ortam koşullarına maruz kalırlar. Bu sebeple uydu tasarımları gerçekleştirilirken, tüm çevresel etkilerin dikkate alınması gerekmektedir. Farklı uzay ortamlarının uydular üzerindeki etkilerinin büyüklüğü, uyduların izledikleri yörüngelere bağlı olarak değişir. Bu etkilerin çeşit ve büyüklüklerinde belirleyici olan en önemli yörünge özelliği, uydu irtifasıdır. Buna ek olarak Dünya ekvatoru ile yörünge düzlemi arasındaki açıyı ifade eden yörünge eğim açısı da ikinci önemli faktör olarak ortaya çıkmaktadır. Yörünge özelliklerine göre, uydular üzerindeki etkinlikleri değişkenlik gösteren uzay ortam koşulları; vakum ortamı, nötral ortam, plazma ortamı, radyasyon ortamı ve iri ölçekli parçacık ortamı olmak üzere beş temel başlık altında toplanabilir. Bahsedilen uzay ortam koşullarının her

biri, görev sırasında uydu alt sistemlerini çeşitli şekillerde etkileyebilmektedir. Bunlara ek olarak uydular yörüngelerinde, yüksek sıcaklık farkları içeren ısı döngüye maruz kalırlar. Çalışmanın ilerleyen bölümlerinde, uzay ortam koşullarının uydu yapısal alt sistemleri üzerindeki etkileri detaylı şekilde açıklanmış, diğer alt sistemler ile olan etkileşimlere ise kısaca değinilmiştir.

2.2.4.1 Vakum ortamı

Uyduların görev yaptıkları irtifalarda etraflarını saran atmosfer basıncı seviyesi oldukça düşük olup, artan yörünge yüksekliğine bağlı olarak azalmaktadır. Örneğin, atmosfer basıncı 100 km irtifada Dünya yüzeyindeki yaklaşık olarak altıda biri iken, birçok alçak yörüngeli (Low Earth Orbit-LEO) uydunun ve Uluslararası Uzay İstasyonu'nun (International Space Station-ISS) bulunduğu 350 km civarı irtifalarda yüzeydeki seviyenin onda birine kadar düşmektedir. Bu durum yüksek basınç farkı sebebiyle, uzay koşullarında Dünya yüzeyine göre vakum ortamının oluştuğunu gösterir. Atmosfer basıncının yükseklikle değişimi Şekil 2.5'te verilmiştir.



Şekil 2.5 : Atmosfer basıncının yükseklikle değişimi [16].

Uzay aracı tasarımında vakum ortamı etkilerinin dikkate alınması oldukça önemlidir. Bu etkiler özellikle uyduların yapısal alt sistemleri üzerinde çeşitli zorlanmalara yol açar. Tasarlanan uzay araçlarının içi ve dışı arasında oluşan basınç farkı, vakum ortamı kaynaklı sorunlardan biri olarak ortaya çıkmaktadır. Özellikle insanlı görevlerdeki gibi uzay araçlarının içerisinde personel için solunabilir atmosfer bulunması gerektiğinde bu durum önem kazanır. Görevin sorunsuz bir şekilde gerçekleştirilmesi için uzay aracı yapılarının oluşan basınç farkına dayanmaları

gerekmektedir [16]. Ancak tezde incelenen küp uydular basınçlandırılmadığı için buna benzer bir sorunla karşılaşılmayacaktır.

Vakum ortamının uydu yapıları üzerindeki en önemli etkisi malzemelerde görülen gaz çıkışıdır (outgassing). Uydular, uzay ortamında çok düşük seviyelerde basınca maruz kalırlar. Düşük dış basınç sebebiyle, özellikle organik malzemelerin içerisinde bulunan uçucu kimyasallar yüzeyden kaçarak uyduyu çevreleyen uzay ortamına karışabilmekte veya kaçan moleküller ayrıldıkları noktanın doğrultusu üzerinde bulunan diğer yüzeylere rasgele çarpabilmektedirler. Gerçekleşen bu gaz çıkışı, uydu yapılarını oluşturan birçok malzemenin kütle kaybı yaşamasına yol açar. Ayrıca gaz çıkışı sonucunda ortaya çıkan maddeler, ince bir kirletici tabaka halinde ısı kontrol panelleri, güneş panelleri ve optik parçalar gibi hassas yüzeylerin üzerinde birikebilirler. Bunun sonucunda bu yüzeylerin ısı ve optik özelliklerinde değişiklikler görülür. Bunlara ek olarak, gaz çıkışının yaşandığı yapısal parçaların boyutları ile malzeme mekanik ve elektriksel özellikleri de değişmektedir [16].

2.2.4.2 Nötral ortam

Alçak Dünya yörüngesinde (LEO) veya Kutupsal yörüngede (PEO) bulunan uydular nötral atmosferin içerisinde hareket etmektedir. Bu sebeple nötral ortam etkileri 1000 km'e kadar olan alçak irtifalardaki uydular için oldukça önemlidir. Dünya'dan daha uzak yörüngelerdeki uzay araçları söz konusu olduğunda ise bu etkiler göz ardı edilebilmektedir. Nötral atmosferdeki parçacık yoğunluğu, mevcut gazların hidrostatik denge durumunda olmasının bir sonucu olarak, yükseklikle azalır. Nötral atmosferin temel bileşenleri; argon (Ar), moleküler oksijen (O_2), moleküler azot (N_2), atomik oksijen (O), helyum (He) ve atomik hidrojen (H). Hidrostatik denge kütleli olarak hafif parçacıklar olan atomik hidrojen ve helyumu yüksek irtifanın baskın bileşenleri yapar. Alçak Dünya yörüngesi ve kutupsal yörünge irtifalarında ise nötral atmosfer içerisinde bol miktarda atomik oksijen bulunmaktadır. Özellikle 200 km ve 800 km arasındaki yüksekliklerde atmosferin başlıca bileşeni atomik oksijendir [17]. Tezde incelenen küp uyduların alçak yörüngede bulunacakları ön görüldüğünden, atomik oksijenin uydular üzerindeki olası etkileri oldukça önemlidir.

Nötral ortamı oluşturan parçacıklar, uydular ile hem mekanik hem de kimyasal olarak etkileşebilmektedir. Nötral atmosfer ile olan tüm etkileşimler atmosferik yoğunluğa bağlı olarak gerçekleşir. Parçacıkların uydular üzerindeki mekanik etkileri

aerodinamik sürüklenme ve yüzeyde fiziksel saçınım oluşumudur. Atomik oksijen etkileşimleri sonucu görülen yüzey erozyonu ve uzay araçlarının parıldaması ise nötral taneciklerin kimyasal etkileri olarak gösterilebilmektedir [16].

Nötral atmosferin oluşturduğu mekanik etkilerin ilki aerodinamik sürüklenme kuvvetidir. Bu kuvvet, atmosfer bileşenleri olan nötral parçacıkların uydu yüzeylerine çarpması sonucu doğar. Yaşanan çarpışma ile uyduya gaz molekülleri tarafından enerji ve momentum aktarılmaktadır. Uydu üzerindeki bu momentum değişimi, sürüklenme kuvveti olarak kendisini gösterir. Aerodinamik sürüklenme atmosfer yoğunluğunun daha fazla olduğu alçak irtifalarda, uydu yörüngelerinin düşmesine neden olmaktadır. Ayrıca büyük ve asimetrik uzay araçlarında sürüklenme kuvveti kaynaklı aerodinamik torklar meydana gelir. Bu sebeple, uyduların yörüngelerindeki görev süreleri ve yörünge yükseltmek için gerekli ateşleme gereklilikleri, nötral ortam etkileri göz önünde bulundurularak belirlenmektedir.

Uydular üzerindeki ikinci mekanik etki fiziksel saçınımdır. Daha çok dairesel yörüngelerde görülen bu olay, ortamda bulunan yüksek enerjiye sahip nötral moleküllerin uydu yüzeylerine çarpması sebebiyle ortaya çıkmaktadır. Atmosferdeki farklı moleküllerin yükseklikle değişen çarpma enerjileri Çizelge 2.5’de görülebilir. Çarpışma enerjisinin, yüzey atomu ile komşu atomları arasında bulunan kimyasal bağın enerjisinden büyük olması durumunda, kimyasal bağ kırılır. Bu olay fiziksel saçınım olarak adlandırılmaktadır. Yüzey malzemelerinin saçınımı, çok uzun süreli uzay görevlerinde malzeme ömürlerinin belirlenmesi açısından önemli bir faktör olabilmektedir [16].

Çizelge 2.5 : Dairesel alçak yörüngelerdeki parçacık çarpma enerjileri [16].

Yükseklik (km)	Hız (km/s)	Parçacık Enerjileri (eV/parçacık)					
		H	He	O	N ₂	O ₂	Ar
200	7.8	0.3	1.3	5.0	8.8	10.1	12.6
400	7.7	0.3	1.2	4.9	8.6	9.8	12.2
600	7.6	0.3	1.2	4.7	8.3	9.5	11.8
800	7.4	0.3	1.1	4.5	7.9	9.0	11.2

Nötral ortamın uydu yapısal alt sistemleri üzerindeki en önemli etkisi, reaktif yapılı atomik oksijen sebebiyle oluşan yüzey erozyonudur. Uydular alçak yörüngede, kendilerini çevreleyen atmosfere göre 7-8 km/s’lik hızlarla hareket etmektedir. Atomik oksijen bu yüksek hız sebebiyle uydu yüzeylerine 5 eV’u aşan bir enerji ile çarpar. Bu enerji değeri fiziksel olarak yüzeyden malzeme kaldırmak için yeterli

olmasa da, uydu yüzeyindeki malzeme ile kimyasal tepkime başlatmak için yeterince yüksektir. Oksitlenmeye veya yüzey erozyonuna yol açan atomik oksijenin, birçok yapısal malzeme ile etkileştiği bilinmektedir. Özellikle organik malzemeler atomik oksijene karşı son derece hassastır. Uzay aracı yapılarında sıkça kullanılan karbon/epoksi kompozit malzemeler atomik oksijen ile kolaylıkla tepkimeye girmektedir. Gerçekleşen bu tepkime sonucunda malzemenin çözünmesine sebep olan uçucu oksitler oluşur. Atomik oksijen, sadece beş yıl gibi bir sürede kompozit bir parçayı önemli ölçüde erozyona uğratabilir. Eğer yüzey üzerinde erozyon gerçekleşmezse, yüzeyin oksitlenmesi sonucu malzeme çözünmemekte buna bağlı olarak da kütle kaybı yaşanmaktadır. Uydu ağırlıklarını en aza çekebilmek için olabildiğince ince olarak tasarlanan yüzey malzemelerinin kaybı, ısıl özelliklerin değişmesine de neden olur.

Kompozit malzemelerin tepkime etkinliği, içlerini dolduran malzemenin özelliğine kuvvetle bağlıdır. Karbon/epoksi kompozitler gibi polyamid Kapton da atomik oksijen ile oldukça reaktiftir. Gümüş ve osmiyum haricindeki metaller ise atomik oksijenden neredeyse hiç etkilenmez. Ancak gümüş ve osmiyum, atomik oksijenle hızla tepkideği için uzay koşullarında kullanıma pek uygun değildir. Bazı malzemelerde ise atomik oksijen erozyona yol açmadığı gibi, yüzey üzerinde sabit olarak duran bir oksit tabakasının oluşmasına neden olabilmektedir. Örneğin silikon atomik oksijene maruz kaldığında yüzey üzerinde kararlı bir silikon dioksit kaplaması gelişir [17]. Uydu yapılarında veya yüzey kaplamalarında kullanılan çeşitli malzemelerin atomik oksijenle tepkime etkinlikleri Çizelge 2.6’da verilmiştir.

Çizelge 2.6 : Farklı malzemelerin atomik oksijen tepkime etkinlikleri [16].

Malzeme	Tepkime Etkinliği ($\times 10^{-24} \text{ cm}^3/\text{atom}$)	
	Aralık	En Yüksek Değer
Alüminyum	-	0.00
Karbon	0.9-1.7	-
Epoksi	1.7-2.5	-
Altın	-	0.00
Poliimid Kapton	1.4-2.5	-
Poliimid Kapton H	-	3.04
Silikon RTV560	-	0.443
Silikon RTV670	-	0.00
Gümüş	-	10.5

Tez kapsamında incelenen küp uydu yapılarında karbon/epoksi kompozit malzemeler ve alüminyum alaşımı kullanılmıştır. Alüminyum atomik oksijenden etkilenmese de

karbon kompozitler etkileneceği için, nötral atmosferin uydular açısından zararlı olacağı söylenebilir. Bu sebeple uydu yüzeylerini korumak için çeşitli tedbirler alınmalıdır. Malzemeleri korumaya yönelik yapılabilecek işlemler ilerleyen bölümlerde anlatılacaktır.

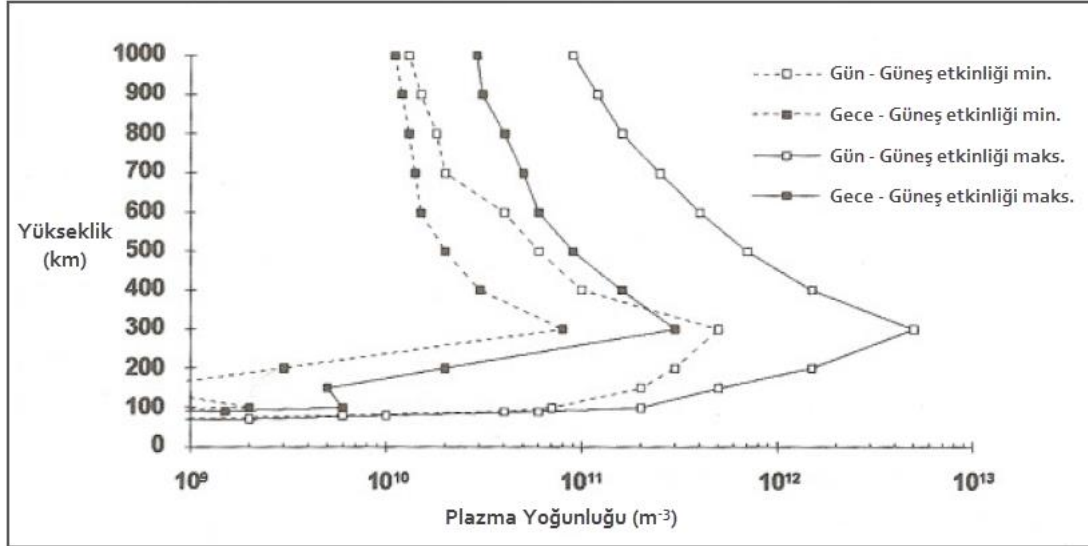
Alçak yörüngelerde uzay araçlarının parıldaması nötral ortamın bir diğer etkisi olarak ortaya çıkmaktadır. Bu parıldama, uzay aracı üzerinde veya yakınında bir ışık kaynağı varmış gibi görünmesine sebep olur. Yükseklikle azalan parıldama yoğunluğu, malzemedan malzemeye çeşitlilik göstermektedir. Küçük uydularda ve uzay mekiğinde görülen parıldamalar arasında bazı farklılıklar bulunur. Bu durum parıldama mekanizmasının uzay aracı büyüklüğüne göre değişiklik gösterdiğini kanıtlamaktadır [16]. Parıldamanın asıl etkisi optik yüklerin kullanıldığı görevlerde ortaya çıktığı için, tezde incelenen küp uydular açısından büyük bir önem taşımamaktadır.

2.2.4.3 Plazma ortamı

Uyduların yörüngelerinde maruz kaldıkları uzay ortam koşullarından bir tanesi de plazma ortamıdır. Bu ortamın uzay araçları üzerindeki etkilerinin incelenmesinden önce, plazmanın tanımı yapılmalı ve plazma ortamının oluşum sürecinden bahsedilmelidir.

Temel olarak plazma; elektrik yüklü parçacıkların bir derlemesi olarak tanımlanabilir. Bir atomik elektron, etrafında hareket ettiği atom çekirdeğinin elektriksels çekiminden kurtulmak için yeterli miktarda enerji aldığı zaman plazma üretilmektedir. Böyle bir durum söz konusu olduğunda ortamda, negatif yüklü elektronların ve iyon olarak isimlendirilen pozitif yüklü atomların bir karışımı ortaya çıkar. Bu ortam plazma ortamı olarak adlandırılır. Serbest kalan elektronların bu durumlarını koruyabilmeleri için yeterince kinetik enerjiye sahip olmaları gerekmektedir. Aksi takdirde negatif yüklü elektronlar ve pozitif yüklü atomlar birleşerek nötral ortam koşullarını yeniden kurarlar. Tezde incelenen küp uyduların da bulunacağı alçak yörüngelerde, Güneş kaynaklı morötesi ışınlar (solar ultraviolet-UV) ve parçacık radyasyonu, nötral atmosferi oluşturan oksijen ve azot atomlarını ısıtarak iyonlaştırmakta bunun sonucunda da plazma üretmektedirler. Alçak Dünya yörüngesinde yükseklikle değişen plazma yoğunluğu Şekil 2.6'da verilmiştir. Bu şekilde de görüldüğü gibi plazma yoğunluğunun değişiminde Güneş etkinliği ve

yerel saat oldukça önemlidir. Nötral parçacıklar plazmanın kaynağı olduğu için, alçak Dünya yörüngesinde plazma yoğunluğu, nötral yoğunluğu aşamaz. Ayrıca alçak irtifalarda iyonlaşma yüzdesi oldukça düşük iken (yaklaşık %0.1), alçak Dünya yörüngesinin dışına çıkıldığında iyonlaşma miktarı %100'e yaklaşmaktadır.



Şekil 2.6 : Alçak Dünya yörüngesinde plazma yoğunluğunun yükseklikle değişimi [16].

Yüksek irtifalarda plazma, hem fotoiyonlaşma hem de diğer bölgelerden taşınım yoluyla üretilmektedir. Alçak irtifalarda gerçekleşen plazma üretiminde ise fotoiyonlaşma baskın etken olduğundan, atmosferin bu bölgesi iyonosfer olarak adlandırılır. Alçak Dünya yörüngesinde iyonosferik plazma düşük enerjili ama yüksek yoğunluklu iken, yer sabit Dünya yörüngesinde (Geostationary Earth Orbit-GEO) manyetosferik plazma yüksek enerjili fakat düşük yoğunlukludur. Bu sebeple alçak Dünya yörüngesinde bulunan plazma cisimlere yüksek gerilimler yükleyemese de göreceli olarak yüksek akım sağlayabilmektedir.

Plazma ortamının uzay araçları üzerinde kayda değer birçok etkisi bulunmaktadır. Plazmanın varlığında, yüzey iletkenliklerindeki farklar sebebiyle iletken ve yalıtkan malzemeler farklı gerilimlerle yüklenebilir. Eğer gerilim farkı yeteri kadar büyük olursa, yüzeyler arasında ark boşalması gerçekleşmektedir. Bu olay neticesinde özellikle uydu yapısal alt sistemleri kalıcı fiziksel hasara uğrayabilmekte veya hassas elektronikler ark kaynaklı elektromanyetik karışmaya (electromagnetic interference-EMI) maruz kalabilmektedir. Oluşabilecek zararların önüne geçmek için plazma ortamının tüm etkileri detaylı bir şekilde incelenmelidir.

Plazma ortamı sebebiyle oluşan etkilerin ilki, uydu yüzeylerinde görülen elektriksel yüklemesizdir. İyonların ve elektronların eşit olmayan akımına maruz kalan ön yüklemesiz cisim, üzerinde net bir yük geliştirir. Alçak Dünya yörüngesinde iyonlar cismin sadece hareket yönündeki yüzeylerine çarparlar. Diğer taraftan, elektronlar ise uydunun tüm yüzeylerine ulaşabilirler. Plazmaya maruz kalan uydu, yüzeyleri üzerindeki gerilimin fazla elektronları geri çevirebildiği ve akımın dengelendiği ana kadar negatif yüklenmeye devam eder. Bunun sonucunda cisim belirli bir gerilim ile yüklenmiş olur. Uydu yüzeylerini ve yapısal alt sistemini oluşturan malzemeler, elektriksel açıdan iletken veya yalıtkan özellikte olabilmektedirler. İletken malzemeler yüzey üzerinde geniş çaplı elektriksel denge kurulana kadar yüklenirken, yalıtkan malzemelerin yüklenmesi yerel elektriksel denge sağlanıncaya kadar devam eder. Değişik yalıtkan malzemeler de, elektriksel iletkenlik özelliklerine bağlı olarak farklı gerilimlerle yüklenirler. Alçak irtifalarda bu gerilim farkları volt cinsinden olmaktadır.

Buraya kadar bahsedilen yükleme durumları herhangi bir ön yüklemeye maruz kalmamış cisimler için geçerlidir. Güneş panelleri gibi yüzeyleri farklı elektrik gerilimine uğramış cisimlerde plazma ortamıyla olan etkileşim başka şekillerde gelişmektedir. Güneş paneli, üzerindeki gerilim dağılımını plazmaya göre kendisi ayarlamak zorundadır. Bu sebeple toplanan iyon akımı eşit miktardaki elektron akımı ile dengelenir.

Ön yüklemesiz cisim veya güneş panelinin plazma tarafından yüklenmesi uzay aracının davranışını tam olarak yansıtmamaktadır. Çünkü bir uydu her ikisinin birleşiminden oluşur. Eğer uydu negatif topraklanırsa, uydu yapıları iyon akımının toplanmasına katkıda bulunur. Bunun sonucu olarak da panel üzerindeki gerilim plazmaya göre pozitif yönde bir kayma yaşar. Panel geriliminde görülen küçük bir pozitif değişiklik, güneş paneli tarafından toplanan elektron akımında büyük miktarda artışı beraberinde getirir. Uydunun pozitif topraklanması durumunda ise uydu yapıları elektron akımının toplanmasına katkıda bulunmaktadır. Bunun sonucunda güneş panellerinin gerilimi iyonları toplamak için negatif yönde değişir. Pozitif topraklama, negatif topraklamaya tercih edilmektedir [16].

Uydular üzerindeki plazma kaynaklı en önemli etki, farklı gerilimlere sahip bölgeler arasında ark oluşumudur. Plazma sebebiyle oluşan elektriksel yükleme, uydu yüzeylerinde büyük gerilim farklarını tetikleyebilmektedir. Bunun sonucunda da

yüzeyler arası arklanma gerçekleşir. Elektrik geriliminin çok hızlı bir şekilde yeniden düzenlenmesi olarak tanımlanan ark oluşumunun iki ayrı çeşidi bulunmaktadır. Bunlardan ilki elektrostatik yük boşalmasıdır (electrostatic discharge-ESD). Bu olay elektrostatik yükün, farklı gerilimlerdeki cisimler arasında doğrudan temas veya elektrostatik alanlar tarafından tetiklenmesi yoluyla aktarımı olarak tanımlanabilmektedir. Gerçekleşen ark boşalması yüzeylerde fiziksel erozyona neden olur. Bu sebeple uydu yapısal alt sistemleri üzerindeki etkisi oldukça önemlidir. Yapılan sayısal simülasyonlar arklanmanın 150 volt mertebesinde oluştuğunu göstermektedir.

Ark boşalmasının bir diğer çeşidi ise yalıtkan çökümüdür (dielectric breakdown-DB). Bir yalıtkan üzerindeki gerilim farkı, malzemenin bozulması için yeterli olan değeri aşarsa yalıtkan çökümü gerçekleşir. Bu süreç malzeme içerisinde oluşan küçük ani akım vuruşları ile başlar. Daha sonra gerilim farkı yalıtkan boyunca gaz kanalları oluşturur. Gaz oluşumuyla bağlantılı olarak ortaya çıkan enerji yüzeyden malzemenin serbest kalmasına neden olabilir. Bu da yüzeyde kirlenmeyi beraberinde getirir. Gerçekleşen sayısız yalıtkan çökümü olayı sebebiyle yüzey malzemesinin özelliklerinde kayda değer değişiklikler görülebilmektedir. Ayrıca meydana gelen tek bir olay, parça bazında kalıcı göçmeye yol açabilir.

Plazma ortamının elektriksel yüklenme ve ark boşalmasının yanı sıra uydular üzerinde arttırılmış fiziksel saçınım ve kirletici tabakayla yeniden etkileşme gibi etkileri bulunmaktadır. Eğer bir uydu negatif yüklenirse, uyduya yaklaşan iyonlar hızlanarak uydu üzerindeki gerilime denk kinetik enerji kazanırlar. Örneğin alçak yörüngedeki bir uydu 100 volt gerilim ile yüklenirse, gelen oksijen iyonları kendi olağan 5 eV enerjileri yerine 105 eV'luk bir enerjiyle uyduya çarparlar. Bu da pek çok malzemenin saçınım eşiğini aşar. Plazmanın bu etkisi, bazı malzemelerin ömürlerinde saçınımın önemli bir faktör haline gelmesine yol açmaktadır. Buna ek olarak plazma sebebiyle uyduların elektrik yüklenmesi, çıkan kirletici iyonların yeniden etkileşmesi olasılığını ortaya çıkarır. Malzeme içinden çıkan nötral parçacıkların küçük bir yüzdesi Güneş kaynaklı mor ötesi ışınlar tarafından iyonlaştırılmaktadır. Eğer uydu negatif yüklenirse, oluşan bu iyonlar hassas yüzeylerle tekrar etkileşir. Yüksek yörüngelerde bu olay, kirlenmenin asıl kaynağı olsa da, alçak Dünya yörüngesinde önemli bir sorun oluşturacağı düşünülmemektedir.

[16]. Plazma ortamının uydu yapısal alt sistemi ve yüzey malzemeleri üzerindeki bu zararlı etkilerine karşı alınabilecek önlemler ilerleyen bölümlerde anlatılacaktır.

2.2.4.4 Radyasyon ortamı

Uydulara, uzay ortamında bulundukları süre içerisinde yoğun miktarda radyasyon etki etmektedir. Uzaydaki bu radyasyonun üç doğal kaynağı bulunur. Bunlar; radyasyon kuşakları, galaktik kozmik ışınlar (galactic cosmic rays-GCRs) ve Güneş kaynaklı parçacık olaylarıdır (solar particle events-SPEs). Radyasyon çeşitleri ve bu ortamın uydular üzerindeki etkilerinin incelenmesinden önce, radyasyon kaynakları detaylı bir şekilde açıklanmalıdır.

Uydular üzerine etkileyen radyasyonun doğal kaynaklarından biri, Van Allen kuşakları olarak da adlandırılan radyasyon kuşaklarıdır. Bunlar Dünya'nın manyetik alan çizgileri üzerinde hareket eden yüksek enerjili proton, elektron ve ağır iyonlardan oluşmuşlardır. Kuşaklarda bulunan proton ve elektronların miktarı ağır iyonlardan fazladır. Radyasyon kuşakları, iç ve dış kuşak olmak üzere iki ayrı bölgeden oluşur. Yüksek enerjili proton ve elektronlar içeren iç kuşak, yaklaşık olarak 6000 km irtifaya kadar uzanmaktadır. 60000 km yüksekliğe kadar yayılan dış kuşak ise yüksek enerjili elektronlardan meydana gelmiştir [17]. Dünya'nın manyetik ve coğrafi kutupları arasındaki konum farkı, manyetik alan çizgilerinde ek bir asimetrisinin oluşmasına neden olmaktadır. Bu asimetri sebebiyle Güney Atlantik üzerinde manyetik alan kuvveti düşük olan bir bölge ortaya çıkar. Güney Atlantik Anomalisi (South Atlantic Anomaly-SAA) olarak adlandırılan bu olgu, bahsedilen bölge üzerinde daha fazla yüksek enerjili parçacığın daha alçak irtifalara ulaşmasına izin vermektedir. Bir başka deyişle, Dünya manyetik alanının zayıf olduğu bu bölgede iç radyasyon kuşağı alçak irtifalara kadar genişlemektedir. Bunun bir sonucu olarak alçak Dünya yörüngesinde hareket eden uydular, Güney Atlantik üzerinden geçerken yüksek miktarda radyasyona maruz kalırlar. Ayrıca manyetik alan çizgileri yüklü parçacıkları kutup bölgelerine topladığı için, kutupsal yörüngeye sahip uydular radyasyondan ekvatorial yörüngeli uydulara göre daha fazla etkilenmektedirler.

Galaktik kozmik ışınlar ise Güneş sisteminin dışında yıldız patlamaları sırasında üretilen veya yıldızlar arası alanda hızlanarak Dünya ve çevresine ulaşan parçacıklardır. Düşük akıma sahip kozmik radyasyonun etkinliği, Güneş döngüsüne bağlı olarak değişmektedir. Güneş etkinliğinin en az olduğu dönemde kozmik

radasyon en yüksek seviyesine ulaşır [16]. Alçak yörüngelerde düşük enerjili parçacıklar Dünya'nın manyetik alanı tarafından engellenir. Bu sebeple özellikle tezde incelenen küp uydular gibi alçak Dünya yörüngesinde bulunması planlanan uyduların kozmik radyasyondan fazla etkilenmeyeceği düşünülmektedir.

Son doğal radyasyon kaynağı ise Güneş'tir. Güneş'in belirli aralıklarla önemli miktarlarda proton, alfa parçacıkları ve ağır elementleri attığı görülür. Güneş patlamaları ile ilişkili olduğu düşünülen bu olaylar, taç kütle atımı (coronal mass ejections-CMEs) olarak adlandırılmaktadır. Güneş patlamaları sırasında gerçekleşen parçacık atımı kaynaklı bu radyasyonun baskın bileşeni yüksek enerjili protonlardır. Dünya'nın manyetik alanı, radyasyona karşı büyük miktarda koruma sağlamaktadır. Ancak bu koruma, parçacıkların manyetik alan çizgilerine dik geldiği alçak enlemlerde etkili olur [16].

Radyasyon ortamı iki temel bileşenden oluşmaktadır. Bunlar elektromanyetik ve parçacık radyasyonudur. Elektromanyetik radyasyon, mor ötesi, X ışınları ve gama ışınlarından oluşan foton akımı içermektedir. Ayrıca plazma ortamı tarafından üretilen elektromanyetik dalgaları da kapsar. Parçacık radyasyonu ise ortamda bulunan elektron, proton, ağır iyon ve nötronlar gibi yüksek enerjili parçacıkların akımından oluşmaktadır. Her iki radyasyonun uzay ortamında bulunan madde ile etkileşimleri, birbiriyle yakından ilişkilidir [17].

Radyasyon ortamında bulunan yüksek enerjili fotonlar, ışık hızında etrafa yayılırken elektrostatik kuvvetlerden etkilenmezler. Bu sebeple uzayda bulunan herhangi bir malzemeyle etkileşene kadar düz çizgiler üzerinde hareket ederler. Hareket doğrultularında bir uydu olması durumunda, uydu yüzeylerinde kullanılan malzemelerle etkileşime girerek malzeme özelliklerini değiştirebilmektedirler. Güneş kaynaklı, eV mertebesinde enerjiye sahip mor ötesi fotonlar karmaşık yapıları organik polimerlerle etkileşerek, yüzey malzemelerinin bozunmasına neden olabilirler. Farklı enerji seviyelerindeki fotonlar değişik isimlerle adlandırılırlar. X ışınları keV seviyesinde enerjiye sahip fotonlarken, gama ışınlarının içerdikleri enerji MeV mertebesindedir. Bu fotonlar sahip oldukları enerji seviyelerine bağlı olarak, malzeme üzerinde farklı şekillerde etkilerini gösterirler. Daha düşük enerjili mor ötesi ve X ışınlarının emilimi ile malzeme üzerinde fotoelektrik etkisi görülür. Bir fotonun sahip olduğu kinetik enerjinin, bir atomik elektron tarafından emilimi sonucunda bu etki ortaya çıkmaktadır. Artan foton enerjisi ile bu etkinin görülme

olasılığı azalır. Ayrıca X ve gama ışınları uydu yüzeylerinin içine işleyerek elektrik yüklü parçacıkların oluşmasına neden olabilmektedir. Bu durum, uyduların içerisinde bulunan hassas elektronikler için oldukça tehlikelidir [16,17].

Radyasyon ortamını oluşturan bir diğer bileşen parçacık radyasyonudur. Bu parçacıklardan yüksek enerjili protonlar, mor ötesi ışınlar ile benzer şekilde sadece uydu yüzeylerine etki ederek, uydular üzerindeki kaplamalar ve kompozit malzemelerin yüzey katmanları üzerinde bozulmaya yol açarlar. Yüksek enerjili elektronlar ise uyduların içine nüfuz ederek elektriğe karşı yalıtılmış parçalar üzerinde ark oluşumuna neden olabilmektedirler. Yalıtkan maddenin zamanla elektrik yüklenmesi, malzemenin iletkenliğine ve etkiyen elektrik alanına bağlı olarak gerçekleşir. Eğer bir yalıtkan, malzemenin bozulma dayanımından daha büyük bir alan ile elektrik yüklenirse, farklı yüzeyler arasında yük boşalması görülür. Bu boşalma da yüzey malzemelerinde hasara yol açabilmektedir. Radyasyon hasarları geçici veya kalıcı olabilir. Uzay ortamında yüksek elektron akımları Güneş etkinliğinin fazla olduğu dönemlerde görülür. Proton akımları açısından ise tam ters durum söz konusudur. Güneş etkinliği azaldığında, daha büyük proton akımları oluşmaktadır [17].

Radyasyon ortamının iki bileşeni fotonlar ve yüklü parçacıkların, malzemelerle etkileşimleri arasında bazı farklar bulunmaktadır. Yüklü parçacıklar uydu yüzeylerinde oluşturulan sonlu miktarda koruyucu katman ile durdurulabilirken, fotonlar üstel bir azalma takip ederler. Oluşturulan koruyucu tabaka foton akımını azaltsa da bütün parçacıkları durduramaz. Yüklü parçacıklar için sonlu bir mesafe tanımlanabilmektedir. Fotonlar için ise, ışın yoğunluğunun asıl değerinin $1/e$ 'sine kadar azalması için gerekli mesafeden söz edilebilir. Bu mesafe nüfuz derinliği olarak adlandırılmaktadır. Birçok foton bu derinliğe ulaşmadan emilse de, bazıları daha ilerilere nüfuz edebilir [16].

Radyasyonun, uydu yapısal alt sisteminin yanı sıra, elektronik sistemler üzerinde de pek çok zararlı etkisi bulunmaktadır. Malzeme içinde depolanan enerji miktarı, radyasyon dozu olarak adlandırılır. Radyasyon dozu, malzemeye ve nüfuz eden radyasyonun türü ile enerjisine bağlıdır. Malzeme tarafından emilen radyasyon dozu sıklıkla Rad birimi cinsinden ifade edilmektedir. Bir Rad malzemenin bir kilogramında depolanan 10^{-2} Joule radyasyon miktarına karşılık gelir. İyonlaşmaya neden olan radyasyon miktarı toplam iyonlaştırıcı doz (total ionizing dose-TID)

olarak adlandırılırken, atomik yer değiştirmelere sebebiyet veren radyasyon miktarı yer değiştirme hasarı (displacement damage-DD) olarak isimlendirilmektedir. Farklı malzemeler, radyasyon hasarına karşı birbirinden farklı hassasiyetlere sahiptir. Ayrıca bu hasar farklı şekillerde ortaya çıkar. Radyasyon hasarına karşı daha dayanıklı olan yapısal malzemeler, hassas malzemeleri korumak için kullanılmaktadır [16]. Çizelge 2.7’de farklı malzemeler üzerinde radyasyon hasarının oluşabilmesi için gerekli olan radyasyon miktarları verilmiştir.

Çizelge 2.7 : Farklı malzemelerin radyasyon hasarı eşik değerleri [16].

Malzeme	Hasar Eşiği (Rad)
Biyolojik Madde	$10^1 - 10^2$
Elektronikler	$10^2 - 10^6$
Yağlar, Hidrolik Sıvı	$10^5 - 10^7$
Seramikler, Camlar	$10^6 - 10^8$
Polimerik Malzeme	$10^7 - 10^9$
Yapısal Metaller	$10^9 - 10^{11}$

Uyduların elektronik sistemleri üzerindeki hasarların temel sebeplerinden birisi yer değiştirme hasarıdır. Elektronik cihazlar, yarı iletken malzemeler boyunca akımın iletilmesine olanak sağlamak için düzenli kafes yapıya sahiptir. Eğer kafes yapı, yer değiştiren atomlar nedeniyle bozuntuya uğrarsa, cihazların elektronik özellikleri değişir. Nötron, proton veya ağır iyon gibi yüksek enerjili bir parçacığın, malzeme üzerinde bulunan herhangi bir atomun çekirdeği ile çarpışması durumunda, çekirdek asıl bulunduğu konumu terk edebilmektedir. Gerçekleşen bu yer değiştirme, kafes yapının içerisinde bir boşluk yaratır. Yer değiştiren atom iyonlaşmalara ve ek yer değiştirmelere yol açacak kadar enerjiye sahip olabilmektedir.

Bazı durumlarda radyasyon ortamında bulunan tek bir parçacık, elektronik cihazların işleyişine karışabilmektedir. Bu müdahale sonucunda cihazlarda tekil olay etkisi (single event effect-SEE) olarak adlandırılan bozuntular ortaya çıkar. Radyasyon yüklü akımlar bellek aygıtlarının durumlarında değişime yol açabilmektedir. Bu tarz bir bozuntu yaşandığında cihaz zarar görmez ve işleyişini düzgün bir şekilde devam ettirir. Ancak cihazda saklanan veriler bozulur. Bir başka durumda, tekil bir parçacık elektronik cihazın işleyişini engeleyecek parazit bir akım döngüsünün oluşumuna neden olabilmektedir. Bu parazit akım sebebiyle aygıt, kapatılana kadar takılı şekilde kalabilir. Daha sonra açıldığında düzgünce çalışmaya devam eder. En kötü durumda ise tekil olay etkisi elektronik aletin kalıcı hasar görmesine neden olur [16].

Önceki kısımlarda anlatıldığı şekilde radyasyon ortamının uydu yapılarında kullanılan malzemeler ve elektronik sistemler üzerinde pek çok zararlı etkisi bulunmaktadır. Radyasyon, bu tez kapsamında incelenen küp uydularda kullanılan karbon epoksi kompozitler gibi organik yapılı malzemelerin termo-mekanik özelliklerinde değişikliklere yol açabilir. Özellikle kompozitlerin nihai çekme dayanımı ve elastisite modülü gibi yapısal açıdan belirleyici özelliklerinde yaşanan bu değişimler, normal koşullarda oluşması beklenmeyen göçmeleri beraberinde getirebilmektedir.

2.2.4.5 İri ölçekli parçacık ortamı

Uzay ortamında uydular açısından zararlı bir diğer etken, kendi yörüngelerinde serbestçe hareket eden iri ölçekli parçacıklardır. Güneş sistemimiz var olduğundan bu yana, kuyruklu yıldızlar ve asteroitlerin parçalanmaları sonucunda ortaya çıkan tozları bünyesinde barındırmaktadır. Doğal koşullarda oluşan bu toz parçacıkları, mikro göktaşları olarak adlandırılırlar. Bunlara ek olarak insanoğlu, Dünya'yı çevreleyen yeni bir parçacık tabakasını oluşturmaya devam etmektedir. Bu yapay tabakayı oluşturan fırlatma aracı kademeleri, katı yakıt parçacıkları ve kullanım dışı uzay araçlarından arta kalan parçalar ise uzay çöpu olarak adlandırılırlar. Mikro göktaşları ve uzay çöplerinin büyük bir kısmı oldukça küçük boyutlarda (<1 cm) olmalarına rağmen, sahip oldukları yüksek kinetik enerjileri sebebiyle uydular üzerinde oluşturdıkları çarpma etkileri son derece büyük olabilmektedir [16].

İri ölçekli parçacık ortamını oluşturan gezegenler arası göktaşları, uzayda büyük mesafelerde hareket eden, kuyruklu yıldız veya asteroit kökenli katı parçacıklar olarak tanımlanmaktadır. Bu göktaşlarını yoğunluklarına göre sınıflandırmak için çeşitli modeller geliştirilmiştir. Uzun yıllardır kullanılan NASA modeli, izlenebilir göktaşlarını iki ayrı gruba bölmektedir. Bu modele göre düşük yoğunluklu (0.5 g/cm^3) olanlar kuyruklu yıldız kökenli, yüksek yoğunluklular (3.5 g/cm^3) ise asteroit kökenli olarak sınıflandırılırlar. Her iki grupta yer alan göktaşları da birbirlerinden farklı ayırt edici kütle, hız ve açısal dağılımlara sahiptirler. Kütle aralıkları 10^{-12} g ile 10^2 g arasında değişmektedir. Uzay araçları açısından en önemli olanlar, kütleleri 10^{-3} g ile 10 g aralığında bulunan göktaşlarıdır. Çünkü bu parçacıklar büyük hasarlara yol açabilmekte ve göçme tehdidi oluşturmaktadırlar. Uydu yüzeylerinde gözenek oluşumu söz konusu olduğunda ise kütle aralığı 10^{-3} g ile 10^{-9} g arasında

değişen göktaşları önem kazanır. Bunun sebebi, bu parçacıkların yüzeyleri aşındırmak için yeterli akıya ve koruyucu kaplamaların içine işlemek için yeterli enerjiye sahip olmalarıdır.

Kütlesi 10 g'dan küçük olan göktaşlarının, çarpışmalar nedeniyle parçalanmış büyük su-buz kuyruklu yıldızlarının katı kalıntıları olduklarına inanılmaktadır. Modelde, 1.5 AU (astronomical unit-astronomik birim) mesafesi içerisindeki ana göktaşı akımının, bu kuyruklu yıldız kökenli göktaşlarından oluştuğu varsayılır. Çünkü asteroit kökenli göktaşları, yaklaşık olarak 1.5 AU ve 3.5 AU mesafeleri arasında bulunan asteroit kuşaklarında yoğunlaşmıştır. İki farklı tür göktaşı arasında yoğunluk ve hız dışındaki birincil fark, asteroit kökenli olanların sayısal yoğunluklarında gösterdikleri belirgin Güneş merkezli değişimdir. Bu göktaşlarının kütle-sayısal yoğunluk eğrisi, kuyruklu yıldız kökenli olanlarınkine benzememektedir [17].

Parçacık ortamının bir diğer bileşenini oluşturan uzay çöpleri, Dünya etrafındaki yörüngelerde 8 km/s mertebesinde hızlarla dolaşmaktadırlar. Bu parçacıklar uydulara, mikro göktaşlarından daha düşük hızlarda çarpsalar da, Dünya yüzeyinden 2000 km irtifaya kadar olan mesafelerde, uydular için göktaşlarına oranla daha büyük tehdit oluşturlar. Mikro göktaşlarının aksine uzay çöpü akımı, üzerlerinde oluşan aerodinamik sürüklenme etkisi nedeniyle Güneş döngüsünden etkilenmektedir. Eşit boyutlu parçacık akımlarının kıyaslanması durumunda, Dünya etrafında sıklıkla kullanılan yörüngelerde uzay çöpü akımının mikro göktaşı akımından fazla olduğu görülür. Uzayda serbestçe dolaşan çöplerin çoğu 1 cm'den küçük olmakla birlikte, 4 cm'den büyük parçacık sayısı 20000'den fazladır. Ancak bu nesnelerden sadece 10 cm'den büyük olanları düzenli olarak takip edilir. Aerodinamik sürüklenme düşük irtifalarda uzay çöplerinin temizlenmesine yardım ettiği için, uzay çöpü akımının 300 km ile 1000 km arasında logaritmik olarak arttığı, 1000-2000 km aralığında ise tam olarak sabit kaldığı görülmektedir. Özellikle 800 km'nin altındaki irtifalarda var olan uzay çöpü miktarı kritik yoğunluk seviyesinin altında iken, artan yükseklik ile parçacık yoğunluğu kritik seviyenin üzerine çıkmaktadır. Yörüngede gerçekleşecek yüksek hızlı bir çarpışma sırasında uydu yapısal malzemesinin yüzeyinden ayrılan bir parçacık, uzay çöpü haline gelir. Bundan sonra hiç fırlatma gerçekleşmese bile, bu etki sebebiyle uzay çöpü miktarı artmaya devam edecektir [16,17].

