

**T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

BİR GÖZLEM UYDUSUNUN TASARIMI, ANALİZİ VE KONTROLÜ

MEHMET FATİH ERCAN

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
MAKİNE TEORİSİ VE KONTROL PROGRAMI**

**DANIŞMAN
PROF. DR. RAHMİ GÜÇLÜ**

İSTANBUL, 2018

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

BİR GÖZLEM UYDUSUNUN TASARIMI, ANALİZİ VE KONTROLÜ

Mehmet Fatih ERCAN tarafından hazırlanan tez çalışması 26.12.2018 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı'nda **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Tez Danışmanı

Prof. Dr. Rahmi GÜÇLÜ
Yıldız Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri

Prof. Dr. Rahmi GÜÇLÜ
Yıldız Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Hakan YAZICI
Yıldız Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. Recep BURKAN
İstanbul Üniversitesi - Cerrahpaşa

Bu tez çalışmasında, yer gözlem uydusunun tasarımı, kontrolü ve analizi incelenmiştir. Yer gözlem uydusu modeli olarak uzayda aktif olarak görev yapan bir uydunun ölçüleri ve literatür taraması sonucunda elde edilen veriler kullanılarak bir model elde edilmiştir. Bu model kullanılarak tasarımda dikkat edilmesi gereken noktalar belirlenmiştir. Bir uydunun tez konusu kapsamı içerisinde karşılaşılabileceği problemler belirlenmiştir. Bu problemler katı modelleme programında tasarımı yapılan uydu modelinin analizler yapılarak uydu modelinin uygun olup olmadığı incelenmiştir. Uydunun uzayda yörüngesinden ayrılması da kontrolör uygulanarak engellenmeye çalışılmıştır.

Ülkemiz, birçok proje yürütmektedir. Bu projelerden bir tanesi de gözlem uyduları ve haberleşme uydularıdır. Göktürk-2 milli imkanlarla yapılarak uzaya gönderilmiştir. Göktürk-3 uydusu üzerine çalışmalar yürütülmektedir ve bittikten sonra uzaya gönderilecektir. Uydu projeleri gittikçe artmaktadır ve özellikle küçük yapıli uydular günümüzde gittikçe popüler hale gelmektedir.

Bu tez çalışmasıyla beraber bu projeler hakkında deneyim sahibi olmak ve ihtiyaç duyulduğunda bu projelerde yer almak amaçlanmaktadır. Akademik ve savunma sanayinde yapılacak çalışmalarda yer alarak bu tez çalışmasıyla elde edilen bilgi ve tecrübeler yardımıyla görev almak ve bu konularda daha da gelişmek hedeflenmiştir.

Öncelikle tez konumu isteklerime göre belirlememde yardımcı olan ve tez çalışması aşamasında her türlü desteklerini ve bilgilerini esirgemeyen çok değerli ve saygıdeğer danışman hocam Prof. Dr. Rahmi Güçlü'ye çok teşekkür ederim. Tez çalışmasında kullandığım programları ücretsiz olarak sunan Yıldız Teknik Üniversitesi'ne ve kullandığım diğer programları sunan firmalara da teşekkür ederim. Tez çalışmasında bana desteklerini esirgemeyen dostlarıma ve aileme teşekkürlerimi sunarım.

Aralık, 2018

Mehmet Fatih ERCAN

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
SİMGE LİSTESİ.....	viii
KISALTMA LİSTESİ.....	ix
ŞEKİL LİSTESİ.....	x
ÇİZELGE LİSTESİ	xiii
ÖZET	xiv
ABSTRACT.....	xvi
BÖLÜM 1	
GİRİŞ.....	1
1.1 Literatür Özeti	9
1.2 Tezin Amacı	17
1.3 Hipotez	19
BÖLÜM 2	
UYDU.....	20
2.1 Doğal Uydular	20
2.2 Yapay Uydular	20
2.2.1 Yapay Uydu Tarihçesi.....	21
2.2.2 Uydu Yörünge Tipleri	22
2.2.2.1 Alçak İrtifa Yörüngesi (LEO).....	23
2.2.2.2 Orta İrtifa Yörüngesi (MEO)	23
2.2.2.3 Eşzamanlı (Yerdurağan) Yörünge (GEO).....	23
2.2.2.4 Yüksek Polar Yörünge (HEO)	23
2.2.3 Kullanım Amaçlarına Göre Uydular	23
2.2.3.1 Yer Gözlem Uyduları	23
2.2.3.2 Meteoroloji Uyduları.....	24

2.2.3.3	Bilimsel Uydular	24
2.2.3.4	Gps Uyduları.....	24
2.2.3.5	Haberleşme Uyduları	24
2.2.4	Kütlelerine Göre Uydular.....	25
2.2.5	Yapay Uydularda Uzaktan Algılama.....	25
2.2.5.1	Aktif Algılayıcı Uydu Sistemleri	25
2.2.5.2	Pasif Algılayıcı Uydu Sistemleri	25
2.2.6	Yapay Uydularda Çözünürlük	26
2.2.6.1	Mekânsal Çözünürlük (Geometrik, Konumsal)	26
2.2.6.2	Spektral Çözünürlük (Tayfsal)	26
2.2.6.3	Radyometrik Çözünürlük.....	26
2.2.6.4	Zamansal Çözünürlük	26

BÖLÜM 3

GÖZLEM UYDUSU TASARIMI VE ÖZELLİKLERİ.....	27
3.1 Gözlem Uydusu Tasarımını Etkileyen Faktörler	27
3.1.1 Uzay Şartları.....	27
3.1.1.1 Radyasyon Etkisi.....	28
3.1.1.2 Sıcaklık Etkisi	28
3.1.1.3 Vakum Etkisi	29
3.1.1.4 Oksitlenme Etkisi.....	29
3.1.1.5 Plazma Etkisi.....	29
3.1.1.6 Uzay Çöpleri ve Küçük Yapılı Kayalar	29
3.1.2 Uydunun Maruz Kaldığı Yüklemeler	30
3.1.3 Uydunun Türü ve Görevi	30
3.1.4 Maliyet.....	30
3.2 Uydu Alt Sistemler	30
3.2.1 Uydu Gövdesi.....	31
3.2.1.1 Uydu Yapı Tasarımı.....	31
3.2.2 Güç Alt Sistemi.....	32
3.2.2.1 Güneş Paneli.....	33
3.2.3 Uydu Yönelim Belirleme ve Kontrol Alt Sistemi	34
3.2.4 İletişim Alt Sistemi	35
3.2.5 Komut ve Veri İşleme Alt Sistemi	35
3.2.6 İtke Alt Sistemleri.....	35
3.2.7 Faydalı Yükler.....	35
3.2.8 Termal Kontrol Alt Sistemi.....	35
3.2.8.1 Isı Kalkanı.....	36
3.2.9 Uydu Sistemlerinin Yerleşimi.....	36
3.3 Güneş Paneli Açılma Mekanizması	37
3.4 Uydularda Kullanılan Malzemeler.....	39
3.4.1 Alüminyum	39
3.4.2 Kompozit.....	40
3.4.3 Çelik	40
3.4.4 Berilyum.....	40
3.4.5 Titanyum.....	41
3.4.6 Seramikler	41

3.4.7	Magnezyum	41
3.5	Uydu Yörünge Özellikleri ve Hesaplamaları.....	41
3.5.1	Uydu Yörüngesi ve Uydu Hızı.....	42
3.5.2	Uydunun Uzayda Devreye Girmesi ve Uydu Görselleri.....	44
BÖLÜM 4		
GÖZLEM UYDUSU YAPISAL ANALİZİ.....		46
4.1	Uyduyu Etkileyen Yükler	46
4.1.1	Yarı Statik Yükler.....	47
4.2	Uydu Modelinin Analizi.....	47
4.2.1	Malzeme Belirlenmesi	47
4.2.2	Uydu Kütlesinin Belirlenmesi ve Kütle Merkezi.....	48
4.2.3	Uydu Modelinde Düzeltmeler ve Mesh Atılması.....	49
4.2.4	Yükleme ve Kısıtlamaların Belirlenmesi.....	50
4.2.5	Analiz Sonuçları	51
4.3	Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi	54
BÖLÜM 5		
GÖZLEM UYDUSU DOĞAL FREKANSLARI, TİTREŞİM VE AKUSTİK ANALİZİ		55
5.1	Roket Katılık Gereksiniminin Belirlenmesi.....	55
5.1.1	Uydu Doğal Frekansları.....	56
5.1.2	Doğal Frekans Modlarının Yer Değişimi.....	57
5.1.3	Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi.....	62
5.2	Rastgele Titreşimler	62
5.2.1	Uydu Modeli Rastgele Titreşim Analizi.....	62
5.2.2	Uydu Modeli Rastgele Titreşim Analiz Sonucu.....	63
5.2.3	Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi.....	65
5.3	Harmonik Analiz.....	66
5.3.1	Uydu Modeli Harmonik Analizi.....	66
5.3.2	Uydu Modeli Harmonik Analiz Sonucu.....	66
5.3.3	Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi.....	70
5.4	Akustik Analiz	70
5.4.1	Uydu Modeli Akustik Analizi.....	70
5.4.2	Uydu Modeli Akustik Analiz Sonucu.....	72
5.4.3	Akustik Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi	75
BÖLÜM 6		
GÖZLEM UYDUSU TERMAL ANALİZİ		76
6.1	Uyduyu Etkileyen Isıl Yükler.....	76
6.2	Ortam Şartlarının Belirlenmesi	77
6.3	Gözlem Uydusu Sistemleri Sıcaklık Aralıkları	78
6.4	Kaplama Malzemeleri	79
6.5	Gözlem Uydusunun Zamana Göre Analizi	79
6.5.1	Uydu Bileşenlerine Malzeme Seçilmesi ve Mesh Atılması	79
6.5.2	Uydu Yörüngesinin Belirlenmesi.....	80

6.5.3	Uydu Kinematiği	81
6.5.4	Uydu Görev Seçimi	81
6.5.5	Uydu Analiz Prosesi Belirlenmesi	81
6.5.6	Analiz Sonuçları	82
6.5.6.1	Sıcak Durum	82
6.5.6.2	Soğuk Durum.....	85
6.5.7	Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi.....	89
6.5.7.1	Sıcak Durum	89
6.5.7.2	Soğuk Durum.....	89
6.5.8	Sonuç	90
 BÖLÜM 7		
GÖZLEM UYDUSU MODELLENMESİ VE KONTROLÜ.....		91
7.1	Uydu Matematiksel Modeli	91
7.1.1	Uydu Dinamik Denklemleri.....	92
7.1.2	Uydu Açısai Hızı	93
7.1.3	Durum-Uzay Gösterimi	94
7.2	Kontrolör Tasarımı	96
7.2.1	Durum Geri Beslemeli H_{∞} Kontrolör	97
7.2.2	Durum Geri Beslemeli Karma H_2/ H_{∞} Kontrolör	100
7.3	Uydu Simölasyonu	102
7.3.1	Uydu Kontrolsüz ve H_{∞} Kontrolör Durumlarının Karşılaştırılması...	103
7.3.1.1	Uydu Modelinin Karşılaştırma Sonuçları.....	103
7.3.1.2	Karşılaştırma Sonuçlarının Değerlendirilmesi	109
7.3.2	H_{∞} Kontrolör ve H_2/ H_{∞} Kontrolör Karşılaştırılması.....	110
7.3.2.1	Uydu Modelinin Karşılaştırma Sonuçları.....	110
7.3.2.2	Karşılaştırma Sonuçlarının Değerlendirilmesi	115
 BÖLÜM 8		
SONUÇ VE ÖNERİLER		116
KAYNAKLAR		121
 EK-A		
MATLAB KONTROL DOSYALARI.....		127
ÖZGEÇMİŞ		129

SİMGE LİSTESİ

$^{\circ}$	Derece
μ	Dairesel Yörüngede Eylemsizlik Sabiti
ϵ_{IR}	Yayınım Katsayısı
G	Denetliyiçi Dışında Kalan Tüm Sistemin Transfer Fonksiyonu
g	Yer Çekimi İvmesi
H	Toplam Momentum
I	Eylemsizlik Momenti
K	Kontrol Kazancı
r_D	Dünyanın Yarıçapı
r_u	Dünyanın Merkezinden Uydunun Yüksekliği
T	Sıcaklık
T_c	Kontrol Torku
T_d	Bozucu Torku
T_g	Yerçekimi Torku
$u(t)$	Kontrol Girişi
V_c	Uydu Hızı
$w(t)$	Bozucu Girişi
$x(t)$	Durum Vektörü
$y(t)$	Çıkış Vektörü
h	Saat
$z(t)$	Geri Besleme İşaretleri
$z_1(t)$	Çıkış Vektörleri
$z_2(t)$	Çıkı Vektörleri
α_{uv}	Soğurma Katsayısı
A	Alan
ω	Açısal Hız
ω_0	Dünyanın Açısal Hızı
φ	Yuvarlanma Açısı
ψ	Yalpalama Açısı
θ	Yunuslama Açısı

KISALTMA LİSTESİ

ASM	Aerospace Specification Metals
BCRs	Battery Charge Regulators
DME	Doğrusal Matris Eşitsizlikleri
ECSS	European Cooperation for Space Standardization
ESA	Avrupa Uzay Ajansı
ESSM	Electronic Separation Switch Module
EUTELSAT	Avrupa Uydu Haberleşme Örgütü
FBE	Fen Bilimleri Enstitüsü
GEO	Geostationary Earth Orbit
GPS	Global Positioning System
HEO	High Eliptic Orbit
IR	Infrared
INMARSAT	Uluslararası Denizcilik Uydu Organizasyonu
INTELSAT	Uluslararası Haberleşme Uyduları Organizasyonu
İTÜ	İstanbul Teknik Üniversitesi
LDR	Liquid Droplet Radiator
LEO	Low Earth Orbit
LMI	Linear Matrix Inequality
LQR	Linear Quadratic Regulator
MEO	Medium Earth Orbit
NASA	Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi
PCDM	Power Conditioning & Distribution Module
PDDMs	Power Distribution Daughter Modules
PDM	Pyro Driver Module
pSat	Pico Satellite
PSD	Power Spectral Density
SAR	Sentetik Açıklıklı Radar
SLAR	Yan görünümlü hava radarı
SPs	Solar Panels
Tübitak	Türkiye Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Kurumu
UV	Ultraviyole
YTÜ	Yıldız Teknik Üniversitesi
KYP	Kalman-Yakubovich-Popov

ŞEKİL LİSTESİ

	Sayfa
Şekil 2. 1 Türkiye 1994-2020 Yıllarındaki Uydu Sistemleri [51].....	22
Şekil 3. 1 Uydu Gövdesi Teknik Resmi	31
Şekil 3. 2 Uydu Yapısı.....	32
Şekil 3. 3 Göktürk Uydusu Güç Alt Sistem Blok Diyagramı.....	33
Şekil 3. 4 Güneş Paneli.....	34
Şekil 3. 5 Isı Kalkanı.....	36
Şekil 3. 6 Güneş Paneli Açılma Mekanizması Açık Konum	37
Şekil 3. 7 Uydu Kilit Mekanizması.....	38
Şekil 3. 8 Güneş Paneli Açılma Mekanizması Kapalı Konum	38
Şekil 3. 9 Uydunun Dünya Etrafında Bir Turu	43
Şekil 3. 10 Uydunun Dünya Etrafında Bir Günlük Turu	43
Şekil 3. 11 Uydunun Aynı Noktadan Tekrar Geçene Kadar Dünya Etrafında Turu	44
Şekil 3. 12 Uydu Roketten Ayrıldığındaki Hali	44
Şekil 3. 13 Uydu Güneş Panellerinin Açık Hali.....	45
Şekil 3. 14 Uydu Görsel	45
Şekil 4. 1 Malzemenin Kataloğa Eklenmesi	48
Şekil 4. 2 Uydu Toplam Kütlesi ve Kütle Merkezi	48
Şekil 4. 3 Uydu Modelinin Düzeltilmiş Hali.....	49
Şekil 4. 4 Uydu Modeli Mesh Hali.....	49
Şekil 4. 5 Uydunun Roket Kapsülüne Yerleştirilmesi [42]	50
Şekil 4. 6 Uydu Modelinin Sabitlenmesi	51
Şekil 4. 7 Yer Değiştirme Tüm Gövde	51
Şekil 4. 8 Yer Değiştirme Tüm Gövde	52
Şekil 4. 9 Uydu Yapısı Yer Değiştirme	52
Şekil 4. 10 Uydu Yapısı Yer Değiştirme Arka Yüz	52
Şekil 4. 11 Uydu Gövdesi Gerilme	53
Şekil 4. 12 Uydu Yapısı Gerilme.....	53
Şekil 4. 13 Uydu Modeli Güvenlik Faktörü	53
Şekil 5. 1 Uydu Doğal Frekansları	57
Şekil 5. 2 Birinci Mod Gövde Yer Değiştirme.....	58
Şekil 5. 3 Birinci Mod Yapı Yer Değiştirme	58
Şekil 5. 4 İkinci Mod Gövde Yer Değiştirme	58
Şekil 5. 5 İkinci Mod Yapı Yer Değiştirme	59
Şekil 5. 6 Üçüncü Mod Gövde Yer Değiştirme.....	59

Şekil 5. 7	Üçüncü Mod Yapı Yer Değiştirme	59
Şekil 5. 8	Dördüncü Mod Gövde Yer Değiştirme	60
Şekil 5. 9	Dördüncü Mod Yapı Yer Değiştirme	60
Şekil 5. 10	Beşinci Mod Gövde Yer Değiştirme	60
Şekil 5. 11	Beşinci Mod Yapı Yer Değiştirme	61
Şekil 5. 12	Altıncı Mod Gövde Yer Değiştirme	61
Şekil 5. 13	Altıncı Mod Yapı Yer Değiştirme	61
Şekil 5. 14	Rastgele Titreşim PSD Eğrisi [45]	63
Şekil 5. 15	Uydu Gövdesi z Yönü Yer Değişimi	63
Şekil 5. 16	Yapı z Yönü Yer Değişimi	63
Şekil 5. 17	Uydu Gövdesi y Yönü Yer Değişimi	64
Şekil 5. 18	Uydu Gövdesi x Yönü Yer Değiştirme	64
Şekil 5. 19	Uydu Gövdesi z Yönü Hız	64
Şekil 5. 20	Uydu Gövdesi İvme Cevabı	65
Şekil 5. 21	Uydu Modeli Gerilme	65
Şekil 5. 22	Uydu Modeli Faz 0° Yer Değiştirme	67
Şekil 5. 23	Uydu Modeli Faz 30° Yer Değiştirme	67
Şekil 5. 24	Uydu Modeli Faz 60° Yer Değiştirme	67
Şekil 5. 25	Uydu Modeli Faz 90° Yer Değiştirme	68
Şekil 5. 26	Uydu Modeli Faz 120° Yer Değiştirme	68
Şekil 5. 27	Uydu Modeli Faz 150° Yer Değiştirme	68
Şekil 5. 28	Uydu Modeli Gerilme	69
Şekil 5. 29	Genlik Frekans Diyagramı	69
Şekil 5. 30	Gerilme Frekans Diyagramı	69
Şekil 5. 31	31,5 Hz Yer Değiştirme ve Gerilme	72
Şekil 5. 32	63 Hz Yer Değiştirme ve Gerilme	73
Şekil 5. 33	125 Hz Yer Değiştirme ve Gerilme	73
Şekil 5. 34	250 Hz Yer Değiştirme ve Gerilme	73
Şekil 5. 35	500 Hz Yer Değiştirme ve Gerilme	74
Şekil 5. 36	1000 Hz Yer Değiştirme ve Gerilme	74
Şekil 5. 37	2000 Hz Yer Değiştirme ve Gerilme	74
Şekil 5. 38	4000 Hz Yer Değiştirme ve Gerilme	75
Şekil 5. 39	8000 Hz Yer Değiştirme ve Gerilme	75
Şekil 6. 1	Uyduyu Etkileyen Işınlar	77
Şekil 6. 2	Sıcak Durum Birinci Senaryosu	80
Şekil 6. 3	Soğuk Durum İkinci Senaryo	81
Şekil 6. 4	Analiz Prosesi	82
Şekil 6. 5	Uydu Sıcaklık Sıcak Senaryo	82
Şekil 6. 6	Gps Sıcaklık Aralığı	83
Şekil 6. 7	Manyetometre Sıcaklık Aralığı	83
Şekil 6. 8	Pil Grubu Sıcaklık Aralığı	83
Şekil 6. 9	Jiroskop Sıcaklık Aralığı	83
Şekil 6. 10	Manyetik Tork Çubukları Sıcaklık Aralıkları	84
Şekil 6. 11	Tepki Tekeri x, y ve z Sıcaklık Aralıkları	84
Şekil 6. 12	Güneş Panelleri Sıcaklık Aralıkları	84
Şekil 6. 13	Uydu Bilgisayarı	84
Şekil 6. 14	S Band Sıcaklık Aralığı	85

Şekil 6. 15	X Band Sıcaklık Aralığı	85
Şekil 6. 16	Yıldız Algılayıcı Sıcaklık Aralığı	85
Şekil 6. 17	Uydu Sıcaklık Soğuk Senaryo	86
Şekil 6. 18	Gps Sıcaklık Aralığı	86
Şekil 6. 19	Manyetometre Sıcaklık Aralığı	86
Şekil 6. 20	Pil Grubu Sıcaklık Aralığı	87
Şekil 6. 21	Jiroskop Sıcaklık Aralığı	87
Şekil 6. 22	Manyetik Tork Çubukları Sıcaklık Aralıkları.....	87
Şekil 6. 23	Tepki Teker x, y ve z Sıcaklık Aralıkları	87
Şekil 6. 24	Güneş Panelleri Sıcaklık Aralıkları	88
Şekil 6. 25	Uydu Bilgisayarı Sıcaklık Aralığı.....	88
Şekil 6. 26	S Band Sıcaklık Aralığı	88
Şekil 6. 27	X Band Sıcaklık Aralığı	88
Şekil 6. 28	Yıldız Algılayıcı Sıcaklık Aralığı	89
Şekil 7. 1	Durum Geri Beslemeli H_{∞} Blok Diyagramı [35].....	97
Şekil 7. 2	H_2/H_{∞} Kontrolör Blog Diyagramı [36]	100
Şekil 7. 3	X Yönü Yuvarlanma Bozucu Torku	103
Şekil 7. 4	Y Yönü Yunuslama Bozucu Torku	104
Şekil 7. 5	Z Yönü Yalpalama Bozucu Torku	104
Şekil 7. 6	Uydu x Eksen Yuvarlanma Açısı.....	105
Şekil 7. 7	Uydu x Eksen Yuvarlanma İvmesi.....	105
Şekil 7. 8	Uydu x Eksen Yuvarlanma Kontrolü	106
Şekil 7. 9	Uydu y Eksen Yunuslama Açısı	106
Şekil 7. 10	Uydu y Eksen Yunuslama İvmesi.....	107
Şekil 7. 11	Uydu y Eksen Yunuslama Kontrol Torku	107
Şekil 7. 12	Uydu z Eksen Yalpalama Açısı	108
Şekil 7. 13	Uydu z Eksen Yalpalama İvmesi	108
Şekil 7. 14	Uydu z Eksen Kontrol Torku	109
Şekil 7. 15	Uydu x Ekseninde Yuvarlanma Açısı	111
Şekil 7. 16	Uydu x Eksen Yuvarlanma İvmesi	111
Şekil 7. 17	Uydu x Eksen Yuvarlanma Kontrolü.....	112
Şekil 7. 18	Uydu y Eksen Yunuslama Açısı.....	112
Şekil 7. 19	Uydu y Eksen Yunuslama İvmesi.....	113
Şekil 7. 20	Uydu y Eksen Yunuslama Kontrolü	113
Şekil 7. 21	Uydu z Eksen Yalpalama Açısı	114
Şekil 7. 22	Uydu z Eksen Yalpalama İvmesi	114
Şekil 7. 23	Uydu z Eksen Yalpalama Kontrolü	115

ÇİZELGE LİSTESİ

	Sayfa
Çizelge 2. 1	Kütlelerine Göre Uyduların Sınıflandırılması..... 25
Çizelge 3. 1	Uyduda Kullanılan Malzemeler 39
Çizelge 3. 2	Uydu Yörünge Özellikleri..... 42
Çizelge 4. 1	Long March 3B Yükleme Limitleri [42] 50
Çizelge 5. 1	Uydu Doğal Frekansları 57
Çizelge 5. 2	Sinüzoidal Yük Miktarı 66
Çizelge 5. 3	Kapsül İçindeki Akustik Gürültü [42] 71
Çizelge 5. 4	Kapsül İçindeki Akustik Basınç..... 72
Çizelge 6. 1	Sıcak Ve Soğuk Durum Ortam Parametreleri..... 78
Çizelge 6. 2	Uydu Ekipman Sıcaklık Aralıkları 78
Çizelge 6. 3	Kaplama Malzemeleri..... 79
Çizelge 6. 4	Model Uyduda Kullanılan Malzemeler..... 80
Çizelge 6. 5	Sıcak Durum Sıcaklık Kontrolü..... 89
Çizelge 6. 6	Soğuk Durum Sıcaklık Karşılaştırılması..... 90
Çizelge 7. 1	Uydu Parametreleri..... 102

BİR GÖZLEM UYDUSUNUN TASARIMI, ANALİZİ VE KONTROLÜ

Mehmet Fatih ERCAN

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Yüksek Lisans Tezi

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Rahmi GÜÇLÜ

Gözlem uyduları, farklı amaçlar için kullanılan yapay uydulardır. Teknoloji geliştikçe gözlem uyduları geliştirilmektedir ve ortam şartlarına daha uygunları yapılmaktadır. Gelişmiş ülkelerin çoğu yer gözlem uydularına sahiptir ve bu uydular üzerine çalışmalar yapmaktadırlar. Özellikle, küçük yapılı gözlem uyduları günümüzde gittikçe popüler bir hale gelmektedir.

Ülkemiz, ilk olarak 2011 yılında uzaya gözlem uydusu göndermiştir ve bu uydudan sonra Göktürk-2 ve Göktürk-1 uydusunu uzaya göndermiştir. Günümüzde Göktürk-3 uydusu çalışmaları devam etmektedir ve yakın bir zamanda da uzaya gönderilecektir. Ayrıca, yakın zamanda haberleşme uydusu Türksat-4A uydusu uzaya gönderilmiştir. Yakın bir zamanda yeni haberleşme uydusu tamamlanarak uzaya gönderilecektir.

Bu tez çalışmasında, uzayda aktif olarak görev yapan bir uydunun özellikleri ve literatür taraması sonucunda elde edilen veriler kullanılarak bir uydu modeli hazırlanmıştır. Bu uydu modelinin tasarımı, yapısal analizleri, doğal frekanslarının analizi, rastgele titreşim analizi, harmonik analizi, akustik analizi, termal analizi ve durum kontrolü yapılmıştır.

Solidworks katı modelleme programında elde edilen verilerden yararlanılarak bir uydu modeli oluşturulmuştur. Oluşturulan bu uydu modelinin tasarımını etkileyen faktörler belirlenmiştir. Bu faktörler göz önüne alınarak tasarımlar yapılmıştır ve uydu içerisinde alt sistemlerin yerleşimi yapılmıştır. Uydu güneş panelleri, mekanizma tarafından kilitli durumdadır. Güneş panelleri mekanizmaya gelen sinyalle beraber serbest kalmaktadır

ve damper, bant yay etkisiyle açık konumuna gelmektedir. Ayrıca, damper ve bant yay sayesinde şokların genlikleri azaltılmaktadır.

Tasarımı yapılan uydu modelinin yapısal analizi Ansys'te yapılmıştır. Yapısal analiz sonucunda, roket kullanım kılavuzunda yer alan koşullar dikkate alınarak, uydu modelinin dayanıklı olduğu görülmüştür.

Uydu modelinin doğal frekansları, Ansys programında bulunmuştur. Tasarlanan uydu modelinin, roket üreticileri tarafından istenen katılık gereksinimini karşıladığı görülmüştür. Tasarlanan uydu modelinde rezonans oluşmamaktadır. Tasarlanan uydu modelinde rastgele titreşim analizi yapılmıştır. Bu analiz sonucunda, uyduda meydana gelen deformasyon, gerilme, ivme ve hız sonuçları elde edilmiştir. Tasarlanan uydu modelinde düşük frekanslı harmonik analiz yapılmıştır. Analiz sonucunda, farklı faz açılarında uyduda meydana gelen deformasyonlar, gerilme, genlik ve gerilme frekans diyagramları elde edilmiştir. Tasarlanan uydu modelinde akustik analiz yapılmıştır. Bu analiz sonucunda, oktav band merkez frekanslarında deformasyonlar ve gerilmeler elde edilmiştir.

Thermica programı kullanılarak alt sistemlerin yerleştirilmesi yapılan uydu modeli analiz edilmiştir. Analiz sonucunda, gövdede ve alt sistemlerde oluşan sıcaklık aralıkları elde edilmiştir. Alt sistemlerin sıcaklık aralıkları incelendiğinde, standart olarak belirlenen sıcaklık aralığında olduğu görülmüştür.

Uydu durum kontrolü yapabilmek için tasarlanan uydu modelinin parametrelerinden yararlanarak matematiksel model çıkartılmıştır. Bu matematiksel modelden yararlanarak durum-uzay formuna geçiş yapılmıştır ve bu form uydunun kontrolsüz halinin simülasyonunda kullanılmıştır. Kontrolör olarak H_∞ kontrolör ve karma H_2/H_∞ kontrolör kullanılmıştır. Kontrolsüz durum ile H_∞ kontrolör karşılaştırılmıştır. Kontrollü durumda uydunun yörüngeden sapmadığı görülmüştür. H_∞ kontrolör ile karma H_2/H_∞ kontrolör karşılaştırılmıştır. Karma H_2/H_∞ kontrolörün daha iyi cevaplar verdiği görülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Gözlem uydusu tasarımı, uydu analizi, uydu doğal frekansları, uydu durum kontrolü

ABSTRACT

EARTH OBSERVATION SATELLITE DESIGN, CONTROL AND ANALYZE

Mehmet Fatih ERCAN

Department of Mechanical Engineering

MSc. Thesis

Adviser: Prof. Dr. Rahmi GÜÇLÜ

Earth observation satellites are artificial satellites used for different purposes. As technology developed, earth observation satellite has developed and earth observation satellite are made more suitable for environmental conditions. Most of the developed countries have earth observation satellites and make to work on earth observation satellites. Especially small observation satellites are becoming increasingly popular nowadays.

Our country sent earth observation satellite into space in 2011 and after this satellite, Göktürk-2 and Göktürk-1 satellite sent into space. Nowadays, studies have been continuing on Göktürk-3 and it will be sent into space soon. Also communication satellite Türksat-4A was sent into space in close time. New communication satellite will be sent into space after it will be completed.

In this thesis, satellite model was prepared by using features of a stellite that has been performing its in the space right now and data was obtained from literature review. Design, structural analysis, modal analysis, random vibration analysis, harmonic analysis, acoustic analysis, thermal analysis and attitude control were applied to this satellite.

A satellite model was created by making benefit of from the obtained data. Factors was determined which affects the design of created model. The designs were made considering these factors and subsystems were located in the satellite. Solar panels of satellite are locked by mechanism. Solar panels unlatches with incoming signal to

mechanism and it comes to open position by damper and band spring. Also shock amplitudes decrease thanks to damper and band spring.

Structural analysis of the designed satellite model was applied in Ansys. With reference to conditions in the rocket operating manual the model was seen durable according to the result of structural analysis applied to the structure.

The natural frequencies of satellite model were calculated in analysis programs. It has been seen that the satellite model designed met the rigidity requirement requested by rocket manufacturers. Resonance doesn't occur in the satellite model. Random vibration analysis was applied in the designed satellite model. As a result of this analysis, deformation, stress, acceleration and velocity occurring in satellite model were obtained. Low frequency harmonic analysis was applied in the designed satellite model. As a result of this analysis, deformations, stress and amplitude, stress frequency diagrams in different phase angles occurring in satellite model were obtained. Acoustic analysis was applied in designed satellite model. As a result of this analysis, deformations and stress were obtained in octave band center frequencies.

Using the Thermica v4.8.2 program, satellite model which subsystems were located was analyzed. As a result of this analysis, temperature ranges in trunk and subsystems were obtained. When temperature ranges of the subsystems were examined, it was seen that temperature range is in between standard range.

Satellite mathematical model was extracted by making benefit of designed satellite model parameters in order to do satellite attitude control. State-space form was made transition from benefiting this mathematical model and this form was used in satellite uncontrolled state simulation. As controller were used H_∞ controller and mixed H_2/H_∞ controller. Uncontrolled state is compared with H_∞ control. It has been seen that satellite has no deviation from orbit in controlled state. H_∞ controller is compared with mixed H_2/H_∞ controller. It has been seen that H_2/H_∞ controller gives better response.

Keywords: Design of observation satellite, satellite analysis, satellite natural frequencies, satellite attitude control

BÖLÜM 1

GİRİŞ

Gözlem uyduları, birçok farklı amaç için kullanılan yapay uydulardır. Gözlem uyduları, ülkelerin uzaydaki gözü konumundadır ve kameraları aracılığıyla istenilen noktadan görüntü alabilmektedir. Bu elde edilen veriler farklı amaçlarla kurum ve kuruluşlar tarafından kullanılmaktadır.

Gözlem uydularının sağladığı birçok avantajdan ötürü geliştirme çalışmaları devam etmektedir. Teknoloji geliştikçe gözlem uydularında yeni teknolojiler ve uzay şartlarına daha uygun ve maliyet olarak daha düşük uydular geliştirilmeye çalışılmaktadır. Akademik ve savunma sanayi firmaları, uydu sistemleri üzerine çalışmalar yapmaktadır ve gözlem uydularında ihtiyaç duyulan geliştirmeleri yapmaya çalışmaktadırlar.

Gözlem uyduları ve diğer uydular üretim, montaj, nakliye, roketin fırlatılmasından roketten ayrılmasına kadar ve uzay ortamında çeşitli problemlerle karşılaşmaktadır. Bu problemlerin uydular üzerindeki etkilerinin azaltılması ve önlenmesi gerekmektedir aksi takdirde uydu işlevsiz hale gelebilmektedir. Bu durum, yapılan o kadar yatırımın, emeğin boşa gitmesine sebep olacaktır. Bunun önlenmesi amacıyla uydunun karşılaşacağı problemler iyi bilinmelidir.

Uzay şartları, gözlem uyduları ve diğer uydulara zarar verecek etkiler barındırmaktadır. Bu etkiler, dünyadan uzaklaştıkça her bir yörüngede farklı etkiler gösterebilmektedir. Bu etkilerin uyduya zarar vermesi veya uydunun görevini yerine getirmesinin önlenmesi gibi durumların önüne geçilmesi gerekmektedir. Bu yüzden uydu tasarımı, yerleştirileceği yörüngenin şartları göz önüne alınarak tasarım yapılmaktadır.

Uydu tasarımı dikkat edilecek diğer hususlar, imalatının kolay yapılabilmesi, maliyetinin düşük olması, modüler olması ve roket içinde maruz kaldığı yüklemelere dayanıklı olmasıdır. Roket üreticileri tarafından belirtilen bu yüklemeler, uyduda çeşitli hasarlara neden olabilmektedir. Tasarımı yapılan uydunun, uzaya gönderilmesini sağlayacak roketin üreticileri tarafından belirtilen şartlara uyması gerekmektedir. Ayrıca, roket içerisinde yüklemeler nedeniyle oluşan deformasyon, yorulma vb. gibi durumlar analiz yapılarak tespit edilebilir ve önlem alınabilir.

Uydu modeli tasarımı, Solidworks katı modelleme programı kullanılarak yapılmıştır. Günümüzde uzayda aktif olarak görev yapan bir uydunun temel birkaç ölçüleri ve literatür taraması sonucunda elde edilen veriler kullanılarak bir model oluşturulmuştur. Çıkarılan bu modelle beraber uyduda kullanılacak malzemeler belirlenmiştir. Solidworks'te hazırlanan bu model uzay şartları ve literatür taraması sonucu elde edilen veriler göz önüne alınarak bölümler oluşturulmuş ve alt sistemlerin yerleştirilmesi yapılmıştır. Ayrıca, uydu gövdesi ile ilgili birkaç temel özellik Solidworks katı modelleme programları kullanılarak elde edilmiştir.

Hazırlanan uydu modelinde, güneş panellerinin devreye girip açılması en önemli hususlardan bir tanesidir. Uydu modelinde, güneş panellerinin açılması için bir mekanizma tasarımı yapılmıştır. Bu tasarımla beraber güneş panelleri açıldığında oluşan şok etkisinin azaltılması, uzayda güneş panellerini etkileyen şok dalgalarının uydu gövdesindeki etkisinin azaltılması ve güneş panellerinin sorunsuzca açılması hedeflenmiştir.

Uydular, roket içerisinde çeşitli sebeplerden dolayı farklı yüklemelere maruz kalmaktadır. Bu yüklemeler, her roketin kullanım kılavuzunda miktarlarıyla beraber açıklanmıştır. Bu yüklemelerin uydunun güvenli bir şekilde uzaya gönderilmesini engellememesi için roket üreticileri uyduda bazı şartların sağlanmasını talep etmektedir. Bu şartların sağlanıp sağlanmadığı yapılacak analizler ve testlerle doğrulanacaktır.

Ansys programı kullanılarak uydu modelinin yapısal analizleri yapılacaktır. Uydu modelinin roket içerisinde maruz kalacağı yarı statik yük uyduya etki ettirilerek yapısal analizler yapılmıştır. Yapısal analiz sonucunda, uydu gövdesinde ve yapıda (iskelette) meydana gelen deformasyon, zorlanma ve güvenlik faktörü sonucu elde edilmiştir.

Uydu modelinin roket içerisinde rezonansa girmemesi için roket üreticileri tarafından belirtilen katılık (rijitlik) şartını sağlaması gerekmektedir. Hazırlanan uydu modelinin doğal frekansları ve ilk altı doğal frekansının mod şekilleri bulunmuştur. Bulunan bu doğal frekanslar, roket üreticileri tarafından belirtilen katılık gereksinimini karşılayıp karşılamadığı incelenmiştir.

Uydu modelinde yapılacak analizlerden bir tanesi rastgele titreşim analizidir. Ansys programında, modal analiz ile beraber rastgele titreşim analizi roketlerin kullanım kılavuzunda belirtilen datalar kullanılarak yapılmıştır. Yapılan analiz sonucunda, uydu modelinde meydana gelen deformasyon, gerilme, ivme ve hız cevapları elde edilmiştir.

Uydu modelinde yapılacak diğer bir analiz harmonik analizdir. Ansys programında, roketlerin kullanım kılavuzunda belirtilen datalar kullanılarak harmonik analiz yapılmıştır. Yapılan analiz sonucunda, uydu modelinde meydana gelen farklı faz açılarındaki deformasyonlar ve gerilmeler elde edilmiştir. Ayrıca, genlik frekans ve gerilme frekans diyagramı elde edilmiştir.

Uydu modelinde yapılacak analizlerden bir tanesi de akustik analizdir. Ansys programında, roketlerin kullanım kılavuzunda belirtilen datalar kullanılarak akustik analiz yapılmıştır. Yapılan analiz sonucunda, uydu modelinde gürültü kaynaklı oluşan deformasyon ve gerilmeler oktav band merkez frekanslarında elde edilmiştir.

Uydular, uzayda aydınlık ve karanlık bölgede hareket etmektedirler. Bu hareketleri esnasında sıcaklık farkları oluşmaktadır. Bu sıcaklık farklılıkları, uydunun alt sistemlerinin çalışmasında problemlere neden olmaktadır ya da alt sistemlerin işlevini kaybetmesine neden olabilmektedir. Bunun önüne geçilebilmesi için aktif ve pasif termal kontrol yöntemleri geliştirilmiştir. Bu kontrol yöntemleri yardımıyla alt sistemler uygun sıcaklıklılar aralığında kalması ve özellikle bazı alt sistem veya bileşenlerin performansının yüksek olması için istenilen sıcaklıkta olması amaçlanmaktadır.

Uydu alt sistemleri ve bileşenlerin istenilen sıcaklık aralığında olup olmadığının kontrolü Thermica V4.8.2 programında incelenmiştir. Solidworks'te hazırlanan model Thermica V4.8.2 programına aktarılmıştır. Uydu gövdesi ve bölümlerinin belirlenen malzemeleri ve kaplama malzemeleri Thermica'da seçilmiştir. İki ayrı durum için uydu termal analizi yapılmıştır. İlk durum, dünyanın güneşe en yakın olduğu ve ikinci durum ise dünyanın

güneşe en uzak olduğu durumlardır. Termal analiz sonucunda, uydu alt sistem ve bileşenlerinde oluşan maksimum ve minimum sıcaklıklar elde edilmiştir.

Uydu, uzayda çeşitli bozucu etkilere maruz kalmaktadır ve bu bozucu etkiler uydunun yörüngesinden sapmasına ve uydu yörüngesinde bozukluklara neden olabilmektedir. Gözlem uyduları, görevlerini başarıyla yerine getirebilmeleri için bozucu etkiler karşısında yörüngesinden sapmaması ve yörüngesinde bozuklukların oluşmaması gerekmektedir. Bunu sağlayabilmek için uydularda yönelim belirleme ve kontrol alt sistemi ile itki sistemleri geliştirilmiştir. Yapılacak durum kontrolüyle beraber uydunun yörüngesinde meydana gelebilecek bozulmalar engellenmektedir.

Uydu durum kontrolü için tasarımı yapılan uydunun özellikleri yararlanılarak uydu modelinin dinamik denklemleri elde edilmiştir. Bu dinamik denklemlerden yararlanılarak durum-uzay formuna geçiş yapılmıştır. Elde edilen durum-uzay formu, uydunun kontrolsüz hal cevabı için kullanılmıştır. Ayrıca, bu formdan yararlanarak kontrolörlerin tasarımı yapılmıştır.

Uydu durum kontrolünün simülasyonu, kontrolsüz, durum geri beslemeli H_∞ kontrolör, durum geri beslemeli karma H_2/H_∞ kontrolör durumunda yapılmıştır. Matlab ve Simulink kullanılarak bu simülasyon gerçekleştirilmiştir. Kontrolsüz, H_∞ kontrolör ve karma H_2/H_∞ kontrolör birbirleriyle kıyaslanmıştır. Bozucu etkilerin ne kadar bastırıldığı, yörüngeden sapma ve istenilen aralıkta duruyor mu gibi kriterler incelenmiştir. İnceleme sonucunda, hangi kontrolörün daha etkili olduğu tespit edilmiştir.

Literatürde uydu ile ilgili çalışmalar mevcuttur. Özellikle, yer gözlem uyduları ile ilgili literatür çalışmaları sınırlıdır. Yüksek lisans tezinde incelenen tasarım, analiz ve kontrol konularında ortak bir çalışmaya karşılaşılmamıştır. Bu konuların ortak işlendiği kitaplar mevcuttur. Literatürde çalışmalar incelendiğinde, birçok farklı yöntemin kullanıldığı görülmektedir. Teknoloji geliştikçe gözlem uydularında ve diğer uydularda kullanılan bu yöntemler geliştirilmektedir.

Yüksek lisans tezinde bir gözlem uydusu incelenmiştir. Literatürde yer alan yer gözlem uydu çalışmaları incelenmiştir. Tasarımının belirleme kriterleri, alt sistemlerin çalışma sıcaklığı, alt sistemlerin uydu içerisinde yerleşimi, güneş panelleri açılma mekanizması, yapı analizleri ve kontrolü üzerine çeşitli çalışmalar mevcuttur. Bu çalışmalar genellikle

görev yapan bir uydudan alınan veriler doğrultusunda yapılmıştır. Gözlem uyduları hakkında yapılan bu çalışmalar sınırlıdır ama küçük yapılı uydular üzerine yapılan çalışmaların sayısı daha fazladır. Tez çalışmasında küçük yapılı uydular üzerine yapılan çalışmalar da incelenmiştir.

Yüksek lisans tezi 8 bölümden oluşmaktadır. İlk bölümde, konuya giriş yapılmıştır. Aynı bölümde, teze ile ilgili literatür özeti ve hipotez sunulmuştur. İkinci bölümde, uydular hakkında genel bilgiler verilmiştir. Üçüncü bölümde, uydu tasarımı hakkında bilgiler verilmiştir. Dördüncü bölümde, uydunun yapısal analizleri yapılmıştır. Beşinci bölümde, uydunun doğal frekansları, rastgele titreşimleri, harmonik analizi ve akustik analizi yapılmıştır. Altıncı bölümde, uydu termal analizi yapılmıştır. Yedinci bölümde, uydu modellenmesi ve kontrolü işlenmiştir. Sekizinci bölümde ise sonuç ve öneriler sunulmuştur.

Bölüm 1’de, tez konusuna giriş yapılmıştır. Uydular hakkında genel bir bilgi verilmiştir. Tez çalışmasında işlenen konuların oluşma sebepleri ve uydular üzerindeki etkileri hakkında bilgi verilmiştir. Bu etkilere karşılık hangi çalışmalar yapıldığı aktarılmıştır. Tezin hangi bölümlerden oluştuğu ve bölümler hakkında genel bir bilgi verilmiştir. Literatür özetinde, tezin bölümlerinde işlenen konular hakkında literatürde yer alan çalışmalara yer verilmiştir. Tezin amacı bölümünde, tezin yapılmasının nedenleri, hedefler belirtilmiştir. Hipotez bölümünde, tez ile ilgili sunulan hipotezler belirtilmiştir. Bölüm 1’de, yer gözlem uyduları tasarımı, analizi ve kontrolü tez çalışmasının genel hatları açıklanmıştır.

Bölüm 2’de, uydu çeşitleri hakkında bilgi verilmiştir. Yapay uyduların tarihsel gelişmesi verilmiştir. Yapay uydular ile ilgili kurulan kuruluşlar aktarılmıştır. Uzaklıklarına göre yörüngeler belirtilmiş ve genellikle o yörüngede kullanılan uydular belirtilmiştir. Kullanım amaçlarına göre uydular belirtilmiştir ve uydular hakkında genel bilgiler verilmiştir. Uydular kütlelerine göre de ayrılmaktadır ve kütlelerine göre uydular açıklanmıştır. Uydularda kullanılan algılama sistemleri hakkında genel bir bilgi verilmiştir. Algılama sistemlerinin türleri ve algılayıcı sistemler örnek verilerek açıklanmıştır. Uyduların kataloglarında yer alan ve uydunun özelliklerini tanımlayan çözünürlük kavramı açıklanmıştır. Çözünürlüklerin neler olduğu ve ne anlam ifade ettikleri hakkında bilgi verilmiştir.

Bölüm 3'te, uydu tasarımı yapılırken dikkat edilmesi gereken hususlar belirtilmiştir. Uzayda uyduların karşılaşacağı problemler açıklanmıştır. Yer gözlem uydularını oluşturan alt sistemler açıklanmış ve alt sistemlerin görevleri belirtilmiştir. Uzayda aktif olarak görev yapan bir gözlem uydusunun ve literatür taraması sonucunda elde edilen veriler doğrultusunda bir gözlem uydusu modeli oluşturulmuştur. Oluşturulan bu modele uygun olacak ve yüklemeler karşısında dayanıklı olacak, istenilen şartları sağlayacak bir yapı (iskelet) tasarımı yapılmıştır. Hassas alt sistemlerin uygun sıcaklıklar arasında kalmasını sağlayabilmek için pasif kontrol yöntemi olan ısı kalkanı tasarımı yapılmıştır. Uydu alt sistemlerinin uygun sıcaklıklar arasında olmasını sağlamak için alt sistemler uydu modelinde uygun bir şekilde yerleşimi yapılmıştır. Güneş panelleri roket içerisinde kapalı konumda olup roketten ayrılır ayrılmaz güneş panelleri açık konuma gelmektedir. Bunu sağlayacak bir mekanizma tasarımı yapılmıştır. Uydularda kullanılan malzemeler belirtilmiştir ve artıları ve eksileri açıklanmıştır. Ayrıca, malzemelerin özellikleri çizelge de açıklanmıştır. Gözlem uydusunun kullanıldığı yörünge açıklanmıştır ve yörünge hakkında bilgi verilmiştir. Uydu hızı ve dünya etrafında bir günlük tur miktarı hesabı yapılmıştır. Thermica v4 programı kullanılarak uydunun dünya etrafında bir tur, bir günlük tur ve uydunun aynı noktadan tekrar geçmesine kadar geçen sürede dünya üzerinde geçtiği yerler gösterilmiştir. Son olarak montajı yapılan güneş panellerinin kapalı konum hali, açık konum hali ve uydu görselleri gösterilmiştir.

Bölüm 4'te, uydu yapısında yapılan yapısal analiz hakkında bilgi verilmiştir. Uyduyu etkileyen yüklemelerin nedenleri açıklanmıştır. Roket içerisinde, uyduyu etkileyen yüklemeler belirtilmiştir. Bölüm 3'te tasarımı yapılan yapı ve gövde panelleri montaj halinde analiz için bir uydu modeli oluşturuldu. Bu uydu modeli, sadece gövde panelleri ve yapıdan oluşmaktadır. Bu uydu modeli Ansys programına aktarıldı. Malzeme olarak Alüminyum 6061 seçildi. Al 6061 malzemesinin değerleri literatürden elde edilerek Ansys malzeme kütüphanesine eklendi. Sistem bir bütün olarak incelendiğinden yapıya toplam kütlesi 450 kg olacak şekilde kütle eklendi. Yapının hareketleri roket içerisindeki durumuna göre sınırlandırıldı. Uydu roket içerisinde maruz kalabileceği en yüksek yük miktarının belirlenmesi için roketlerin kullanım kılavuzları incelendi. Kullanım kılavuzunda yer alan en yüksek yükleme değeri tespit edilerek yapıya etki ettirildi.

Yapılan analiz sonucunda, uydu modelinde meydana gelen yer değişimi, gerilme ve emniyet katsayısı sonucu elde edildi.

Bölüm 5'te, uydunun doğal frekans analizi, rastgele titreşim analizi, harmonik analiz ve akustik analiz yapılmıştır. Doğal frekans analizi ve rastgele titreşim analizi 2000 Hz'e kadar yapılmıştır. Harmonik analiz 100 Hz'e kadar, akustik analiz 10000 Hz'e kadar analiz yapılmıştır.

Uydunun roket içerisinde rezonansa girmemesi için gerekli katılık (rijitlik) miktarının sağlanıp sağlanmadığının analizi için Ansys programında modal analiz yapılmıştır. Modal analiz sonucunda, uydu modelinin doğal frekansları ve ilk altı mod şekli elde edildi. Uydu modelinde oluşan ilk doğal frekansın roket kullanım kılavuzunda yer alan katılık (rijitlik) şartını sağlayıp sağlamadığı incelenmiştir.

Uydunun roket içerisinde maruz kaldığı etkilerden bir tanesi rastgele titreşimlerdir. Bu rastgele titreşimler, PSD diyagramı kullanılarak, Ansys'te uydu modeline etki ettirildi. Uydu modeli rastgele titreşim analizi sonucunda, uydu modelinde meydana gelen deformasyonlar ve gerilmeler elde edildi.

Uydunun roket içerisinde karşılaştığı problemlerden bir tanesi de dūřuk frekanslı harmonik titreşimlerdir. Roketlerin kullanım kılavuzunda yer alan sinüzoidal yük miktarı uydu modeline etki ettirilerek farklı faz açılarında meydana gelen deformasyonlar ve gerilmeler incelendi. Ayrıca, gerilme ve genlik frekans diyagramları elde edildi.

Uydunun roket içerisinde maruz kaldığı yüklemelerden bir tanesi de akustik yüklerdir. Roket üreticileri tarafından merkez oktav bantlarında verilen ses seviyeleri ses basıncına dönüştürölerek uydu modelinin yüzeyine etki ettirildi. Akustik yüklerin uyduda meydana getirdiği, oktav bandı merkez frekanslarında oluşan, deformasyonlar ve gerilmeler elde edildi.

Bölüm 6'da, uydu modelinin termal analizi hakkında bilgi verilmiştir. Uyduların uzayda maruz kaldığı ısı yüklemeleri hakkında bilgi verilmiştir. Tez çalışmasında, özellikleri belirtilen uydu modelinin ortam şartları belirtilmiştir. Uluslararası standartlarca belirlenen uydu alt sistemlerinin sıcaklık aralıkları açıklanmıştır. Solidworks'te montajı alt sistemlerle beraber yapılan uydu modelinin Thermica V4 kullanılarak termal analizi yapılmıştır. Hazırlanan uydu modeli Thermica V4 programına aktarılmıştır. Uydu gövdesi

ve iç kısımların malzemeleri ve özellikleri açıklanmıştır. İç ve dışta yapılacak kaplama malzemeleri belirtilmiştir ve özellikleri açıklanmıştır. Uydu modelinin malzemeleri ve kaplama malzemeleri ayarlandıktan sonra mesh atılmıştır. Uydunun konumu ve yapacağı hareket belirlenmiştir. Termal analiz prosesi belirlenmiştir. Proses belirlendikten sonra termal analiz yapılmıştır.

Termal analiz iki farklı senaryoda yapılmıştır. İlk senaryo sıcak durum, ikinci senaryo ise soğuk durum olarak yapılmıştır. Sıcak durum, dünyanın güneşe en yakın olduğu durumu, soğuk senaryo ise dünyanın güneşe en uzak olduğu durumu ifade etmektedir. Bu iki farklı senaryoda yapılan termal analizler sonucunda, uydu gövdesinde ve alt sistemlerde oluşan sıcaklık farkları elde edilmiştir. Uydu modeli termal analizi sonucunda, alt sistemlerde oluşan sıcaklık farklarının standartlar tarafından belirlenen sıcaklıklar aralığında olup olmadığı incelenmiştir.

Bölüm 7’de, uydunun dinamik denklemlerinin elde edilmesi ve kontrolü hakkında bilgi verilmiştir. Euler eşitliğinden yararlanılarak uydunun dinamik denklemleri elde edilmiştir. Uydunun dinamik denklemleri ve uydu modelinin Solidworks’te hesaplanan özelliklerinden yararlanılarak uydunun durum-uzay formu elde edilmiştir. Bu durum-uzay formu, uydunun kontrolsüz durumunun simülasyonunda kullanılacaktır.

Uyduda durum kontrolünde hangi kontrolörlerin kullanılacağı belirlenmiştir. Kullanılacak kontrolörlerden ilki durum geri beslemeli H_{∞} kontrolördür. H_{∞} kontrolör hakkında bilgi verilmiştir ve kontrol yasasını oluşturan DME’ler gösterilmiştir. İkinci kontrolör olarak H_2/H_{∞} kontrolör tercih edilmiştir. H_2/H_{∞} kontrolör hakkında bilgi verilmiştir ve kontrol yasasını oluşturan DME’ler gösterilmiştir. Matlab programında Yalmip çözücüsü kullanılarak DME’lerin çözülmesiyle kontrol kazancı elde edilmiştir. Simulink’te simülasyon yapılarak kontrolsüz durum ile H_{∞} kontrolör durumu karşılaştırılmıştır. İkinci bir simülasyon yapılarak H_2/H_{∞} kontrolör ile H_{∞} kontrolör karşılaştırılmıştır.

Simülasyon sonucunda elde edilen sonuçlar incelenmiştir. Uydunun yörüngeden sapması ve yörünge düzeltmelerinin yapılıp yapılmadığı incelenmiştir. İki kontrolör karşılaştırılarak hangi kontrolörün daha iyi cevaplar verdiği incelenmiştir.

Bölüm 8’de, sonuç ve öneriler sunulmuştur. Tez çalışması süresince nelere dikkat edildiği ve yapılan tercihler açıklanmıştır. Çıkan sonuçlar değerlendirilmiştir. Sonuçlar

değerlendirilmesi tamamlandıktan sonra tez konusu ile ilgili ve uydular hakkında öneriler sunulmuştur.

1.1 Literatür Özeti

Bu bölümde, yüksek lisans tezinde incelenen, uydularda tasarım, malzeme, kontrol, yapısal analiz, termal analiz ve diğer analizler üzerine detaylı bir literatür araştırması verilmiştir. Bu literatür araştırmasında, uyduda meydana gelebilecek problemlerin belirlenmesi, bu problemlere karşı yapılan iyileştirmeler, uydu teknolojisinde karşılaşılan problemlere karşı getirilen yenilikler ve yeni teknolojiler vurgulanmıştır.

Uzay araçları hakkında hazırlanan ve genel olarak uzay araçlarının yapısı, çevresel problemler, alt sistemler, termal analiz ve kontrol, tasarım, uzay aracı görevi, analizleri, yörünge analizi, durum kontrolü gibi daha birçok konuları kapsayan kitaplar hazırlanmış, tez çalışmaları yürütülmüş, makale ve bildiriler yayımlanmıştır. Bu bölümde, tez çalışması konularını kapsayan kaynaklar belirtilmiştir.

Griffin vd. [1] kitaplarında, uzay araçları hakkında genel bir çalışma yapmışlardır. Tezde işlenen konularla bağlantılı olarak yörünge tipleri, uydular hakkında bilgi verilmiştir. Uzay ortamı ve dünya ortamında, özellikle atmosferde, uzay aracının karşılaştığı problemler hakkında bilgi verilmiştir. Uzay aracının durum kontrolü de ele alınmıştır. Uzay aracının dinamik denklemlerinin nasıl çıkarıldığı açıklanmıştır. Uzay aracının dinamik denklemlerini elde etmek için eşitlikler verilmiştir. Uzay aracını etkileyen bozucu etkiler, bozucu etkileri bastırmak için kullanılan bileşenler ve kontrol yöntemleri açıklanmıştır. Uzay araçlarının tasarımı, bileşenleri, yapısı, modal analizi, kütle özellikleri hakkında bilgi verilmiştir. Termal kontrol bölümünde, uzay araçlarında termal kontrol yöntemleri ve uzay araçlarında ısı transferi hakkında çalışma yapmışlardır.

Brown [2] kitabında, uzay araçları hakkında genel bir çalışma yapmışlardır. Kullanım türlerine göre uydular hakkında bilgi verilmiştir. Uzay araçları hakkında genel özellikler (kütle merkezi vb.) verilmiştir. Uydunun hızı, periyodu ve tur sayısı ve yörünge mekaniğinde kullanılan sabitler hakkında uygulamalar yapılmıştır. Uzay aracı durum kontrolünde, uzay aracının hareketleri, kontrol sisteminde kullanılan bileşenler ve bozucu etkiler hakkında bilgi verilmiştir. Uzay aracı alt sistemler hakkında bilgi verilmiştir. Uzay araçlarının yapısı, yüklemeler ve titreşimleri hakkında bilgi verilmiştir.

Larson vd. [3] kitaplarında, birçok yazarın çalışmaları toplanmıştır ve uydular hakkında genel bir bilgi verilmiştir. Yapılan çalışmalarda uydu görevi hakkında yapılan çalışmalar yer almıştır. Yörünge mekaniği uygulamaları yapılmıştır. Uzay araçları faydalı yükleri hakkında bilgiler verilmiştir. Uzay aracı tasarımı örneklerle açıklanmıştır. Uzay araçlarının alt sistemleri hakkında bilgi verilmiştir. Uzay araçları yapısı ve yüklemeler hakkında çalışma yapmışlardır.

Gilmore [4] kitabında, uzay araçlarında termal analiz, kontrol ve tasarım üzerine çalışma yapmışlardır. Uzayın termal özellikleri hakkında bilgi verilmiştir. Uzay maruz kalınan termal etkiler ve alt sistemlerinin tasarımı hakkında bilgi verilmiştir. Radyatör ve fan hakkında bilgiler verilmiştir. Uzay araçlarında kullanılan malzemelerin katsayıları verilmiştir.

Sidi [5] kitabında, uzay araçlarının dinamiği hakkında çalışma yapmışlardır. Yörüngede Kepler ve Newton kuralları hakkında bilgi verilmiştir. Uzay araçlarının uzaydaki hareketleri, uzay aracının yörünge tipine göre hareketlerine ait denklemler ve bağlantılarını sunan eşitlikler verilmiştir. Uydunun dinamik denklemlerinin elde edilmesi ve gereken eşitlikler gösterilmiştir. Uydunun atalet momenti hakkında bilgi verilmiştir. Uydu stabilizasyonu hakkında çalışma yapılmıştır. Uydu titreşim modeli üzerine çalışma yapılmıştır. Titreşimi azaltmak amacıyla “liquid sloshing” modellemesi yöntemi hakkında bilgi verilmiştir.

Duan vd. [6] kitaplarında, kontrol yasasında kullanılan yöntemler üzerine çalışma yapmışlardır. Kontrolör olarak H_∞ ve H_2/H_∞ kontrolörleri üzerine çalışma yapmışlardır. Kontrol sistem analizi ve kontrol sistemleri tasarımı üzerine çalışma yapmışlardır. Ayrıca, uydu ve roket üzerine uygulama yapmışlardır.

Blanke [7] ders notunda, uydu dinamiği ve kontrolü üzerine çalışmalar yapmışlardır. Bu çalışmaları quaternion tabanda yapmışlardır. Uydu dinamik denklemlerini elde etmişlerdir. Uydu simülasyonunda, nonlinear ve lineer modeller kullanmışlardır. Uydunun Simulink’te modelleri çıkarılmış olup uygulama yapmışlardır.

Fortescue vd. [8] kitaplarında, uydular hakkında birçok yazarın çalışmalarını toplayarak genel bir bilgi vermişlerdir. Uydu alt sistemleri ve görevleri hakkında bilgi verilmiştir. Uzay aracının uzayda maruz kaldığı etkiler ve bu etkilere bağlı olarak tasarıma olan

etkileri açıklanmıştır. Uzay aracının dinamikleri ve yörünge tipine göre dinamikler verilmiştir. Uzay aracının yapısı, yapısal yüklemeleri ve malzeme seçimi hakkında bilgi verilmiştir. Uzay aracının dinamik hareketlerine ait eşitlikler elde edilmiştir. Uzay aracının maruz kaldığı dış etkiler açıklanmıştır. Uzay aracının uzaydaki termal çevre, termal tasarım ve termal kontrol yöntemleri hakkında bilgi verilmiştir. Uzay araçlarında kullanılan mekanizmalar hakkında bilgi vermişlerdir.

Sebestyen vd. [9] kitaplarında, alçak irtifa yörüngesinde görev yapan bir uydunun tasarımı üzerine bir çalışma yapmışlardır. Uzay şartları ele alınmıştır. Uydunun yörüngesi ve görevleri hakkında bilgi verilmiştir. Uydunun alt sistemleri hakkında bilgi verilmiştir. Uydu kontrol sistemi açıklanmış, kontrol sisteminde kullanılan bileşenler açıklanmıştır. Alçak irtifa yörüngesinde görev yapan uyduların yapıları ve yapısal analizleri açıklanmıştır. Bu uydularda kullanılan mekanizmalar açıklanmıştır. Uydunun termal çevresi açıklanmış, uydunun alt sistemlerinin ve bileşenlerin olması gereken sıcaklık aralığı açıklanmıştır. Uydunun maruz kaldığı yüklemeler ve titreşim örneklerle açıklanmıştır. Uydunun tasarımı yapılırken hangi kriterler göz önüne alınması gerektiği açıklanmıştır. Uyduda kullanılan standartlar açıklanmıştır. Alçak irtifa yörüngesinde kullanılacak olan bir uydu uygulaması yapmışlardır.

Wijker [10] kitabında, uyduda titreşim üzerine çalışma yapmışlardır. Uyduda meydana gelen titreşimlerin analizinde kullanılacak eşitlikler ve çözüm yolları örneklerle açıklanmıştır. Düşük frekanslı akustik yüklenmeleri örneklerle açıklanmıştır. Uluslararası uzay kuruluşları tarafından kabul edilen sınır değerler gösterilmiştir.

NASA [11] kitabında, araştırmacılar için uzayda çevresel etkiler üzerine bir çalışma yapmışlardır. Bu kaynakta, uzayın çevresel etkileri açıklanmıştır. Bu etkilere karşı çözüm yolları sunulmuş ve uygulamalar yapılmıştır.

Wijker [12] kitabında, uzay araçlarının yapısı üzerine bir çalışma yapmışlardır. Uzay araçlarında kullanılan alt sistemler açıklanmıştır. Uzay araçlarında meydana gelen yüklemeler açıklanmış ve yüklemelerde kullanılan katsayılar açıklanmıştır. Uzay araçları sonlu elemanlar yöntemiyle analiz yöntemleri ve yöntemlerin nasıl hesaplandığı açıklanmıştır. Uzay araçlarında malzeme seçimi, doğal frekansının bulunması üzerine çalışma yapmışlardır. Uzay aracı roket içindeyken meydana gelen etkiler açıklanmıştır. Uydunun kütle özellikleri ve hesaplanması açıklanmıştır.

Conway [13] kitabında, uzay araçlarının yörüngesi üzerine birçok yazarın yaptığı çalışmaları toplamışlardır. Bu kitapta, uydunun yörüngesi, yörünge optimizasyonu üzerine çalışma yapılmıştır. Yörünge üzerine teoriler ve uygulamalar açıklanmıştır. Uzay araçlarında yapılan testler ve testlerin özellikleri açıklanmıştır.

Hastings vd. [14] kitaplarında, uzay araçlarının uzayda karşılaştığı etkiler üzerine bir çalışma yapmışlardır. Uzay aracına etkileyen faktörler incelenmiştir. Bu etkilerin nedenleri ve sonuçları açıklanmıştır.

Abdelal vd. [15] kitaplarında, uydu yapısı üzerinde sonlu elemanlar analizi üzerine bir çalışma yapmışlardır. Uydu tasarımı üzerine uydunun görev, fonksiyonu vb. gibi yapılacak konfigürasyonlar örneklerle açıklanmıştır. Uydu yapısı tasarımı örnekler vererek açıklanmıştır. Ansys'te uydu yapısı üzerinde analizler gerçekleştirilmiştir. Bu yapılar üzerinde yapılan testler açıklanmıştır. Uzay aracında çalışma durumunda meydana gelen titreşim, akustik ve şok dalgaları açıklanmıştır.

Kaya [16] yüksek lisans tezinde, mikro uydu üzerine bir parametrik çalışma yapmışlardır. Yüksek lisans tezinde, uydunun tasarımının özellikleri hakkında açıklama yapmışlardır. Uzay ortamında uydunun karşılaşacağı etkiler, malzeme seçimi ve malzemeler konuları incelenmiştir. Uydunun maruz kalacağı yüklemeler ve kısıtlamalar açıklanmıştır. Mikro uyduda kullanılmak üzere uydu yapısında kullanılan sandviç yapısı üzerine bir çalışma yapmışlardır. Tasarımı yapılan model uydu üzerinde sonlu elemanlar analizi gerçekleştirilmiştir. Uydunun modal analizi yapılarak roketten rezonans gerçekleşmemesi için doğal frekanslar incelenmiştir.

Gündoğdu [17] yüksek lisans tezinde, uydunun fırlatma esnasında roket içindeyken maruz kaldığı yüklemeler hakkında bir çalışma yapmışlardır. Uydunun, roket ateşlenmesinden uydunun ayrılmasına kadar geçen zamanda maruz kaldığı yüklemeler ve uzayda karşılaşılan problemler açıklanmıştır. İTÜ pSAT-1 uydusu kullanılarak modal analizi ve statik analiz yapmışlardır.

Lombardi [18] doktora tezinde, yer gözlem uyduları üzerine bir çalışma yapmışlardır. Uydu tasarımı ve montajının aşamaları ve faydalı yükler açıklanmıştır.

El – Bordany [19] doktora tezinde, uydu dinamiği ve eylemsizlik momenti üzerine bir çalışma yapmışlardır. Uydu dinamik denklemleri çıkarılmıştır ve uyduya etki eden bozucu etkiler açıklanmıştır. Uyduya ait eylemsizlik momentinin nasıl hesaplandığı açıklanmıştır.

Stout [20] yüksek lisans tezinde, uydu termal sistemleri üzerine bir çalışma yapmışlardır. Termal sistemde kullanılan bileşenlerin tasarımı, tasarım süreci açıklanmıştır. Termal kontrol yöntemleri açıklanmıştır. Bir uygulama yaparak termal tasarım üzerine çalışma yapmışlardır.

Neokleous [21] yüksek lisans tezinde, uydunun kontrolü üzerine bir çalışma yapmışlardır. Uydu kontrolünde LQR kontrol ve H_∞ kontrolör üzerine çalışma yapmışlardır. Ayrıca, kontrolde kalman filtresini kullanmışlardır. Uygulama yapılarak lineer ve nonlinear sonuçlar karşılaştırılmıştır.

Schaefer ve Rudolph [22], uydu tasarımı prosesi ele almışlardır. Uydu tasarım sürecinde ihtiyaçlar belirlenmiştir. Basit bir uydu model kullanılarak bir tasarım süreci geliştirilmiştir.

Gubby ve Evans [23], uzay ortamının uydu tasarımı üzerine etkilerini incelemişlerdir. İletişim uydularında meydana gelen anormalliklerin nedenlerini açıklamışlardır.

Niaki vd. [24], uydu yapısında alüminyum ve kompozit malzemeler kullanılarak termal analiz gerçekleştirilmiştir. Kompozit ve alüminyum kullanılan küçük bir uyduda elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. Yapılan karşılaştırmada hangi malzemenin daha iyi sonuç verdiği incelenmiştir.

Zhang ve Chen [25], uzay aracı polimerlerine uygulanabilen TiO_2 siloksan kaplama malzemesi üzerine bir çalışma yapmışlardır. Bu malzeme, uydu polimerlerine uygulanarak uzay ortamı etkileri önlenmesi amaçlanmıştır. Laboratuvar ortamında, TiO_2 siloksan kaplamalı ve kaplamasız testler yapılmış ve sonuçlar karşılaştırılmıştır. Yapılan karşılaştırma sonucunda, TiO_2 siloksan kaplamalı daha iyi sonuçlar verdiği gözlenmiştir.

Kiomarsipour vd. [26], uzay araçlarında kaplama malzemesi olarak kullanılmak üzere MCM-41 ve Zn-MCM-41 kaplama malzemelerini sentezleyerek bir çalışma yapmışlardır. Bu çalışmayla kaplama malzemelerinin termo-optik özelliklerinin geliştirilmesi amaçlanmıştır. Yapılan testler sonucunda, iki kaplamanın da iyi sonuç verdiği gözlenmiştir.

Kurek [27], küçük uydu üzerinde maliyetlerin azaltılmasıyla amacıyla bir çalışma yapmışlardır. Küçük uydularda kullanılan yapılar incelenmiştir. Maliyetleri düşürmek amacıyla küçük uydularda kullanılan teknolojiler gözden geçirilmiştir. Küçük uydularda maliyetleri azaltmak amacıyla yöntemler önerilmiştir.

Tokateloff vd. [28], SAR uydu antenlerinde kullanılan menteşe mekanizması üzerine bir çalışma yapmışlardır. Uydunun toplam kütesinin azaltılması için düşük kütleli mekanizmalar ve mekanizmaların az yer kaplaması hedeflemişlerdir. Bu hedefi sağlayabilmek için bir menteşe tasarımı yapmışlardır. Tasarlanan bu menteşe diğer tasarımlarla karşılaştırılmıştır. Menteşede kullanılan bandın kalınlığı artırılarak yapının moment-dönme ilişkisini incelemişlerdir.

Calassa ve Kackley [29], güneş panellerinin açılmasını sağlayan mekanizmalar üzerine bir çalışma yapmışlardır. Bu çalışmada, güneş panellerinde açılmasında kullanılan mekanizmanın hafif olmasıyla beraber üretim ve kurulumunun en düşük maliyette yapmışlardır. Bu mekanizmanın tasarımı, testleri ve analizleri yapılmıştır. Sonuçlar değerlendirilmiş ve mekanizma testleri geçmiştir.

Arabacı [30], yer gözlem uydularında ısı modelleme ve analiz üzerine bir çalışma yapmışlardır. Yer gözlem uydusu termal matematiksel modeli çıkarılmıştır. Çıkarılan bu matematiksel modelden yararlanarak yazılım kullanılarak termal analiz yapılmıştır. Termal analiz, sıcak durum ve soğuk durum için yapılmıştır. Yapılan analiz sonucunda, ekipmanların standartlarca belirlenen sıcaklık aralığında olduğu gözlenmiştir.

Arabacı ve Dirgin [31], yer gözlem uydusunun termal analizi üzerine bir çalışma yapmışlardır. Uydu modeli olarak Göktürk-2 uydusu kullanılmıştır. Termal analiz programında, soğuk ve sıcak durum için elektro – optik yükleri analiz edilmiştir. Kaplama malzemesi olarak MLI ve radyatörde ise SSM kullanılmıştır. Termal model testlere tabi tutulmuştur. Sonuçlar incelendiğinde, sistemlerin standartlarca belirlenen aralıkta olduğu gözlenmiştir.

Mauro [32], Iodine uydusunda termal analiz üzerine bir çalışma yapmışlardır. Uyduda iyot itki tahrik sistemi kullanılmıştır. Bu sisteme uygun tasarımlar yapılmıştır. Sistemin termal analizi gerçekleştirilmiştir. Sıcaklık hassasiyeti nedeniyle bazı analizlerde problemler yaşanmıştır.

Bulut vd. [33], uydu termal kontrolünde kullanılan yalıtımlar ve bu yalıtımların üretim aşamasında kazanılan tecrübeler üzerine bir çalışma yapmışlardır. Türksat-3A uydusunda kullanılan çok katmanlı yapılar açıklanmıştır. Türksat-3A uydusuna uygulanmak üzere çok katmanlı yalıtımının hazırlanması, uygulanması ve kontrolünde kazanılan tecrübe aktarılmıştır.

Taussig ve Mattick [34], uydu termal kontrolde kullanılan radyatör sistemi üzerine bir çalışma yapmışlardır. Radyatör olarak sıvı damlacıklı radyatör kullanılmıştır. LDR radyatörleri hakkında bilgi verilmiştir.

Ercan ve Güçlü [35], uydu dinamik denklemlerinin çıkarılması ve H_∞ kontrolü üzerine bir çalışma yapmışlardır. Euler eşitliğinden yararlanılarak uydunun dinamik denklemleri elde etmişlerdir. Dinamik denklemler kullanılarak durum-uzay eşitliği elde edilmiştir. H_∞ kontrolör tasarımı yapılmıştır ve Yalmip çözücüsü kullanılarak kontrol kazancı hesaplanmıştır. Kontrolsüz durumla kontrollü durum karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma sonucunda, kontrolsüz durumda uydunun yörüngeden saptığı ve yörünge bozuklukları olduğu görülmüştür. Kontrollü durumda ise kontrolörün devreye girerek uyduyu yörüngede tuttuğu görülmüştür.

Ercan ve Güçlü [36], uydularda H_∞ kontrolör ve H_2/H_∞ kontrolörlerin karşılaştırılması üzerine bir çalışma yapmışlardır. Uydunun durum-uzay eşitliği verilmiştir. H_∞ ve H_2/H_∞ kontrolörde kullanılacak DME'ler verilmiştir. Kontrolörler Matlab'te tasarımı yapılarak Yalmip çözücüsü kullanılarak kontrol kazançları elde edilmiştir. Simulink kullanılarak kontrolörlere ait model oluşturularak simülasyon yapılmıştır. Simülasyon sonucunda, iki kontrolörün de uyduyu yörüngede tuttuğu görülmüştür. Kontrolörler karşılaştırıldığında H_2/H_∞ kontrolörün daha iyi sonuçlar verdiği görülmüştür.

Pittet vd. [37], mikro uyduda LMI tabanlı H_∞ kontrolör kullanılması üzerine bir çalışma yapmışlardır. Mikro uydunun durum kontrolü LMI tabanlı H_∞ kontrolör kullanılmıştır. Uydu modeli, lineer ve nonlineer olarak çıkartılmıştır. Bu iki model kullanılarak simülasyon gerçekleştirilmiştir. İki modele ait yörünge açıları kontrol edilmiştir. Sonuçlar incelendiğinde, iki modelin verdiği cevapların farklı olduğu gözlenmiştir.

Pinheiro ve Souza [38], mikro uydu durum kontrolünde kullanılmak için H_2/H_∞ kontrolör tasarımı üzerine bir çalışma yapmışlardır. Mikro uyduda durum kontrolü LMI tabanlı

karma H_2/H_∞ sentezlenerek sağlanmıştır. Mikro uydunun dinamik denklemleri, Euler eşitliğinden yararlanılarak çıkartılmıştır. Dinamik denklemlerden yararlanılarak durum-uzay eşitliği elde etmişlerdir. Kontrolör simülasyonu, farklı gama değerleri için sistemin verdiği cevaplar incelenmiştir. Üç gama değeri için yapılan simülasyonda gama değeri küçük olan daha iyi sonuçlar vermiştir.

Sarma vd. [39], uydunun modellenmesi ve simülasyonu üzerine bir çalışma yapmışlardır. Uydunun modellenmesinde Matlab ve Simulink'ten yararlanılarak "spacecraft control library" oluşturulmuştur. Bu kütüphaneden yararlanarak uydu simülasyonu yapmışlardır. Uyduya ait parametreler ve sensör parametreleri girilerek bir simülasyon gerçekleştirilmiştir. Yapılan simülasyon sonunda sistemin verdiği cevaplar kontrol edilmiştir.

Ballois ve Duc [40], yer gözlem uydusunda H_∞ kontrolör kullanılması üzerine bir çalışma yapmışlardır. Denetleyici olarak H_∞ kontrolör kullanılmıştır ve kontrolör coprime factorization yöntemi kullanılarak tasarlanmıştır. Uydu modeli olarak SPOT 4 kullanılmıştır. Modelin nonlinear ve lineer modelinin simülasyonu yapılmıştır ve tasarlanan kontrolörle sistem cevaplarında iyileşme görülmüştür.

Arsan vd. [41], uydu yapılarında kullanılan alüminyum bal peteği sandviç yapıları üzerine bir çalışma gerçekleştirmişlerdir. Yapılan bu çalışmada bal peteğinin şekli belirlenerek programlar yardımıyla darbe etkisi altındaki davranışlarının analizini gerçekleştirmişlerdir. Bu çalışma sonucunda, alüminyum bal peteğinin başarılı cevaplar verdiği görülmüştür.

Long March [42], Ariane 5 [43], Vega [44], Soyuz [45] roketleri uyduları uzaydaki konumuna ulaştıran araçlardır. Her roket için kullanım kılavuzu yayımlanmıştır. Kılavuzlarda roket yapısı, özellikleri aktarılmıştır. Ayrıca, roket içerisinde uydunun hasar almaması için uydudan beklenen özellikler açıklanmıştır.

Uydular için uluslararası kuruluşlar tarafından belirlenen standartlar oluşturulmuştur. ECSS tarafından yayınlanan ECSS-E-ST-31C'de [46] uydu termal standartları açıklanmıştır. ECSS-E-HB-32-25A'da [47] uyduya etki eden şoklar ve doğrulanması üzerine standartlar açıklanmıştır.

Calvi [48] ve [49], uydularda yüklemeler üzerine sunumlar gerçekleştirmişlerdir. Bu sunumlarda uyduya etkileyen yükler ve analizleri hakkında bilgi vermişlerdir.

Tristancho [50], uydu uygulaması ve mini roket üzerine bir yüksek lisans tez çalışması yapmışlardır. Bu tezde uydular hakkında bilgi vermişlerdir. Uyduları alt sistemlerin ve bileşenlerin kütleleri hakkında çalışma yapmışlardır. Bu kütleler tez çalışmasında değerlendirilmiştir.

Literatürde uydular üzerine birçok çalışma mevcuttur. Bu çalışmalar günümüzde gittikçe artmaktadır. Teknolojinin gelişmesiyle beraber yeni uydular ve yeni özellikler üzerine çalışmalar yapılacaktır.

1.2 Tezin Amacı

Ülkemiz milli imkanlarla birçok proje çalışması yapmaktadır. Bu çalışmalardan bir tanesi de yer gözlem uydusu projeleridir. Göktürk-2 milli imkanlarla geliştirilmiş ve uzaya gönderilmiştir. Yakın gelecekte Göktürk-3 uydusu uzaya gönderilecektir. Göktürk-3 üzerine çalışmalar devam etmektedir. Yer gözlem uydusu projesi teknolojinin gelişmesiyle beraber geliştirilmekte ve yeni özellikler eklenmektedir. Bu yüzden bu proje yeni geliştirmelere açık bir alandır.

Yer gözlem uyduları hakkında yapılacak birçok çalışma mevcuttur. Küçük yapılı gözlem uyduları da son dönemlerde gittikçe popüleritesi artmaktadır. Bu gelişmeler neticesinde bu projelerde araştırma ve geliştirme çalışmaları yapılması ihtiyacı duyulmaktadır. Aşağıda bu tezin yapılma amaçları gerekçeleriyle beraber açıklanmıştır.

- Yer gözlem uydusu hakkında literatür arşivi oluşturmak. Yer gözlem uyduları hakkında hazırlanan kaynakların arşivi oluşturularak ihtiyaç duyulduğunda incelenmesi amacını taşımaktadır.
- Yer gözlem uydusunun tasarımının incelenmesi. Yer gözlem uydularında kullanılan tasarımlar yapılırken nelere dikkat edildiği, uzaydaki etkilerin uydu tasarımı üzerindeki etkilerini anlama amacı taşımaktadır.
- Uydu alt sistemleri yerleşimi. Uydu alt sistemleri uyduda yerleşimini yaparak özellikle, hassas alt sistemlerin ve bileşenlerin daha uygun sıcaklık aralığında olmasını sağlamak.

- Yer gözlem uydusunu oluşturan alt sistemlerin belirlenmesi. Uyduyu oluşturan alt sistemlerin belirlenmesi ve görevlerinin neler olduğunun belirlenmesi amacını taşımaktadır.
- Yer gözlem uydusunun termal analizinin yapılması. Gözlem uydusunun uzay şartlarında maruz kaldığı sıcaklıkların analizini gerçekleştirme amacı taşımaktadır.
- Alt sistemlerin sıcaklık aralığı kontrolü. Alt sistemlerin uluslararası kuruluşlar tarafından belirtilen sıcaklık aralığında olup olmadığının incelenmesi amacını taşımaktadır.
- Yer gözlem uydusunun durum kontrolünün yapılması. Yer gözlem uydusunun yörünge sapmalarının engellenmesiyle uydu performansının yükseltilmesi amacı taşımaktadır.
- Kontrolörün belirlenmesi. Yer gözlem uydusunun dinamik modeli çıkarılarak H_∞ kontrolör ve H_2/H_∞ kontrolörün karşılaştırılarak hangi kontrolörün daha iyi sonuçlar verdiğinin incelenmesi amacı taşımaktadır.
- Yer gözlem uydusu yapısal analizlerin gerçekleştirilmesi. Uydunun maruz kaldığı yüklemeler sonucunda, uydunun yapısında meydana gelen deformasyonların incelenmesi amacını taşımaktadır.
- Yer gözlem uydusu titreşim analizlerinin yapılması. Roket içerisinde uydunun maruz kaldığı yüklemelerin uydu üzerinde meydana getirdiği etkilerin incelenmesi amaçlanmaktadır.
- Yer gözlem uydusu doğal frekanslarının belirlenmesi. Yer gözlem uydusunun doğal frekansları belirlenerek roket frekansı ile çakışarak rezonans girip girmediğinin belirlenmesi amacını taşımaktadır.
- Küçük yapılı gözlem uydularının incelenmesi. Küçük yapılı uydular popülerliği gittikçe artmaktadır. Gelecekte yapılacak küçük boyutlu proje çalışmalarında yer alınması durumunda hazırlıklı olmak amacını taşımaktadır.
- Yer gözlem uydusunda bilgi sahibi olmak. Ülkemiz son yıllarda milli uydu projelerine ağırlık vermektedir. Bu projelerde yer alma veya akademik çalışmalarda yer alma amacı taşımaktadır.

1.3 Hipotez

Yüksek lisans tezinde işlenen yer gözlem uyduları hakkında araştırma ve ön çalışma yapılmıştır. Bunun sonucunda, tezde incelenen yer gözlem uydusu modeli hakkında hipotezler üretilmiştir. Bu hipotezler tezde işlenen her konu başlığını kapsamaktadır. Her konu başlığında sonuçlar değerlendirilerek hipotezler kanıtlanmaya çalışılacaktır. Yüksek lisans tezinde sunulan hipotezler aşağıdaki maddelerden oluşmaktadır.

- Gövdede kullanılan malzeme uzay ortamına dayanıklıdır.
- Taşıyıcı yapı yüklemeler etkisi altında yapısında bir bozulma olmamaktadır.
- Uydu roket içinde rezonansa maruz kalmamaktadır.
- Uydu bileşenleri standartlarda belirlenen sıcaklık aralığındadır.
- Uydu alt sistemleri uydu içerisinde uygun bir şekilde yerleştirilmiştir.
- Uydu yörüngeden sapmamaktadır ve yörünge düzeltmelerini yapmaktadır.

BÖLÜM 2

UYDU

Uydular, gezegenleri merkez alarak yörüngesi farklı olacak şekilde, gezegenin etrafında dönen cisimlerdir. Gezegenler, bir çekim kuvveti oluşturarak doğal uyduları ve yapay uyduları yörüngesinde tutmaktadır.

Bu bölümde, uyduların türleri hakkında bilgi verilecektir. Tezin de konusunu oluşturan yapay uyduların tarihsel gelişimi hakkında bilgi verilecektir. Yapay uyduların kullanıldığı yörüngeler, yapay uydular ve kütlelerine göre uydular açıklanacaktır. Yapay uydularda kullanılan algılama yöntemleri hakkında bilgi verilecektir. Uyduların tanıtımında kullanılan çözünürlük ve çözünürlük türleri açıklanacaktır.

2.1 Doğal Uydular

Doğal uydular, bir gezegenin belli bir yörüngesinde dönen cisimlerdir. Doğal olarak oluşmuşlardır. Her gezegenin bir çekim kuvveti vardır ve bu kuvvet doğal uyduları kendi yörüngesinde tutmaktadır. Dünyanın doğal uydusu Ay'dır.

2.2 Yapay Uydular

Yapay uydular, insanlar tarafından geliştirilip üretilen, dünya ya da diğer gezegenlerin yörüngesine yerleştirilen insansız sistemlerdir. Yapay uydular farklı amaçlar için kullanılmaktadır. Yapay uyduların kullanım amacı, bulunduğu yörüngeler ve uyduların özellikleri değişiklik göstermektedir.

2.2.1 Yapay Uydu Tarihçesi

Uzaya ve aya yolculuk eski zamanlardan beri insanların ilgisini çekmiştir. Bu merak sonucu roman ve hikayeler yazılmıştır. Teknolojinin gelişmesiyle beraber uzaya yolculuk fikri gerçek olabileceği ortaya çıkmıştır. Bilim adamları, bu konuda araştırma ve çalışmalar yaparak bu hayali gerçekleştirmeye çalışmışlardır. Bu araştırma ve çalışmalar sonucunda, yeni fikirler ortaya atılmıştır. 1945 Yılında İngiliz bilim adamı Arthur C. Clark, Clarck yörüngesinin isim babası, “Wireless World” dergisine gönderdiği mektupta uydular aracılığıyla iletişim yapılabilceği fikrini ortaya atmıştır [51].

Uzaya çıkmak, uzayda iletişim ve aya yolculuk gibi fikirlerinin gerçekleşmesi birtakım çalışmaların yapılması ihtiyacını doğurmuştur. Bilim adamları çeşitli çalışmalar yaparak bu sorunları çözmeye çalışmıştır. Konstantin Tsiolkousky, roketin dünyanın yer çekiminden kurtulabilmesi için bazı hesaplamaları çözerek roketin dünyanın dışına çıkabilmesi için gerekli hesaplamaları yapmışlardır. Robert H. Goldard roket yakıtı olarak benzin ve oksijen karışımını kullanarak çalışmalar yapmışlardır. Robert H. Goldard roket denemeleri yapmışlardır.

Uzaya çıkma fikri ülkeler arasında bir yarış haline gelmiştir. Yapılan çalışmalar sonucunda, uzaya gönderilen ilk uydu Sputnik-1, SSCB tarafından 4 Ekim 1957 yılında uzaya gönderilmiştir.

İlk yıllarda, uydu teknolojisi tam gelişmediği için yörüngedeki uyduların gönderdiği veriler çok güvenilir değildi. Bu veriler teknolojinin gelişmesiyle beraber yapılan çalışmalar sonucundan güvenilir hale getirilmiştir. 1963 Yılında üç eksenli sabit uyduların geliştirilmesiyle verilerden daha iyi sonuçlar alınmıştır [51].

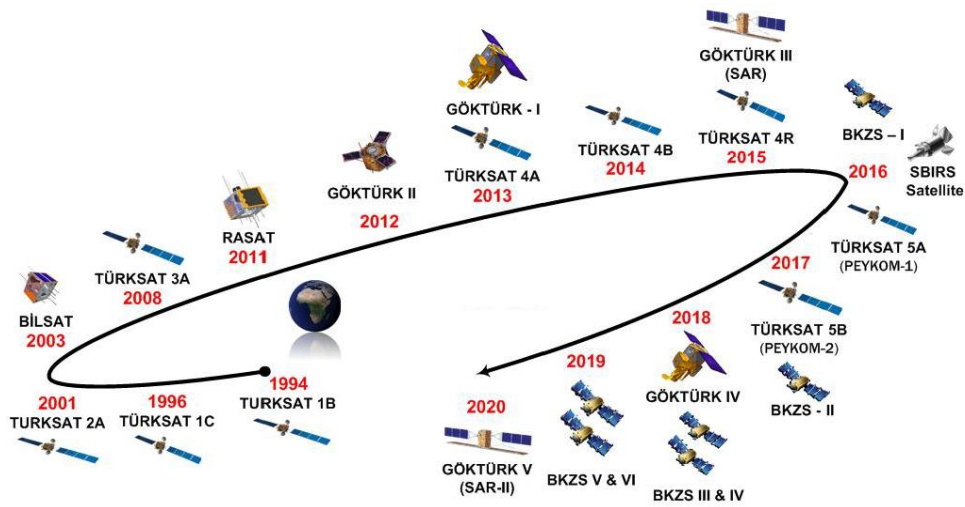
COMSAT firması, Nisan 1965’te Earlybird uydusunu uzaya göndermiştir. Bu uydu Amerika’ya ait olmasına rağmen birçok ülke tarafından kullanılmıştır. Ülkeler arasında ortak kullanım ile beraber küresel uydu haberleşme çağı başlamıştır [51].

Ülkelerde, uyduların ortak kullanılması ihtiyacı oluşmuştur. Bu yüzden, çeşitli organizasyonlar oluşturulmuştur. 1964 Yılında dünya çapında uydu servisi verilmesi amacıyla 19 ülkenin katılımıyla INTELSAT kurulmuştur. Türkiye, Intelsat kuruluşunun üyesidir. Avrupa ülkelerinin katılımıyla 1977 yılında EUTELSAT kurulmuştur. Türkiye, Eutelsat kuruluşunun üyesidir. Avrupa ülkelerini sadece kapsayan bu organizasyon ses,

görüntü ve data iletişimi amacıyla kurulmuştur. 1979 Yılında INMARSAT kurulmuştur. Inmarsat kuruluşunun görevi, gemicilik sektörüne, uçak sektörüne, deniz aşırı endüstrilere ve karasal endüstrilere telefon, data, faks ve teleks servisleri sağlamaktadır [51].

20. Yüzyılın sonlarına doğru gelişen teknoloji ile birlikte uydu teknolojisinde önemli gelişmeler yaşanmıştır. Yeni uydu teknolojileri geliştirilmiştir. Geliştirilen yeni özellikler ve sensörlerle beraber uyduların işlevi artmıştır.

Türkiye, uzaya ilk uydu gönderme denemesini 1994 yılında yapmıştır. TÜRKSAT-1A başarısız olmuştur ve okyanusa düşmüştür. Bu başarısız denemeden sonra 10 Ağustos 1994 yılında TÜRKSAT-1B uzaya gönderilmiştir. Ülkemiz, 2011 yılında TÜBİTAK tarafından geliştirilen yer gözlem uydusu Rasat'ı uzaya göndermiştir ve ondan sonra Göktürk-2 ve Göktürk-1 uydularını uzaya göndermiştir. Yakın bir zamanda Göktürk-3 uydusu uzaya gönderilecektir. Ülkemizin uzayda 6 aktif uydusu vardır. Şekil 2. 1'de, 1994 yılından 2020 yılına kadar ülkemizin uzaydaki uyduları ve uzaya gönderilecek uyduları gösterilmiştir.



Şekil 2. 1 Türkiye 1994-2020 Yıllarındaki Uydu Sistemleri [51]

2.2.2 Uydu Yörünge Tipleri

Yörünge; uydunun gezegen çekim kuvvetinden dolayı gezegenin etrafında dönerken izlediği yoldur. Yapay uyduların kullandıkları yörüngeler uzaklıklarına ve yörünge şekline göre adlandırılır.

2.2.2.1 Alçak İrtifa Yörüngesi (LEO)

Yer küreye uzaklığı 180-2000 km arasında olan yörüngedir. Bu irtifada genelde yer gözlem uyduları kullanılır [52]. Bu yörüngedeki uydular kapsama alanları küçük olmaktadır. Yer istasyonundan uyduya erişim süresi yaklaşık 20 ms'dir [53]. Uydu, dünyanın etrafını hesaplama yapıldığında yaklaşık olarak 100 dk'da tamamlamaktadır.

2.2.2.2 Orta İrtifa Yörüngesi (MEO)

Yer Küreye uzaklığı 2000-35780 km arasında olan yörüngedir [52]. Bu irtifada genelde gps uyduları kullanılır [51]. Yer istasyonundan uyduya erişim süresi yaklaşık 100 ms'dir [53]. Bu yörüngedeki uydular hesaplamalar yapıldığı takdirde yaklaşık olarak dünyanın etrafını 6 saatte tamamlamaktadır.

2.2.2.3 Eşzamanlı (Yerdurağan) Yörünge (GEO)

Yer küreye uzaklığı 35780 km'den fazla olan yörüngedir [52]. Bu yörüngede olan uydular, Kepler yasasına göre hızları yavaştır. Yer istasyonundan uyduya erişim süresi yaklaşık 250 ms'dir [53]. Genellikle haberleşme uyduları ve meteoroloji uyduları bu yörüngede kullanılır [52].

2.2.2.4 Yüksek Polar Yörünge (HEO)

Yörünge tipinden dolayı uzaklığı değişkendir. Bu yörünge sabit yörüngelerde uydulardan verilerin tam olarak alınamadığı için kullanılır [51]. Bazı meteoroloji uyduları ve bilimsel uydular bu yörüngede kullanılır.

2.2.3 Kullanım Amaçlarına Göre Uydular

Uydular kullanım amaçlarına göre sınıflandırılabilir.

2.2.3.1 Yer Gözlem Uyduları

Yer gözlem uydular çok farklı amaçlarla kullanılmaktadır. Genellikle alçak irtifa yörüngesinde kullanılmaktadır. Yer gözlem uydularının kullanım alanları aşağıdaki gibidir [54]:

- Askeri

- Ormancılık
- Tarım
- Haritacılık
- Afet İzleme
- Şehircilik ve Planlama

2.2.3.2 Meteoroloji Uyduları

Hava olaylarını küresel olarak incelemeyi sağlayan uydulardır. Meteoroloji uyduları aşağıdaki görevlerde kullanılır [55].

- Hava tahmininde
- Bazı doğal afetlerin kısa vadeli tahmininde
- Hava durumunun küresel olarak incelenmesinde
- Sayısal hava tahmin modellerinde girdi verisi sağlamada

2.2.3.3 Bilimsel Uydular

Bu uydular, bilimsel çalışmalar için kullanılmaktadır. Teknolojinin gelişmesiyle beraber yeni bilimsel uydular geliştirilmektedir. Dünya yapısının incelenmesi, Mars ve diğer gezegenlerin incelenmesi vb. gibi birçok bilimsel uydu mevcuttur.

2.2.3.4 Gps Uyduları

Bu uydular, dünya üzerindeki bir yerin konumunun belirlenmesinde kullanılır. Konum bulabilmek için asgari üç tane uydu gerekmektedir. 2 boyutlu konum hesaplanmasında en az üç uydu, 3 boyutlu konum hesaplaması için en az dört adet uydu gerekmektedir [51]. Uydu konumu belirlerken gelen sinyali kesiştirip hesaplayarak cihaza gönderir.

2.2.3.5 Haberleşme Uyduları

Bu uyduların temel amacı, dünyada iletişimi sağlamaktır. Televizyon, radyo, internet telefon gibi kitle iletişim araçlarının sinyalini güçlendirerek dünyadaki diğer noktalara iletmektedir [56].

2.2.4 Kütlelerine Göre Uydular

Uydular kütlelerine göre sınıflandırılabilir. Çizelge 2. 1 incelendiğinde, uyduların kütlelerine göre sınıflandırılmaktadır [57]. Teknoloji geliştikçe uyduların kütleleri azaltılmaktadır ya da yeni tür uydular geliştirilmektedir.

Çizelge 2. 1 Kütlelerine Göre Uyduların Sınıflandırılması

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

2.2.5 Yapay Uydularda Uzaktan Algılama

Dünyanın ya da gezegenlerin yörüngesinde hareket eden uydulara yerleştirilmiş algılama elemanlarıyla, fiziksel bir temas olmaksızın dünya ve gezegenler hakkında bilgi elde edilmesidir [58].

2.2.5.1 Aktif Algılayıcı Uydu Sistemleri

Aktif sistemler, kendi enerji kaynaklarından yararlanarak incelenmek istenen bölgeye elektromanyetik dalga sinyallerini yollar ve hedeften saçılan enerjiyi algılar ve bunu yer istasyonuna gönderir [59]. Aktif algılayıcılara, SAR ve SLAR radar sistemleri örnek verilebilir.

2.2.5.2 Pasif Algılayıcı Uydu Sistemleri

Pasif sistemler, incelenmek istenen bölgenin doğal yayılım enerjisini veya güneş enerjisinin yansıtımını kullanarak algılama yapar ve bunu yer istasyonuna gönderir. Pasif sistemler, incelenecek bölgenin havanın kapalı olması durumunda algılama yapamaz. Pasif sistemler; optik, ısı ve mikrodalga algılayıcılardır [59].

2.2.6 Yapay Uydularda Çözünürlük

Çözünürlük, uyduda kullanılan algılayıcı sistemin iki cismi birbirinden ayırt edebilme yeteneğidir [58]. Yapay uydular hakkında teknik bilgi verildiğinde çözünürlük değeri kullanılır. Özellikle, yer gözlem uydularında çözünürlük değeri yüksek oldukça incelenmek istenen bölgeden yapılan çekimlerde bölgeden elde edilecek resimler net olacaktır.

2.2.6.1 Mekânsal Çözünürlük (Geometrik, Konumsal)

Uydularda kullanılan algılayıcı sistemlerin yer örnekleme aralığı olarak tanımlanabilir. [56]. Uydu faydalı yükün görüntü aldığı alan pikselle ifade edilmektedir. Gözlem uydularında piksel sayısı arttıkça görüntü kalitesi artmaktadır. Görüntü kalitesinin artmasıyla beraber incelenen alanda alınan görüntüdeki objeler daha iyi görülmektedir.

2.2.6.2 Spektral Çözünürlük (Tayfsal)

Uydu algılayıcı sistemlerin, dalga boylarını ayırt edebilme yeteneğini ifade etmektedir. Her cisim kendine has bir dalga boyuna sahiptir. Algılayıcı sistemler bu özellikten yararlanarak incelenen alanda dalga boylarından cisimleri algılar. Cisimlere ait dalga boyları bantlara ayrılmıştır. Algılayıcı sistemlerin bant aralığı ne kadar yüksek olursa daha çok cismi tanımlayacaktır ve böylelikle, cisimleri ayırma gücü de artacaktır.

2.2.6.3 Radyometrik Çözünürlük

Uydularda kullanılan algılayıcı sistemlerin, elektromanyetik enerji miktarına karşı hassasiyetini ifade etmektedir. Algılayıcı sistemlerin radyometrik çözünürlüğü, enerji farklılıklarını ayırt edebilme yeteneğidir ve bit olarak tanımlanır [60]. Bit değeri yükseldikçe görüntünün yorumlanmasını kolaylaştırmaktadır.

2.2.6.4 Zamansal Çözünürlük

Zamansal çözünürlük, algılayıcı sistemlerin aynı bölgeyi görüntüleme sıklığını ifade etmektedir [60]. Uydu algılayıcılarının herhangi bir yerin görüntüsünü almasından sonra aynı yere ait görüntüyü almasına kadar geçen süre zamansal çözünürlüğü göstermektedir.

GÖZLEM UYDUSU TASARIMI VE ÖZELLİKLERİ

Yer gözlem uydusunun katı modeli oluştururken uzayda aktif olarak görev yapan bir uydudan ve literatür taraması sonucu elde edilen bilgilerden yararlanılmıştır. Bu bölümde, uydu tasarımı yapılırken nelere dikkat edilmesi gerektiği ve uyduyu etkileyen faktörler incelenmiştir. Bir yer gözlem uydusunun alt sistemleri açıklanmıştır. Uydularda kullanılan malzemeler açıklanmıştır. Uydu yapısı ve güneş panellerinin açılma mekanizması Solidworks [61] katı modelleme programı kullanılarak tasarımı yapılmıştır. Ayrıca, uydunun yer alacağı yörünge, yörüngedeki hızı, tam tur miktarı ve uyduya ait görseller gösterilmiştir.

3.1 Gözlem Uydusu Tasarımını Etkileyen Faktörler

Yer gözlem uydusu tasarımı yapılırken dikkat edilmesi gereken hususlar vardır. Yer gözlem uydusuna uzayda müdahale şansı olmadığı için oluşacak bir arıza durumunda uydu işlevsiz kalacaktır. Uydular, tasarımı yapılırken uzay şartları ve uydunun roketten maruz kaldığı yüklemeler ve kısıtlamalar göz önünde bulundurulmalıdır. Tasarımı yapılacak uydunun yerleştirileceği yörünge göz önüne alınmalıdır. Uydularda kullanılan malzemeler için alçak irtifa yörüngesi koşullarından dolayı malzemeler için tehlikelidir [62]. Ayrıca, uydunun düşük maliyetli ve modüler olması aranan özellikleridir [16].