Mikro göktaşları veya uzay çöplerinin çarpmaları sonucu uydular hasar görebilmekte veya tümüyle kullanılmaz hale gelebilmektedirler. Bu yüksek hızlı çarpışmaların

uydular üzerindeki başlıca etkisi, ortaya çıkan fiziksel hasarlardır. Yüzey malzemelerinin aşınması, ısı kontrol özelliklerinin değişmesi veya hassas yüzeyleri kirletebilecek parçacıkların serbest kalması, iri ölçekli parçacık ortamının diğer zararlı etkileri arasında gösterilebilir. Çarpışma sonucunda uydular üzerinde oluşan etkiler, çarpan parçacığın boyutuna ve hızına bağlı olarak değişmektedir. Boyutları 0.1 mm ($\sim 10^{-3}$ g) kadar küçük olan parçacıklar, yüzeylerin uzun vadede aşınmasına yol açar. Uydu yüzeylerine yapılan kaplamalar ile 0.1 mm ile 2 cm ($\sim 10^{-3}$ g - 2 g) arasındaki büyüklüklerde olanlara karşı koruma sağlanabilmektedir. 10 km/s hızla hareket eden 3 mm'lik bir parçacık, 100 km/h saat hızla hareket eden bir bowling topunun kinetik enerjisini taşıırken, 1 cm'lik parçacık 180 kg'lık bir kasanın kinetik enerjisine sahiptir. Çapları yaklaşık 2 cm ile 4 cm üzerinde olan parçacıklara karşı uyduları kaplama aracılığıyla korumak mümkün olmadığından, bu boyutlardaki parçacıklarla çarpışmalardan kaçınılmalıdır. Parçacık boyutunun yanı sıra çarpışma hızı da oluşacak etkiler üzerinde belirleyici olmaktadır. Eğer çarpışma 2 km/s'den daha düşük bir hızda gerçekleşirse, çarpan parçacık sağlam olarak kalır; hız 2 km/s ile 7 km/s arasında olursa parçacık daha küçük parçalara ayrılır; hızın 7-11 km/s aralığında olması durumunda ise parçacık eriyik hale geçer. Hız daha da yükselir ve 11 km/s'nin üzerine çıkarsa, tanecik buharlaşabilir.

Uyduya aktarılan kinetik enerji sırasında gelişen fiziksel süreç, çarpan parçacığın durumuna bağlı olarak çeşitlilik gösterebilmektedir. Bazı durumlarda tanecik tarafından aktarılan kinetik enerjinin bir kısmı, uydu yüzeyinde oyuk oluşumuna sebebiyet verebilir. Malzeme yüzeyinde oluşan çok sayıda oyuk, bu malzemenin yüzey özelliklerini büyük ölçüde değiştirebilmektedir. Oyukların yeterince geniş olması durumunda ise yüzey delinir. Bu da uydu yüzeyinin altında bulunan diğer alt sistemlerin hasar görmesine yol açmaktadır.

Parçacık ortamını oluşturan tanecikler, uzay sistemlerinin elektromanyetik özelliklerini dolaylı olarak değiştirebilirler. Örneğin; uydu yüzeyinin altında bulunan iletkenler, malzeme üzerinde açılan gözenekler nedeniyle plazma ortamının etkilerine maruz kalmaktadırlar. Bu etkileri izleyen süreçte oluşan akım toplanması, o bölgede yüzeyin elektrostatik alan özelliklerini ciddi ölçüde değiştirebilir. Kısmen gerçekleşen iyonlaşma elektriksel yüklemeyi beraberinde getirmektedir. Plazma ortamı sebebiyle oluşan elektriksel yükleme, uydu yapıları ve yüzey malzemeleri üzerinde büyük gerilim farklarını tetikler. Bunun sonucunda da yüzeyler arası

arklanma gerçekleşir [16,17]. Parçacık ortamının uydu yapısal alt sistemleri üzerinde doğrudan veya dolaylı olarak gelişen zararlı etkilerine karşı alınabilecek önlemler ilerleyen bölümlerde anlatılacaktır.

2.2.4.6 Isıl döngü

Dünya etrafında çeşitli yüksekliklerde hareket eden uydular, takip ettikleri yörüngelerde Dünya'nın gölgesine girip çıkmakta ve buna bağlı olarak son derece büyük sıcaklık farklarına maruz kalmaktadırlar. Döngüsel olarak tekrarlanan sıcaklık değişimleri, uydu yapısal alt sistemleri üzerinde hasar oluşumuna sebebiyet verebilir. Isıl döngü özellikle tez kapsamında incelenen küp uydular gibi karbon/epoksi kompozit malzemeler kullanılarak tasarlanan uydular açısından son derece tehlikeli olabilmektedir. Yüksek sıcaklık farklarının görüldüğü durumlarda, farklı elyaf yönelimli komşu katmanların ve onların arasını dolduran epoksi reçinenin ısıl genleşme katsayılarındaki uyumsuzluk nedeniyle, katmanlı kompozitlerin içinde büyük ısıl gerilmeler gelişir. Düzlem içi normal gerilmenin yeterince büyümesi durumunda ise, reçine üzerinde kılcal çatlaklar oluşmaktadır. Artan gerilme değerleri ve kılcal çatlak oluşumu, uydu yapısını oluşturan kompozit malzemelerin göçmesine yol açabilir.

Önceki bölümlerde anlatılan radyasyon ortamı, ısıl döngünün kompozit malzemeler üzerindeki etkisini güçlendirmektedir. Artan sıcaklık ile radyasyona uğramış epoksi reçine yumuşak ve bükülebilir bir hal alır. Bunun sonucunda da katmanlı kompozitin elastisite modülü ve nihai dayanımı azalır. Düşük sıcaklıklarda ise radyasyona maruz kalmış epoksi reçine daha katı ve kırılgan olmaktadır. Bu durumda katmanların elastisite modülü artarken, nihai dayanımında azalma meydana gelir. Ayrıca sıcaklık değişimi kaynaklı kılcal çatlak oluşumu davranışı radyasyon etkisiyle değişmektedir. Katmanlı kompozit malzeme radyasyona maruz kaldığında düzlem içi normal gerilme artacağından, kılcal çatlama olasılığı da büyür [18].

Uyduların uzay ortamındaki hizmet süreleri arttıkça, ısıl döngünün yapılar üzerindeki etkileri daha önemli hale gelmektedir. Uydu malzemelerini ısıl döngüden korumak için yapılabilecek işlemler ilerleyen bölümlerde anlatılacaktır.

3. UYDULARIN YAPISAL TASARIMLARI

Tez çalışmasının bu bölümünde; gerçekleştirilen uydu tasarımlarından bahsedilmiş, oluşturulan katı modelleri ve tasarım ölçülendirmeleri hakkında detaylı bilgi verilmiştir. Ayrıca farklı mekanik özellikleriyle yapısal analiz sonuçlarına doğrudan etkileyen malzemeler incelenmiş ve malzeme seçiminde izlenen yol açıklanmıştır. Bunlara ek olarak; uyduların fırlatma ve uzay ortamlarında maruz kalabilecekleri zararlı etkilere karşı uygulanabilecek, malzemeleri korumaya yönelik işlemlerden söz edilmiştir.

3.1 Uydu Alt Sistemlerinin Belirlenmesi

Büyük boyutlu uydular gibi küp uydular da çeşitli alt sistemlerden oluşmaktadırlar. Daha önceki bölümlerde de belirtildiği gibi bu tez çalışması ile birincil yapısının tamamında kompozit malzemeler kullanılan uyduların, fırlatma ve uzay ortam koşullarına karşı dayanımlarının araştırılması hedeflenmektedir. Bu doğrultuda, incelenen uyduların yapısal alt sistemleri haricindeki tüm alt sistemlerinin aynı olmasına karar verilmiştir. Bu yöntemle yapısal alt sistemlerindeki tasarım farklılıklarının, analiz sonuçları üzerindeki etkisinin anlaşılması amaçlanmaktadır.

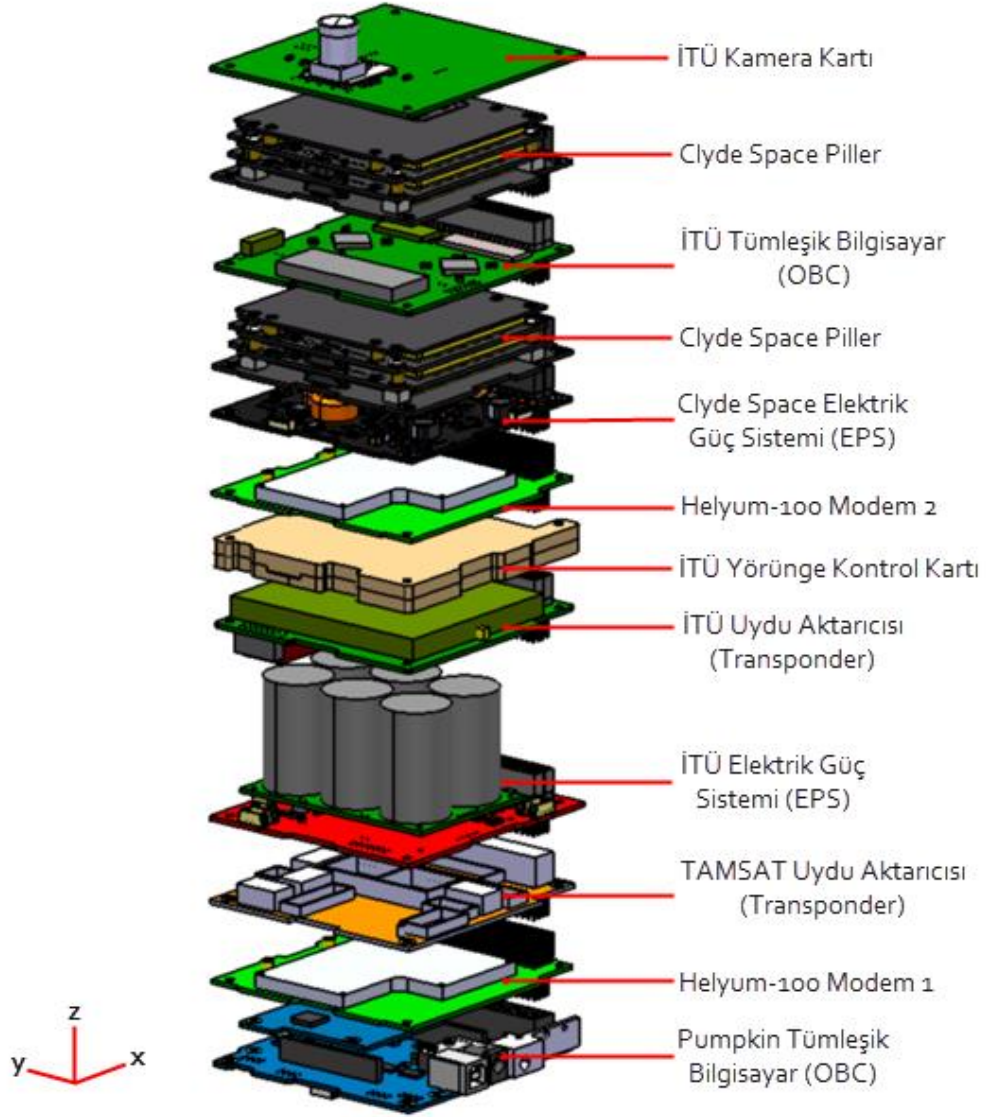
Uydularda genel olarak bulunan alt sistemler, sekiz ana başlık altında toplanabilmektedir. Bunlar; yapısal, telemetri ve telekomut, itki, güç, yönelim ve yörünge kontrol, haberleşme, ısı kontrol ve faydalı yük alt sistemleridir. Uyduların taşıdıkları faydalı yük alt sistemleri görev amaçlarına göre değişiklik gösterir. Örneğin; gözetleme uydularında faydalı yük kamera iken, haberleşme uydularında faydalı yük alt sistemini uydu aktarıcısı (transponder) oluşturmaktadır. Küp uydular bahsi geçen tüm alt sistemleri üzerlerinde bulundurabilirler. Ancak küp uydu standartları, alt sistem elemanlarının uydu içerisindeki yerleşimleri açısından sınırlayıcı olabilmektedir. Bu standartlara göre küp uydu ağırlık merkezinin, X, Y ve Z yönlerinde geometrik merkezine göre belirlenen mesafeler içerisinde olması gerekir. Bu durum da farklı ağırlıklardaki alt sistem bileşenlerinin, uydu ağırlık merkezini geometrik merkezden uzaklaştırmayacak şekilde yerleştirilmeleri gerekliliğini ortaya

çıkarmaktadır. Bu noktada tezin asıl amacından uzaklaşmamak için, hali hazırda İTÜ bünyesinde tasarımı, analizleri ve üretimi gerçekleştirilmiş olan TÜRKSAT-3USAT uydusunun alt sistem bileşenlerinin, uydu içerisindeki yerleşimleriyle beraber kullanılmasına karar verilmiştir. Böylece görev tanımı belirlenmesi, alt sistem bileşenlerinin seçimi ve küp uydu içine yerleşimlerinin ayarlanması sırasında oluşabilecek zaman kaybının önüne geçilmiş ve tezin amacıyla uyumlu olarak, değişik malzemeler kullanılan farklı biçimlerdeki küp uydu yapısal alt sistemlerinin tasarımları üzerine daha fazla yoğunlaşılması sağlanmıştır.

Tez kapsamında incelenen uydularda alt sistem bileşenleri kullanılan TÜRKSAT-3USAT; alçak Dünya yörüngesinde sesli iletişim için geliştirilmiş bir 3U küp uydudur. Sesli iletişim için kullanılan amatör bant VHF/UHF uydu aktarıcısı bu uydunun faydalı yük alt sistemini oluşturur. TÜRKSAT-3USAT iki adet tümleşik bilgisayar, iki adet elektrik güç sistemi ve iki adet modem içermektedir. Bunlara ek olarak, uydu üzerinde bir yörünge kontrol kartı ile bir kamera bulunmakta ve elektronik alt sistemlerin ihtiyaç duyduğu enerji pillerde depolanmaktadır. Küp uydu alt sistem bileşenlerinin bir kısmı dışarıdan alınırken, diğerleri İTÜ bünyesinde geliştirilmiştir [19]. Burada söz edilen alt sistemler bütün bileşenleriyle tezdeki küp uydularda kullanılmışlardır. Yapısal analizleri gerçekleştirilen uyduların iç tasarımlarını oluşturan tüm alt sistemlerin genel görünümü, Şekil 3.1'deki gibidir.

Uyduların görev ömürleri içerisinde, düzgün çalışmaları hayati öneme sahip olan tümleşik bilgisayar, elektrik güç sistemi ve modem gibi alt sistem bileşenleri ile tezdeki uyduların görev tanımını belirleyen faydalı yük alt sisteminin temel bileşeni uydu aktarıcısı; TÜRKSAT-3USAT uydusunda olduğu gibi, tez kapsamında incelenen küp uydularda da ikişer tane kullanılmıştır. Bu yöntemle kritik parçaların yedeklenmesi amaçlanmıştır.

Daha önce de belirtildiği gibi uydu alt sistemlerini oluşturan bileşenlerin ağırlıkları ve buna bağlı olarak küp uydu içindeki yerleşimleri son derece önemlidir. Bu sebeple alt sistem elemanlarının ağırlık bilgileri ilerleyen bölümlerde detaylı bir şekilde verilecektir. Bunlara ek olarak baskılı devre kartlarında (Printed Circuit Board-PCB) kullanılan malzemeler, tüm mekanik özellikleri ile malzeme seçimi kısmında açıklanacaktır.



Şekil 3.1 : Kullanılan küp uydu alt sistem bileşenlerinin genel görünümü.

3.2 Malzeme Seçimi

Uydu tasarım sürecinin önemli aşamalarından bir tanesi malzeme seçimidir. Uydu yapısal alt sistemi, aracın diğer alt sistem bileşenlerini bir arada tutmakta ve onları dış ortamdan gelebilecek zararlı etkilere karşı korumaktadır. Bu sebeple uydu yapılarında kullanılan malzemeler, kullanım alanları da göz önünde bulundurularak malzeme özelliklerine göre seçilmelidir. Doğru malzeme kullanımı ile hem yapısal yüklerle karşı dayanım, hem de uzay ortamındaki radyasyon, yüksek sıcaklık farkı ve vakum koşullarına karşı koruma sağlanabilmektedir.

3.2.1 Uydu yapılarında kullanılan malzemeler

Hava-uzay yapılarının hafiflik gereksinimi, tasarımlarda tercih edilen malzemeler açısından belirleyici olmaktadır. Bu gereksinime bağlı olarak, uydu yapılarında kullanıma uygun iki tür malzeme bulunur. Bunlar; metal alaşımları ve kompozit malzemelerdir. Metal alaşımları içerisinde de alüminyum alaşımların diğerlerine oranla daha fazla tercih edildiği söylenebilir. Uydu yapılarında sıklıkla kullanılan malzemeler ve bunların genel özellikleri bir sonraki bölümde anlatılacaktır.

3.2.1.1 Alüminyum alaşımları

Alüminyum alaşımları büyük uydularda olduğu gibi küp uydu gövdelerinde de en çok kullanılan yapısal malzemelerdir. Diğer metallere kıyasla sahip oldukları yüksek dayanım ve düşük yoğunluk özellikleri daha çok tercih edilmelerini sağlamaktadır. Ayrıca alüminyum alaşımları az maliyetle ve kolaylıkla işlenebilmektedir. Uydularda yüzey kaplamalarından panellere, giriş elemanlarından dirseklere pek çok farklı bölgede kullanılabilirler. Isı ve elektrik iletkenliği bulunan alüminyumun dezavantajı olarak ise yüksek ısıl genleşme katsayısı gösterilebilmektedir.

Pek çok alüminyum alaşımı ısıl işlem uygulanarak güçlendirilebilir. Isıl işleme uygun olmayan alaşımlar 3xxx, 4xxx ve 5xxx seri numaralarıyla adlandırılmışlardır. Bu alaşımlar son derece sünek ve biçimlenebilir olmalarına rağmen, düşük dayanımları sebebiyle uydu yapılarında nadiren kullanılırlar. Bunlar arasında tek istisna, çok ince şeritler haline getirilerek sandviç yapıların iç kısımlarında balpeteği malzemesi olarak kullanılan 5xxx serisi alaşımlardır. Isıl işlem uygulanabilir olanlar ise 2xxx, 6xxx ve 7xxx seri numaralarıyla ifade edilirler. Bu alaşımlar uygulanan ısıl işlem sebebiyle büyük oranda güçlendiklerinden, uydu yapıları açısından en kullanışlı alaşımlardır [11]. Alüminyum 6061-T6 kolay işlenebilirliği ve korozyon dayanımı, alüminyum 7075-T73 ise yüksek mukavemeti nedeniyle küp uydu yapılarında çokça tercih edilmektedir.

3.2.1.2 Diğer metal alaşımları

Uydu yapılarında, alüminyum alaşımları kadar yaygın olmasa da kullanılan diğer metal alaşımları; titanyum, berilyum, magnezyum ve paslanmaz çeliktir. Titanyum sahip olduğu korozyon dayanımı, düşük ısıl genleşme katsayısı ve yüksek mukavemet özellikleri sebebiyle uyduların bazı bölgelerinde kullanılabilmektedir.

Ancak alüminyuma göre %60 daha ağır olması ve zor işlenmesi, uydularda titanyum kullanımını sınırlandırır [20]. Ağırlığı sebebiyle küp uydu yapılarında tercih edilmemektedir.

Bir diğer metal alaşımı olan berilyum yüksek direngenlik-ağırlık oranı nedeniyle kullanıma uygun bir seçenek olarak ortaya çıkmaktadır. Yoğunluğu alüminyum yoğunluğunun yaklaşık üçte ikisi kadar olmasına rağmen, elastisite modülü çeliğin elastisite modülünün %50'sinden daha büyüktür. Bu da direngenlik-ağırlık oranının çoğu metalinkinin altı katı olduğu anlamına gelir. Bu özellik, direngenlik gereksiniminin fazla olduğu uydu parçalarında berilyum kullanımını cazip hale getirmektedir. Ayrıca düşük ısıl genleşme katsayısı ve yüksek ısıl iletkenlik berilyumun iyi özelliklerindendir. Ancak kırılgan yapıda olması işlenmesini güçleştirmekte ve üretim maliyetini arttırmaktadır. Ayrıca berilyum tozlarının zehirli ve kanserojen olduğu bilinmektedir.

Berilyum ile yaklaşık aynı yoğunluğa sahip olan magnezyum, alüminyum alaşımları kadar güçlü olmamasına rağmen; neredeyse onlarla eşit dayanım-ağırlık oranına sahiptir. Düşük yoğunluğu magnezyumu iyi bir seçenek haline getirir de, korozyona karşı dayanıksızlığı, düşük sünekliği ve oda sıcaklığında biçimlendirilememesi magnezyumun dezavantajları olarak ön plana çıkmaktadır. Bu dezavantajlar da uydularda magnezyum kullanımını sınırlandırır.

Son olarak paslanmaz çelik, korozyona dayanıklı ve yüksek dayanıma sahip bir malzemedir. Ancak çok ağır, bir başka deyişle yoğunluğu oldukça fazla olduğu için, uydularda sadece bağlantı elemanlarında veya hareketli mekanizmalarda kullanılmaktadır. 300 serisi paslanmaz çelik çoğunlukla tercih edilen türüdür [11]. Küp uydu yapılarında da vida gibi bağlayıcı parçalarda paslanmaz çelik kullanımı görülmektedir.

3.2.1.3 Kompozit malzemeler

Birbiri içinde çözünmeyen, farklı fiziksel ve kimyasal özelliklere sahip iki veya daha fazla bileşenin, makroskobik boyutlarda bir araya gelerek oluşturdukları yapısal malzemeler, kompozit olarak adlandırılır. Kompozit üretimi ile, hiçbir malzemenin sahip olmadığı özelliklerde yeni malzemelerin elde edilmesi amaçlanmaktadır.

Kompozit malzemeler genellikle, takviye elemanları ile bunları çevreleyip bir arada tutan bağlayıcı elemanlardan oluşmaktadırlar. Kompozitin ısıl iletkenlik ve ısıl

genleşme katsayısı gibi özellikleri üzerinde belirleyici etkiye sahip olan takviye elemanları, malzemeye mukavemet ve direngenlik sağlar. Bağlayıcı elemanlar aynı zamanda matris elemanı olarak adlandırılabilir. Bu iki eleman dışında dolgu malzemeleri kullanılarak sandviç yapılı kompozit malzeme oluşturmak da mümkündür.

Kompozitler, yapılarında kullanılan takviye ve matris elemanlarının malzemelerine göre sınıflandırılırlar. Bunlar arasında matris elemanına göre sınıflandırma daha çok tercih edilmektedir. Kompozitlerde matris elemanı olarak metal, seramik, karbon veya polimer kullanılabilir. Ancak günümüzde en yaygın kullanıma sahip olanlar, polimer matrisli kompozitlerdir. Takviye elemanı olarak ise karbon, cam ve aramid elyaflar kullanılır. Uydu yapılarında kompozit kullanımı düşünüldüğünde en çok tercih edilen takviye ve matris elemanları; karbon elyaf ile polimer bir malzeme olan epoksi reçinedir. Ayrıca siyanat reçine sahip olduğu düşük nem emilimi, az miktarda kılcal çatlak oluşumu ve düşük gaz çıkışı özellikleriyle uzay uygulamalarına uygun bir davranış sergilemektedir [11,20,21].

Kompozit malzemelerin takviye elemanlarını oluşturan sürekli karbon, cam ve aramid elyaflar kullanılarak, kompozit kumaşlar üretilmektedir. Bu elyaflar birbirlerine elyaf lifleri veya iplik yardımıyla tutturulur. Tek yönlü olarak adlandırılan kumaşları bir arada tutan, ufak ipliklerdir. Düzlem içerisinde malzemenin bir yönünü bu iplikler oluşturduğundan, sadece elyaf yönünde yük taşırlar. Çift yönlü kumaşlar ise birbirlerine elyaf lifleriyle bağlandıklarından, dokuma kumaş olarak bilinirler. Her iki yönde benzer dayanım özelliklerine sahip olsalar da, dokuma şekillerine bağlı olarak mekanik özellikleri değişkenlik gösterir.

Uydu yapılarında kullanılan malzemelerin kalitesi çok önemlidir. Bu sebeple uydularda “prepreg” malzemelerin kullanımı ön plana çıkmaktadır. Prepreg (Pre-impregnated) malzemeler, üretici firma tarafından hazır reçine emdirilmiş olarak satışa sunulan kompozit kumaşlardır. Kullanılana kadar soğuk koşullarda saklanmaları gerekir. Yüksek sıcaklık ve basınç altında pişirilerek istenilen yapısal özelliklere kavuşurlar. Bu malzemelerin yüksek kalitede olmalarının sebebi, reçine karışım oranlarının üretici firmalar tarafından belirlenmesidir [21,22].

Kompozit malzemelerin uydularda ve diğer uzay uygulamalarında kullanımları, sahip oldukları olumlu özellikler nedeniyle her geçen gün artmaktadır. Yüksek

mukavemet-ağırlık ve direngenlik-ağırlık oranları, düşük ısıl genleşme katsayıları, yüksek korozyon dayanımları ve yüksek dielektrik direnimleri kompozitlerin olumlu özellikleri arasında gösterilebilir. Özellikle karbon/epoksi kompozitler uydu antenlerinde, kiriş destek elemanlarında, kafes sistem yapılarında ve güneş panellerinde düşük ağırlık avantajları sebebiyle metallere tercih edilirler. Ancak yüksek üretim maliyetleri, küp uydular gibi küçük uydularda kullanımlarını sınırlandırmaktadır.

3.2.2 Malzemelerin sahip olması gereken özellikler

Uydu yapılarında kullanılan malzemelerin seçimleri, çeşitli malzeme özellikleri dikkate alınarak yapılmaktadır. Bu özelliklerden bazıları; direngenlik ve mukavemet değerleri, kütleli yoğunluk, korozyon ve aşınma dayanımları, gaz çıkışı miktarları ile ısıl genleşme katsayılarıdır. Bu özellikleri belirli değerleri karşılamayan malzemelerin uydularda kullanımına izin verilmemektedir.

Küp uydular söz konusu olduğunda, daha önceki bölümlerde bahsedilen küp uydu standartları göz önüne alınmaktadır. Bu standartlara göre, fırlatma ve uzay ortamlarında oluşabilecek kirliliğin önüne geçmek için, küp uydu malzemelerinin düşük gaz çıkışı ölçütünü sağlamaları gerekir. Buna göre kullanılan malzemelerin Toplam Kütle Kaybı (Total Mass Loss-TML) $\leq$ %1.0 ve sahip olduğu Toplanan Uçucu Yoğunlaşabilir Malzeme (Collected Volatile Condensable Material-CVCM) miktarı $\leq$ %0.1 olmalıdır. Burada söz edilen % toplam kütle kaybı; uygun koşullar sağlandığında örnek malzemedan gaz çıkışı ile kaybedilen kütlenin, ilk malzeme kütlesine yüzde cinsinden oranını ifade etmektedir. % toplanan uçucu yoğunlaşabilir malzeme ise, örnekten gaz çıkışı ile kaybedilip bir toplayıcı plaka üzerinde yoğunlaşan malzeme kütlesinin yüzdesidir.

Küp uydu standartları, uyduların ana yapılarında ve P-POD ile bağlantılarını sağlayan raylarında alüminyum 7075, 6061, 5005 ve/veya 5052 kullanımını tavsiye etmektedir. Alüminyum malzemelerin kullanılması durumunda, küp uydu rayları ile P-POD arasında oluşabilecek soğuk kaynaklamayı önlemek için, alüminyum üzerine sert anotlama (hard anodising) yapılması gerekir. Ayrıca ray malzemeleri aşınmaya karşı dayanıklı olmalıdır. Gerekli koşullar sağlanırsa, alüminyum dışındaki malzemeler de küp uydu yapısında kullanılabilir [9].

Uyduların yörüngelerinde maruz kaldıkları elektromanyetik radyasyon, uydu içerisindeki elektronik cihazlarda gerilim yüklenmesine sebep olabilir. Bu durumu engellemek için küp uydu panellerinde kullanılan malzemelerin elektriği iletmesi gerekir. Özellikle panel yüzeyindeki malzemelerin elektrik direnimi 10 ohm'u geçmemelidir [23].

3.2.3 Küp uydu yapısını oluşturan malzemelerin belirlenmesi

Bu tez çalışmasıyla, küp uydu yapılarında karbon/epoksi kompozit kullanımının araştırılması amaçlanmaktadır. Yapısal analizler sonucunda elde edilen verilerin daha iyi değerlendirilebilmesi için, yapılarında farklı malzemeler kullanılan, değişik panel tasarımlarına sahip dört ayrı küp uydu modelinin oluşturulmasına karar verilmiştir. Küp uydu modelleri içerdikleri malzemelere göre, yapısal alt sistemi ve diğer alt sistemler olmak üzere iki ana parçada incelenebilir. Yapısal alt sistemi de kendi içerisinde iki kısma ayrılmaktadır. Bunlar birincil ve ikincil taşıyıcı yapılardır. Tüm uyduyu bir arada tutan dış paneller, birincil taşıyıcı yapıyı oluşturur. İkincil taşıyıcı yapı ise alt sistem bileşenlerini birbirlerine ve panellere bağlayan sonsuz vidalar ile mesafe tutuculardan (spacer) oluşmaktadır. Ayrıca küp uydu raylarının alt ve üst uçlarında bulunan ayaklar da ikincil taşıyıcı yapıya dahil edilebilir. Diğer alt sistem parçaları küp uydu içerisine, baskılı devre kartlarının üzerlerinde konumlandırılmaktadır. Bu sebeple alt sistem bileşenlerinde malzeme atanması gereken tek eleman, baskılı devre kartlarıdır.

Tezde incelenen uyduların bir tanesinde alüminyum paneller, diğer üçünde kompozit paneller kullanılmıştır. İkincil yapı elemanı olan vidalarda malzeme olarak paslanmaz çelik tercih edilirken, mesafe tutucularda alüminyum kullanılmasına karar verilmiştir. Baskılı devre kartları ise kompozit olacaktır.

3.2.3.1 Alüminyum paneller

Küp uydu yapılarında kullanıma uygun farklı alüminyum alaşımları bulunmaktadır. Bu alaşımlar arasından en doğru tercihi yapabilmek için, günümüzde bilinen küp uydu üreticilerinin kullandıkları alüminyum çeşitleri araştırılmıştır. Bu araştırma sonucunda, tezde incelenecek uyduların yapısal alt sistemlerine benzer tarzda panel üretimi gerçekleştiren Pumpkin firmasının tercih ettiği alüminyum 5052-H32 alaşımının, panel malzemesi olarak kullanılmasına karar verilmiştir. Al-5052-H32 alaşımının malzeme özellikleri Çizelge 3.1'de görülebilmektedir.

Çizelge 3.1 : Alüminyum 5052-H32'nin malzeme özellikleri [24].

Malzeme Özellikleri	Alüminyum 5052-H32
Elastisite Modülü, E_1 (GPa)	70.3
Poisson Oranı, ν_{12}	0.33
Kayma Modülü, G_{12} (GPa)	25.9
Yoğunluk, ρ (g/cm ³)	2.68
Isıl Genleşme Katsayısı, α_1 (1/°C)	23.8×10^{-6}

3.2.3.2 Kompozit paneller

Tez kapsamında yapısal analizleri gerçekleştirilecek olan dört küp uydunun üç tanesinde birincil taşıyıcı yapı, kompozit malzemeler kullanılarak tasarlanmıştır. Uydulardan bir tanesi sandviç yapıda, diğerleri ise monolitik yapıda paneller içermektedir. Kullanılacak malzemelerin yüksek mekanik özelliklere sahip olmaları gerektiğinden, karbon/epoksi prepreg kumaşlar tercih edilmiştir. Monolitik ve sandviç yapıda kompozit panellere sahip uyduların alt ve üst panellerinde çift yönlü, bir başka deyişle dokuma; yan panellerinde ise tek yönlü karbon/epoksi prepregler kullanılmıştır. Sandviç yapıdaki küp uydu panellerinde prepreg kumaşlar arasına dolgu elemanı olarak alüminyum bal peteği seçilmiştir.

Uzay uygulamaları söz konusu olduğunda karbon/epoksi malzeme seçimi büyük önem kazanmaktadır. Bunun sebebi karbon/epoksi kompozitlerin organik yapıda olmalarıdır. Organik malzemeler uzay ortamında bulunan atomik oksijenle kolaylıkla tepkimeye girebilmekte, mor ötesi fotonlardan olumsuz etkilenmekte ve vakum ortamı sebebiyle içlerindeki uçucu kimyasalları dışarıya bırakabilmektedirler. Gerçekleşmesi muhtemel tüm bu olaylar da karbon/epoksi kompozit malzemelerin karakteristik özelliklerinde büyük değişimlere yol açabilmektedir. Yaşanabilecek tüm olumsuzlukların önüne geçmek için uzayda kullanıma uygun karbon/epoksi malzemeler özenle seçilmelidir.

Tüm malzemeler yukarıda bahsedilen durumlar göz önüne alınarak geniş bir literatür araştırması sonucunda belirlenmiştir. Dünya çapında karbon/epoksi prepreg üreticisi pek çok firma bulunmaktadır. Bu firmaların uzay uygulamalarında kullanım için özel olarak geliştirdikleri ürünler derlenmiş, içlerinde en yüksek mukavemete ve en düşük yoğunluk değerlerine sahip olanlar tezde incelenecek küp uydu panellerinde kullanılmak üzere seçilmiştir.

Küp uydu yapılarında kullanılacak tek yönlü karbon/epoksi prepreg, SK Chemicals firması tarafından üretilen USN 150'dir Bu malzeme uzay koşullarına elverişli olup

başka çalışmalarda da tercih edilmiştir [25]. Çift yönlü karbon/epoksi prepreg malzeme ise Cytec Fiberite firmasının ürünü olan T650-35 3k/976 dokuma kumaştır. Prepreg malzemenin takviye elemanını T650-35 sürekli karbon elyaf, matris elemanını ise, Fiberite 976 değiştirilmiş epoksi reçine oluşturmaktadır. Bu epoksi reçine NASA tarafından belirlenen düşük gaz çıkışı ölçütünü sağladığı için uzay aracı yapılarında kullanıma uygundur [27]. USN 150 ve T650-35 3k/976 tek ve çift yönlü prepreg kumaşların malzeme özellikleri Çizelge 3.2’de görülebilmektedir.

Çizelge 3.2 : USN 150 ve T650-35 3k/976’nın malzeme özellikleri [25-27].

Malzeme Özellikleri	USN 150	T650-35 3k/976
Çekme Elastisite Modülü, E_1 (GPa)	130	77
Çekme Elastisite Modülü, E_2 (GPa)	10.5	73
Poisson Oranı, ν_{12}	0.28	0.05
Kayma Modülü, G_{12} (GPa)	5.06	5.5
Kayma Modülü, G_{23} (GPa)	3.38	2.8
Kayma Modülü, G_{13} (GPa)	5.06	2.8
1 Yönü Çekme Dayanımı, S_{1T} (MPa)	1800	710
1 Yönü Basma Dayanımı, S_{1C} (MPa)	1400	689
2 Yönü Çekme Dayanımı, S_{2T} (MPa)	61	696
2 Yönü Basma Dayanımı, S_{2C} (MPa)	130	683
Kayma Dayanımı, S_{12} (MPa)	85	103
Yoğunluk, ρ (g/cm ³)	1.54	1.57
Katman Kalınlığı (mm)	0.15	0.175
Isıl Genleşme Katsayısı, α_1 (1/°C)	-0.9×10^{-6}	-0.5×10^{-6}
Isıl Genleşme Katsayısı, α_2 (1/°C)	27×10^{-6}	-0.5×10^{-6}

Malzeme özelliklerini yazarken kullanılan 1 ve 2 yönleri, sırasıyla elyaf yönünü ve elyafa dik yönü ifade etmektedir.

Sandviç yapılarda kullanılmak üzere, farklı malzemelerle geliştirilmiş balpeteği örneklerine rastlamak mümkündür. Alüminyum alaşımları, cam elyaf, aramid ve karbon, balpeteklerinde kullanılan malzemelere örnek olarak verilebilir. Bunların arasından alüminyum alaşımları sundukları yüksek kayma direngenliği, mukavemet ve iyi ısı geçişi özellikleri nedeniyle uzay uygulamalarında diğer malzemelere göre daha çok tercih edilmektedir.

Alüminyum balpetekleri farklı hücre boyutlarında ve yoğunluklarda üretilir. Malzemenin hücre boyutu büyüdüğünde yoğunluk azalmakta, buna bağlı olarak da mekanik özellikler gerilemektedir. Öbür taraftan yoğunluğun fazla olması modal analizler ile elde edilen ilk doğal frekans değerinin daha düşük olmasına yol açmaktadır. Bu da istenen bir durum değildir [28]. Seçim yapılırken maksimum

dayanım ve direngenliği, olabildiğince düşük yoğunlukta sağlayan hücre boyutunun belirlenmesi gerekmektedir.

Tezde incelenen sandviç yapıli panellerde, karbon/epoksi prepreglerin arasında dolgu malzemesi olarak, en büyük kompozit üreticilerinden Hexcel firmasının ürettiğı, HexWeb® CR III alüminyum balpetekleri kullanılmıştır. CR III terimi balpeteklerinin korozyona karşı dayanıklı olduğunu göstermektedir. HexWeb® CR III kaplaması alüminyum balpeteklerini aşındırıcı ortamlardan korumaya yönelik geliştirilmiştir. Kaplama ile sağlanan koruma, yüksek sıcaklıklarda da devam etmektedir. Malzemenin sahip olduğu bu özellikler, tercih edilmesinde büyük etken olmuştur.

HexWeb® CR III balpeteklerinin malzemesi alüminyum 5052 veya 5056 alaşımları olabilmektedir. Bunların arasından alüminyum 5056 alaşımı, tezdeki küp uyduların panellerinde kullanılmak üzere, balpeteğı malzemesi olarak seçilmiştir. Bunun sebebi, aynı hücre boyutu ve yoğunluk özelliklerine sahip alüminyum 5056 alaşımı balpeteklerinin, 5052 alaşımı kullanılanlarına göre daha iyi dayanım özelliklerine sahip olmalarıdır. Kullanılan malzemenin tam adı CR-III – 3 – 5056 – 50 şeklinde yazılmaktadır. Buradaki 3, mm cinsinden hücre boyutunu, 5056 kullanılan alüminyum alaşımını ve 50, kg/m³ cinsinden yoğunluk değerini ifade etmektedir [29]. Kullanılan balpeteğinin malzeme özellikleri Çizelge 3.3'te verilmiştir.

Çizelge 3.3 : CR-III Alüminyum 5056 balpeteğinin malzeme özellikleri [29,30].

Malzeme Özellikleri	CR-III Alüminyum 5056 Balpeteğı
Elastisite Modülü, E_1 (GPa)	0.001
Elastisite Modülü, E_2 (GPa)	0.001
Poisson Oranı, ν_{12}	0.1
Kayma Modülü, G_{12} (GPa)	0.001
Kayma Modülü, G_{23} , G_W (GPa)	0.138
Kayma Modülü, G_{13} , G_L (GPa)	0.310
Basma Modülü, E_C (GPa)	0.669
Yoğunluk, ρ (g/cm ³)	0.05
Hücre Boyutu, s (mm)	3
Kayma Dayanımı, S_{23} , S_W (MPa)	1.1
Kayma Dayanımı, S_{13} , S_L (MPa)	1.7
Isıl Genleşme Katsayısı, α_1 (1/°C)	24.1×10^{-6}
Isıl Genleşme Katsayısı, α_2 (1/°C)	24.1×10^{-6}

Malzeme özelliklerinin yazımında kullanılan L veya 13 yönü, balpeteğı şerit yönünü; W veya 23 yönü ise şeride dik yönü ifade etmektedir.

3.2.3.3 İkincil taşıyıcı yapı

İkincil taşıyıcı yapı elemanları olan sonsuz vidalar ile mesafe tutucularda kullanılan malzemeler, bu parçaların görev amaçlarına göre seçilmiştir. Sonsuz vidaların görevi, birincil yapı elemanı olan panellere destek olmak ve baskılı devre kartlarının küp uydu içerisindeki yerleşimlerini sağlamaktır. Bu sebeple vidalarda kullanılan malzemenin direngenlik değerinin yüksek olması gerekir. İsterlerin karşılanması için sonsuz vida malzemesi olarak paslanmaz çelik kullanılmasına karar verilmiştir. Mesafe tutucular ise kartların herhangi bir sebeple vidalar üzerinde kayıp, birbirlerine yakınlaşmalarını önlemek amacıyla kullanılmaktadır. Bu parçalar yardımcı elemanlar olduğundan hafif ama dayanıklı olmaları istenmektedir. Bu nedenle mesafe tutucu malzemesi olarak alüminyum 6061-T6 alaşımı seçilmiştir. Küp uydu üst ve alt panellerinin köşelerinde bulunan ayaklar, panellerden ayrı bağımsız yapılardır. Günümüzde yapılan küp uydu çalışmalarına da bakılarak ayakların, mesafe tutucular gibi alüminyum 6061-T6 alaşımından yapılması kararlaştırılmıştır. İkincil taşıyıcı yapı elemanlarında kullanılan paslanmaz çelik ve Al-6061-T6 alaşımının malzeme özellikleri Çizelge 3.4'te görülebilir.

Çizelge 3.4 : Paslanmaz çelik ve Al 6061-T6'nın malzeme özellikleri [31].

Malzeme Özellikleri	Paslanmaz Çelik	Alüminyum 6061-T6
Elastisite Modülü, E_1 (GPa)	200	68.9
Poisson Oranı, ν_{12}	0.29	0.33
Kayma Modülü, G_{12} (GPa)	86	26
Yoğunluk, ρ (g/cm ³)	8	2.7
Isıl Genleşme Katsayısı, α_1 (1/°C)	17.3×10^{-6}	23.6×10^{-6}

3.2.3.4 Baskılı devre kartları

Tezde daha önceden belirlenen alt sistem bileşenlerinin kartlarında ve bu kartların üzerlerinde bulunan PC-104 bağlayıcı elemanlarda kompozit bir malzeme olan FR-4 kullanılmaktadır. Bu malzemenin takviye elemanı cam elyaf, matris elemanı da epoksi reçinedir. Sahip olduğu düşük su emilimi ve yüksek elektrik dayanımı gibi özellikleri sebebiyle, elektronik endüstrisinde sıkça tercih edilmektedir. Ayrıca baskılı devre kartlarında en çok kullanılan malzemedir. Adını ateşe dayanıklı olmasından alan FR-4 cam/epoksi kompozitin malzeme özellikleri Çizelge 3.5'te verilmiştir.

Çizelge 3.5 : FR-4 cam/epoksi kompozitin malzeme özellikleri [32].

Malzeme Özellikleri	FR-4
Elastisite Modülü, E_1 (GPa)	24
Elastisite Modülü, E_2 (GPa)	21
Poisson Oranı, ν_{12}	0.136
Kayma Modülü, G_{12} (GPa)	11
Kayma Modülü, G_{23} (GPa)	5.5
Kayma Modülü, G_{13} (GPa)	5.5
Yoğunluk, ρ (g/cm ³)	1.85
Isıl Genleşme Katsayısı, α_1 (1/°C)	14×10^{-6}
Isıl Genleşme Katsayısı, α_2 (1/°C)	13×10^{-6}

3.3 Fırlatma ve Uzay Ortamında Malzemeyi Korumaya Yönelik İşlemler

Uydu yapılarında kullanılan malzemelerin, fırlatma ve uzay koşullarında maruz kaldıkları çeşitli etkiler sebebiyle yapılarında meydana gelebilecek bozuntulardan daha önceki bölümlerde bahsedilmiştir. Bu kısımda, yapısal malzemeleri zararlı etkilerden korumaya yönelik geliştirilen yöntemler açıklanacaktır. Ancak ilk olarak zararlı ortam etkilerinin kısaca hatırlatılması gerekmektedir.

Fırlatma sırasında P-POD rayları ile sürtünen küp uydu kısımlarında görülen fiziksel aşınma, önlenmesi gereken olumsuz etkilerden biridir. Bu durumun önüne geçmek için, küp uydu raylarında sert ve aşınma dayanımı yüksek malzemelerin kullanılması, bu mümkün değilse malzeme üzerine kaplama yapılması tavsiye edilmektedir.

Özellikle karbon/epoksi gibi organik malzemeler kullanılan uydu yapılarının, uzayda nötral ortam bileşenlerinden atomik oksijenle etkileşime girmeleri sıklıkla görülebilmektedir. Karbon/epoksi parçaların zaman içerisinde zarar görmelerini engellemek için, yüzeylerinde atomik oksijen ile tepkimeye girmeyen koruyucu kaplamaların kullanılması gerekmektedir. Karbon/epoksi yüzeyler üzerine 0.1-0.13 mm kalınlıklarında gerçekleştirilecek alüminyum kaplama ile malzemeler korunabilmektedir [33].

Uzayda malzemelerin maruz kaldığı olumsuz etkilerden bir tanesi de yüksek sıcaklık farklarıdır. Isıl döngü sonucu ortaya çıkan sıcaklık farkları, kompozit malzemelerin matris elemanlarını oluşturan reçinelerde kılcal çatlak oluşumuna neden olabilmektedir. Malzeme özelliklerini değiştiren kılcal çatlama riskini ortadan kaldırmak için kompozitlerin alüminyum ile kaplanması sıkça tercih edilen bir yöntemdir. Ayrıca bu kaplama ile sıcaklıklar malzeme yüzeyine eşit bir şekilde dağıtılabilmektedir.