3.1.1 Uzay Şartları

Uzay ortamı, bir uydunun tasarımında dikkat edilmesi gereken en önemli parametreyi oluşturmaktadır. Uzay şartları, bir yer gözlem uydusu için tehlikeli olabilecek etkilere

neden olabilmektedir. Uzay şartlarının iyi değerlendirilmesi ve bu değerlendirmeler sonucunda, buna uygun malzeme, kaplama malzemesi, tasarım ve uydu alt sistemlerin belirlenmesi gerekmektedir. Uydu, uzaya gönderilmeden önce testlere tabi tutularak uzay şartlarına uyumlu olup olmadığı incelenmektedir. Uzay ortamında uyduları etkileyen faktörler aşağıda belirtilmiştir. Tasarım yapılırken bu etkiler göz önüne alınarak yapılmalıdır.

3.1.1.1 Radyasyon Etkisi

Uzayda enerji yüklü parçacıklar ve fotonlar, radyasyon etkisine neden olmaktadır. Uzayda, uyduya etkileyen radyasyon iki başlıkta incelenebilir. Bunlar ultraviyole radyasyon ve partikül veya iyonlaştırıcı radyasyondur. Ultraviyole radyasyon sonucunda, malzemede sertleşmeler veya zincir kırılması (zayıflama) görülmektedir. Partikül radyasyon sonucunda, polimerde çapraz bağlama veya zincir kesilmesine ve bu da polimer gevrekleşmesine neden olmaktadır [11].

Radyasyon, güneş panellerine etki ederek güç üretiminde bozukluklara neden olmaktadır. Ayrıca, radyasyon uydunun elektronik devrelerinde bozulmalara neden olmaktadır [17]. Bunu engelleyebilmek amacıyla elektronik devreleri radyasyona karşı güçlendirilir. Panelde kullanılan malzemelerde radyasyona karşı dirençli olanlar tercih edilir.

3.1.1.2 Sıcaklık Etkisi

Uydunun tasarımında, panellerde kullanılacak malzemeye, gövdenin kaplama malzemesine ve uydu alt sistemlerin belirlenmesinde önemli bir parametredir. Uzayda sıcaklık 4 K 'dir [30]. Uydu, yörünge hareketi boyunca aydınlık ve karanlık ortamda hareket etmektedir. Uydu, güneş ışınları etkisi nedeniyle ısı yüklemelere maruz kalmaktadır.

Uydu alt sistemleri belli bir sıcaklık aralığında çalışmaktadır. Alt sistemlerin uygun aralıkta çalışmaması bozulmalara ve performansta olumsuz etkilere neden olmaktadır. Bu etkiyi azaltmak amacıyla kullanılan malzeme, kaplama malzemesi ve termal kontrol uygulamaları uydunun bulunduğu yörüngeye uygun seçilir. Isıl gerilmeleri azaltacak tasarımla beraber uydu üzerinde sıcaklık etkisi giderilmeye çalışılmaktadır.

3.1.1.3 Vakum Etkisi

Yerden yükseldikçe atmosfer basıncı düşmektedir. Uydular yeryüzünden çok daha düşük basınçlı ortamlarda çalışır ve bu ortama vakum ortamı denir. Yüksek basınçlı ortamlardaki uçucu gazlar malzemede durabiliyorken, vakum ortamında ya da düşük basınçlı ortamlarda malzemeden ayrılarak gaz halinde uçmaktadır [17]. Bu uçan gazlar uydu üzerinde birikebilmektedir. Faydalı yüklerin üzerinde zar kalınlığında bir tabakaya yol açmaktadır. Bu da uydu üzerindeki optik ve faydalı yüklerde problemlere neden olabilmektedir. Uyduda performans kayıpları yaşanabilmektedir. Bu etkiyi azaltmak amacıyla malzeme ve montajı yapılmış uydu belli proseslere tabi tutulur.

3.1.1.4 Oksitlenme Etkisi

Alçak irtifa yörüngesinde bulunan atomik oksijen uyduyu oluşturan parçalarla kimyasal reaksiyonuna girerek uydu yapılarına zarar vermektedir. Atomik oksijen birçok malzemeye tepkimeye girebilmektedir [11]. Bunun sonucunda, parçada aşınmalar oluşmaktadır. Özellikle, atomik oksitlenme ile tepkimeye kolayca girebilecek malzemeler kullanılacaksa mutlaka önlem alınmalıdır. Bu etki, alçak irtifa yörüngesinde daha çok görülmektedir.

3.1.1.5 Plazma Etkisi

Uzayda uyduyu etkileyen faktörlerden biri plazma etkisidir. Bu etki, uzay plazmasından kaynaklanmaktadır. Plazma ortamı yaklaşık olarak eşit miktardaki pozitif yüklü oksijen miktarıyla ve serbest elektronlardan oluşmaktadır. Yörüngedeki gözlem uydusunun hızı, uzaydaki maddelerin elektronların termal enerjisi ve iyonların termal enerjisi arasındaki farklılıklar nedeniyle, elektronlar gözlem uydusunun yüzeyini etkileyebiliyorken, iyonlarda gözlem uydusunun ön kenar yüzeylerini etkileyebilmektedir [11]. Bu durum, uyduda çeşitli problemlere neden olmaktadır.

3.1.1.6 Uzay Çöpleri ve Küçük Yapılı Kayalar

Geçmişten günümüze kadar birçok uydu kullanılmış ve görev süresi dolan uydu kalıntıları uzayda kalmaktadır. Uzaydaki uydu sayısının artması uzay çöpünün artmasına sebep olmaktadır. Bu parçalar, uyduya çarptığı zaman uyduda hasarlara neden olabilmektedir.

Ayrıca, uzayda bulunan küçük kayalıklar dünyanın çekimine girerek yörüngede hareket edebilmektedir. Bu parçacıkların uyduya çarpması sonucunda, çarpan parçanın boyutuna göre, uydu yüzeyinde bozulmalara neden olmaktadır.

3.1.2 Uydunun Maruz Kaldığı Yüklemeler

Uydunun maruz kaldığı bu yüklemeler, fırlatma esnasında rokette meydana gelmektedir. Roket ilk fırlatması, roketin kısımlarının ayrılması ve uydunun roketten ayrılmasına kadar geçen sürede uydu çeşitli yüklemelere maruz kalmaktadır. Bu yüklemeler sonucunda, uydu yapısında hasarlara neden olabilmektedir. Uyduyu uzaydaki yörüngesine götürecek roketin kullanım kılavuzlarında belirtilen yüklemelere ve etkilere karşı uygun tasarımı yapılmalıdır.

3.1.3 Uydunun Türü ve Görevi

Uydunun türü ve görevi, tasarımda önemli parametrelerden bir tanesidir. Yapılacak uydunun türü ve görevine göre tasarım değişmektedir. Uydunun türü ve görevine göre faydalı yükler değiştiği gibi uydunun yörüngesi de değişmektedir. Haberleşme uydularında kullanılan faydalı yükler yer gözlem uydularında kullanılan faydalı yükler arasında farklılıklar vardır. Ayrıca, yörüngeleri de farklıdır ve bu da güç grubu ve güneş panellerinde farklılığa neden olmaktadır. Ayrıca, uydunun uzaydaki görevi de faydalı yüklerin değişmesine sebep olmaktadır.

3.1.4 Maliyet

Uyduda aranan diğer özelliklerinden bir tanesi maliyetinin düşük olmasıdır. Uydu yapımında maliyetlerden dolayı küçük yapılı uydular tercih edilmeye başlanmıştır. Uyduda kullanılan malzeme ve alt sistemlerin daha ucuza üretilmesi, üretim kolaylığı sağlayan malzemeler geliştirilmesi yapılan çalışmalardır. Uyduda maliyetlerin azaltılması için çalışmalar yürütülmektedir.

3.2 Uydu Alt Sistemler

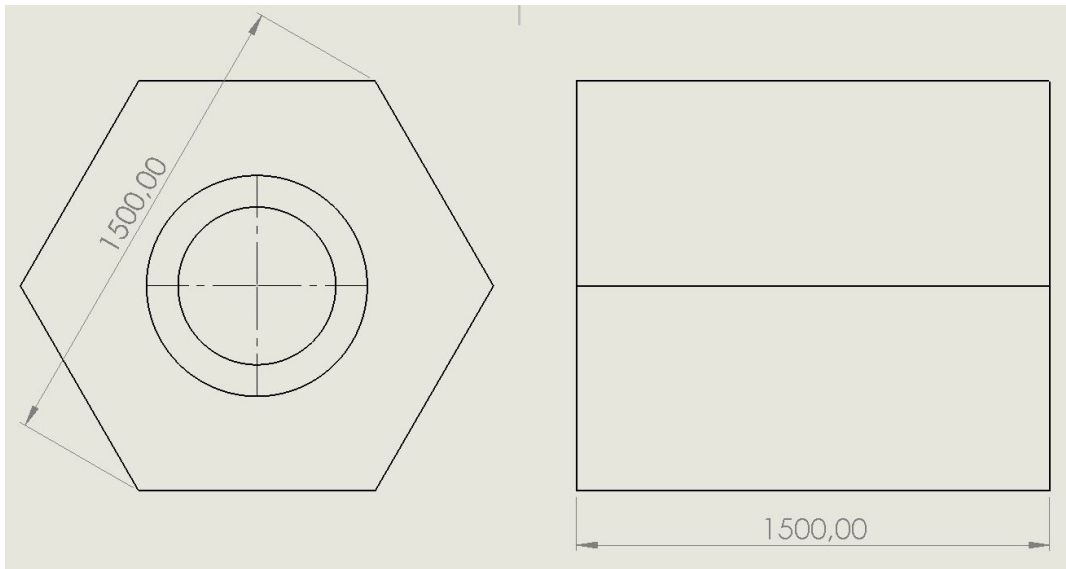
Uydular görevini yerine getirmesi için alt sistemlerden oluşmaktadır. Bunlar uydunun türüne, yörüngesine ve görevine göre değişiklik göstermektedir. Tez konusunda

belirlenen yer gözlem uydusu konusundan dolayı yer gözlem uydularının alt sistemleri açıklanmıştır.

3.2.1 Uydu Gövdesi

Gövde, uydu alt sistemlerin toplandığı kısımdır. Alt sistemi etkilerden koruyan ve alt sistemleri taşıyıcı görevi üstlenen kısımdır. Uzayda çeşitli etkilere maruz kalan kısımdır. Uydu gövdesi uydu yapısı, gövde paneli ve kaplama malzemesinden oluşmaktadır.

Uydu gövdesi tasarımı yapılırken uzay şartlarına uygun olmalıdır. Ayrıca, rokette oluşan yüklemeler karşısında dayanıklı olmalıdır. Modüler olması aranan diğer bir özelliğidir [16]. Uydu gövde şekli belirlenirken simetrik olması ve durum kontrolünün başarılı bir şekilde yapılması için uygun eylemsizlik momentlerini sağlayacak şekiller tercih edilir.

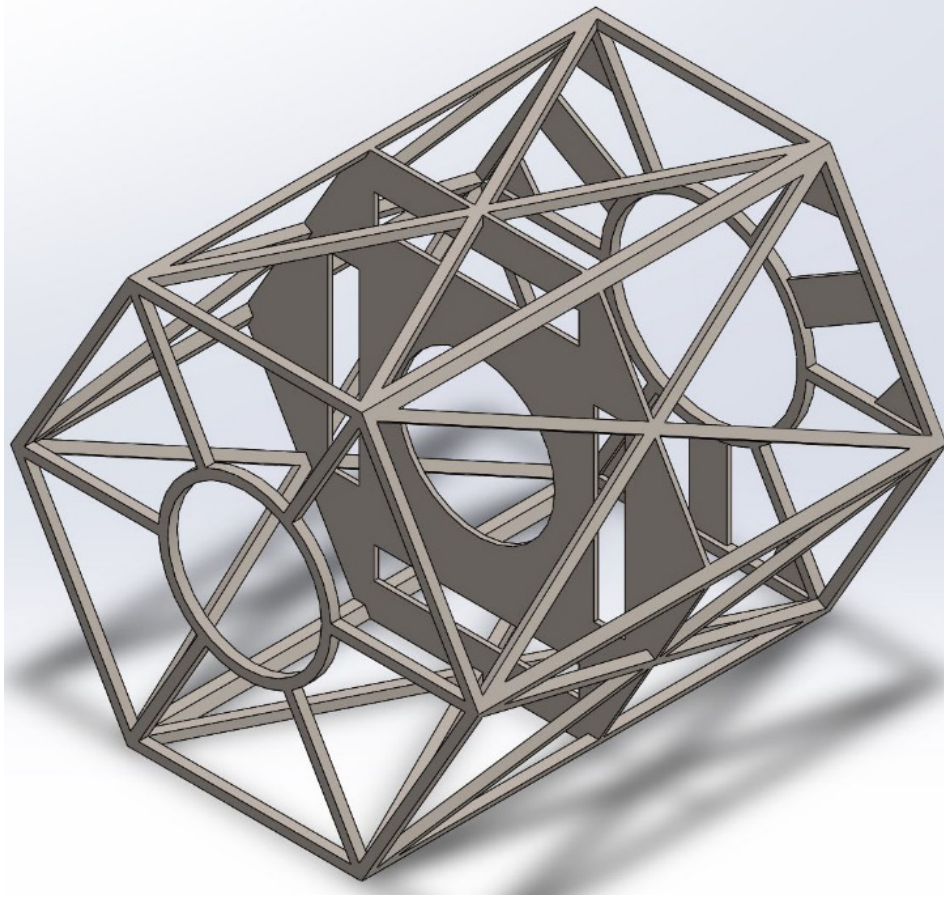


Şekil 3. 1 Uydu Gövdesi Teknik Resmi

Uydu gövdesi altıgen prizma şeklinde tasarlanmıştır. Boyutları Şekil 3. 1'deki teknik çizimde gösterilmiştir.

3.2.1.1 Uydu Yapı Tasarımı

Uydu yapısı tasarımı yapılırken gövde için tercih edilen şekil göz önüne alınmıştır. Rokette karşılaşılabilecek etkiler karşısında dayanıklı olması hedeflenmiştir. Katı modelleme programında taşıyıcı bir yapı tasarımı yapılmıştır. Şekil 3. 2'de, katı modelleme programında tasarımı yapılan uydu yapısı (iskeleti) gösterilmiştir.

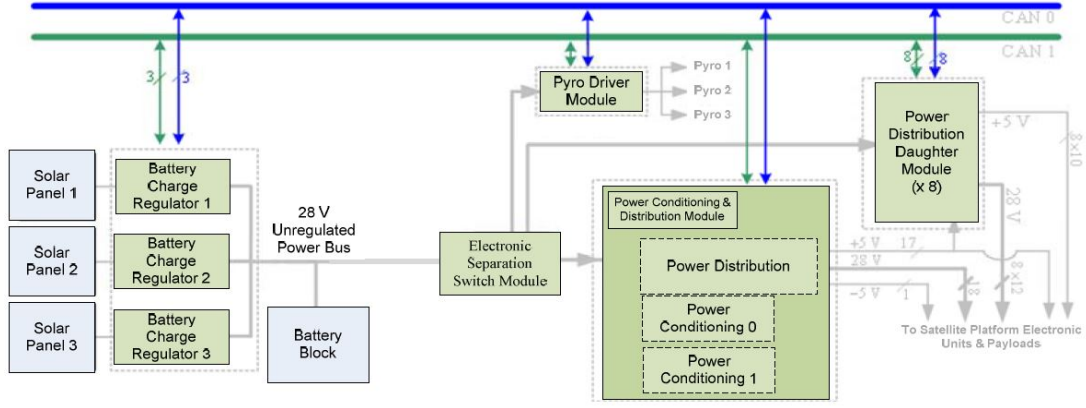


Şekil 3. 2 Uydu Yapısı

Yapı iki kısma ayrılmıştır. Simetrik bir yapı tercih edilmiştir. Literatürde yer alan diğer uyduların yapılarının ağırlıklarıyla karşılaştırılarak bir kütle tahmininde bulunulmuştur. Bu kütle tahmini sonucunda, uydu yapısı kütesinin uyduğu görülmüştür.

3.2.2 Güç Alt Sistemi

Güç alt sistemi, uydunun enerji ihtiyacının karşılandığı alt sistemdir. Güneş panelleri vasıtasıyla albedo ve solar enerjiyi dönüştürerek pilde depolar. Uydu karanlık kısma geçtiği andan itibaren pildeki enerjiyi kullanarak sistemlerin çalışmasını sağlamaktadır. Aydınlik bölgeye geçtiği andan itibaren güneş panellerinde bulunan güneş hücreleri tarafından ışık enerjisi elektrik enerjisine çevirir. Gözlem uydularında güneş panelleri güneşe göre açısını değiştirebilmektedir. Bu uydu modeli aydınlık bölgede depolanan enerji karanlık bölgede yeterli olduğu için güneş panelleri sabittir. Şekil 3. 3'te, Göktürk-2 uydusuna ait güç alt sistemi blok diyagramı verilmiştir.



Şekil 3. 3 Göktürk Uydusu Güç Alt Sistem Blok Diyagramı¹

Güç alt sistemi aşağıdaki bileşenlerden oluşmaktadır [63]:

- Güneş Paneli (SPs)
- Batarya Bloğu (BCRs)
- Pyro Sürücüsü Modülü (PDM)
- Batarya Şarj Regülatörü
- Elektronik Ayırma Anahtarı Modülü
- Güç Dağıtım Bağlantı Modülü
- Güç Koşullandırma ve Dağıtma Modülü

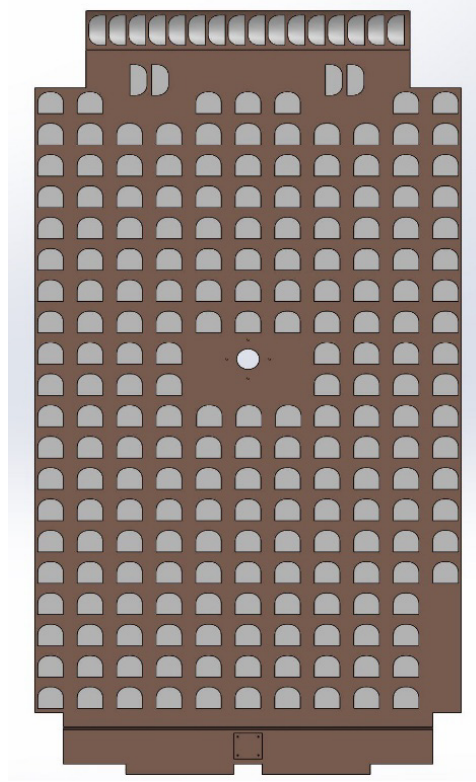
Yukarıdaki modüller uyduya güç sağlanması, depolanması, dağıtılmasını sağlamaktadır. Güneş paneli dışındaki modüller gövdenin içerisinde yer almaktadır ve sıcaklık gibi etkilere korunmaktadır. Özellikle, pil performansı için belli bir sıcaklık aralığında çalışmalıdır [30]. Bunun için uydu içerisinde yer alan radyatör ve fanla bu sıcaklık değerleri sağlanır.

3.2.2.1 Güneş Paneli

Uyduda 3 adet güneş paneli bulunmaktadır. Güneş panellerinin ölçüleri gövdeye göre ayarlanmıştır. Güneş panellerinin üzerinde güneş hücreleri bulunmaktadır. Bu hücreler

¹ Hasan Özkaya, Emrah Akkuş, F. Ercan Karagöz, Başak Gonca Özdemir, 2013

güneşten gelen solar enerjiyi ve dünyadan gelen albedo enerjisini elektrik enerjisine dönüştürür. Şekil 3. 4’ te, uydunun güneş paneli gösterilmiştir.



Şekil 3. 4 Güneş Paneli

Güneş paneli malzemesi olarak bal peteği (honeycomb) kullanılmıştır.

3.2.3 Uydu Yönelim Belirleme ve Kontrol Alt Sistemi

Uydu yönelim belirleme ve kontrol alt sistemleri bir uydu için en önemli alt sistemden birisidir. Uydunun başarısı bu alt sistemin doğru çalışmasına bağlıdır. Yer gözlem uydularında gözlemlenecek bölgelere uydunun yönelmesi ve bölgede durması çok önemlidir. Ayrıca, haberleşme uydularında, uydunun haberleşme yapacağı bölgeye bakması kaliteli bir iletişim için gereklidir [64]. Uydu yönelim ve kontrol alt sistemi aşağıdaki bileşenlerden oluşmaktadır [9]:

- Manyetometre
- Yıldız Algılayıcı
- Tepki Teker
- Manyetik Tork Çubuğu

- Jiroskop
- Güneş Sensörü

3.2.4 İletişim Alt Sistemi

Uyduyla yer istasyonları arasında iletişimi sağlayan alt sistemdir. Uydudan elde edilen verilerin yer istasyonuna iletilmesi veya yer istasyonundan uyduyla iletişime geçilmesi uydunun bulunduğu yörüngeye göre değişmektedir. Bu sinyaller, yer istasyonuna iletilmesine kadar zayıflayabilmektedir. Bu yüzden, uydu iletişiminde kullanılan antenlerin sinyalleri aktarmada problem yaşamaması için uygun seçilmesi gerekmektedir.

3.2.5 Komut ve Veri İşleme Alt Sistemi

Bu alt sistem, uzay aracından gönderilen veya alınan tüm verileri incelemektedir. Diğer alt sistemlerle bağlantıyı sağlayan ya da gelen komutları diğer alt sistemlere ileten kısımdır.

3.2.6 İtki Alt Sistemleri

İtki sistemleri, uydunun yörünge düzeltmelerini ve uydunun yönelimini düzelten alt sistemdir [35]. Bozucu etkiler karşısında diğer alt sistemden gelen sinyal doğrultusunda güç üreterek uydunun yörüngesinden sapmasını önlemektedir.

3.2.7 Faydalı Yükler

Uydunun görevine göre taşıdığı sistemlerdir. Yer Gözlem uydusu için faydalı yüklere Elektro-optik kamera, Sar ve Slar kamera örnek verilebilir [64].

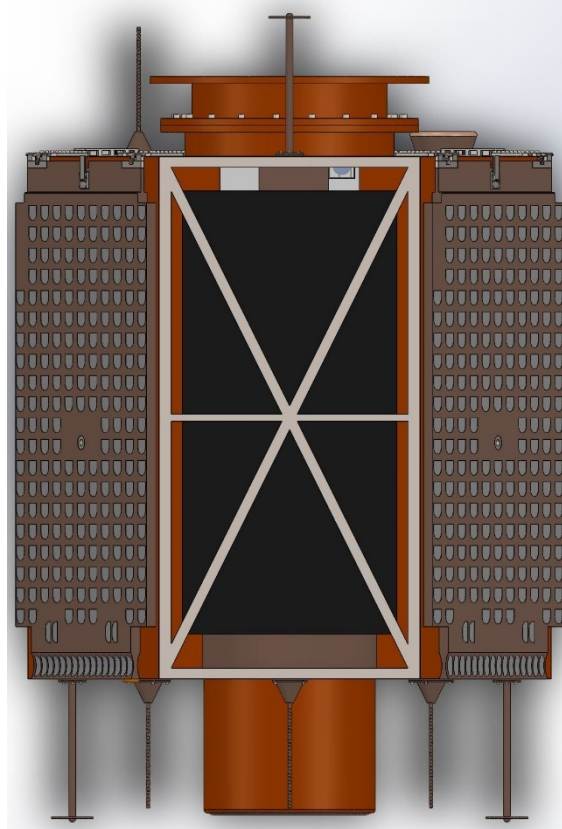
3.2.8 Termal Kontrol Alt Sistemi

Uyduda yer alan alt sistemler belirli sıcaklıklar arasında çalışmalıdır. Alt sistemin doğru bir şekilde çalışması ve alt sistemlerin ömrünün olumsuz etkilenmemesi için termal kontrol alt sistemi devreye girmektedir. Termal kontrol, aktif ve pasif olmak üzere 2 yöntemle sağlanmaktadır. Teknoloji geliştikçe yeni yöntemler geliştirilmektedir. Termal

kontrol aktif uygulamalarına radyatör ve fan örnek verilebilir. Termal kontrol pasif uygulamalarına ısı kalkanı ve kaplama malzemesi kullanılması örnek gösterilebilir.

3.2.8.1 Isı Kalkanı

Isı kalkanı, uydu içerisinde alt sistemlerin sıcaklık etkilerini azaltmak amacıyla tasarlanmıştır. Uydu modelinde kullanılan ısı kalkanı Şekil 3. 5'te gösterilmiştir.



Şekil 3. 5 Isı Kalkanı

Uydu, içerisinde 2 bölmeye ayrılmıştır. Her bölüm Al 6061 malzemesinden oluşan ve şekilde koyu olarak gösterilen panellerle kapatılmıştır. Böylelikle, sistemlere sıcaklık etkisi azaltılmaya çalışılmıştır. Radyatör ve fan boruları geçirilerek sistemin sıcaklık olarak kararlı olması sağlanır.

3.2.9 Uydu Sistemlerinin Yerleşimi

Uydu sistemlerinin belli bir plana göre yerleştirilmesi önemlidir. Alt sistemlerin yerleşimi uyduda hem kütle dengelenmesi hem de alt sistemlerde oluşacak sıcaklık aralığı için önemli bir parametredir. Uydu gövdesinin ağırlığı ve eylemsizlik momenti uydu için en önemli parametrelerin başında gelmektedir. Bu parametreler, uydunun kontrolü için

önemlidir. Uydunun eylemsizlik momenti alt sistemlerin uygun yerleştirilmesiyle ve dengeleyici kütleler eklenerek istenilen duruma getirebilir. Ayrıca, uydu alt sistemlerin yerleşimiyle hassas alt sistemlerde oluşacak sıcaklıklar azaltılabilir. Bazı alt sistemler görevleri gereği konumları değiştirilememektedir.

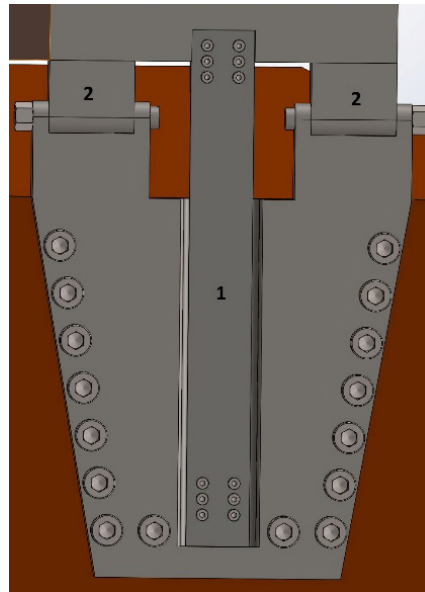
3.3 Güneş Paneli Açılma Mekanizması

Güneş paneli uzaya gönderilmeden önce kapalı konuma getirilir. Roketten ayrıldıktan sonra güneş panelleri sinyalle beraber teker teker sırasıyla açılmaktadır. Güneş panellerinin açılması sırasında karşılaşılabilecek bir problem karşısında uydu işlevsiz kalacaktır. Uydu uzaya gönderilmeden önce test ortamında güneş paneli açılma mekanizması test edilmektedir.

Uydu modeli için hazırlanan güneş paneli açılma mekanizması aşağıdaki elemanlardan oluşmaktadır:

- Damperli menteşe
- Bant yay [65]
- Kilit mekanizması

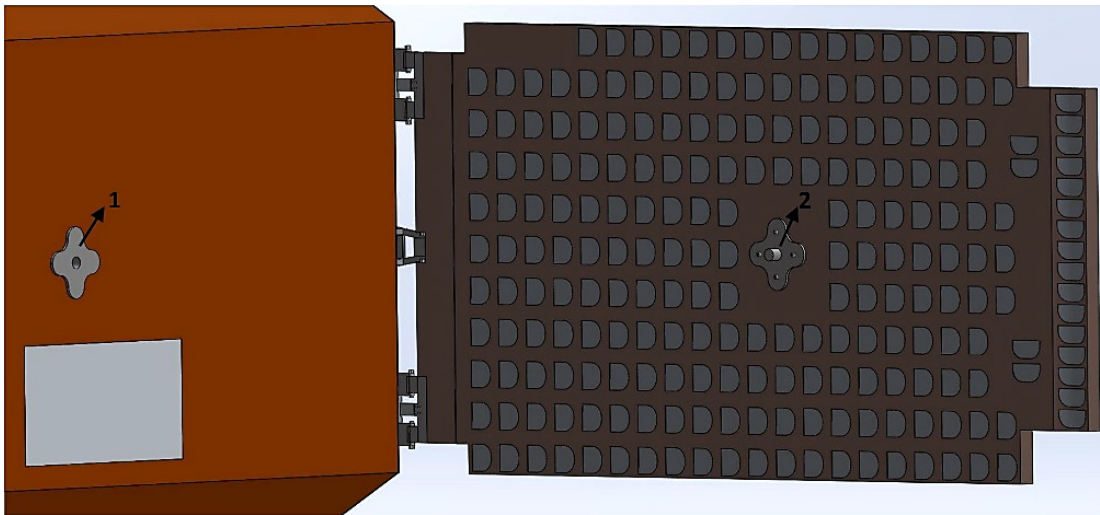
Şekil 3. 6'da uydu modeli için Solidworks katı modelleme programında hazırlanan güneş paneli açılma mekanizması gösterilmiştir. Şekil 3. 6'da yer alan numaralar, üstünde bulunduğu elemanın ne olduğunu göstermektedir.



Şekil 3. 6 Güneş Paneli Açılma Mekanizması Açık Konum

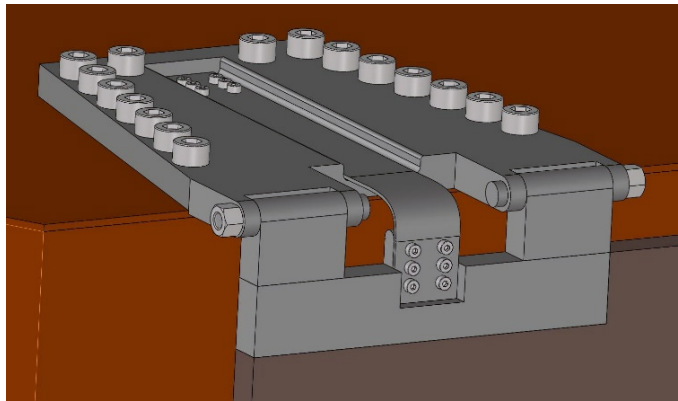
Şekil 3. 6'daki 1 numara bant yayını, 2 numaralı kısım da damperli menteşeyi göstermektedir. Damperli menteşe ve bant yay, uyduyu etkileyen şok etkilerin genliklerinin bastırılmasını ve panel açılmaya başladığından itibaren sabit bir hızla açılmasını sağlayarak birden açık konuma gelmesini engellemektedir. Menteşe açık konumunda sabit kalacak şekilde tasarımı yapılmıştır.

Kilit mekanizması iki kısımdan oluşmaktadır. İlk kısım, gövde üzerinde bulunmaktadır. Bu kısım, sinyalle beraber kilidi açarak mekanizmanın serbest kalmasını sağlamaktadır. İkinci kısım güneş panelinde yer almaktadır. Bu kısım, güneş panelinin gövdeye kilitlenmenin yapıldığı kısımdır. Uydu roketiye yerleştirilmeden önce paneller kapalı konuma getirilir. Güneş panelinin üzerinde yer alan kısımdan aparat yardımıyla güneş paneli sabit hale getirilir. Şekil 3. 7'de, uydu modelinde kullanılan kilit mekanizması 1 ve 2 numarayla gösterilmiştir.



Şekil 3. 7 Uydu Kilit Mekanizması

Şekil 3. 8'de, uydu güneş panellerinin kapalı konumdaki mekanizma hali gösterilmiştir.



Şekil 3. 8 Güneş Paneli Açılma Mekanizması Kapalı Konum

Şekil 3. 8 incelendiğinde, bant yayı esnediği görülmektedir. Kilit mekanizması gelen sinyalle serbest kaldığı andan itibaren bant yayı ve damperli menteşe paneli açık konumuna getirecektir.

3.4 Uydularda Kullanılan Malzemeler

Malzeme seçimi, uydular için en önemli parametrelerden bir tanesidir. Uydunun ağırlığı, maliyeti, dayanımı, uzay şartlarına uygunluğu malzeme seçimine bağlıdır. Ayrıca, kolay üretilmesi veya şekillendirilmesi tercih sebeplerinden bir tanesidir. Malzeme seçimi yapılırken uydunun şartları iyi belirlenmelidir. Yanlış seçilecek bir malzeme uyduda zamanla problemlere neden olacaktır. Uzayda kullanılacak malzemeler üzerine çeşitli çalışmalar günümüzde yapılmaktadır. Teknoloji geliştikçe yeni malzemeler geliştirilecektir. Thermica v4 programında kullanılan malzemelere ait değerler Çizelge 3. 1'de gösterilmiştir. Invar nikel demir alaşımıdır.

Çizelge 3. 1 Uyduda Kullanılan Malzemeler¹

Malzeme	Yoğunluk (kg/m ³)	Isıl İletkenlik (W/m*K)	Özgül Isı (J/K*kg)
Al 6061	2700	167	940
Berilyum	1850	216	1920
Çelik	7900	15	500
Ta6v	4430	6,70	545
Zerodur	2530	1,64	821
Invar	8100	10,9	514
Honeycomb	50	11,5	0

3.4.1 Alüminyum

Alüminyum alaşımları, uydu panellerinde en çok kullanılan metalik malzemelerdir. Alüminyum alaşımının birçok avantajı vardır. Bu avantajları, ağırlık oranlarına göre yüksek mukavemeti, kolay bulunabilirliği, maliyetinin düşük olması, kolay işlenebilir olması ve yüksek sünekliğe sahip olmasıdır. Alüminyum alaşımlarının dezavantajları ise sertliklerinin düşük olması ve termal genleşme katsayılarının yüksek olmasıdır. Bu

¹ Thermica Systema V 4.8.0

etkileri azaltmak amacıyla alüminyum alaşımı temperlenir [24]. Çizelge 3. 1’de, alüminyum malzeme Al 6061 özellikleri gösterilmiştir.

3.4.2 Kompozit

Kompozit malzemeler genellikle uydu alt sistemlerinde kullanılmaktadır. Kompozit malzemeler, ağırlıklarına göre rijitlikleri metal malzemelerden daha yüksektir ve bu durum kompozit malzemelerin metallere göre titreşimleri daha iyi sönümlemektedir. Kompozit malzemelerin en büyük dezavantajları oksitlenmeye karşı dayanıksız olmalarıdır [16]. Birçok kompozit türü mevcuttur. Kompozitler, ana faza göre metalik, polimer, seramik olarak adlandırılır. Uzay endüstrisinde en çok karbon fiber ile güçlendirilmiş polimer matriksli kompozit maddeler kullanılmaktadır [66]. Çizelge 3. 1’de, kompozit malzeme honeycomb özellikleri gösterilmiştir.

3.4.3 Çelik

Çelik, ağırlıklarının fazla olması ve manyetik olması gibi dezavantajlarından dolayı uzay endüstrisinde çok tercih edilmez. Çelik malzemeler, dayanımı yüksek bir malzemedir. Ayrıca, yüksek sıcaklıklarda dayanımlarını nispeten dayanımlarını korurlar [66]. Östenitik paslanmaz çelikler düşük sıcaklıklara dayanıklı olduğu için itki sistemlerinde tercih edilir [8]. Yapılan araştırma ve çalışmalar sonucunda, yüksek sıcaklıklara dayanıklı, korozyon direnci yüksek malzemeler geliştirilmektedir. Çizelge 3. 1’de, çeliğin özellikleri gösterilmiştir.

3.4.4 Berilyum

Berilyum en hafif metallerden bir tanesidir. Çizelge 3. 1 incelendiğinde, ısı iletkenliği ve özgül ısısı yüksektir. Berilyum, korozyona karşı dayanıklıdır. Hafif bir malzeme olması uzay araçları için bir avantajdır. Berilyum, yüksek toksik etkisi nedeniyle kullanımı sınırlıdır [12]. Berilyum, maliyeti yüksektir ve kırılmandır. Çizelge 3. 1’de, berilyumun özellikleri gösterilmiştir.

3.4.5 Titanyum

Titanyum alaşımları, düşük yoğunluklu ve dayanımı yüksek bir malzemedir [66]. Korozyona karşı dirençlidir [12]. Hafif bir malzeme olması titanyum alaşımlarının avantajlarından bir tanesidir. Düşük sıcaklıklarda çalışabilmesi titanyum alaşımlarının diğer avantajlarından bir tanesidir. Titanyum alaşımlarının işlenmesi zordur ve bu maliyeti artırmaktadır. Çizelge 3. 1’de, titanyum malzeme Ta6v özellikleri gösterilmiştir.

3.4.6 Seramikler

Seramik malzemelerin çoğunluğu yüksek sertliğe ve yüksek sıcaklık dayanımına sahip organik olmayan malzemelerdir. Seramik malzemeler, kolay kırılabilmesi dezavantajından bir tanesidir. Seramik malzemeler, ısı ve aşınmaya dayanıklıdır ve ısıyı iyi iletmezler [66]. Uzay endüstrisinde özelliklerinden dolayı kullanım alanları mevcuttur. Çizelge 3. 1’de, seramik malzeme zerodur malzemesinin özellikleri gösterilmiştir.

3.4.7 Magnezyum

Magnezyum, alüminyum alaşımlarından daha hafif bir malzemedir. Alaşım halinde kullanılır. Magnezyum alaşımları düşük yoğunlukta olması, iyi mekanik özelliklere sahip olmasında dolayı iyi bir alternatif malzemedir [67]. Magnezyumun kırılğan bir malzeme olması dezavantajlarıdır.

3.5 Uydu Yörünge Özellikleri ve Hesaplamaları

Yer gözlem uyduları, alçak irtifa yörüngesinde yer almaktadır. Kepler kanununa göre uydu dünyaya yaklaştıkça hızı artmaktadır. Eşitlik 3.1 incelendiğinde, uydunun hızı dünya eylemsizlik sabitine ve uydunun dünyanın merkezinden olan uzaklığına bağlı olduğu görülmektedir. Uydu hızı dünyadan uzaklaştıkça artmaktadır. Ayrıca, uydunun yer istasyonu ile bağlantı kurma süresi artmaktadır.

Çizelge 3. 2 Uydu Yörünge Özellikleri

Yörünge	Güneş Eş Zamanlı Alçak İrtifa Yörüngesi
Yörünge Yüksekliği	700 km
Yörünge Eğimi	98,2 °
Yükselme Yerel Zamanı	10:30:00
Dünya Çevresindeki Bir Tur Süresi	98 dk 77 sn
Uydu Ağırlığı	450 kg
Bir Günlük Tur Miktarı	14,57 tur

3.5.1 Uydu Yörüngesi ve Uydu Hızı

Uydu, alçak irtifa yörüngesinde dünyadan 700 km uzaklıkta bulunmaktadır. Yörünge eğimi 98.2 derecedir. Uydu hızı ve periyodu aşağıdaki eşitliklerle hesaplanır [2]:

$$\mu = 3,986 \times 10^5 \quad (3.1)$$

$$r_D = 6378 \text{ km} \quad (3.2)$$

$$r_u = 6378 + 700 = 7078 \text{ km} \quad (3.3)$$

$$V_c^2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_u}} \quad (3.4)$$

$$V_c^2 = \sqrt{\frac{3.986 \times 10^5}{7078}} = 7,504 \text{ km/h} \quad (3.5)$$

$$V_c = 2,08 \text{ m/s} \quad (3.6)$$

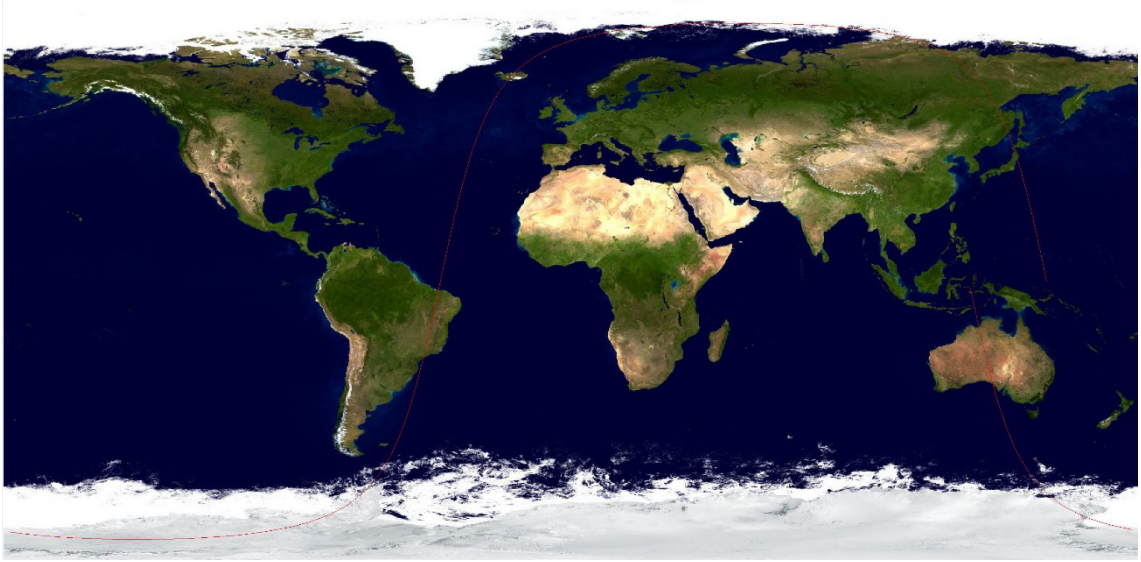
$$P = 2\pi\sqrt{r^3/\mu} \quad (3.7)$$

$$P = 2\pi\sqrt{7078^3/3.986 \times 10^5} \quad (3.8)$$

$$P = 5926,21 \text{ s} = 98,77 \text{ dk} \quad (3.9)$$

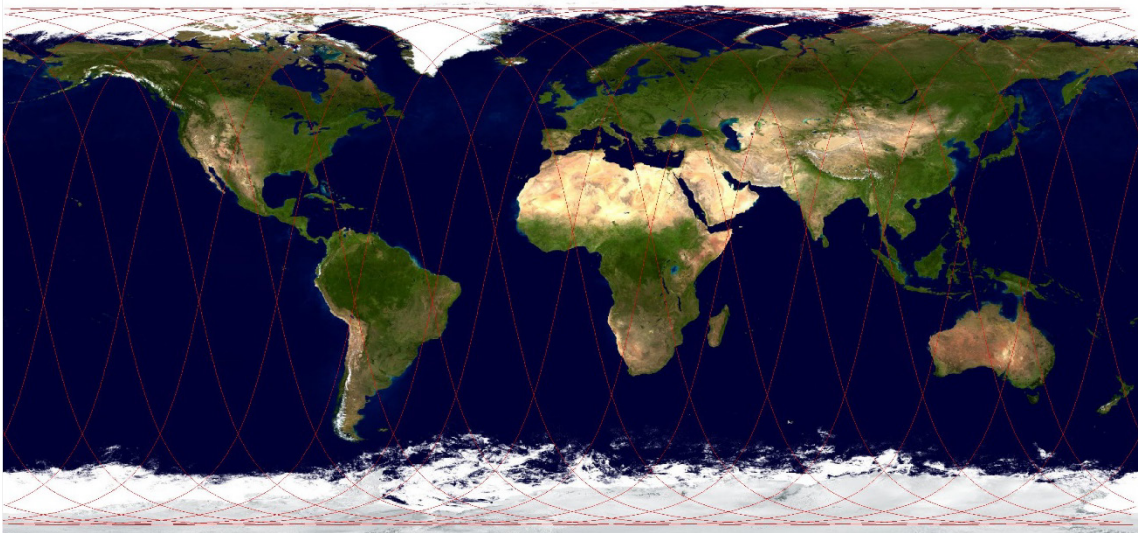
$$\text{Tur Sayısı} = 1440/98,77 = 14,57 \text{ tur} \quad (3.10)$$

Uydunun yörüngedeki hızı ve periyodu yukarıdaki eşitlikte hesaplanmıştır. Uydu, bu hızda dünya etrafında bir turunu 98,77 dk' da tamamlamaktadır. Şekil 3. 9'da, uydunun dünya etrafında bir tur attığında geçtiği yerler gösterilmiştir.



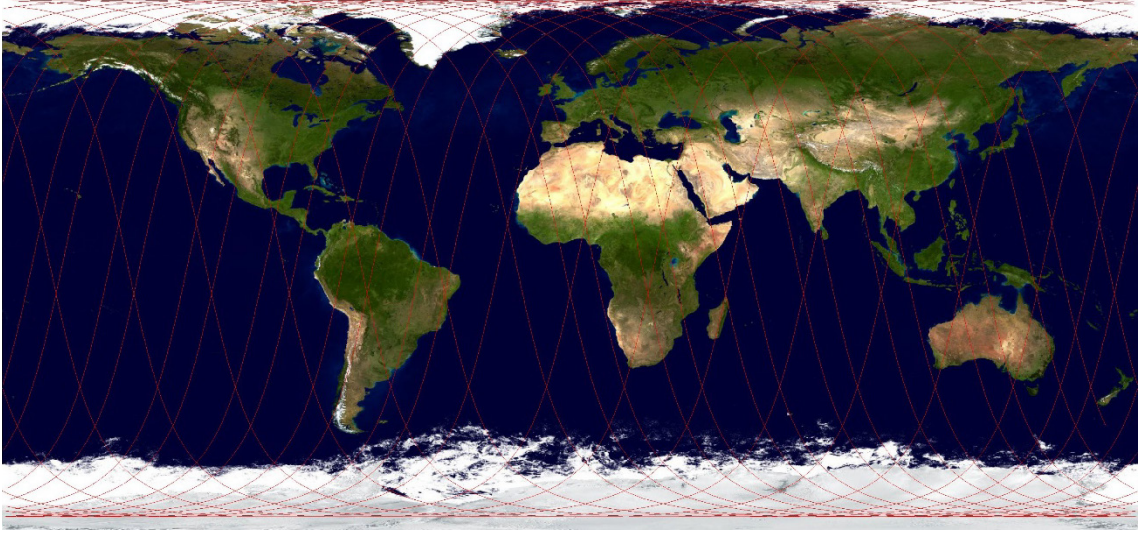
Şekil 3. 9 Uydunun Dünya Etrafında Bir Turu

Aynı hızlarda bir günde dünya etrafında yaklaşık olarak 15 tur atmaktadır. Şekil 3. 10'da, uydunun bir günde dünya üzerinde geçtiği yerler gösterilmiştir.



Şekil 3. 10 Uydunun Dünya Etrafında Bir Günlük Turu

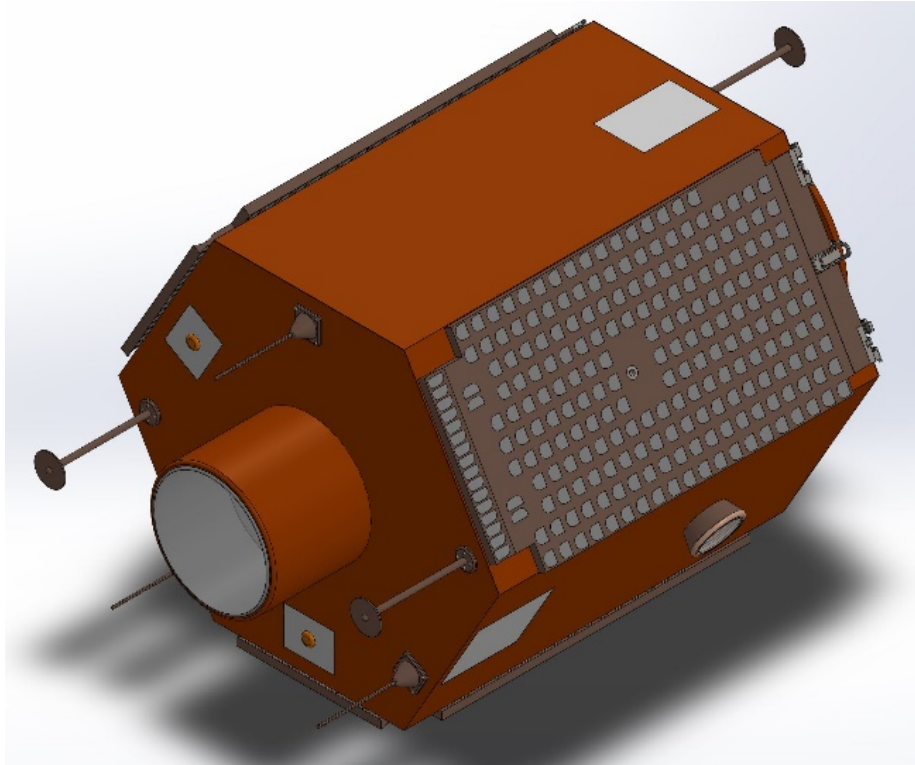
Her uydunun zamansal çözünürlük değeri vardır. Bu değer, uydunun aynı noktadan tekrardan geçtiği zamana kadar geçen süredir. Uydu için bu değer yaklaşık olarak 2.5 gündür. Şekil 3. 11'de, uydunun başladığı noktadan tekrar geçmesine kadar dünya üzerindeki geçtiği yerler gösterilmiştir.



Şekil 3. 11 Uydunun Aynı Noktadan Tekrar Geçene Kadar Dünya Etrafında Turu

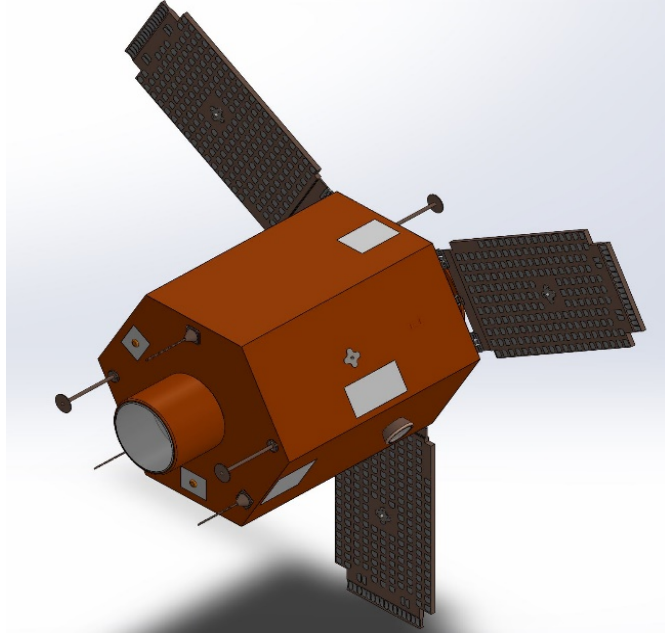
3.5.2 Uydunun Uzayda Devreye Girmesi ve Uydu Görselleri

Yer gözlem uydusu modeli roketten ayrıldıktan sonra Şekil 3. 12’de gösterildiği gibi güneş panelleri kapalı konumdadır.



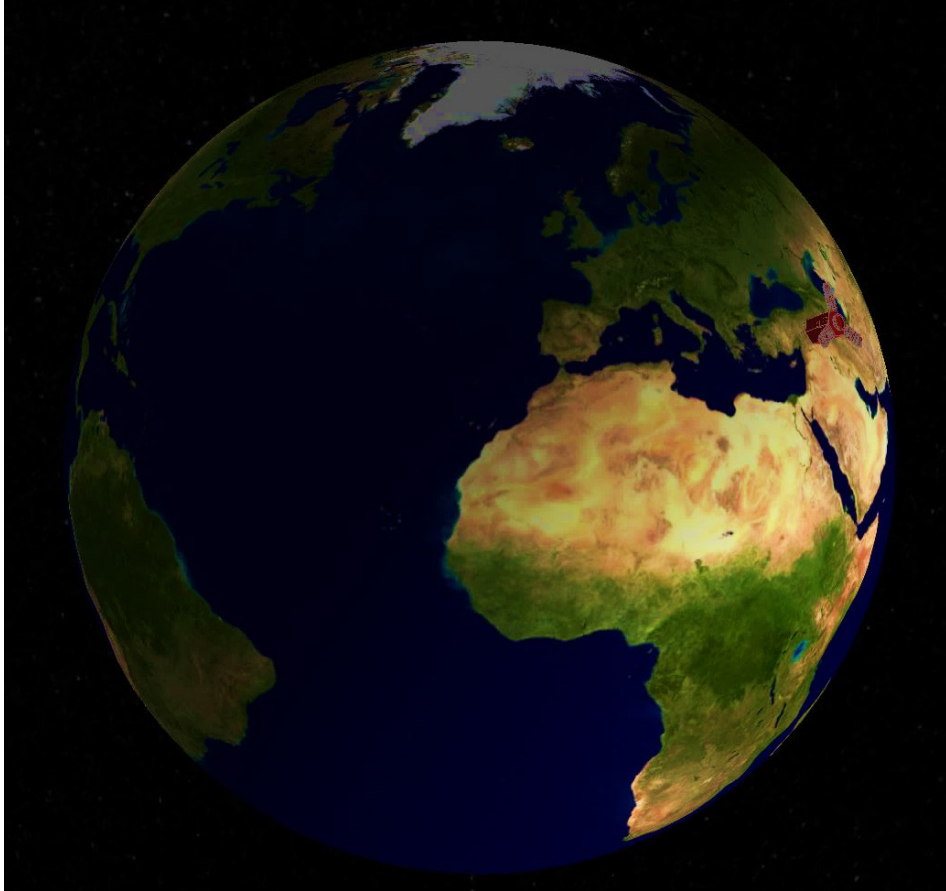
Şekil 3. 12 Uydu Roketten Ayrıldığındaki Hali

Uydu, roketten ayrıldığında ilk enerjiyi pillerden sağlamaktadır. Güneş panellerinin açılma mekanizması Bölüm 3. 5 ‘te açıklanmıştır. Güneş panelleri açıldıktan Şekil 3. 13’te gösterildiği gibi güneş panelleri açık konumuna gelir.



Şekil 3. 13 Uydu Güneş Panellerinin Açık Hali

Güneş panelleri açıldıktan sonra güneşten ve dünyadan gelen ışınlarla enerjiyi dönüştürerek depolar. Uyduya ait aşağıdaki görsel Thermica v4.8.2 programından alınmıştır.



Şekil 3. 14 Uydu Görsel

GÖZLEM UYDUSU YAPISAL ANALİZİ

Yer gözlem uydusu ve diğer uydular, roket aracılığıyla uzaya gönderilmektedir. Uydu, roket içerisinde çeşitli nedenlerden dolayı zorlanmalara maruz kalmaktadır. Bu zorlanmalar, uyduda hasarlara neden olabilmektedir. Roket üreticileri, uyduda hasarların oluşmaması için kullanım kılavuzlarında bu yüklemeleri açıklamışlardır. Ayrıca, bu kullanım kılavuzlarında uydunun sağlaması gereken şartlar açıklanmıştır.

Ansys [68] programında, kullanım kılavuzunda belirtilen zorlayıcılar uydu modeline etki ettirilerek analiz gerçekleştirilmiştir. Bu analiz sonucunda, uydunun şartları sağlayıp sağlamadığı, zorlayıcı etkiler karşısında uyduda meydana gelen değişimler, uyduda meydana gelen gerilmeler ve güvenlik katsayısı incelenecektir.

4.1 Uyduyu Etkileyen Yükler

Uyduya etkileyen yüklemeler, çeşitli nedenlerden kaynaklanmaktadır. Bu nedenler üretim, montaj, nakliye ve roketten kaynaklanan nedenlerden dolayı oluşmaktadır. Uyduyu en çok zorlayan yükler ise roket kaynaklıdır. Roketin kalkışından uydunun roketten ayrılmasına kadar uydu birçok yüklemeye maruz kalmaktadır. Roket kaynaklı yüklemeler kalkış, aerodinamik etkiler, roket kademelerinin ayrılması, motorun ateşlenmesi ve uydunun roketten ayrılması gibi nedenlerden oluşmaktadır. Bu yüklemeler, roketlerin kullanım kılavuzunda ve ECSS tarafından hazırlanan ECSS-E-HB-32 standartlarında [47] açıklanmıştır.

Uydu etkileyen yüklemeler, gövde panelleri ve yapıda zorlanmalara neden olmaktadır. Bu zorlanmalar, alt sistemlerde de hasarlara neden olabilmektedir. Yüklemeler, uyduyu farklı şekillerde zorlanmalara maruz bırakır.

Uyduyu etkileyen yüklemeler [49]:

- Yarı statik yükler
- Düşük frekanslı titreşimler
- Geniş bant titreşimleri
 - ❖ Rastgele titreşimler
 - ❖ Akustik yüklemeler
- Şoklar

4.1.1 Yarı Statik Yükler

Yarı statik yükler, kararlı durum ivmelenmesidir ve uyduya g yer çekimi ivmelenmesiyle etki ettirilir. Yer çekimi g $9,81 \text{ m/s}^2$ olarak kabul edilmiştir. Yarı statik yükler, roketlerin kullanım kılavuzları incelendiğinde görüldüğü gibi statik ve dinamik yüklerin kombinlenmesiyle bulunmaktadır. Roketlerin kullanım kılavuzlarında yarı statik yüklerin miktarı ve hangi aşamalarda ne kadar etkilediği gösterilmektedir. Yarı statik yükler, uyduyu $+z$ yönünde ve yanal olarak $+y$ yönünde etki ettirildiği kabul edilmiştir. En büyük etki $+z$ yönünde olmaktadır.

4.2 Uydu Modelinin Analizi

Uydu modelinin tasarımı, Solidworks katı modelleme programında yapıldı. Tasarımı yapılan bu model Ansys programına aktarıldı. Uydu yapısında meydana gelen zorlanmalar ve yer değiştirmeler sadece uydu yapısında (iskelette) ve dış gövde panellerinde incelenecektir.

4.2.1 Malzeme Belirlenmesi

Bölüm 3. 6'da, uydularda kullanılan malzemeler açıklanmıştı. Uydu yapısında ve dış gövde panellerinde kullanılacak malzeme dayanım, hafiflik, uzay şartlarını dayanıklı ve

maliyeti düşük olması nedeniyle Al 6061 malzemesi seçildi. Al 6061 malzemesine ait özellikler [69] Ansys programında malzeme kataloğuna eklendi. Şekil 4. 1’de, Al 6061 malzemesinin malzeme kataloğuna eklenmesi ve Al 6061 ait değerler görülmektedir.

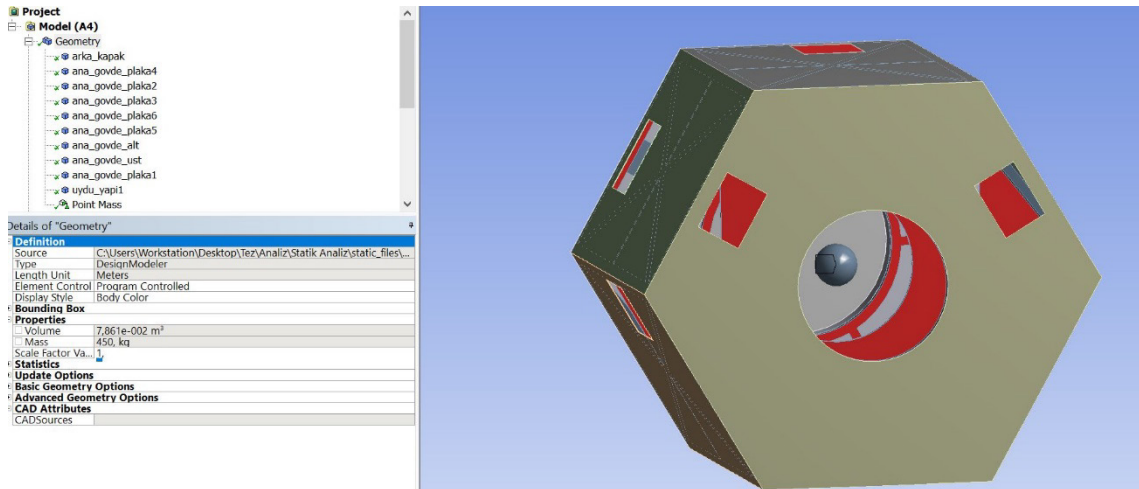
Outline of Schematic A2: Engineering Data			
A	B	C	D
Contents of Engineering Data	Source	Description	
1			
2	Material		
3	Al 6061		
4	Structural Steel		
		General_M Fatigue Data at zero mean stress comes from 1998 ASME BPV Code, Section 8, Div 2, Table 5-110.1	
		Click here to add a new material	

Properties of Outline Row 4: Al 6061			
A	B	C	D
Property	Value	Unit	
1			
2	Material Field Variables	Table	
3	Density	2700	kg m ⁻³
4	Isotropic Elasticity		
5	Derive from	Young's Modulus and Poisson's Ratio	
6	Young's Modulus	68900	MPa
7	Poisson's Ratio	0.33	
8	Bulk Modulus	6.7549E+10	Pa
9	Shear Modulus	2.5902E+10	Pa
10	Tensile Yield Strength	276	MPa
11	Compressive Yield Strength	276	MPa
12	Tensile Ultimate Strength	310	MPa

Şekil 4. 1 Malzemenin Kataloğa Eklenmesi

4.2.2 Uydu Kütlesinin Belirlenmesi ve Kütle Merkezi

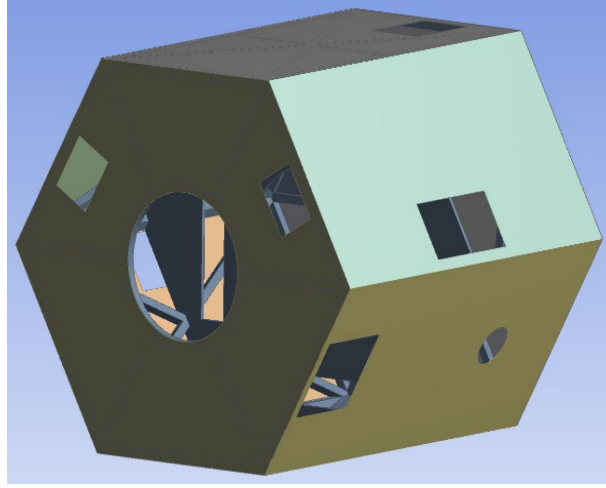
Yapısal analiz, yarı statik yükler etkisi altında uyduda yapısında ve dış gövde panellerinde meydana gelen etkiler incelenecektir. Yapısal analizler yapılırken uydu yapısı ve gövde paneli analizlere tabi tutulacaktır ama uydunun yapı ve paneller dışında kalan kütlesi modele dahil edilecektir. Uydunun kütlesi, literatür çalışması sonucu elde edilen veriler ve uzayda aktif olarak görev yapan uydunun kütleleri göz önüne alınarak bir tahminde bulunulmuştur. Uydu kütle tahmini yapıldıktan sonra kütle merkezi olarak, daha önceki bölümlerde belirtildiği gibi, bir nokta belirlenmiştir. Şekil 4. 2’de, kütle merkezi ve uydunun toplam ağırlığı görülmektedir. Şekil 4.2 de görülen nokta, uydunun uzunlamasına orta noktasındadır. Hangi yüzden bakılırsa bakılsın nokta tam ortadadır.



Şekil 4. 2 Uydu Toplam Kütlesi ve Kütle Merkezi

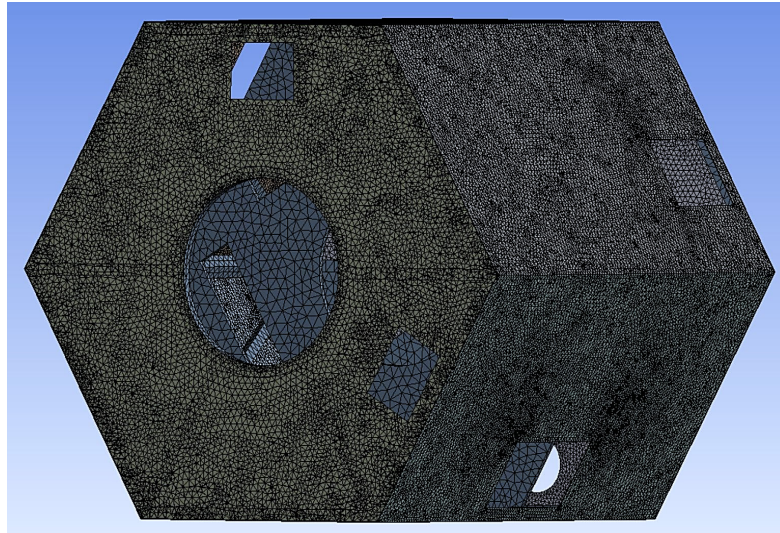
4.2.3 Uydu Modelinde Düzeltmeler ve Mesh Atılması

Uydu modeli Ansys programına aktarıldıktan sonra yüzeyde, kenarlarda bozulmalar meydana gelmektedir. Bu hatalar, kaliteli bir mesh atılmasında sorun teşkil etmektedir. Bu yüzden, Ansys programında hata görülen yüzeylerde düzeltmeler yapılmıştır. Ayrıca, Ansys ait hata düzeltme komutlarından modelde düzeltmeler yapılmıştır. Şekil 4. 3'te, uydu modelinin düzeltilmiş hali görülmektedir.



Şekil 4. 3 Uydu Modelinin Düzeltilmiş Hali

Uydu modeli düzeltildikten sonra genel ayarlar yapılarak mesh atılmıştır. Şekil 4. 4'te, uydu modelinin mesh atılmış hali görülmektedir.



Şekil 4. 4 Uydu Modeli Mesh Hali

Uyduya modeline atılan mesh, analiz yapılan bilgisayarın şartları göz önüne alınarak atılmıştır. Daha kaliteli bir mesh atmak mümkündür lakin bilgisayar şartları buna elverişli değildir.

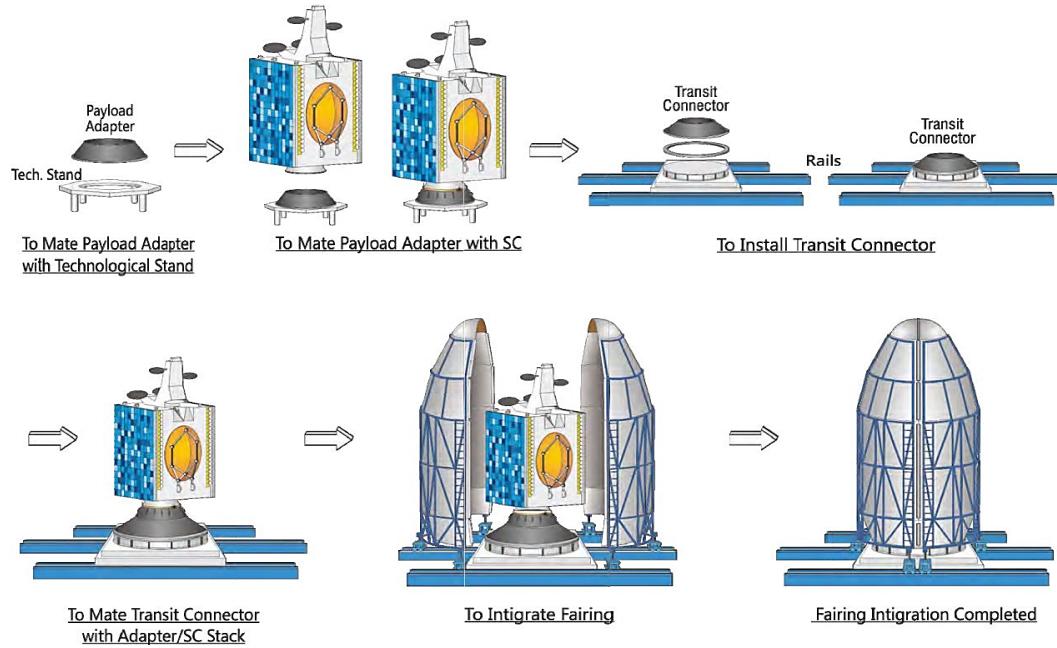
4.2.4 Yükleme ve Kısıtlamaların Belirlenmesi

Uyduyu etkileyen yüklemeler Long Marc 3A [42], Ariane5 [43], Vega [44] ve Soyuz [45] roketlerinin kullanım kılavuzlarında uydunun maruz kalacağı yüklemelerin sayısal değerleri verilmiştir.

Çizelge 4. 1 Long March 3B Yükleme Limitleri [42]

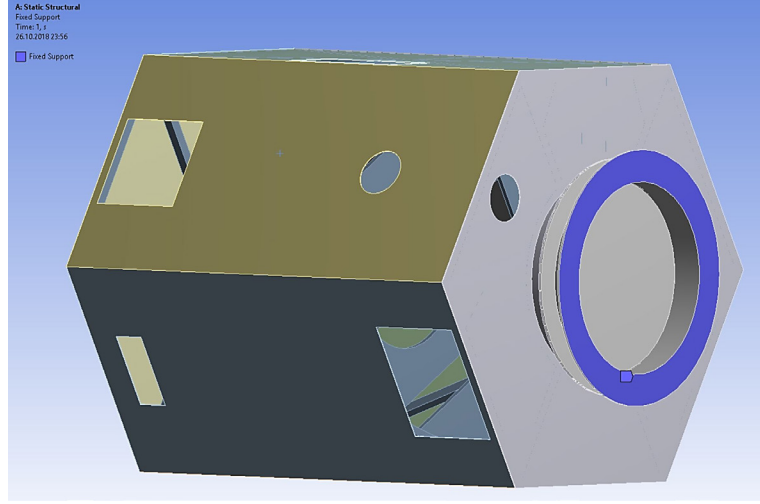
Flight Condition		Transonic Phase & MDP	Stage-1 Engines Shutdown	1 st /2 nd Stage Separation
Longitudinal Load Factor (g)	Static	+ 2.2	+ 5.3	+ 1.0
	Dynamic	+ 0.8 - 0.8	+ 0.8 - 3.6	+ 2.7 - 3.6
	Combined	+ 3.0	+ 6.1	+ 3.7 - 2.6
Lateral Load Factor (g)	/	1.5*	1.0	1.0

Çizelge 4. 1 gibi diğer roketlerin yük değerlerine bakılarak en yüksek yük miktarına sahip Long Marc 3B roketinin değerleri kullanılmıştır. Kullanım kılavuzunda güvenlik faktörü 1.25'ten büyük olması [42] şartı istenmektedir.



Şekil 4. 5 Uydunun Roket Kapsülüne Yerleştirilmesi [42]

Şekil 4. 5 'te, uydunun roket kapsülüne yerleştirilme aşamaları gösterilmektedir. Uydu, özel ortamlarda montaj adaptörüne bağlanarak kapsülün içersine yerleştirilir. Kapsül montajı tamamlandıktan sonra kapsül roketle bağlanır. Bu bağlantıdan yol çıkılarak uydu modeli Şekil 4. 6'da gösterildiği yüzeyde sabitlendi.

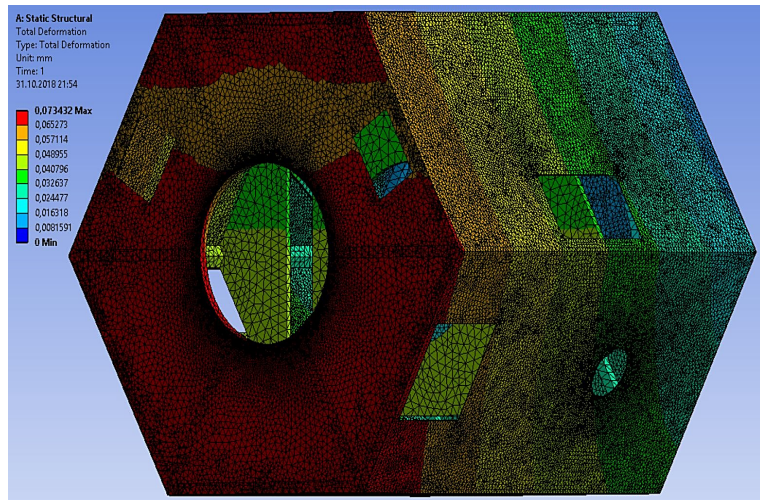


Şekil 4. 6 Uydu Modelinin Sabitlenmesi

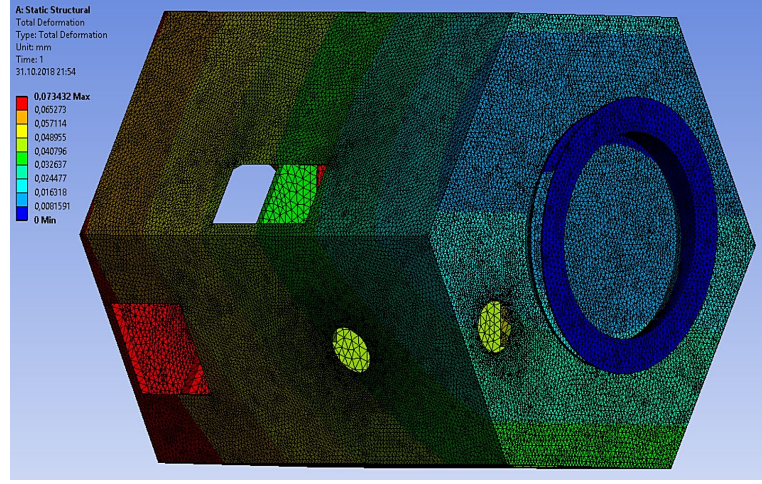
4.2.5 Analiz Sonuçları

Uydu modeli, mesh atılmadan önce yüzey ve kenar düzeltmeleri yapıldı. Uydu analiz modelini oluşturan bileşenlerin malzemesi atandı ve kütle eklenerek tahmin edilen toplam kütle oluşturuldu. Şekil 4. 4'te gösterildiği gibi mesh atıldı. Şekil 4. 6'da gösterildiği gibi sabitlendi. Uydunun maruz kaldığı yükleme, 6.1g uzunlamasına, 1g yataylamasına Çizelge 4. 2'den yararlanılarak belirlendi. Sonuç olarak, yer değiştirme sonucu, gerilme ve güvenlik faktörü sonucu Ansys programı kullanılarak analizi yapıldı. Oluşan deformasyon, gerilmeler ve güvenlik katsayısı sonucunda, uydunun güvenilir olup olmadığı incelenecektir.

Uydu gövdesinde meydana gelen yer değiştirmeler Şekil 4. 7'de ve uydu arka yüzde meydana gelen yer değiştirme Şekil 4. 8'de gösterilmiştir.

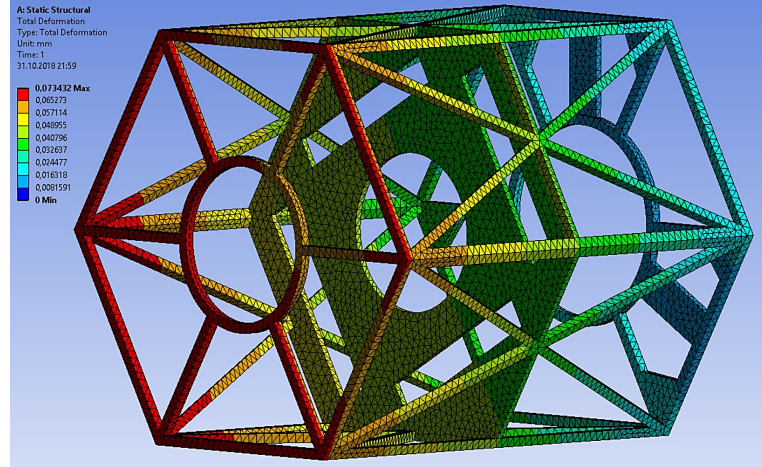


Şekil 4. 7 Yer Değiştirme Tüm Gövde

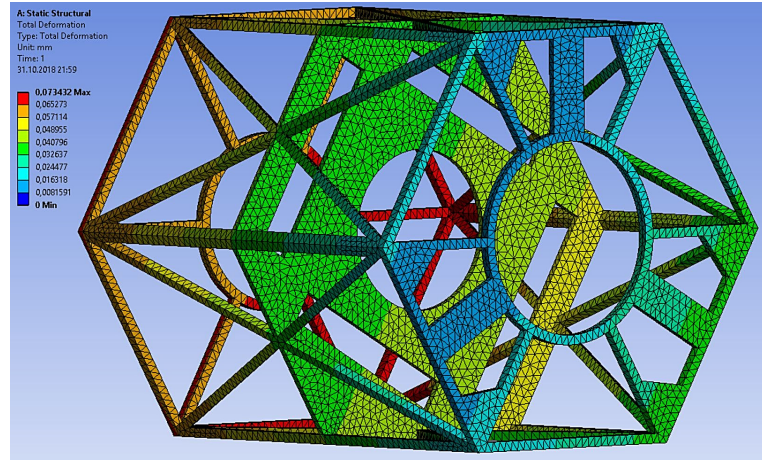


Şekil 4. 8 Yer Değiştirme Tüm Gövde

Uydu yapısında meydana gelen yer değiştirmeler Şekil 4. 9'da ve arka yüzde meydana gelen yer değiştirme Şekil 4. 10'da gösterilmiştir.

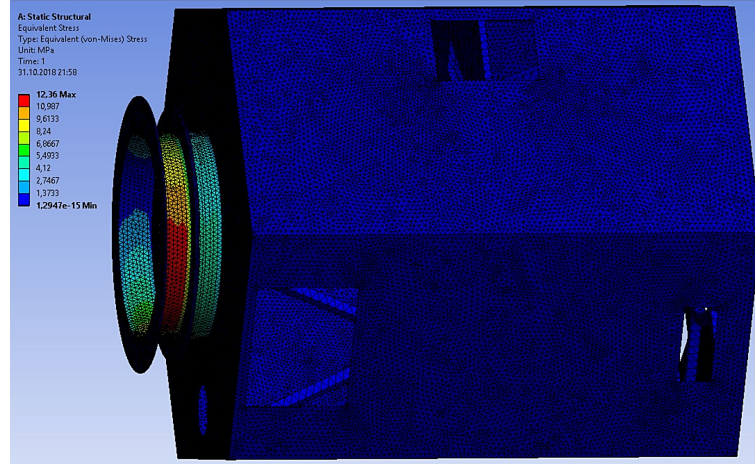


Şekil 4. 9 Uydu Yapısı Yer Değiştirme

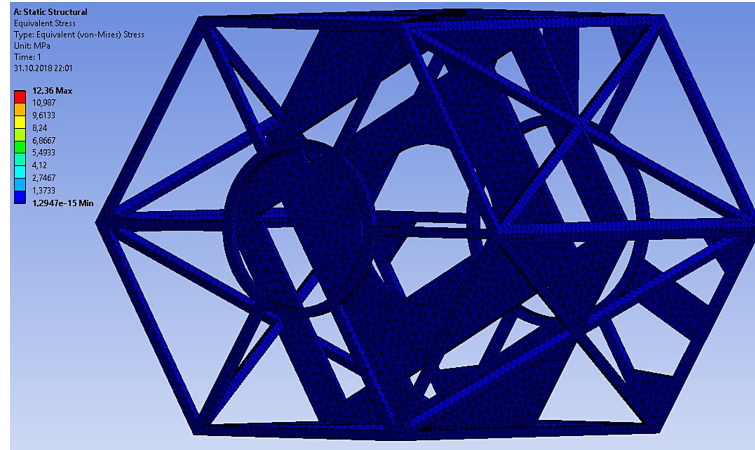


Şekil 4. 10 Uydu Yapısı Yer Değiştirme Arka Yüz

Uydu gövdesinde meydana gelen gerilme Şekil 4. 11’de ve uydu yapısında meydana gelen gerilme Şekil 4. 12’de gösterilmiştir.

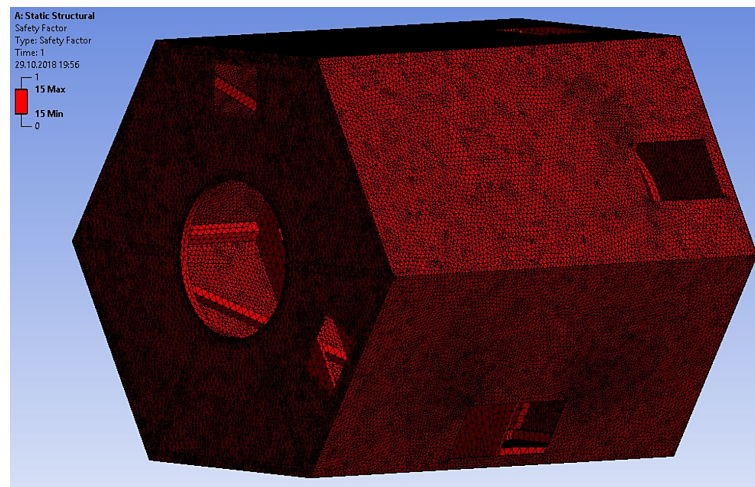


Şekil 4. 11 Uydu Gövdesi Gerilme



Şekil 4. 12 Uydu Yapısı Gerilme

Analiz sonucunda, uydunun güvenlik faktörü Şekil 4. 13’te gösterilmiştir.



Şekil 4. 13 Uydu Modeli Güvenlik Faktörü

4.3 Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi

Analiz sonuçları incelendiğinde, uydu panellerde ve yapıda ön yüzeyde yer değiştirmelerin daha büyük olduğunu göstermektedir. Uyduda meydana gelen gerilme, uydu modelinin sabitlendiği bölgede gerçekleştiği görülmektedir. Uydu gövdesi ve yapıda meydana gelen en büyük yer değiştirme 0,073 mm'dir. Uydu modelinde uydu gövdesini ve montaj adaptörünü bağlayan kısmın en büyük gerilmeye maruz kaldığı görülmektedir. Uydu modelinde oluşan en büyük gerilmenin miktarı 12,36 MPa'dır. Roket üreticileri tarafından verilen yüklemeler uyduya etki ettirildiğinde güvenlik faktörünün 1,25'ten büyük olması şartı aranmaktadır. Uydu modelinin güvenlik faktörünün bu değer üzerinde olduğu görülmektedir.

Hazırlanan uydu modeli, roket üreticileri tarafından istenen şartı sağlamaktadır. Yapısal analiz sonucunda, uydu modelinin güvenli olduğu görülmektedir.

GÖZLEM UYDUSU DOĞAL FREKANSLARI, TİTREŞİM VE AKUSTİK ANALİZİ

Roket içerisinde uydunun karşılaşacağı problemlerden bir tanesi uydunun rezonansa girmesidir. Uydunun doğal frekansı ile roketin zorlayıcı frekansı oranı rezonans bölgesinde yer alması sonucunda, uydu rezonansa girer. Bunun önlenmesi amacıyla roket üreticileri tarafından belirtilen katılık (rijitlik) gereksiniminin sağlanması gerekmektedir. Ansys programı kullanılarak uydu modelinin doğal frekansları bulunacaktır. Doğal frekansları bulunan uydu modelinin roket üreticileri tarafından istenen katılık şartlarını sağlayıp sağlamadığı incelenecektir.

Uydu, roket içerisinde rastgele titreşimlere maruz kalmaktadır. Bu rastgele titreşimler, Ansys kullanılarak uydu modeli üzerindeki etkileri incelenecektir.

Uydu, roket içerisinde harmonik titreşimlere maruz kalmaktadır. Bu harmonik titreşimler, Ansys kullanılarak uydu modeli üzerindeki etkileri incelenecektir.

Uydu, kapsül içerisinde akustik basınca maruz kalmaktadır. Bu akustik yüklemeler, Ansys kullanılarak uydu modeli üzerindeki etkileri incelenecektir.

5.1 Roket Katılık Gereksiniminin Belirlenmesi

Uydu, roket içerisinde çeşitli etkilere maruz kalmaktadır. Uydunun rokette karşılaşacağı problemlerden bir tanesi uydunun rezonansa girmesidir. Uydu doğal frekansı ile roketin zorlayıcı frekansı oranı rezonans bölgesinde yer alması durumunda uydu rezonansa girmektedir. Bu durumda, uyduda çeşitli hasarlar meydana gelir. Uydu, uzaya gönderilmeden önce rezonansa girmesi sebebiyle işlevini kaybeder. Bu durumun engellenmesi amacıyla roketin üreticileri tarafından roketlerin kullanım kılavuzunda

katılık gereksinimi açıklanmıştır. Roketlere ait katılık (rijitlik) gereksinimi miktarları aşağıda gösterilmiştir.

Long March 3A roketi [42]:

- Birinci Yatay Frekans > 10 Hz
- Birinci Uzunlamasına Frekans > 30 Hz

Ariane 5 Roketi [43]:

- Birinci Yatay Frekans > 10 Hz
- Birinci Uzunlamasına Frekans > 31 Hz

Vega Roketi [44]:

- Birinci Yatay Frekans > 15 Hz
- Birinci Uzunlamasına Frekans > 60 Hz

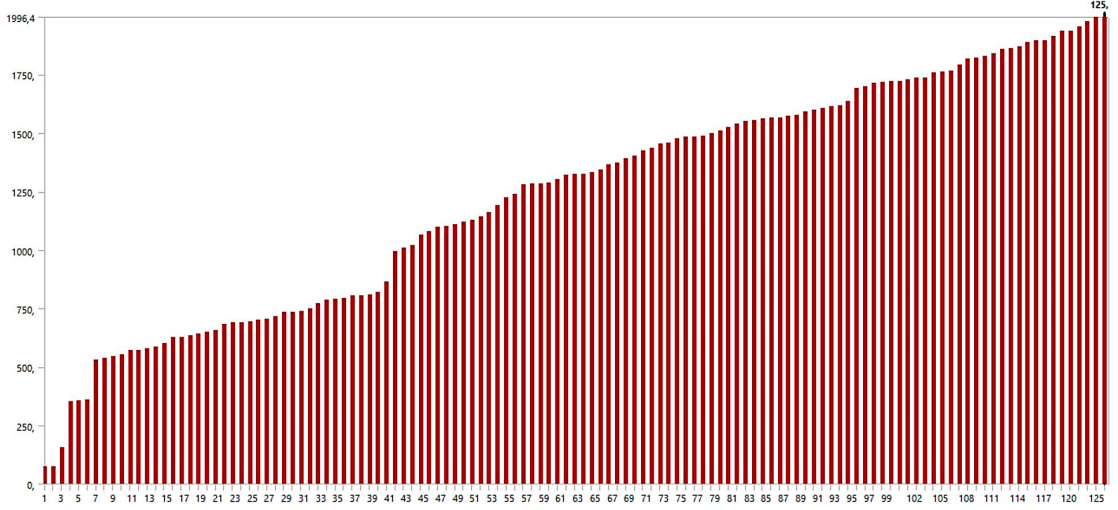
Soyuz Roketi [45]:

- Birinci Yatay Frekans > 15 Hz
- Birinci Uzunlamasına Frekans > 35 Hz

Uydu modelinin bu katılık şartlarını sağlanması beklenmektedir.

5.1.1 Uydu Doğal Frekansları

Uydu modeli olarak Bölüm 4'te kullanılan analiz modeli aynı şekilde kullanılmıştır. Uydu yapı ve panellerde Al 6061 malzemesi kullanılmıştır. Uydu ağırlığı olarak 450 kg olacak şekilde kütle eklenmiştir. Uyduda yüzeylerde ve kenarlarda meydana gelen bozulmalar düzeltilerek mesh atılmaya uygun hale getirilerek mesh atılmıştır. Model kısıtlamaları Şekil 4. 6'da gösterildiği sabitlenmiştir. Uydu frekansları 2000 Hz'e kadar bulunmuştur. Analiz sonucunda, uydunun doğal frekansları Şekil 5. 1'de gösterilmiştir. Bu doğal frekanslar Çizelge 5. 1'de gösterilmiştir. Yapılan analiz sonucunda, uydunun ilk frekansı 74,577 Hz'dir. Uydu modelinin 2000 Hz'e kadar 125 adet doğal frekansı bulunmaktadır. Uydu modelinin son doğal frekansı 1996,4 Hz'dir.



Şekil 5. 1 Uydu Doğal Frekansları

Uyduya ait doğal frekanslar, Çizelge 5. 1’de gösterilmiştir.

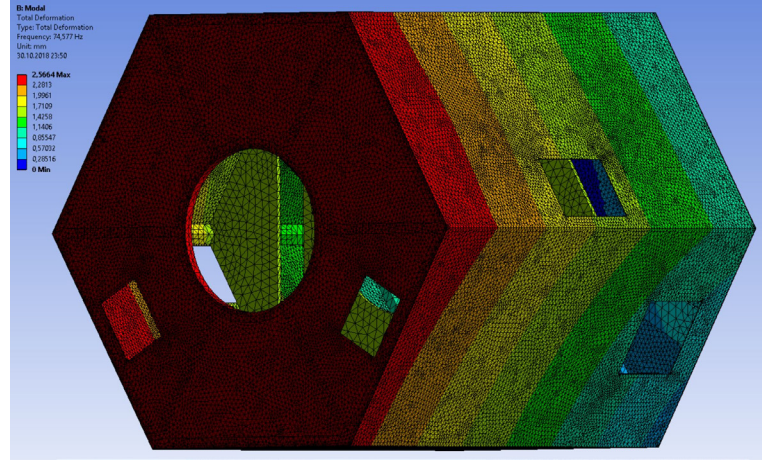
Çizelge 5. 1 Uydu Doğal Frekansları

Mode	Frequency [Hz]	Mode	Frequency [Hz]	Mode	Frequency [Hz]	Mode	Frequency [Hz]	Mode	Frequency [Hz]
1	74,577	26	700,95	51	1126,5	76	1483,7	101	1723,5
2	74,611	27	703,8	52	1142,6	77	1485,6	102	1728
3	154,04	28	715,43	53	1161,5	78	1489,2	103	1735,7
4	354,35	29	735,56	54	1191,8	79	1499,5	104	1737,9
5	354,97	30	736,04	55	1225	80	1511,5	105	1759,4
6	361,54	31	736,99	56	1240,4	81	1525,2	106	1763,5
7	532,36	32	748,38	57	1279	82	1539,3	107	1767,1
8	538,88	33	773,29	58	1282,3	83	1552,9	108	1791,7
9	545,9	34	787,1	59	1283	84	1554,8	109	1818,7
10	552,66	35	790,88	60	1286,5	85	1562,4	110	1821,5
11	571,44	36	795,25	61	1302,3	86	1564,7	111	1827,9
12	571,88	37	804,5	62	1321,4	87	1566,4	112	1841
13	580,57	38	806,41	63	1324,5	88	1572,2	113	1860,6
14	584,49	39	808,79	64	1326	89	1577,9	114	1862
15	601,98	40	818,43	65	1333,1	90	1592,3	115	1870,1
16	627,71	41	863,06	66	1341,8	91	1599,8	116	1888,3
17	628,78	42	992,97	67	1366	92	1606,1	117	1894,9
18	634,89	43	1009,2	68	1374,3	93	1614,3	118	1895,6
19	640,42	44	1021,2	69	1392,9	94	1616,2	119	1914,8
20	648,88	45	1065,5	70	1404,4	95	1637	120	1938
21	657,95	46	1081,1	71	1423,3	96	1691,5	121	1938,7
22	684,57	47	1099,6	72	1436,5	97	1699,6	122	1957
23	688,41	48	1100,8	73	1454,9	98	1712,7	123	1976,8
24	691,49	49	1110,1	74	1457,6	99	1716,4	124	1995
25	692,95	50	1119,8	75	1475,1	100	1720,2	125	1996,4

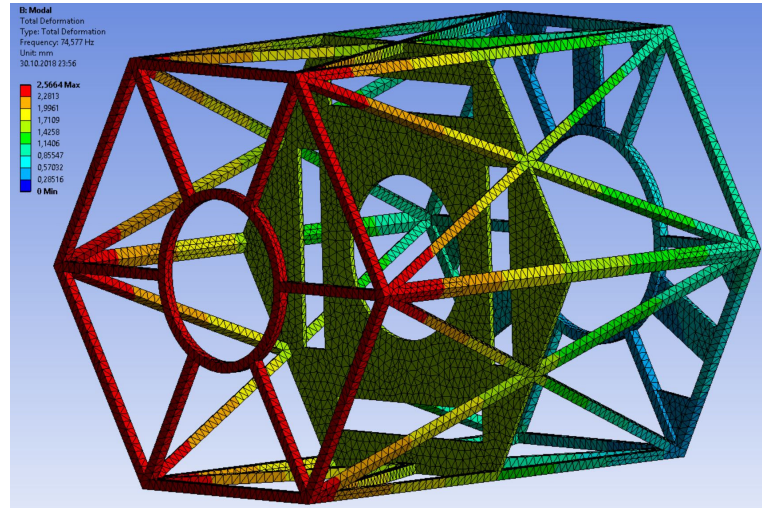
5.1.2 Doğal Frekans Modlarının Yer Değişimi

Uydu modelinin ilk altı frekansına ait gövdede ve yapıda meydana gelen yer değiştirmeler Ansys programından elde edilmiştir. Şekillerde elde edilen görseller farklı ölçeklendirmelerde gösterilmiştir.

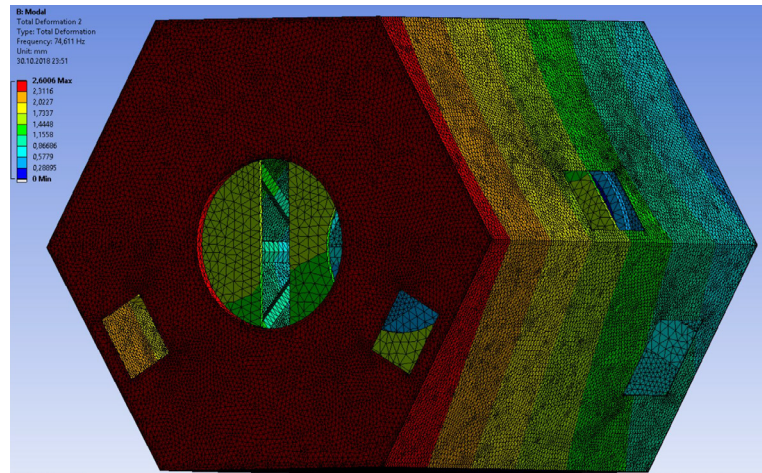
Uydunun ilk altı doğal frekansına ait gövde ve iskelette meydana gelen mod şekilleri aşağıda Şekil 5. 2-5. 13'te gösterilmiştir.



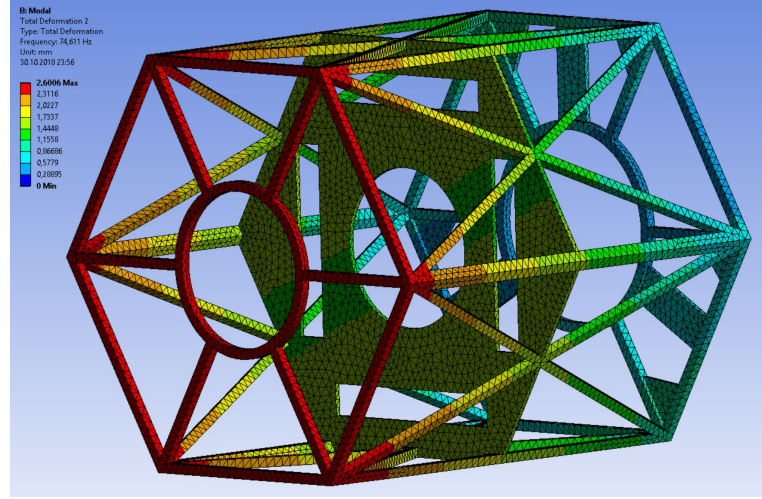
Şekil 5. 2 Birinci Mod Gövde Yer Değiştirme



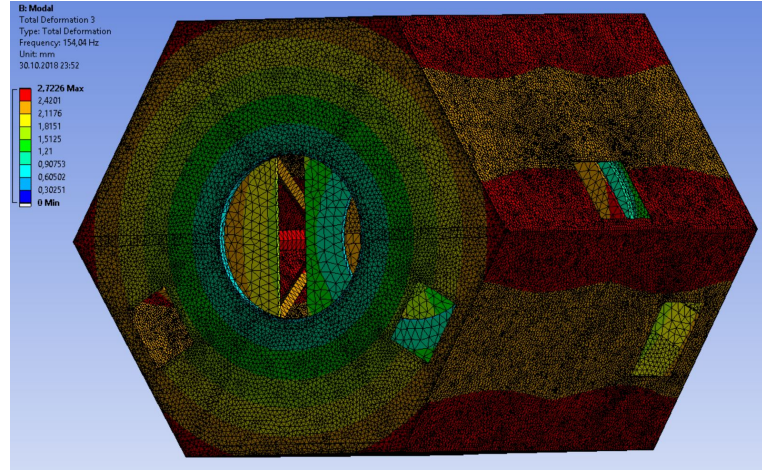
Şekil 5. 3 Birinci Mod Yapı Yer Değiştirme



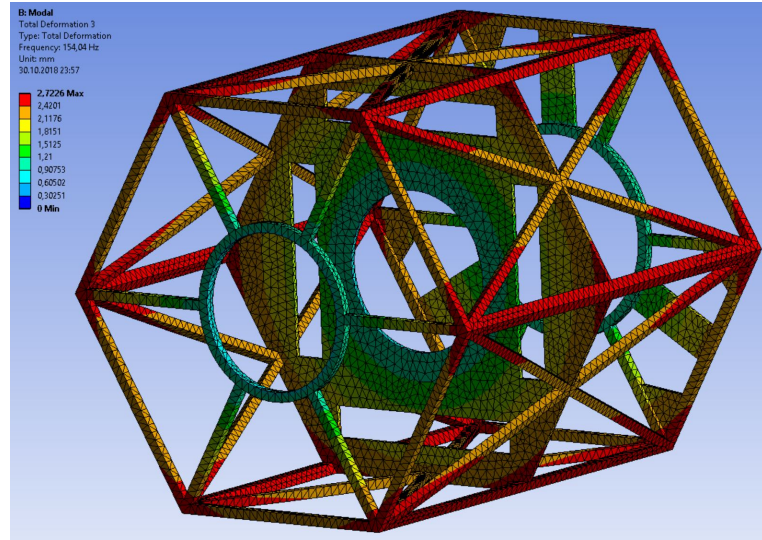
Şekil 5. 4 İkinci Mod Gövde Yer Değiştirme



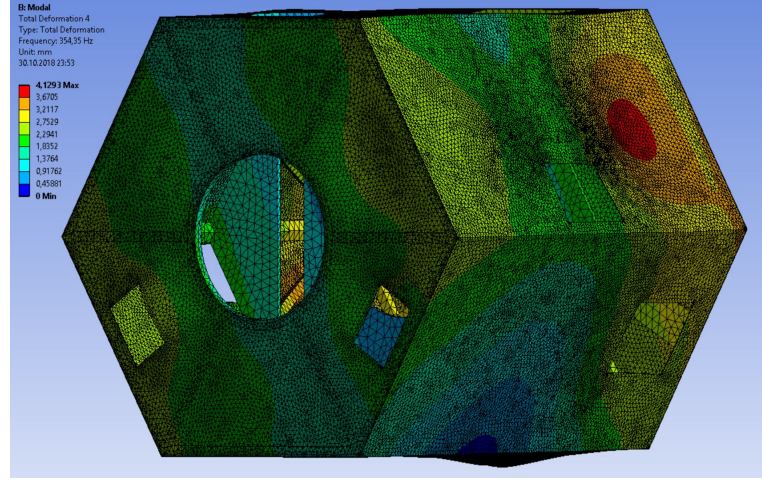
Şekil 5. 5 İkinci Mod Yapı Yer Değiştirme



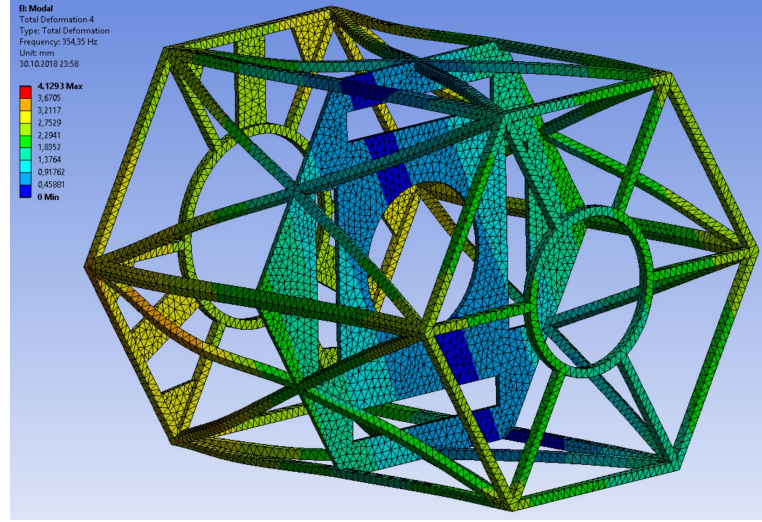
Şekil 5. 6 Üçüncü Mod Gövde Yer Değiştirme



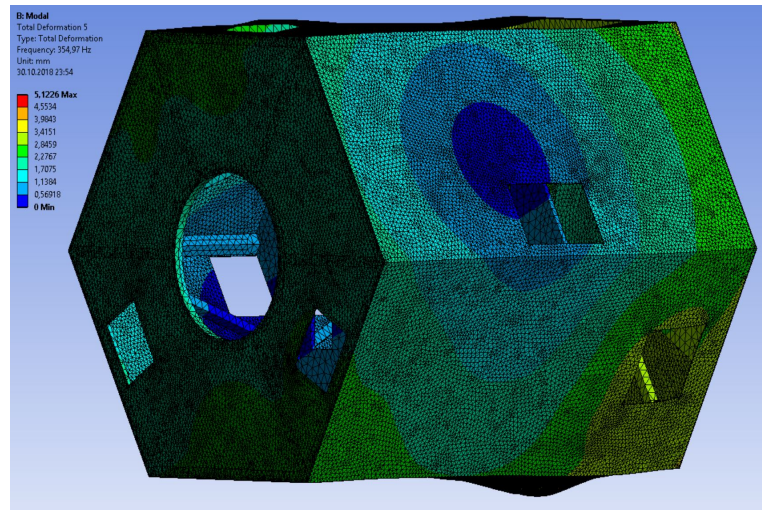
Şekil 5. 7 Üçüncü Mod Yapı Yer Değiştirme



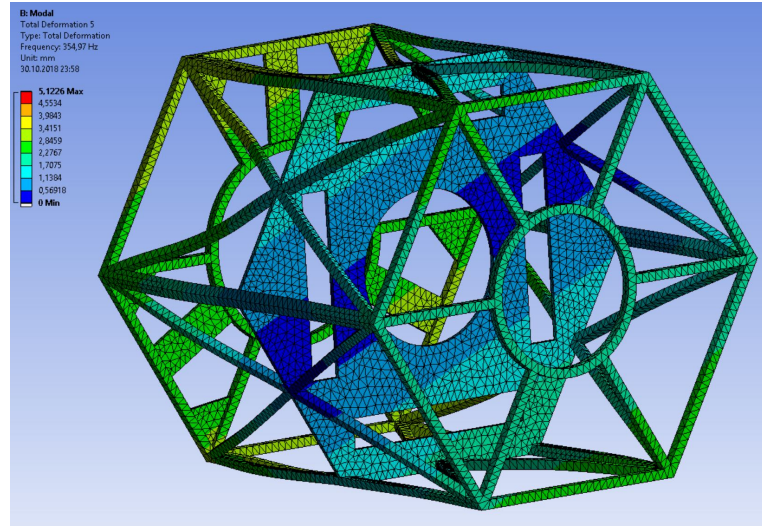
Şekil 5. 8 Dördüncü Mod Gövde Yer Değiştirme



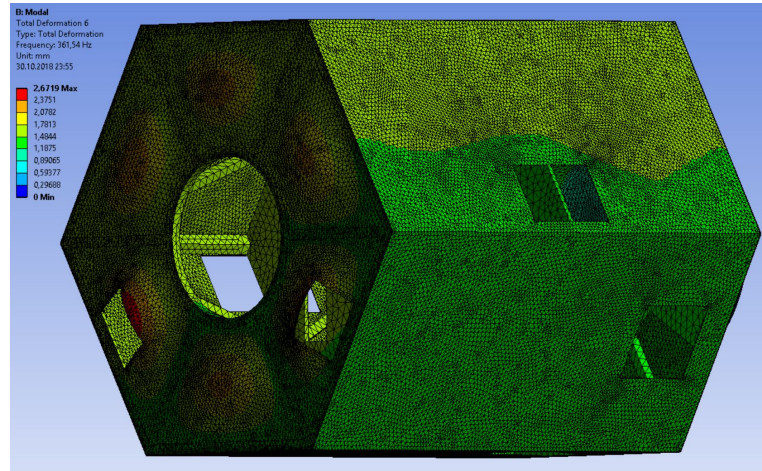
Şekil 5. 9 Dördüncü Mod Yapı Yer Değiştirme



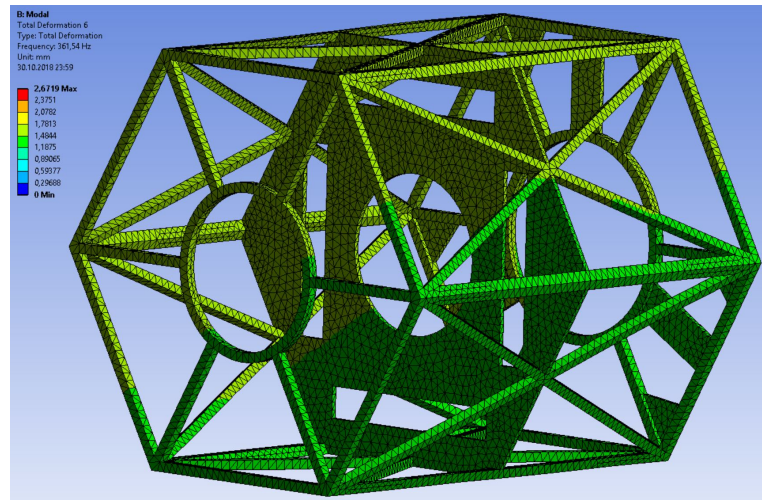
Şekil 5. 10 Beşinci Mod Gövde Yer Değiştirme



Şekil 5. 11 Beşinci Mod Yapı Yer Değiştirme



Şekil 5. 12 Altıncı Mod Gövde Yer Değiştirme



Şekil 5. 13 Altıncı Mod Yapı Yer Değiştirme

5.1.3 Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi

Modal analiz sonucunda, 125 doğal frekans bulunmuştur. Uyduya ait ilk doğal frekans 74,577 Hz'dir. Bu değer roketlerin katılık gereksinimini karşılamaktadır. Uydu modelinin birinci doğal frekans yer değiştirmesi maksimum 2,56 mm'dir. Altı doğal frekans yer değiştirmesi durumunda en yüksek yer değiştirme miktarı beşinci modda gerçekleşmiştir. Beşinci modda maksimum yer değiştirme 5,12 mm'dir.