Uzay ortamında bulunan radyasyon, yapısal alt sistem bileşenleri kadar uydu içerisindeki elektronik sistemleri de olumsuz etkilemektedir. Bunun için, radyasyona karşı hassas cihazlar ile uzay ortamı arasında koruyucu kalkan oluşturulmalıdır. Yüklü parçacıklar veya fotonlara karşı en iyi koruma, atom çekirdeklerinde bol miktarda proton ve nötron bulunan, yüksek yoğunluklu malzemeler ile sağlanır. Nötronlara karşı ise düşük yoğunluklu malzemeler kullanılmalıdır. Dış yüzeyler üzerine yapılan kaplamanın kalınlığı arttıkça, uydu içine işleyen radyasyon miktarı azalmaktadır [16].

Plazma ortamı sebebiyle uydu yüzeylerinde oluşan elektriksel yüklenme, malzemeler üzerinde büyük gerilim farklarının ortaya çıkmasına neden olmaktadır. Yüzeyde bu tarz yük farklarının oluşmaması için geliştirilmiş iki farklı yöntem bulunur. Bunlardan birincisi aktif akım dengeleme yöntemidir. Bu işlem uygulanırken devre açıcı veya kontaktör diye adlandırılan cihazlar kullanılır. Devre açıcı ürettiği düşük enerjili plazma ile kontrollü bir akım boşalması yaratmaktadır. Üretilen yoğun plazma, yüzeyde gelişen yük farkını nötr hale getirmek ve plazma ortamı kaynaklı akımları dengelemek için gereken yükü sağlar. Buna benzer bir etki plazma iticiler ile de elde edilebilmektedir. Bu bakımdan iki cihazın benzer oldukları söylenebilir. Sadece devre açıcılar akım, plazma iticiler ise itki temin etmek için uygun hale getirilmişlerdir. Ancak bu cihazların uydu kütle ve maliyetlerinde yaratacakları artış küp uydularda kullanımlarına müsaade etmemektedir. Uydular üzerinde oluşan gerilim farklarını önlemek için kullanılan ikinci yöntemde, tüm yüzeylerin eşit dağılımlı elektrik iletkenliğine sahip olması amaçlanmaktadır. Bunun için uydu yüzeyleri iletken malzemeler ile kaplanır. Bu yöntemle yapısal elemanlarda kullanılan kompozit malzemeler kısmen de olsa iletken hale getirilerek, dış yüzeylerindeki gerilim farkları en düşük seviyede tutulabilmekte ve oluşabilecek ark boşalmasının önüne geçilebilmektedir [16,17].

Yukarıda yazılanlardan da anlaşılacağı gibi, malzemeleri fırlatma ve uzay ortamlarında maruz kaldıkları tüm zararlı etkilerden korumanın ortak yolu olarak, malzeme yüzeyinde kaplama kullanımı ön plana çıkmaktadır. Tezde incelenen kompozit yapılu küp uyduları zararlı etkilerden korumak için panel yüzeyleri ince bir alüminyum tabakası ile kaplanabilir. Bu yöntemle malzeme yüzeylerinde ısı ve elektrik iletkenliğinin sağlanması, uydu içine geçen radyasyon miktarının azaltılması

ve karbon/epoksi kompozitlerin atomik oksijenle etkileşimlerinin kesilmesi hedeflenmektedir.

Kompozit yapılu uyduların yüzey malzemeleri yalıtkan özellik taşımaktadır. Kaplama işlemi aslında sadece iletken metaller üzerinde mümkün olduğundan, yalıtkan malzemelerin iletken hale gelebilmek için, kaplanmadan önce bazı ön işlemlerden geçmesi gerekir. Bu işlemler birkaç adımdan oluşmaktadır. İlk olarak malzeme üzerinde gözenekler açmak için yüzey kimyasal olarak aşındırılır. Sülfürik asit kromik asit karışımı ile gerçekleştirilebilen bu işlem, metalin yüzeye daha iyi tutunabilmesi için uygulanmaktadır. Daha sonra yüzey koloidal paladyum ile etkinleştirilmelidir. Kimyasal bir işlem ile paladyum atomları malzeme içerisindeki gözeneklere yerleştirilir. Bundan önceki adımlar, malzeme yüzeyi üzerinde metal çökeltme işleminin uygulanabilmesi için gerekli koşulları hazırlamak amacıyla yapılır. Sonraki adımda nikel veya bakırın elektrodsuz çökeltme işlemi gerçekleştirilir. Bu işlem ile birlikte, malzeme yüzeyinde ince ve sürekli metal bir katman, birkaç dakika içerisinde oluşturulmuş olur. Kompozit malzeme bu haliyle kaplamaya hazır hale gelmiştir.

Kaplamadan önce parçanın tüm kirlerden iyice temizlenmesi gerekir. Ayrıca yüzeyde bulunan oksit tabaka sülfürik asit banyosunda yıkanarak çıkarılmalıdır. Bunlardan sonra yüzey üzerine metal kaplama işlemi elektroliz ile gerçekleştirilir. İlk olarak kaplama malzemesine akım uygulanır. Bunun sonucunda malzeme elektrolit içerisinde çözünerek metal iyonlarına ayrışır. Daha sonra metal iyonları kaplanacak yüzey üzerinde toplanarak çökelti oluşturur. Bu son işlem ile kaplama tamamlanır.

Son olarak hem alüminyum küp uydunun hem de yüzeyleri ince alüminyum tabaka ile kaplanan kompozit küp uyduların yüzeylerindeki aşınma dayanımlarını ve elektrik direnimsinlerini arttırmak için anotlama işleminin uygulanması gerekmektedir. Anotlama ile metal yüzeyi üzerinde koruyucu bir oksit tabakasının kontrollü olarak oluşması hedeflenir. Elektrokimyasal işlem sırasında malzeme anotta alüminyumdan alüminyum oksite dönüşürken, katotta hidrojen gazı meydana gelmektedir. Yüzeydeki oksit, alüminyum ile bir önceki oksit tabakasının arasında oluşur. Bu sebeple işlemin devam edebilmesi için elektrolitin oksit tabakasının üstünden oyuklar açarak gözenekleri açık tutması gerekmektedir. Bu şekilde oksitleme işlemi devam edebilir. Yüzey üzerinde oluşan oksit tabaka kalınlaştıkça korozyona uğramakta olan alüminyuma ulaşmak giderek zorlaşır. Dolayısıyla oksit

gelişimi yavaşlar. Bu tabakanın üstündeki oyuk oluşumu ile altındaki oksit oluşumu eşitlendiğinde maksimum kalınlığa ulaşılmış olur.

Anotlama ile alüminyum veya kaplama yüzeyinde oluşturulan oksit tabakası, fırlatma sırasında gelişen titreşimler nedeniyle sürtünen küp uydu parçalarının aşınmasını ve alttaki malzemenin zarar görmesini önlemiş olur. Ayrıca P-POD ile küp uydu yüzeyleri arasında elektron aktarımını sınırlandırarak, kaplamanın aşınmasına yol açan soğuk kaynaklama olayının gelişimini engeller [23].

3.4 Tasarım Özelliklerinin Belirlenmesi ve Katı Model Çizimi

Yapısal alt sistem elemanları farklı uydu bileşenlerini bir arada tutmakta ve her bir alt sistem için gerekli arayüzü sağlamaktadır. Uydu yapılarının tasarımları karmaşıklıktan uzak ve üretim maliyetleri olabildiğince düşük olmalıdır. Bunlara ek olarak yapı, fırlatma ve uzay ortamlarında maruz kalacağı zorlayıcı yüklemeleri destekleyebilmelidir. Üretim kolaylıkları ve hafiflik de düşünülerek, çoğunlukla basit tasarımlar tercih edilmektedir.

Küp uydu birincil taşıyıcı yapı elemanları olan panel veya çerçevelerin pek çok farklı biçimde tasarlanma imkanı bulunmaktadır. Bu küp uydu yapıları tek bir blok malzemeden işlenebileceği gibi ayrı parçalar birleştirilerek de oluşturulabilmektedir. Tez kapsamında incelenen uyduların, farklı parçaların birleşiminden oluşmasına karar verilmiştir. Bu doğrultuda geliştirilen küp uydu panel tasarımları bir sonraki bölümde detaylı bir şekilde anlatılacaktır.

Tezde küp uydu yapısal modelleri CATIA V5R21 yazılımı kullanılarak çizilmiştir. Bu yazılım ile öncelikli olarak uydu parçalarının üç boyutlu katı modelleri ayrı ayrı oluşturulmuş, daha sonra tüm parçalar montajlanarak nihai küp uydu modelleri elde edilmiştir.

3.4.1 Farklı panel tasarımlarının oluşturulması

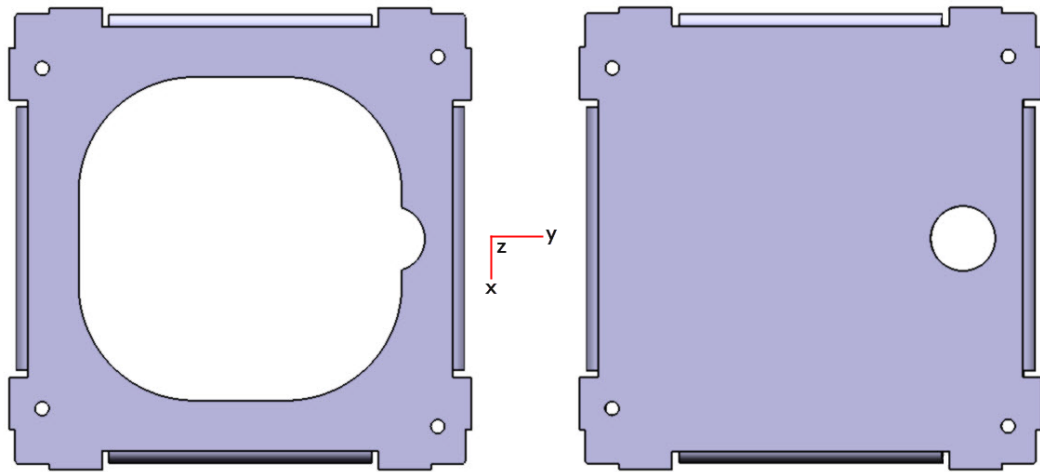
Tez çalışmasında küp uydu birincil taşıyıcı yapılarının, ayrı paneller kullanılarak oluşturulmaları kararlaştırılmıştır. Bu yöntemin tercih edilmesinde, yapılarda kullanılan kompozit malzemeler etkili olmuştur. Monolitik ve sandviç kompozit yapılar farklı üretim teknikleri kullanılarak panel formunda üretilebilmekte, benzer şekilde alüminyum alaşımları levha haline getirilerek kullanılabilmektedir. Ancak

kompozitlerin, alüminyum gibi katı blok malzemeden işlenerek üretilme imkanları bulunmamaktadır. Bu sebeple tek parçadan oluşan çerçeve yapı kullanımı tercih edilmemiştir.

Gerçekçi ve küp uydu standartlarına uygun panel tasarımlarının gerçekleştirilebilmesi için, literatür araştırması yapılmış ve piyasada var olan küp uydu yapıları incelenmiştir. Araştırma sonucunda, tezdeki uydularda kullanıma en uygun tasarımın, Pumpkin firması tarafından geliştirildiği görülmüştür. Bunun için paneller tasarlanırken Pumpkin firmasının panel yapısı örnek alınmıştır.

Tezde dört farklı küp uydu modelinin oluşturulacağından önceki bölümlerde bahsedilmiştir. Bu modellerde pencere ve penceresiz olmak üzere iki ayrı panel şekli tercih edilmektedir. Buna göre pencere panel tasarımı, alüminyum ve monolitik yapı kompozit uyduların bir tanesinde; penceresiz panel tasarımı ise diğer monolitik yapı kompozit uydu ile sandviç yapı kompozit uyduda kullanılmıştır.

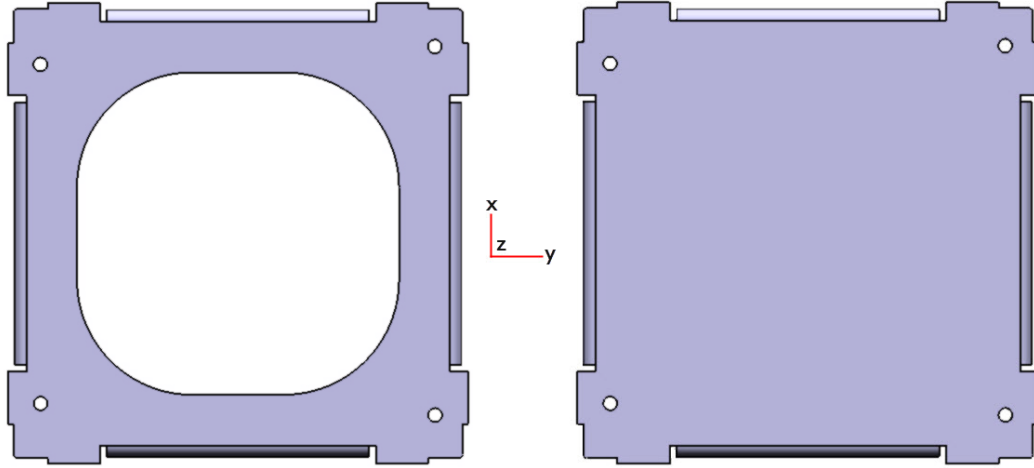
Kü uyduların birincil taşıyıcı yapıları altı adet panel içermektedir. Her bir uyduda; bir üst panel, bir alt panel ve dört adet yan panel bulunur. Uydu içerisindeki kartlardan en üstte bulunan, kamera kartıdır. Bunun üzerindeki kameranın görüşünün engellenmemesi için, üst panel üzerinde bir delik açılmıştır. Tasarlanan pencere ve penceresiz üst panellerin üstten görünüşleri, Şekil 3.2'deki gibidir.



Şekil 3.2 : Küp uydu pencere (solda) ve penceresiz (sağda) üst panel görünüşleri.

Şekil 3.2'de panel köşelerinde görülen küçük delikler, ikincil taşıyıcı yapı elemanlarından sonsuz vidaların üst panel ile birleşim yerleridir. Uydu montajı gerçekleştirildiğinde bu delikler, vidalar tarafından kapatılmaktadır.

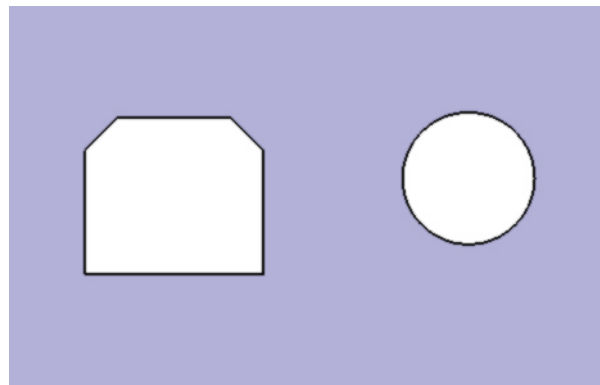
Küp uydu pencereli ve penceresiz alt panelleri, üst paneller ile aynı boyutlarda olup benzer görünüme sahiptirler. Sadece farklı olarak, üst panellerde bulunan kamera deliği, alt panellerde yoktur. Tasarlanan pencereli ve penceresiz alt panellerin alttan görünüşleri, Şekil 3.3'teki gibidir.



Şekil 3.3 : Küp uydu pencereli (solda) ve penceresiz (sağda) alt panel görünüşleri.

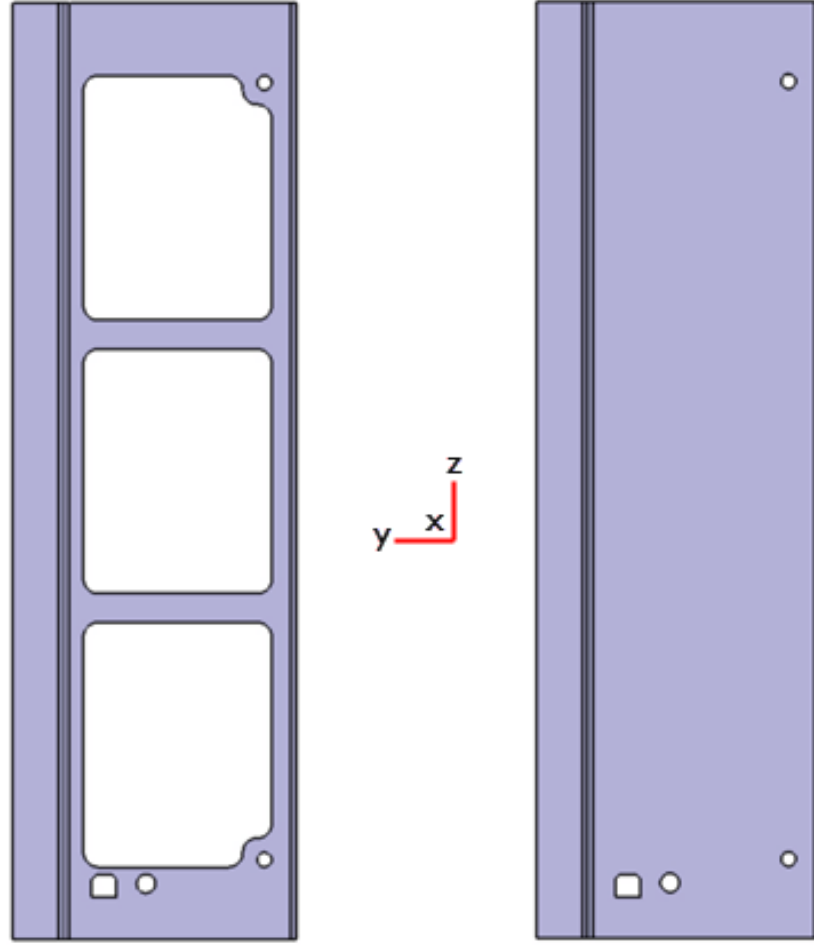
Şekil 3.3'te panel köşelerinde görülen küçük delikler, ikincil taşıyıcı yapı elemanlarından sonsuz vidaların alt panel ile birleşim yerleridir. Uydu montajı gerçekleştiğinde bu delikler, vidalar tarafından kapatılmaktadır.

Tüm modellerde, küp uydu yan panellerinden üç tanesi kendi içlerinde aynı olup, sadece bir tanesi diğerlerinden farklıdır. Tasarımı farklı olan bu panelin üzerinde, usb ve harici güç kaynağı girişlerine karşılık gelen bölgelerde iki adet delik açılmıştır. Geliştirilen bu tasarımla, uydu fırlatılmadan önce gerek duyulması halinde uyduya erişimin sağlanabilmesi amaçlanmaktadır. Usb ve harici güç kaynağı girişlerinin yan panel üzerindeki yakın görünüşleri Şekil 3.4'deki gibidir.



Şekil 3.4 : Usb ve harici güç kaynağı girişlerinin yakın görünümü.

Usb ve harici güç kaynağı girişi bulunan yan panellerin, pencereli ve penceresiz olarak tasarlanan her iki çeşidinin önden görünüşleri, Şekil 3.5’te verilmiştir.

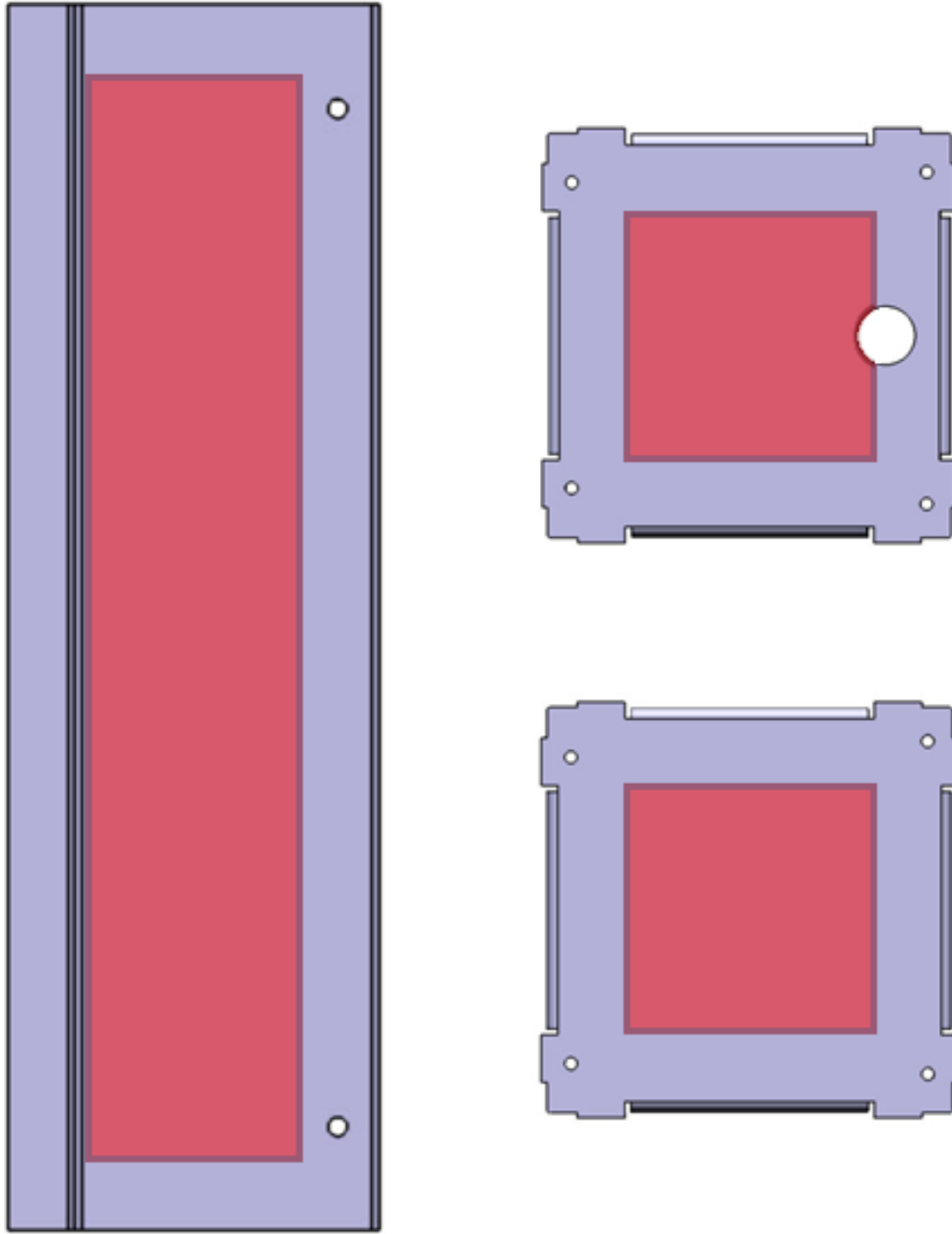


Şekil 3.5 : Küp uydu pencereli (solda) ve penceresiz (sağda) yan panel görünümü.

Küp uydulardaki pencereli ve penceresiz diğer yan paneller, Şekil 3.5’te görülen paneller ile aynı boyutlarda olup benzer görünüme sahiptirler. Sadece farklı olarak, erişim panellerinde bulunan usb ve harici güç kaynağı girişleri, diğer yan panellerde yoktur. Tüm yan panellerin önden görünüşlerinde sağ kenarlarına yakın, birisi altta diğeri üstte olmak üzere iki adet delik göze çarpmaktadır. Bu delikler, paneller üzerine konumlandırılan güneş hücrelerine ait kabloların, yapı içerisine geçişlerinin sağlanması için tasarlanmışlardır. Kablo deliklerinin konumları belirlenirken, Güneş panel veya hücreleri tarafından üstlerinin kapatılmamasına ve panel bağlantı bölgelerinde bulunmamalarına özen gösterilmiştir.

Daha önce de belirtildiği gibi sandviç yapılı kompozit küp uyduda penceresiz panel tasarımı kullanılmıştır. Bu uyduda kullanılan panellerin boyut ve şekilleri, monolitik yapılı kompozit küp uyduda kullanılan penceresiz paneller ile aynıdır. İki uydu

arasındaki fark, yapılarında kullanılan malzemelerden kaynaklanmaktadır. Sandviç yapılı olarak adlandırılan panellerin bazı bölgelerinde, karbon/epoksi prepregler arasında alüminyum balpeteği kullanılırken, monolitik yapıda olan panellerde kullanılmamıştır. Sandviç uydu panelleri üzerinde balpeteği kullanılacak bölgeler belirlenirken panel bağlantılarının bulundukları yerlere dikkat edilmiş ve bu kısımlarda balpeteği, dolayısıyla sandviç yapı kullanılmamıştır. Şekil 3.6'daki kırmızı alanlar, penceresiz paneller üzerindeki sandviç bölgeleri göstermektedir.



Şekil 3.6 : Küp uydu penceresiz paneller sandviç bölgeleri.

Tüm uydu yapılarında kullanılan panellerin boyutları, küp uydu standartlarına göre belirlenmiştir. Üst ve alt panellerin, en ve boyları 100 mm'dir. Yan panellerin ise enleri 100 mm iken, boyları 323.5 mm'dir. Kompozit panellerin kalınlıkları, katman özelliklerine göre değişiklik gösterdiğinden, panel kalınlık bilgileri bir sonraki bölümde verilecektir. Alüminyum panel kalınlıklarının diğerleriyle aynı olmaları istenmektedir. Bu sebeple alüminyum panellere ait kalınlık bilgileri de sonraki bölümde açıklanacaktır.

3.4.2 Kompozit panellerin katmanlama özellikleri

Kompozit yapı tasarımının en önemli aşamalarından biri, üretilen malzemenin katman özelliklerinin belirlenmesidir. Monolitik olarak adlandırılan katmanlı kompozit malzemeler, üst üste yerleştirilen tabakalardan meydana gelir. Benzer şekilde sandviç yapılar da çekirdek kısmını oluşturan dolgu malzemelerinin üst ve altlarına katmanlar serilerek oluşturulmaktadır. Bu katmanlar düz ve sürekli elyaf dizilimlerine sahip tek veya çift yönlü kompozit kumaşlardır. Daha önce de belirtildiği gibi tek yönlü kumaşlarda malzemenin sadece bir yönü elyaflardan oluşur. Bu da katmanın anizotropik özellik sergilemesine neden olur. Elyafa dik yönde mekanik özellikler çok yetersiz olacağından, yapılarda yalnız tek yönlü kumaş kullanımı tercih edilmemektedir. Ancak tek başlarına kullanışsız olan bu katmanlar çeşitli elyaf yönelimleriyle üst üste yerleştirilerek yüksek mekanik özelliklere sahip katmanlı kompozitler elde edilebilir.

Tezde tasarlanan monolitik ve sandviç kompozit panellerde farklı katmanlama şekilleri tercih edilmiştir. Katmanlamalar yapılırken, kullanılan malzemelerin özellikleri ve uydu yapılarının maruz kalacağı yüklemeler dikkate alınmıştır.

3.4.2.1 Monolitik paneller

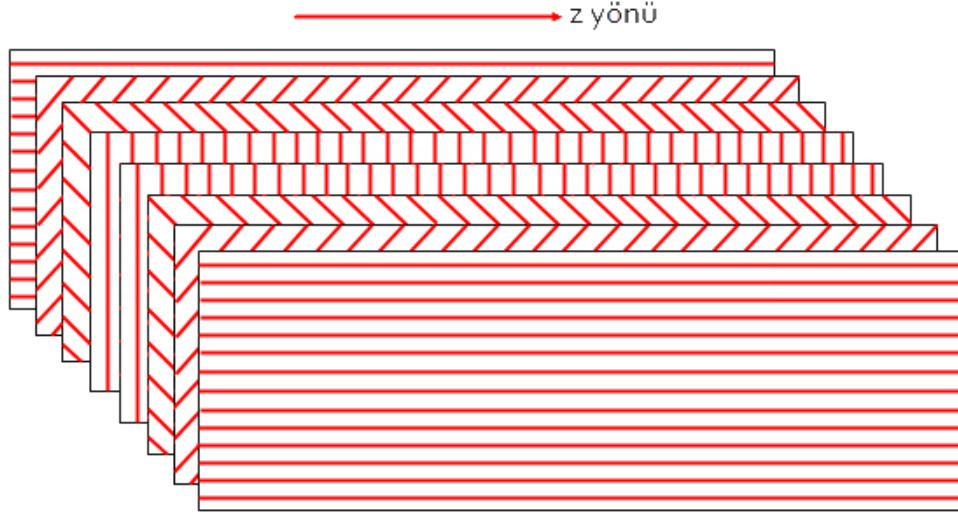
Monolitik kompozit yapılı küp uyduların yan panellerinde tek yönlü karbon/epoksi prepreg USN 150, alt ve üst panellerinde ise çift yönlü karbon/epoksi prepreg T650-35 3k/976 kullanılmıştır. Bu prepreg kumaşların tüm malzeme özellikleri önceki bölümde görülebilmektedir.

Tezde incelenen monolitik yan panellerde $[0/45/-45/90]_s$ katmanlama şekli tercih edilmiştir. $[0/45/-45/90]_s$ yazımı katmanlı kompozitin toplam sekiz tabakadan oluştuğunu ifade eder. Köşeli parantezin dışında bulunan alt simge şeklinde yazılmış

“s”, kompoziti oluşturan katmanların bir referans eksene göre simetrik olarak yerleştirildiklerini göstermektedir. Buna göre orta düzlemin üstünde bulunan katmanlar, altındakilerle aynı elyaf yönelimi, malzeme ve kalınlık özelliklerine sahiplerdir. Yan panellerde kullanılan bu katmanlama [0/45/-45/90/90/-45/45/0] şeklinde de yazılabilir. Köşeli parantez içerisinde eğik çizgilerle ayrılarak yazılan her bir sayı, katmanların derece cinsinden yönelim açılarını temsil etmektedir. Malzemenin en üst katmanı, ilk olarak yazılır.

Kompozit uzay yapılarında çokça tercih edilen bu sekiz katmanlı düzenleme, düzlem içi yükleme durumunda katmanlı kompozitin sanki-izotropik (quasi-isotropic) gibi davranmasını sağlamaktadır. Bu katmanlama ile malzemenin 90° ekseni etrafında gelişen eğilmeye karşı gösterdiği dayanım ve direngenlik, 0° ekseni etrafındakine göre daha fazla olur. Bunun sebebi olarak, 0° yönelimli elyafların malzemenin yüzeylerinde, 90° yönelimli elyafların ise tarafsız eksenin yanında bulunmaları gösterilebilir [11]. Malzemenin 90° ekseni etrafında bir eğilme momenti oluştuğunda, yüzeyde bulunan 0° yönelimli elyaflar bu momente karşı direnç gösterir. Benzer durum 0° ekseni etrafında gelişen eğilme momenti için de geçerlidir. Ancak bu sefer eğilmeye karşı direnen 90° yönelimli elyaflardır. Tarafsız eksenden uzaklaştıkça elyafların eğilmeye gösterdiği direnç artacağından, yukarıda bahsedilen durum ortaya çıkmaktadır.

Uydunun maruz kalacağı yüklemeler yan paneller üzerinde eğilme momentlerinin oluşmasına neden olabilir. Böyle bir durumda panel üzerindeki en büyük gerilmenin yüzeyde görülmesi beklenmektedir. Panelin bir yüzeyinde çekme gerilmesi, diğerinde ise basma gerilmesi ortaya çıkar. Bu gerilmelere karşı daha büyük dayanımın sağlanabilmesi için, yüzey katmanı elyaf yönelimlerinin gerilmeler ile aynı yönde olmaları gerekmektedir. Bu sebeple tezdeki monolitik yan panellerde katmanlama yapılırken, 0° yönelimli en dış katman eksenlerinin panelin uzun kenarının bulunduğu Z ekseni üzerinde olmasına dikkat edilmiştir. Bu yöntemle kısa kenar ekseni etrafında oluşabilecek eğilme momentlerine, dolayısıyla Z yönünde ortaya çıkabilecek çekme ve basma gerilmelerine karşı daha büyük dayanımın elde edilmesi amaçlanmıştır. Ayrıca uydu burulmaya maruz kalabileceğinden, panellerin burulma momentine dayanabilmeleri için dört adet katman 45° elyaf yönelimi ile yerleştirilmiştir. Yan panel üzerinde gerçekleştirilen katmanlamanın temsili görünümü Şekil 3.7’deki gibidir.



Şekil 3.7 : Monolitik yan panel katman dizilimi $[0/45/-45/90]_s$.

Simetrik dolayısıyla sanki-izotropik katmanlama, panel tasarımlarında kullanıma çok uygundur. Katmanların simetrik dizilişi panellerin dengeli yapıda olmalarını sağlamaktadır. Bu yöntemle, sıcaklık değişimleri sırasında malzeme üzerinde beklenmedik yapısal hasar oluşumunun önüne geçilir. Isıl döngü sebebiyle ortaya çıkan yüksek sıcaklık farkları, kompozit panellerin matris elemanı olan epoksi reçine üzerinde kılcal çatlak oluşumunu tetikleyebilmektedir. Bu durum, katman yönelim açıları arasında büyük farklar bulunan kompozit yapılarda kolaylıkla ortaya çıkar. Bu sebeple katmanlama yapılırken, yönelim açıları birbirine yakın katmanların üst üste yerleştirilmesine özen gösterilmiştir. Katman yönelim açıları arasındaki farkın az olması sağlanarak, katmanlararası ısıl gerilemelerin düşük seviyelerde tutulmaları ve epoksi reçine üzerinde kılcal çatlama olasılığının azaltılması amaçlanmıştır.

Yan panellerde kullanılan tek yönlü karbon/epoksi prepreg USN 150'nin katman kalınlığı 0.15 mm'dir. Bir panel toplam sekiz katman içerdiğinden, pencere ve penceresiz tüm monolitik yan panellerin kalınlıkları 1.2 mm olmuştur.

Monolitik alt ve üst panellerde, çift yönlü karbon/epoksi prepreg kullanılarak katmanlama yapılmıştır. Dokuma olarak da adlandırılan bu prepreg kumaşın bir katmanında, hem 0° hem de 90° yönelimli elyaflar bulunmaktadır. Çift yönlü kumaşlar ile sanki-izotropik yapıda katmanlı kompozit elde etmek mümkündür. Panellerin tarafsız eksene göre simetrik olmaları istendiğinden, tüm katmanlar 0° ve 90° elyaf yönelimleriyle istiflenmişlerdir. Alt ve üst panellerde sekiz adet katman kullanılmıştır. Çift yönlü karbon/epoksi prepreg T650-35 3k/976'nın her bir katmanı

0.175 mm kalınlığındadır. Bir panel toplam sekiz katman içerdiğinden, pencerele ve penceresiz tüm monolitik alt ve st panellerin kalınlıkları 1.4 mm olmuştur.

Alüminyum panel ölçülerinin monolitik paneller ile aynı olmaları istenmektedir. Buna bağlı olarak alüminyum panel kalınlıkları yan panellerde 1.2 mm, alt ve st panellerde ise 1.4 mm olarak belirlenmiştir.

3.4.2.2 Sandviç paneller

Sandviç kompozit yapılı kp uyduların tüm panellerinde, monolitik yapılı uydularda kullanılan tek ve çift yönlü karbon/epoksi prepregler tercih edilmiştir. Bu panellerde monolitik panellerden farklı olarak, prepregler arasında alüminyum 5056 balpetekleri kullanılmıştır. Bu tarz bir yapı ile düştük ağırlıkta yüksek eğilme dayanımı ve katılığın sağlanması amaçlanmıştır. Kullanılan balpeteğinin tüm mekanik özellikleri önceki bölümde görülebilmektedir.

Sandviç yan panellerde kullanılan katmanlama $[0/90/0/90/\bar{0}]_s$ şeklindedir. Bu panellerde de orta düzleme göre simetrik bir dizilim tercih edilmişt ve böylelikle malzemenin sanki-izotropik yapıda olması hedeflenmiştir. Tam ortada bulunan 0° yönelimli katman alüminyum balpeteğini temsil etmektedir. Diğer katmanlar ise tek yönlü karbon/epoksi prepreg kumaşlardır. Sandviç yapının çekirdek elemanı olarak kullanılan alüminyum balpeteği, panel üzerinde eğilme veya burulma momenti yaratabilecek yüklemelere karşı gerekli dayanımı sağlayacağından, yüzey plakalarında 45° elyaf yönelimli katmanlar tercih edilmemiştir. Bunun yerine 0° ve 90° yönelimli katmanlar kullanılarak eksenel yüklere karşı daha fazla dayanım elde edilmek istenmiştir. Ayrıca yan panellerde katmanlama yapılırken, 0° yönelimli en dış katman eksenlerinin ve balpeteği şerit yönlerinin, panelin uzun kenarının bulunduğu Z eksenini üzerinde olmasına dikkat edilmiştir.

Sandviç yan panellerde kullanılan alüminyum balpeteğinin kalınlığı 5 mm olarak belirlenmiştir. Yüzey plakalarını oluşturan katmanların kalınlıkları ise 0.15 mm'dir. Balpeteğinin üstünde ve altında dörder katmandan toplam sekiz katman bulunduğu için, sandviç yan panel kalınlığı 6.2 mm'ye ulaşmıştır.

Sandviç alt ve st panellerde ise alüminyum balpeteği, sekiz adet çift yönlü karbon/epoksi prepreg katmanının arasında kullanılmıştır. Bu panellerin de tarafsız eksene göre simetrik olmaları istendiğinden, tüm katmanlar 0° ve 90° elyaf yönelimleriyle istiflenmişlerdir. Çift yönlü karbon/epoksi prepreglerin her bir

katmanı 0.175 mm kalınlığındadır. Alt ve üst panellerde kullanılan balpeteklerinin kalınlıkları da 5 mm'dir. Tüm bu katmanların üst üste yerleştirilmeleriyle 6.4 mm kalınlığında sandviç alt ve üst paneller elde edilmiştir.

3.4.3 Kullanılan bağlantı yöntemleri

Uydu yapısal elemanlarını birleştirmek için geliştirilmiş farklı bağlantı yöntemleri bulunmaktadır. Bunlar arasında en çok tercih edilenler; cıvata, vida veya perçin gibi bağlantı elemanları kullanılarak gerçekleştirilen mekanik bağlama, kaynaklama ve yapıştırma yöntemleridir. Ancak polimer matrisli kompozitleri birleştirirken kaynaklama veya lehimleme gibi yöntemler kullanılamaz. Bu sebeple kompozit parçalar mekanik bağlama, yapıştırma veya her ikisi birden kullanılarak bir araya getirilmektedir.

Yapıştırma yönteminin, mekanik bağlamaya göre daha iyi olduğu söylenebilir. Bu yöntem yüklerin tüm birleşme bölgesi üzerinde eşit oranda dağılmalarını sağlamaktadır. Bunun sonucunda yapıştırma bölgelerinde düşük mertebelerde gerilmeler oluşur. Bu durum da daha uzun yorulma ömrü anlamına gelmektedir. Mekanik bağlama elemanları ise kompozit dayanımının daha düşük olduğu yönde gerilim yığılmasına neden olarak, katmanlar arasında çatlak oluşumunu tetikleyebilir. Kompozitler kırılğan yapıda oldukları için bu malzemeler üzerinde mekanik bağlayıcı kullanımı metallere kıyasla daha verimsizdir. Ancak dokuma kompozitlerin, tek yönlü kumaştan üretilen kompozitlere göre bağlantı elemanı kaynaklı yüklere karşı daha dayanıklı oldukları söylenebilir [11].

Yapıştırılmalı bağlantılar polimer matrisli kompozit parçaları birleştirmenin yanı sıra, yüzey plakalarını balpeteğine yapıştırmak, Güneş hücrelerini destek yapıdan elektriksel olarak izole etmek ve galvanik korozyona yatkın metalleri ayırmak için de kullanılmaktadırlar. Kaynaklamanın mümkün olmadığı birbirinden farklı özellikteki metaller, plastikler ve kompozit malzemeler, yapıştırıcılar ile birleştirilebilir. Ayrıca bu yöntemle bağlantı elemanları kaynaklı kütle artışının önüne geçilmiş olur.

Yapıştırma yönteminin sağladığı bu avantajlar sebebiyle tezde incelenen tüm küp uydularda yapıştırıcı bağlantılar kullanılmasına karar verilmiştir. Mekanik bağlantı elemanları ise çok sayıda ayırık parçayı birleştirmek için sadece gerekli yerlerde tercih edilmişlerdir. Uydulardaki yapıştırılmalı bağlantı bölgeleri incelenmeden önce, kullanılabilecek yapıştırıcı çeşitleri ile bunların seçimlerinde dikkat edilmesi gereken

etmenlerden bahsedilmelidir. Bunlardan sonra kullanılan bağlantı şekillerine de değinilecektir.

Kullanılan yapıştırıcılar sıvı, macun ve katı film formlarında olabilmektedir. Bunlardan hangisinin tercih edileceği bağlantı tipine bağlıdır. Sıvı yapıştırıcılar yüzey üzerine kolaylıkla yayılarak ince bir yapıştırma hattı oluştururlar. Ancak bunların kullanılabilmesi için birleştirilecek yüzeylerin yatay konumda olmaları gerekmektedir. Macunlar büyük boşlukları doldurmak ve karmaşık üç boyutlu bağlantılarda kullanım için en uygun yapıştırıcı tipidir. Katı filmler ise yüzey plakaları ve balpeteği gibi geniş yüzeyleri birbirlerine bağlamak için kullanılmaktadırlar. Film yapıştırıcılar uygulmadan önce istenen şekillerde kesilebilir.

Yapıştırıcı seçiminde dikkat edilmesi gereken çeşitli etmenler bulunmaktadır. Bunlardan ilki yapıştırıcının kullanılacağı bağlantı tipidir. Birleşme bölgesine en uygun formda yapıştırıcı seçilerek, üst seviyede verim elde edilmelidir. Düşünülmesi gereken ikinci etmen uydunun bulunacağı çevre koşullarıdır. Uzay ortamında uydular büyük sıcaklık farklarına maruz kalırlar. Yaşanan bu sıcaklık değişimleri, yapıştırma bölgelerinde yüksek ısıl gerilmelere neden olabilmektedir. Bağlantılarda yapısal göçme yaşanmaması için yapıştırıcı dayanımının yüksek olması gerekir. Buna ek olarak seçilen yapıştırıcı mekanik özelliklerinde bir değişiklik olmadan sıcak koşullarda da çalışabilmelidir. Ayrıca düşük gaz çıkışı ölçütünü sağlamaları da son derece önemlidir. Vakum ortamında gaz çıkışı kaynaklı yapısal hasarın oluşmaması için, tercih edilen yapıştırıcı uzay uygulamalarında kulanıma uygun olmalıdır.

Yapıştırıcı seçerken belirleyici olan unsurlardan bir diğeri de birleştirilen parçalardır. Kullanılan yapıştırıcı ile bağlanan yüzeylerin, maruz kaldıkları yükler altında benzer davranış sergilemeleri gerekir. Bir başka deyişle birbirleriyle uyumlu hareket etmeleri istenmektedir. Bu sebeple kırılğan özellikteki bir yapıştırıcı esnek yapıda iki yüzeyi birleştirmek için kullanılamaz. Böyle bir durumda malzeme ile yapıştırıcı arasındaki gerinim farkı, kılcal çatlak oluşumuna neden olabilmektedir. Bazı parçaların bağlantıları söz konusu olduğunda, yapıştırıcının elektriksel iletkenlik özellikleri önem kazanır. Bu parçalara örnek olarak Güneş panelleri gösterilebilir. Güneş hücrelerini destek yapıya tutturmak için kullanılan yapıştırıcıların elektriksel olarak yalıtkan özellikte olmaları gerekmektedir [11].

Yapıştırıcılar değişik uygulamalardaki özel ihtiyaçlara göre üretilmektedirler. Bunun sonucu olarak piyasada pek çok farklı çeşit yapıştırıcı bulmak mümkündür. Bu ürünler yapısal ve yapısal olmayan diye sınıflandırılabilir. Büyük yüklemelere maruz kalan parçaların birleştirilmesinde yapısal yapıştırıcılar tercih edilmektedir. İyi ısı iletim gerektiren bağlantılarda ise dayanım özellikleri daha düşük yapısal olmayan yapıştırıcılar kullanılır. Tezde incelenen küp uydu birincil yapılarının bağlantılarında yüksek mekanik dayanım gerektiğinden, tüm birleşim bölgelerinde yapısal yapıştırıcı kullanılmasına karar verilmiştir.

Uzay uygulamalarında kullanıma uygun yapısal yapıştırıcılar; epoksi, polyamid, bizmalemid, silikon ve değiştirilmiş polimerler ile sınırlandırılmıştır. Bunlar arasında en çok tercih edilenler epoksi yapıştırıcılardır. Değiştirilmiş polimerler de epoksi ile birleştirilerek kullanılmaktadır. Fenolik ve poliamit bu değiştirilmiş polimerlere örnek olarak verilebilir. Burada sözü geçen tüm yapısal yapıştırıcılar kompozit-kompozit, kompozit-metal veya metal-metal bağlantılarında kullanılabilir. Tezdeki küp uydu yapılarında kullanıma en uygun yapıştırıcı veya yapıştırıcıların belirlenmesi için literatür araştırılması yapılmıştır. Bunun sonucunda farklı bağlantı bölgelerinde kullanım için epoksi ve silikon yapıştırıcılar seçilmiştir.