5.2 Rastgele Titreşimler

Rastgele titreşimler, beyaz gürültü olarak ta bilinirler [70]. Rastgele titreşimler, tahmine dayalı olan genliklerdir. Örnek vermek gerekirse yüksek frekanslı motor itme salınımı, aerodinamik etkilerin uydunun yer aldığı kapsülü sarsması ve ses basıncının faydalı yükün (uydunun) yüzeyine etkilemesi gösterilebilir [71]. Rastgele titreşimler, yüksek titreşim maruz kalan havacılık yapılarında analiz edilir [70].

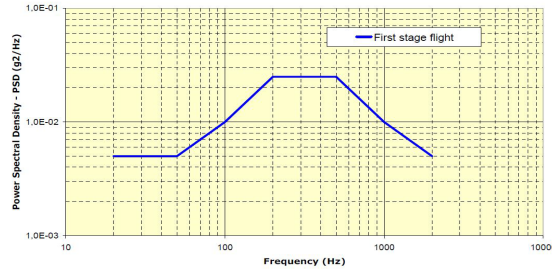
Rastgele titreşim analizi, zorlanma fonksiyonlarının yapıda meydana gelen cevabı istatistiksel açıktır [71]. Rastgele titreşim analiz, tasarım kusurlarını, yapının zayıf yanlarını ve yapı üretilmeden önce hata ve eksiklerin bulunması amacıyla yapılır.

Rastgele titreşimler, tahmini oldukları için zamana bağlı olarak analiz edilemezler. Bu yüzden rastgele titreşimlerde PSD eğrisi kullanılır. PSD, güç spektral yoğunluk eğrisidir. PSD'de ivme, yer çekimi, yer değiştirme ve hız kullanılır. PSD'de kullanılan cevapların karesinin frekansa bölünmesiyle bulunmaktadır. Ansys'te rastgele titreşimler, modal analiz ile beraber analizi yapılır.

5.2.1 Uydu Modeli Rastgele Titreşim Analizi

Uydu modeli, rastgele titreşim analizi modal analiz ile beraber yapılır. Rastgele titreşim analizi, modal analizle beraber modeli, meshi ortak olarak kullanılır. Yapısal analiz, modal analizde yapılan malzemeler, kütle ve kısıtlamalar rastgele titreşimlerde de ortaktır. Sönümleme oranı Ansys tarafından 0,02 olarak belirtilmiştir.

Uydu modeli, rastgele titreşim analizinde 20 Hz ile 2000 Hz arasında analiz yapılacaktır. Soyuz roketinin kullanım kılavuzunda belirtilen PSD eğrisinden yararlanılmıştır. Soyuz uydusuna ait PSD eğrisi Şekil 5. 14'te gösterilmiştir.



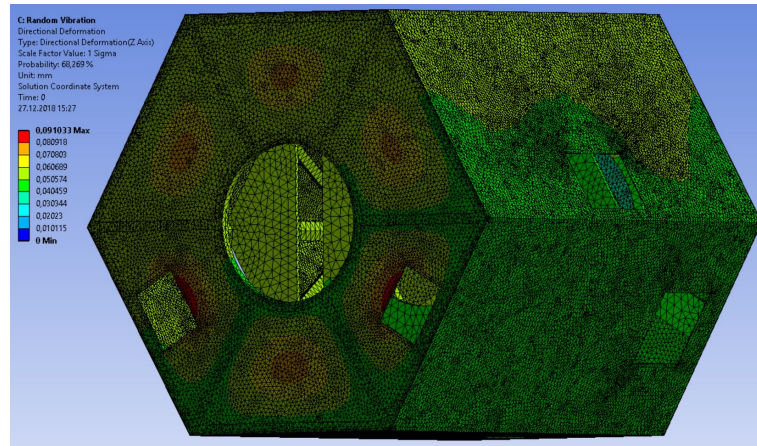
Şekil 5. 14 Rastgele Titreşim PSD Eğrisi [45]

Şekil 5. 14'te verilen eğri Ansys programına aktarılır ve analiz gerçekleştirilir.

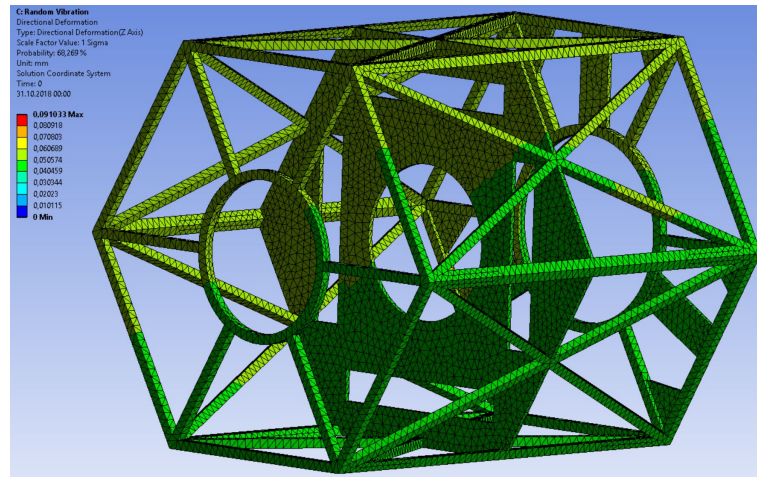
5.2.2 Uydu Modeli Rastgele Titreşim Analiz Sonucu

Uydu modeli rastgele titreşim analiz sonucu, z, y, x yönlerinde yapıda meydana gelen deformasyon, z yönünde meydana gelen hız ve ivme sonuçları eğrisi elde edilmiştir.

Şekil 5. 15'te, z yönünde gövdede meydana gelen deformasyon gösterilmiştir. Şekil 5. 16'da, z yönünde yapıda meydana gelen deformasyon gösterilmiştir.

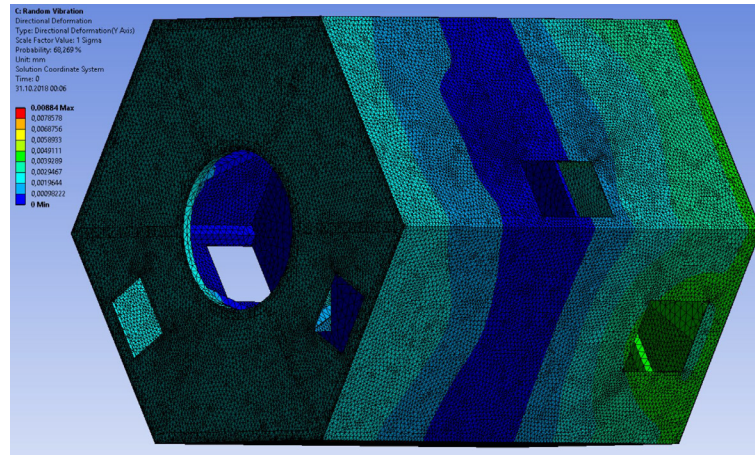


Şekil 5. 15 Uydu Gövdesi z Yönü Yer Değişimi



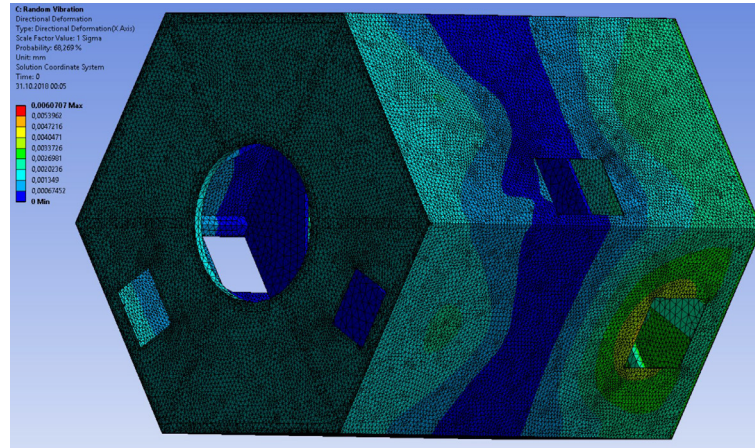
Şekil 5. 16 Yapı z Yönü Yer Değişimi

Şekil 5. 17’de, uydu gövdesi y yönünde meydana gelen deformasyon gösterilmiştir.



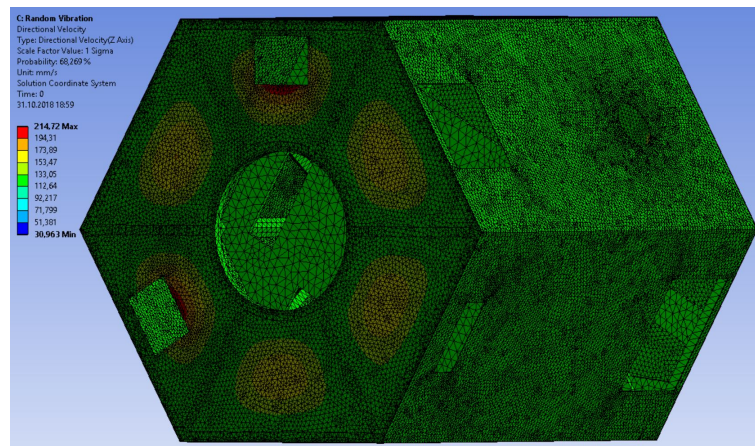
Şekil 5. 17 Uydu Gövdesi y Yönü Yer Değişimi

Şekil 5. 18’de, uydu gövdesinin x yönündeki deformasyonu gösterilmiştir.



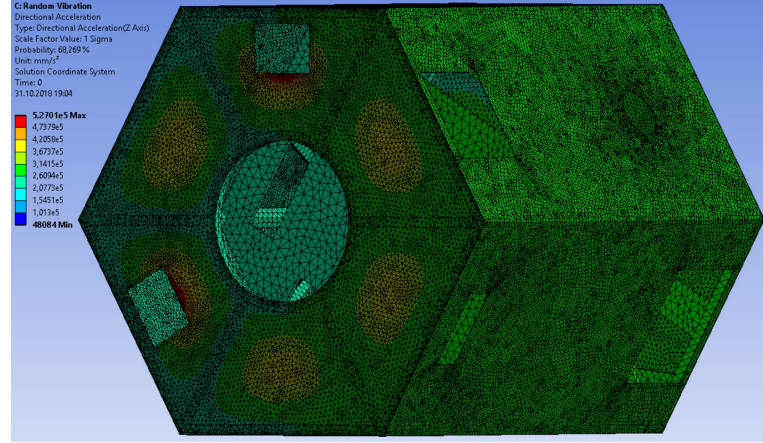
Şekil 5. 18 Uydu Gövdesi x Yönü Yer Değiştirme

Şekil 5. 19’da, uydu gövdesinin z yönündeki hız cevabı gösterilmiştir.



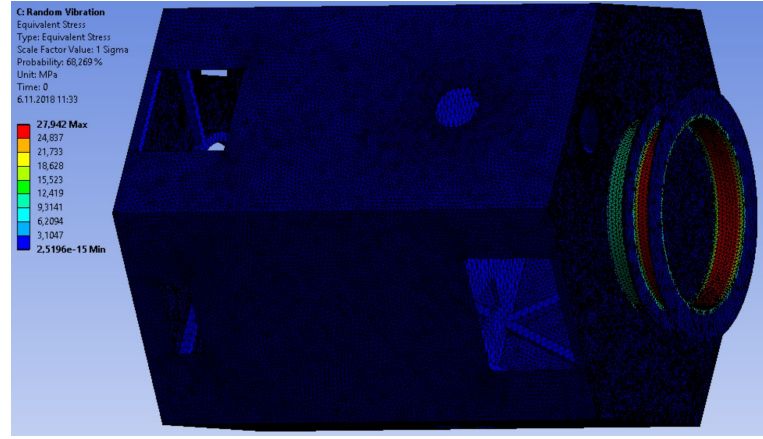
Şekil 5. 19 Uydu Gövdesi z Yönü Hız

Şekil 5. 20’de, uydu gövdesinin z yönündeki ivme cevabı gösterilmiştir.



Şekil 5. 20 Uydu Gövdesi İvme Cevabı

Şekil 5. 21’de, uydu modelinde oluşan gerilme gösterilmiştir.



Şekil 5. 21 Uydu Modeli Gerilme

5.2.3 Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi

Uydu gövdesinde, z yönünde 0,091 mm, y yönünde 0,0088 mm, x yönünde 0,06 mm deformasyon görülmektedir. İvmelenme z yönünde olduğu için en çok yer değiştirme bu yönde olmuştur. Bu yüzden, z yönünde hız ve ivme cevapları alınmıştır. Uydu gövdesinde, 0,21 m/s hız cevabı ve 527,01 m/s² ivme cevabı oluşmuştur. Uydu modelinde oluşan maksimum gerilme 27,942 MPa’dır. Yer değiştirme ve gerilmeler incelendiğinde özellikle, ön yüz ve arka bağlantı kapağında iyileştirmeler yapılabilir. Rastgele titreşim analizi sonucunda, uydu modelinin yer değiştirme ve deformasyonları incelendiğinde, güvenilir olduğu görülmektedir.

5.3 Harmonik Analiz

Harmonik analiz, doğrusal bir yapının, zamanla sinüzoidal (harmonik) değişen yüklere kararlı durum tepkisinin bulunması için kullanılan bir yöntemdir. Bu analiz yapılarak uydunun maruz kaldığı dinamik yüklerin, uyduda meydana getirdiği etkilerin incelenmesidir. Harmonik yükler, uydu modelinde dinamik yorgunluk problemine neden olmaktadır [15].

Harmonik yükler, uydu gövdesinde ve yapısında tek başına etki göstermezler. Harmonik yükler, yarı statik yüklerle beraber çalışırlar. Yarı statik yükler, Çizelge 4. 2’de gösterildiği gibi statik ve dinamik yüklerden oluşmaktadır. Yarı statik yükler, uydunun ilk doğal frekansının altında uygulandığı için zamandan bağımsız veya yavaştır bu yüzden yarı statik yüklerdeki dinamik bileşenlerin cevabı önemli değildir [15].

Harmonik analiz, uydu yapısının dinamik davranışını tahmin edilmesini sağlar böylece, uydu yapısında meydana gelen zorlanmış titreşimlerin rezonans, yorulma ve diğer zararlı etkilerini başarılı bir şekilde üstesinden gelip gelmeyeceğini doğrular [15].

5.3.1 Uydu Modeli Harmonik Analizi

Uydu modeli olarak yapısal analiz, modal ve rastgele titreşimlerde kullanılan uydu modeli, malzeme ve mesh aynıdır. Şekil 4. 6’da gösterildiği gibi sabitlenmiştir. Çizelge 5. 2’de, Ariane 5 roketine ait sinüzoidal yüke maruz bırakılmıştır. Frekans aralığı 0 – 100 Hz arasında, çözüm aralığı beşer beşer olacak şekilde analiz yapılmıştır.

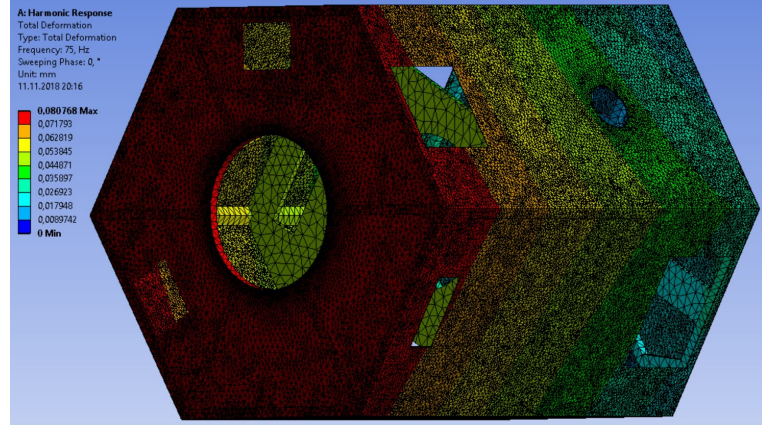
Çizelge 5. 2 Sinüzoidal Yük Miktarı

Yön	Frekans Bandı (Hz)	Sinüs Genliği (g)
Uzunlamasına	2-50	1
	50-100	0,8
Yataylamasına	2-25	0,8
	25-100	0,6

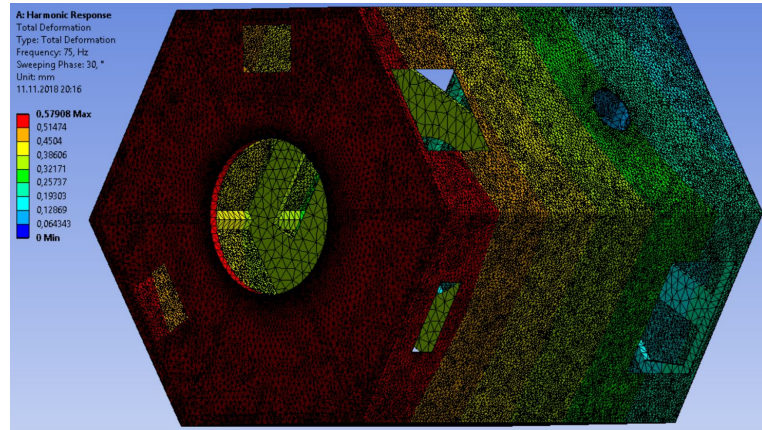
5.3.2 Uydu Modeli Harmonik Analiz Sonucu

Ansys programında, Çizelge 5. 2’de gösterilen değerler kullanılarak analiz yapılmıştır. Gerilme frekans diyagramında peak noktasında denk gelen frekansın faz açılara göre

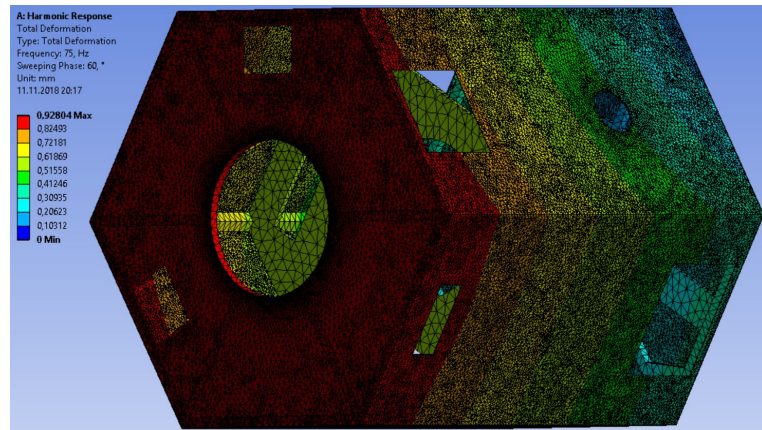
oluşan deformasyonları gösterilmiştir (Şekil 5. 22-5. 27). Bu frekansta oluşan gerilmeler, sadece maksimum değer gösterilmiştir.



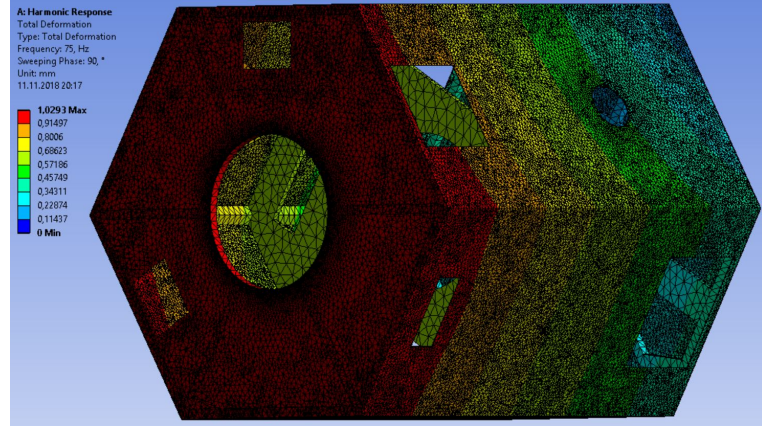
Şekil 5. 22 Uydu Modeli Faz 0° Yer Değiştirme



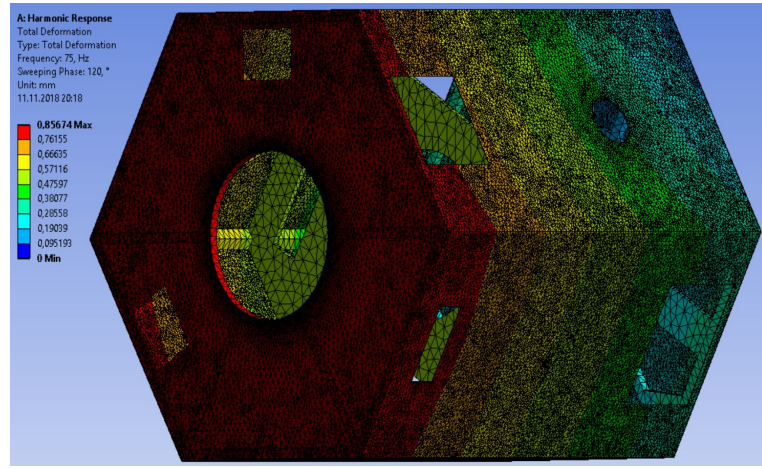
Şekil 5. 23 Uydu Modeli Faz 30° Yer Değiştirme



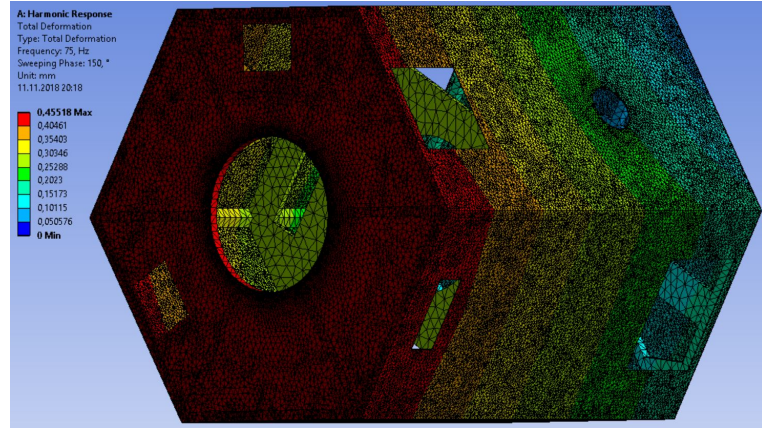
Şekil 5. 24 Uydu Modeli Faz 60° Yer Değiştirme



Şekil 5. 25 Uydu Modeli Faz 90° Yer Değiştirme

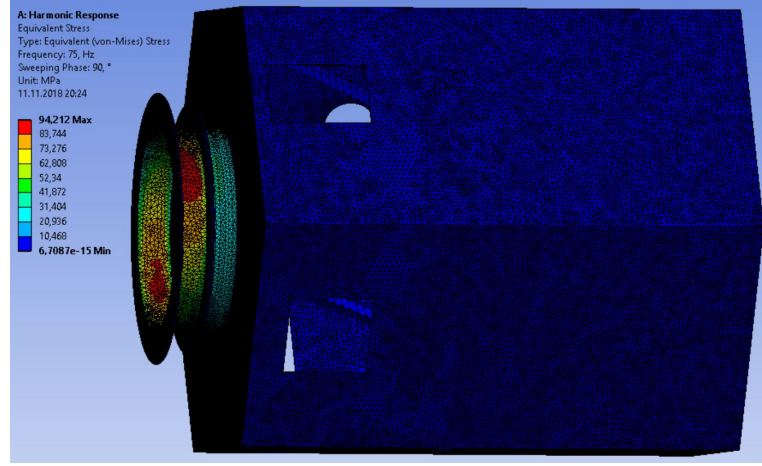


Şekil 5. 26 Uydu Modeli Faz 120° Yer Değiştirme



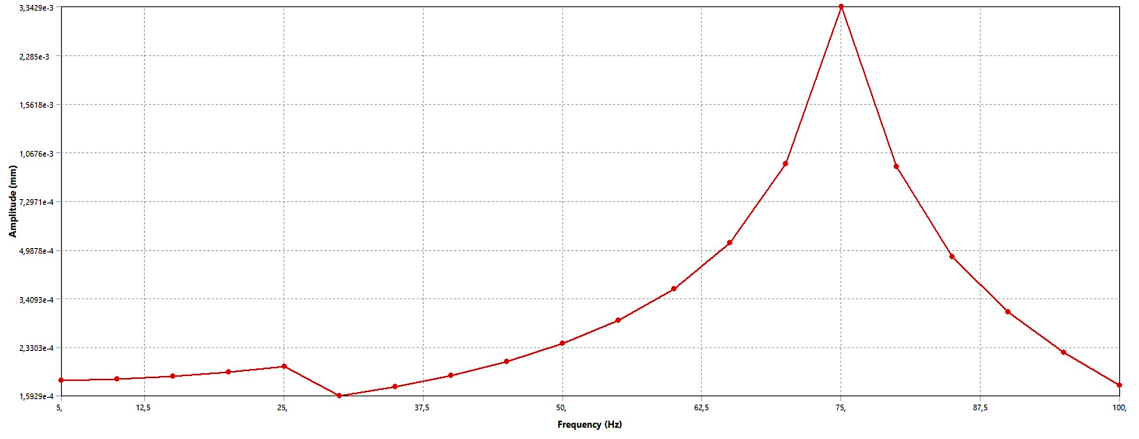
Şekil 5. 27 Uydu Modeli Faz 150° Yer Değiştirme

Uydu gövdesinde meydana gelen gerilme Şekil 5. 28’de gösterilmiştir.

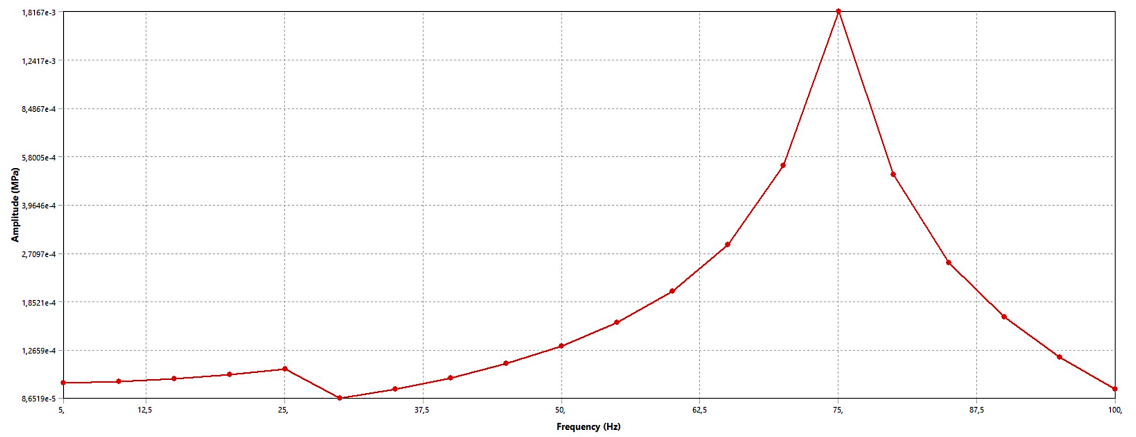


Şekil 5. 28 Uydu Modeli Gerilme

Uydu gövdesinde frekansa bağlı genlik ve gerilme diyagramı Şekil 5. 29 ve Şekil 5. 30'da gösterilmiştir.



Şekil 5. 29 Genlik Frekans Diyagramı



Şekil 5. 30 Gerilme Frekans Diyagramı

5.3.3 Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi

Analiz sonuçları, gerilme frekans diyagramında peak yapılan frekansta cevaplar alınmıştır. Cevaplar incelendiğinde, en yüksek gerilme ve deformasyon 75 Hz 90 derece faz açısında meydana gelmiştir. 75 Hz 90 derecelik faz açısında meydana gelen yer değiştirme 1,0293 mm, gerilme 94,212 MPa'dır. Faz açısı 90 dereceye kadar gerilme ve deformasyon artmaktadır 180 dereceye kadar azalmaktadır. Değerlerin alındığı Ariane 5 uydusu kabul edilebilir yer değiştirmeyi 9,9 mm, Long March 3A daha düşük değerlerde 4,66 mm olarak kabul etmektedir. Elde edilen genlik bu değerlerin altındadır. Uydu modelinde, ön yüz çevresinde deformasyon, bağlandığı noktada gerilmeler yüksektir. Bu bölgelerde iyileştirmeler yapılabilir. Uydu modeli harmonik analiz sonucunda, güvenli olduğu görülmektedir.

5.4 Akustik Analiz

Akustik analiz, motor gürültüsü ve aerodinamik gürültünün kapsül içinde oluşturduğu basıncın uydu üzerindeki etkilerinin incelenmesidir. Kapsül içindeki akustik basınç ortamı 31 Hz ile 10000 Hz arasındadır [71]. Bu frekans aralığında oluşan akustik yük uydu gövdesine etki ettirilir ve uyduda meydana getirdiği deformasyon ve gerilme incelenir.

Akustik gürültü, roket motorunun çalıştırıldığı ve roketin kalkışı sırasında yüksek miktarlardaki gürültü kapsül içindeki uyduyu etkilemektedir [49]. Akustik basınç, kapsül içerisinde basınç dalgalanmaları oluşturur ve bu basınç dalgalanmaları uyduda yapısal yorulmalara ve uyduda hasarlara neden olabilmektedir [71].

5.4.1 Uydu Modeli Akustik Analizi

Uydu modeli akustik analizi, diğer analizlerde olduğu gibi ortak model kullanılmıştır. Aynı kalitede mesh atılmış ve Şekil 4. 6'da gösterildiği gibi sabitlenmiştir. Çizelge 5. 3'te gösterilen Long March 3A roketinin akustik basınç yüküne maruz bırakılmıştır.

Akustik analiz, roket üreticileri tarafından kullanım kılavuzunda açıklanan gürültü değerleri kullanılarak analiz yapılacaktır. 31,5 Hz, 63 Hz, 125 Hz, 250 Hz, 500 Hz, 1000 Hz, 2000 Hz, 4000 Hz ve 8000 Hz oktav band merkez frekanslarındaki gürültü miktarları akustik basınca dönüştürülerek uydu dış yüzeyine etki ettirilmiştir [72]. Analiz

sonucunda, oktav band merkez frekanslarında oluşan deformasyon ve gerilme cevapları elde edilecektir.

Çizelge 5. 3 Kapsül İçindeki Akustik Gürültü [42]

Oktav Band Merkez Frekansları (Hz)	Akustik Basınç Seviyeleri (dB)
31,5	124
63	129
125	134
250	138
500	133
1000	129
2000	128
4000	127
8000	122

Çizelge 5. 3'te, roketin kapsül içerisinde oluşturduğu gürültü seviyeleri verilmiştir. Bu gürültü seviyeleri basınca dönüştürülecektir.

Ses Basıncı seviyesi aşağıdaki verilen eşitlikle hesaplanır.

$$L_p = 20 \log\left(\frac{P}{P_0}\right) \quad (5.1)$$

L_p ses basıncı seviyesini, P_0 uluslararası referans basıncı olarak kabul edilir [73]. P_0 (5.2)'de verilen eşitlikte değeri gösterilmiştir.

$$P_0 = 20 \mu Pa = 20 \times 10^{-6} Pa \quad (5.2)$$

Çizelge 5. 3 incelendiğinde, 31,5 Hz'de 124 dB ses basıncı seviyesi oluşmaktadır. Bu frekanstaki ses basıncı aşağıdaki eşitliklerde hesaplanmıştır.

$$124 = 20 \log\left(\frac{P}{20 \times 10^{-6}}\right) \quad (5.3)$$

$$10^{\frac{124}{20}} \times 20 \times 10^{-6} = P \quad (5.4)$$

$$P = 31,7 Pa \quad (5.5)$$

(5.5)'te verilen eşitlikte, 31,5 Hz'deki ses basıncı 31,7 Pa olarak hesaplanmıştır. Geriye kalan oktav band merkez frekanslarındaki basınç seviyeleri için aynı işlemler yapılırsa Çizelge 5. 4'teki sonuçlar elde edilir.

Çizelge 5. 4 Kapsül İçindeki Akustik Basınç

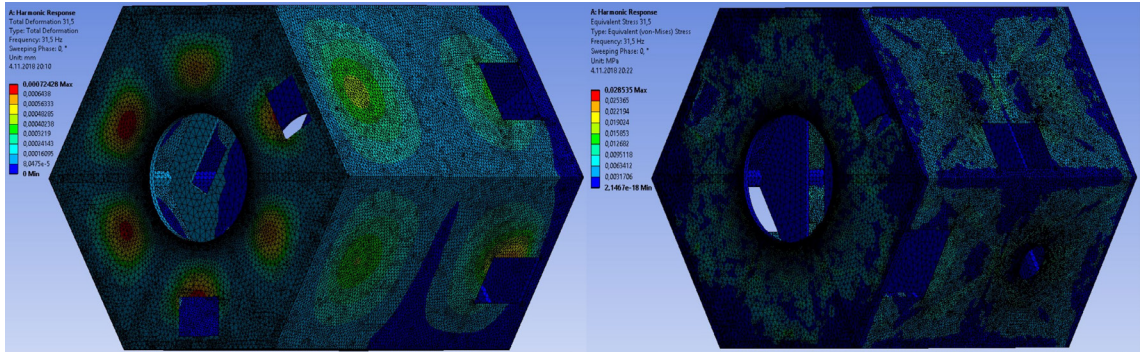
Oktav Band Merkez Frekansları (Hz)	Akustik Basınç Seviyeleri (dB)	Akustik Basınç (Pa)
31,5	124	31,7
63	129	56,37
125	134	100,24
250	138	158,86
500	133	89,34
1000	129	56,37
2000	128	50,24
4000	127	44,77
8000	122	25,18

Çizelge 5. 4'te elde edilen akustik basınç, uydu modelinin yüzeyine etki ettirilir. Frekans aralığı olarak 10000 Hz'e kadar analiz yapılmıştır. 31,5 Hz'deki sonuçları elde edebilmek amacıyla çözüm aralığı 320 seçilmiştir. Sönüm oranı diğer analizlerde olduğu gibi 0,02 seçilmiştir.

5.4.2 Uydu Modeli Akustik Analiz Sonucu

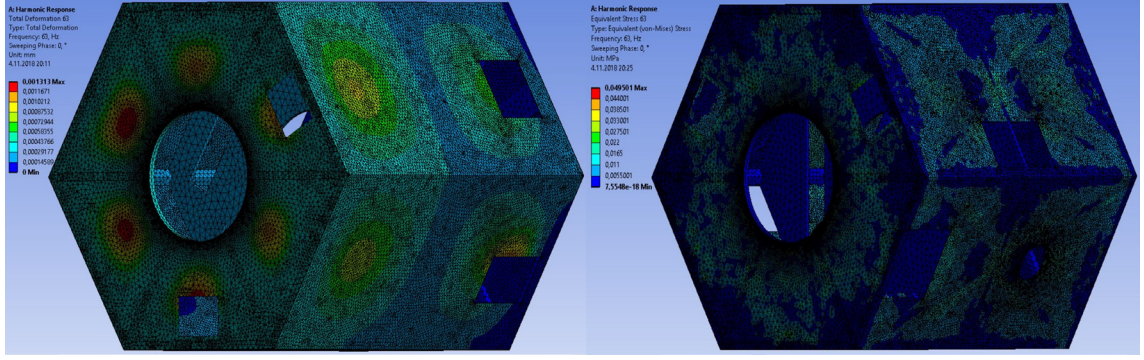
Analiz sonucunda, uyduda oluşan deformasyon ve gerilmeler gösterilmiştir.

Şekil 5. 31'de, uydu modelinde meydana gelen 31,5 Hz'deki deformasyon ve gerilme gösterilmiştir.



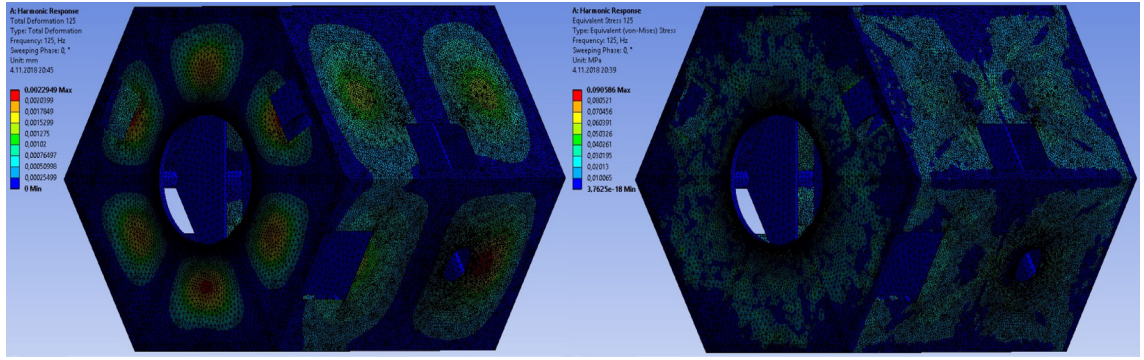
Şekil 5. 31 31,5 Hz Yer Değiştirme ve Gerilme

Şekil 5. 32'de, uydu modelinde meydana gelen 63 Hz'deki deformasyon ve gerilme gösterilmiştir.



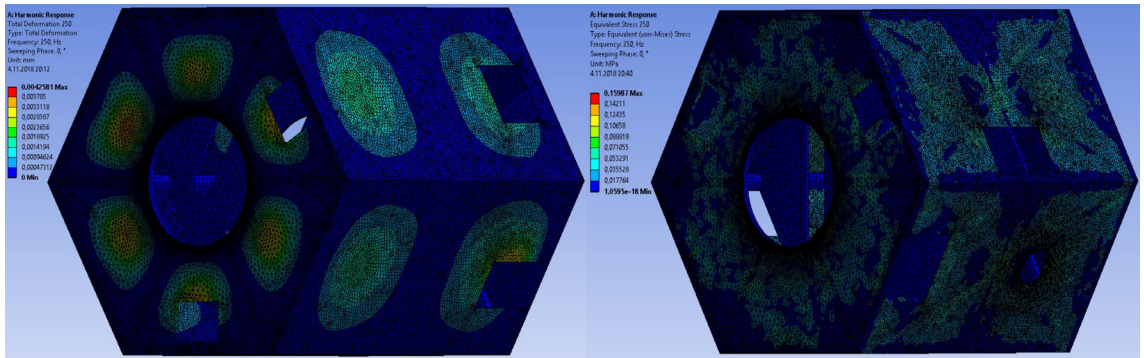
Şekil 5. 32 63 Hz Yer Değiştirme ve Gerilme

Şekil 5. 33'te, uydu modelinde meydana gelen 125 Hz'deki deformasyon ve gerilme gösterilmiştir.



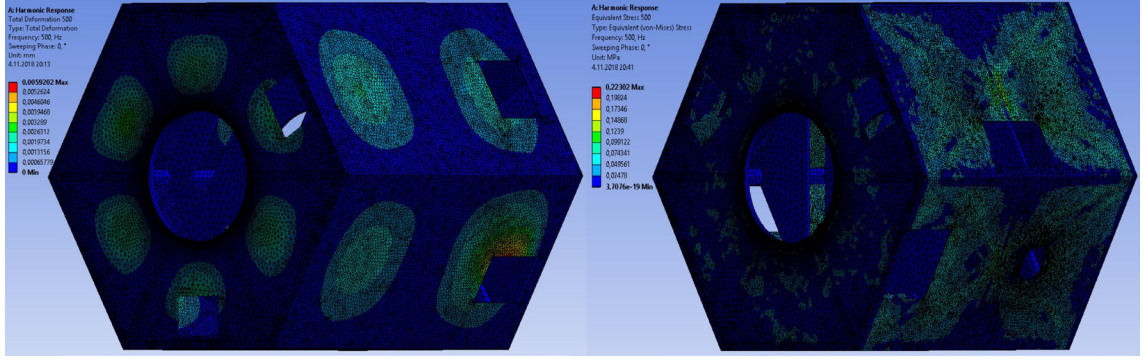
Şekil 5. 33 125 Hz Yer Değiştirme ve Gerilme

Şekil 5. 34'te, uydu modelinde meydana gelen 250 Hz'deki deformasyon ve gerilme gösterilmiştir.



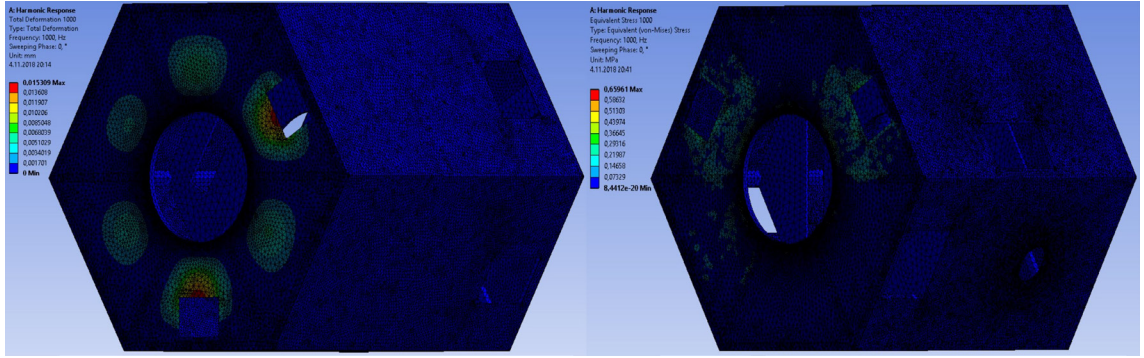
Şekil 5. 34 250 Hz Yer Değiştirme ve Gerilme

Şekil 5. 35'te, uydu modelinde meydana gelen 500 Hz'deki deformasyon ve gerilme gösterilmiştir.



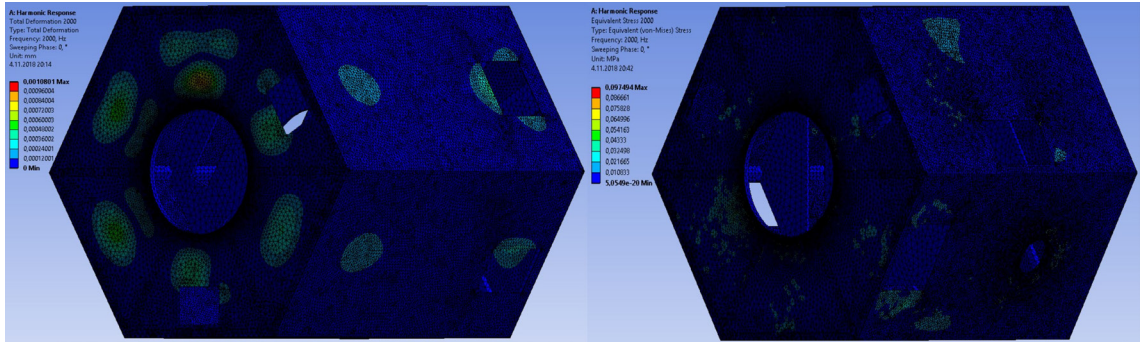
Şekil 5. 35 500 Hz Yer Değiştirme ve Gerilme

Şekil 5. 36'da, uydu modelinde meydana gelen 1000 Hz'deki deformasyon ve gerilme gösterilmiştir.



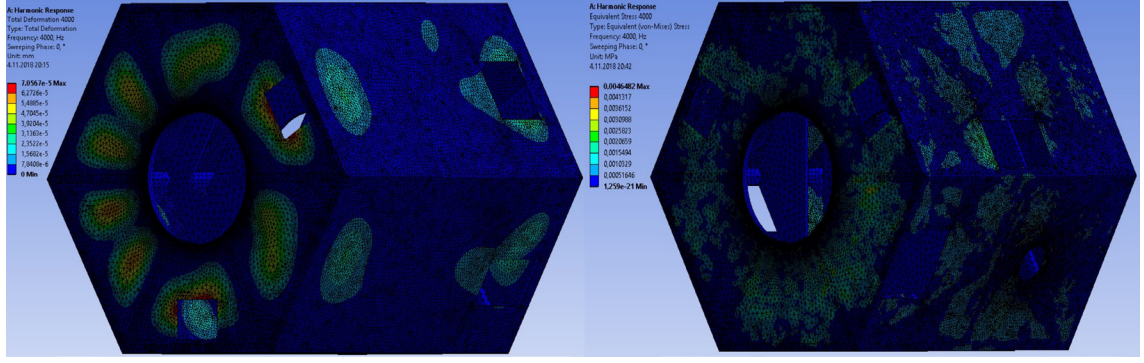
Şekil 5. 36 1000 Hz Yer Değiştirme ve Gerilme

Şekil 5. 37'de, uydu modelinde meydana gelen 2000 Hz'deki deformasyon ve gerilme gösterilmiştir.



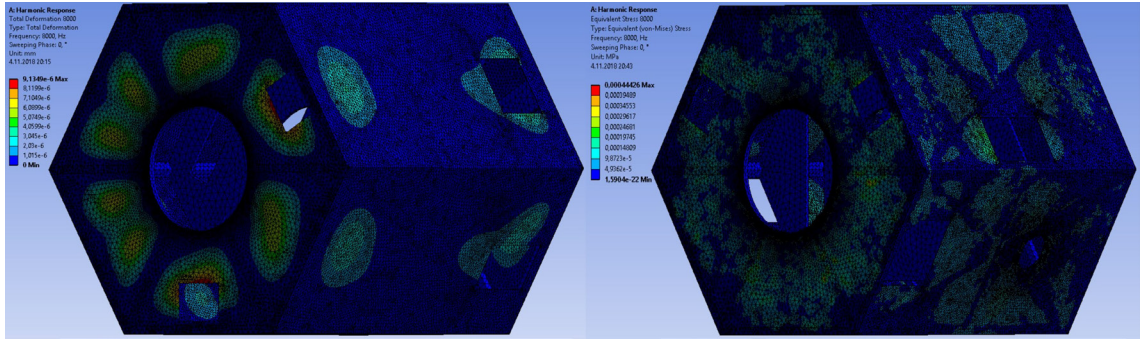
Şekil 5. 37 2000 Hz Yer Değiştirme ve Gerilme

Şekil 5. 38'de, uydu modelinde meydana gelen 4000 Hz'deki deformasyon ve gerilme gösterilmiştir.



Şekil 5. 38 4000 Hz Yer Değiştirme ve Gerilme

Şekil 5. 39'da, uydu modelinde meydana gelen 8000 Hz'deki deformasyon ve gerilme gösterilmiştir.