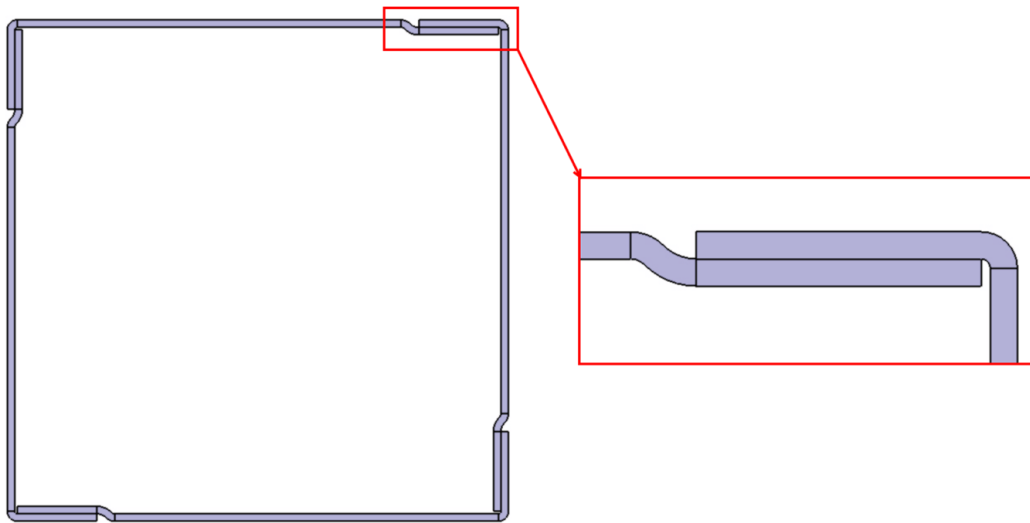
Daha önce de belirtildiği gibi epoksi en yaygın kullanılan yapısal yapıştırıcı çeşididir. Birbirinden farklı özellikteki malzemeler arasında kullanılabilmesi ve güçlü mekanik özellikleri daha çok tercih edilmelerine neden olmaktadır. Ayrıca farklı polimerler eklenerek çekme dayanımlarının yanısıra nem dirençleri de arttırılabilir. Geliştirilen yeni nesil epoksi yapıştırıcılar ile daha güçlü birleşim bölgeleri elde edilmektedir. Uydu yapılarında kullanılan yapıştırıcıların, fırlatma sırasında oluşan titreşime dayanabilmeleri için esnek davranış sergilemeleri gerekir. Sıvı, macun veya film formlarında üretilen epoksiler, sahip oldukları yüksek kayma dayanımları ve esneklikleri sayesinde fırlatma anında uydu bütünlüğünü korumaya yardımcı olurlar. Isıl döngüye maruz kalmaları durumunda kırılğan hale gelmeleri, epoksi yapıştırıcıların en olumsuz özelliği olarak gösterilebilir [34].

Tezdeki küp uyduların bazı bağlantı bölgelerinde kullanılan silikon, epoksi gibi yapısal yapıştırıcı olup, sıvı ve macun formlarda bulunmaktadır. Ancak silikonun mekanik özellikleri epoksiden zayıftır. Bu sebeple daha az yapısal yüklemelere maruz kalan bağlantı bölgelerinde kullanılır. Sentetik bir malzeme olan silikon sahip olduğu özel moleküler yapısı sayesinde organik ve inorganik kimyasal özellikleri bir

arada taşır. Silikon yapıştırıcıların sıcaklık dayanımları oldukça iyidir. Uzun süre yüksek veya düşük sıcaklık altında çalışabilirler. Buna ek olarak mor ötesi ve kızıl ötesi ışınlam ile oksidasyona karşı dirençleri de yüksektir [34].

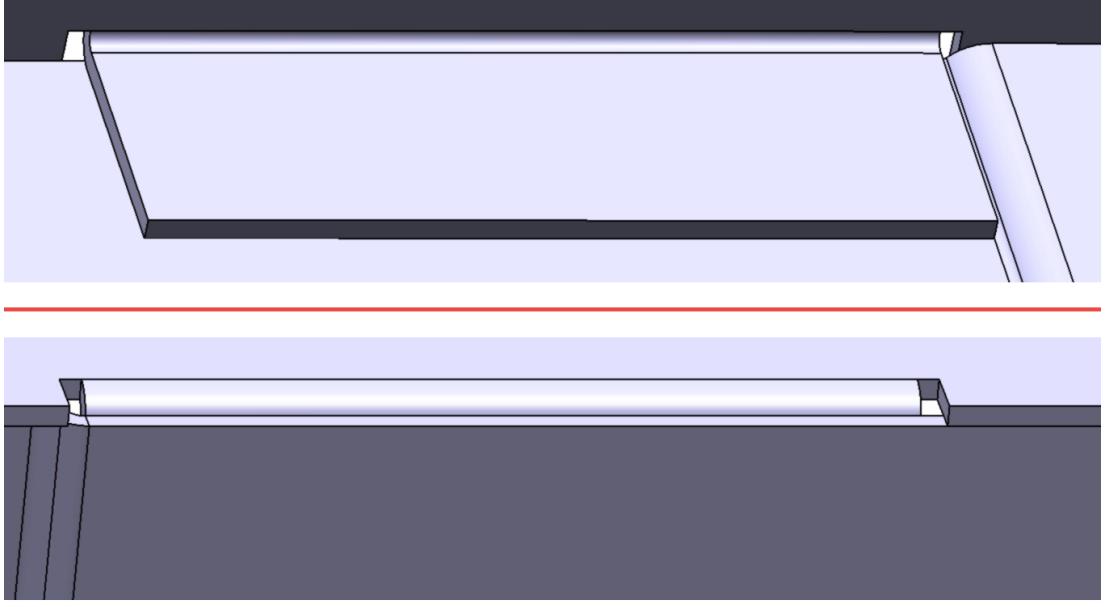
Tez kapsamında incelenen küp uydularda yapıştırıcı kullanılan bölgeler, dört farklı gruba ayrılabilir. Bunlardan ilki sandviç kompozit panellerdir. Sandviç yapılar üretilirken çekirdek kısmını oluşturan alüminyum balpeteği ile karbon/epoksi prepreg katmanlarından oluşan yüzey plakalarının birleştirilmesi gerekir. Bu noktada bağlantı yüzeylerinde kullanılmak üzere değiştirilmiş epoksi film yapıştırıcı Redux® 312 tercih edilmiştir. Kompozit üreticisi Hexcel firmasının bir ürünü olan bu yapıştırıcı, sandviç yapılarda kullanıma uygun olup, 100 °C'ye kadar mekanik özelliklerini muhafaza etmektedir [35]. Birleştirilecek malzemeler geniş yüzeylere sahip olduğundan film formunda yapıştırıcı kullanılmasına karar verilmiştir.

Uydu birincil taşıyıcı yapısını oluşturan paneller birbirlerine yapıştırıcı kullanılarak bağlanırlar. Panel birleşme yüzeyleri, uydu üzerinde yapısal dayanım gereksinimi en yüksek bağlantı bölgeleridir. Bu sebeple panel bağlantılarında Scotch-Weld™ 2216 B/A epoksi yapıştırıcı tercih edilmiştir. Kompozit ve metal parçaları yapıştırabilen bu ürün yüksek kayma dayanımına sahiptir. Ayrıca düşük gaz çıkışı özelliği ile uzayda kullanıma uygundur [36]. Tezde incelenen tüm küp uydu panelleri, alüminyum veya kompozit, pencereless veya penceresiz ayırt etmeksizin aynı şekilde birleştirilmişlerdir. Birbirine temas eden panel yüzeylerinin boyutları da aynıdır. Yan panel birleşim bölgelerinin üstten görünümü Şekil 3.8'deki gibidir.



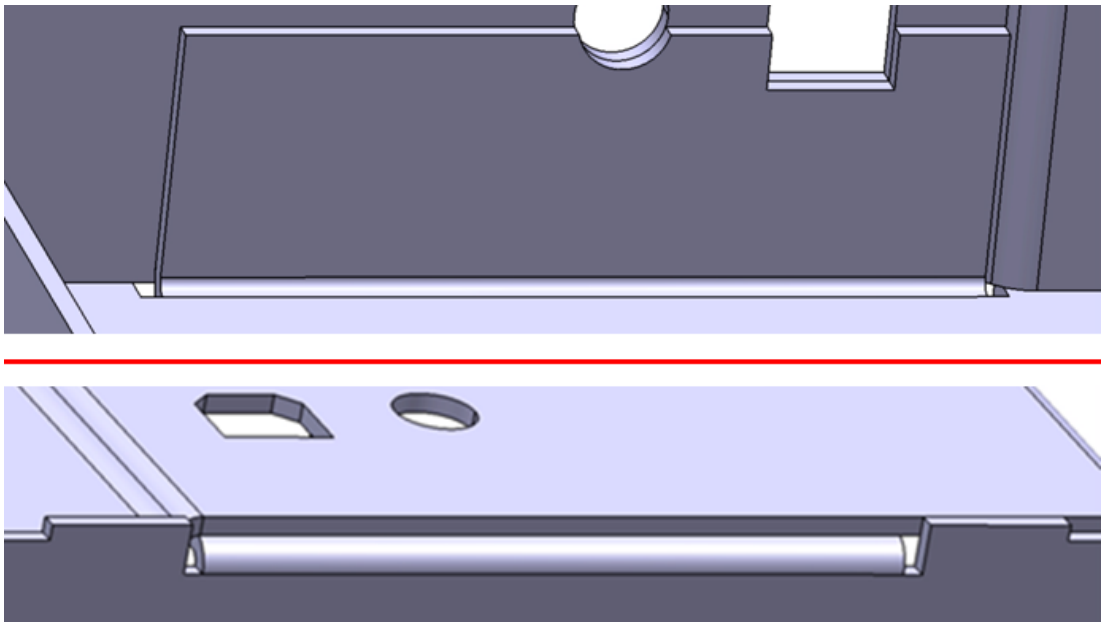
Şekil 3.8 : Yan panel bağlantılarının üstten görünümü.

Üst panel ile yan panellerin birleşiminde, yan paneller arası bağlantılardakine benzer bir yöntem izlenmiştir. Bu sefer üst panelin tüm bağlantı yüzeyleri, yan panellere içten tutturulmuştur. Bahsi geçen bu bağlantı bölgesinin içten ve dıştan görünümü Şekil 3.9'daki gibidir.



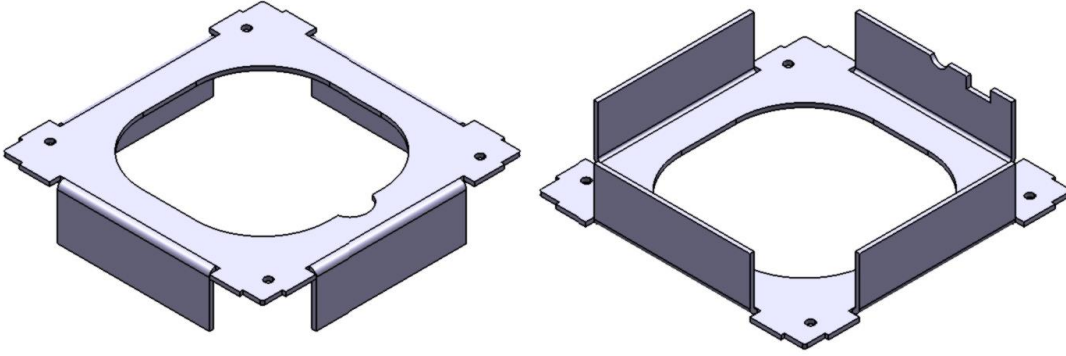
Şekil 3.9 : Üst yan panel bağlantısının içten (üstte) ve dıştan (altta) görünümü.

Alt panel ile yan panel birleşim bölgeleri, üst ve yan paneller arasındaki bağlantılarla aynı mantıkla tasarlanmışlardır. Üzerinde usb ve harici güç kaynağı girişleri bulunan bağlantı bölgesinin içten ve dıştan görünümü Şekil 3.10'daki gibidir.



Şekil 3.10 : Alt yan panel bağlantısının içten (üstte) ve dıştan (altta) görünümü.

Alt panelin dört bağlantı yüzeyinden sadece bir tanesinin üzerinde usb ve harici güç kaynağı girişleri bulunmaktadır. Diğer yüzeyler üst paneldeki gibi deliksizdir. Her iki paneldeki toplam sekiz ayrı bağlantı yüzeyinin de bulunduğu alt ve üst panellerin izometrik görünüşleri Şekil 3.11’de verilmiştir.

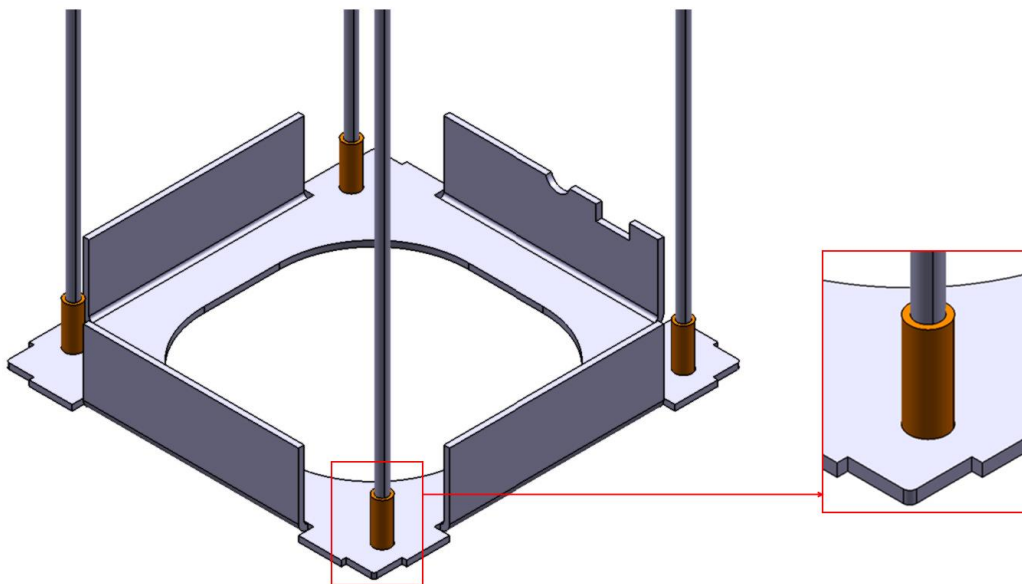


Şekil 3.11 : Üst panel (solda) ve alt panelin (sağda) izometrik görünüşleri.

Daha önce de belirtildiği gibi tezdeki küp uydulardan iki tanesi pencereci, iki tanesi de penceresiz panel tasarımlarına sahiptir. Pencereci panellerin orta kısımlarında boşluk bulunduğundan, üzerlerine güneş hücreleri konulamaz. Bu sebeple pencereci panellere sahip uydularda hazır güneş panelleri kullanılmasına karar verilmiştir. Seçilen güneş panellerinden bir sonraki bölümde bahsedilecektir. Burada önemli olan, bu güneş panelleri ile uydu birincil yapısını oluşturan paneller arasında bağlantıyı sağlayacak yapıştırıcının seçimidir. Söz konusu birleşim bölgesinde, küp uydu panelleri arasında olduğu gibi Scotch-Weld™ 2216 B/A epoksi yapıştırıcı kullanılmıştır. Bu yapıştırıcı sahip olduğu yüksek mekanik özellikler sebebiyle güneş panelleri ve uydu ana gövdesi arasında kullanıma oldukça uygundur. Yapıştırma yüzeyleri sürekli ve geniş olmadığı için, epoksi film yapıştırıcı tercih edilmemiştir.

Penceresiz panel tasarımına sahip küp uydularda ise güneş paneli kullanımına gerek duyulmamaktadır. Güneş hücreleri herhangi bir destek yapıya ihtiyaç duymaksızın küp uydu penceresiz panelleri üzerine doğrudan yapıştırılabilir. Bu yöntemle Güneş paneli kaynaklı kütle artışının da önüne geçilmiş olur. Güneş hücrelerinin paneller üzerine yerleştirilmeleri sırasında, düşük gaz çıkışı özelliğine sahip silikon yapıştırıcı NuSil CV-2568 kullanılmasına karar verilmiştir [37]. Yapılan bu tercih ile silikonun sahip olduğu yüksek sıcaklık dayanımı, radyasyon direnci ve düşük atomik oksijen etkileşimi gibi olumlu özelliklerinden faydalanılmak istenmiştir.

Tez kapsamında incelenen dört küp uydu yapısında da ortak olarak kullanılan bir diğer bağlantı yöntemi mekanik bağlamadır. Uydular içerisinde bulunan baskılı devre kartları, küp uydu ikincil taşıyıcı yapı elemanları olan sonsuz vidalar ile üst ve alt panellere bağlanmışlardır. Sonsuz vidalar panellere, bunlar üzerinde bulunan mesafe tutucuların içlerinden geçirilerek tutturulmaktadır. Tüm küp uyduların alt ve üst panellerinde aynı vidalama yöntemi kullanılmıştır. Sonsuz vidaların alt panele bağlanış biçimleri, Şekil 3.12’de görüldüğü gibidir.



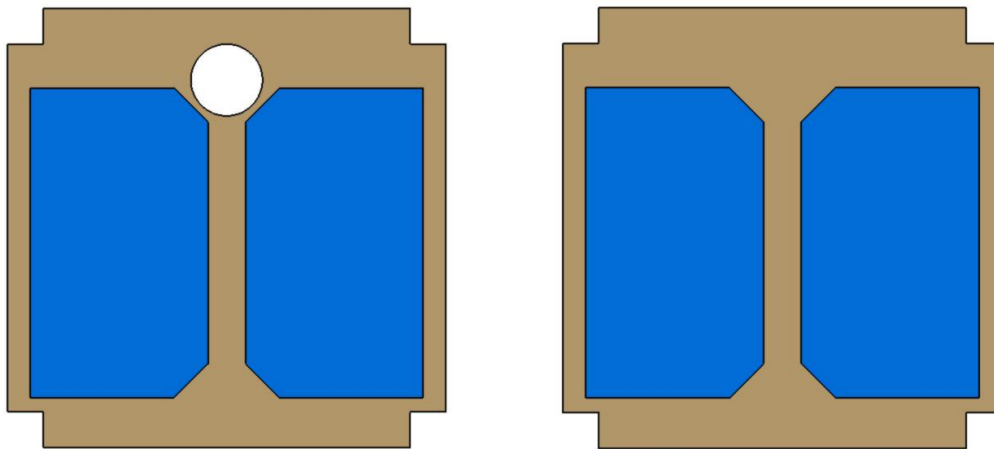
Şekil 3.12’de alt panele yapışık olan mesafe tutucular sonsuz vidalardan kolaylıkla ayırt edilebilmeleri için turuncu renkle gösterilmişlerdir.

Uydu içerisindeki elektronik alt sistemlerin güç ihtiyacı, güneş enerjisi kullanılarak karşılanmaktadır. Uydu panellerinin dış yüzeylerinde bulunan güneş hücreleri, üzerilerine gelen ışınları elektrik enerjisine dönüştürürler. Ancak bu hücrelerin bir destek yapı üzerine bağlanmaları gerekmektedir. Bunun için düz plakalar üzerine hücreler monte edilerek, güneş panelleri üretilmiştir. Bu paneller uydu üreticisi

tarafından yapılabildiği gibi, piyasada var olan güneş paneli üreticilerinden de alınabilmektedir. Günümüzde özellikle küp uydularda kullanım için geliştirilmiş, farklı firmalara ait pek çok güneş paneli tasarımı bulunmaktadır.

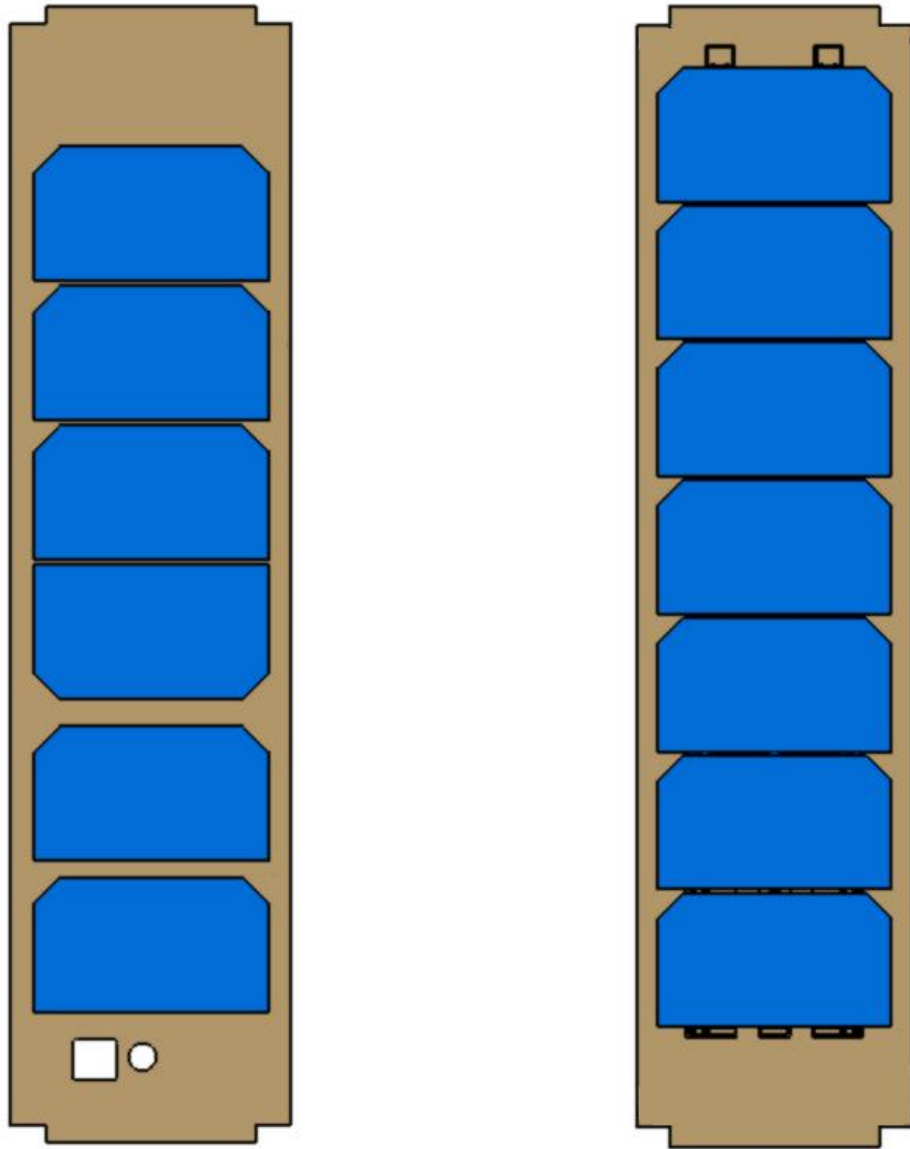
Tezde incelenen pencereci panel tasarımlarına sahip alüminyum ve monolitik kompozit küp uydularda, Clyde Space firmasının ürettiği güneş panellerinin kullanılmasına karar verilmiştir. İhtiyaca göre farklı boyutlarda üretilebilen bu panellerde, güneş hücrelerine destek yapı elemanı olarak, üzerinde kapton yüzey tabakası bulunan çok katmanlı baskılı devre kartları kullanılmaktadır. Ayrıca güneş hücrelerinin altında ısı iletkenliğinin sağlanması için panellerin en üst ve en alt katmanlarına bakır dolgu yapılmıştır [38].

Tezdeki küp uydularda kullanılan güneş panelleri, biçimsel olarak dört gruba ayrılabilir. Bunlardan ilki, üst panel üzerine yerleştirilen, 98 x 98 mm² yüzey alanına sahip güneş panelidir. Üzerinde iki adet güneş hücresi bulunan bu panelin kalınlığı ise 1.6 mm olarak belirlenmiştir. Köşelerindeki boşluklara küp uydu ayakları oturmaktadır. Uydu içerisindeki kameranın görüşünün engellenmemesi için, küp uydu üst panelinde olduğu gibi güneş panelinin üzerinde de kamera konumuna karşılık gelen bölgede bir delik açılmıştır. Bunun gibi bir diğer güneş paneli ise alt panel üzerinde kullanılmaktadır. Bu panel üstteki ile benzer olsa da bazı biçimsel farklılıklara sahiptir. Uydunun alt yüzeyine yerleştirilen güneş paneli, üstteki panel ile aynı boyutlarda olup, iki adet güneş hücresi taşımaktadır. Ancak, üsttekinde bulunan kamera deliği alt panelde yoktur. Birbirlerinden farklı tasarımlara sahip üst ve alt güneş panelleri, Şekil 3.13'te görülebilmektedir.



Şekil 3.13 : Üst (solda) ve alt (sağda) güneş panellerinin görünümü.

Kullanılan diğer güneş panelleri, uyduların yan yüzeyleri üzerine yerleştirilmektedir. Bu panellerin hepsinin kalınlıkları 1.6 mm, boyları 320 mm, enleri ise 82 mm'dir. Boyutları aynı olmasına rağmen yan yüzeylerde kullanılan güneş panelleri arasında biçimsel farklılıklar bulunmaktadır. Bunlardan üç tanesi birbirleriyle tamamen aynı olup, bir tanesi diğerlerinden farklıdır. Bunun sebebi, yan panellerden birinin üzerinde bulunan usb ve harici güç kaynağı girişleridir. Bu yüzey üzerinde bulunan güneş paneli, girişlerin olduğu bölgeler delik olacak şekilde tasarlanmıştır. Bu duruma bağlı olarak üç panel üzerinde yedişer güneş hücresi bulunurken, diğerinde altı adet hücre yer almaktadır. Küp uydu yan panelleri üzerinde kullanılan iki farklı güneş paneli tasarımı, Şekil 3.14'te görülebilir.



Şekil 3.14 : Kullanılan iki farklı yan güneş paneli tasarımı.

Tezdeki sandviç küp uydu ile monolitik küp uydulardan bir tanesi penceresiz panel tasarımına sahiptir. Uyduların bu panel tasarımları, yüzeyler üzerinde güneş paneli kullanımı gerekliliğini ortadan kaldırmaktadır. Aslen küp uydu birincil taşıyıcı yapı elemanı olan bu paneller, güneş hücrelerinin üzerine tutturulduğu destek yapı elemanı olarak da kullanılabilirler. Bu yöntemle güneş paneli kaynaklı kütle artışının da önüne geçilmiş olur.

Sandviç ve monolitik kompozit küp uydular için güneş hücresi seçimi yapılırken, benzer uydu projelerinde kullanılan hücreler araştırılmıştır. Bunun sonucunda Azur Space firması tarafından üretilen yeni nesil üç katmanlı ve yüzde 30 verimli galyum arsenit güneş hücresinin kullanılmasına karar verilmiştir. 3G30C olarak adlandırılan bu hücre 80 mm en ve 40 mm boy ölçülerine sahiptir. Ancak köşeleri kesik olduğundan, yüzey alanı 30.18 cm^2 olarak belirlenmiştir [39]. Üst ve alt panellerde iki, usb ve harici güç kaynağı girişlerinin bulunduğu erişim panelinde altı ve diğer yan panellerde yedi adet kullanılması planlanan güneş hücresinin genel görünümü, Şekil 3.15'teki gibidir.

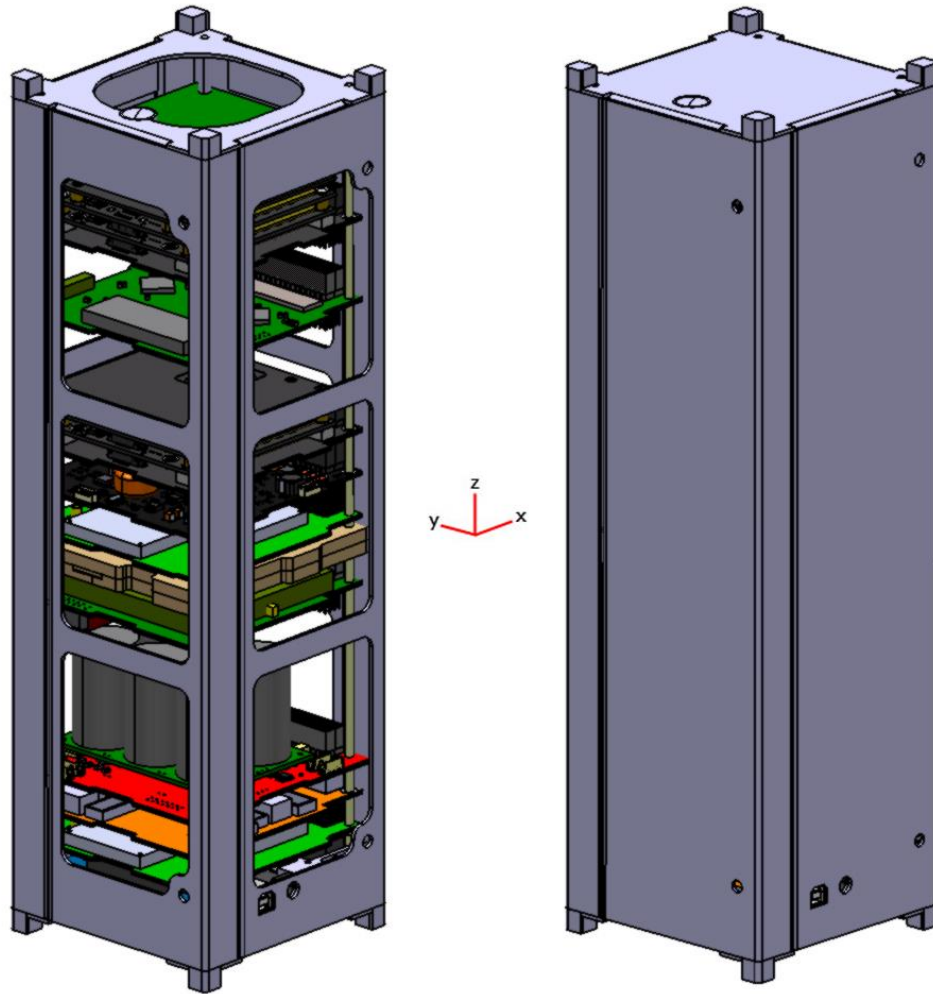


Şekil 3.15 : Azur Space %30 verimli GaAs güneş hücresi [39].

Şekil 3.15'te görülen güneş hücresinin küp uydu panelleri üzerine 1mm aralıklar ile konumlandırılması uygun bulunmuştur. Bu yerleşim ile daha fazla sayıda güneş hücresinden yararlanılması amaçlanmaktadır. Hücrelerin ağırlıkları sonraki bölümde açıklanacaktır.

3.4.5 K p uydu katı modelleri

Tez kapsamında incelenen dört ayrı k p uydunun tüm parçaları, CATIA V5R21 yazılımı ile tasarlandıktan sonra montajlanarak, toplam iki adet küp uydu katı modeli elde edilmiştir. Modellerden bir tanesi pencerele panel tasarımına sahip monolitik kompozit ve alüminyum uyduları, diğeri ise panellerinde pencere bulunmayan monolitik ve sandviç kompozit uyduları temsil etmektedir. Oluşturulan her iki katı model şekil 3.16’da görülebilir.



şekil 3.16 : Pencerele (solda) ve penceresiz (sağda) k p uydu katı modelleri.

3.4.6 Model kütleleri ve ağırlık merkezleri

K p uydu yapısal tasarımının son adımı olarak uydu bileşenlerine malzeme ataması yapılmıştır. Her bir parçanın kütlesi, kullanılan malzemelerin yoğunluklarının tanımlanması ile ayrı ayrı elde edilmiştir. İlerleyen bölümlerde dört k p uyduda da kullanılan alt sistem bileşenleri ve ikincil taşıyıcı yapı elemanlarının kütleleri tablolar halinde verilecektir. Geliştirilen çeşitli yapısal tasarımlar sonucu birbirlerinden farklı

özelliklere kavuşan dört ayrı küp uydu birincil taşıyıcı yapısının kütleleri de detaylı bir şekilde incelenecektir. Son olarak ise tüm uyduların toplam kütleleri ve ağırlık merkezleri listelenerek, modeller arasındaki kütleli farklar karşılaştırılacaktır.

3.4.6.1 Alt sistem bileşenleri ve kartlar

Daha önce de ifade edildiği gibi tüm küp uydu modellerinde aynı uydu alt sistemleri kullanılmıştır. Bu alt sistem bileşenleri ve baskılı devre kartlarının bir kısmı İTÜ tarafından geliştirilirken, diğerleri küp uydu parçaları üreten firmalardan alınmıştır. Kullanılan tüm alt sistem elemanlarının kütleleri Çizelge 3.6’da görülebilmektedir.

Çizelge 3.6 : Küp uydu alt sistem bileşenlerinin kütleleri [40-42].

Alt Sistem Bileşeni	Adet	Kütle (g)
İTÜ Kamera Kartı	1	27.9
Clyde Space Piller	2	511.6
İTÜ Tümüleşik Bilgisayar (OBC)	1	35.9
Clyde Space Elektrik Güç Sistemi (EPS)	1	82.6
Helyum-100 Modem	2	129.4
İTÜ Yörünge Kontrol Kartı	1	67.6
İTÜ Uydu Aktarıcısı (Transponder)	1	82.1
İTÜ Elektrik Güç Sistemi (EPS)	1	151.3
TAMSAT Uydu Aktarıcısı (Transponder)	1	37.5
Pumpkin Tümüleşik Bilgisayar (OBC)	1	103.1
Toplam	-	1229

Baskılı devre kartlarını üst panelden alt panele doğru, artan sayılarla ifade etmek mümkündür. Bu durumda üst panele en yakın olan kamera kartı, kart 1 olarak adlandırılır. En altta bulunan Pumpkin ana kart ise kart 12 olur. Kullanılan bu numaralama yöntemi, mesafe tutucuların isimlendirilmesinde kolaylık sağlamaktadır.

3.4.6.2 İkincil taşıyıcı yapı

Baskılı devre kartlarının uydu panellerine bağlanmalarını sağlayan sonsuz vidalar ve kartların herhangi bir sebeple birbirlerine yaklaşmalarına engel olan mesafe tutucular, küp uydu ikincil taşıyıcı yapısını oluştururlar. Bu destek elemanlarından sonsuz vidalar, tüm uydularda üst panelden alt panele uzanmakta olup, boyları sabittir. Ancak kullanılan mesafe tutucular için aynı durum söz konusu değildir. Kartların birbirlerine olan uzaklıkları değişkenlik gösterdiğinden, farklı boylarda mesafe tutucular tercih edilmiştir. Buna bağlı olarak, aralarında bulundukları kartlara göre isimlendirilen mesafe tutucuların kütleleri de birbirlerinden farklı olmaktadır. Kullanılan tüm ikincil taşıyıcı yapı elemanlarının kütleleri Çizelge 3.7’de görülebilir.

Çizelge 3.7 : İkincil taşıyıcı yapı elemanlarının kütleleri.

İkincil Taşıyıcı Yapı Elemanı	Adet	Kütle (g)
Sonsuz Vida	4	73.9
Üst Panel Mesafe Tutucu	4	1.7
Kart 1-2 Arası Mesafe Tutucu	4	3.4
Kart 2-3 Arası Mesafe Tutucu	4	3.7
Kart 3-4 Arası Mesafe Tutucu	4	5.9
Kart 4-5 Arası Mesafe Tutucu	4	1.9
Kart 5-6 Arası Mesafe Tutucu	4	1.9
Kart 6-7 Arası Mesafe Tutucu	4	1
Kart 7-8 Arası Mesafe Tutucu	4	2
Kart 8-9 Arası Mesafe Tutucu	4	7.8
Kart 9-10 Arası Mesafe Tutucu	4	1.5
Kart 10-11 Arası Mesafe Tutucu	4	1.6
Kart 11-12 Arası Mesafe Tutucu	4	1.9
Alt Panel Mesafe Tutucu	4	1
Toplam	-	109.2

3.4.6.3 Pencereci alüminyum birincil taşıyıcı yapı

Tez kapsamında incelenen küp uyduların birincil taşıyıcı yapı elemanları olan paneller, dört küp uydu yapısında da birbirinden farklıdır. Kullanılan malzemeler ve panel şekilleri değiştirilerek, dört ayrı tasarım elde edilmiştir. Pencereci paneller, üzerilerine güneş panelleri takılarak kullanılmaktadır. Bu sebeple birincil taşıyıcı yapı elemanlarının kütleleri hesaplanırken güneş panellerinin kütleleri de dikkate alınmıştır. Üzerinde usb ve harici güç kaynağı girişleri bulunan erişim paneli, yan panel 1 olarak adlandırılmaktadır. Uydu birincil yapısını oluşturan paneller ile güneş panellerinin kütleleri Çizelge 3.8’de görüldüğü gibidir.

Çizelge 3.8 : Pencereci alüminyum panel ve güneş paneli kütleleri [38].

Panel	Kütle (g)		
	Alüminyum Panel	Güneş Paneli	Toplam
Yan Panel 1	65.4	160	225.4
Yan Panel 2	65.7	160	225.7
Yan Panel 3	65.7	160	225.7
Yan Panel 4	65.7	160	225.7
Üst Panel	35.3	44	79.3
Alt Panel	35.3	44	79.3
Toplam	333.1	728	1061.1

Kullanılan güneş panellerinin yapısal dayanıma bir katkıları bulunmamaktadır. Ancak sahip oldukları kütleler, toplam uydu kütleline oranla oldukça büyük olduğundan göz ardı edilemez.

3.4.6.4 Pencereleli monolitik kompozit birincil taşıyıcı yapı

Alüminyum küp uyduda olduğu gibi monolitik kompozit uydulardan bir tanesinde de pencereleli panel tasarımı tercih edilmiştir. Buna bağlı olarak küp uydu yüzeylerinde güneş panelleri kullanılmaktadır. Bu sebeple birincil taşıyıcı yapı elemanlarının kütleleri hesaplanırken güneş panellerinin kütleleri de dikkate alınmıştır. Uydu birincil yapısını oluşturan kompozit paneller ile güneş panellerinin kütleleri Çizelge 3.9’da görülebilmektedir.

Çizelge 3.9 : Pencereleli monolitik panel ve güneş paneli kütleleri [38].

Panel	Kütle (g)		
	Monolitik Kompozit Panel	Güneş Paneli	Toplam
Yan Panel 1	37.6	160	197.6
Yan Panel 2	37.7	160	197.7
Yan Panel 3	37.7	160	197.7
Yan Panel 4	37.7	160	197.7
Üst Panel	20.7	44	64.7
Alt Panel	20.7	44	64.7
Toplam	192.1	728	920.1

3.4.6.5 Penceresiz monolitik kompozit birincil taşıyıcı yapı

Monolitik kompozit küp uydulardan bir tanesi penceresiz panel tasarımına sahiptir. Bu uyduda güneş hücreleri doğrudan paneller üzerine yerleştirildiklerinden, güneş paneli kullanımına gerek duyulmamaktadır. Bu sebeple birincil taşıyıcı yapı elemanlarının kütleleri hesaplanırken, kompozit panellere ek olarak sadece güneş hücreleri dikkate alınmıştır. Uydu panelleri ile güneş hücrelerinin kütleleri Çizelge 3.10’da görülebilir.

Çizelge 3.10 : Penceresiz monolitik panel ve güneş hücresi kütleleri [39].

Panel	Kütle (g)		
	Monolitik Kompozit Panel	Güneş Hücreleri	Toplam
Yan Panel 1	67.5	16	83.5
Yan Panel 2	67.7	19	86.7
Yan Panel 3	67.7	19	86.7
Yan Panel 4	67.7	19	86.7
Üst Panel	30	6	36
Alt Panel	30.3	6	36.3
Toplam	330.9	85	415.9

Çizelge 3.10’da verilen güneş hücresi kütleleri, paneller üzerindeki hücrelerin toplam kütle değerleridir. Bir hücre ise yaklaşık 2.6 g’dır [39].

3.4.6.6 Penceresiz sandviç kompozit birincil taşıyıcı yapı

Penceresiz panel tasarımına sahip bir diğer küp uydu yapısında sandviç kompozit malzemeler kullanılmıştır. Bu uyduda da güneş hücreleri ek bir panele ihtiyaç duymaksızın, Küp uydu birincil yapı elemanı olan sandviç kompozit panellere yapıştırılmaktadır. Bu sebeple güneş hücreleri ve panellerin kütleleri birlikte düşünülmelidir. Söz edilen panel ve hücre kütleleri Çizelge 3.11’de verilmiştir.

Çizelge 3.11 : Penceresiz sandviç panel ve güneş hücresi kütleleri [39].

Panel	Kütle (g)		
	Sandviç Kompozit Panel	Güneş Hücreleri	Toplam
Yan Panel 1	73.1	16	89.1
Yan Panel 2	71.8	19	90.8
Yan Panel 3	71.8	19	90.8
Yan Panel 4	71.8	19	90.8
Üst Panel	30.9	6	36.9
Alt Panel	31.2	6	37.2
Toplam	350.6	85	435.6

3.4.6.7 Küp uydu toplam kütleleri ve ağırlık merkezleri

Bundan önceki bölümlerde dört farklı küp uyduya ait tüm alt sistem elemanlarının kütleleri tablolar halinde verilmiştir. Uydular arasında sağlıklı bir karşılaştırmanın yapılabilmesi için tüm kütleler birlikte incelenmelidir. Bunun için uyduların birden dörde kadar numaralandırılmaları kararlaştırılmıştır. Buna göre pencereci alüminyum model Uydu 1, pencereci monolitik model Uydu 2, penceresiz monolitik model Uydu 3 ve son olarak penceresiz sandviç model Uydu 4 olarak adlandırılmıştır. Küp uydu toplam kütlelerinin bir arada sunulduğu Çizelge 3.12 aşağıda görülebilmektedir.

Çizelge 3.12 : Tüm küp uyduların toplam kütleleri.

Küp Uydu Elemanları	Kütle (g)			
	Uydu 1	Uydu 2	Uydu 3	Uydu 4
Alt Sistem Bileşenleri	1229	1229	1229	1229
İkincil Taşıyıcı Yapı	109.2	109.2	109.2	109.2
Birincil Taşıyıcı Yapı	1061.1	920.1	415.9	435.6
Toplam	2399.3	2258.3	1754.1	1773.8

Çizelge 3.12’de görüldüğü gibi tüm uydular arasında en ağır olan, pencereci alüminyum küp uydudur. Birincil yapılarında kompozit malzemeler kullanılarak, küp uydu kütleleri azaltılabilmektedir. Son olarak uydu ağırlık merkezlerinin, küp uydu standartlarında belirtilen sınırlar içerisinde kalmaları istenmektedir. CATIA V5R21

yazılımı kullanılarak bulunan küp uydu ağırlık merkezlerinin uydu geometrik merkezlerinden uzaklıkları Çizelge 3.13'te görülebilir.

Çizelge 3.13 : Küp uydu ağırlık merkezleri.

Küp Uydu	Ağırlık Merkezi		
	X eksen (mm)	Y eksen (mm)	Z eksen (mm)
Uydu 1	0.389	0.201	1.111
Uydu 2	0.404	0.206	1.172
Uydu 3	0.520	0.341	1.480
Uydu 4	0.517	0.297	1.335

Tüm küp uydu ağırlık merkezleri, uydu geometrik merkezlerine üç eksen de 1.5 mm'den daha yakındır. Bu da tüm tasarımların küp uydu standartlarına uygun olduklarını göstermektedir.

4. YAPISAL YÜKLERİN BELİRLENMESİ

Uydu yapıları açısından en zorlayıcı yüklemeler genellikle fırlatma aşamasında ortaya çıkmaktadır. Bu sebeple, fırlatma sırasında oluşan yapısal yüklerin en doğru şekilde belirlenmesi oldukça önemlidir. Daha önceki bölümlerde de ifade edildiği gibi yapısal, bir başka deyişle mekanik yükler statik veya dinamik olabilmektedir. Fırlatma aracı kaynaklı bu yükler; sanki-statik, rasgele titreşim, anlık şok ve akustik yükleri olarak sıralanabilir. Sanki-statik yükler, yavaş bir şekilde değişen kararlı durum ivmelenmesine bağlı olarak ortaya çıkar ve zamandan bağımsızdır. Geriye kalan rasgele titreşim, anlık şok ve akustik yükleri ise dinamik karakter sergilemektedir.

Tez çalışmasının bu bölümünde, sanki-statik ve rasgele titreşim yük faktörlerinin elde edilmesinde kullanılan yöntemlerden bahsedilmiştir. Statik analizler bu yük faktörleri kullanılarak yapılabilmektedir. Tezdeki küp uydular, fırlatma aracı içerisinde şok kaynağından uzağa yerleştirilecekleri ve P-POD kaynaklı herhangi bir şok yüküne maruz kalmayacakları için, şok analizleri gerçekleştirilmemiştir. Benzer şekilde küp uydu yapıları üzerinde akustik analizleri de yapılmamıştır. Bunun sebebi olarak tezdeki uyduların ufak yüzey alanlarına sahip olmaları gösterilebilir.

4.1 Sanki-Statik Yük Faktörlerinin Belirlenmesi

Uzay aracı birincil taşıyıcı yapılarının statik analizlerinde, fırlatma sırasında oluşan yükleme ortamını temsil etmek için yük faktörleri kullanılmaktadır. Bu sebeple öncelikle yük faktörü tanımının yapılması gerekir. Yük faktörleri; uydu yapısı üzerine etkiyen atalet kuvvetini yansıtan boyutsuz çok yönlü g'lerdir. Sanki-statik yük faktörü değerleri fırlatma aracı el kitaplarından elde edilir. Ancak bu faktörler, konuma ve zamana göre değişiklik gösteren dinamik yükleri yeterli düzeyde temsil etmemektedir. Akustik, rasgele titreşim ve şok etkilerini içermeyen yük faktörleri, sadece kararlı durum ivmelenmeleri ile düşük frekanslı süreksiz etkileri kapsar.

Statik analizler, uydu yapılarına etkiyen kuvvetlerin zamana göre oldukça yavaş değişim gösterdikleri durumlarda kullanıma uygundur. Bu kuvvetler, yapının doğal

frekans değerlerinden daha düşük frekanslara sahip oldukları için dinamik cevaba yol açmazlar. Yük faktörleri kullanılarak statik analizler gerçekleştirildiğinde, atalet (g) kuvvetleri, incelenen yapının tüm eksenleri boyunca uygulanmaktadır. Tezde kullanılması ön görülen PSLV fırlatma aracına ait eksenel ve yanal sanki-statik yük faktörü değerleri Çizelge 4.1’te görülebilir.

Çizelge 4.1 : PSLV fırlatma aracı sanki-statik yük faktörleri [12].

İvme Yönü	Yük Faktörü, g
Eksenel	+7/-2.5
Yanal	±6

Ancak statik analizler sırasında doğrudan bu yük faktörleri kullanılmamıştır. PSLV fırlatma aracı el kitabında verilen bu değerlerin bir emniyet katsayısı ile çarpılmaları gerekmektedir. Seçilen emniyet katsayısı değeri 1.25’tir. Yanal ve eksenel tüm yükler belirlenen emniyet katsayısıyla çarpılarak uydunun ağırlık merkezine uygulanmıştır [12]. Buna göre elde edilen yeni yanal ve eksenel sanki-statik yük faktörü değerleri Çizelge 4.2’te verilmiştir.

Çizelge 4.2 : Uygulanan sanki-statik yük faktörleri.

İvme Yönü	Yük Faktörü, g
Eksenel, Z	±8.75
Yanal, X-Y	±7.5

Çizelge 4.2’de Z yönü eksenel yön olarak gösterilmiştir. Bunun sebebi, küp uydu boylamasına eksenlerinin Z yönünde bulunmasıdır. Fırlatma aracı eksenel yönü X ekseninde olmasına rağmen, yüklemeler sırasında herhangi bir karşılığa fırsat vermemek için eksen adlandırılması küp uydulara göre yapılmıştır. Ayrıca fırlatma aracı el kitabına göre eksenel yönde oluşan en küçük negatif g değeri -2.5g’dır. Ancak emniyetli tarafta kalmak için eksenel negatif g değerinin büyüklüğü, pozitif g değerinde olduğu gibi 7 olarak kabul edilmiştir. Buna göre eksenel yöndeki en küçük yük faktörü -7g olmuştur. Tüm bu kabuller yapıldıktan sonra değerler emniyet katsayısı ile çarpılmıştır.

4.2 Rasgele Titreşim Yük Faktörlerinin Elde Edilmesi

Rasgele titreşim analizi, zorlayıcı fonksiyonları ve bunlara karşılık oluşan yapısal cevabı istatistiksel olarak tanımlamaktadır. Genellikle farklı frekanslardaki titreşim safhalarının birbirlerinden bağımsız oldukları farz edilir. Hareketin her frekanstaki

genlik değeri güç spektral yoğunluk (power spectral density-PSD) fonksiyonu ile tanımlanmaktadır. Buradaki güç terimi tanımlanmak istenen değişkene bağlı olarak ivme, hız, yer değiştirme, kuvvet veya gerinimi temsil edebilir. Rasgele titreşim yük faktörleri hesaplanırken güç terimi ivmeyi yansıtmaktadır. Herhangi bir frekanstaki ivme değerinin ortalama karekökü (Root Mean Square-RMS) PSD eğrisi kullanılarak bulunabilir. PSD birimi olarak çoğunlukla g^2/Hz tercih edilmektedir. Dünya'nın deniz seviyesindeki yer çekimi ivmesini ifade eden g 'nin değeri 9.81 m/s^2 'dir. [11,14].

Statik analizler yapılırken uydulara etkiyen tüm yükler dikkate alınmalıdır. Buna bağlı olarak rasgele titreşim yük faktörlerinin hesaplanması ve sanki-statik yük faktörleriyle birleştirilerek bileşke yüklerin elde edilmesi gerekmektedir. İncelenen sistemin tek serbestlik dereceli olarak kabul edilebildiği durumlarda Miles denklemi, herhangi bir frekansa karşılık gelen ivme cevabına ait ortalama karekök değerinin hesabında kullanıma uygundur. Bahsedilen bu denklem aşağıda görülebilmektedir.

$$\sigma_{\ddot{x}} = \ddot{x}_{rms} = \sqrt{\frac{\pi}{2} Q f_n PSD(f_n)} \quad (4.1)$$

İvmenin ortalama karekök değeri G_{rms} ifadesiyle de gösterilebilir. Denklemdaki f_n Hz cinsinden doğal frekans değerini, $PSD(f_n)$ f_n doğal frekans değerindeki zorlanmış ivmenin güç spektral yoğunluğunu (PSD) ifade etmektedir. Q ise yükseltme faktörüdür ve

$$Q = \frac{1}{2\zeta} \quad (4.2)$$

formülüyle elde edilir. Buradaki ζ sönümleme katsayısı olup, uzay aracı yapılarında çoğunlukla 0.05 olarak kullanılmaktadır. Bu değer denklemde yerine yazıldığında yükseltme faktörü Q , 10'a eşit olur [43,44].

Rasgele titreşim limit yükleri sıklıkla 3-sigma (3σ) yük olarak alınır. Bu değerler, Miles denklemi kullanılarak hesaplanan ivme ortalama karekök değerlerinin 3 ile çarpılması sonucunda elde edilmektedir [14]. Yük faktörü değerleri hesaplanırken de bu 3σ değerler kullanılır. Buna göre rasgele titreşim yük faktörleri

$$RTYF = 3\sigma_{\ddot{x}} = 3\sqrt{\frac{\pi}{2} Q f_n PSD(f_n)} \quad (4.3)$$

denklemiyle bulunmaktadır. Burada kullanılan formülasyon da tek serbestlik dereceli sistemlerde kesin sonuç verir. Bu yaklaşım birden fazla modun olduğu karmaşık sistemlerde doğrudan tercih edilmemelidir. Birden fazla doğal frekans değerinin ortaya çıktığı çok modlu sistemlerde rasgele titreşim yük faktörleri hesaplanırken, farklı doğal frekans değerlerinin ayrı ayrı hesaba katılmaları gerekmektedir. Bunun için böyle sistemlerde kütle katılımı yaklaşımı (mass participation approach) kullanılır.

Bu yaklaşıma göre, belirli bir frekans bant aralığındaki tüm modlara ait modal etkin kütleler, üç eksen için de ayrı ayrı sonlu eleman modal analizinden belirlenerek rasgele titreşim yük faktörü hesabına dahil edilmektedirler. Üç ayrı eksen de oluşan tüm modlardaki modal etkin kütlelerin katılımıyla elde edilen rasgele titreşim yük faktörü denklemi aşağıda görüldüğü gibidir.

$$RTYF_k = \sqrt{\sum_i \left[3 \frac{M_{etk,ik}}{M_{top}} \sqrt{\frac{\pi}{2}} Qf_{n,i} PSD(f_{n,i}) \right]^2} \quad (4.4)$$

Denklemden k; X, Y, Z yönlerini, i ise mod sayısını temsil etmektedir. M_{etk} farklı mod ve eksenlerdeki etkin kütle, M_{top} da sistemin toplam kütle değerleridir [44].

Tercih edilen bu yöntem rasgele titreşim yük faktörünün hesaplanması sırasında çok sayıda modun kullanılabilmesine fırsat tanır. Herhangi bir moddaki etkin kütle katılımının toplam sistem kütlesine oranı, o modun yük faktörü üzerindeki etkisini ortaya koymaktadır. Her bir eksenlerdeki toplam rasgele titreşim yük faktörleri, tüm modların ilgili yönlerindeki yük faktörü kareleri toplamının kareköküne eşittir.

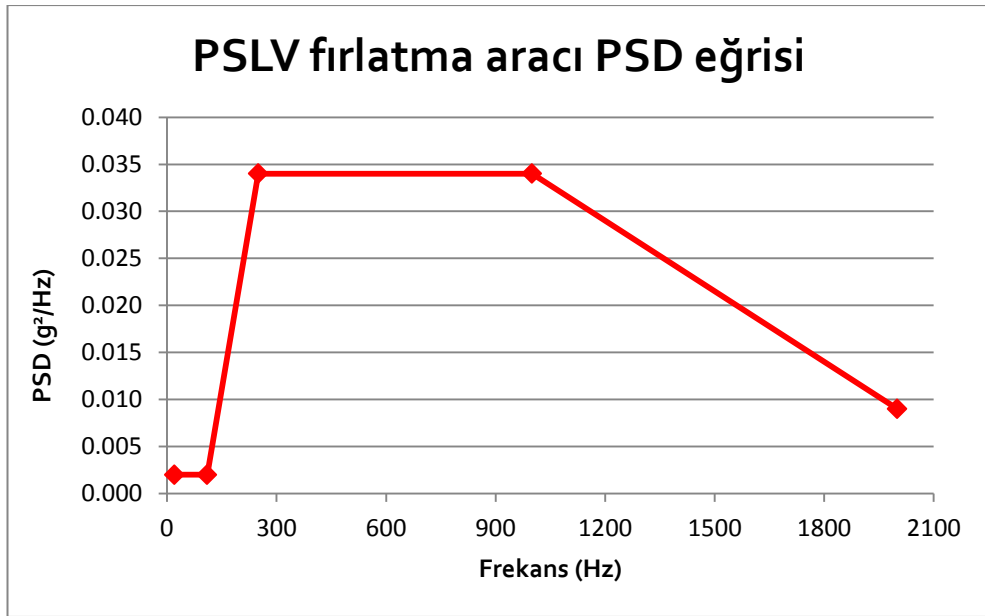
Denklemden kaç adet modun kullanılacağı sistemin doğal frekans değerlerine bağlı olarak belirlenmektedir. PSLV Fırlatma aracı el kitabından elde edilen farklı frekanslardaki rasgele titreşim PSD değerleri Çizelge 4.3'de görülebilir.

Çizelge 4.3 : PSLV fırlatma aracı PSD değerleri.

Frekans (Hz)	PSD (g ² /Hz)
20-110	0.002
110-250	0.002-0.034
250-1000	0.034
1000-2000	0.034-0.009
2000	0.009

Çizelge 4.3'te 20 Hz ile 2000 Hz arasındaki frekanslara karşılık gelen PSD değerleri sunulmuştur. Verilen bu frekans aralığında oluşan tüm modların rasgele titreşim yük faktörü hesabına katılmaları gerekmektedir. Sistem doğal frekansı 2000 Hz'e ulaşana kadar mod hesaplarına devam edilmelidir. Buna bağlı olarak, doğal frekans değeri 2000 Hz'e ne kadar geç ulaşırsa, rasgele titreşim yük faktörü hesabında da o kadar çok mod kullanılır.

Fırlatma aracı el kitabında verilen frekans ve bunlara karşılık gelen PSD değerleri kullanılarak, PSD eğrisi çizilebilmektedir. Tezde tercih edilen PSLV fırlatma aracına ait eğri Şekil 4.1'de verilmiştir.



Şekil 4.1 : PSLV fırlatma aracı PSD eğrisi.

4.3 Bileşke Yüklerin Elde Edilmesi

Önceki bölümlerde de ifade edildiği gibi statik analizler yapılırken uydulara etkiyen hem sanki-statik, hem de dinamik yüklerin dikkate alınmaları gerekmektedir. Bunun için, analizleri gerçekleştirilen uyduların doğal frekans değerlerine bağlı olarak hesaplanan rasgele titreşim yük faktörleri, fırlatma aracı el kitaplarından alınan sanki-statik yük faktörlerine eklenerek çeşitli bileşke yük durumları elde edilmelidir. Bu bileşke yükler hesaplanırken bir eksendeki sanki-statik ve rasgele titreşim yük faktörlerinin kareleri toplamının karekökü alınmakta, diğer iki eksen ise doğrudan ilgili yöndeki sanki-statik yük faktörleri kullanılmaktadır. Uyduya etkiyen yükler tüm yönlerde pozitif veya negatif işaretli olabileceğinden toplamda 24 ayrı yük

durumu ortaya çıkar. Bu sebeple uydu statik analizlerinin tüm yük durumları için yapılması gerekmektedir. Bileşke yüklerin elde edilmesinde kullanılan yöntem Çizelge 4.4'te görülebilir.

Çizelge 4.4 : Yük faktörlerinin birleştirilmesi.

Yük Durumu	Eksenel, Z	Yanal 1, X	Yanal 2, Y
1-8	$\pm \sqrt{SSYF_{eks}^2 + RTYF_{eks}^2}$	$\pm SSYF_{yan-1}$	$\pm SSYF_{yan-2}$
9-16	$\pm SSYF_{eks}$	$\pm \sqrt{SSYF_{yan-1}^2 + RTYF_{yan-1}^2}$	$\pm SSYF_{yan-2}$
17-24	$\pm SSYF_{eks}$	$\pm SSYF_{yan-1}$	$\pm \sqrt{SSYF_{yan-2}^2 + RTYF_{yan-2}^2}$

5. KOMPOZİT YAPILARIN GÖÇME MODLARI

Tez kapsamında incelenen küp uydulardan üç tanesinin birincil taşıyıcı yapılarında kompozit malzemeler kullanıldığından önceki kısımlarda bahsedilmiştir. Bu bölümde ise, yüklemeler sonucunda kompozit yapılar üzerinde gelişebilecek birbirlerinden farklı özelliklerdeki göçme (failure) modları hakkında detaylı bilgi verilecektir.

Alüminyum alaşımlarının aksine, kompozit malzemelerin göçme davranışları kolayca tahmin edilememektedir. Bunun başlıca sebeplerinden biri, kompozit malzemelerin ortotropik özellikte olmalarıdır. Buna ek olarak sadece katmanlama şekillerinin değiştirilmesiyle, birbirinden farklı mekanik özelliklerde kompozit parçalar üretmek mümkündür. Durum böyle olunca, kompozit malzemelerin maruz kaldıkları yükler altında sergiledikleri davranışın daha iyi anlaşılabilmesi için çeşitli göçme kriterleri geliştirilmiştir. Tezin bu bölümünde, var olan göçme kriterlerine de kısaca değinilecektir.

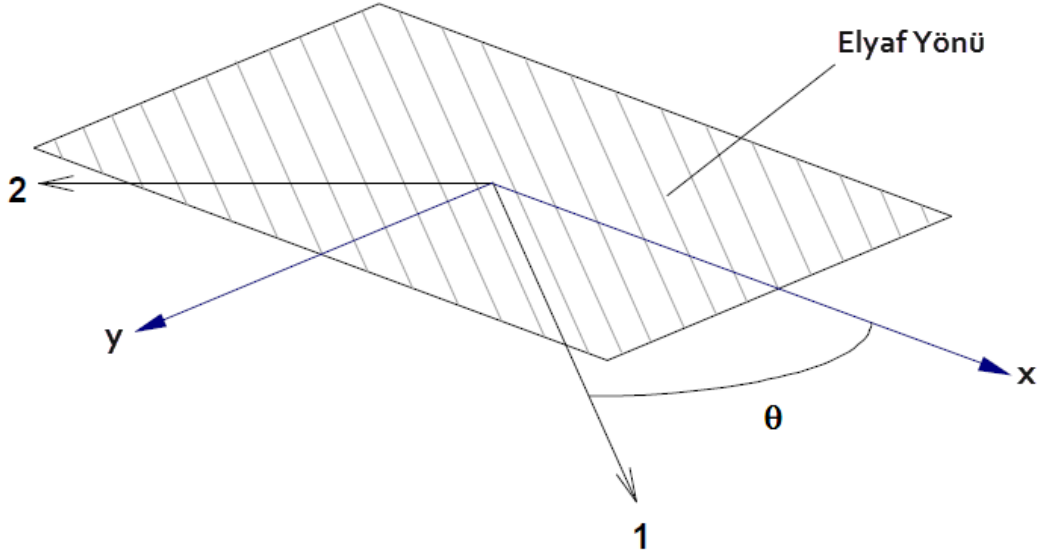
Monolitik ve sandviç kompozit parçalar üzerinde birbirlerinden farklı göçme modları meydana gelmektedir. Bu sebeple monolitik ve sandviç parçaların iki ayrı başlık altında incelenmesi gerekir. Ancak kompozit göçme modlarına ilişkin hesapların yapılabilmesi için öncelikle klasik katman teorisinden (Classical Laminat Theory-CLT) bahsedilmelidir.

5.1 Klasik Katman Teorisi

Klasik katman teorisi, tabakalı bir kompozitte katmanlar arasındaki gerilme ve gerinim değerlerinin hesaplanmasını sağlamaktadır. Normal koşullarda bu teori, sıcaklık farkları ve nem kaynaklı etkileri de içerir. Ancak tez kapsamında yapılan çalışmalarda nem etkilerinin göz ardı edileceği ve fırlatma koşullarında sıcaklık farkı oluşmayacağı düşünülerek, bu kısımda verilen formülasyonlara nem ve sıcaklık farkı etkileri dâhil edilmemiştir.

Klasik katman teorisi yaklaşımında, katmanların sonsuz uzunluk ve genişlikte oldukları kabul edilmektedir. Bu da kenar etkilerinin göz ardı edildiği anlamına gelir.

Bir tabakalı kompozitin katmanlarında kullanılan koordinat sistemi Şekil 5.1’de görülebilmektedir.



Şekil 5.1 : Kompozit katman koordinat sistemi.

Şekil 5.1’deki x ve y yönleri katmanın global eksenlerini ifade etmektedir. 1 elyaf yönünü, 2 ise elyafa dik yönü temsil eder.

Her bir katman için, 1 ve 2 yönlerindeki gerilme-gerinim ilişkisi aşağıda verilen denklem ile tanımlanmaktadır.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} \quad (5.1)$$

Denklemde kullanılan değişkenler,

$$Q_{11} = \frac{E_{11}}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})} \quad (5.2)$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_{22}}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})} \quad (5.3)$$

$$Q_{22} = \frac{E_{22}}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})} \quad (5.4)$$

$$Q_{33} = G_{12} \quad (5.5)$$

$$\nu_{21} = \frac{\nu_{12} E_{22}}{E_{11}} \quad (5.6)$$

eşitlikleriyle elde edilmektedir.

Gerilme-gerinim ilişkisi katmanın global eksenleri olan x ve y yönlerinde ise,

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{13} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{23} \\ \bar{Q}_{13} & \bar{Q}_{23} & \bar{Q}_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} \quad (5.7)$$

halini alır. Bu denklem kullanılarak tabakalı bir kompozitin her bir katmanında oluşan gerilmeler ayrı ayrı belirlenebilmektedir. Denklemden kullanılan değişkenler,

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11} \cos^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{33}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \sin^4 \theta \quad (5.8)$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{33}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{12} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \quad (5.9)$$

$$\bar{Q}_{13} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{33}) \sin \theta \cos^3 \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{33}) \sin^3 \theta \cos \theta \quad (5.10)$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11} \sin^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{33}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \cos^4 \theta \quad (5.11)$$

$$\bar{Q}_{23} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{33}) \sin^3 \theta \cos \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{33}) \sin \theta \cos^3 \theta \quad (5.12)$$

$$\bar{Q}_{33} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{33}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{33} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \quad (5.13)$$

formülleriyle hesaplanır. Ayrıca farklı katmanların x ve y eksenlerindeki gerinim değerleri,

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (5.14)$$

eşitliğiyle bulunmaktadır. Denklemden kullanılan ε^0 ve κ değerleri, tabakalı kompozitin orta düzleminde oluşan gerinim ve eğriliklerdir. z ise orta düzlemden dik olarak ölçülen mesafeyi ifade eder.

Her katmandaki gerilmeler tabakalı kompozitin kalınlığı boyunca değiştiğinden, gerilmeleri orta düzleme etkileyen eşdeğer kuvvetler cinsinden tanımlamak uygun olacaktır. Burada bahsi geçen kuvvet ve momentler aşağıda verilen denklemler aracılığıyla türetilmektedir.

$$N_i = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_i dz \quad (5.15)$$

$$M_i = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_i z dz \quad (5.16)$$

Yukarıdaki denklemlerde bulunan i alt indisi yönü simgelemektedir. t ise tabakalı kompozitin kalınlığıdır. Hesaplanan N değişkeninin birimi, birim uzunluktaki kuvvet iken; M'nin birimi, birim uzunluktaki momenttir. Orta düzlemdeki kuvvet ve momentlerin hesaplanışlarında kullanılan denklemler matris formunda da yazılabilmektedir. Eşitlikler matris formuna çevrilirse,

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} dz \quad (5.17)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} z dz \quad (5.18)$$

halini alır. Denklem (5.17) ve (5.18)'deki integrallerin tüm katmanlar üzerine uygulanması gerekmektedir.

Denklem (5.7)'de hesaplanışları gösterilen gerilme terimleri yukarıdaki matrislerde yerlerine konulursa,

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} & B_{11} & B_{12} & B_{13} \\ A_{12} & A_{22} & A_{23} & B_{12} & B_{22} & B_{23} \\ A_{13} & A_{23} & A_{33} & B_{13} & B_{23} & B_{33} \\ B_{11} & B_{12} & B_{13} & D_{11} & D_{12} & D_{13} \\ B_{12} & B_{22} & B_{23} & D_{12} & D_{22} & D_{23} \\ B_{13} & B_{23} & B_{33} & D_{13} & D_{23} & D_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \epsilon_{xy}^0 \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (5.19)$$

eşitliği elde edilir. Denklem (5.19)'da görülen 6x6'lık matris, katmanlı kompozitin direngenlik (stiffness) matrisidir. Bu matris, içerisinde bulunan A_{ij} , B_{ij} ve D_{ij} terimleri nedeniyle ABD matrisi olarak da adlandırılır. A_{ij} , B_{ij} ve D_{ij} terimleri,

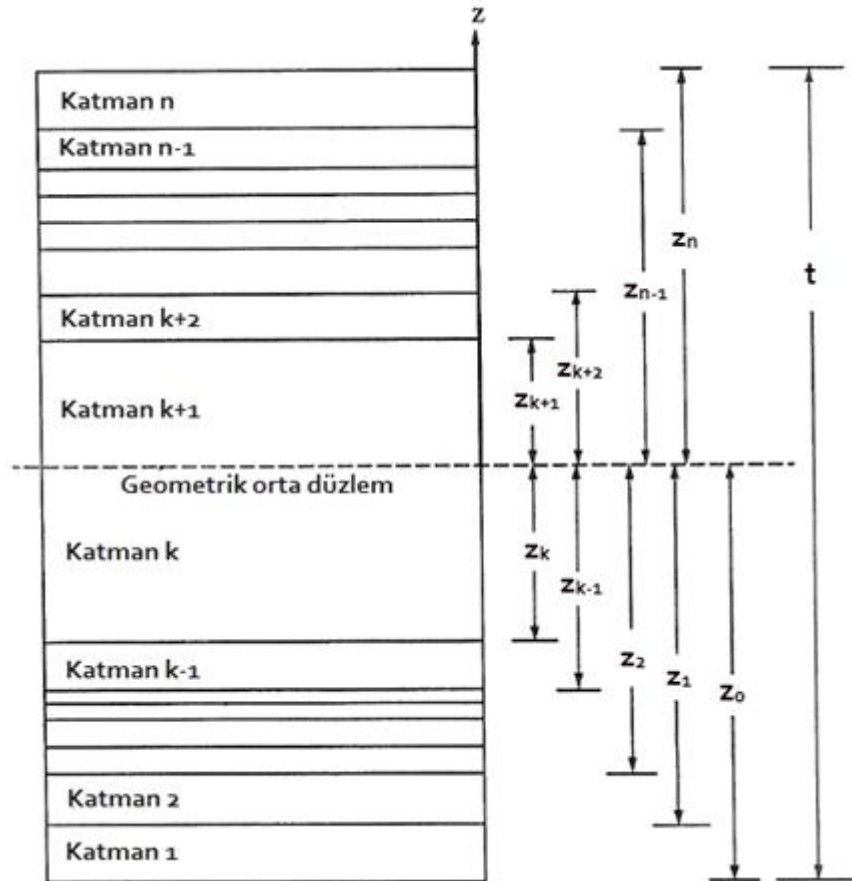
$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k - z_{k-1}) \quad (5.20)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \quad (5.21)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3) \quad (5.22)$$

denklemleriyle hesaplanır. İncelenen tabakalı kompozitin simetrik olması durumunda geometrik orta düzlem aynı zamanda plakanın tarafsız eksenini olmaktadır. Bu sebeple [B] matrisinin bütün elemanları sıfıra eşit olur [45].

Eşitliklerdeki n , tabakalı kompozitte bulunan katman sayısını; z_k ve z_{k-1} ise katman sınırlarının z koordinatı üzerindeki konumlarını temsil etmektedir. Bu noktada tabakalı kompozitin enine kesit görünümünün bilinmesi faydalı olacaktır. Herhangi bir katmanlı kompozite ait enine kesit görünümü Şekil 5.2’de verilmiştir.



Şekil 5.2 : Bir katmanlı kompozitin enine kesiti [45].

Şekil 5.2’de görülen k ve $k+1$ katmanları aslında aynı katmanın birer parçasıdır. Sadece bu katman geometrik orta düzlem tarafından ikiye ayrılmıştır.

Gerinimlerin ve eğriliklerin bilinmesi durumunda, katmanlı kompozit üzerindeki tüm kuvvetler ve momentler denklem (5.19) kullanılarak elde edilebilmektedir. Diğer taraftan kuvvetlerin ve momentlerin bilindiği durumlarda ise, gerinimler ve eğrilikler ABD matrisinin tersi alınarak hesaplanabilir [46]. Ters ABD matrisinin kullanımı aşağıdaki denklemde görülebilmektedir.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A'_{11} & A'_{12} & A'_{13} & B'_{11} & B'_{12} & B'_{13} \\ A'_{12} & A'_{22} & A'_{23} & B'_{12} & B'_{22} & B'_{23} \\ A'_{13} & A'_{23} & A'_{33} & B'_{13} & B'_{23} & B'_{33} \\ B'_{11} & B'_{12} & B'_{13} & D'_{11} & D'_{12} & D'_{13} \\ B'_{12} & B'_{22} & B'_{23} & D'_{12} & D'_{22} & D'_{23} \\ B'_{13} & B'_{23} & B'_{33} & D'_{13} & D'_{23} & D'_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} \quad (5.23)$$

Bunlara ek olarak ABD matrisinin tersinden etkin direngenlik (effective stiffness) özellikleri de hesaplanabilmektedir. Etkin elastisite modülleri ve Poisson oranlarının hesaplarında kullanılan denklemler aşağıda verilmiştir.

$$E_{xx} = 1 / A'_{11} / t \quad (5.24)$$

$$E_{yy} = 1 / A'_{22} / t \quad (5.25)$$

$$G_{xy} = 1 / A'_{33} / t \quad (5.26)$$

$$\nu_{xy} = -\frac{A'_{12}}{A'_{11}} \quad (5.27)$$

$$\nu_{yx} = -\frac{A'_{12}}{A'_{22}} \quad (5.28)$$

Denklemlerde yer alan t, katmanlı kompozitin kalınlık değeridir.

5.2 Monolitik Parçalar ve Sandviç Yüzey Katmanlarının Dayanımı

Kompozit yapılarıdaki monolitik kısımlarla sandviç bölgelere ait yüzey katmanlarının maruz kaldıkları yükler altında sergileyecekleri davranışın anlaşılması kritik öneme sahiptir. Katmanlı kompozit yapıların dayanım tahminleri yapılırken genel olarak iki temel yaklaşım izlenmektedir. Bunlardan biri ilk katman göçmesi iken, diğeri ilk elyaf göçmesidir. İlk katman göçmesi yaklaşımına göre, bir katmanda oluşan matris veya elyaf göçmesi, göçme olarak kabul edilir. İkinci yöntemde ise katmanın matris

göçmesinden sonra da yük taşıyabildiği varsayılarak, elyaf göçmesi gerçekleşene kadar dayanım analizleri tekrarlanır. Tezde incelenen kompozit küp uydu yapılarında ilk yaklaşım tercih edilmiştir.

Katmanlı kompozitlerin çentiksiz dayanımları için kullanılan farklı göçme teorileri bulunmaktadır. Tsai-Wu, Tsai-Hill, Maximum Stress ve Maximum Strain bu teorilere örnek olarak gösterilebilir. Yükleme ve katmanlama şekline bağlı olarak göçme teorilerinden bir tanesi ön plana çıkmaktadır. Tez kapsamında Tsai-Wu göçme teorisinin kullanılmasına karar verilmiştir. Bu teori,

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 = 1 \quad (5.29)$$

eşitliğiyle ifade edilmektedir. Hesaplanan değerin 1'e eşit veya 1'den büyük olması, göçmenin gerçekleştiği anlamına gelir. Denklem (5.29)'da kullanılan terimler,

$$F_1 = \frac{1}{S_{1T}} - \frac{1}{S_{1C}} \quad (5.30)$$

$$F_2 = \frac{1}{S_{2T}} - \frac{1}{S_{2C}} \quad (5.31)$$

$$F_{11} = \frac{1}{S_{1T}S_{1C}} \quad (5.32)$$

$$F_{22} = \frac{1}{S_{2T}S_{2C}} \quad (5.33)$$

$$F_{66} = \frac{1}{S_{12}^2} \quad (5.34)$$

$$F_{12} = -\frac{\sqrt{F_{11}F_{22}}}{2} \quad (5.35)$$

eşitlikleriyle bulunmaktadır. Denklemlerde yer alan S_{1T} ve S_{1C} sırasıyla malzemenin elyaf yönündeki çekme ve basma dayanımları, S_{2T} ve S_{2C} sırasıyla malzemenin elyafa dik yöndeki çekme ve basma dayanımları, S_{12} ise malzemenin kayma dayanımıdır. Denklemlerde tüm S dayanım değerleri pozitif işaretli olarak kullanılmaktadır [46].

Denklem (5.29)'da verilen Tsai-Wu eşitliğini 1 değerine ulaştıran yükseltme faktörünün bilinmesi gerekmektedir. Rezerv Faktör (RF) olarak adlandırılan bu

katsayının sayısal değeri, rezerv faktörünün eşitlikteki gerilme değerlerinin önüne çarpan olarak konup, elde edilen dördüncü dereceden denklemin çözülmesiyle bulunabilmektedir. Bu durumda;

$$a = F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{66}\sigma_{12}^2 \quad (5.36)$$

$$b = F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 \quad (5.37)$$

$$c = -1 \quad (5.38)$$

olursa, rezerv faktörü değeri;

$$RF_{1,2} = \frac{-b \pm \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a} \quad (5.39)$$

eşitliğinden hesaplanabilmektedir. Denklem (5.39)'da da görüldüğü gibi işlem sonucunda iki adet RF değeri elde edilir. Bunlar arasından pozitif işaretli en küçük değer bir sonraki adımda kullanılmak üzere seçilir. Son olarak rezerv faktörü değeri,

$$RF = \min(RF_1, RF_2)C_b \quad (5.40)$$

denkleminde bulunur. Formülde yer alan C_b deneysel olarak elde edilen B-Basis katsayısıdır.

5.3 Sandviç Parçalarda Bal Peteği Dayanımı

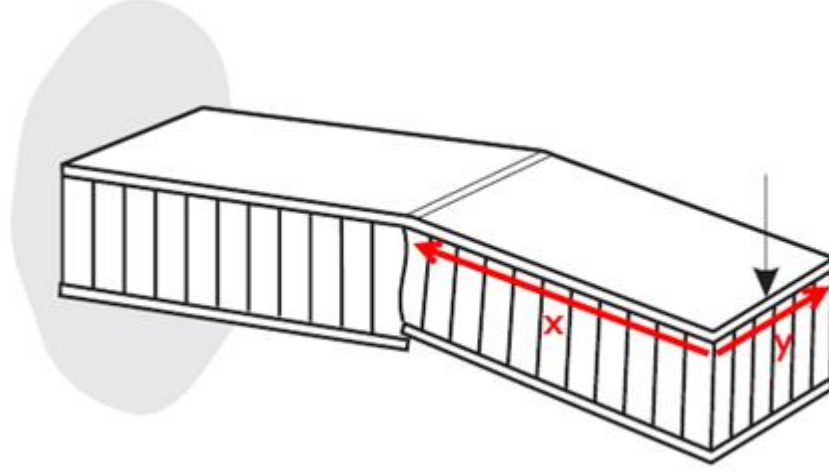
Sandviç kompozit yapılarda yüzey katmanlarının yanı sıra, bunların arasında bulunan dolgu elemanlarının dayanımları da incelenmelidir. Sandviç yapıların iç kısımlarında dolgu elemanı olarak köpük veya bal peteği kullanılabilir. Tezdeki uydularda bal peteği parçaların kullanılmasına karar verilmiştir.

Sandviç yapıların maruz kaldıkları yüklere bağlı olarak, bal peteği üzerinde birbirinden farklı göçme modları oluşabilmektedir. Bu modlar nüve kesilmesi, kayma kırılması, hücre içi burkulma ve yüzey kırışması olarak sıralanabilir. İlerleyen bölümlerde bal peteği ile ilgili göçme modları detaylı bir şekilde incelenecek ve sandviç parçaların dayanım hesaplarında kullanılan formülasyonlar anlatılacaktır.

5.3.1 Nüve kesilmesi (core shear)

Sandviç yapı yüzey katmanları gibi bal peteği bölgesinin de üzerinde oluşan kayma gerilmelerine karşı dayanım göstermesi gerekmektedir. Bal peteği kayma dayanımı

hesaplanırken, bal peteği şerit yönü ve buna dik yöndeki kayma gerilmeleri dikkate alınır. Sandviç yapı üzerinde oluşan kayma gerilmelerinin temsili gösterimi Şekil 5.3'te verilmiştir.



Şekil 5.3 : Bal peteği üzerindeki kayma gerilmeleri [30].

Bal peteği kayma gerilmelerinin hesaplanabilmesi için, bu bölgelerde oluşan kesme kuvvetlerine ihtiyaç vardır. Tez kapsamındaki analizler Nastran yazılımı aracılığıyla gerçekleştirildiğinden, kesme kuvveti değerleri f06 çıktı dosyasından elde edilir. Daha sonra bu kuvvetler kullanılarak xz ve yz düzlemlerinde oluşan kayma gerilmeleri,

$$\tau_{xz} = \frac{Q_x}{t_c + \frac{t_{falt}}{2} + \frac{t_{füst}}{2}} \quad (5.41)$$

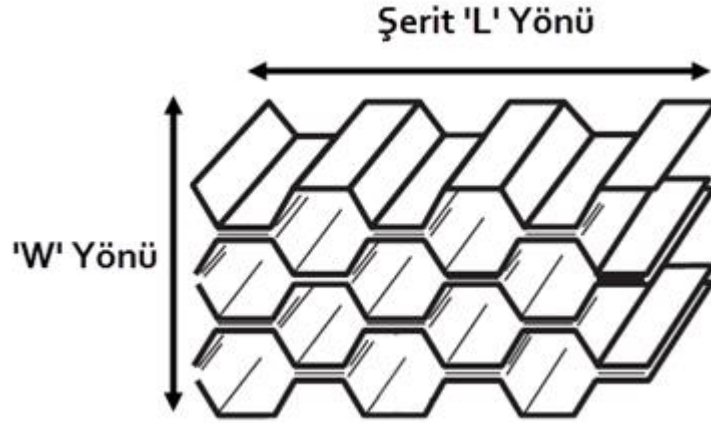
$$\tau_{yz} = \frac{Q_y}{t_c + \frac{t_{falt}}{2} + \frac{t_{füst}}{2}} \quad (5.42)$$

formülleriyle hesaplanır. Denklemlerdeki Q_x ve Q_y sırasıyla x ve y yönlerindeki kesme kuvvetleridir. t_c , t_{falt} ve $t_{füst}$ ise sırasıyla, bal peteği kalınlığı ile bal peteğinin alt ve üstünde bulunan yüzey tabakalarının kalınlıklarını ifade etmektedir. Tüm bu hesaplamalar yapıldıktan sonra bal peteği şerit yönü ve buna dik yöndeki rezerv faktörü değerleri bulunabilir.

$$RF_L = RF_{xz} = \frac{f_L}{\tau_{xz}} \quad (5.43)$$

$$RF_W = RF_{yz} = \frac{f_w}{\tau_{yz}} \quad (5.44)$$

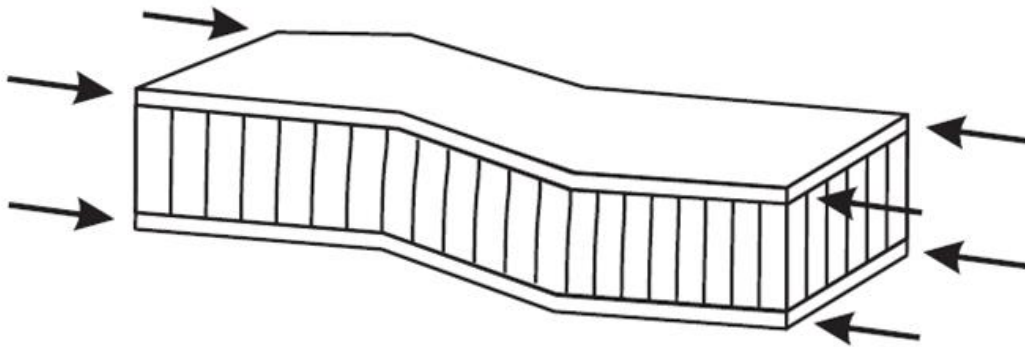
Denklemlerde alt indis olarak kullanılan L ve W sırasıyla bal peteği şerit yönünü ve buna dik yönü temsil etmektedir. Burada L yerine 13, W yerine de 23 yazılabilir. Bahsedilen yönler daha iyi anlaşılabilirmeleri için Şekil 5.4'te gösterilmiştir.



Şekil 5.4 : Bal peteği üzerindeki eksenlerin gösterimi [30].

5.3.2 Kayma kıvrılması (shear crimping)

Bu göçme modu, sandviç yapıda kullanılan bal peteğinin enine kayma modülü düşük olduğunda ortaya çıkmaktadır. Sandviç yapı tek eksenli basma yüküne maruz kalırsa bal peteği üzerinde kayma kıvrılması oluşabilir. Bu modun temsili gösterimi Şekil 5.5'te verilmiştir.



Şekil 5.5 : Bal peteği kayma kıvrılması [30].

Kayma kıvrılması rezerv faktörlerinin hesaplanabilmesi için yüzeylerde oluşan en büyük asal basma gerilmelerinin bulunması gerekmektedir. Bunun için öncelikle

yapı üzerine gelen x, y ve xy yönlerindeki kuvvetler belirlenir. Daha sonra bunlar kullanılarak asal yönlerdeki kuvvetler hesaplanır.

$$n_{1,2} = \frac{n_x + n_y}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{n_x - n_y}{2}\right)^2 + n_{xy}^2} \quad (5.45)$$

Denklem (5.45)'te alt indis olarak kullanılan 1 ve 2 asal yönleri temsil etmektedir. Aynı denklemdeki n_x , n_y ve n_{xy} sırasıyla x, y ve xy yönlerindeki kuvvetleri ifade eder. Bu işlemden sonra asal gerilmeler, aşağıda verilen denklem ile bulunur.

$$\sigma_{1,2} = \frac{n_{1,2}}{t_{falt} + t_{füst}} \quad (5.46)$$

Rezerv faktör hesabında kullanılması gereken, en büyük asal basma gerilmesidir. Bunun için hesaplanan asal gerilmeler arasından negatif anlamda en büyük olan gerilme değeri alınır.

$$\sigma_{\min} = \min(\sigma_1, \sigma_2) \quad (5.47)$$

Bal peteğinin kıvrılma dayanım gerilmesi ise,

$$\sigma_{kk} = G_C \frac{t_c + (t_{falt} + t_{füst})}{t_{falt} + t_{füst}} \quad (5.48)$$

denklemiyle elde edilir. Eşitlikteki G_C , bal peteğinin L ve W bir başka deyişle, 13 ve 23 yönlerindeki kayma modüllerinin en küçüğünü temsil etmektedir. t_c , t_{falt} ve $t_{füst}$ ise daha önce de belirtildiği gibi sırasıyla, bal peteği kalınlığı ile bal peteğinin alt ve üstünde bulunan yüzey tabakalarının kalınlıklarını ifade etmek için kullanılmıştır.

$$G_C = \min(G_L, G_W) \quad (5.49)$$

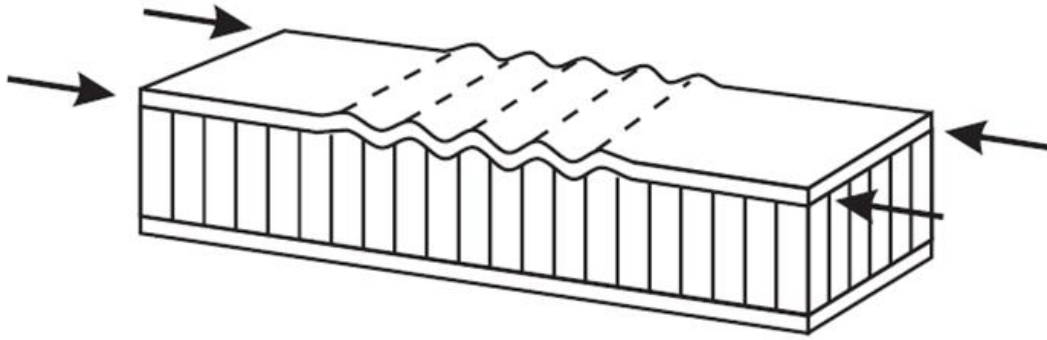
Gerekli tüm terimler bulunduktan sonra kayma kıvrılması rezerv faktörü değeri,

$$RF_{kk} = \frac{\sigma_{kk}}{\sigma_{\min}} C_b \quad (5.50)$$

eşitliğiyle hesaplanır. Formülde yer alan C_b deneysel olarak elde edilen B-Basis katsayısıdır.

5.3.3 Hücre içi burkulma (intra cell buckling)

Hücre içi burkulma göçme modunda, bal peteğinin hücre duvarları destek gibi davranırken, yüzey levhaları plaka gibi burkulur. Malzeme üzerinde bu tarz bir göçmenin yaşanmaması için, bal peteği hücre boyutu yeterince küçük olmalıdır. Basma yüküne bağlı olarak oluşan hücre içi burkulma modunun temsili gösterimi Şekil 5.6’da verilmiştir.



Şekil 5.6 : Hücre içi burkulma göçme modunun oluşumu [30].

Bu göçme modunda da tıpkı kayma kıvrılmasında olduğu gibi, rezerv faktörü değerlerinin hesaplanabilmesi için yüzeylerde oluşan en büyük asal basma gerilmelerinin bulunması gerekmektedir. Ancak bu sefer yapı üzerine gelen x, y ve xy yönlerindeki kuvvetler doğrudan kullanılmaz. Bunun yerine öncelikle momentlere eşdeğer kuvvetler hesaplanır. Eşdeğer kuvvetlerin hesaplarında klasik katman teorisinde anlatılan ABD matrisleri kullanılmaktadır. Elde edilen bu değerler, yapı üzerine gelen x, y ve xy yönlerindeki ilk yüklerle toplanarak nihai kuvvetler bulunur.

$$F_x + n_{x,eş} = n_x \quad (5.51)$$

$$F_y + n_{y,eş} = n_y \quad (5.52)$$

$$F_{xy} + n_{xy,eş} = n_{xy} \quad (5.53)$$

Daha sonra sırasıyla denklem (5.45) ve (5.46) kullanılarak asal yönlerdeki kuvvetler ve bunlara bağlı olarak asal gerilmeler elde edilmektedir. Hesaplanan asal gerilmeler arasından negatif anlamda en büyük olan gerilme değeri rezerv faktörü hesaplarında kullanılmak üzere seçilir.