Şekil 5. 39 8000 Hz Yer Değiştirme ve Gerilme

5.4.3 Akustik Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi

Uydu modeli akustik analizi sonucunda, uydu modelinde oluşan en yüksek deformasyon 1000 Hz'de oluşmuştur. 1000 Hz'deki en yüksek yer değiştirme 0,015 mm'dir. Uydu modelinde oluşan en yüksek gerilme 1000 Hz'de meydana gelmiştir. 1000 Hz'de oluşan en yüksek gerilme 0,659 Mpa'dır. Akustik gürültü, 63 Hz'de uydu modelinde daha geniş deformelere neden olmuştur. 31,5 Hz, 63 Hz, 125 Hz, 250 Hz ve 500 Hz'de uydu modelinde geniş alanda deformeler görülmektedir. Uydu modeli ön yüz incelendiğinde, akustik yüklemeler bu bölgeyi etkilemektedir. Bu bölgede yapıda, gövde panellerinde iyileştirmeler yapılabilir.

GÖZLEM UYDUSU TERMAL ANALİZİ

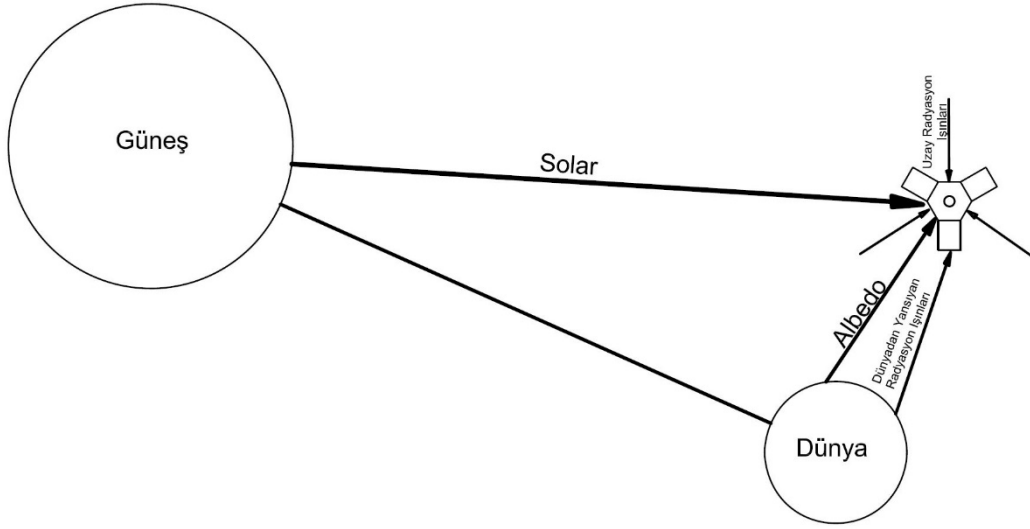
Uydular için en büyük problemlerden bir tanesi sıcaklık meselesidir. Uydu alt sistemleri belirli bir çalışma sıcaklığında çalışmaktadır. Bu sıcaklıkların altına ve üstüne inildiğinde alt sistemler performans kayıplarına ya da sistemlerde bozulmalara neden olmaktadır. Uyduya uzayda müdahale şansı olmadığı için uydu işlevsiz hale gelmektedir. Uydu, alt sistemlerin belirli sıcaklıklar arasında çalışması için halen araştırmalar sürmektedir. Gelişen teknolojiyle beraber yeni yöntemler keşfedilmektedir ve uydunun uzay şartlarına uyumu kolaylaşmaktadır.

Uydular, yörüngede alt sistemlerin çalışabilmesi için enerjiye ihtiyaç duyar. Uydular, bu ihtiyacını güneş panellerinde bulunan güneş hücrelerinin güneş ışınlarından ve dünyadan yansıyan ışınları elektrik enerjisine dönüştürerek sağlamaktadır. Bu enerji, alt sistemlerin çalışması için gereklidir.

Bu bölümde, Thermica Systema v4.8.2 [74] kullanılarak termal analizler gerçekleştirilecektir. Uydu, alt sistemlerin ve bileşenlerin operasyon harici sıcaklıkları incelenecektir. Bu sıcaklıkların ECSS-E-St-31C standartlarına [46] uygun olup olmadığı incelenecektir.

6.1 Uyduyu Etkileyen Isıl Yükler

Uydular, uzay şartlarından dolayı olumsuz etkilere maruz kalırlar. Bölüm 3.1.1’de bu etkiler hakkında bilgi verilmiştir. Bu etkilerden bir tanesi uydunun maruz kaldığı ısı yükleridir. Bu ısı yükler uydularda çeşitli problemlere neden olmaktadır. Uyduya uzayda müdahale şansı olmadığı için uydu işlevsiz kalabilmektedir.



Şekil 6. 1 Uyduyu Etkileyen Işınlardan

Şekil 6. 1’de, uyduyu etkileyen ışınlar gösterilmiştir. Uyduyu en çok etkileyen güneşten doğrudan gelen solar ışınlardır. Albedo, güneş ışınlarının dünyadan yansıyarak uyduyu etkilemesidir. Albedo ışınları, solar ışınlarının yaklaşık olarak yüzde 30’udur [75]. Bu ışınların dışında uyduyu etkileyen dünyadan yansıyan radyasyon ışınlarıdır. Ayrıca, uzayda bulunan radyasyon ışınları da uyduyu etkilemektedir.

6.2 Ortam Şartlarının Belirlenmesi

Gözlem uyduları, bulunduğu yörüngeye, yörünge uzaklığına, dünyanın hareketine bağlı olarak ortam şartları değişmektedir. Bazı şartlarda tüm uzayda sabit olduğu için değişmemektedir. Uydunun yörünge özellikleri Çizelge 3. 2’de gösterilmiştir.

Dünya, güneş etrafında eliptik bir yol takip etmektedir. Eliptik yörüngeden dolayı dünya güneşe olan mesafesi değişmektedir. En yakın olduğu zamanda gelen enerji miktarı en uzak olduğu zamanda gelen enerjisi miktarından fazladır. Bu yüzden, gözlem uydusu modeli sıcak durum ve soğuk durum olmak üzere iki analiz gerçekleştirilecektir. Sıcak durum, 3-4 Ocak tarihlerinde dünyanın güneşe en yakın olduğu zamandır. Soğuk durum, 4-5 Temmuz tarihlerinde dünyanın güneşe en uzak olduğu zamandır. Sıcak durum ve soğuk durum analizi yapılarak uydunun güneşe en yakın ve en uzak olduğu noktalarda uydu ve alt sistemlerde oluşan sıcaklıkların en yüksek noktası ve en düşük noktası belirlenmeye çalışılacaktır. Ayrıca, dünya kendi etrafında döndüğü için uyduya her zaman aydınlık bölgede yer almamaktadır. Yapılacak analizde uydu modelinin aydınlık ve karanlık bölgelerdeki analizleri bütün olarak yapılacaktır.

Çizelge 6. 1 Sıcak Ve Soğuk Durum Ortam Parametreleri

	Sıcak Durum (3 - 4 Ocak)	Soğuk Durum (4 - 5 Temmuz)
Güneşten Gelen Isıl Yük	1418 W/m ²	1326 W/m ²
Albedo Katsayısı	0.35	0.2
Dünya Sıcaklığı	252.4 K	261.55 K
Uzay Ortam Sıcaklığı	4 K	
Dünyanın Güneşe Uzaklığı	1.47x10 ⁸ km	1.52x10 ⁸ km

Çizelge 6. 1’de, sıcak ve soğuk durumda ortamın parametreleri verilmiştir. Çizelgedeki bazı değerler Thermica Systema programından alınmıştır. Parametreler incelendiğinde, dünya güneşten uzaklaştıkça gelen ısı yük azalmaktadır. Dünyadan uyduya gelen albedo katsayısı dünyanın güneşten olan uzaklığına bağlı olarak azalmaktadır.

6.3 Gözlem Uydusu Sistemleri Sıcaklık Aralıkları

Uydular, ısı yüklerden zarar görmemesi için alt sistemlerin belirli bir sıcaklık aralığında olması beklenir. Uydu modeli termal analiz yapılarak alt sistemlerin uygun sıcaklık aralıklarında olup olmadığı kontrol edilecektir. Alt sistemler ve bileşenler için uygun sıcaklık aralıkları ECSS-E-ST-31C standardına göre belirlenmektedir. Uydu alt sistemler ve bileşenlere ait operasyon harici sıcaklık aralıkları Çizelge 6. 2’de gösterilmiştir.

Çizelge 6. 2 Uydu Ekipman Sıcaklık Aralıkları

Ekipman Adı	Yeterlilik Sıcaklık Aralıkları (°C)	
	Operasyon Harici	
	En Düşük	En Yüksek
Yıldız Algılayıcı	-40	70
Jiroskop	-30	60
Tepki Teker	-40	80
Manyetik Tork Çubuğu	-55	75
Manyetometre	-40	85
GPS	-50	80
Pil Bloğu	-40	40
Uydu Bilgisayarı	-20	50
S bant	-20	50
X Bant	-20	50
Güneş Paneli	-100	100

6.4 Kaplama Malzemeleri

Kaplama malzemeleri, uydularda pasif ısı kontrol amacıyla kullanılan malzemelerdir. Tek katmanlı kaplama malzemeler ve çift katmanlı kaplama malzemeler olmak üzere ikiye ayrılır.

Tek katmanlı yalıtımlar, iki ortam arasında sıcaklık farkı az olduğunda, çok katmanlı yalıtımlar ise sıcaklık farkının fazla olduğu yerlerde kullanılır. Tek katmanlı yalıtımlar, maliyetleri düşüktür ve hafiftir, çok katmanlı kaplamalar ise maliyetleri yüksektir ve birden fazla katmanın bir arada kullanılmasıyla oluştuğundan daha ağırdır [26].

Kaplama malzemelerin amacı gelen ışınların engellenerek uydunun içerisinde sıcaklığı belirli bir aralıkta tutmasıdır. Kaplama malzemeleri kullanılarak ışınların etkisiyle ısı transferi engellenmeye çalışılır [26]. Çizelge 6. 3'te, uydularda kullanılan kaplama malzemelerine örnek verilmiştir.

Çizelge 6. 3 Kaplama Malzemeleri¹

Kaplama Malzemeleri	Soğurma Katsayısı (α_{UV})	Yayınım Katsayısı (ϵ_{IR})
Kapton	0.85	0.85
SSM	0.23	0.78
Blackpaint	0.95	0.9
Whitepaint	0.25	0.81
OSR	0.2	0.81
MLI	0.52	0.71

6.5 Gözlem Uydusunun Zamana Göre Analizi

Gözlem uydusu, Thermica Systema v4.8.2 sürümüyle ısı analizleri yapılmıştır. Uydunun modelinin üç boyutlu katı hali çıkarılmıştır ve Thermica'ya aktarılmıştır. Thermica programında, uydunun modeline ait kısımlar uydunun sekmesi altında listelenmiştir.

6.5.1 Uydunun Bileşenlerine Malzeme Seçilmesi ve Mesh Atılması

Uydunun modeli, Thermica programına aktarıldıktan sonra uydunun sekmesi oluşmuştur. Bu sekmenin altında uydunun bileşenleri listelenmiştir. Çizelge 6. 4'teki bilgiler kullanılarak, her bir bileşen malzemesi ve kaplama malzemesi kullanılacaksa seçilmiştir. Malzeme

¹ Thermica Systema V4.8.2

belirlendikten sonra uyduya mesh atılmıştır. Oluşturulan sysmdl dosyası ve sysmsh uzantılı dosyalar kaydedilmiştir. Çizelge 6. 4'te, uyduya ait önemli bileşenlerinin malzeme ve kaplama malzemeleri gösterilmiştir. Uydu dışında kapton kullanılmış iç kısımda siyah bant ile kaplama yapılmıştır. Alt sistemlerde malzeme olarak Honeycomb seçilmiştir.

Çizelge 6. 4 Model Uyduda Kullanılan Malzemeler

Kullanıldığı Yüzey	Kaplama Malzemesi		Malzeme
	Dış Kaplama	İç Kaplama	
Uydu Gövdesi	Kapton	Blackpaint	Al 6061
Güneş Paneli	Suncell	Suncell	Honeycomb
Isı Kalkanı	Blackpaint	Blackpaint	Al 6061
Alt Sistemler	-	-	Honeycomb

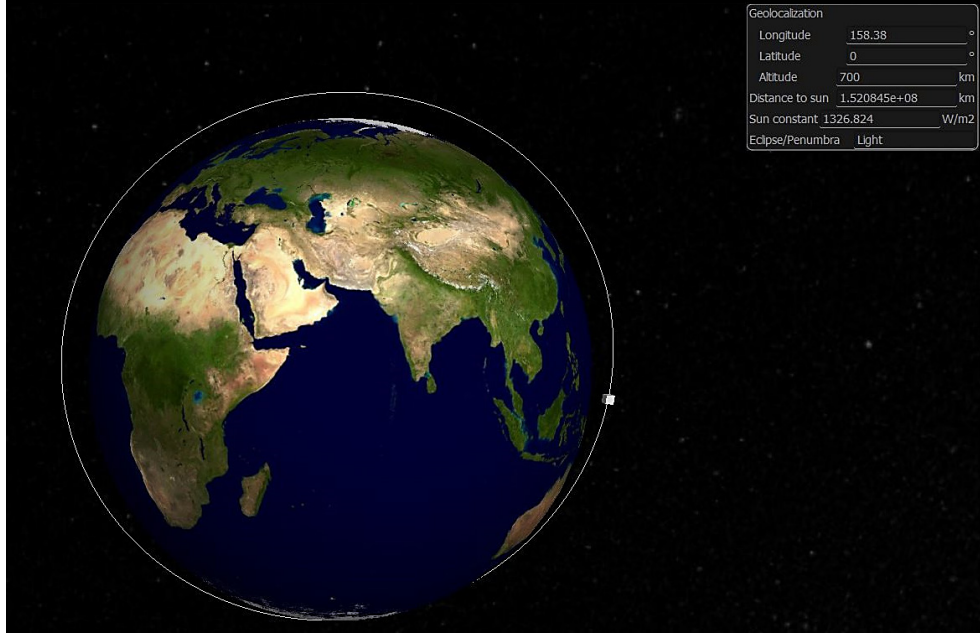
6.5.2 Uydu Yörüngesinin Belirlenmesi

Çizelge 3. 2'deki bilgilerden yararlanarak Thermica programında trajectory kısmında yörünge belirlenmiştir. İki ayrı durum olduğu için iki ayrı senaryo hazırlanmıştır. İlk senaryo, sıcak durum ve ikinci senaryo soğuk durum olarak belirlenmiştir.



Şekil 6. 2 Sıcak Durum Birinci Senaryosu

Şekil 6. 2'de, ilk senaryo durumu gözükmektedir. Bu senaryoda, analiz zamanı 3 Ocak seçilmiştir. Şekil incelendiğinde, dünyanın güneşe en yakın mesafede olduğu görülür. Güneşten gelen ısı yük uydu için en yüksek değerine ulaşır.



Şekil 6. 3 Soğuk Durum İkinci Senaryo

Şekil 6. 3'te, ikinci senaryo gözükmemektedir. Bu senaryoda, analiz zamanı olarak 4 Temmuz seçilmiştir. Şekil incelendiğinde, dünyanın güneşe en uzak mesafede olduğu görülür. Güneşten gelen ısı yük uydusu için en düşük değere ulaşır. Senaryolar tamamlandıktan sonra sysstrj dosyası kaydedilir.

6.5.3 Uydu Kinematiki

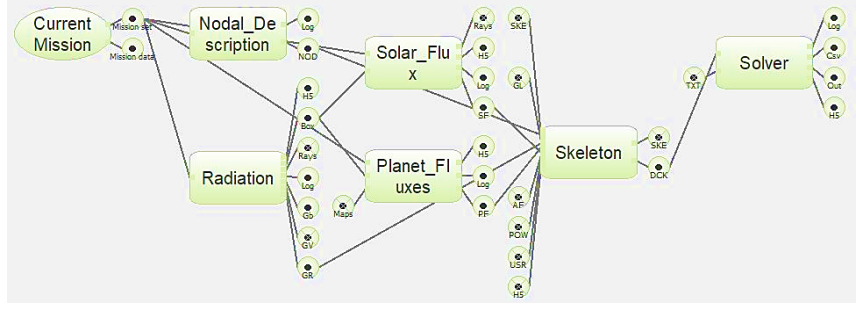
Bu kısımda, uydunun konumu ve yapacağı hareketler seçilir. Kamera dünyaya bakmalıdır. Kinematik ayarlandıktan sonra syskin uzantılı dosya kaydedilir.

6.5.4 Uydu Görev Seçimi

Uydu görev seçimi, model belirlenmesi, mesh atılması, yörünge belirlenmesi ve kinematik belirlenmesinden sonra bu dosyaların kullanılarak uydunun hareketinin gözlemlendiği ve analiz sonrası oluşan sıcaklık, solar enerji, albedo enerjisi görülebildiği kısımdır. Kontroller yapıldıktan sonra sysmis uzantılı dosya kaydedilir.

6.5.5 Uydu Analiz Prosesi Belirlenmesi

Bu kısımda, uydunun hangi etkilere bağlı olarak analiz edileceği kısımdır. Lisans sınırlı olduğu için tüm modüller kullanılamamıştır. Şekil 6. 4'te, uydunun analiz prosesi görülmektedir.



Şekil 6. 4 Analiz Prosesi

Proseste, güneşten gelen ışınların etkisi ve gezegenden gelen etkiler sonucunda bir analiz yapılacaktır. Proses tamamlandıktan sonra systrj uzantılı dosya kaydedilmiştir ve analiz başlatılmıştır.

6.5.6 Analiz Sonuçları

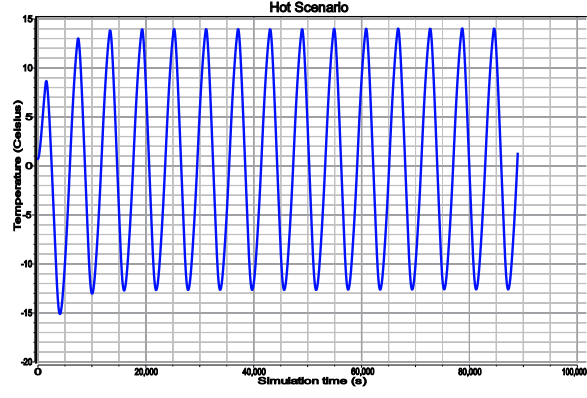
Analiz bir günlük süre boyunca yani 15 tur sürecek şekilde yapılmıştır. Analiz hem aydınlık hem de karanlık bölgedeyken yapılmıştır. Böylelikle, uydunun uzay şartlarında analiz yapılması sağlanmıştır.

6.5.6.1 Sıcak Durum

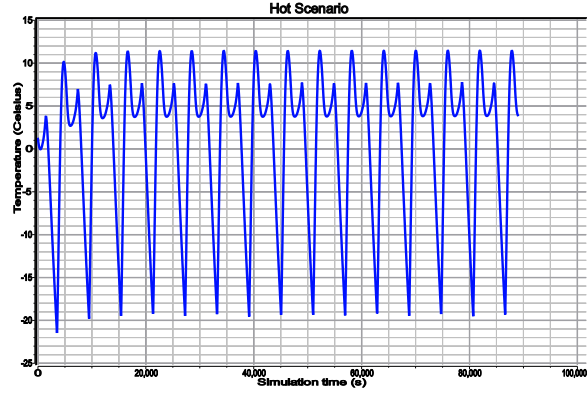
Sıcak durum senaryo analizi sonucunda, aşağıdaki sonuçlar elde edilmiştir (Şekil 6. 5-6. 16):



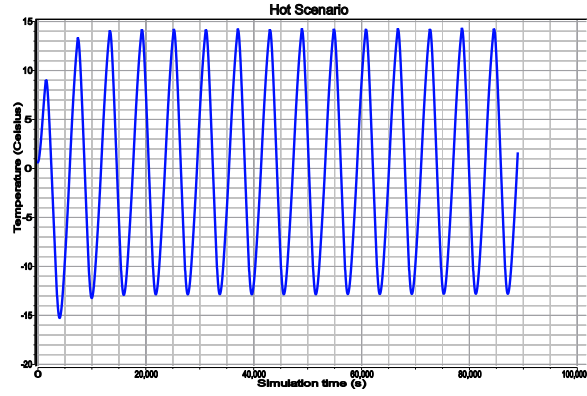
Şekil 6. 5 Uydu Sıcaklık Sıcak Senaryo



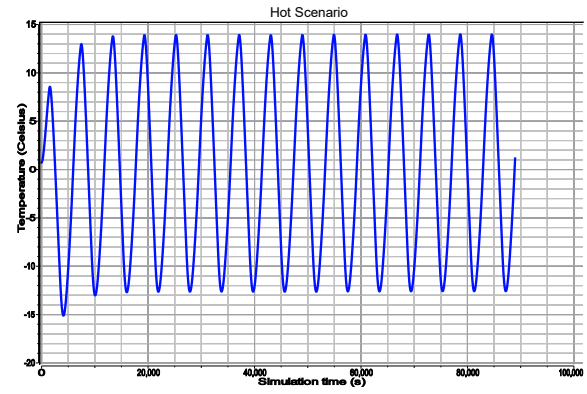
Şekil 6. 6 Gps Sıcaklık Aralığı



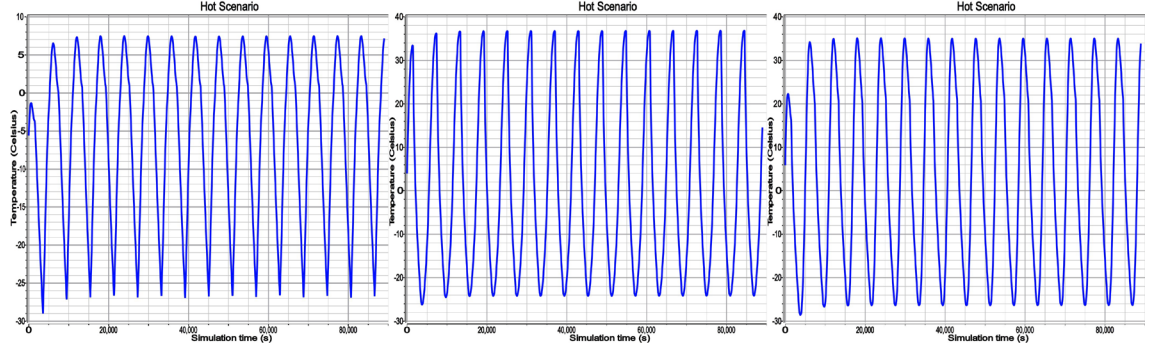
Şekil 6. 7 Manyetometre Sıcaklık Aralığı



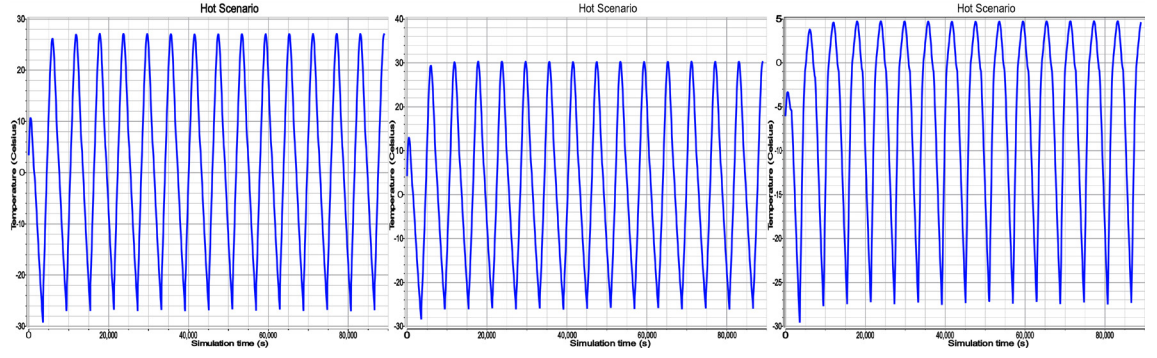
Şekil 6. 8 Pil Grubu Sıcaklık Aralığı



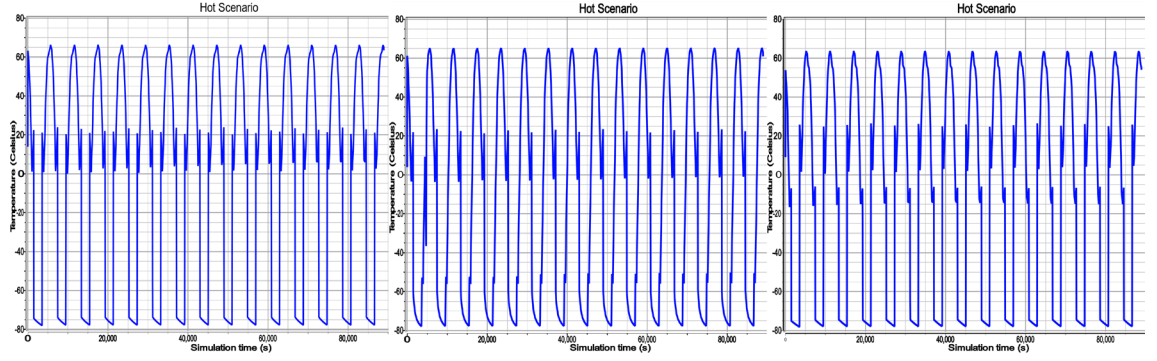
Şekil 6. 9 Jiroskop Sıcaklık Aralığı



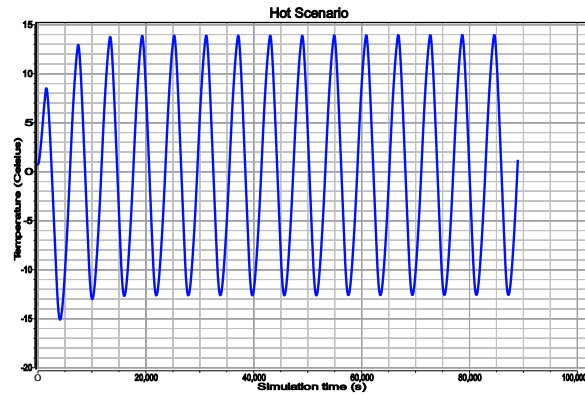
Şekil 6. 10 Manyetik Tork Çubukları Sıcaklık Aralıkları



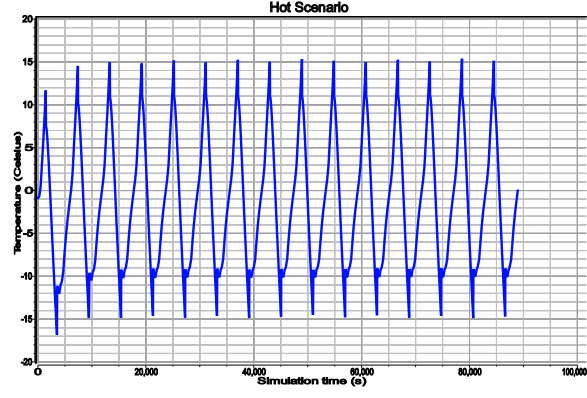
Şekil 6. 11 Tepki Tekeri x, y ve z Sıcaklık Aralıkları



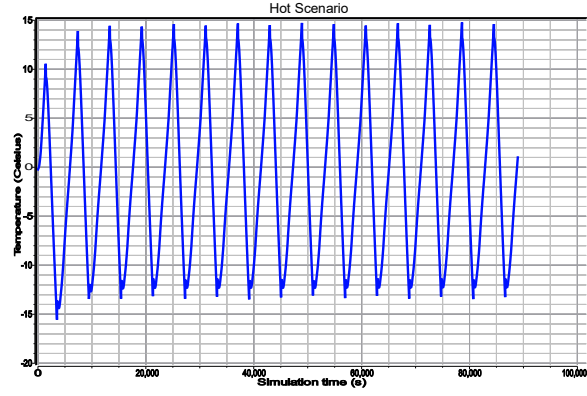
Şekil 6. 12 Güneş Panelleri Sıcaklık Aralıkları



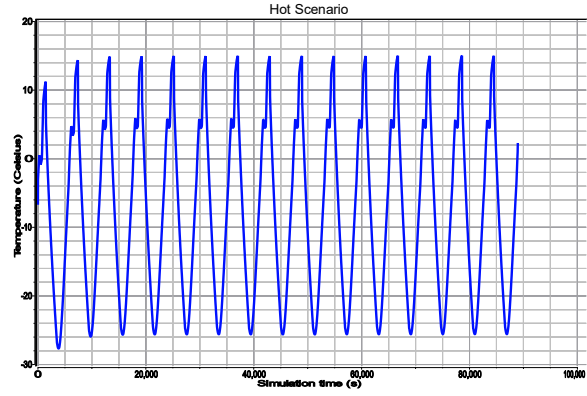
Şekil 6. 13 Uydu Bilgisayarı



Şekil 6. 14 S Band Sıcaklık Aralığı



Şekil 6. 15 X Band Sıcaklık Aralığı



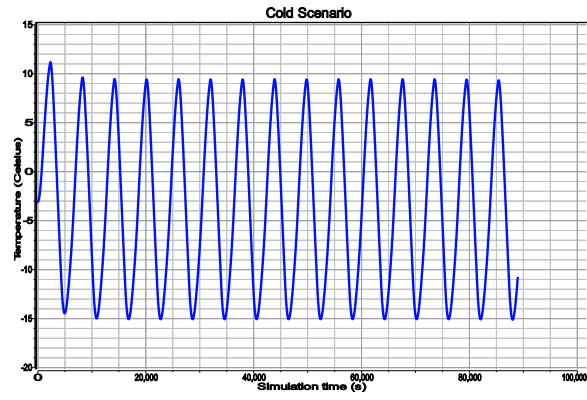
Şekil 6. 16 Yıldız Algılayıcı Sıcaklık Aralığı

6.5.6.2 Soğuk Durum

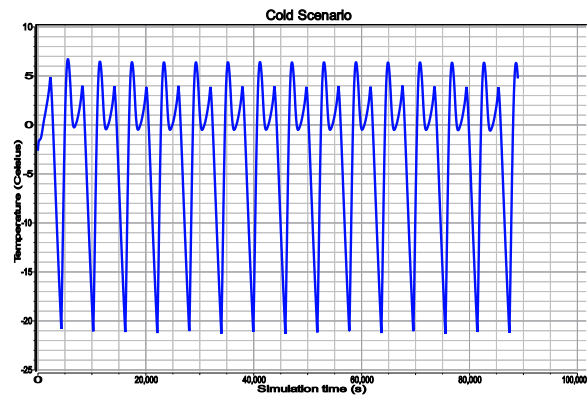
Soğuk durum senaryo analizi sonucunda, aşağıdaki sonuçlar elde edilmiştir (Şekil 6. 17-6. 28):



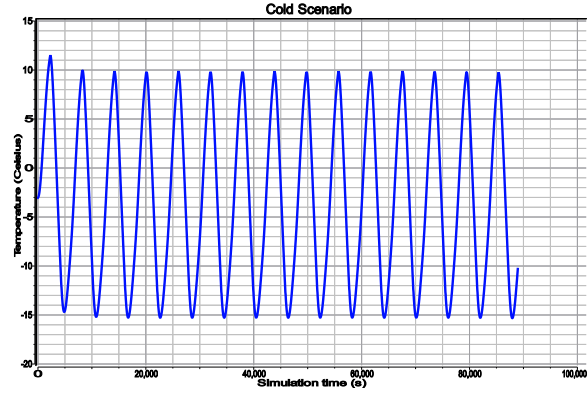
Şekil 6. 17 Uydu Sıcaklık Soğuk Senaryo



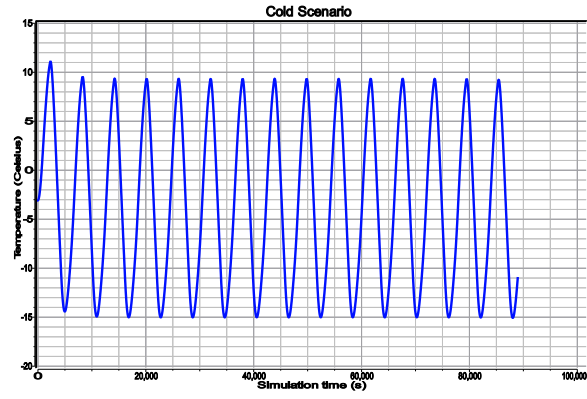
Şekil 6. 18 Gps Sıcaklık Aralığı



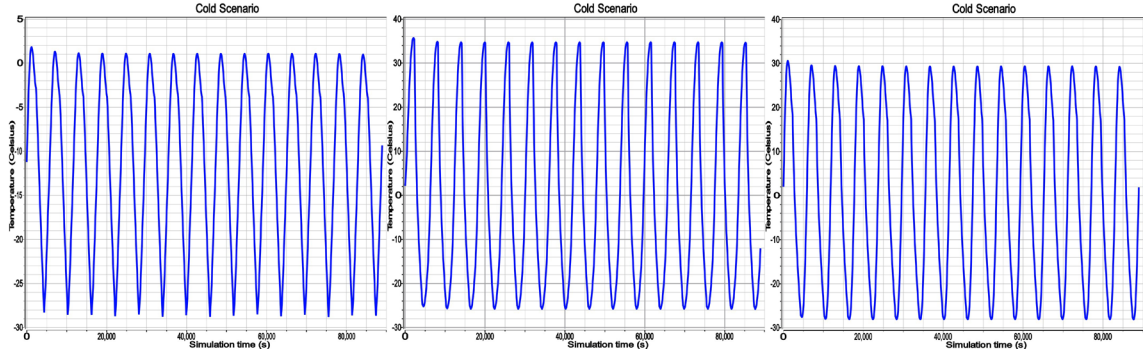
Şekil 6. 19 Manyetometre Sıcaklık Aralığı



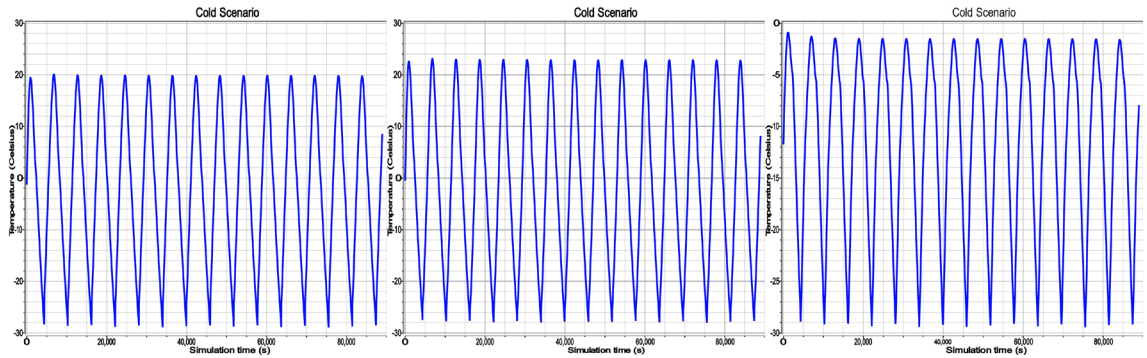
Şekil 6. 20 Pil Grubu Sıcaklık Aralığı



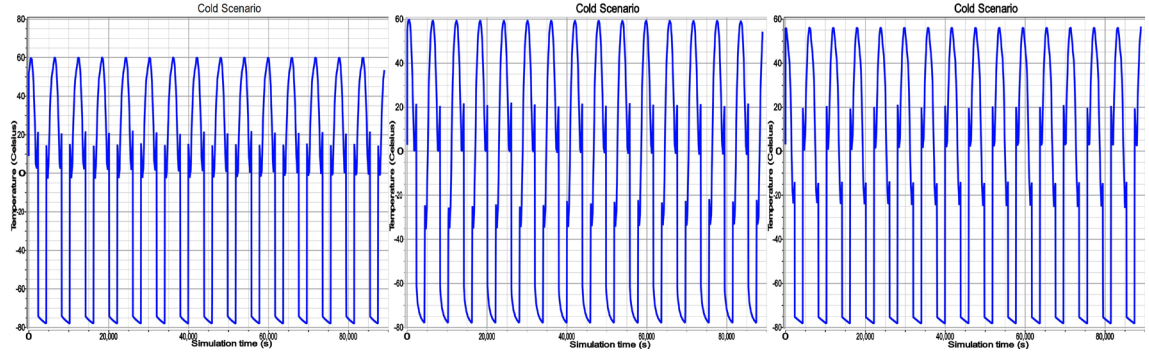
Şekil 6. 21 Jiroskop Sıcaklık Aralığı



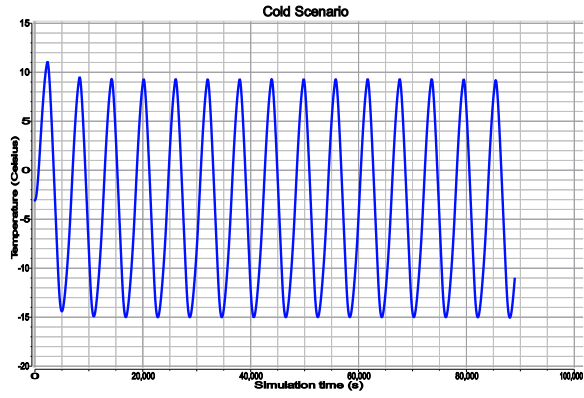
Şekil 6. 22 Manyetik Tork Çubukları Sıcaklık Aralıkları



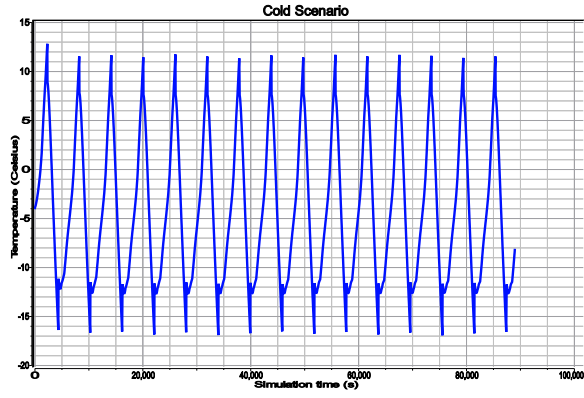
Şekil 6. 23 Tepki Tekeri x, y ve z Sıcaklık Aralıkları



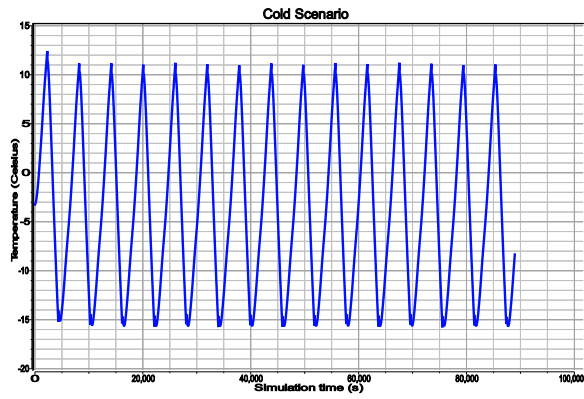
Şekil 6. 24 Güneş Panelleri Sıcaklık Aralıkları



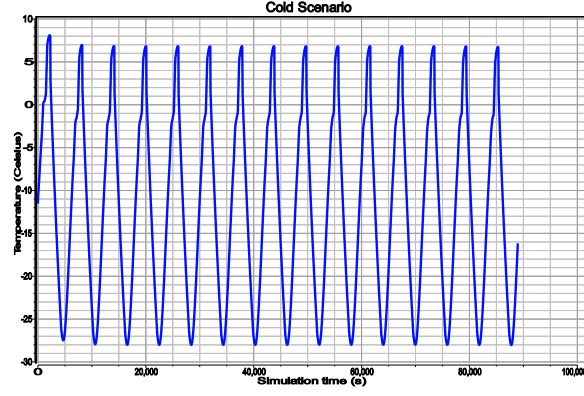
Şekil 6. 25 Uydu Bilgisayarı Sıcaklık Aralığı



Şekil 6. 26 S Band Sıcaklık Aralığı



Şekil 6. 27 X Band Sıcaklık Aralığı



Şekil 6. 28 Yıldız Algılayıcı Sıcaklık Aralığı

6.5.7 Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi

Termal analiz sonucu elde edilen eğriler, sıcak durum ve soğuk duruma göre incelenir.

6.5.7.1 Sıcak Durum

Sıcak durum senaryosunda yapılan analizler sonucunda, uydu bileşenlerinin yeterlilik sıcaklık aralıkları arasında olduğu gözlemlenmektedir.

Çizelge 6. 5 Sıcak Durum Sıcaklık Kontrolü

Ekipman Adı	Yeterlilik Sıcaklık Aralıkları (°C)		Sıcak Durum	
	Operasyon Harici		Zamana Bağlı Analiz Sıcaklıkları	
	En Düşük	En Yüksek	Tmin (°C)	Tmax (°C)
Yıldız Algılayıcı	-40	70	-26,75	15,17
Jiroskop	-30	60	-15,10	13,99
Tepki Teker	-40	80	-29,26	30,30
Manyetik Tork Çubuğu	-55	75	-28,98	35,07
Manyetometre	-40	85	-21,46	11,47
GPS	-50	80	-15,13	14,05
Pil Bloğu	-40	40	-15,26	14,35
Uydu Bilgisayarı	-20	50	-15,09	13,97
S bant	-20	50	-16,83	15,37
X Bant	-20	50	-15,57	14,78
Güneş Paneli	-100	125	-78,2	66,28

6.5.7.2 Soğuk Durum

Soğuk durum senaryosunda yapılan analizler sonucunda, uydu bileşenlerinin yeterlilik sıcaklık aralıkları arasında olduğu gözlemlenmektedir.

Çizelge 6. 6 Soğuk Durum Sıcaklık Karşılaştırılması

Ekipman Adı	Yeterlilik Sıcaklık Aralıkları (°C)		Soğuk Durum Zamana Bağlı Analiz Sıcaklıkları	
	Operasyon Harici		Tmin (°C)	Tmax (°C)
	En Düşük	En Yüksek		
Yıldız Algılayıcı	-40	70	-28,03	8,10
Jiroskop	-30	60	-15,06	11,11
Tepki Tekeri	-40	80	-29,43	23,13
Manyetik Tork Çubuğu	-55	75	-26,79	16,82
Manyetometre	-40	85	-28,80	35,64
GPS	-50	80	-15,10	11,18
Pil Bloğu	-40	40	-15,32	11,51
Uydu Bilgisayarı	-20	50	-19,76	14,51
S bant	-20	50	-16,92	12,83
X Bant	-20	50	-15,77	12,41
Güneş Paneli	-100	125	-78,18	56,10

6.5.8 Sonuç

Termal analiz sonucunda, bileşenlerin yeterlilik sıcaklık aralıklarında olduğu gözlemlenmiştir. Elde edilen sonuçlara, cihazın ürettiği ısı, radyatör sıcaklığı ve fan soğutması dahil değildir. Bu analizde, alt sistemlerin uzay ortamında hangi sıcaklık aralığında çalıştığını göstermektedir. Alt sistemlerin ve bileşenlerin yerleştirilmesi uzay şartlarına uygun olduğunun göstergesidir. Operasyonel sıcaklıklar daha ideal sıcaklıklar olacaktır.

GÖZLEM UYDUSU MODELLENMESİ VE KONTROLÜ

Gözlem uydularında kontrol, uydu başarısı için en önemli parametrelerden bir tanesidir. Uzay ortamında uydular bozucu etkilere maruz kalmaktadır. Bu bozucu etkiler uydunun yörüngesinden sapması ve yörünge bozukluklarına neden olmaktadır. Gözlem uydusu matematiksel modellenerek uygulanacak kontrolcü ile birlikte bu etkiler azaltılmaya çalışacaktır. Bu bölümde, gözlem uydusunun dinamik denklemleri çıkarılacaktır. Dinamik denklemler yardımıyla uydunun durum- uzay denklemleri elde edilecektir. Matlab [76] ve Simulink [77] kullanılarak, durum-uzay denklemlerine kontrol girişi yapılarak bozucular bastırılmaya çalışılacaktır. Kontrolör olarak durum geri beslemeli H_∞ kontrolör ve durum geri beslemeli karma H_2/H_∞ kontrolör uygulanacaktır. Durum geri beslemeli H_∞ kontrolör ile kontrolcüsüz durum karşılaştırılması yapılarak kontrolcünün etkisi incelenecektir. Durum geri beslemeli H_∞ kontrolör ile karma H_2/H_∞ kontrolörler karşılaştırılarak mevcut bozucu girişte hangi kontrolörün daha iyi cevap vereceği incelenecektir.

7.1 Uydu Matematiksel Modeli

Gözlem uydusu, dinamik modeli momentum teoremi ve Euler eşitliğinden yararlanılarak çıkarılacaktır. Uydunun dinamik modeli çıkarıldıktan sonra durum-uzay denklemleri çıkarılacaktır. Uydunun x eksenî yönündeki dönmesi φ yuvarlanma açısını, y eksenî yönündeki dönmesi θ yunuslama açısını, z eksenî yönündeki dönmeyi ψ yalpalama açısını göstermektedir [35].

7.1.1 Uydu Dinamik Denklemleri

Uzayda, belirlenen yörüngede hareket eden gözlem uydusunun matematiksel modeli momentum teoreminden çıkarabilir. Uydunun atalet sistemdeki durum dinamiği aşağıdaki eşitliklerle ifade edilebilir [1], [5], [6], [35], [36]:

Uydunun toplam momentumunun türevi kontrol torkuna, yerçekimi gradyen torkuna ve bozucu torkun toplamına eşittir.

$$\dot{H} = T_c + T_g + T_d \quad (7.1)$$

Uydunun toplam momenti (7.2) eşitliği gibi de gösterilebilir.

$$H = I_b \omega \quad (7.2)$$

Toplam momentumun türevi alınır (7.3) eşitliği elde edilir.

$$\dot{H} = I_b \dot{\omega} + \omega \times (I_b \omega) \quad (7.3)$$

(7.3) Eşitliği toplam momentum (7.1) eşitliğinde yazılırsa;

$$I_b \dot{\omega} + \omega \times (I_b \omega) = T_c + T_g + T_d \quad (7.4)$$

(7.4) Eşitliği elde edilir. Uydunun eylemsizlik momenti bileşenleri (7.5) eşitliğinde gösterilmiştir. Ayrıca, (7.6), (7.7), (7.8) eşitliklerinde torkun bileşenleri verilmiştir. T_c kontrol torkunu, T_g yerçekimi gradyen torkunu ve T_d bozucu torkunu temsil etmektedir.

$$I_b = \text{diag}(I_x, I_y, I_z) \quad (7.5)$$

$$T_c = \begin{bmatrix} T_{cx} \\ T_{cy} \\ T_{cz} \end{bmatrix} \quad (7.6)$$

$$T_g = \begin{bmatrix} T_{gx} \\ T_{gy} \\ T_{gz} \end{bmatrix} \quad (7.7)$$

$$T_d = \begin{bmatrix} T_{dx} \\ T_{dy} \\ T_{dz} \end{bmatrix} \quad (7.8)$$

I_b , T_c , T_g ve T_d , (7.5), (7.6), (7.7) ve (7.8) eşitliklerinde yeniden tanımlanırsa ve eşitliklerde yerine yazılırsa (7.9) eşitliği elde edilir.

$$I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z = T_{cx} + T_{gx} + T_{dx}$$

$$I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_z \omega_x = T_{cy} + T_{gy} + T_{dy} \quad (7.9)$$

$$I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y = T_{cz} + T_{gz} + T_{dz}$$

(7.9) Eşitliğindeki açısal hız (7.10) eşitliğindeki bileşenlerine [6] ayrılırsa;

$$\omega = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \omega_0 \psi \\ \dot{\theta} - \omega_0 \varphi \\ \dot{\psi} - \omega_0 \varphi \end{bmatrix} \quad (7.10)$$

(7.10) Eşitliği elde edilir. (7.10) Eşitliği (7.9) eşitliğinde yerine yazılırsa;

$$I_x \ddot{\phi} + (I_y - I_z) \omega_0^2 \varphi + (I_y - I_z - I_x) \omega_0 \dot{\psi} = T_{cx} + T_{gx} + T_{dx}$$

$$I_y \ddot{\theta} = T_{cy} + T_{gy} + T_{dy} \quad (7.11)$$

$$I_z \ddot{\psi} + (I_x + I_z - I_y) \omega_0 \dot{\phi} + (I_y - I_x) \omega_0^2 \psi = T_{cz} + T_{gz} + T_{dz}$$

(7.11) Eşitliği elde edilir. Yerçekimi gradyen torku (7.12) eşitliğinde verildiği gibi tanımlanabilir [1].

$$T_{gx} = -3\omega_0^2 (I_y - I_z) \varphi$$

$$T_{gy} = -3\omega_0^2 (I_x - I_z) \varphi \quad (7.12)$$

$$T_{gz} = 0$$

Tüm dönüşümler yapıldıktan sonra ve yer çekimi gradyen torku yeniden düzenlendiğinde (7.13) eşitliği elde edilir. (7.13) Eşitliği uydunun dinamik denklemlerini oluşturur [35]. Bu dinamik denklemlerden yola çıkarak bozucu etkiler karşısında sistemin cevapları elde edilir.

$$I_x \ddot{\phi} + 4(I_y - I_z) \omega_0^2 \varphi + (I_y - I_z - I_x) \omega_0 \dot{\psi} = T_{cx} + T_{dx}$$

$$I_y \ddot{\theta} + 3\omega_0^2 (I_x - I_z) \theta = T_{cy} + T_{dy} \quad (7.13)$$

$$I_z \ddot{\psi} + (I_x + I_z - I_y) \omega_0 \dot{\phi} + (I_y - I_x) \omega_0^2 \psi = T_{cz} + T_{dz}$$

7.1.2 Uydu Açısal Hızı

Uydu alçak irtifa yörüngesinde dünyadan 700 km uzaklıkta bulunmaktadır. Uydu açısal hızı aşağıdaki eşitliklerle [2] hesaplanır:

$$\mu = 3,986 \cdot 10^5 \quad (7.14)$$

$$r_D = 6378 \text{ km} \quad (7.15)$$

$$r_u = 6378 + 700 = 7078 \text{ km} \quad (7.16)$$

$$\omega_0^2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_u^3}} \quad (7.17)$$

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{3.986 \cdot 10^5}{7078^3}} = 1,06 \times 10^{-3} \text{ rad/s} \quad (7.18)$$

7.1.3 Durum-Uzay Gösterimi

Uydunun dinamik denklemleri (7.13) eşitliğinde elde edilmiştir. Bu dinamik denklemlerin durum-uzay formu (7.19) eşitliğindeki formata getirilip Matlab'te tanımlamak gerekmektedir.