Hücre içi burkulma dayanım gerilmesi ise;

$$\sigma_{hib} = 2E_f \left(\frac{1}{(1-\nu_{xy}\nu_{yx})} \right) \left(\frac{t_f}{s} \right)^2 \quad (5.54)$$

denklemlerle elde edilir [47]. Eşitlikteki E_f incelenen yüzeyin etkin elastisite modülünü temsil etmektedir. Bu değer yerine denklem (5.24) ve (5.25) aracılığıyla hesaplanan E_{xx} ve E_{yy} 'den küçük olanı kullanılır. İncelenen yüzeyin etkin poisson oranları olan ν_{xy} ve ν_{yx} denklem (5.27) ve (5.28) kullanılarak hesaplanır. t_f ve s ise sırasıyla incelenen yüzeyin kalınlığını ve bal peteği hücre boyutunu ifade etmektedir.

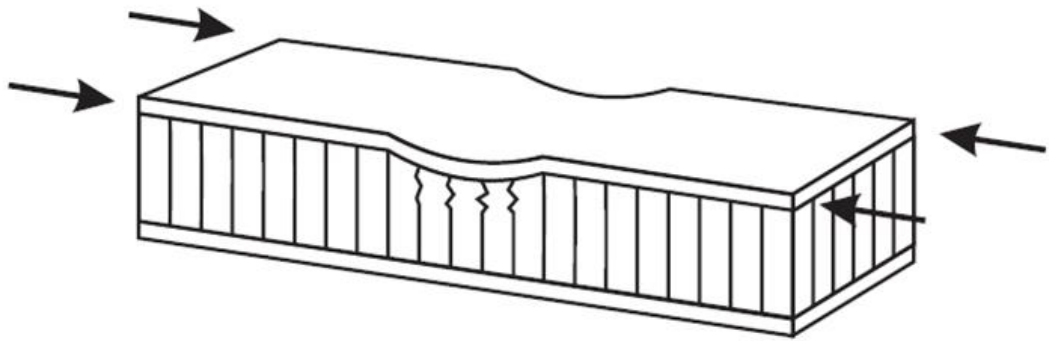
Gerekli tüm terimler bulunduktan sonra hücre içi burkulma rezerv faktörü değeri,

$$RF_{hib} = \frac{\sigma_{hib}}{\sigma_{min}} C_b \quad (5.55)$$

eşitliğiyle hesaplanır. Formülde yer alan C_b deneysel olarak elde edilen B-Basis katsayısıdır.

5.3.4 Yüzey kırışması (face wrinkling)

Yüzey kırışması, basma yükü altında meydana gelen bir diğer göçme modudur. Kısa dalga boyu formunda ortaya çıkar. Yüzey kırışmasını önlemek için yüzey tabakasının basma modülü ve bal peteği basma dayanımı yeterince büyük olmalıdır. Basma yüküne bağlı olarak oluşan yüzey kırışması modunun temsili gösterimi Şekil 5.7'de verilmiştir.



Şekil 5.7 : Yüzey kırışması göçme modunun oluşumu [30].

Yüzey kırışması göçme modunda rezerv faktörü değerlerinin hesaplanabilmesi için yüzey levhalarında oluşan asal gerilmelerin bulunması gerekmektedir. Bu sebeple hücre içi burkulma modunda yapılan işlemler birebir tekrarlanır. Momentlere eşdeğer kuvvetler, x, y ve xy yönlerindeki ilk yüklere eklenerek, yapı üzerine etkiyen nihai

kuvvetler elde edilir. Bunu takip eden aşamalarda ilk olarak asal yönlerdeki kuvvetler, sonra da asal gerilmeler hesaplanır. Bu noktada bulunması gereken, yüzey kırışması dayanım gerilmesidir. Bahsedilen dayanım gerilme değeri;

$$\sigma_{yk} = 0.82 \sqrt{\frac{t_f}{t_c} E_C E_f} \quad (5.56)$$

formülüyle elde edilir [47]. Denklemdaki E_f incelenen yüzeyin etkin elastisite modülünü, E_C bal peteği basma modülünü, t_f ve t_c ise sırasıyla incelenen yüzeyin ve bal peteğinin kalınlığını temsil etmektedir.

Yüzey kırışması rezerv faktörü değerleri, asal gerilmelerin çekme veya basma yönünde olmalarına bağlı olarak iki farklı şekilde hesaplanmaktadır. Her iki yöntemde de öncelikle geçici RF değerleri bulunur. Buna göre eğer asal gerilmelerin ikisi de basma yönünde bir başka deyişle negatif işaretli (σ_1 ve $\sigma_2 < 0$) olursa geçici RF;

$$\left(RT_1 RF_{geçici} \right)^3 + RT_2 RF_{geçici} = 1 \quad (5.57)$$

denkleminin kökünden elde edilmektedir. Eşitlikteki RT_1 ve RT_2 ise;

$$RT_1 = \frac{\sigma_1}{\sigma_{yk}} \quad (5.58)$$

$$RT_2 = \frac{\sigma_2}{\sigma_{yk}} \quad (5.59)$$

denklemleriyle bulunur. Eğer asal gerilmelerden birisi çekme diğeri basma yönünde ($\sigma_1 > 0$ ve $\sigma_2 < 0$) olursa bu sefer geçici RF doğrudan RT_2 değeri 1'e bölünerek elde edilir.

$$RF_{geçici} = \frac{1}{RT_2} \quad (5.60)$$

Son olarak ise yüzey kırışması rezerv faktörü,

$$RF_{yk} = RF_{geçici} C_b \quad (5.61)$$

eşitliğiyle hesaplanır. Formülde yer alan C_b deneysel olarak elde edilen B-Basis katsayısıdır.

6. UYDULARIN SONLU ELEMAN ANALİZLERİ

Tez çalışmasının bu bölümünde; incelenen küp uyduların sonlu eleman analizlerine hazırlanışları sırasında yapılan işlemlerden bahsedilmiş ve oluşturulan sonlu eleman modelleri detaylı bir şekilde açıklanmıştır. Daha sonra modellerin modal ve statik analizleri ayrı ayrı gerçekleştirilerek, elde edilen sonuçlar listeler halinde paylaşılmıştır. En son olarak ise, küp uyduların maruz kaldıkları yükler altındaki yapısal dayanımları, analiz sonuçlarına göre değerlendirilmiştir.

6.1 Çözüm Ağlarının Oluşturulması

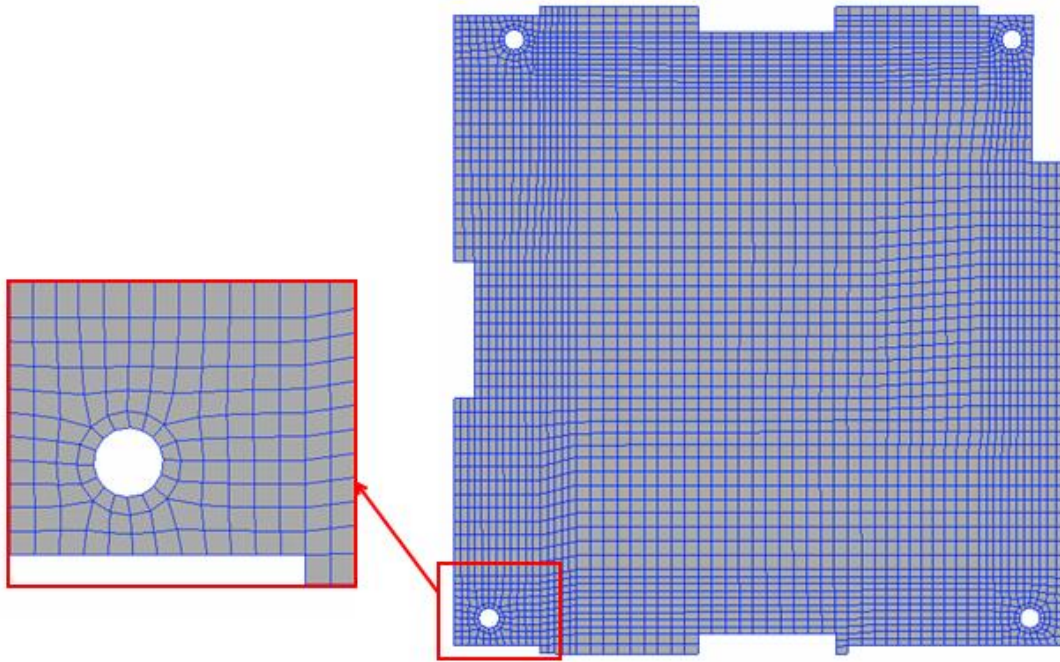
Küp uydu yapısal dayanım analizlerinin gerçekleştirilebilmesi için ilk olarak uydu yapıları üzerinde çözüm ağlarının oluşturulması gerekmektedir. Bu sebeple tez kapsamında hazırlanan pencereci ve penceresiz küp uydu katı modelleri ANSA yazılımına aktarılmıştır. Bu yazılım kullanılarak, uydu birincil ve ikincil taşıyıcı yapıları ile baskılı devre kartları üzerinde çözüm ağı oluşturulması hedeflenmiştir. Çözüm ağı oluşturma işleminin bazı kıstaslar dikkate alınarak ve olabildiğince özenli yapılması son derece önemlidir. Çünkü sonlu eleman analizlerinin sonuçları, doğrudan çözüm ağına bağılı olarak değışiklik gösterebilir.

Çözüm ağı oluştururken dikkat edilmesi gereken ilk husus, kullanılan elemanların tipi ve kalitesidir. Tezdeki küp uydu sonlu eleman modellerinde, iki boyutlu elemanlardan özellikle dört düğüm noktalı dörtgen elemanların kullanılmasına çaba gösterilmiştir. Dörtgen elemanların kullanılmadığı yerlerde ise üç düğüm noktalı üçgen elemanlar tercih edilmiştir. Dörtgen elemanlar arasında en ideal olan kare elemandır. Bunun sebebi olarak, kare şeklin eleman kalitesinin belirlenmesinde kullanılan çeşitli boyutsal kıstasların tümünü sağlaması gösterilebilir.

Eleman kalitesi belirlenirken temel olarak dört farklı ölçüt kullanılmaktadır. Bunlar açıklık oranı, yamukluk açısı, çarpıklık açısı ve sivrilme oranı olarak sıralanabilir. Oluşturulan elemanların bu boyutsal özelliklerinin belirli sınırlar içerisinde kalmaları istenmektedir. Tezdeki pencereci ve penceresiz tüm modellerde çözüm ağını meydana getiren elemanlar, açıklık oranları 3'ten küçük, yamukluk açıları 45°'den

büyük, çarpıklık açıları 5.7° 'den küçük ve sivrilme oranları 0.35'ten büyük olacak şekilde oluşturulmuşlardır. Bu ölçütleri sağlamayan bir elemanın ortaya çıkması durumunda, eleman boyutları istenen seviyelere ulaşana kadar çözüm ağı oluşturma işlemine devam edilmiştir.

Tezde ilk olarak, küp uydu modellerinin hepsinde kullanılan baskılı devre kartlarının üzerlerinde çözüm ağı oluşturulmuştur. Bu işlem sırasında eleman şekillerinin düzgün olması için, kartlar çeşitli parçalara ayrılmış daha sonra bölgesel olarak elemanlar oluşturulmaya devam edilmiştir. Örnek bir baskılı devre kartının üzerindeki çözüm ağı Şekil 6.1'deki gibidir.

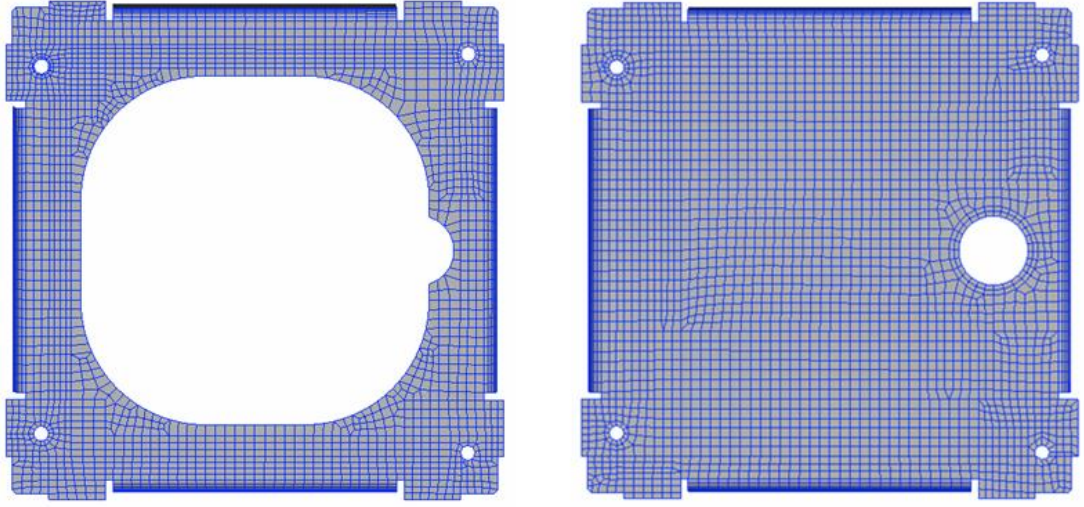


Şekil 6.1 : Baskılı devre kartı çözüm ağı.

Çözüm ağı oluştururken özellikle delik çevresi gibi yuvarlak şekiller bulunan bölgelerde, ölçütlere uygun dörtgen elemanların elde edilmesi oldukça zor olmaktadır. Bu sebeple tezdeki küp uyduların tüm parçalarında delik çevreleri Şekil 6.1'de görüldüğü gibi bir veya iki sıra çemberle çevrelenmiştir. Kullanılan bu yöntem ile delik çevrelerinde üçgen veya bozuk dörtgen eleman oluşumu engellenmektedir.

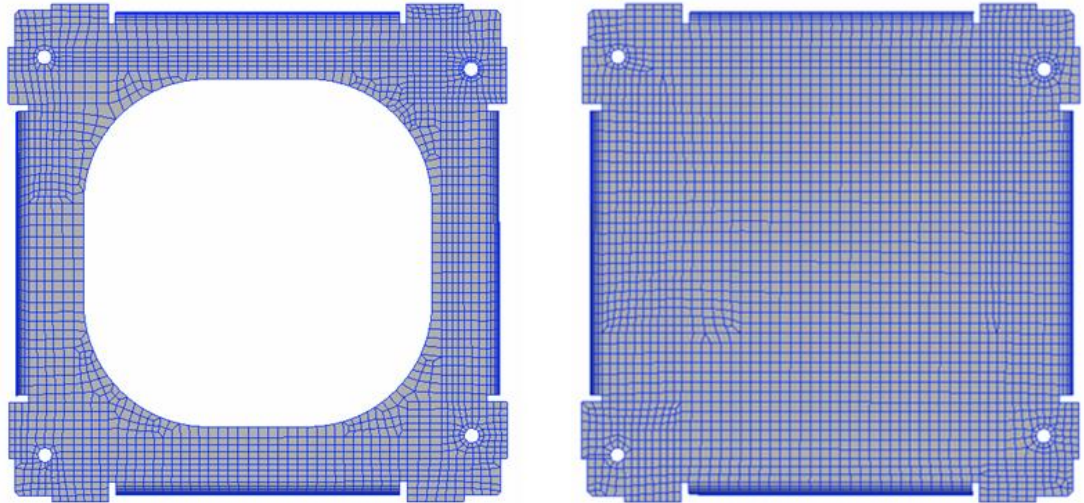
Baskılı devre kartlarından sonra pencereci ve penceresiz üst panellerde çözüm ağı oluşturulmuştur. Pencereci panellerin orta kısımlarında bulunan açıklıkların kenarları, her ne kadar düzgün eleman oluşumuna izin vermese de, bu bölgelerde olabildiğince

dörtgen eleman kullanılmıştır. Pencereci ve penceresiz üst panellerde oluşturulan çözüm ağı Şekil 6.2’de görülebilmektedir.



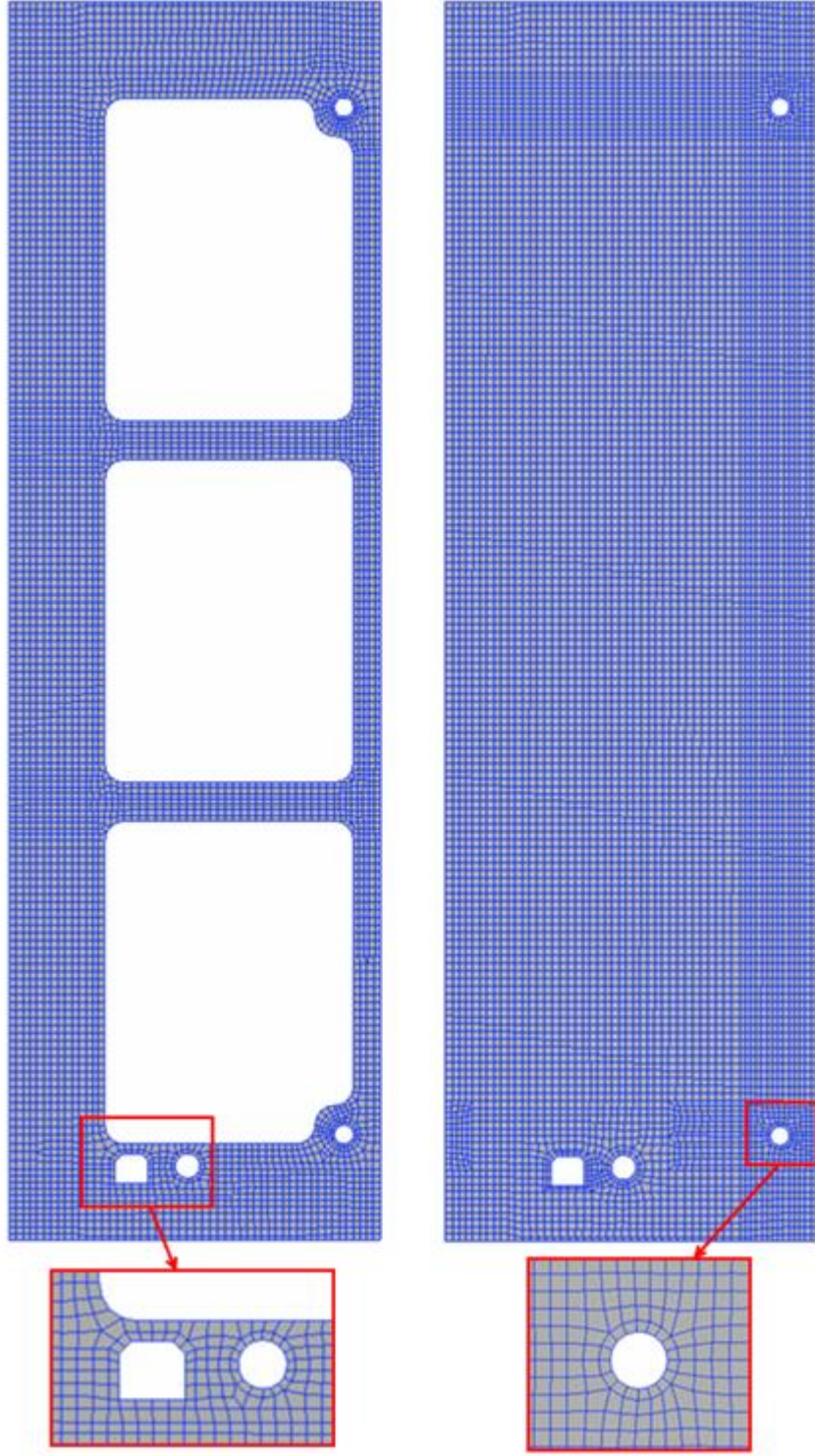
Şekil 6.2 : Pencereci (solda) ve penceresiz (sağda) üst panel çözüm ağı.

Daha sonra küp uydu pencereci ve penceresiz alt panelleri üzerinde çözüm ağı oluşturulmuştur. Bu parçalardaki elemanlar üst paneldekilerle benzer özelliklere sahiptir. Pencereci ve penceresiz alt panellerin çözüm ağı Şekil 6.3’de verilmiştir.



Şekil 6.3 : Pencereci (solda) ve penceresiz (sağda) alt panel çözüm ağı.

Küp uydu üst ve alt panellerinden sonra, pencereci ve penceresiz yan paneller üzerinde çözüm ağı oluşturulmuştur. Bu işlem sırasında yan panellerin birbirleriyle ve buna ek olarak üst ve alt panellerle birleştikleri bölgelerdeki elemanların ortak düğüm noktalarını kullanmalarına özen gösterilmiştir. Pencereci ve penceresiz yan paneller üzerinde oluşturulan çözüm ağı Şekil 6.4’de görülebilmektedir.

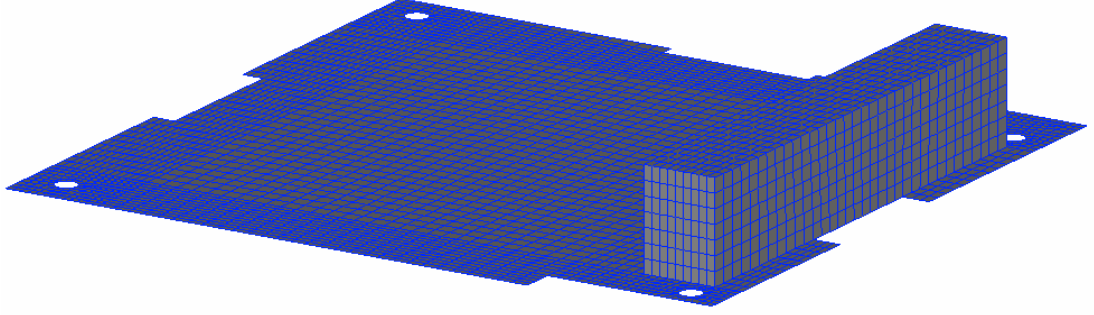


Şekil 6.4 : Pencereleli (solda) ve penceresiz (sağda) yan panel çözüm ağı.

Şekil 6.4’te delik çevrelerinde oluşturulan elemanlar çok net görülemediği için, bu kısımlar yakınlaştırılarak verilmiştir.

Uydu yan panellerinden sonra, baskılı devre kartlarının arasında bulunup birbirlerine bağlanmalarını sağlayan PC-104 bağlayıcı elemanlar üzerinde çözüm ağı

oluşturulmuştur. Bu bağlantı kısımlarının gerçekçi bir şekilde modellenebilmeleri için üç boyutlu katı elemanlar tercih edilmiştir. Küp uydu modelleri içerisinde altı ayrı kartın arasında bağlantıyı sağlayan toplam beş PC-104 bağlayıcı bulunmaktadır. Bunlardan örnek bir tanesinin üzerindeki çözüm ağı Şekil 6.5'te görülebilir. Bağlayıcı eleman, konumunun daha iyi anlaşılabilmesi için üzerinde bulunduğu baskılı devre kartı ile birlikte verilmiştir.



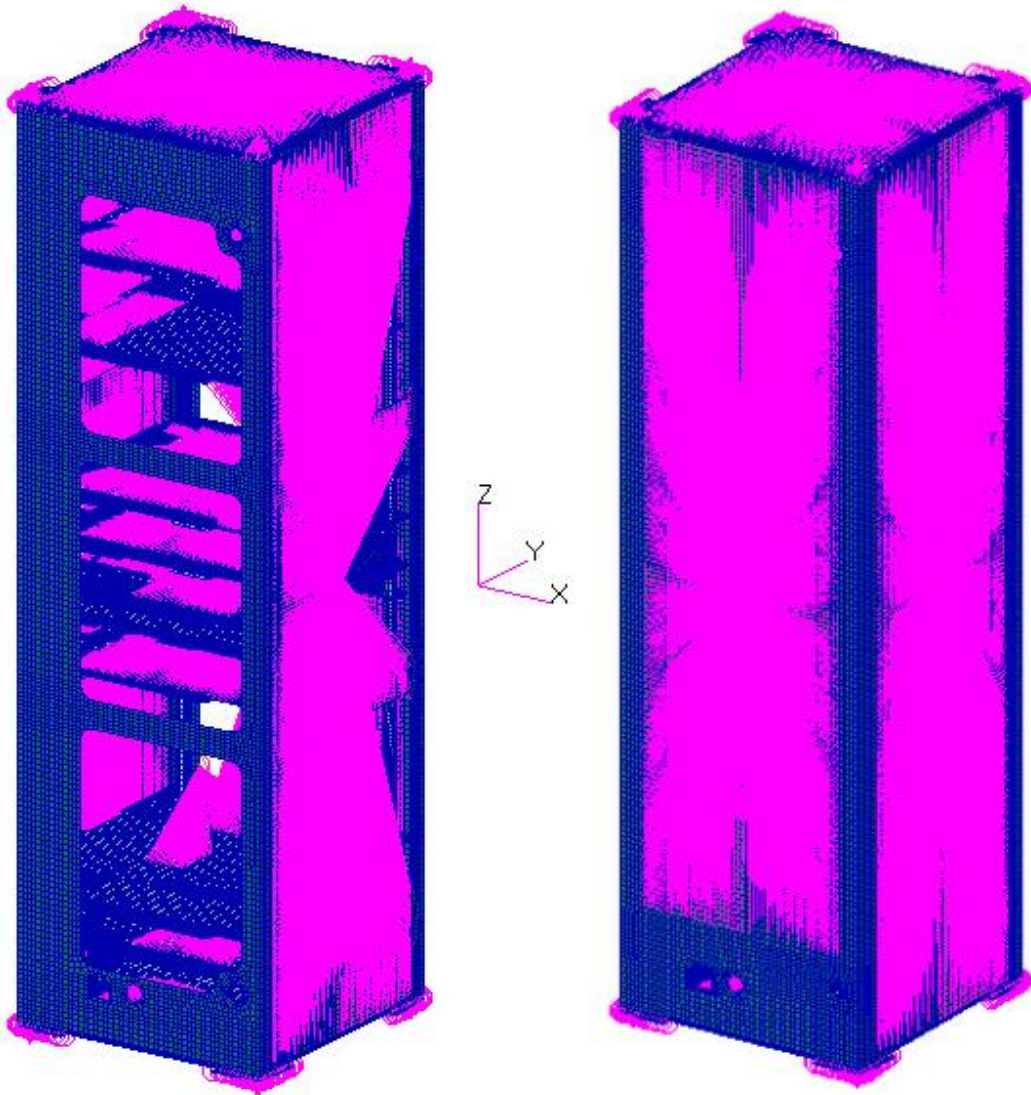
Şekil 6.5 : PC-104 bağlantı elemanı çözüm ağı.

Küp uydu ikincil taşıyıcı yapı elemanlarından, mesafe tutucuların üzerilerindeki çözüm ağı da iki boyutlu elemanlar kullanılarak oluşturulmuştur. Bu aşamadan sonra, küp uydu sonlu eleman modelleri Patran yazılımına aktarılarak çalışmalara devam edilmiştir. Patran yazılımında öncelikle sonsuz vidalar bar eleman olarak modellenmiş, daha sonra da tüm bağlantı bölgeleri MPC'ler (Multi Point Constraint) kullanılarak birbirlerine bağlanmıştır. Bu kısımlarda daha gerçekçi bir modelleme için RBE2 elemanlar tercih edilmiştir. Üst üste gelen bölgelerde ise çakışık elemanların ortak düğüm noktalarını kullanmaları için, elemanlar birbirleriyle eşlenmiştir. Son olarak alt sistem bileşenlerine ait kütleler, ilgili parçaların ağırlık merkezlerine kütle elemanlar ile konulmuş, daha sonra da RBE3 elemanlar aracılığıyla gerekli düğüm noktalarına bağlanmıştır. Tezdeki dört ayrı uydu sonlu eleman modelinde kullanılan eleman tipleri ve sayıları Çizelge 6.1'de görülebilir.

Çizelge 6.1 : Küp uydu modellerinde kullanılan eleman tipleri ve sayıları.

Eleman Tipi	Uydu 1	Uydu 2	Uydu 3	Uydu 4
CBAR	52	52	52	52
CONM2	22	22	22	22
CQUAD4	86194	86194	103694	104004
CTETRA	103846	103846	107974	107923
CTRIA	138	138	162	165
RBE2	247	247	249	249
RBE3	22	22	22	22

Çizelge 6.1'deki küp uydu isimlendirmeleri daha önceki bölümlerde açıklanmıştır. Ancak yine de pencereless alüminyum modelin Uydu 1, pencereless monolitik modelin Uydu 2, penceresiz monolitik modelin Uydu 3 ve son olarak penceresiz sandviç modelin Uydu 4 olarak adlandırıldığını hatırlatılabilir. Çizelge 6.1'de bulunan CBAR bar elemanı, CONM2 kütle elemanı, CQUAD4 ve CTRIA sırasıyla iki boyutlu dörtgen ve üçgen elemanları, CTETRA ise üç boyutlu prizmatik elemanları ifade etmektedir. RBE2 ve RBE3 bağlantı elemanlarıdır. Bunların pencereless ve penceresiz küp uydu sonlu eleman modelleri üzerindeki görünüşleri Şekil 6.6'daki gibidir.



Şekil 6.6 : RBE3 bağlantı elemanlarının genel görünümü.

Şekil 6.6'da sol tarafta yer alan pencereless küp uydu modelinin yan panellerinden bir tanesinin üzerindeki RBE3 bağlantı elemanları, uydu içerisindeki alt sistem

bileşenlerine ait kütleleri baskılı devre kartlarına bağlamakta kullanılan RBE3 elemanlarının gözükebilmesi için görselden silinmiştir. Penceresiz modelin iç görünümü diğeriyle birebir aynıdır.

Son olarak, kullanılan malzemelerin özellikleri tüm modellerde ayrı ayrı Patran yazılımına tanımlanmıştır. Bu işlem ile dört küp uydu modelinin de analizlere hazır hale geldiği söylenebilir.

6.2 Fırlatma Koşulları için Yapılan Analizler

Sonlu eleman modelleri oluşturulan küp uyduların modal ve statik analizlerinin gerçekleştirilebilmesi için ilk olarak, fırlatma esnasındaki sınır koşullarının Patran yazılımına tanımlanması gerekmektedir. Tüm uydularda belirlenen sınır koşulları bir sonraki bölümde detaylı bir şekilde anlatılacaktır.

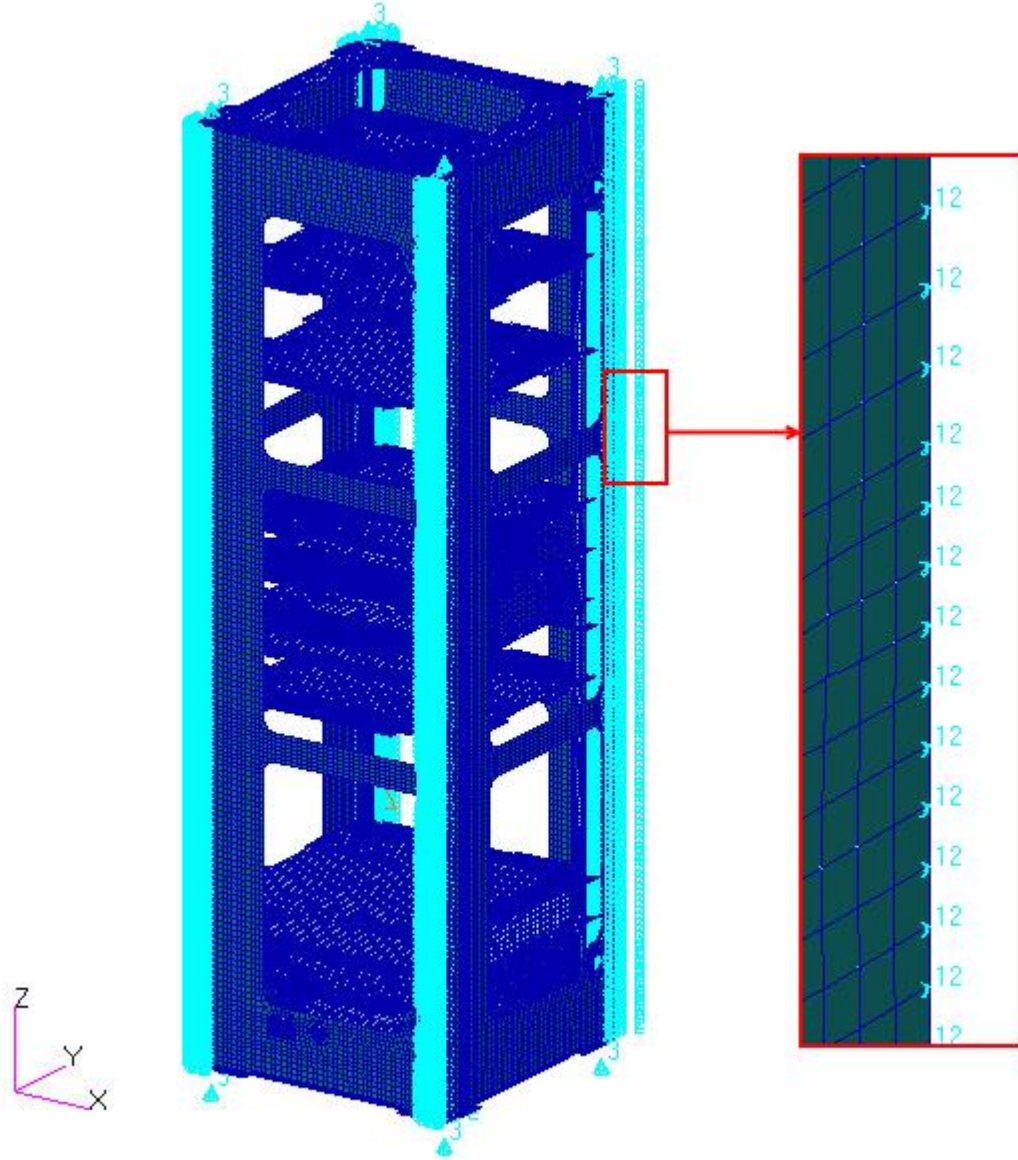
6.2.1 Sınır koşullarının belirlenmesi

Tez kapsamında incelenen dört küp uydu modelinin de fırlatma sırasında P-POD içerisinde bulunmaları ön görülmektedir. Bu sebeple tüm uydulara aynı sınır koşulları uygulanmıştır. Küp uydu yan panelleri P-POD'a sadece ray bölgelerinden temas ederken, üst ve alt panellerin P-POD ile doğrudan temasları bulunmamaktadır. Bunun yerine bu panellerin dört köşesinde bulunan toplam sekiz adet ayak P-POD'a dokunmaktadır. Sınır koşulları belirlenirken bu şartlar dikkate alınmıştır.

P-POD içerisine yerleştirilen bir 3U küp uydunun ayaklarının üst ve alt yüzeyleri sadece P-POD ile temas halindedir. Ayaklar üzerinde yanal yönlerde hareketi kısıtlayıcı bir engel bulunmamaktadır. Bu sebeple sınır koşulları belirlenirken küp uydu ayakları sadece eksenel yön olan Z yönünde kilitlenmişlerdir. X ve Y yönlerindeki hareketleri ise serbesttir.

Yanal yönlerde ise sadece yan paneller üzerinde bulunan uydu ray bölgelerindeki düğüm noktaları sınırlandırılmıştır. Bu düğüm noktaları, üzerinde bulundukları panelin düzlemine dik yönlerde kilitlenmektedirler. Örneğin; XZ düzleminde yer alan panel üzerindeki düğüm noktalarının hareketleri, bu düzleme dik olan Y yönünde kısıtlanırken, X ve Z yönlerinde serbest bırakılmıştır. YZ düzlemindekiler içinse tam tersi durum söz konusudur. Bu yöntemle köşelerde bulunan küp uydu raylarının yanal iki yönde (X ve Y) sabitlenmesi ve sadece eksenel Z yönünde

hareket edebilmeleri sağlanmıştır. Z yönündeki hareket de ayaklara uygulanan sınır koşulları ile engellendiğinden küp uyduların üç yönde de sabitlendiği söylenebilir. Uydu modellerine uygulanan sınır koşulları Şekil 6.7’de görülebilmektedir.



Şekil 6.7 : Küp uydu sınır koşulları.

Şekil 6.7’de yakınlaştırılmış bölgede görülen 1 ve 2 rakamları sırasıyla, raylar üzerindeki düğüm noktalarının hareketlerinin kısıtlandığı X ve Y yönlerini temsil etmektedir.

6.2.2 Modal analizler

Fırlatma sırasındaki sınır koşullarının uydular üzerine uygulanması ile tüm modeller, modal analize hazır hale gelmiştir. Modal analizler ile küp uydu doğal frekanslarının

elde edilmesi amaçlanmaktadır. Bulunan frekans değerleri ilk olarak, fırlatma aracı direngenlik isterlerinin karşılanıp karşılanmadığının anlaşılmasında kullanılır. Buna göre uydu ile fırlatma aracı arasında rezonans yaşanmaması için, uyduların ilk doğal frekans değerlerinin fırlatma aracı el kitabında verilen direngenlik değerlerinden büyük olmaları istenmektedir. İkinci olarak ise 2000 Hz'e kadar olan frekanslar rasgele titreşim yük faktörlerinin hesabında kullanılır. Uyduların statik analizlerinde uygulanması gereken bileşke yükler, rasgele titreşim yük faktörlerinin sanki-statik yük faktörlerine eklenmesi ile elde edilmektedir. Bu sebeple statik analizlerin dolaylı olarak da olsa uydu frekanslarına bağlı oldukları söylenebilir.

Modal analizler ile uyduların doğal frekans değerleri ve mod şekilleri,

$$(K - \omega^2 M)q = 0 \quad (6.1)$$

öz değer probleminin çözümünden elde edilmektedir. Eşitlikteki **K** ve **M** sırasıyla direngenlik ve kütle matrislerini, ω ve **q** ise sırasıyla harmonik hareketin açısal frekansı ve genlik vektörünü temsil eder. Denklemin çözümünden elde edilen öz değerler sistemin doğal frekans değerleridir. Bu öz değerler ile bulunan öz vektörler ise ilgili frekansta oluşan mod şeklini ifade etmektedir.

Tüm küp uydu modellerinin modal analizleri, Nastran yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu analizler, sistemlerin doğal frekans değerleri 2000 Hz'e ulaşınca kadar devam ettirilmiştir. Modal analizler sonucunda pencereli alüminyum panel tasarımına sahip uyduda toplam 50 mod, diğer uydularda ise toplam 53'er mod hesaplanmıştır. Dört küp uydu modelinin 2000 Hz'e kadar bulunan tüm doğal frekans değerleri Çizelge 6.2'de görülebilmektedir.

Çizelge 6.2 : Tüm küp uyduların doğal frekans değerleri.

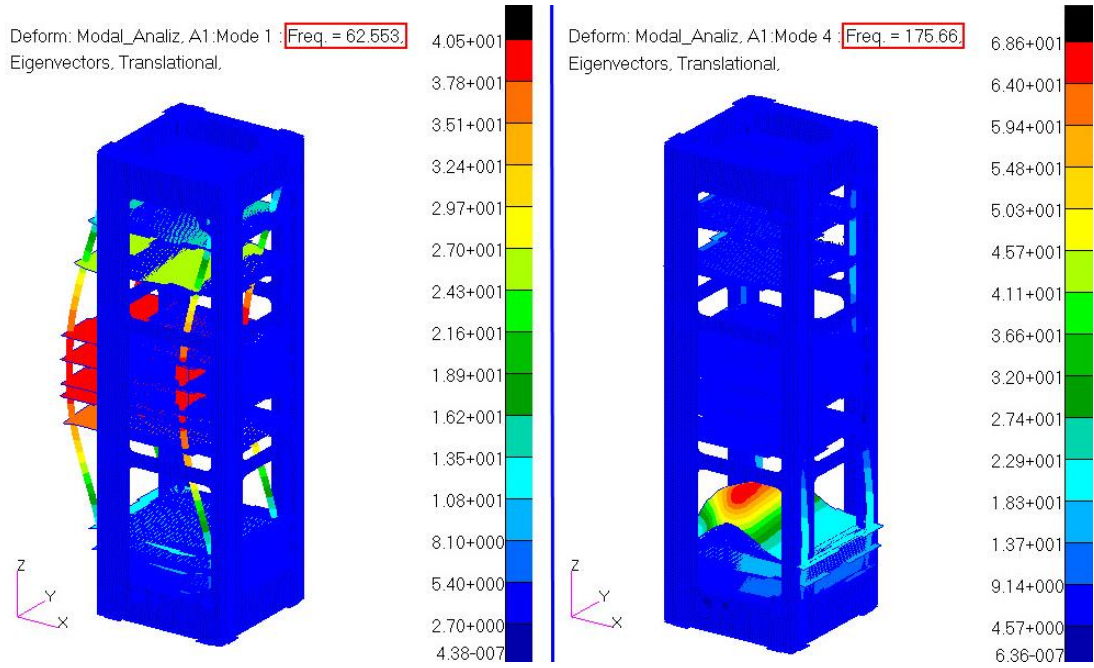
Mod No.	Frekans (Hz)			
	Uydu 1	Uydu 2	Uydu 3	Uydu 4
1	62.55	60.52	59.86	59.86
2	74.95	73.32	72.92	72.91
3	167.04	163.90	163.05	163.03
4	175.66	173.42	172.68	172.63
5	211.45	202.30	199.77	199.86
6	229.17	217.95	215.60	215.75
7	236.56	233.66	232.92	232.87
8	247.20	245.06	244.61	244.60
9	341.17	340.09	339.83	339.83
10	396.67	390.26	388.14	388.19

Çizelge 6.2 (devam) : Tüm küp uyduların doğal frekans değerleri.

Mod No.	Frekans (Hz)			
	Uydu 1	Uydu 2	Uydu 3	Uydu 4
11	449.85	449.47	452.67	452.85
12	521.54	509.75	505.76	505.82
13	547.38	526.68	520.68	520.86
14	589.18	584.56	583.30	583.64
15	607.10	605.87	605.86	606.41
16	645.26	635.82	629.12	629.19
17	668.07	644.02	644.32	643.95
18	755.10	730.50	724.68	724.84
19	772.53	754.04	762.44	760.83
20	801.73	768.64	769.87	769.59
21	874.44	873.41	857.29	857.41
22	920.12	884.19	879.74	880.07
23	944.55	931.41	929.19	927.77
24	966.53	948.00	942.24	942.20
25	1009.37	968.96	968.75	968.36
26	1011.29	995.05	992.03	992.63
27	1016.81	1002.77	999.01	999.36
28	1018.18	1017.38	1018.52	1019.07
29	1040.43	1037.20	1036.72	1036.53
30	1049.71	1046.78	1046.77	1046.74
31	1070.08	1069.54	1070.15	1070.63
32	1164.41	1157.05	1156.42	1156.94
33	1181.18	1179.14	1178.05	1178.24
34	1216.70	1189.03	1183.03	1183.16
35	1276.53	1262.48	1259.50	1259.88
36	1303.38	1296.37	1291.89	1291.94
37	1341.39	1321.45	1316.86	1316.90
38	1351.28	1345.73	1345.40	1345.68
39	1370.75	1365.39	1363.93	1363.95
40	1397.30	1396.58	1397.35	1396.78
41	1493.03	1482.46	1479.38	1479.32
42	1514.79	1508.73	1512.77	1512.87
43	1568.75	1520.39	1515.62	1515.89
44	1591.51	1538.79	1528.93	1529.27
45	1656.42	1639.43	1642.51	1642.29
46	1664.87	1655.83	1655.41	1655.20
47	1753.43	1728.77	1718.72	1718.82
48	1834.20	1799.02	1786.64	1786.41
49	1897.13	1836.99	1821.89	1822.07
50	1935.51	1877.28	1868.41	1868.90
51	-	1932.09	1912.61	1912.87
52	-	1963.60	1946.71	1946.37
53	-	1998.15	1995.39	1995.45

Tezdeki küp uydulara statik analizlerin yapılabilmesi için öncelikle, fırlatma aracı tarafından istenen minimum doğal frekans değerlerinin sağlanması gerekmektedir.

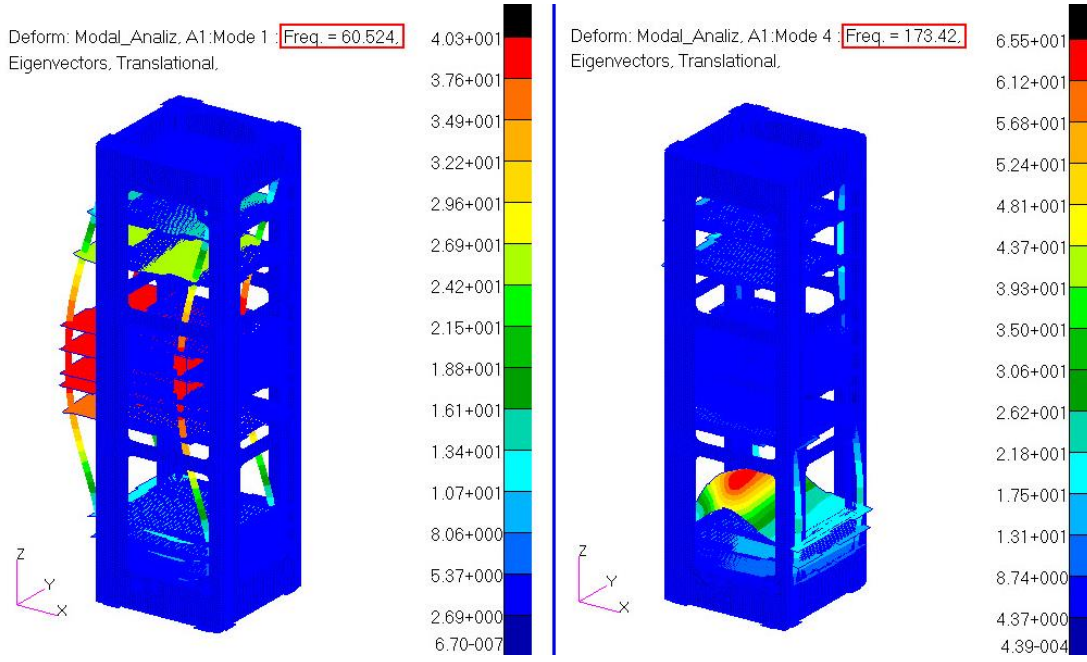
Bu sebeple, uydular üzerinde ilk yanal ve eksenel modların oluştuğu doğal frekans değerleri modal analiz sonuçları incelenerek ayrı ayrı belirlenmiştir. Pencereali alüminyum uyduda ilk yanal mod, 62.6 Hz frekans değerinde ve 1. mod olarak ortaya çıkmaktadır. Bu değer PSLV fırlatma aracının yanal yöndeki doğal frekans gereksinimini olan 45 Hz'den büyüktür. Aynı küp uydu modelinde ilk eksenel mod ise, 175.66 Hz frekans değerinde ve 4. modda oluşmaktadır. Bu frekans değeri de fırlatma aracının eksenel yöndeki doğal frekans gereksinimini karşılar. Pencereali alüminyum küp uyduda ait yanal ve eksenel ilk mod şekilleri Şekil 6.8'de verilmiştir.



Şekil 6.8 : Uydu 1 ilk yanal (solda) ve eksenel (sağda) mod şekilleri.

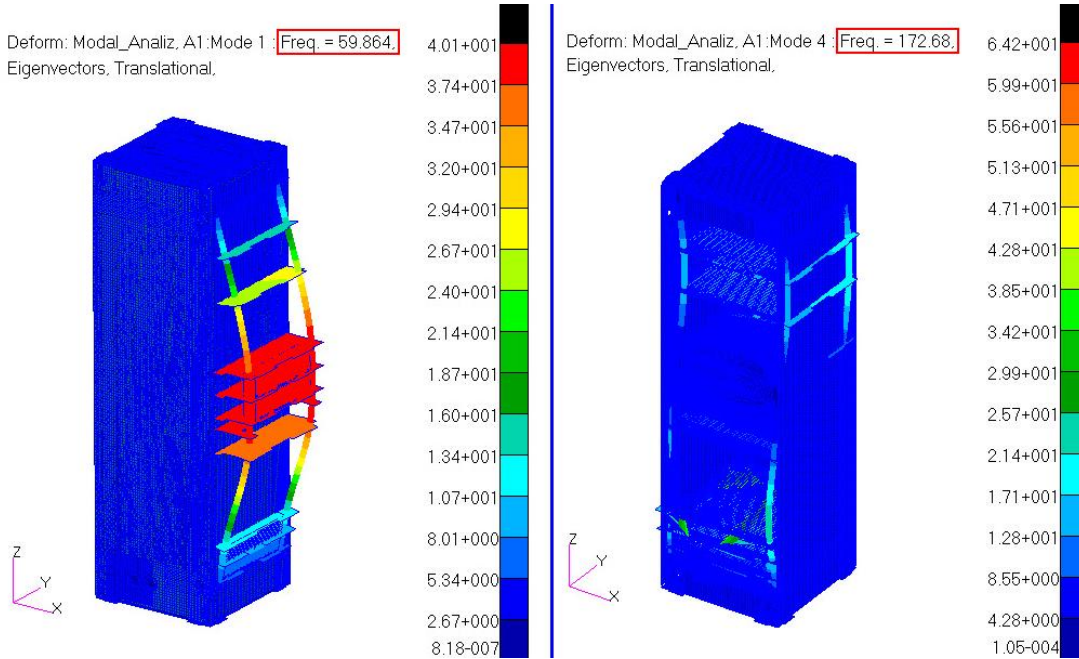
Şekil 6.8'de görüldüğü gibi alüminyum modelin doğal frekans değerleri, fırlatma aracı direngenlik gereksinimini karşılamaktadır. Bu sebeple model üzerinde statik analizler gerçekleştirilebilir.

İkinci olarak pencereali monolitik küp uydunun modal analiz sonuçları incelenmiş ve ilk yanal modun, 60.52 Hz frekans değerinde ve 1. mod olarak ortaya çıktığı görülmüştür. Elde edilen bu değer alüminyum modelde olduğu gibi fırlatma aracının yanal yöndeki doğal frekans gereksinimini karşılamaktadır. Bu uyduda ilk eksenel mod ise, 173.42 Hz frekans değerinde ve 4. modda oluşmaktadır. Bulunan frekans değeri PSLV fırlatma aracının eksenel yöndeki doğal frekans gereksinimini olan 90 Hz'den büyüktür. Pencereali monolitik küp uyduda ait yanal ve eksenel ilk mod şekilleri Şekil 6.9'da görülebilmektedir.



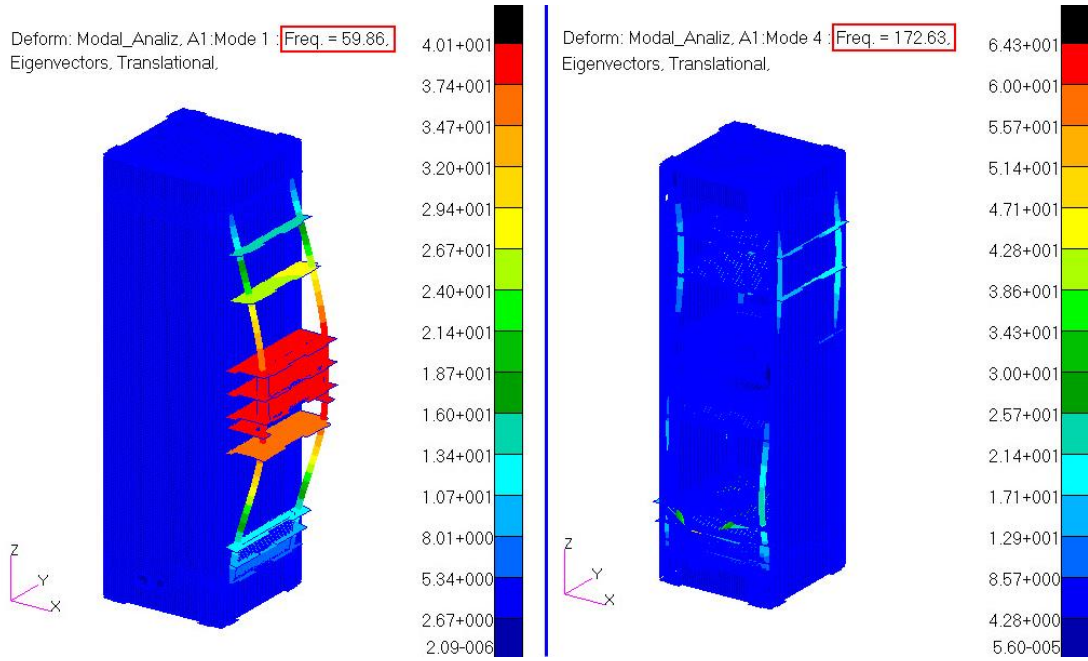
Şekil 6.9 : Uydu 2 ilk yanal (solda) ve eksenel (sağda) mod şekilleri.

Pencereli modellerden sonra penceresiz monolitik uydunun modal analiz sonuçları incelenmiş, ilk yanal ve eksenel mod şekillerinin olduğu doğal frekans değerleri tespit edilmiştir. Uydunun ilk yanal modu 59.86 Hz frekans değerinde ve 1. mod olarak ortaya çıkmaktadır. İlk eksenel mod ise 172.68 Hz frekansta ve 4. modda oluşmaktadır. Bulunan her iki değer, fırlatma aracı doğal frekans gereksinimlerinden büyüktür. Penceresiz monolitik küp uyduya ait yanal ve eksenel ilk mod şekilleri Şekil 6.10’da görülebilir.



Şekil 6.10 : Uydu 3 ilk yanal (solda) ve eksenel (sağda) mod şekilleri.

Son olarak penceresiz sandviç küp uydunun modal analiz sonuçları incelenmiş ve ilk yanal modun, 59.86 Hz frekans değerinde ve 1. modda olduğu görülmüştür. Elde edilen bu değer 45 Hz'den büyük olduğu için fırlatma aracının yanal yöndeki doğal frekans gereksinimini karşılamaktadır. Bu uyduda ilk eksenel mod ise, 172.63 Hz frekans değerinde ve 4. mod olarak ortaya çıkmaktadır. Bulunan frekans değeri PSLV fırlatma aracının eksenel yöndeki doğal frekans gereksinimini olan 90 Hz'den büyüktür. Penceresiz sandviç küp uyduya ait yanal ve eksenel ilk mod şekilleri Şekil 6.11'de verilmiştir.



Şekil 6.11 : Uydu 4 ilk yanal (solda) ve eksenel (sağda) mod şekilleri.

Tüm küp uydu modellerinin modal analizler sonucunda elde edilen ilk yanal ve eksenel doğal frekans değerleri birbirlerine yakın olup, fırlatma aracı direngenlik gereksinimlerinden büyüktür. Bu durum, fırlatma aracı ile uydular arasında dinamik çakışma ve rezonans oluşmayacağını gösterir. Bir sonraki aşamada uydular üzerinde statik analizler gerçekleştirilecektir.

6.2.3 Rasgele titreşim yük faktörlerinin hesaplanması

Statik analizler sırasında uydulara etkiyen bileşke yüklerin bulunması için öncelikle rasgele titreşim yük faktörlerinin hesaplanması gerekmektedir. Rasgele titreşim yük faktörleri, modal analizler sonucunda elde edilen doğal frekans değerleri kullanılarak dört küp uydu modelinin üç farklı eksen için ayrı ayrı hesaplanmıştır. Buna göre ilk aşamada, her bir moddaki doğal frekans ve buna karşılık gelen PSD değerlerinin yanı

sıra incelenen mod ve eksenindeki etkin kütle kullanılarak tek bir moddaki yük faktörü elde edilmiş, daha sonra bu değerlerin karelerinin toplamının karekökü alınarak ilgili ekseninde oluşan rasgele titreşim yük faktörü bulunmuştur. Bu hesaplamalarda tercih edilen Miles ve kütle katlılımı yaklaşımlarının birleştirildiği denklem (4.4) hatırlatma amacıyla aşağıda tekrar verilmiştir.

$$RTYF_k = \sqrt{\sum_i \left[3 \frac{M_{etk,ik}}{M_{top}} \sqrt{\frac{\pi}{2} Q f_{n,i} PSD(f_{n,i})} \right]^2} \quad (4.4)$$

Formülasyonda yer alan her bir eksen ve moddaki etkin kütleler, modal analizlerin gerçekleştirildiği Nastran yazılımının çıktı dosyası olan f06 dosyasından elde edilmektedir. Etkin kütle değerlerinin alınabilmesi için analizler gerçekleştirilmeden önce Nastran yazılımının girdi dosyası olan bdf dosyası içerisinde gerekli yere “MEFFMASS” komutu eklenmiştir. Ayrıca her bir frekansa karşılık gelen PSD değerleri Çizelge 4.3’teki PSD verileri kullanılarak interpolasyonla bulunmaktadır. Yukarıda bahsedilen yöntemlerle hesaplanan, tüm küp uydu modellerinin üç farklı eksenindeki rasgele titreşim yük faktörleri Çizelge 6.3’de verilmiştir.

Çizelge 6.3 : Tüm küp uyduların rasgele titreşim yük faktörleri.

Eksen	Rasgele Titreşim Yük Faktörü, g			
	Uydu 1	Uydu 2	Uydu 3	Uydu 4
X	2.51	2.61	3.33	3.29
Y	3.77	3.99	5.25	5.19
Z	17.12	20.33	20.46	21.68

6.2.4 Statik analizler

Rasgele titreşim yük faktörlerinin elde edilmesinden sonra, statik analizlere geçebilmek için bileşke yüklerin hesaplanması gerekmektedir. Fırlatma aracı el kitabından alınan sanki-statik yük faktörleriyle, modal analiz sonuçlarına bağlı olarak hesaplanan rasgele titreşim yük faktörleri, Çizelge 4.4’te gösterilen formülasyonlar kullanılarak birleştirilir. Statik analizler sırasında uygulanacak bileşke yükler, her bir küp uydu modeli için ayrı ayrı elde edilmiştir. Uydulara etkiyen yükler X, Y ve Z eksenlerinde basma veya çekme şeklinde olabilir. Bu sebeple her bir uydu için toplam 24 farklı yükleme durumu ortaya çıkmıştır. İlerleyen bölümlerde tüm küp uydular için hesaplanan bileşke yükler, ilgili uydunun statik analiz sonuçlarından önce verilecektir.

Tezde ilk olarak, pencereleli alüminyum küp uyduya uygulanacak bileşke yükler hesaplanmıştır. Elde edilen tüm yük durumları Çizelge 6.4'te görülebilmektedir.

Çizelge 6.4 : Uydu 1 için yük durumları.

Yük Durumu	Yanal 1, X (g)	Yanal 2, Y (g)	Eksenel, Z (g)
1	7.50	7.50	19.22
2	-7.50	7.50	19.22
3	7.50	-7.50	19.22
4	-7.50	-7.50	19.22
5	7.50	7.50	-19.22
6	-7.50	7.50	-19.22
7	7.50	-7.50	-19.22
8	-7.50	-7.50	-19.22
9	7.91	7.50	8.75
10	7.91	7.50	-8.75
11	7.91	-7.50	8.75
12	7.91	-7.50	-8.75
13	-7.91	7.50	8.75
14	-7.91	7.50	-8.75
15	-7.91	-7.50	8.75
16	-7.91	-7.50	-8.75
17	7.50	8.39	8.75
18	-7.50	8.39	8.75
19	7.50	8.39	-8.75
20	-7.50	8.39	-8.75
21	7.50	-8.39	8.75
22	-7.50	-8.39	8.75
23	7.50	-8.39	-8.75
24	-7.50	-8.39	-8.75

Bileşke yüklerin hesaplanmasından sonra her bir eksendeki g yükleri Patran yazılımına sırayla girilerek 24 farklı yükleme oluşturulmuştur. Bir yükleme durumu için tüm eksenlerdeki g yükleri aynı anda uydu ağırlık merkezine etkimektedir. Statik analizler sırasında, modal analizlerde kullanılan sınır koşulları modele uygulanmıştır. Modal analizlerdeki gibi küp uydu ayak bölgelerinin hareketi Z yönünde, yan panel köşelerinde bulunan ray bölgelerinin hareketi ise içinde bulundukları düzleme bağlı olarak X ve Y yönlerinde engellenmiştir. Sınır koşullarının ve yüklemelerin Patran yazılımına tanımlanmasından sonra statik analizler, Nastran programı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Uydunun maruz kaldığı yükler altında sergilediği yapısal davranışın anlaşılabilmesi için, uydu üzerinde oluşan en büyük gerilmeler ve bunların ortaya çıktıkları bölgeler incelenmektedir. 24 farklı yükleme durumu için gerçekleştirilen statik analizler sonucunda pencereleli alüminyum küp uydu üzerinde

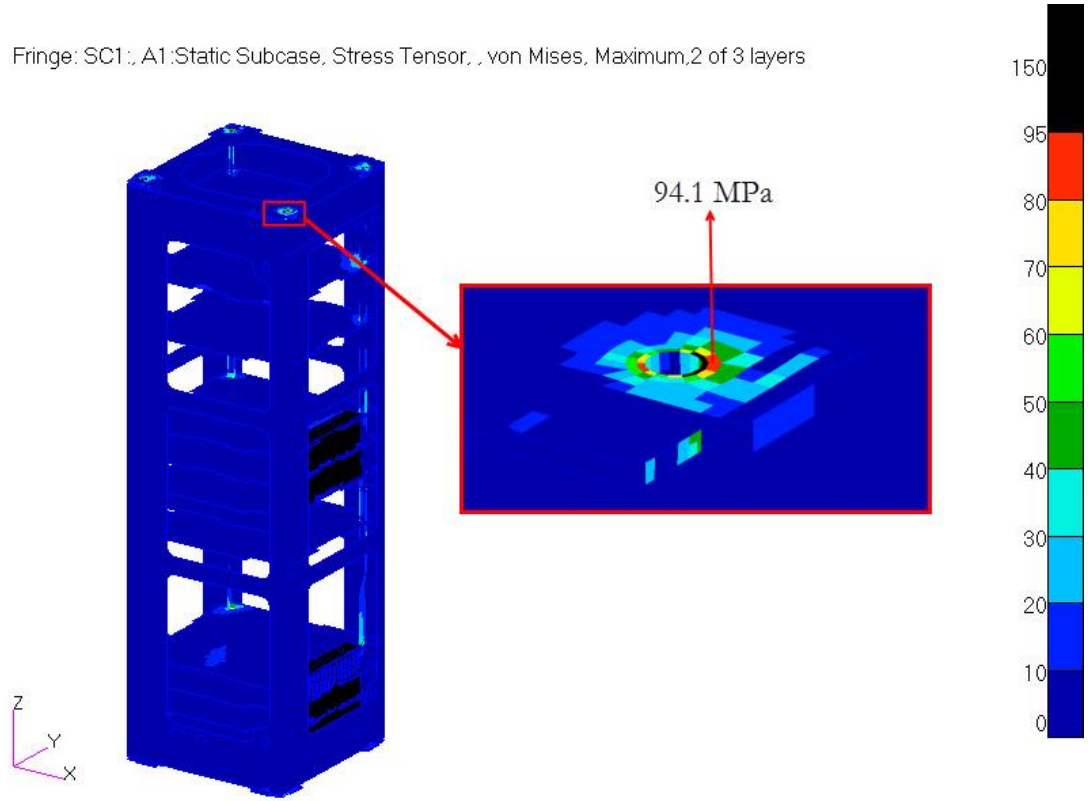
oluşan en büyük von Mises gerilmeleri ve yer değiştirme miktarları, bunların gerçekleştikleri bölgeler ile birlikte Çizelge 6.5'te verilmiştir.

Çizelge 6.5 : Uydu 1 statik analiz sonuçları.

Yük Durumu	Gerilme, von Mises (MPa)	Bölge	Yer Değiştirme (mm)	Bölge
1	94.1	Üst panel	1.030	Kart 5
2	93.5	Alt panel	0.952	Kart 6
3	84.8	Üst panel	1.020	Kart 5
4	68.7	Üst panel	0.966	Kart 6
5	68.7	Üst panel	0.966	Kart 6
6	84.8	Üst panel	1.020	Kart 5
7	93.5	Alt panel	0.952	Kart 6
8	94.1	Üst panel	1.030	Kart 5
9	89.5	Üst panel	1.050	Kart 5
10	76.9	Üst panel	1.020	Kart 5
11	85.7	Alt panel	1.040	Kart 5
12	92.5	Alt panel	1.000	Kart 5
13	92.5	Alt panel	1.000	Kart 5
14	85.7	Alt panel	1.040	Kart 5
15	76.9	Üst panel	1.020	Kart 5
16	89.5	Üst panel	1.050	Kart 5
17	89.9	Üst panel	1.050	Kart 5
18	92.7	Alt panel	1.010	Kart 5
19	77.3	Üst panel	1.020	Kart 5
20	85.9	Alt panel	1.040	Kart 5
21	85.9	Alt panel	1.040	Kart 5
22	77.3	Üst panel	1.020	Kart 5
23	92.7	Alt panel	1.010	Kart 5
24	89.9	Üst panel	1.050	Kart 5

Çizelge 6.5'te görüldüğü gibi pencereci alüminyum uydu üzerinde en yüksek von Mises gerilme değeri, 1 ve 8 numaralı yüklemelerde oluşmuştur. Bu yük durumları incelendiğinde, üç eksen de uygulanan yük faktörlerinin birbirlerinin zıt işaretli oldukları görülebilir. Bu sebeple iki farklı yüklemde uydu üzerinde büyüklük olarak aynı gerilme değeri elde edilmiştir.

Küp uydu üzerinde oluşan gerilmenin büyüklüğü kadar, ortaya çıktığı bölge de oldukça önemlidir. Pencereci alüminyum uyduda en yüksek gerilme, üst panel bölgesinde sonsuz vidalardan bir tanesinin üst panele bağlandığı deliğin çevresinde oluşmaktadır. Yükleme durumu 1 kullanılarak yapılan statik analiz sonucunda uydu üzerinde oluşan genel gerilme dağılımı ve en yüksek gerilmenin oluştuğu bölge Şekil 6.12'de görülebilmektedir.



Şekil 6.12 : Uydu 1 üzerinde oluşan von Mises gerilme dağılımı.

Şekil 6.12’deki yakın görünümde, en yüksek gerilmenin oluştuğu elemanın yanında bulunan siyah kısım tekillik bölgesini ifade etmektedir. Kullanılan MPC’ler sebebiyle, bu ve benzeri bağlantı bölgelerinde tüm uyduya kıyasla çok yüksek gerilmeler oluşabilmektedir. Uydu genelinde ortaya çıkan gerilme dağılımı düşük seviyelerde olduğundan buralardaki gerilmeler göz ardı edilmiştir.

Tezde ikinci sırada pencereli monolitik küp uyduya uygulanacak bileşke yükler hesaplanmıştır. Elde edilen tüm yük durumları Çizelge 6.6’da görülebilmektedir.

Çizelge 6.6 : Uydu 2 için yük durumları.

Yük Durumu	Yanal 1, X (g)	Yanal 2, Y (g)	Eksenel, Z (g)
1	7.50	7.50	22.13
2	-7.50	7.50	22.13
3	7.50	-7.50	22.13
4	-7.50	-7.50	22.13
5	7.50	7.50	-22.13
6	-7.50	7.50	-22.13
7	7.50	-7.50	-22.13
8	-7.50	-7.50	-22.13
9	7.94	7.50	8.75
10	7.94	7.50	-8.75
11	7.94	-7.50	8.75

Çizelge 6.6 (devam) : Uydu 2 için yük durumları.

Yük Durumu	Yanal 1, X (g)	Yanal 2, Y (g)	Eksenel, Z (g)
12	7.94	-7.50	-8.75
13	-7.94	7.50	8.75
14	-7.94	7.50	-8.75
15	-7.94	-7.50	8.75
16	-7.94	-7.50	-8.75
17	7.50	8.50	8.75
18	-7.50	8.50	8.75
19	7.50	8.50	-8.75
20	-7.50	8.50	-8.75
21	7.50	-8.50	8.75
22	-7.50	-8.50	8.75
23	7.50	-8.50	-8.75
24	-7.50	-8.50	-8.75

Bu modelde de pencereli alüminyum uyduda olduğu gibi her bir eksendeki g yükleri Patran yazılımına sırayla girilerek 24 farklı yükleme oluşturulmuştur. Fırlatma koşullarında bu küp uydunun da P-POD içerisinde yer alması planlandığından, statik analizler sırasında uyduya alüminyum model ile aynı sınır koşulları uygulanmıştır. Daha sonra statik analizler, 24 farklı yükleme durumu için Nastran yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu analizler sonucunda pencereli monolitik küp uydu üzerinde oluşan en büyük basma ve çekme gerilmeleri ile yer değiştirme miktarları, bunların gerçekleştikleri bölgeler ile birlikte Çizelge 6.7’de verilmiştir.

Çizelge 6.7 : Uydu 2 statik analiz sonuçları.

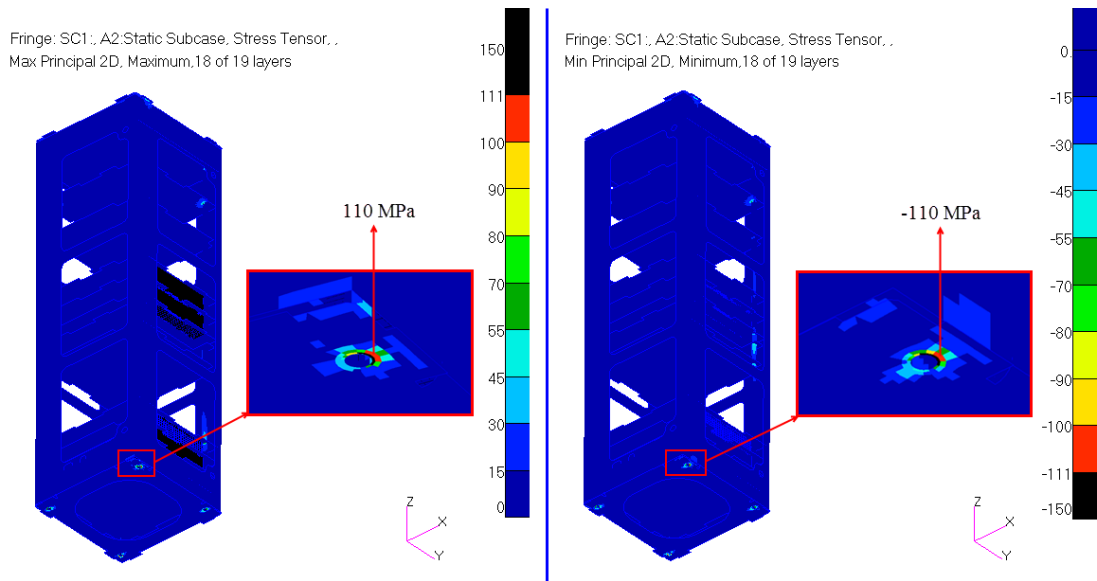
Yük Durumu	Gerilme, Max Prin. 2D (MPa)	Bölge	Gerilme, Min Prin. 2D (MPa)	Bölge	Yer Değiştirme (mm)	Bölge
1	78.0	Kart 2	-79.6	Kart 2	1.160	Kart 5
2	110.0	Alt panel	-110.0	Alt panel	1.060	Kart 6
3	85.5	Alt panel	-85.9	Alt panel	1.150	Kart 5
4	70.6	Kart 2	-71.9	Kart 2	1.070	Kart 6
5	71.9	Kart 2	-70.6	Kart 2	1.070	Kart 6
6	85.9	Alt panel	-85.5	Alt panel	1.150	Kart 5
7	110.0	Alt panel	-110.0	Alt panel	1.060	Kart 6
8	79.6	Kart 2	-78.0	Kart 2	1.160	Kart 5
9	68.0	Alt panel	-65.5	Alt panel	1.180	Kart 5
10	68.9	Alt panel	-69.0	Alt panel	1.140	Kart 5
11	97.4	Alt panel	-97.6	Alt panel	1.160	Kart 5
12	107.0	Alt panel	-107.0	Alt panel	1.130	Kart 5
13	107.0	Alt panel	-107.0	Alt panel	1.130	Kart 5
14	97.6	Alt panel	-97.4	Alt panel	1.160	Kart 5
15	69.0	Alt panel	-68.9	Alt panel	1.140	Kart 5

Çizelge 6.7 (devam) : Uydu 2 statik analiz sonuçları.

Yük Durumu	Gerilme, Max Prin. 2D (MPa)	Bölge	Gerilme, Min Prin. 2D (MPa)	Bölge	Yer Değiştirme (mm)	Bölge
16	65.5	Alt panel	-68.0	Alt panel	1.180	Kart 5
17	64.6	Alt panel	-62.7	Alt panel	1.180	Kart 5
18	105.0	Alt panel	-106.0	Alt panel	1.130	Kart 5
19	68.0	Alt panel	-68.0	Alt panel	1.140	Kart 5
20	95.9	Alt panel	-95.9	Alt panel	1.160	Kart 5
21	95.9	Alt panel	-95.9	Alt panel	1.160	Kart 5
22	68.0	Alt panel	-68.0	Alt panel	1.140	Kart 5
23	106.0	Alt panel	-105.0	Alt panel	1.130	Kart 5
24	62.7	Alt panel	-64.6	Alt panel	1.180	Kart 5

Çizelge 6.7’de görüldüğü gibi pencereless monolitik uydu üzerinde en yüksek çekme ve basma gerilme değerleri, 2 ve 7 numaralı yüklemelerde oluşmuştur. Bu yük durumları incelendiğinde, üç eksenle uygulanan yük faktörlerinin birbirlerinin zıt işaretli oldukları görülebilir.

Küp uydu üzerinde oluşan gerilmenin büyüklüğü kadar, ortaya çıktığı bölgenin de önemli olduğundan önceki kısımda da bahsedilmiştir. Pencereless monolitik uyduda en yüksek çekme ve basma gerilmeleri, alt panel bölgesinde sonsuz vidalardan bir tanesinin alt panele bağlandığı deliğin çevresinde oluşmaktadır. Yükleme durumu 2 kullanılarak yapılan statik analiz sonucunda uydu üzerinde oluşan genel gerilme dağılımı ile en yüksek çekme ve basma gerilmelerinin oluştuğu bölge Şekil 6.13’te görülebilmektedir.



Şekil 6.13 : Uydu 2 üzerinde oluşan çekme ve basma gerilme dağılımları.

Şekil 6.13'te küp uydu üzerinde hakim olan koyu mavi renk, uydu genelinde oluşan çekme ve basma gerilmelerinin düşük seviyelerde olduklarını göstermektedir. En yüksek çekme ve basma gerilme değerleri uydunun aynı bölgesinde ortaya çıkmıştır.

Pencereli modellerden sonra penceresiz monolitik uyduya uygulanacak bileşke yükler hesaplanmıştır. Elde edilen tüm yük durumları Çizelge 6.8'de görülebilir.

Çizelge 6.8 : Uydu 3 için yük durumları.

Yük Durumu	Yanal 1, X (g)	Yanal 2, Y (g)	Eksenel, Z (g)
1	7.50	7.50	22.26
2	-7.50	7.50	22.26
3	7.50	-7.50	22.26
4	-7.50	-7.50	22.26
5	7.50	7.50	-22.26
6	-7.50	7.50	-22.26
7	7.50	-7.50	-22.26
8	-7.50	-7.50	-22.26
9	8.20	7.50	8.75
10	8.20	7.50	-8.75
11	8.20	-7.50	8.75
12	8.20	-7.50	-8.75
13	-8.20	7.50	8.75
14	-8.20	7.50	-8.75
15	-8.20	-7.50	8.75
16	-8.20	-7.50	-8.75
17	7.50	9.16	8.75
18	-7.50	9.16	8.75
19	7.50	9.16	-8.75
20	-7.50	9.16	-8.75
21	7.50	-9.16	8.75
22	-7.50	-9.16	8.75
23	7.50	-9.16	-8.75
24	-7.50	-9.16	-8.75

Penceresiz monolitik küp uyduda diğer uydularda olduğu gibi her bir eksenindeki g yükleri Patran yazılımına sırayla girilerek 24 farklı yükleme oluşturulmuştur. Bu modelin statik analizleri sırasında da, bundan önce gerçekleştirilen modal ve statik analizlerde kullanılan sınır koşulları, küp uydu ayak ve ray bölgeleri üzerine uygulanmıştır. Daha sonra statik analizler, 24 farklı yükleme durumu için Nastran yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu analizler sonucunda, penceresiz monolitik küp uydu üzerinde oluşan en büyük çekme ve basma gerilmeleri ile yer değiştirme miktarları, bunların gerçekleştikleri bölgeler ile birlikte Çizelge 6.9'da verilmiştir.

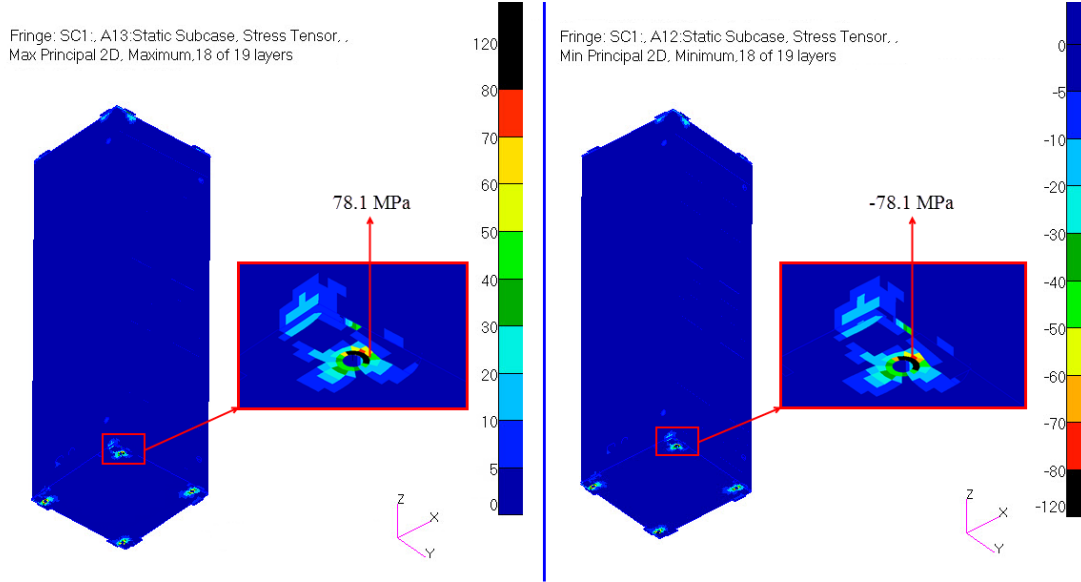
Çizelge 6.9 : Uydu 3 statik analiz sonuçları.

Yük Durumu	Gerilme, Max Prin. 2D (MPa)	Bölge	Gerilme, Min Prin. 2D (MPa)	Bölge	Yer Değiştirme (mm)	Bölge
1	73.7	Kart 2	-76.0	Kart 2	1.160	Kart 5
2	74.6	Alt panel	-74.4	Alt panel	1.050	Kart 6
3	71.0	Kart 2	-72.5	Kart 2	1.140	Kart 5
4	70.2	Kart 2	-71.2	Kart 2	1.080	Kart 6
5	71.2	Kart 2	-70.2	Kart 2	1.080	Kart 6
6	72.5	Kart 2	-71.0	Kart 2	1.140	Kart 5
7	74.4	Alt panel	-74.6	Alt panel	1.050	Kart 6
8	76.0	Kart 2	-73.7	Kart 2	1.160	Kart 5
9	72.0	Üst panel	-72.8	Üst panel	1.210	Kart 5
10	63.4	Üst panel	-64.8	Üst panel	1.170	Kart 5
11	74.2	Alt panel	-75.5	Alt panel	1.190	Kart 5
12	77.4	Alt panel	-78.1	Alt panel	1.150	Kart 5
13	78.1	Alt panel	-77.4	Alt panel	1.150	Kart 5
14	75.5	Alt panel	-74.2	Alt panel	1.190	Kart 5
15	64.8	Üst panel	-63.4	Üst panel	1.170	Kart 5
16	72.8	Üst panel	-72.0	Üst panel	1.210	Kart 5
17	67.1	Üst panel	-67.6	Üst panel	1.210	Kart 5
18	75.4	Alt panel	-74.9	Alt panel	1.160	Kart 5
19	61.6	Alt panel	-61.3	Alt panel	1.180	Kart 5
20	72.9	Alt panel	-71.8	Alt panel	1.190	Kart 5
21	71.8	Alt panel	-72.9	Alt panel	1.190	Kart 5
22	61.3	Alt panel	-61.6	Alt panel	1.180	Kart 5
23	74.9	Alt panel	-75.4	Alt panel	1.160	Kart 5
24	67.6	Üst panel	-67.1	Üst panel	1.210	Kart 5

Penceresiz monolitik küp uydunun statik analiz sonuçlarında diğer uydulardan farklı bir durum ortaya çıkmıştır. Diğer modellerde en yüksek çekme ve basma gerilmeleri aynı yükleme durumlarında oluşurken, bu uyduda farklı yük koşullarında ortaya çıktığı Çizelge 6.9'da görülebilmektedir. Küp uydu üzerinde en yüksek çekme gerilmesi 13 numaralı yüklemede, en yüksek basma gerilmesi ise 12 numaralı yük durumunda ortaya çıkmıştır. Bu iki yük durumu incelendiğinde, üç eksen de uygulanan yük faktörlerinin birbirlerinin zıt işaretlisi oldukları görülebilir.

En yüksek gerilme değerleri farklı yük koşulları altında oluşsa da, bu gerilmelerin küp uydu üzerinde ortaya çıktıkları konumlar birbirleriyle aynıdır. Hem çekme hem de basma gerilmeleri arasındaki en yüksek değerler alt panel bölgesinde sonsuz vidalardan bir tanesinin alt panele bağlandığı deliğin çevresinde oluşmaktadır. Yükleme durumu 12 ve 13 kullanılarak yapılan statik analizler sonucunda uydu üzerinde oluşan genel gerilme dağılımları ile en yüksek çekme ve basma

gerilmelerinin olduğu bölge Şekil 6.14'te görülebilmektedir. Yük durumu 12'ye ait sonuçlar basma gerilmelerinin, 13'e ait sonuçlar ise çekme gerilmelerinin görsellenmeleri sırasında kullanılmıştır.



Şekil 6.14 : Uydu 3 üzerinde oluşan çekme ve basma gerilme dağılımları.

Şekil 6.14'e bakıldığında oluşan çekme ve basma gerilmelerinin, uydu genelinde düşük seviyelerde oldukları görülebilmektedir.

Tezde son olarak, penceresiz sandviç küp uyduya uygulanacak bileşke yükler hesaplanmıştır. Elde edilen tüm yük durumları Çizelge 6.10'da görülebilmektedir.

Çizelge 6.10 : Uydu 4 için yük durumları.

Yük Durumu	Yanal 1, X (g)	Yanal 2, Y (g)	Eksenel, Z (g)
1	7.50	7.50	23.38
2	-7.50	7.50	23.38
3	7.50	-7.50	23.38
4	-7.50	-7.50	23.38
5	7.50	7.50	-23.38
6	-7.50	7.50	-23.38
7	7.50	-7.50	-23.38
8	-7.50	-7.50	-23.38
9	8.19	7.50	8.75
10	8.19	7.50	-8.75
11	8.19	-7.50	8.75
12	8.19	-7.50	-8.75
13	-8.19	7.50	8.75
14	-8.19	7.50	-8.75
15	-8.19	-7.50	8.75
16	-8.19	-7.50	-8.75

Çizelge 6.10 (devam) : Uydu 4 için yük durumları.

Yük Durumu	Yanal 1, X (g)	Yanal 2, Y (g)	Eksenel, Z (g)
17	7.50	9.12	8.75
18	-7.50	9.12	8.75
19	7.50	9.12	-8.75
20	-7.50	9.12	-8.75
21	7.50	-9.12	8.75
22	-7.50	-9.12	8.75
23	7.50	-9.12	-8.75
24	-7.50	-9.12	-8.75

Penceresiz sandviç küp uyduda diğer uydularda olduğu gibi her bir eksendeki g yükleri Patran yazılımına sırayla girilerek 24 farklı yükleme oluşturulmuştur. Bu modelin statik analizleri sırasında da, bundan önce gerçekleştirilen modal ve statik analizlerde kullanılan sınır koşulları, küp uydu ayak ve ray bölgeleri üzerine uygulanmıştır. Daha sonra statik analizler, 24 farklı yükleme durumu için Nastran yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu analizler sonucunda, penceresiz sandviç küp uydu üzerinde oluşan en büyük çekme ve basma gerilmeleri ile yer değiştirme miktarları, bunların gerçekleştikleri bölgeler ile birlikte Çizelge 6.11’de verilmiştir.

Çizelge 6.11 : Uydu 4 statik analiz sonuçları.

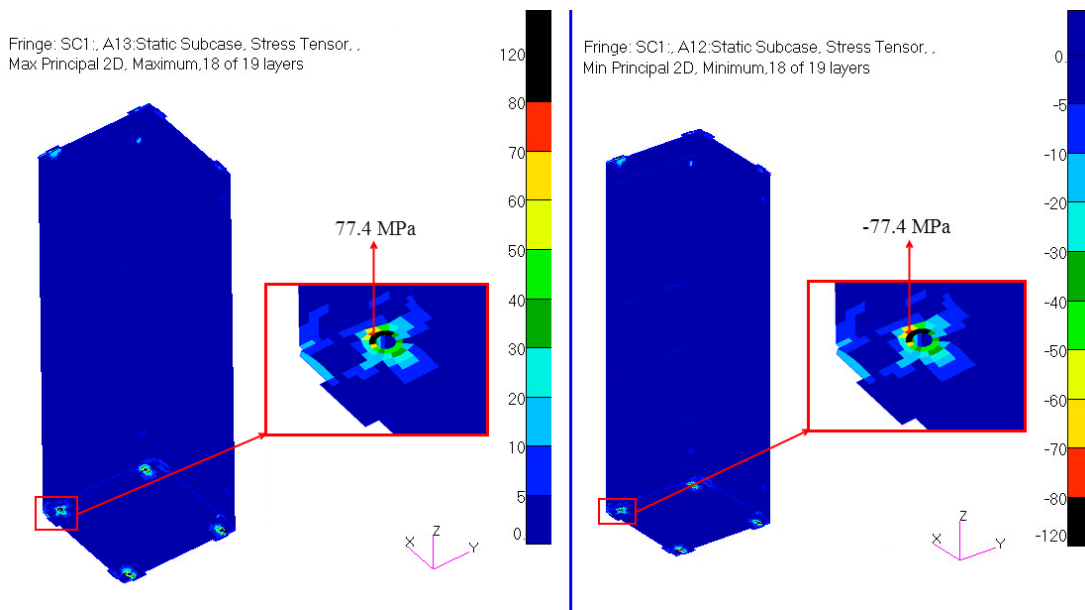
Yük Durumu	Gerilme, Max Prin. 2D (MPa)	Bölge	Gerilme, Min Prin. 2D (MPa)	Bölge	Yer Değiştirme (mm)	Bölge
1	73.1	Üst panel	-73.2	Üst panel	1.160	Kart 5
2	74.2	Alt panel	-74.2	Kart 2	1.050	Kart 6
3	73.0	Kart 2	-74.6	Kart 2	1.140	Kart 5
4	72.6	Kart 2	-73.7	Kart 2	1.070	Kart 6
5	73.7	Kart 2	-72.6	Kart 2	1.070	Kart 6
6	74.6	Kart 2	-73.0	Kart 2	1.140	Kart 6
7	74.2	Kart 2	-74.2	Alt panel	1.050	Kart 6
8	73.2	Üst panel	-73.1	Üst panel	1.160	Kart 5
9	71.3	Üst panel	-72.1	Üst panel	1.200	Kart 5
10	62.7	Üst panel	-64.1	Üst panel	1.170	Kart 5
11	73.6	Alt panel	-74.9	Alt panel	1.190	Kart 5
12	76.6	Alt panel	-77.4	Alt panel	1.150	Kart 5
13	77.4	Alt panel	-76.6	Alt panel	1.150	Kart 5
14	74.9	Alt panel	-73.6	Alt panel	1.190	Kart 5
15	64.1	Üst panel	-62.7	Üst panel	1.170	Kart 5
16	72.1	Üst panel	-71.3	Üst panel	1.200	Kart 5
17	66.5	Üst panel	-67.0	Üst panel	1.210	Kart 5
18	74.8	Alt panel	-74.2	Alt panel	1.160	Kart 5
19	60.9	Alt panel	-60.6	Alt panel	1.180	Kart 5
20	72.3	Alt panel	-71.2	Alt panel	1.190	Kart 5

Çizelge 6.11 (devam) : Uydu 4 statik analiz sonuçları.

Yük Durumu	Gerilme, Max Prin. 2D (MPa)	Bölge	Gerilme, Min Prin. 2D (MPa)	Bölge	Yer Değiştirme (mm)	Bölge
21	71.2	Alt panel	-72.3	Alt panel	1.190	Kart 5
22	60.6	Alt panel	-60.9	Alt panel	1.180	Kart 5
23	74.2	Alt panel	-74.8	Alt panel	1.160	Kart 5
24	67.0	Üst panel	-66.5	Üst panel	1.210	Kart 5

Penceresiz sandviç küp uydunun statik analiz sonuçları penceresiz monolitik uydununkine yakın çıkmıştır. Bu küp uydu üzerinde de en yüksek çekme gerilmesi 13 numaralı yüklemede, en yüksek basma gerilmesi ise 12 numaralı yük durumunda oluşmaktadır. Bu iki yük durumu incelendiğinde, üç ekseninde uygulanan yük faktörlerinin birbirlerinin zıt işaretlisi oldukları görülebilir.

En yüksek gerilme değerleri farklı yük koşulları altında oluşsa da, bu gerilmelerin küp uydu üzerinde ortaya çıktıkları konumlar birbirleriyle aynıdır. Hem çekme hem de basma gerilmeleri arasındaki en yüksek değerler alt panel bölgesinde sonsuz vidalardan bir tanesinin alt panele bağlandığı deliğin çevresinde oluşmaktadır. Yükleme durumu 12 ve 13 kullanılarak yapılan statik analizler sonucunda uydu üzerinde oluşan genel gerilme dağılımları ile en yüksek çekme ve basma gerilmelerinin olduğu bölge Şekil 6.15'te görülebilmektedir. Yük durumu 12'ye ait sonuçlar basma gerilmelerinin, 13'e ait sonuçlar ise çekme gerilmelerinin görsellenmeleri sırasında kullanılmıştır.