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \quad (7.19)$$

$$y(t) = Cx(t) + Du(t)$$

Uydunun değişken parametreleri (7.20) eşitliğinde gösterilmiştir.

$$x = \begin{bmatrix} \varphi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \quad (7.20)$$

Bu değişkenler durum-uzay formuna uygun hale getirilmelidir. (7.21) Eşitliğinde uydunun dinamik denklemleri yeniden düzenlenmiştir.

$$\begin{aligned} \ddot{\varphi} + 4(I_y - I_z)\omega_0^2\varphi/I_x + (I_y - I_z - I_x)\omega_0\dot{\psi}/I_x &= T_{cx}/I_x + T_{dx}/I_x \\ \ddot{\theta} + 3\omega_0^2(I_x - I_z)\theta/I_y &= T_{cy}/I_y + T_{dy}/I_y \end{aligned} \quad (7.21)$$

$$\ddot{\psi} - (-I_x - I_z + I_y)\omega_0\dot{\varphi}/I_z + (I_y - I_x)\omega_0^2\psi/I_z = T_{cz}/I_z + T_{dz}/I_z$$

Denklemleri sadeleştirmek amacıyla bazı tanımlamalar yapılabilir. Bu tanımlamalar (7.22) eşitliğinde gösterilmiştir.

$$I_{ab} = I_a - I_b \quad (7.22)$$

$$I_{abc} = I_a - I_b - I_c$$

(7.21) Eşitliği yeniden düzenlenirse;

$$\ddot{\varphi} + 4(I_{yz})\omega_0^2\varphi/I_x + (I_{yzx})\omega_0\dot{\psi}/I_x = T_{cx}/I_x + T_{dx}/I_x$$

$$\ddot{\theta} + 3\omega_0^2(I_{xz})\theta/I_y = T_{cy}/I_y + T_{dy}/I_y \quad (7.23)$$

$$\ddot{\psi} - (I_{yxz})\omega_0\dot{\phi}/I_z + (I_{yx})\omega_0^2\dot{\psi}/I_z = T_{cz}/I_z + T_{dz}/I_z$$

(7.23) Eşitliği elde edilir. Durum-uzay formuna geçiş yapmak için değişken dönüşümü yapılmalıdır. (7.24) Eşitliğinde değişken dönüşümünde kullanılacak eşitlikler verilmiştir.

$$\dot{\phi} = \varphi_1$$

$$\dot{\theta} = \theta_1 \quad (7.24)$$

$$\dot{\psi} = \psi_1$$

(7.23) Eşitliği, (7.24) eşitliğinde verilen dönüşümler uygulanırsa;

$$\dot{\phi}_1 + 4(I_{yz})\omega_0^2\phi/I_x + (I_{yzx})\omega_0\psi_1/I_x = T_{cx}/I_x + T_{dx}/I_x$$

$$\dot{\theta}_1 + 3\omega_0^2(I_{xz})\theta/I_y = T_{cy}/I_y + T_{dy}/I_y \quad (7.25)$$

$$\dot{\psi}_1 - (I_{yxz})\omega_0\phi_1/I_z + (I_{yx})\omega_0^2\psi_1/I_z = T_{cz}/I_z + T_{dz}/I_z$$

(7.25) Eşitliği elde edilir.

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \quad (7.26)$$

$$y(t) = Cx(t) + Du(t)$$

(7.26) Eşitliğinde uydunun bozucu etkiler karşısında kontrolcü girişi olmadan durum-uzay eşitliği verilmiştir. (7.25) Eşitliğinde verilen denklemler (7.26) eşitliğinde verilen durum-uzay formatında yeniden düzenlenirse (7.27), (7.28), (7.29), (7.30) ve (7.31) eşitlikleri elde edilir. $x(t)$ durum vektörünü, $y(t)$ çıkış vektörünü, $w(t)$ bozucu girişini, A , B_1 , C_1 ve D_1 sistemin bilinen matrisleridir.

$$\dot{x}^T = [\dot{\phi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi} \quad \dot{\phi}_1 \quad \dot{\theta}_1 \quad \dot{\psi}_1] \quad (7.27)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ -\frac{4\omega_0^2 I_{yz}}{I_x} & 0 & 0 & 0 & 0 & -\omega_0 \frac{I_{yzx}}{I_x} \\ 0 & -\frac{3\omega_0^2 I_{xz}}{I_y} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{3\omega_0^2 I_{yx}}{I_z} & \omega_0 \frac{I_{yxz}}{I_z} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (7.28)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{I_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_z} \end{bmatrix} \quad (7.29)$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{4\omega_0^2 I_{yz}}{I_x} & 0 & 0 & 0 & 0 & -\omega_0 \frac{I_{yzx}}{I_x} \\ 0 & -\frac{3\omega_0^2 I_{xz}}{I_y} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{3\omega_0^2 I_{yx}}{I_z} & \omega_0 \frac{I_{yxz}}{I_z} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (7.30)$$

$$D = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{I_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_z} \end{bmatrix} \quad (7.31)$$

Yukarıdaki eşitlikler uydunun kontrolsüz durum-uzay eşitliğini oluşturmaktadır. Bu eşitliklerden faydalananarak bozucu etki karşısında sistemin kontrolsüz cevabı incelenecektir.

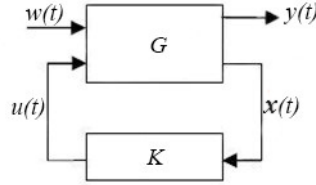
7.2 Kontrolör Tasarımı

Uydu, bozucu etkiler karşısında yörüngeden sapabilmektedir. Uyduyu yörüngede tutacak ve yörünge düzeltmelerini sağlayacak sistemlere ihtiyaç duymaktadır. Uydularda bu sistem uydu itki sistemleri tarafından sağlanmaktadır. Uydu yönelim belirleme ve kontrol alt sistemleri tarafından devreye girerek uyduyu yörüngede tutmakta ve yörünge düzeltmelerini yapmaktadır.

Uydu kontrolünde iki kontrolör kullanılacaktır. İlk kontrolör, durum geri beslemeli H_∞ kontrolör, ikinci kontrolör ise durum geri beslemeli karma H_2/H_∞ kontrolör kullanılacaktır. Ayrıca, uydunun kontrolsüz durumu da H_∞ kontrolör ile kıyaslanacaktır.

7.2.1 Durum Geri Beslemeli H_∞ Kontrolör

H_∞ kontrolcü, sisteme gelen bozucu etkilerin azaltılmasının en iyi yolu olarak, bozuculardan denetlenmek istenen çıkışlara olan transfer fonksiyonları matrisinin H_∞ normunu en küçük yapma işlemi olarak tanımlanır [78]. Şekil 7. 1’de kontrolörün blok diyagramı verilmiştir.



Şekil 7. 1 Durum Geri Beslemeli H_∞ Blok Diyagramı [35]

Blok diyagramında $u(t)$ kontrol girişini, $w(t)$ bozucu girişini, $y(t)$ denetlenmek istenen büyüklükleri, $x(t)$ geri-besleme işaretlerini, K denetleyiciye ait ilişkin transfer fonksiyonları matrisini ve G denetleyici dışında kalan tüm sistemin transfer fonksiyonu matrisini göstermektedir [35]. (7.32) Eşitliğinde uydunun durum geri beslemeli kontrolör durum-uzay eşitliği gösterilmiştir. A , B_1 , B_2 , C_1 , D_{11} ve D_{12} sisteminin bilinen matrisleridir. $x(t)$ durum vektörü, $y(t)$ çıkış vektörünü, $w(t)$ bozucu girişini ve $u(t)$ kontrol girdisini temsil etmektedir. (7.32) Eşitliğinden ve blok diyagramından yararlanarak durum geri beslemeli H_∞ kontrol yasasını elde edilebilir [79], [80].

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + B_1w(t) + B_2u(t) \quad (7.32)$$

$$y(t) = C_1x(t) + D_{11}w(t) + D_{12}u(t)$$

Kontrol girdisi, durum vektörünün doğrusal bir fonksiyonu olarak kabul edilir ve kontrol girdisi (7.33) eşitliğinde verilen dönüşüm yapılır [80].

$$u(t) = Fx(t) \quad (7.33)$$

(7.33) Eşitliğinde verilen F durum geri besleme kazancıdır ve kapalı çevrim sistemi $\|T_{zw}\|_\infty < \gamma$ tanımlanabilir [80]. (7.32) Eşitliğinde verilen durum-uzay gösteriminde dönüşüm yapılırsa (7.34) eşitliği elde edilir.

$$\dot{x} = (A + B_2F)x + B_1w$$

$$y = (C_1 + D_{12}F)x + D_{11}w \quad (7.34)$$

(7.34) Eşitliğinden yararlanarak kapalı çevrimin temsili (7.35) eşitliğinde gösterilebilir.

$$s(G, F) = \left[\begin{array}{c|c} \frac{A+B_2F}{C_1+D_{12}F} & \frac{B_1}{D_{11}} \\ \hline & \end{array} \right] \quad (7.35)$$

H_∞ kontrol kısıtlarını elde etmek için sınırlı gerçek lemma kontrol rolündedir. (7.36)

Eşitsizliğinde ikinci derecen bir lyapunov fonksiyonu vardır [80].

$$V(x) = x^T P x, \quad P > 0, \gamma > 0$$

$$\frac{d}{dt}V(x) + z^T z - \gamma^2 w^T w < 0 \quad (7.36)$$

(7.36) Eşitsizliğinde $\frac{d}{dt}V(x)$ lyapunov kararlılığını, $z^T z - \gamma^2 w^T w < 0$ H_∞ performansını ifade eder [80]. (7.36) Eşitsizliği yeniden tanımlanırsa (7.37) eşitsizliği elde edilir.

$$x^T P x + \dot{x}^T P \dot{x} + z^T z - \gamma^2 w^T w < 0 \quad (7.37)$$

(7.37) Eşitsizliğinde (7.34) eşitliği yazılırsa (7.38) eşitsizliği elde edilir.

$$\begin{aligned} & [(A + B_2 F)x + B_1 w]^T P x + x^T P [(A + B_2 F)x + B_1 w] \\ & + [(C_1 + D_{12} F)x + D_{11} w]^T [(C_1 + D_{12} F)x + D_{11} w] - \gamma^2 w^T w < 0 \end{aligned} \quad (7.38)$$

(7.39) Eşitliği varsayılırsa [80];

$$G(s) = \left[\frac{A|B}{C|D} \right] \quad (7.39)$$

O zaman (7.40) eşitsizliğinde verilenler eşdeğerdir [80].

$$\|G(s)\|_\infty < \gamma$$

$$X > 0 \quad (7.40)$$

$X > 0$ Şartında (7.41) eşitsizliği yazılabilir [80].

$$\begin{bmatrix} A^T X + X A & X B \\ B^T X & -\gamma I \end{bmatrix} + \frac{1}{\gamma} \begin{bmatrix} C^T \\ D^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C & D \end{bmatrix} < 0 \quad (7.41)$$

Yukarıda verilen eşitsizliklerden yararlanarak sistemin H_∞ normu hesaplanabilir. KYP Lemma kullanılarak ve $X > 0$ şartında (7.42) eşitsizliği elde edilir [80].

$$\begin{aligned} & \begin{bmatrix} (A + B_2 F)^T X + X(A + B_2 F) & X B_1 \\ B_1^T X & -\gamma I \end{bmatrix} + \frac{1}{\gamma} \begin{bmatrix} (C_1 + D_{12} F)^T \\ D_{11}^T \end{bmatrix} \\ & + [(C_1 + D_{12} F) D_{11}] < 0 \end{aligned} \quad (7.42)$$

(7.42) Eşitsizliğinde verilen matris nonlineerdir ve lineerleştirmek için schur tümleyeni uygulanır [80]. Schur tümleyeni (7.43) eşitsizliğinde gösterilmiştir.

$$\begin{bmatrix} M & R \\ R^T & Q \end{bmatrix} < 0$$

$$M - RQ^{-1}R^T < 0$$

$$Q = -\frac{1}{\gamma}I < 0$$

$$M = \begin{bmatrix} (A + B_2F)^T X + X(A + B_2F) & XB_1 \\ B_1^T X & -\gamma I \end{bmatrix} \quad (7.43)$$

$$K = \begin{bmatrix} (C_1 + D_{12}F)^T \\ D_{11}^T \end{bmatrix}$$

$$R^T = [(C_1 + D_{12}F) \ D_{11}]$$

(7.42) Eşitsizliği schur tümleyeninde düzenlenirse (7.44) eşitsizliği elde edilir.

$$\begin{bmatrix} (A + B_2F)^T + X(A + B_2F) & XB_1 & (C_1 + D_{12}F)^T \\ B_1^T X & -\gamma I & D_{11}^T \\ (C_1 + D_{12}F) & D_{11} & -\gamma I \end{bmatrix} < 0 \quad (7.44)$$

X ve F matris eşitsizliğinde bilinmeyenlerdir. $X = Y^{-1}$ dönüşümü ve $Y > 0$ şartı durumunda (7.45) eşitsizliği elde edilir.

$$\begin{bmatrix} Y(A + B_2F)^T + (A + B_2F)Y & B_1 & Y(C_1 + D_{12}F)^T \\ B_1^T & -\gamma I & D_{11}^T \\ (C_1 + D_{12}F)Y & D_{11} & -\gamma I \end{bmatrix} < 0 \quad (7.45)$$

(7.45) Eşitsizliğinde verilen matriste çözüm yapılabilmesi için iki bilinmeyen yan yana gelmemesi gerekmektedir. Verilen matriste F ve Y bilinmeyenlerdir ve bu durumu ortadan kaldırmak gerekmektedir. $Z = FY$ dönüşümü yapılırsa iki bilinmeyen ortadan kaldırılmış olur. Dönüşüm yapılırsa (7.46) eşitsizliği elde edilir.

$$\begin{bmatrix} YA^T + Z^T B_2^T + AY + B_2Z & B_1 & YC_1^T + Z^T D_{12}^T \\ B_1^T & -\gamma I & D_{11}^T \\ C_1Y + D_{12}Z & D_{11} & -\gamma I \end{bmatrix} < 0 \quad (7.46)$$

(7.46) Eşitsizliğinde minumum γ için yeniden düzenlenirse (7.47) eşitsizliği elde edilir.

(7.47) Eşitsizliği ve (7.48) eşitsizliği H kontrolörün kontrol yasasını oluşturur. Bu iki DME kontrolör tasarımı kullanılır.

$$\begin{bmatrix} -Y & 0 & 0 & 0 \\ 0 & YA^T + Z^T B_2^T + AY + B_2 Z & B_1 & YC_1^T + Z^T D_{12}^T \\ 0 & B_1^T & -\gamma I & D_{11}^T \\ 0 & C_1 Y + D_{12} Z & D_{11} & -\gamma I \end{bmatrix} < 0 \quad (7.47)$$

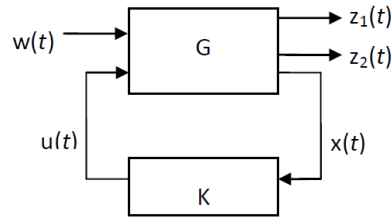
$$Y > 0 \quad (7.48)$$

(7.47) ve (7.48) Matlab'te m. file dosyasında Yalmip [81] çözücüsü kullanılarak çözdürülür. Minumum γ durumunda (7.47) ve (7.48)'in şartlarını sağlayan Y ve Z matrisleri bulunduğu takdirde en iyi H_∞ kontrol kazancı elde edilecektir [35]. Kontrol kazancı (7.49) eşitliğinde yerine yazılarak bulunur.

$$K = ZY^{-1} \quad (7.49)$$

7.2.2 Durum Geri Beslemeli Karma H_2/H_∞ Kontrolör

Durum geri beslemeli H_∞ kontrolör, frekans cevaplarını iyileştirmede daha başarılıdır ama bir kapalı-çevrim sistemi için iyi bir geçici rejim cevabını garanti edemez. H_2 kontrolör ise geçici rejim cevaplarında daha başarılıdır [78]. Sistemden daha iyi cevap alabilmek adına H_∞ kontrolör ve H_2 sentezlenerek H_2/H_∞ kontrolör elde edilir. Şekil 7. 2'de H_2/H_∞ kontrolör blok diyagramı gösterilmiştir.



Şekil 7. 2 H_2/H_∞ Kontrolör Blog Diyagramı [36]

$z_1(t)$ ve $z_2(t)$ çıkış vektörlerini, $w(t)$ bozucu girişini, $u(t)$ kontrol girdisini, $x(t)$ durum vektörünü ve K kontrol kazancını göstermektedir. G ise denetleyici dışında kalan tüm sistemin transfer fonksiyonu matrisini göstermektedir [36]. Kontrolöre ait durum-uzay formu (7.50) eşitliğinde gösterilmiştir. (7.50) Eşitliği ve blog diyagramından yararlanılarak karma H_2/H_∞ kontrolör kontrol yasasını oluşturan DME'ler elde edilebilir [78], [79], [82].

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + B_1 w(t) + B_2 u(t)$$

$$z_1(t) = C_1 x(t) + D_{11} w(t) + D_{12} u(t) \quad (7.50)$$

$$z_2(t) = C_2x(t) + D_{21}w(t) + D_{22}u(t)$$

(7.50) Eşitliğinde $u = Kx$ dönüşümü yapılırsa (7.51) eşitliği elde edilir.

$$\dot{x} = (A + B_2K)x + B_1w$$

$$z_1 = (C_1 + D_{12}K)x + D_{11}w \quad (7.51)$$

$$z_2 = (C_2 + D_{22}K)x + D_{21}w$$

(7.36) Eşitsizliği (7.51) eşitliğiyle birleştirilirse (7.52) eşitsizliği elde edilir.

$$\begin{aligned} & [(A + B_2K)^T x + B_1w]^T P x + x^T P [(A + B_2K)x + B_1w] \\ & + [(C_1 + D_{12}K)x + D_{11}w]^T [(C_1 + D_{12}K)x + D_{11}w - \gamma^2 w^T w] < 0 \end{aligned} \quad (7.52)$$

(7.52) Eşitsizliği yeniden düzenlenirse (7.53) eşitsizliği elde edilir.

$$\begin{bmatrix} ((A + B_2K)^T P + P(A + B_2K) + (C_1 + D_{12}K)^T (C_1 + D_{12}K)) & P B_1 + (C_1 + D_{12}K)^T D_{11} \\ B_1^T P + D_{11}^T (C_1 + D_{12}K) & \gamma^2 I + D_{11}^T D_{11} \end{bmatrix} < 0 \quad (7.53)$$

Schur tümleyeni ve (7.53) eşitsizliği P^{-1} ile sağından solundan çarpılması sonucunda, (7.54) eşitsizliği elde edilir.

$$P^{-1}(A + B_2K)^T + (A + B_2K)^T P^{-1} + P^{-1}(C_1 + D_{12}K)^T (C_1 + D_{12}K) P^{-1} \quad (7.54)$$

$$- (B_1 + P^{-1}(C_1 + D_{12}K)^T D_{11}) (\gamma^2 I + D_{11} D_{11}^T)^{-1} (B_1^T + D_{11}^T (C_1 + D_{12}K) P^{-1}) < 0$$

$X_\infty = P^{-1}$ dönüşümü yapılırsa ve $X_\infty > 0$ sağlayacak şekilde schur tümleyeni uygulanırsa (7.55) eşitsizliği elde edilir.

$$\begin{bmatrix} X_\infty(A + B_2K)^T + X_\infty(A + B_2K) & B_1 & X_\infty(C_1 + D_{12}K)^T \\ B_1^T & -\gamma I & D_{11}^T \\ (C_1 + D_{12}K)X_\infty & D_{11} & -\gamma I \end{bmatrix} < 0 \quad (7.55)$$

H_2 kontrolör $\|T_{z2w}\|_2^2$ normunun sonlu olması sadece $D_{21} = 0$ şartıyla sağlanır [78]. H_2 kontrolör probleminin çözümü $X_2 = X_2^T$ ve $Q = Q^T$ şartıyla (7.56) eşitsizliklerinde verilen DME'lerle çözülebilir [82].

$$(A + B_2K)X_2 + X_2(A + B_2K)^T + B_1B_1^T < 0$$

$$\begin{bmatrix} Q & (C_2 + D_{22}K)X_2 \\ X_2(C_2 + D_{22}K)^T & X_2 \end{bmatrix} > 0 \quad (7.56)$$

$$\text{Trace}(Q) < \rho$$

iki kontrolör denetim kısıtı tek yapıda birleştirilerek kombinlenecektir [78]. $X = X_\infty = X_2$ kabulü yapılarak X Lyapunov matrisi kullanılarak ve $W = KX$ değişkeni uygulanarak (7.57) eşitsizliğinde verilen DME'ler elde edilir. Bu DME'ler kontrol yasasını oluşturur.

$$\begin{bmatrix} XA^T + W^T B_2^T + AX + B_2 W & B_1 & XC_1^T + W^T D_{12}^T \\ B_1^T & -\gamma I & D_{11}^T \\ C_1 X + D_{12} W & D_{11} & -\gamma I \end{bmatrix} < 0$$

$$\begin{bmatrix} Q & C_2 X + D_{22} W \\ XC_2^T + W^T D_{22}^T & X \end{bmatrix} > 0 \quad (7.57)$$

$$iz(Q) < \rho$$

(7.57) Eşitsizliğinde verilen DME'ler Matlab'te Yalmip çözücüsü kullanılarak çözdürülür. X , W , Q , γ ve ρ hesaplandığında kontrol kazancı hesap edilebilir. K kazancı (7.58) eşitliğinden yararlanılarak hesaplanır.

$$K = WX^{-1} \quad (7.58)$$

7.3 Uydu Simülasyonu

Uydu modeli, Solidworks programında gerçek bir yer gözlem uydusunun ölçüleri ve literatürde elde edilen veriler kullanılarak çıkartılmıştır. Solidworks'te uydu modelinden elde edilen veriler Çizelge 7. 1'de gösterilmiştir. Ayrıca, Çizelge 7. 1'de uydu modelinin tahmini ağırlığı ve (7.18) eşitliğinde hesaplanan uydu açısal hızı gösterilmiştir.

Çizelge 7. 1 Uydu Parametreleri

I_x	175.5 kgm ²
I_y	225 kgm ²
I_z	234 kgm ²
ω_0	1.06x10 ⁻³ rad/s
m	450 kg

Matlab ve Simulink kullanılarak Çizelge 7.1'deki veriler, kontrol yasasını oluşturan DME'ler kullanılarak kontrolör tasarlanacaktır ve kontrolör sisteme uygulanarak uydu simülasyonu yapılacaktır.

7.3.1 Uydu Kontrolsüz ve H ∞ Kontrolör Durumlarının Karşılaştırılması

Uydu kontrolsüz durumda ve uyduya durum geri beslemeli H ∞ kontrolör etki ettirildiğinde uydunun vereceği cevaplar incelenecektir.

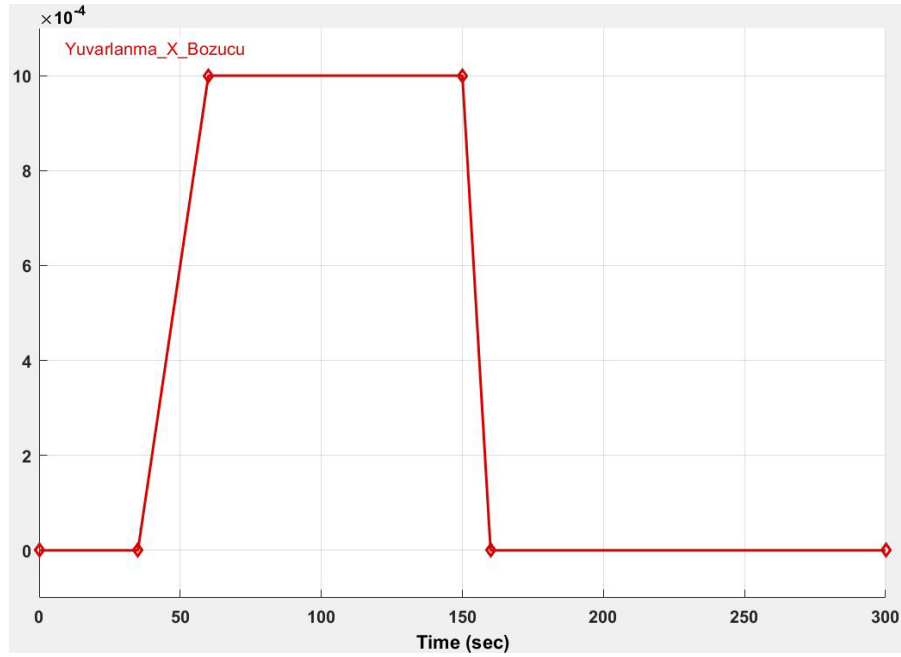
7.3.1.1 Uydu Modelinin Karşılaştırma Sonuçları

Matlab'te hazırlanan sabitlerin ve durum-uzay denklemlerin yer aldığı m file dosyası çalıştırılır. Durum geri beslemeli H ∞ kontrolör için hazırlanan kontrolör dosyası çalıştırılır. Kontrolör dosyası çalıştırıldıktan sonra (7.59) eşitliği elde edilir.

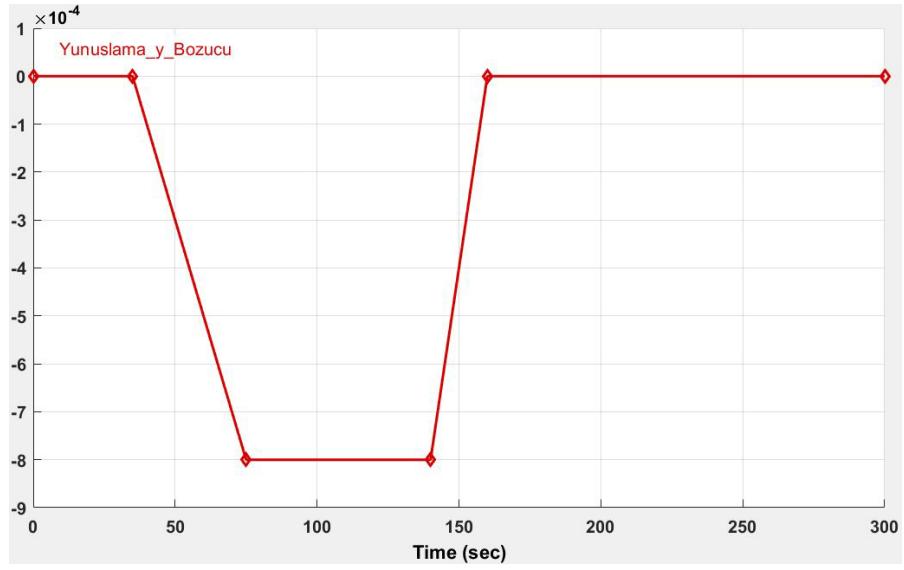
$$\gamma_{\infty} = 4,68$$

$$K = \begin{bmatrix} -720.90 & 0 & 0 & -410.84 & 0 & -0.19 \\ 0 & -924.27 & 0 & 0 & -526.75 & 0 \\ 0 & 0 & -961.24 & -0.19 & 0 & -547.81 \end{bmatrix} \quad (7.59)$$

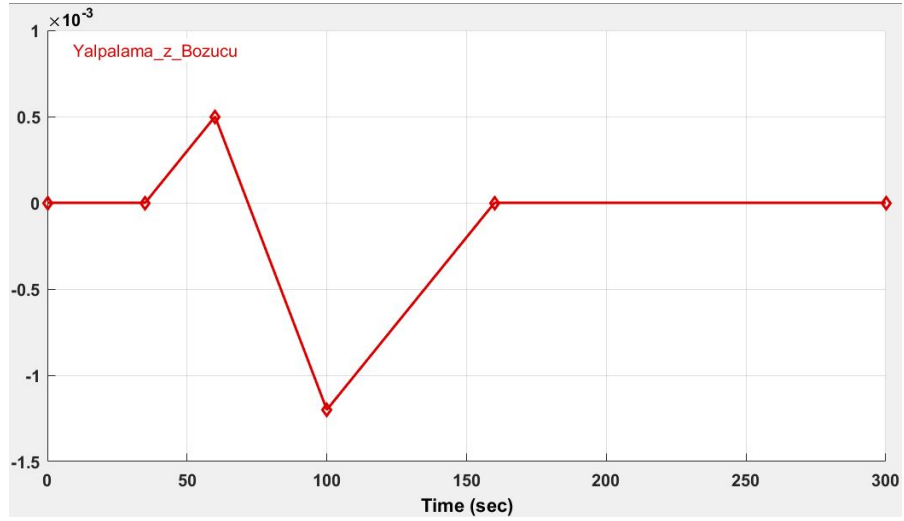
Simulink'te bozucu giriş olarak Şekil 7.3 yuvarlanma bozucu girişini, Şekil 7.4 yunuslama bozucu girişini ve Şekil 7.5'te yalpalama bozucu girişini göstermektedir.



Şekil 7. 3 X Yönü Yuvarlanma Bozucu Torku



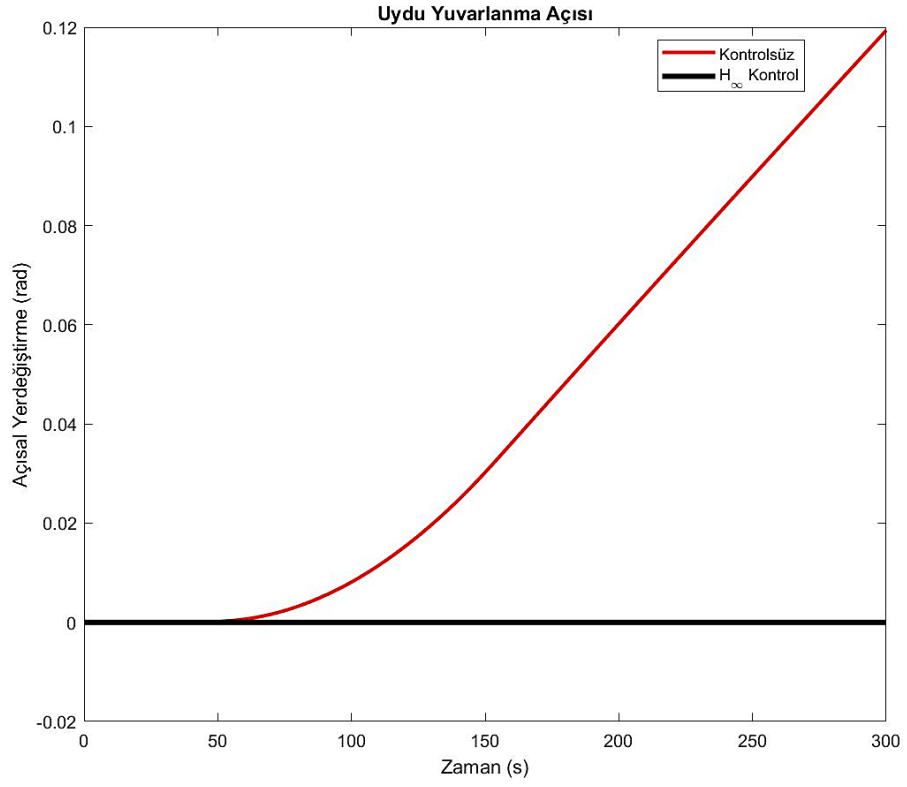
Şekil 7. 4 Y Yönü Yunuslama Bozucu Torku



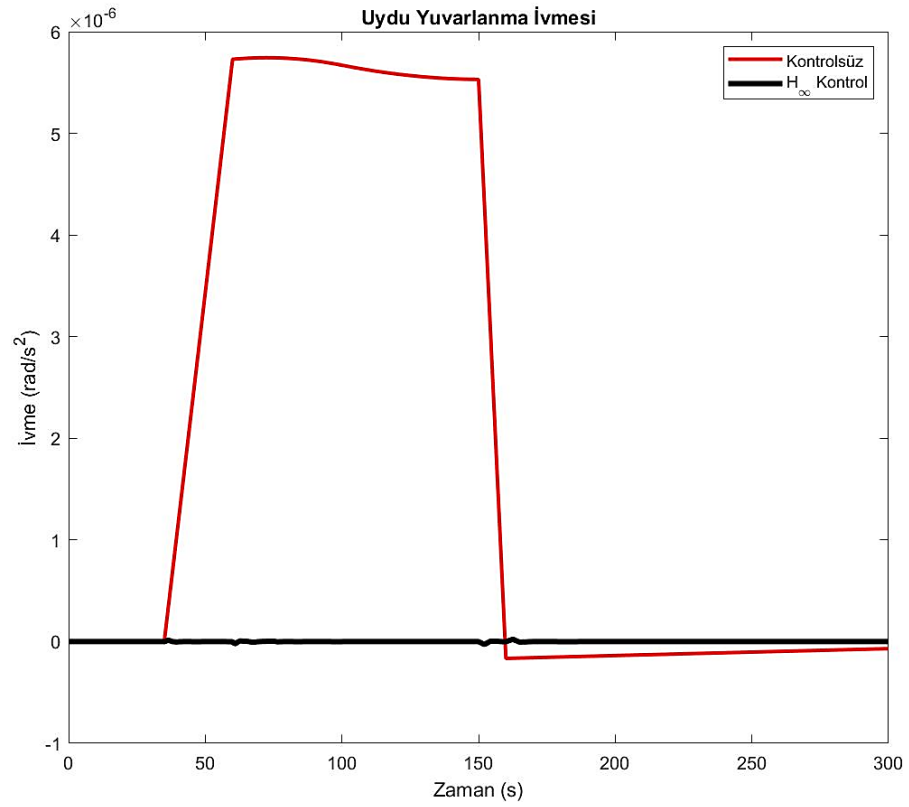
Şekil 7. 5 Z Yönü Yalpalama Bozucu Torku

Simulink'te hazırlanan uydu modeli çalıştırıldıktan sonra şekilleri elde etmek için hazırlanan m file dosyası çalıştırılarak uydunun üç eksenindeki yer değiştirmeleri, ivmeleri ve kontrol torkları elde edilmiştir.

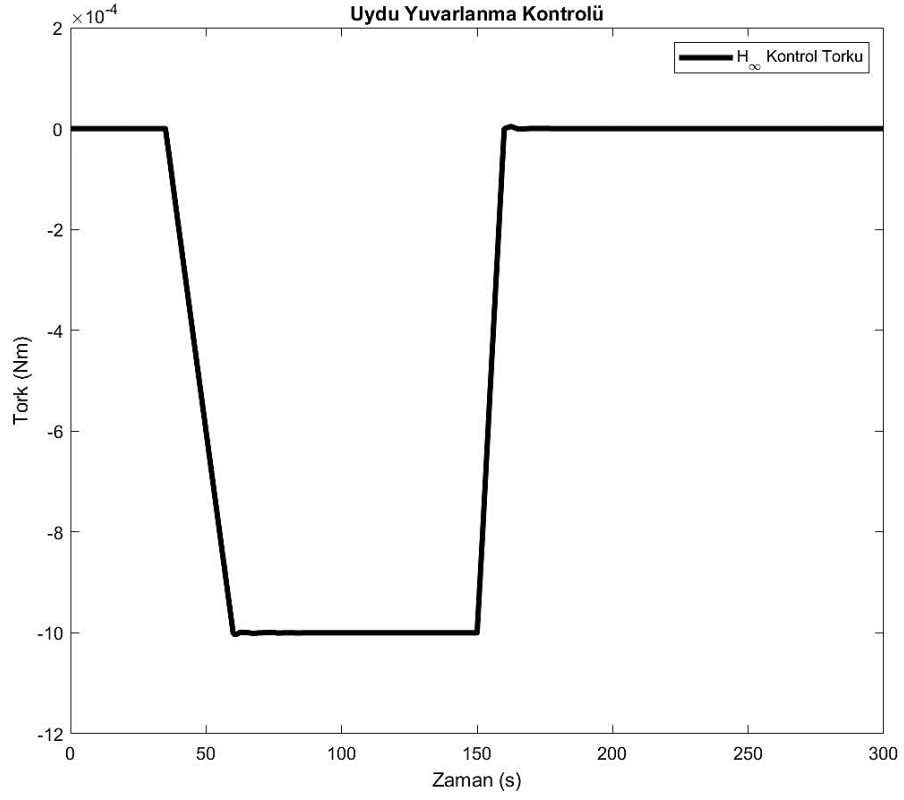
Şekil 7. 6, Şekil 7. 7 ve Şekil 7. 8'de uydunun yuvarlanma açısı, ivmesi ve kontrol torku gösterilmiştir.



Şekil 7. 6 Uydu x Eksenli Yuvarlanma Açısı

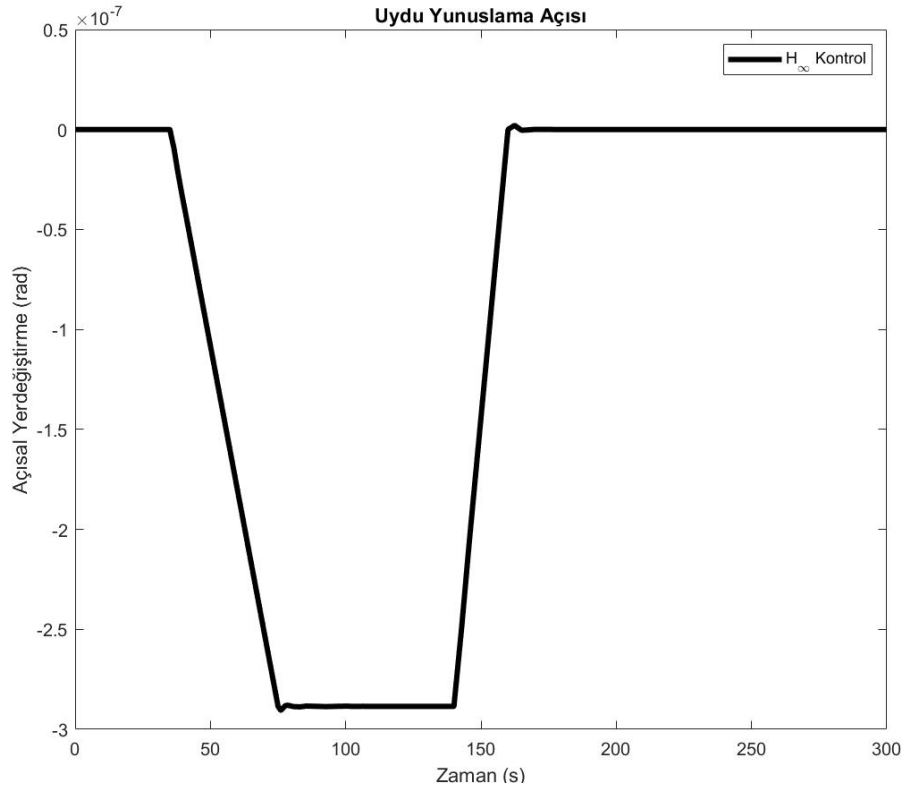


Şekil 7. 7 Uydu x Eksenli Yuvarlanma İvmesi

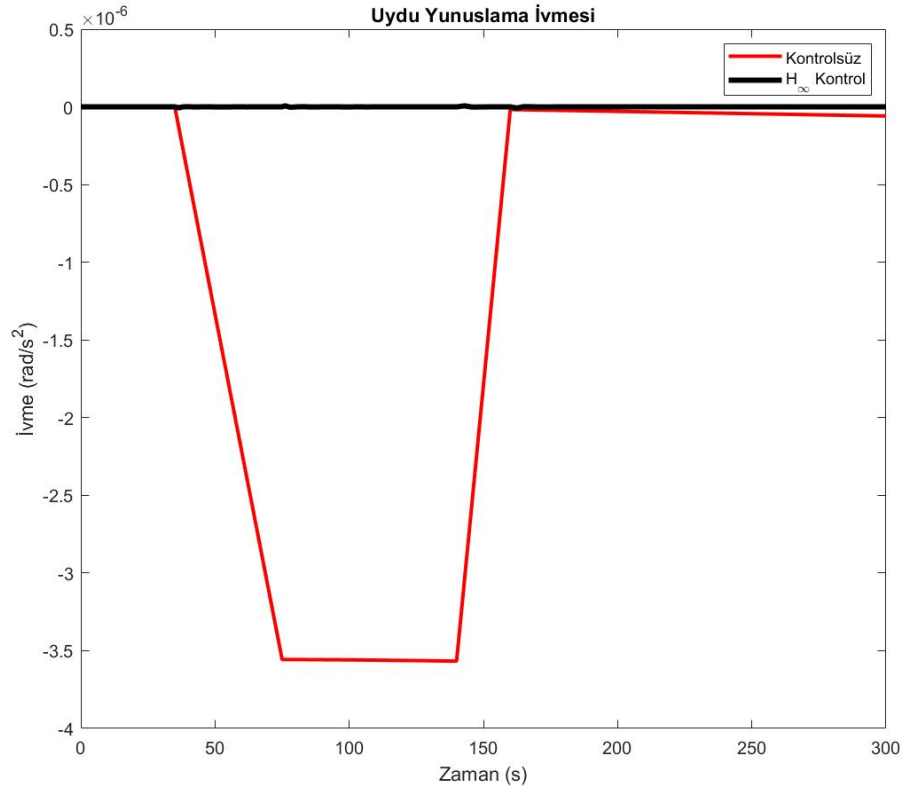


Şekil 7. 8 Uydu x Eksenli Yuvarlanma Kontrolü

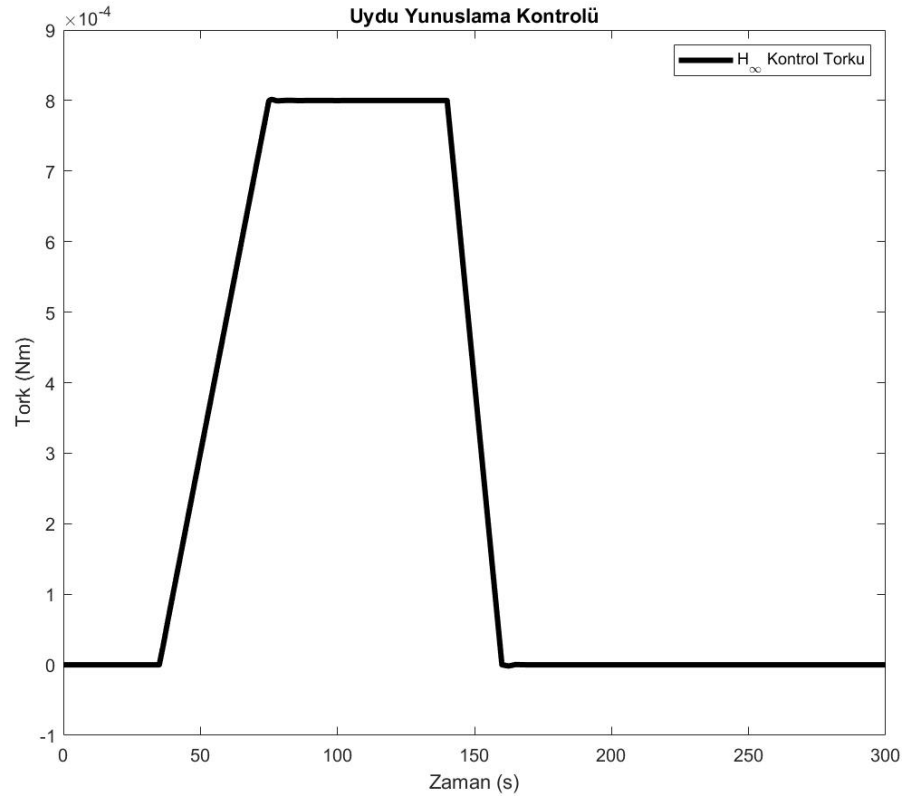
Şekil 7. 9, Şekil 7. 10 ve Şekil 7. 11’de uydunun yunuslama açısı, ivmesi ve kontrol torku gösterilmiştir.



Şekil 7. 9 Uydu y Eksenli Yunuslama Açısı



Şekil 7. 10 Uydu y Eksenı Yunuslama İvmesi

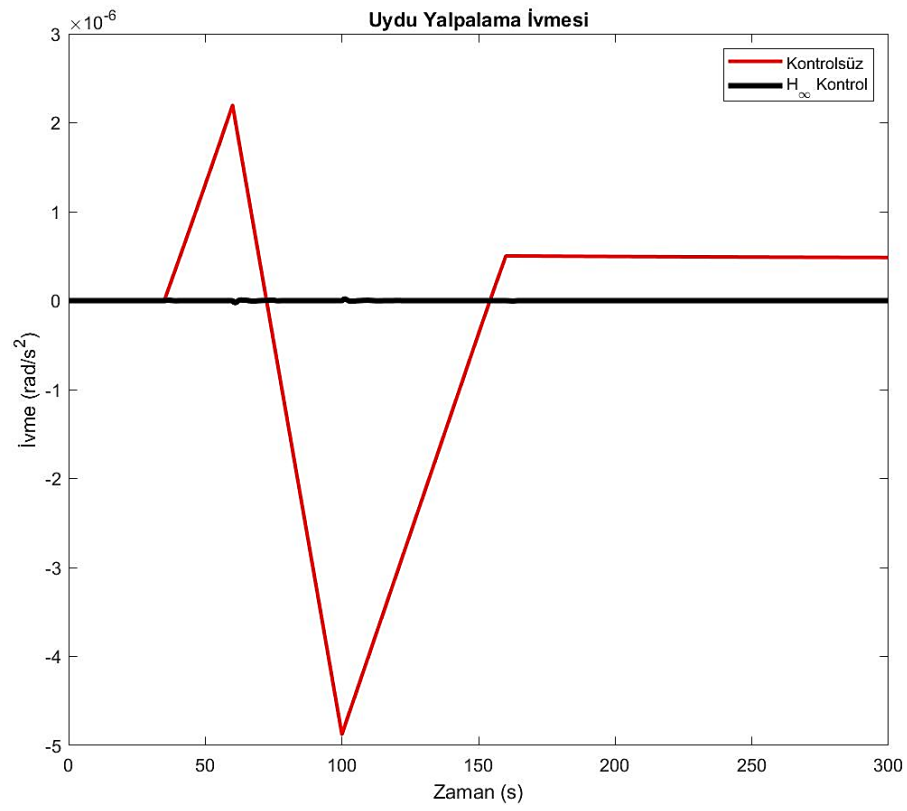


Şekil 7. 11 Uydu y Eksenı Yunuslama Kontrol Torku

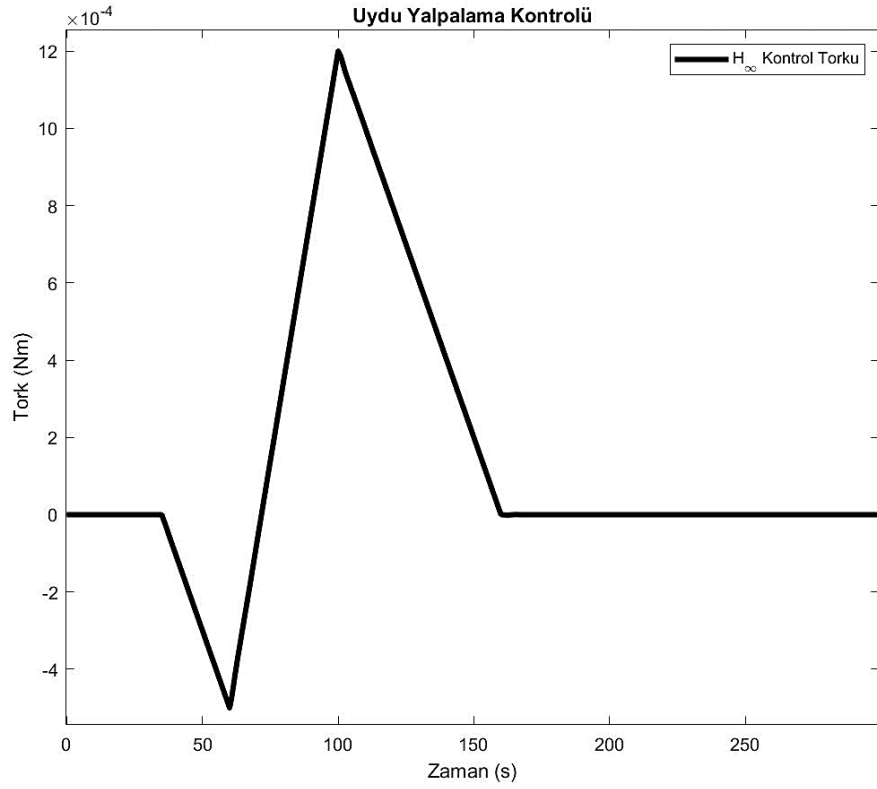
Şekil 7. 12, Şekil 7. 13 ve Şekil 7. 14'te uydunun yalpalama açısı, ivmesi ve kontrol torku gösterilmiştir.



Şekil 7. 12 Uydu z Eksenli Yalpalama Açısı



Şekil 7. 13 Uydu z Eksenli Yalpalama İvmesi



Şekil 7. 14 Uydu z Ekseni Kontrol Torku

7.3.1.2 Karşılaştırma Sonuçlarının Değerlendirilmesi

Yuvarlanma açısı incelendiğinde, kontrolsüz durumda uydunun yörüngeden saptığı görülmektedir. Uydunun y ve z yönlerindeki kontrolsüz durum eklenmemiştir. Bu eksenlerde de uydu sapmaktadır ve kontrolörün açisal yer değiştirmesinin görülebilmesi için kontrollü durum tek başına çizelgesi elde edilmiştir. Üç eksendeki açisal yer değiştirmeler incelendiğinde, kontrol torku çekildikten sonra kontrolör uyduyu yörüngesine getirdiği görülmektedir.

Uydunun üç eksendeki ivmeleri incelendiğinde, kontrolör durumunda daha iyi cevaplar alındığını göstermektedir. Kontrolör, uydu ivme genliklerini bastırmaktadır. Kontrollü durum, kontrolsüz duruma göre daha başarılı ivme sonuçları vermektedir.

Uydunun eksende kalması için gerekli olan kontrol torkları gösterilmiştir. Bu torklar, itki sistemleri tarafından sağlanarak uydu yörüngede tutulmaktadır.

Uydu açisal yer değiştirmeleri ve ivme cevapları incelendiğinde, kontrolörün daha başarılı olduğu görülmektedir. Kontrollü durum ile kontrolsüz durum karşılaştırıldığında kontrollü durumun daha başarılı olduğu görülmektedir.

7.3.2 H_∞ Kontrolör ve H₂/ H_∞ Kontrolör Karşılaştırılması

Uyduya durum geri beslemeli H_∞ kontrolör ve durum geri beslemeli karma H₂/H_∞ kontrolör etki ettirildiğinde uydunun vereceği cevaplar incelenecektir.