Şekil 6.15 : Uydu 4 üzerinde oluşan çekme ve basma gerilme dağılımları.

Şekil 6.15'teki çekme ve basma gerilme dağılımlarının, diğer küp uydu modellerinde olduğu gibi uydu genelinde düşük seviyelerde oldukları görülebilmektedir. Bundan sonraki bölümde tüm uyduların yapısal dayanımları, üzerlerinde oluşan en yüksek gerilmeler dikkate alınarak incelenecektir.

6.2.4.1 Küp uydu yapısal dayanımlarının incelenmesi

Fırlatma koşullarında küp uyduların üzerilerine etkiyen yükler altındaki yapısal davranışları, statik analizler gerçekleştirilerek araştırılmıştır. Bu analiz sonuçlarının anlam kazanması için doğru bir şekilde değerlendirilmeleri gerekmektedir. Bunun için uydularda en yüksek gerilmelerin olduğu elemanlar tespit edilip, bu elemanların üzerilerindeki gerilmelere göre rezerv faktörü değerleri hesaplanmıştır. Alüminyum modelde en yüksek gerilmenin olduğu panel bölgesinin rezerv faktörü değeri hesaplanırken, alüminyum 5052-H32'nin 193 MPa olan akma dayanımı 1.25'lik bir emniyet katsayısına bölünerek kullanılmıştır. Emniyet gerilmesinin hesabında kullanılan formül aşağıda görülebilmektedir.

$$\sigma_{emniyet} = \frac{\sigma_{akma}}{EK} \quad (6.2)$$

$\sigma_{emniyet}$ değeri denklem (6.2) kullanılarak 154.4 MPa bulunmuştur. Alüminyum yapının göçmemesi için, üzerindeki gerilme bu değerden büyük olmamalıdır.

Monolitik ve sandviç kompozit uyduların rezerv faktörleri ise 5. bölümde anlatılan göçme modlarına göre hesaplanmıştır. Tüm uydularda en kritik gerilmelerin olduğu bölgelerin rezerv faktörü değerleri Çizelge 6.12'de görülebilmektedir.

Çizelge 6.12 : Tüm küp uyduların en kritik RF değerleri.

Göçme Modu	Uydu 1	Uydu 2	Uydu 3	Uydu 4
Çentiksiz Dayanım	1.64	6.29	8.78	8.84
Nüve Kesilmesi (xz)	-	-	-	10.47
Nüve Kesilmesi (yz)	-	-	-	28.53
Kayma Kıvrılması	-	-	-	556.82
Hücre içi Burkulma (alt)	-	-	-	6042.43
Hücre içi Burkulma (üst)	-	-	-	4830.05
Yüzey Kırışması (alt)	-	-	-	1623.07
Yüzey Kırışması (üst)	-	-	-	1299.77

Çizelge 6.12'deki değerlere göre fırlatma koşullarında hiçbir uyduda göçme yaşanması beklenmemektedir. Özellikle penceresiz sandviç küp uyduda rezerv faktörü değerleri çok yüksek çıkmıştır. Bunun sebebi uydu üzerinde oluşan en

yüksek gerilmenin bile kullanılan malzemenin dayanımından oldukça düşük olmasıdır. Bal peteği kullanılmayan monolitik kısımlarda hesaplanan en düşük rezerv faktörü değeri de yeterince büyüktür. Sandviç bölgelerdeki en düşük RF'ler, bal peteği üzerinde oluşan kayma gerilmelerine bağlı olarak nüve kesilmesi göçme modunda ortaya çıkmaktadır. Ancak elde edilen 10.47 değeri yapı üzerinde göçme oluşmadığını göstermektedir.

Tüm küp uyduların fırlatma koşullarındaki yüklemelere dayandıkları, bu kısımda gerçekleştirilen analizlerle kanıtlanmıştır. Bir sonraki bölümde uzay ortam koşulları için gerekli analizler yapılacaktır.

6.3 Uzay Ortam Koşulları için Yapılan Analizler

Tez kapsamında incelenen küp uyduların fırlatma koşullarında olduğu gibi, uzay ortamındaki zorlayıcı yüklemelere de dayanmaları gerekmektedir. Yörüngelerinde hareket eden uydulara etkiyecek yapısal yüklerin en büyük kaynağı ısı döngüdür. Isıl döngüye maruz kalan küp uyduların üzerlerinde yüksek sıcaklık farkları sebebiyle ısıl gerilmeler ortaya çıkmaktadır. Uydu yapısında kullanılan malzemeye de bağlı olarak ısıl gerilmeler, fırlatma sırasında oluşan mekanik gerilmelerden daha kritik olabilir. Bu sebeple küp uyduların yüksek sıcaklık farklarına karşı sergiledikleri yapısal davranışın anlaşılabilmesi için uydulara statik analizler uygulanmıştır. Bu analizler sırasında kullanılan sınır koşulları bir sonraki bölümde anlatılmaktadır.

6.3.1 Sınır koşullarının belirlenmesi

Uzay ortam koşulları için yapılan statik analizlerde, fırlatma koşullarındaki modal ve statik analizlerin sınır koşulları kullanılmamıştır. Fırlatma sırasında küp uydular P-POD tarafından sınırlanmaktadır. Ancak yörüngelerinde hareket ederken uydulara dışardan temas eden veya bunları sınırlandıran hiçbir engel yoktur. Bu sebeple yeni statik analizler inertia relief yaklaşımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu yaklaşıma göre incelenen uydunun hiç bir yere dokunmadığı kabul edilmektedir. Analizlerden önce Patran yazılımında inertia relief yaklaşımı seçilmiş ve bunun dışında herhangi bir sınır koşulu tanımlanmamıştır. Bu aşamadan sonra uyduların ilk sıcaklıkları 20°C olarak programa girilmiştir. Statik analizler sırasında uyduların maruz kalacakları en düşük ve en yüksek dış ortam sıcaklıkları ise sırasıyla -55°C ve 100°C olarak

belirlenmiştir. Tüm bu girdilerin Patran yazılımına tanımlanmasından sonra statik analizlere geçilebilir.

6.3.2 Statik analizler

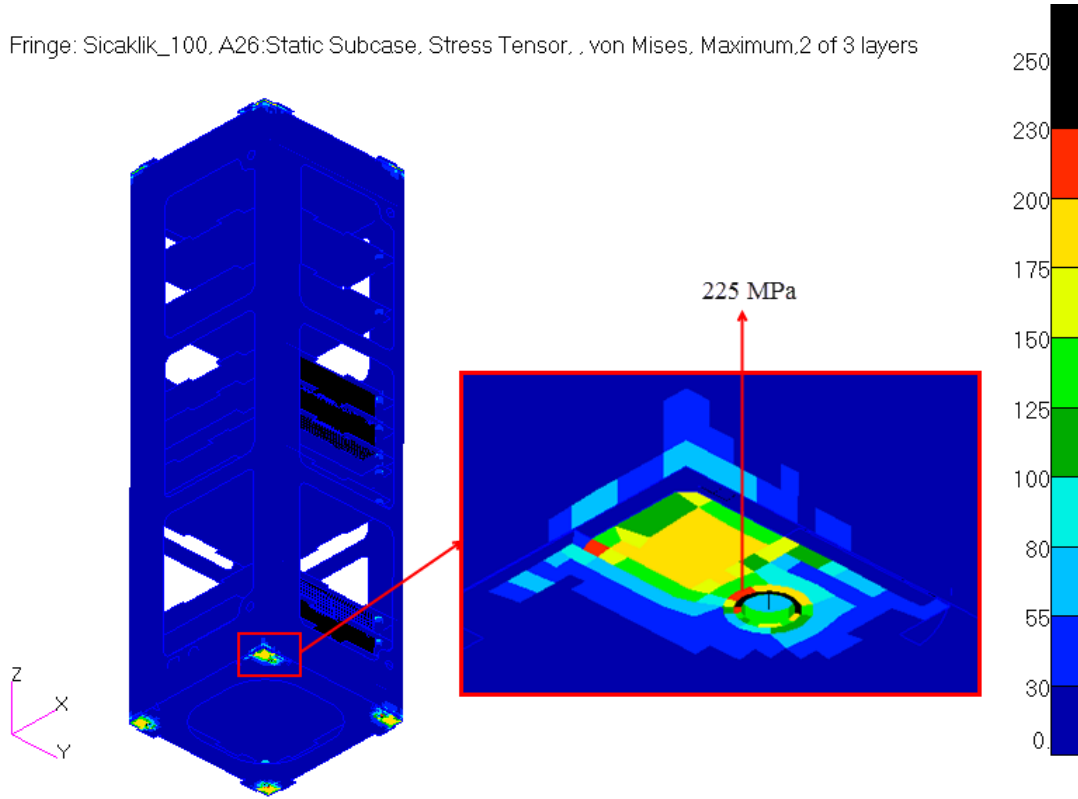
Tezin bu kısmında ilk olarak pencereci alüminyum uydunun statik analizleri, Nastran yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Uydunun maruz kaldığı ısı yükleri altında sergilediği yapısal davranışın anlaşılabilmesi için, uydunun üzerinde oluşan en büyük gerilmeler ve bunların ortaya çıktıkları bölgeler incelenmektedir. İki farklı sıcaklık koşulu için gerçekleştirilen statik analizler sonucunda pencereci alüminyum küp uydunun üzerinde oluşan en yüksek von Mises gerilmeleri ve yer değiştirme miktarları, bunların gerçekleştiği bölgeler ile birlikte Çizelge 6.13'te verilmiştir.

Çizelge 6.13 : Uydunun 1 statik analiz ısı gerilme sonuçları.

Yük Durumu	Gerilme, von Mises (MPa)	Bölge	Yer Değiştirme (mm)	Bölge
-55 °C	211.0	Alt panel	0.317	Üst-Yan panel birleşimi
100 °C	225.0	Alt panel	0.338	Üst-Yan panel birleşimi

Çizelge 6.13'te görüldüğü gibi 100°C sıcaklık koşulunda pencereci alüminyum uydunun üzerinde oluşan en yüksek von Mises gerilme değeri, -55°C'deki en yüksek değerden daha büyüktür. Bu sebeple 100°C sıcaklık koşulunun diğerinden daha kritik olduğu söylenebilir. Bu durum göz önünde bulundurularak sıcak şartlar için gerçekleştirilen statik analiz sonucunun görsellenmesine karar verilmiştir. Uydunun yapısı sıcak koşullarda göçmeye uğramazsa, soğuk şartlara da dayanacaktır.

Her iki sıcaklık koşulu için yapılan analizlerde de uyduda en yüksek gerilme, alt panel bölgesinde sonsuz vidalardan bir tanesinin alt panele bağlandığı deliğin çevresinde oluşmaktadır. Diğer delik çevrelerindeki gerilmelerin de yüksek oldukları söylenebilir. Uydunun geneline bakıldığında ise gerilmeler düşük seviyelerdedir. Bu durum, vidalı bağlantı bölgelerinde gerilme yığılmalarının oluştuğunu ifade eder. 100°C koşullarında yapılan statik analiz sonucunda uydunun üzerinde oluşan genel gerilme dağılımı ve en yüksek gerilmenin oluştuğu bölge Şekil 6.16'da görülebilmektedir.



Şekil 6.16 : Uydu 1 üzerinde oluşan von Mises ısııl gerilme dağılımı.

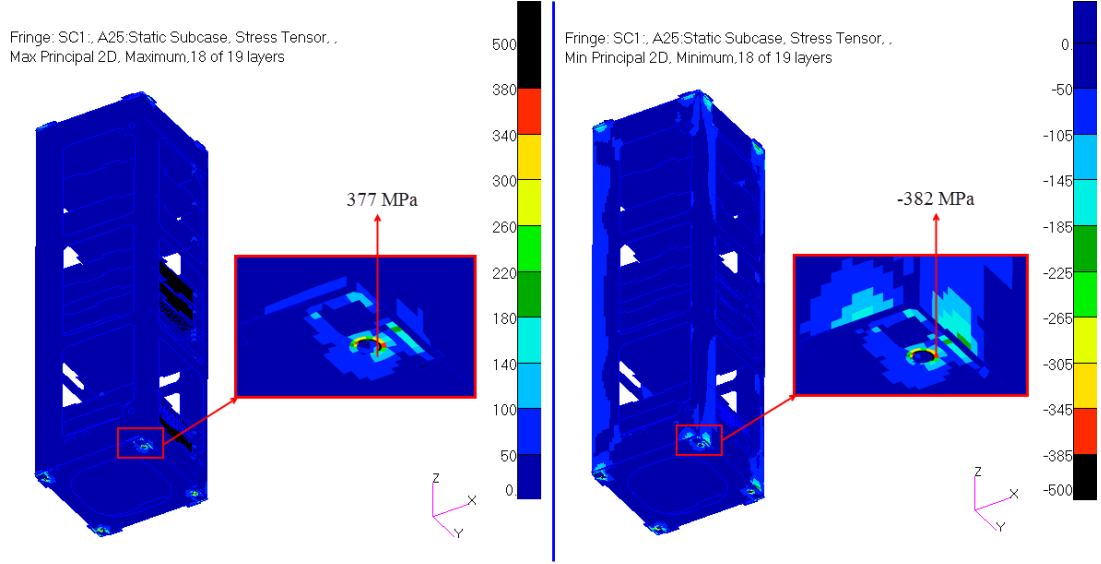
Tezde ikinci sıradada pencereli monolitik küp uydunun statik analizleri, Nastran yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu modelde de uydunun maruz kaldığı ısııl yükler altında sergilediği yapısal davranışın anlaşılabilmesi için, uydu üzerinde oluşan en büyük gerilmeler ve bunların ortaya çıktıkları bölgeler incelenmektedir. İki farklı sıcaklık koşulu için gerçekleştirilen statik analizler sonucunda pencereli monolitik küp uydu üzerinde oluşan en büyük basma ve çekme gerilmeleri ile yer değiştirme miktarları, bunların gerçekleştiği bölgeler ile birlikte Çizelge 6.14’de verilmiştir.

Çizelge 6.14 : Uydu 2 statik analiz ısııl gerilme sonuçları.

Yük Durumu	Gerilme, Max Prin. 2D (MPa)	Bölge	Gerilme, Min Prin. 2D (MPa)	Bölge	Yer Değiştirme (mm)	Bölge
-55 °C	358.0	Alt panel	-354.0	Alt panel	0.246	Üst panel
100 °C	377.0	Alt panel	-382.0	Alt panel	0.262	Üst panel

Pencereli monolitik modelde de, 100°C sıcaklık koşulunda oluşan çekme ve basma gerilmelerinin, -55°C’de ortaya çıkan değerlerden daha yüksek oldukları Çizelge 6.14’te görülebilmektedir. Bu sebeple sıcak şartlar için gerçekleştirilen statik analiz sonucunun görsellenmesine karar verilmiştir.

Her iki sıcaklık koşulu için yapılan analizlerde de uyduda en yüksek çekme ve basma gerilmeleri, alt panel bölgesinde sonsuz vidalardan bir tanesinin alt panele bağlandığı deliğin çevresinde oluşmaktadır. 100°C koşullarında yapılan statik analizler sonucunda uydu üzerinde oluşan genel gerilme dağılımları ile en yüksek çekme ve basma gerilmelerinin olduğu bölge Şekil 6.17’de görülebilmektedir.



Şekil 6.17 : Uydu 2 üzerinde oluşan ısıl çekme ve basma gerilme dağılımları.

Şekil 6.17’de görüldüğü gibi uydu üzerinde basma gerilmeleri çekme gerilmelerine göre daha yüksek seviyelerde ve yaygın oluşmaktadır. Ancak yine de sonsuz vidaların bağlandıkları deliklerin çevreleri haricinde çok yüksek gerilmeler görülmemektedir.

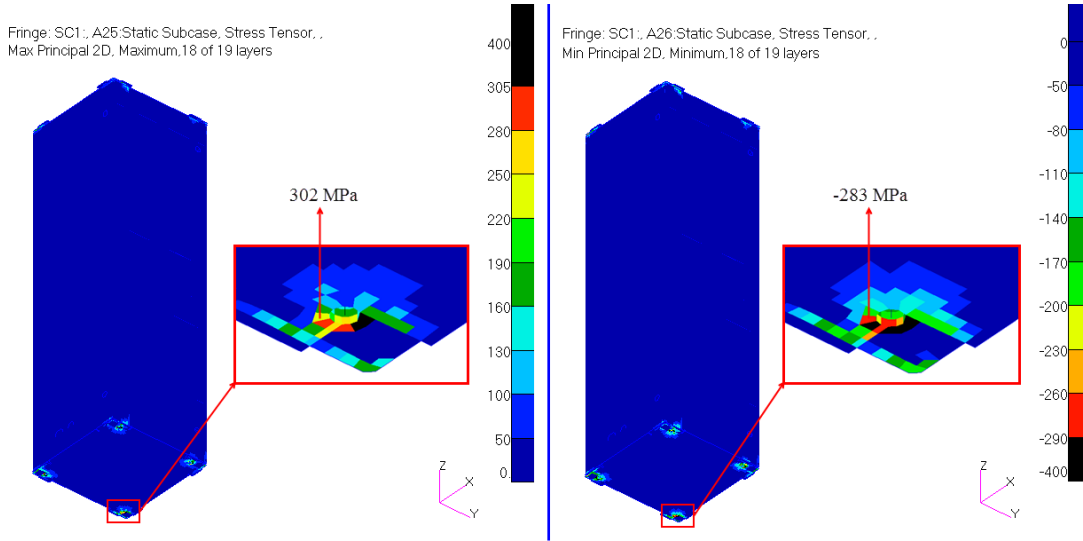
Pencereli modellerden sonra penceresiz monolitik küp uydunun statik analizleri, Nastran yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Diğer uydularda olduğu gibi bu modelde de uyduya etkiyen ısıl yükler sonucunda oluşan en büyük gerilmeler ve bunların ortaya çıktıkları bölgeler incelenmektedir. İki farklı sıcaklık koşulu için gerçekleştirilen statik analizler sonucunda penceresiz monolitik küp uydu üzerinde oluşan en büyük basma ve çekme gerilmeleri ile yer değiştirme miktarları, bunların gerçekleştiği bölgeler ile birlikte Çizelge 6.15’de verilmiştir.

Çizelge 6.15 : Uydu 3 statik analiz ısıl gerilme sonuçları.

Yük Durumu	Gerilme, Max Prin. 2D (MPa)	Bölge	Gerilme, Min Prin. 2D (MPa)	Bölge	Yer Değiştirme (mm)	Bölge
-55 °C	239.0	Üst panel	-283.0	Alt panel	0.200	Kart 1
100 °C	302.0	Alt panel	-255.0	Üst panel	0.213	Kart 1

Penceresiz monolitik küp uydunun statik analiz sonuçlarında diğer uydulardan farklı bir durum ortaya çıkmıştır. Diğer modellerde en yüksek çekme ve basma gerilmeleri aynı yükleme durumlarında oluşurken, bu uyduda farklı yük koşullarında ortaya çıktığı Çizelge 6.15'te görülebilmektedir. Küp uydu üzerinde en yüksek çekme gerilmesi 100°C koşulunda, en yüksek basma gerilmesi ise -55°C koşulunda ortaya çıkmıştır.

En yüksek gerilme değerleri farklı sıcaklık koşullarında oluşsa da, bu gerilmelerin küp uydu üzerinde ortaya çıktıkları konumlar birbirleriyle aynıdır. Hem çekme hem de basma gerilmeleri arasındaki en yüksek değerler alt panel bölgesinde sonsuz vidalardan bir tanesinin alt panele bağlandığı deliğin çevresinde oluşmaktadır. 100°C ve -55°C koşullarında yapılan statik analizler sonucunda uydu üzerinde oluşan genel gerilme dağılımları ile en yüksek çekme ve basma gerilmelerinin olduğu bölge Şekil 6.18'de görülebilmektedir. -55°C'ye ait sonuçlar basma gerilmelerinin, 100°C'ye ait sonuçlar ise çekme gerilmelerinin görsellenmeleri sırasında kullanılmıştır.



Şekil 6.18 : Uydu 3 üzerinde oluşan ısıl çekme ve basma gerilme dağılımları.

Penceresiz monolitik küp uyduda oluşan ısıl çekme ve basma gerilmeleri pencereless monolitik uyduya göre düşük seviyelerdedir. Bu durum Şekil 6.18'de baskın olan koyu mavi renkten de anlaşılabilir.

Tezde son olarak, penceresiz sandviç küp uydunun statik analizleri, Nastran yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Uydunun maruz kaldığı ısıl yükler altında sergilediği yapısal davranışın anlaşılabilmesi için, uydu üzerinde oluşan en yüksek

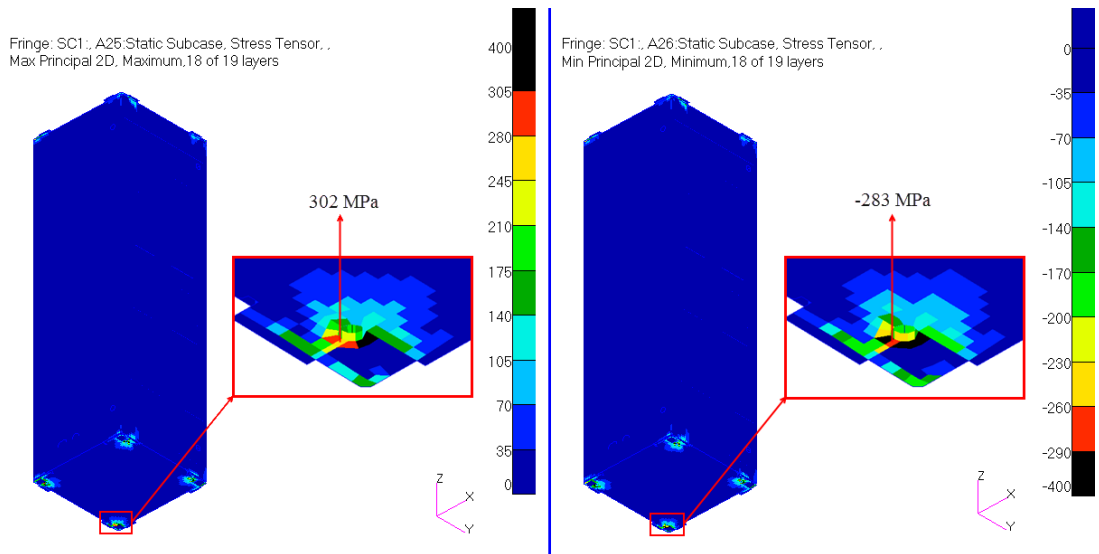
gerilmeler ve bunların ortaya çıktıkları bölgeler incelenmektedir. İki farklı sıcaklık koşulu için gerçekleştirilen statik analizler sonucunda penceresiz monolitik küp uydu üzerinde oluşan en büyük basma ve çekme gerilmeleri ile yer değiştirme miktarları, bunların gerçekleştikleri bölgeler ile birlikte Çizelge 6.16’da verilmiştir.

Çizelge 6.16 : Uydu 4 statik analiz ısııl gerilme sonuçları.

Yük Durumu	Gerilme, Max Prin. 2D (MPa)	Bölge	Gerilme, Min Prin. 2D (MPa)	Bölge	Yer Değiştirme (mm)	Bölge
-55 °C	242.0	Alt panel	-283.0	Alt panel	0.198	Kart 1
100 °C	302.0	Alt panel	-258.0	Alt panel	0.211	Kart 1

Penceresiz sandviç küp uydunun statik analiz sonuçları ile diğer penceresiz uydunun sonuçları birbirine oldukça yakındır. Bu uyduda da en yüksek çekme ve basma gerilmeleri, farklı yük koşullarında oluşmaktadır. Küp uydu üzerinde en yüksek çekme gerilmesi 100°C’de, en yüksek basma gerilmesi ise -55°C’de ortaya çıkmıştır.

En yüksek gerilme değerleri farklı sıcaklık koşullarında oluşsa da, bu gerilmelerin küp uydu üzerinde ortaya çıktıkları konumlar birbirleriyle aynıdır. Hem çekme hem de basma gerilmeleri arasındaki en yüksek değerler alt panel bölgesinde sonsuz vidalardan bir tanesinin alt panele bağlandığı deliğin çevresinde oluşmaktadır. 100°C ve -55°C koşullarında yapılan statik analizler sonucunda uydu üzerinde oluşan genel gerilme dağılımları ile en yüksek çekme ve basma gerilmelerinin olduğu bölge Şekil 6.18’de görülebilmektedir. -55°C’ye ait sonuçlar basma gerilmelerinin, 100°C’ye ait sonuçlar ise çekme gerilmelerinin görsellenmeleri sırasında kullanılmıştır.



Şekil 6.19 : Uydu 4 üzerinde oluşan ısııl çekme ve basma gerilme dağılımları.

Şekil 6.19'daki çekme ve basma gerilme dağılımlarının, diğer uydu modellerinde olduğu gibi, uydu genelinde delik çevrelerine kıyasla düşük seviyelerde oldukları görülebilmektedir. Bundan sonraki bölümde tüm uyduların yapısal dayanımları, üzerlerinde oluşan en yüksek gerilmeler dikkate alınarak incelenecektir.

6.3.2.1 Küp uydu yapısal dayanımlarının incelenmesi

Uzay ortam koşullarında küp uyduların üzerlerine etkiyen, yüksek sıcaklık farklarına dayalı ısı yükleri altındaki yapısal davranışları, statik analizler gerçekleştirilerek araştırılmıştır. Bu analiz sonuçları da değerlendirilirken, fırlatma koşulları için gerçekleştirilen analizlerde olduğu gibi, uydularda en yüksek gerilmelerin olduğu elemanlar tespit edilip, bu elemanların üzerilerindeki gerilmelere göre rezerv faktörü değerleri hesaplanmıştır. Alüminyum modelde en yüksek gerilmenin olduğu panel bölgesinin rezerv faktörü değeri hesaplanırken, alüminyum 5052-H32'nin 193 MPa olan akma dayanımı 1.25'lik bir emniyet katsayısına bölünerek kullanılmıştır. Emniyet gerilmesi yine denklem (6.2) aracılığıyla hesaplanmış ve 154.4 MPa olarak bulunmuştur. Alüminyum yapının göçmemesi için, üzerindeki gerilme bu değerden büyük olmamalıdır.

Monolitik ve sandviç kompozit uyduların rezerv faktörleri, yine 5. bölümde anlatılan göçme modlarına göre hesaplanmıştır. Tüm uydularda en kritik gerilmelerin olduğu bölgelerin rezerv faktörü değerleri Çizelge 6.17'de görülebilmektedir.

Çizelge 6.17 : Tüm uyduların ısı yükleri altındaki en kritik RF değerleri.

Göçme Modu	Uydu 1	Uydu 2	Uydu 3	Uydu 4
Çentiksiz Dayanım	0.69	6.26	3.26	3.86
Nüve Kesilmesi (xz)	-	-	-	1.38
Nüve Kesilmesi (yz)	-	-	-	2.24
Kayma Kıvrılması	-	-	-	35.63
Hücre içi Burkulma (alt)	-	-	-	372.63
Hücre içi Burkulma (üst)	-	-	-	229.3
Yüzey Kırışması (alt)	-	-	-	138.33
Yüzey Kırışması (üst)	-	-	-	85.12

Çizelge 6.17'deki değerlere göre uzay ortam koşullarında pencereci alüminyum uyduda göçme yaşanması beklenmektedir. Küp uydu üzerinde oluşan en yüksek gerilme değerleri, panellerde kullanılan alüminyum alaşımının akma dayanımından daha büyüktür. Bunun sonucunda da RF 0.69 olarak bulunmuştur. Monolitik ve sandviç kompozit küp uydularda ise herhangi bir göçme oluşmamaktadır. Özellikle

penceresiz sandviç küp uyduda rezerv faktörü değerleri oldukça yüksek çıkmıştır. Ancak yine de elde edilen RF'ler fırlatma koşullarında hesaplananlardan daha düşük seviyelerdedir. Bunun sebebi uydu üzerinde oluşan ısı gerilmelerin, fırlatma sırasında oluşan mekanik gerilmelerden yüksek olmasıdır. Bal peteği kullanılmayan monolitik kısımlarda hesaplanan en düşük rezerv faktörü 3.26 olup, bu değer göçme oluşmadığını göstermektedir. Sandviç bölgelerdeki en düşük RF'ler ise, bal peteği üzerinde oluşan kayma gerilmelerine bağlı olarak nüve kesilmesi göçme modunda ortaya çıkmaktadır. Ancak 1.38 ve 2.24 olarak hesaplanan bu değerler emniyetli tarafta kalınması için yeterli seviyelerdedir.

Fırlatma ve uzay ortam koşulları için gerçekleştirilen analizlerle, tasarlanan tüm kompozit küp uyduların yapısal açıdan maruz kalabilecekleri bütün yüklemelere karşı dayanıklı oldukları kanıtlanmıştır. Elde edilen sonuçların karşılaştırılarak değerlendirilmesi için tasarlanan alüminyum küp uydu ise fırlatma koşullarına dayansa da, uzay ortamında oluşan yüksek sıcaklık farklarına karşı dayanıksızdır. Analizler sonucunda ortaya çıkan bu durum karbon/epoksi kompozit malzemelerin küp uydu yapılarında emniyetle kullanılabileceklerini göstermiştir.

7. DEĞERLENDİRME

Bu çalışmada alüminyum ve karbon kompozit yapılı dört ayrı 3U küp uydunun, fırlatma ve uzay ortamı koşullarında maruz kalabilecekleri mekanik ve ısı yükleri altındaki yapısal davranışları incelenmiştir. Tezin asıl amacı, küp uydunun birincil yapısında kompozit malzemelerin kullanımının uydunun üzerinde yaratacağı olumlu ve olumsuz etkilerin araştırılması olarak belirlenmiştir. Bu sebeple sonuçların karşılaştırılarak değerlendirilebilmesi birden fazla sayıda farklı tasarımlara sahip kompozit ve bir tane alüminyum uydunun modeli oluşturulmuştur.

Çalışma temelde iki ana kısımdan oluşmaktadır. Bunların ilki tasarım aşamasıdır. 3U küp uyduların tasarımları gerçekleştirilirken literatürde bulunan çalışmalardan yararlanılmıştır. Özellikle uydunun boyutlarının CalPoly tarafından belirlenen küp uydunun standartlarına uygun olmasına özen gösterilmiştir. Buna ek olarak fırlatma ve uzay ortam koşullarında küp uydulara etkiyecek yükler göz önünde bulundurularak tasarımlar gerçekleştirilmiştir. Uyduların katı modelleri CATIA V5R21 yazılımı kullanılarak oluşturulmuştur.

Yine tasarım aşamasında, özellikle çeşitli uzay ortam koşullarının uydunun yapılarında kullanılan malzemeler üzerindeki etkileri detaylı bir şekilde araştırılmıştır. Farklı uzay ortam etkilerine bağlı olarak, uydunun yapıları üzerinde oluşabilecek hasarların engellenmesi için kullanılan yöntemler incelenmiştir. Tezdeki kompozit yapılı küp uyduların birincil taşıyıcı yapısını oluşturacak malzemeler, uzayda kullanıma uygunluklarına göre seçilmiştir. Bu seçim sırasında konuyla ilgili standartlar takip edilmiş ve daha önce uzay çalışmalarında kullanılan malzemelerin tercih edilmesine özen gösterilmiştir.

İkinci aşamada, oluşturulan tasarımların yapısal analizleri gerçekleştirilmiştir. Bunun için ilk olarak tüm küp uyduların sonlu eleman modelleri, ANSA ve MSC Patran yazılımları kullanılarak oluşturulmuştur. Daha sonra bu modellere sırasıyla modal ve statik analizler uygulanmıştır. Yapılacak analizlere karar verilirken literatürdeki çalışmalardan yararlanılmıştır. Modal analizler sayesinde uyduların doğal frekans değerleri elde edilmektedir. Bu değerler ile küp uydunun yapılarının fırlatma aracı

tarafından istenen minimum doğal frekans değerlerini karşılayıp karşılamadıkları kontrol edilmiş ve tezdeki uyduların, seçilen fırlatma aracı PSLV'nin direngenlik gereksinimini karşıladıkları görülmüştür. Bu doğal frekans değerleri ayrıca rasgele titreşim yük faktörlerinin hesaplanılmasında da kullanılmıştır. Elde edilen bu yük faktörleri, fırlatma aracı el kitabından alınan sanki-statik yük faktörleriyle birleştirilerek statik analizler sırasında uydulara etkiyecek bileşke yükler bulunmuştur. Daha sonra bu yükler kullanılarak uydu sonlu eleman modellerinin statik analizleri gerçekleştirilmiştir.

Statik analiz sonuçlarına göre uydu yapısal dayanımlarının doğru bir şekilde değerlendirilebilmeleri için rezerv faktörü değerleri, her bir uyduda oluşan maksimum gerilmeler için hesaplanmıştır. Ancak bunlardan önce kompozit yapılar üzerinde oluşabilecek göçme modları ve bunların oluşup oluşmayacaklarının anlaşılmasında kullanılan rezerv faktörü değerlerinin hesaplanışı anlatılmıştır. Fırlatma koşullarında uyduda oluşan maksimum gerilmeler dikkate alınarak yapılan RF hesaplarına göre hiçbir küp uydu yapısında göçme gerçekleşmediği görülmüştür. Bu koşullarda kompozit malzemelerin kullanılmasında yapısal dayanım açısından bir sakınca bulunmamaktadır.

Bunun üzerine uyduların statik analizleri uzay ortam koşulları için de gerçekleştirilmiştir. Küp uyduların yörüngelerinde maruz kalabilecekleri yüksek sıcaklık farkları göz önünde bulundurularak, modellere -55°C ve 100°C sıcaklıklar uygulanmış, bu koşullarda oluşan ısıl gerilmeler statik analiz sonuçlarından elde edilmiştir. Bu analizlerden sonra da maksimum gerilmeler dikkate alınarak rezerv faktörü değerleri hesaplanmıştır. Bu hesaplara göre, karşılaştırma amaçlı tasarlanan alüminyum uyduda göçmenin gerçekleştiği; ancak diğer üç kompozit uydunun üzerlerinde daha yüksek gerilmeler oluşmasına rağmen sağlam kaldıkları tespit edilmiştir. Kompozit küp uydularda göçme oluşmamasının en büyük nedeni olarak tercih edilen malzemelerin yüksek dayanım özellikleri gösterilebilir. Ayrıca kompozit malzemelerin katmanlama şekilleri de bu sonuçların ortaya çıkmasında etkili olmuştur. Kompozit malzeme kullanımı ile alüminyum modele göre, pencereless monolitik modelde %6, penceresiz sandviç modele göre %26 ve penceresiz monolitik modele göre %27 hafifleme sağlanmıştır. Bu sonuçlar ışığında küp uydu birincil taşıyıcı yapısında penceresiz monolitik kompozit tasarımın tercih edilmesi uygun görülmektedir.

Tez kapsamında yapılan çalışmalarda kullanılan sonlu eleman modelleri pek çok kabul yapılarak oluşturulmuştur. Bu sebeple analiz sonuçlarının doğruluklarının kanıtlanması için uydu testlerinin yapılması gerekmektedir. Gelecekteki çalışmalarda örnek küp uydu yapısı üretilerek bu yapı üzerinde gerekli testler gerçekleştirilebilir. Ayrıca başka bir çalışma kapsamında alçak dünya yörüngesinde iri ölçekli parçacık ortamı içerisinde hareket eden uyduların çarpışma analizleri yapılabilecektir.

KAYNAKLAR

- [1] **Konecny, G.** (2004). Small Satellites - A Tool for Earth Observation, *XXth ISPRS Congress Technical Commission IV*, Istanbul, Turkey, 12-23 Temmuz, Sf. 580-582.
- [2] **Rokstad, K. I. M., Birkeland, R. ve Vedvik, N. P.** (2012). Investigation of Using a Composite Material for the CubeSat Primary Structure, *4th European CubeSat Symposium*, Royal Military Academy, Brussels, Belgium, 30 Ocak-1 Şubat.
- [3] **Ampatzoglou, A., Baltopoulos, A., Kotzakolios, A., Vavouliotis, A. ve Kostopoulos, V.** (2010). Design and Analysis of a Full Composite Structure for the 1st Greek CubeSat by the University of Patras (UPSat), *61th International Astronautical Congress*, Prague, Czech Republic, 27 Eylül-1 Ekim.
- [4] **Vallina, G. C.** (2014). Composite CubeSat and Missions Applications, *3rd Interplanetary CubeSat Workshop*, Pasadena, California, USA, 27-28 Mayıs.
- [5] **Encinas, J. M.** (2009). OPTOS STM Results and Satellite Validation, *6th Annual CubeSat Developers' Workshop*, CalPoly Campus, San Luis Obispo, California, USA, 22-25 Nisan.
- [6] **Mojica, M. A.** (2012). Structural Subsystem Design, Analysis, and Optimization for a Nanosatellite, Yüksek Lisans Tezi, San José State University, USA.
- [7] **Stevens, C. L., Schwartz, J. L. ve Hall, C. D.** (2001). Design and System Identification of a Nanosatellite Structure, *AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, Quebec City, Canada, 30 Temmuz-2 Ağustos.
- [8] **Gündoğdu, A.** (2008). Bir Uydunun Fırlatma Esnasında Maruz Kaldığı Yükler Altındaki Yapısal Davranışının İncelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [9] **CalPoly** (2014). CubeSat Design Specification Rev. 13, The CubeSat Program, CalPoly San Luis Obispo, California, USA.
- [10] **CalPoly** (2014). P-POD Mk. III Rev. E User Guide, The CubeSat Program, CalPoly San Luis Obispo, California, USA.
- [11] **Sarafin, T. P.** (1995). Spacecraft Structures and Mechanisms – From Concept to Launch, Microcosm, Inc., California, USA.
- [12] **Indian Space Research Organisation** (2005). Polar Satellite Launch Vehicle User's Manual, India.
- [13] **Calvi, A.** (2011). Spacecraft Loads Analysis an Overview, ESA/ESTEC, Noordwijk, The Netherlands.

- [14] **NASA-STD-5002** (1996). Load Analyses of Spacecraft and Payloads, *NASA Technical Standard*, USA.
- [15] **Toorian, A.** (2004). CubeSats: From Launch to Deployment, *1st Annual CubeSat Developers' Workshop*, CalPoly Campus, San Luis Obispo, California, USA, 8-10 Nisan.
- [16] **Tribble, A. C.** (2003). The Space Environment Implications for Spacecraft Design, Revised and Expanded Edition, Princeton University Press, Princeton, New Jersey, USA.
- [17] **Hastings, D. ve Garrett, H.** (1996). Spacecraft – Environment Interactions, Cambridge University Press, Cambridge, United Kingdom.
- [18] **Milkovich, S. M., Herakovich, C. T. ve Sykes, G. F. Jr.** (1984). Space Radiation Effects on Graphite – Epoxy Composite Materials, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia, USA.
- [19] **Aslan, A. R., Yağcı, H. B., Ümit, M. E., Sofyalı, A., Bas, M. E., Uludağ, M. S., Ozen, O. E., Aksulu, M. D., Yakut, E., Oran, C., Suer, M., Akyol, İ. A., Ecevit, A. B., Ersöz, M. S., Öz, İ. Ve Gülgönül, Ş.** (2013). Development of a LEO Communication CubeSat, *6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, Istanbul, Turkey, 12-14 Haziran, Sf. 637-641.
- [20] **NASA Mission Design Division Staff** (2014). Small Spacecraft Technology State of the Art, Ames Research Center, Moffett Field, California, USA.
- [21] **Ömercikoğlu, A.** (2009). Metal Katmanlar İçeren Hibrit Katmanlı Kompozit Plakların Anlık Basınç Yüğü Altındaki Dinamik Cevabının İncelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [22] **Hexcel** (2013). Prepreg Technology Dokümanı.
- [23] **Sandvik, K.** (2012). Development of Composite and Polymer Material CubeSat Structure with focus on Materials, Project Report, Norwegian University of Science and Technology.
- [24] **Glemco Inc.** (t.y.). Aluminum 5052-H32 Ürün Kataloğu.
- [25] **Kim, B. J.** (2010). Development of the Science and Technology Satellite III Structure with Composite Sandwich Constructions, Doktora Tezi, Korea Advanced Institute of Science and Technology.
- [26] **Blackman, B. R. K., Pavan, A. ve Williams, J. G.** (2003). Fracture of Polymers, Composites and Adhesives II: ESIS Publication 32, First Edition, Elsevier, Oxford, UK.
- [27] **MIL-HDBK-17-2F** (2002). Composite Materials Handbook, Volume 2. Polymer Matrix Composites Materials Properties, USA.
- [28] **Şafak, Ö.** (2013). Structural Design and Analysis of a Solar Array Substrate for a GEO Satellite, Yüksek Lisans Tezi, Universitat Politècnica de Catalunya, Spain.
- [29] **Hexcel** (2014). HexWeb® CR III Ürün Kataloğu.

- [30] **Hexcel** (2000). HexWeb™ Honeycomb Sandwich Design Technology Dokümanı.
- [31] **Glemco Inc.** (t.y.). Aluminum 6061-T6 Ürün Kataloğu.
- [32] **NEMA LI 1-1998** (1998). Industrial Laminating Thermoseting Products, *NEMA Standarts Publication*, USA.
- [33] **Lukez, R.** (1987). The Use of Graphite/Epoxy Composite Structures in Space Applications, *1st Annual USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, USA.
- [34] **ESA PSS-03-210** (1995). Adhesive Bonding Handbook for advanced structural materials, ESA Publications Division, Noordwijk, The Netherlands.
- [35] **Hexcel** (2013). Redux® 312 Modified epoxy film adhesive Ürün Kataloğu.
- [36] **3M** (2009). Scotch-Weld™ Epoxy Adhesive 2216 B/A Ürün Kataloğu.
- [37] **NuSil** (2014). CV-2568 Controlled Volatility RTV Silicone Ürün Kataloğu.
- [38] **Clyde Space** (2012). Small Satellite Solar Panels Ürün Kataloğu.
- [39] **Azur Space Solar Power GmbH** (2014). 30% Triple Junction GaAs Solar Cell Ürün Kataloğu.
- [40] **Clyde Space** (2010). User Manual: Standalone 30Wh Battery Ürün Kataloğu.
- [41] **Clyde Space** (2012). CubeSat Electrical Power System Ürün Kataloğu.
- [42] **Pumpkin Inc.** (2009). CubeSat Kit Flight Motherboard Rev. D Ürün Kataloğu.
- [43] **Wijker, J.** (2004). Mechanical Vibrations in Spacecraft Design, First Edition, Springer-Verlag Berlin Heidelberg GmbH, New York, USA.
- [44] **Wijker, J.** (2009). Random Vibrations in Spacecraft Structures Design, Springer, New York, USA.
- [45] **Nettles, A. T.** (1994). Basic Mechanics of Laminated Composite Plates, *NASA Reference Publication 1351*, Alabama, USA.
- [46] **Anaglyph Ltd.** (2001). Laminate Analysis Program User Manual, Revision 4, United Kingdom.
- [47] **Ley, R. P., Lin, W. ve Mbanefo, U.** (1999). Facesheet Wrinkling in Sandwich Structures, Northrop Grumman Corporation, El Segundo, California, USA.

ÖZGEÇMİŞ



Ad-Soyad : Egemen Menteş
Doğum Tarihi ve Yeri : 26.11.1990/İstanbul
E-posta : mentese@itu.edu.tr

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans:** 2012, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uzay Mühendisliği Bölümü (Bölüm birincisi)
- **Yükseklisans:** 2015, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı, Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

MESLEKİ DENEYİMLER:

- Vestel Savunma Sanayi Taktik İnsansız Hava Aracı (Karayel) Projesi, Yapısal Analiz Mühendisi (Eylül 2012 – Ağustos 2014)

YAYINLAR:

- Ozturk, D. C. S., Mentes, E., Bayar, M., Orger, N. C., Cay, Y., Gulbahar, O., Salmanoglu, E., Fiances, L. R., 2012. Realization of Food Fermentation and Conservation Capability in Space. *Mission Idea Contest-2*, 2012, Japonya.
- Öztürk, D .C. S., Menteş, E., Bayar, M., Örgen, N. C., Cay, Y., Gülbahar, O., Salmanoğlu, E., Fiances, L. R., Aslan, A. R., 2012. Uzay Ortamında Fermantasyon ile Gıda Üretim Tekniklerinin İncelenmesi ve Geliştirilmesi İçin Bir Nano-Uydu Tasarımı. *IV. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı*, 12-14 Eylül 2012, Hava Harp Okulu, İstanbul.
- Mentes, E., Ozturk, D .C. S., Bayar, M., Acar, P., Nikbay, M., 2013. Reliability based design optimization of solar array structure for a leo nanosatellite. *7st Ankara International Aerospace Conference*, 11-13 Eylül 2013, ODTÜ, Ankara.