7.3.2.1 Uydu Modelinin Karşılaştırma Sonuçları

Durum geri beslemeli H_∞ kontrolör için hazırlanan kontrolör dosyası ve durum geri beslemeli karma H₂/H_∞ kontrolör dosyası çalıştırılır. Kontrolör dosyası çalıştırıldıktan sonra (7.60) eşitliği elde edilir.

$$K_{\infty} = \begin{bmatrix} -720.90 & 0 & 0 & -410.84 & 0 & -0.18 \\ 0 & -924.27 & 0 & 0 & -526.75 & 0 \\ 0 & 0 & -924.27 & -0.18 & 0 & -526.75 \end{bmatrix}$$
$$K_{2,\infty} = \begin{bmatrix} -811.20 & 0 & 0 & -469.9 & 0 & -0.18 \\ 0 & -1040.02 & 0 & 0 & -602.6 & 0 \\ 0 & 0 & -1081.8 & -0.2 & 0 & -626.7 \end{bmatrix}$$

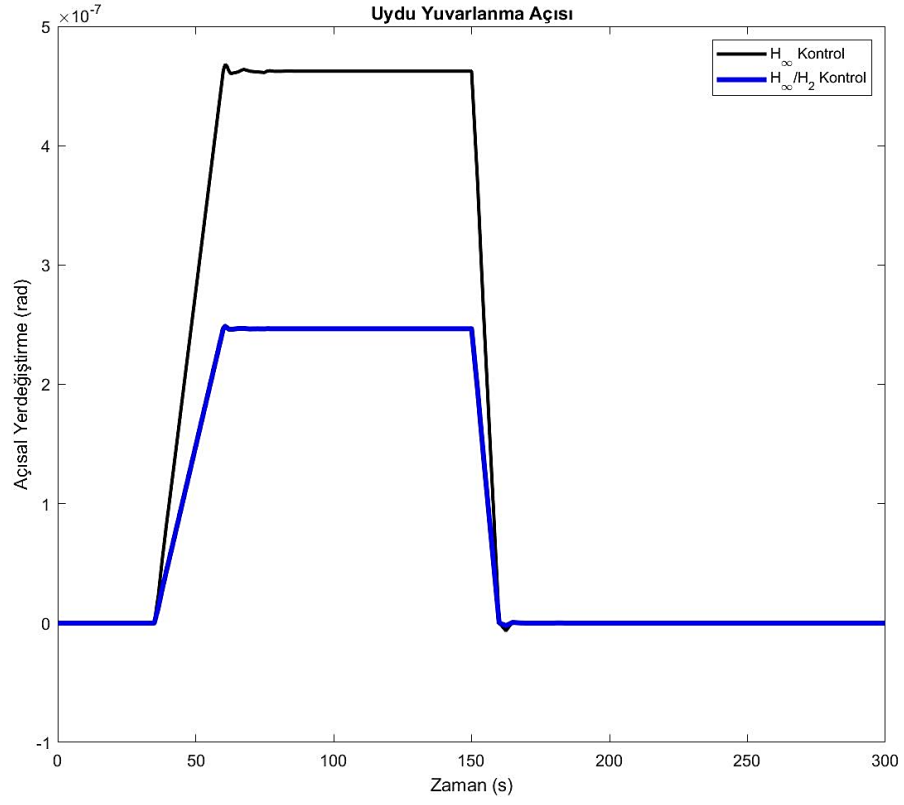
$$\gamma_{\infty} = 4.68 \quad (7.60)$$

$$\gamma_{2,\infty} = 2.94$$

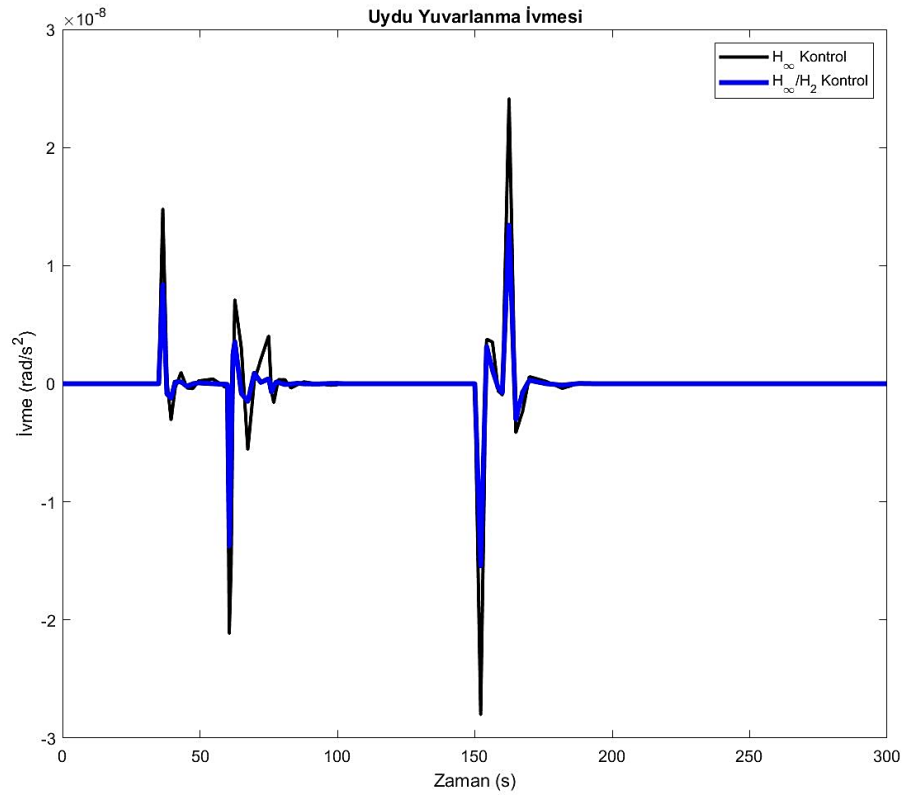
$$\rho = 13.62$$

Bozucu giriş olarak Bölüm 7.3.1.1’de uygulanan bozucu giriş uygulanmıştır. Simulink’te hazırlanan H_∞ kontrolör ve H₂/H_∞ kontrolöre ait model çalıştırıldıktan sonra üç eksenindeki yer değiştirmeler, ivmeler ve kontrol torkları cevapları elde edilir. Bu cevapları elde etmek için m file dosyası çalıştırılarak H_∞ kontrolör ve H₂/H_∞ kontrolöre ait yuvarlanma, yunuslama ve yalpalama açılarına ait cevaplar elde edilir.

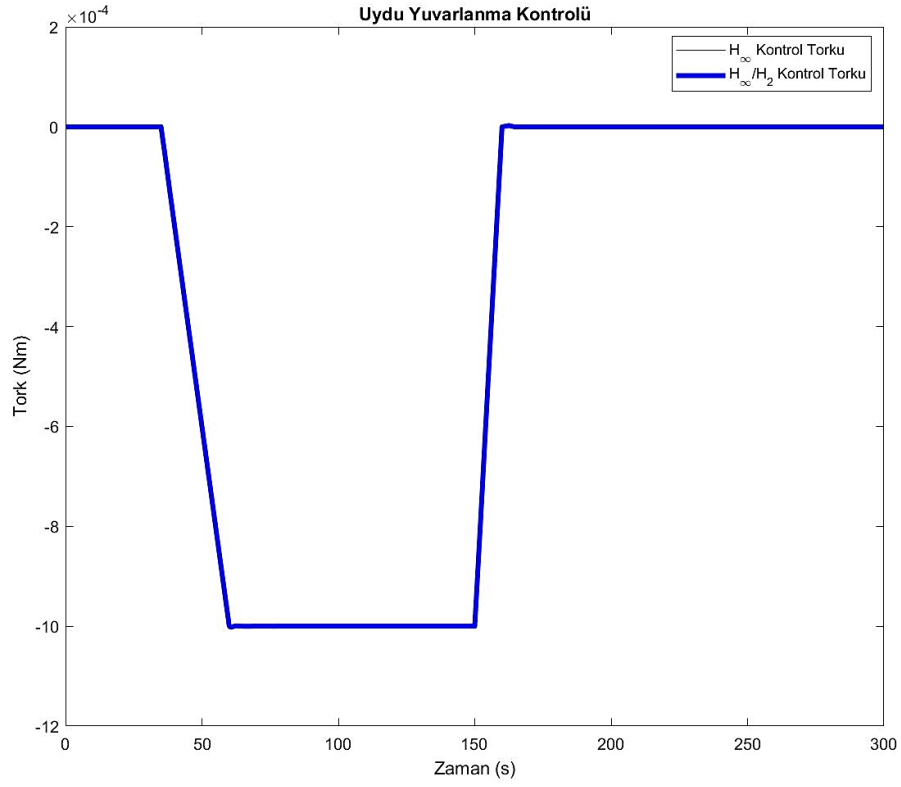
Şekil 7. 15, Şekil 7. 16 ve Şekil 7. 17’de uydunun yuvarlanma açısı, ivmesi ve kontrol torku gösterilmiştir.



Şekil 7. 15 Uydu x Ekseninde Yuvarlanma Açısı

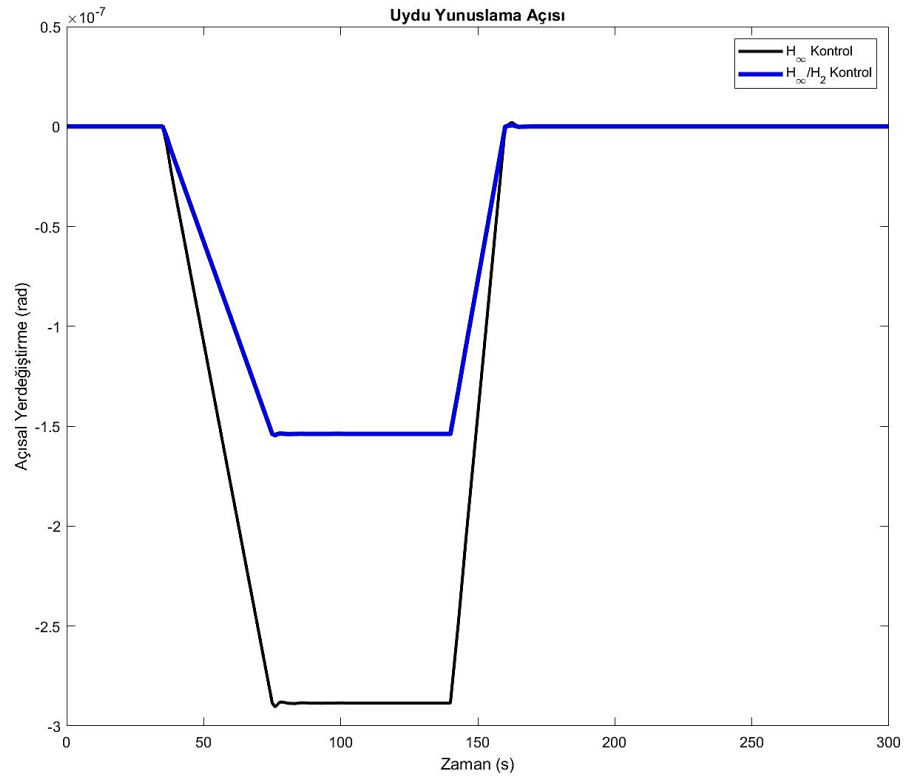


Şekil 7. 16 Uydu x Ekseninde Yuvarlanma İvmesi

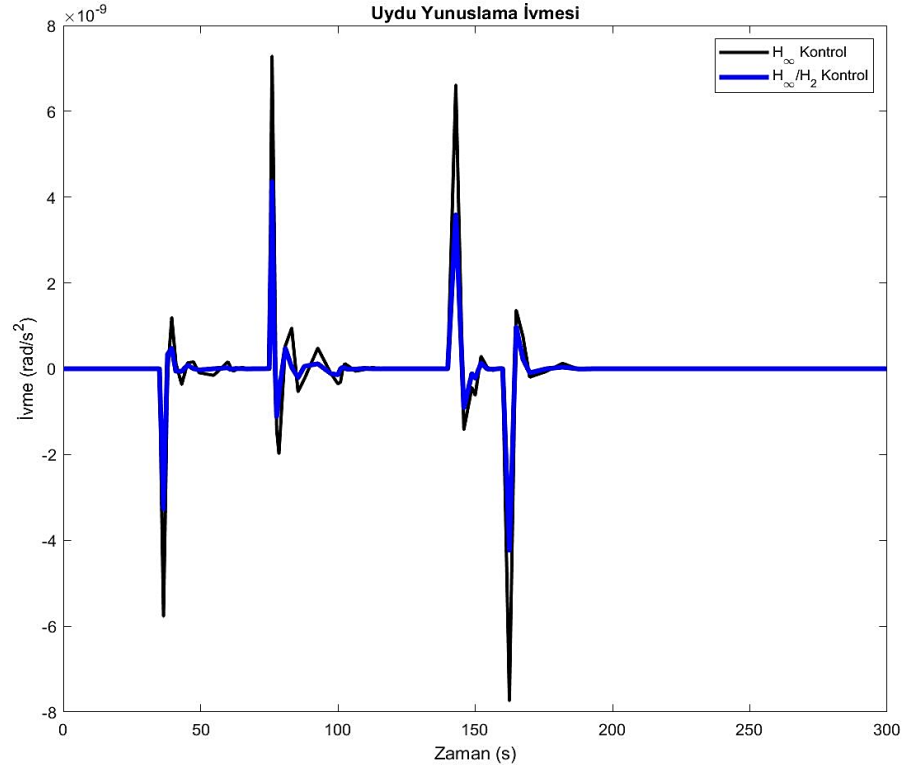


Şekil 7. 17 Uydu x Eksenli Yuvarlanma Kontrolü

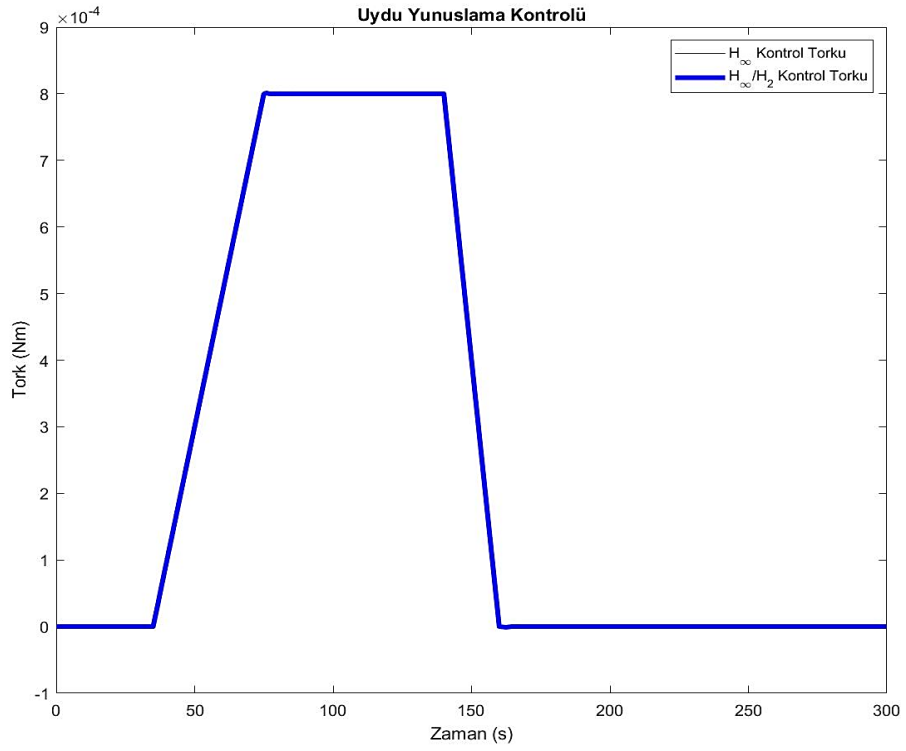
Şekil 7. 18, Şekil 7. 19 ve Şekil 7. 20’de uydunun yunuslama açısı, ivmesi ve kontrol torku gösterilmiştir.



Şekil 7. 18 Uydu y Eksenli Yunuslama Açısı

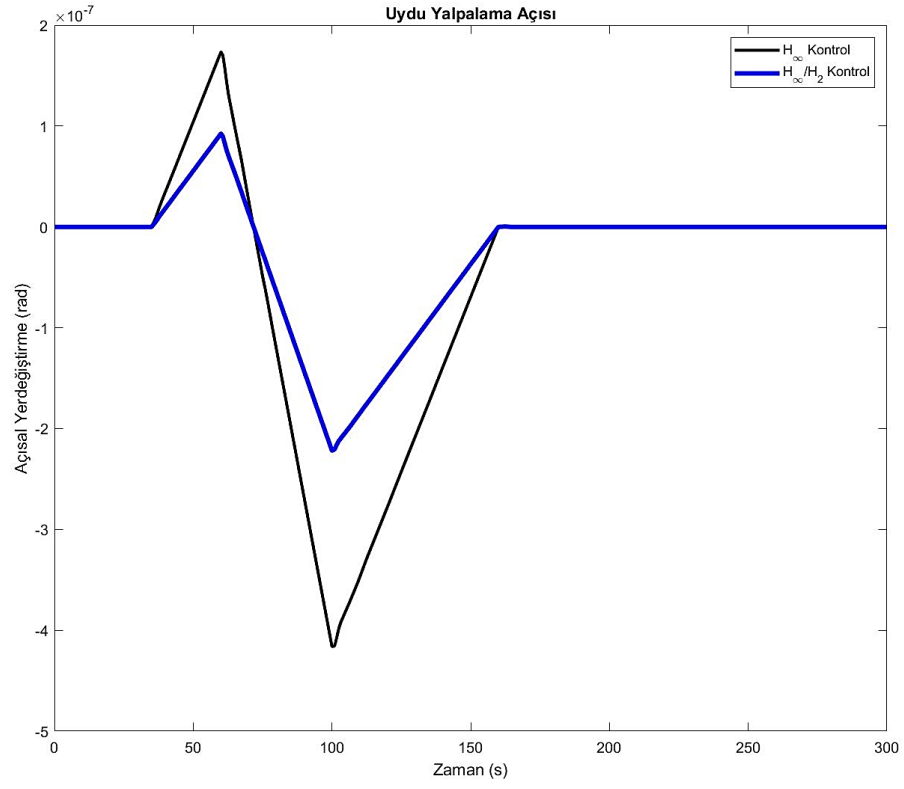


Şekil 7. 19 Uydu y Ekseni Yunuslama İvmesi

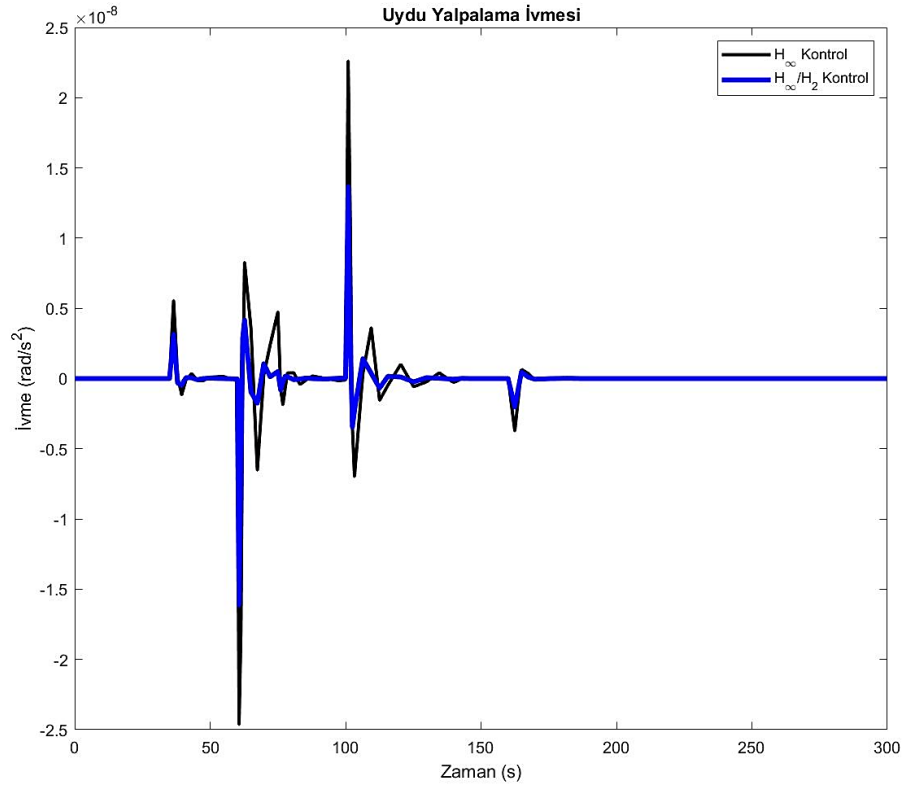


Şekil 7. 20 Uydu y Ekseni Yunuslama Kontrolü

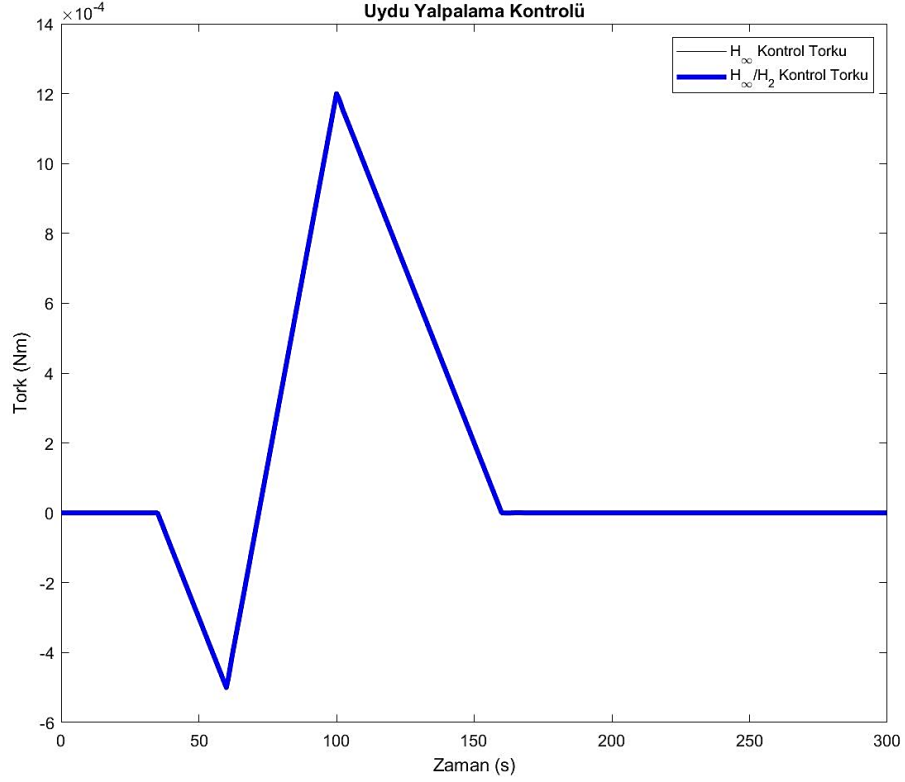
Şekil 7. 21, Şekil 7. 22 ve Şekil 7. 23'te uydunun yalpalama açısı, ivmesi ve kontrol torku gösterilmiştir.



Şekil 7. 21 Uydu z Eksenli Yalpalama Açısı



Şekil 7. 22 Uydu z Eksenli Yalpalama İvmesi



Şekil 7. 23 Uydu z Eksen Yalpalama Kontrolü

7.3.2.2 Karşılaştırma Sonuçlarının Değerlendirilmesi

Uydunun üç eksendeki yer değiştirmeleri incelendiğinde, iki kontrolöründe uyduyu yörüngeye oturttuğu görülmektedir. Uydu yuvarlanma açısı, yunuslama açısı ve yalpalama açısı incelendiğinde, H_2/H_{∞} kontrolörün daha başarılı cevaplar verdiği gözlenmektedir. H_2/H_{∞} kontrolör yer değiştirme genliklerini bastırarak daha iyi cevaplar vermektedir.

Üç eksendeki ivmeler incelendiğinde, H_2/H_{∞} kontrolörün daha iyi cevaplar verdiği gözlenmektedir. H_2/H_{∞} kontrolör ivme genliklerini daha iyi bastırmaktadır.

Kontrol torkları incelendiğinde, iki kontrolörün de aynı torkları ürettiği görülmektedir. H_2/H_{∞} kontrolör H_{∞} kontrolöre göre daha başarılı cevaplar vermektedir.

SONUÇ VE ÖNERİLER

Yer gözlem uydusu tasarımı, literatür taraması ve uzayda aktif olarak görev yapan bir uydunun ölçüleri kullanılarak Solidworks'te bir model hazırlanmıştır. Yer gözlem uydusunun yörünge yüksekliği, yükselme zamanı ve yörünge eğimi uzayda aktif olarak görev yapan uydunun değerleri seçilmiştir. Gözlem uydusu, yörünge yüksekliğine göre alçak irtifa yörüngesindedir. Yer gözlem uydularını oluşturan alt sistemlerin özellikleri ve tahmini kütleleri belirlenmiştir.

Uydunun özellikleri belirlendikten sonra uydunun tasarımını etkileyen faktörler açıklanmıştır. Bu faktörler, genellikle uzay yapısından kaynaklanan etkilerden kaynaklanmaktadır. Özellikle, alçak irtifa yörüngesinde uydu yapısına zarar verecek etkiler bulunmaktadır. Uydu tasarımını etkileyen diğer faktörler, roket içinde maruz kaldığı yüklemeler, uydunun roket içerisinde rezonansa girme durumu ve maliyettir. Uydu yapısı ve gövde panelleri malzemesi belirlenirken hem etkiler karşısında dayanıklı olması, hafif olması ve maliyetinin düşük olması amacıyla Al 6061 malzemesi seçilmiştir. Böylelikle, uzay şartlarına uygun malzeme seçimi yapılmıştır. Yüklemelere maruz kaldığında dayanıklı olması ve rezonansa girmemesi için uzayda aktif olarak görev yapan uydunun ölçülerine uygun olarak bir yapı (iskelet) tasarımı yapılmıştır. Yapı, gövdeyi iki kısma ayıracak şekilde tasarımı yapılmıştır. Yapı tasarımı yapıldıktan sonra gövde panelleri, alt sistemler ve güneş panellerinin toplam ağırlık tahmini yapılmıştır ve uzayda aktif olarak görev yapan uydunun kütlesi ile kıyaslanmıştır. Kıyaslama sonucunda, kütlelerin birbirine yakın olduğu görülmüştür. Bu kütle, analizlerde toplam kütle olarak kullanılmıştır.

Uzayda uydunun maruz kalacağı etkilerden bir tanesi de sıcaklık etkisidir. Alt sistemler belirli bir sıcaklık aralığında çalışır. Özellikle, bazı alt sistemler sıcaklığa daha hassastır. Bu yüzden, bu alt sistemler ısı kalkanı ile sıcaklık etkilerinden korunmaya çalışılmıştır. Alt sistemleri uydu içerisinde literatürden yararlanarak ve termal analizler yapılarak en uygun yerleştirme yapılmaya çalışılmıştır.

Uydu, roket içerisinde güneş panelleri kapalı konumdadır. Uydu, roketten ayrıldıktan sonra güneş panellerinin açılarak güneş enerjisini elektrik enerjisine dönüştürmesi gerekmektedir. Güneş panellerinin açılmasında yaşanılacak bir problemde uydu enerji üretemediği için görevini yerine getiremez. Uydu modeli için hazırlanan açılma mekanizmasında damperli menteşe, bantlı yay ve kilit mekanizması kullanılmıştır. Kilit mekanizması, montaj esnasında gövde ile güneş panellerini birbirine sabitlemektedir. Sinyal geldiğinde kilit mekanizması açılır ve güneş paneli serbest kalmaktadır. Güneş paneli açık durumda sabit kalacak şekilde tasarlanmıştır. Serbest kaldığında damper ve yay etkisiyle açık konumuna geçmektedir. Ayrıca, damper ve yay kullanılarak panellerin açıldığında uydunun şok etkisi azaltılmaya çalışılmıştır.

Uydu modeli için bir yapı tasarımı yapılmıştır. Bu yapı ve gövde panellerin roket içerisinde yüklemelere maruz kaldığında dayanıklı olması istenmektedir. Roket içinde çeşitli nedenlerden kaynaklanan yükler mevcuttur. Roket üreticileri tarafından bu yüklemeler açıklanmıştır. Ansys programı kullanılarak uydu yapısı ve gövde panelleri yüklemeye maruz bırakılmıştır. Analiz sonucunda, uydunun yapıda ve gövdesinde deformasyon, gerilme ve güvenlik faktörü incelendiğinde, hazırlanan yapının güvenli olduğu görülmüştür.

Uydu roket içerisinde rezonansa girmemesi için roket kullanım kılavuzlarında doğal frekansların üst sınırını belirlenmiştir. Uydu, Ansys programı kullanılarak 2000 Hz'e kadar olan tüm doğal frekansları bulunmuştur. İlk doğal frekans incelendiğinde, uydu modelinin rezonans girmediği görülmektedir. Roket kullanım kılavuzunda yer alan katılık gereksinimleri incelendiğinde, uydu modelinin şartları sağladığı görülmektedir.

Uydu roket içerisinde rastgele titreşimlere maruz kalmaktadır. Bu rastgele titreşimler, önlem alınmazsa uyduda hasarlara neden olabilmektedir. Ayrıca, uyduda yorulmaya neden olmaktadır. Bunun önlenmesi amacıyla rastgele titreşim analizi yapılarak çıkan

sonuçlar değerlendirilerek yorulma ve hasarın oluşabileceği yerler tespit edilir ve önlemler alınır. Yapılan analiz sonucunda, uydu modelinin güvenilir olduğu görülmüştür.

Uydu, düşük frekanslı sinüzoidal yüklemelere maruz kalmaktadır. Bu yüklemeler, uyduda dinamik yorulmalara neden olmaktadır. Uydu modeline Ansys'te harmonik analiz yapılmıştır. Harmonik analiz sonucunda, gerilme diyagramında 75 Hz'de peak oluştuğu görülmüştür. Bu değer, uydunun doğal frekansına denk gelmektedir. Bu frekanstaki deformasyonlar farklı faz açılarında oluşturulmuştur. En yüksek gerilme ve deformasyon 90 derece faz açısında oluştuğu görülmüştür. zm aralığı düşük tutulduğu için harmonik analiz sonucunda, oluşan en yüksek deformasyon ve gerilme sonucu karşılaştırılmıştır ve sonuçların aynı olduğu görülmüştür. Roketlerin kullanım kılavuzunda belirtilen şartlar incelendiğinde, uydu modelinin güvenilir olduğu görülmüştür.

Akustik yüklemeler, motor ve aerodinamik nedenlerden ötürü kapsül içinde oluşan basınç dalgalanmalarının uyduyu etkilemesidir. Bu yükleme, gövdede hasarlara ve yapısal yorulmalara neden olabilmektedir. Roket reticisi tarafından belirtilen ses basıncı seviyeleri kullanılarak analiz gerçekleştirilmiştir. Analiz sonucunda, 1000 Hz'de maksimum genlik ve gerilme ortaya çıkmaktadır. 63 Hz'de akustik gürültü uyduyu geniş alanda etkilemektedir. Uydu modelinde oluşan deformasyonlar incelendiğinde, uydu modelinin güvenilir olduğu görülmüştür.

Alt sistemler, belirli bir sıcaklık aralığında çalışmaktadır. Bu sıcaklık değerlerinin dışına çıkılması durumunda alt sistemlerde hasarlara neden olabilmektedir. Uydu modelinde hassas alt sistemleri ısı kalkanı ile kapatarak sıcaklık aralıkları istenilen düzeye getirilmeye çalışılmıştır. Uydu malzemesi, kaplama malzemesi belirlenerek Thermica programında uydunun belirlenen yörünge özellikleri girilerek analiz gerçekleştirilmiştir. Bu analiz, iki farklı senaryoda gerçekleştirilmiştir. İlk senaryoda, sıcak durum dünyanın güneş en yakın olduğu zamanda ikinci senaryo ise soğuk durum dünyanın güneşe en uzak olduğu konum olarak belirlenmiştir. Yapılan analizler sonucunda, alt sistemler için belirlenen sıcaklık aralıkları olup olmadığı kontrol edilmiştir. Analiz sonucunda, alt sistemlerin istenilen sıcaklık aralığında olduğu görülmektedir. Bu sıcaklık aralığı, her iki durum için kontrol edilmiş ve sonuçların istenilen sıcaklık aralığında olduğu görülmüştür.

Uydu sıcaklıkları, operasyonel sıcaklıkları da analiz edilmek istenmiştir ama imkanlar dahilinde bu mümkün olmamıştır.

Uydular için en önemli parametrelerden bir tanesi durum kontrolüdür. Uydu durum kontrolü için uydunun dinamik denklemlerinin çıkartılması ve bu dinamik denklemlerden yararlanarak kontrolsüz, kontrollü durumun durum-uzay formları elde edilmesi gerekmektedir. Bu yüzden, Euler eşitliğinden ve momentum teoreminden yararlanılarak uydunun dinamik denklemleri elde edilmiştir. Bu dinamik denklemler kullanılarak durum-uzay formuna geçiş yapılmıştır. Durum-uzay denklemlerinden yararlanarak uydunun kontrolsüz durumda bozucu etkiler karşısında verdiği cevaplar elde edilmiştir. Uydu yörüngede tutmak ve düzeltmeleri sağlamak amacıyla kontrolör kullanmak gerekmektedir. Uydu kontrolünde kullanılmak üzere durum geri beslemeli H_∞ kontrolör ve durum geri beslemeli karma H_2/H_∞ kontrolör tercih edilmiştir. H_∞ kontrolör ve H_2/H_∞ kontrolörlerin kontrol yasasını oluşturan DME'ler belirlenmiştir. Matlab'te iki kontrolörün tasarımı yapılmıştır. Kontrolsüz durumla H_∞ kontrolör ve H_∞ kontrolör ile H_2/H_∞ kontrolör karşılaştırılması yapılmıştır. Simulink'te uydu modeli hazırlanarak yapılan simülasyonda uydunun üç eksenindeki açısal yer değiştirmeleri, ivmeleri ve kontrol torkları incelenmiştir. Kontrolsüz durum ile H_∞ kontrolör karşılaştırıldığında H_∞ kontrolörün kontrolsüz duruma göre çok başarılı sonuçlar verdiği görülmektedir. Uydu açısal yer değiştirmeler incelendiğinde, kontrolsüz durumda uydunun yörüngeden saptığı görülmektedir. H_∞ kontrolör ise uyduyu yörüngede tutmaktadır ve yörünge düzeltmelerini yapmaktadır. Kontrolsüz durum ve H_∞ kontrolörün ivmeleri incelendiğinde, H_∞ kontrolörün ivme cevaplarını bastırdığı görülmektedir. H_∞ kontrolör ve H_2/H_∞ kontrolör karşılaştırıldığında H_2/H_∞ kontrolörün daha başarılı sonuçlar verdiği görülmektedir. Her iki kontrolöre ait açısal yer değiştirmeler incelendiğinde, H_2/H_∞ kontrolörün genliklerin daha iyi bastırdığı görülmektedir. Her iki kontrolöre ait ivme cevapları incelendiğinde, H_2/H_∞ kontrolörün ivme cevaplarını daha iyi bastırdığı görülmektedir. Her iki kontrolör bozucu girişleri bastırırken kullandığı kontrol torku birbirine çok yakındır. Sonuçlar incelendiğinde, H_2/H_∞ kontrolörün uydu kontrolünde daha başarılı olduğu görülmektedir.

Yapılacak uydu projelerinde küçük yapılı uydular üzerine yapılan çalışmaların artırılması önerilmektedir. Küçük yapılı uydular, büyük uydulara göre çeşitli avantajları vardır.

Maliyet, zaman ve fırlatılma vb. gibi özellikleri sayesinde daha avantajlı olmaktadır. Küçük yapılı uydular için test düzenekleri hazırlanabilir. Mikro uydu, nano uydu, femto uydu ve piko uydular üzerine yapılan çalışmalar günümüzde artmaktadır.

Yapılacak uydu projelerinde veya uydu çalışmalarında tasarımı yapılan modelin üç boyutlu yazıcı vasıtasıyla üretilmesi önerilmektedir. Hazırlanan model, gittikçe yaygınlaşan üç boyutlu yazıcı kullanılarak üretimi gerçekleştirilebilir. Üretilen bu model, laboratuvar ortamında hazırlanan test düzenekleriyle testlere tabi tutulabilir. Bilgisayar ortamında gerçekleşen analizlerin sonuçlarının doğrulanması ya da hata yüzdesinin hesaplanması yapılacak çalışmalarda araştırmacıya daha doğru sonuçlar elde etmesinde yardımcı olacaktır. Ayrıca, hazırlanacak test düzenekleriyle sonraki çalışmalar için hazır bir ortam olacaktır.

Termal analiz yapılırken uydu modelinin operasyon harici sıcaklık aralıkları analiz edilmiştir. Analiz yapılacak programın lisans dosyası olmadığı için analizler gerçekleştirilememiştir. Uydu termal analizleri yapılırken operasyonel sıcaklıkların da analiz edilmesi önerilmektedir.

Yapılacak uydu çalışmalarında farklı alanlardan araştırmacıların bir araya gelerek yürütecekleri çalışma önerilmektedir.

Uydu durum kontrolü yapılması için uydu matematiksel denklemleri elde edildi. Elde edilen bu denklemler Euler eşitliğinden yararlanılarak elde edilmiştir. Yapılacak çalışmalarda, uydunun matematiksel modeli çıkarılırken Euler tabanlı model yerine quaternion tabanlı model kullanılarak Euler tabanlı model ile karşılaştırılması önerilmektedir. Her iki tabanda yapılacak çalışmalarla elde edilen sonuçlar karşılaştırılmalıdır.

Durum kontrolünde yapılacak çalışmalarda model belirsizliklerinin üzerine bir çalışma yapılması önerilmektedir. Ayrıca, lineer simülasyon yerine nonlineer bir çalışma yapılması da önerilmektedir. Yapılacak bu çalışmayla daha başarılı bir durum kontrolü yapılacaktır.

Durum kontrolünde kullanılan kontrolör yerine farklı kontrolörler kullanılarak sonuçlar karşılaştırılması önerilmektedir. Böylelikle, uydu durum kontrolünde kullanılabilecek daha başarılı cevaplar verecek ve daha az maliyetli bir kontrolör tespit edilebilir.

KAYNAKLAR

- [1] Griffin, M. D., (2004). Space Vehicle Design, Second Edition, AIAA Education Series, Virginia.
- [2] Brown, C. D., (2002). Elements of Spacecraft Design, AIAA Education Series, Virginia.
- [3] Larson, W. J. ve Wertz, J. R., Rei (1999). Space Mission Analysis and Design, Third Edition, Springer, Netherlands.
- [4] Gilmore, David G., (2002). Spacecraft Thermal Control Handbook Volume I: Fundamental Technologies, Second Edition, The Aerospace Press, California.
- [5] Sidi, M. J., (1997). Spacecraft Dynamics and Control A Practical Engineering Approach, Cambridge University Press, New York.
- [6] Duan, Guang-Ren ve Yu, Hai-Hua, (2013). LMIs in Control Systems, Analysis, Design and Applications, Crc Press, Boca Raton.
- [7] Blanke, M., (2004). Satellite Dynamics and Control in Quaternion Formulation Lecture Note for Course Spacecraft Dynamics and Control, Technical University of Denmark, Denmark.
- [8] Fortescue, P., Stark, J. ve Swinerd, G., (2004). Spacecraft Systems Engineering, Third Edition, Wiley, England.
- [9] Sebestyen, G., Fujikkawa, S., Galassi, N. Ve Chuchra, A., (2018). Low Earth Orbit Satellite Design, Springer, Switzerland.
- [10] Wijker, J., (2009). Random Vibrations in Spacecraft Structures Design, Springer, New York.
- [11] Finckenor, M. M. ve Groh K., K., (2015). Space Environmental Effects, NASA, USA.
- [12] Wijker, J., J., (2007). Spacecraft Structures, Springer, Berlin.
- [13] Conway, B., A., (2010). Spacecraft Trajectory Optimization, Cambridge University Press, New York.
- [14] Hastings, D. Ve Garrett, H., (1996). Spacecraft-Environment Interactions, Cambridge University Press, Cambridge.

- [15] Abdelal, G., F., Abulfoutouh, N., Gad, A., H., (2013). Finite Element Analysis for Satellite Structures, Springer, London.
- [16] Kaya, B., (2001). Mikrouydu Ön Tasarımı İçin Parametrik Bir Çalışma, Yüksek Lisans Tezi, İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [17] Gündoğdu, A., (2008). Bir Uydunun Fırlatma Esnasında Maruz Kaldığı Yükler Altındaki Yapısal Davranışının İncelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [18] Lombardi, R., (2014). Design, Simulation, Management and Control of a Cooperative, Distributed, Earth-Observation Satellite System, Phd's Thesis, Politecnico Di Milano Department of Aerospace Science and Technology, Milona.
- [19] El-Bordany, R., (2001). In Orbit Calibration of Satellite Inertia Matrix and Thruster Coefficients, Phd's Thesis, University of Surrey, Surrey.
- [20] Stout, K., D., Masterson, R., A., ve Miller, D., W., (2013). Design Optimization of Thermal Paths in Spacecraft Systems, Master's Thesis, MIT Aeronautics and Astronautics, Cambridge.
- [21] Neokleous, K., (2007). Modeling and Control of a Satellite's Geostationary Orbit, Master's Thesis, Czech Technical University Faculty of Electrical Engineering, Prague.
- [22] Schaefer, J. ve Rudolph, S., (2005). "Satellite Design by Design Grammers", Aerospace Science and Technology, 9: 81-91.
- [23] Gubby, R., ve Evans, J., (2002). "Space Environment Effects and Satellite Design", Journal of Atmospheric And Solar-Terrestrial Physics, 64: 1723-1733.
- [24] Niaki, K., Anvari, A. Ve Farhani, F., (2007). "Aluminum and Composite Materials for Satellite Structures-a Comparison of Thermal Performance", Materials Science Research India, 4(1): 25-34.
- [25] Lei, Z. ve Rong-min, C., (2004). "TiO2-Siloxane Thermal Control Coatings for Protection of Spacecraft Polymers", Chinese Journal of Aeronautics, 17(1): 53-59.
- [26] Kiomarsipour, N., Razavi, R., S. Ve Ghani, K., (2013). "Improvement of Spacecraft White Thermal Control Coatings Using the New Synthesized Zn-MCM-41 pigment, Dyes and Pigments, 96: 403-406.
- [27] Kurek, K., (2007). "Technologies for Low Cost Small Satellites", Journal of Telecommunications and Information Technology, 1: 45-49.
- [28] Taketoff, V., Akhras, G., Montminy, S., Shen, Y. ve Potvin, M., (2018). "A Controllable Hinge Mechanism for the Deployment of a SAR Antenna", ResearchGate, 255504506.
- [29] Calassa, M., C. ve Kackley, R., (1995), Solar Array Deployment Mechanism, ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19950020846.pdf, 18 Ağustos 2018.

- [30] Arabacı, S., (2014). “Yer Gözlem Uydularında Isıl Modelleme ve Analiz Yaklaşımı”, V. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, 8-10 Eylül 2014, Kayseri, UHUK-2014-146.
- [31] Arabacı, S. ve Dirgin, E., (2015). “Thermal Mathematical Model Correlation of an Earth Observation Satellite”, 7th International Conference on Recent in Space Technologies (RAST), 16-19 June 2015, İstanbul, RAST.2015.7208385.
- [32] Mauro, S., (2015). “Thermal Analysis of Iodine Satellite”, 45th International Conference on Environmental Systems, 12-16 July 2015, Bellevue, Id: 20150016504.
- [33] Bulut, M., Sözbir, N. Ve Gülgönül, Ş., (2014). “Uydu Isıl Kontrolünde Kullanılan Çok Katmanlı Yalıtımlar ve Üretim Aşamasında Kazanılan Tecrübeler”, V. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, 8-10 Eylül 2014, Kayseri, UHUK-2014-023.
- [34] Taussig, R., T. ve Mattick, A., T., “Droplet Radiator Systems for Spacecraft Thermal Control”, 19 th Thermophysics, June 25-28, Snowmass, 23: 1.
- [35] Ercan, M., F. ve Güçlü, R., (2018). “Uydu Modeli ve H_∞ Kontrolü”, TOK2018 Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, 12-14 Eylül 2018, Kayseri, 147-152.
- [36] Ercan, M., F. ve Güçlü, R., (2018). “Uydularda H_∞ ve H_2/H_∞ Kontrolörlerin Karşılaştırılması”, TOK2018 Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, 12-14 Eylül 2018, Kayseri, 153-158.
- [37] Pittet, C., Mignot, J. ve Fallet, C., (2000). “LMI Based Multi-Objective H_∞ Control of Flexible Microsatellites”, 39th IEEE Conference on Decision and Control, 12-15 December 2000, Sydney, [10.1109/CDC.2000.912340](https://doi.org/10.1109/CDC.2000.912340).
- [38] Pinheiro, E., R. ve Souza, L., C., G., de, (2013). “Design of the Microsatellite Attitude Control System Using the Mixing H_2/H_∞ Method via LMI Optimization”, Hindawi Publishing Corporation, Vol. 2013, Article ID:257193, 8 pages.
- [39] Sarma, S., Kulkarni, A., K., Venkateswaralu, A., Natarajan, P. ve Malik, N., K., (2010). “Spacecraft Dynamics Modeling and Simulation Using Matlab-Simulink”, 3rd MATEIT, 30-31 January 2010, New Delhi.
- [40] Ballois, S., L. ve Duc, G., (1996). “ H_∞ Control of an Earth Observation Satellite”, Journal of Guidance, Control and Dynamics, 19: 3, p: 628-635.
- [41] Arslan, K., Güneş, R., Apalak, M. K., (2014). “Alüminyum Plakalar ile Takviyelendirilmiş Alüminyum Bal Peteği Sandviç Yapıların Düşük Hızlı Darbe Davranışlarının İncelenmesi”, V. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, 8-10 Eylül 2014, Kayseri, UHUK-2014-150.
- [42] CASC, (2011). LM-3A Series Launch Vehicle User’s Manuel, Issue 2011, Beijing.
- [43] Arianspace, (2016). Ariane 5 User’s Manuel, Issue 5 Revision 2, Evry.
- [44] Arianspace, (2014). Vega User’s Manuel, Issue 5 Revision 0, Evry.
- [45] Arianspace, (2014). Soyuz User’s Manuel, Issue 2 Revision 0, Evry.
- [46] ECSS-E-ST-31C, (2008). Thermal Control General Requirements, ECSS, Noordwijk.

- [47] ECSS-E-HB-25A, (2015). Mechanical Shock Design and Verification Handbook, ECSS, Noordwijk.
- [48] Calvi, A., (2011). Spacecraft Loads Analysis An Overview, ESA Presentation, University of Liege, Liege.
- [49] Calvi, A., (2010). Spacecraft Structural Dynamics&Loads An Overview, ESA Presentation, University of Liege, Liege.
- [50] Tristanchó, J., (2010). Implement of a Femto-Satellite and a Mini Launcher, Master Thesis, Universitat Politècnica De Catalunya Master in Aerospace Science&Technology, Barcelona.
- [51] Megep, (2013). Uydu Haberleşmesi, Ankara.
- [52] NASA, Catalog of Earth Satellite Orbits, earthobservatory.nasa.gov/Features/OrbitsCatalog, 18 Ağustos 2018.
- [53] Zaim, A. H., (2004). “Uydu Sistemleri”, Havacılıkta İleri Teknolojiler ve Uygulamaları Sempozyumu, Aralık 2004, İstanbul.
- [54] Tübitak, Rasat Kullanım Alanları, uzay.tubitak.gov.tr/tr/uydu-uzay/rasat, 10 Mayıs 2018.
- [55] MGM, Meteorolojik Uydular, www.mgm.gov.tr/genel/meteorolojikuydular.aspx?s=1, 10 Mayıs 2018.
- [56] TSK HVKK, Uydular ve Yörüngeleri, [www.hvkk.tsk.tr/Havacılık Köşesi/Özel Siteler/Keşif Uydu Komutanlığı/Gene l Bilgiler/Uydular ve Yörüngeleri](http://www.hvkk.tsk.tr/Havacılık_Köşesi/Özel_Siteler/Keşif_Uydu_Komutanlığı/Gene_l_Bilgiler/Uydular_ve_Yörüngeleri), 10 Mayıs 2018.
- [57] Nag, S., Weck, O. L. D., (2015). “Cost and Risk Analysis of Small Satellite Constellations for Earth Observation”, IEEE Aerospace Conference Proceedings, March 2014, DOI: 10.1109/AERO.2014.6836396.
- [58] Musaoğlu, N. (2014). Temel Uzaktan Algılama, Ders Sunumu, İTÜ İnşaat Fakültesi Geomatik Mühendisliği Bölümü, İstanbul.
- [59] Marangoz, A., M., (2013). Uzaktan Algılama Görüntülerinden Detay Çıkarımı, Ders Sunumu, Bülent Ecevit Üniversitesi Fotogrametri Anabilim Dalı, Zonguldak.
- [60] Ekercin, S., (2010). Uzaktan Algılamaya Giriş, Ders Sunumu, Aksaray Üniversitesi Harita Mühendisliği Bölümü, Aksaray.
- [61] Solidworks, Introducing Solidworks, [my.solidworks.com/solidworks/guide/SOLIDWORKS Introduction EN.pdf](http://my.solidworks.com/solidworks/guide/SOLIDWORKS_Introduction_EN.pdf), 18 Ağustos 2018.
- [62] Yang, J. C., Groh, K. d., (2010). “Materials Issues in the Space Enviroment”, MRS Bulletin, 35(1), 12-20. doi: 10.1017/S0883769400100004.
- [63] Özkaya, H., Akkuş, E., Karagöz, F. E. ve Özdemir, B. G., (2013). “Power Subsystem of Göktürk-2 Flight Model”, 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), 12-14 June 2013, İstanbul.

- [64] Özkan, A., Sezginalp, E., ve Solakoğlu, E., (2009). “Uydu Sistemi Tasarım & Üretim Çalışmaları, IV. Ulusal Uçak, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Kurultayı, 22-23 Mayıs 2009, Eskişehir.
- [65] Alan, M. W. Ve Pellegrino, S., (2002). “Tape-Spring Rolling Hinges”, 36 Aerospace Mechanisms Symposium, 15-17 May 2002, Cleveland.
- [66] Akdoğan Eker, A., (2013). Makine Mühendisliğinde Malzeme Seçimi, Ders Sunumları, Yıldız Teknik Üniversitesi, Makine Mühendisliği Bölümü, İstanbul.
- [67] Hombergsmeier, E., “Magnesium for Aerospace Applications Magnesium for Aerospace Applications”, EADS Deutschland Innovation Works, Germany.
- [68] Ansys, Ansys Mechanical User’s Guide, www.sharcnet.ca/Software/Ansys/16.2.3/en-us/help/wb_sim/ds/Home, 18 Ağustos 2018.
- [69] ASM, Aluminum 6061-T6; 6061-T651, asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=ma6061t6, 18 Ağustos 2018.
- [70] Shafique, MD. I. B, Rabbi, F., Halim, MA. R. ve Mahmood, A., (2016). Modeling & Testing of a Nano Satellite and Implementation of a BalloonSat with Data Analysis, Brac University Department of Electrical & Electronics Engineering, Dhaka.
- [71] NASA-STD-5002, (1996). Load Analyses of Spacecraft and Payloads, NASA, Huntsville.
- [72] Ez-Deen, S. Y. ve Shakir, A., “(2009). Effect of Acoustic Vibration on the Satellite Structure at Launch Stage”, International Conference on Modeling and Simulation, 1-3 December 2009, India, p: 32-37.
- [73] Güçlü, R., (2017). İleri Endüstriyel Akustik ve Gürültü, Yüksek Lisans Ders Notları, Yıldız Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [74] Systema, (2018). Thermica Overview, Toulouse.
- [75] OIT, Thermal Design, <http://www.oit.ac.jp/elc/~satellite/image/thermo.pdf>, 18 Ağustos 2018.
- [76] İnan, S., (2007). Matlab Kılavuzu, Papatya Yayıncılık, İstanbul.
- [77] Mathworks, (2018). Simulink User’s Guide, Revised for Simulink 9.2, Natick.
- [78] Yazıcı, H., (2011). Eyleyici Gecikmesine Bağlı Doyumlu ve Dayanımlı H Denetleyiciyle Deprem Etkisi Altındaki Yapısal Sistemlerin Titreşimlerinin Kontrolü, Doktora Tezi, YTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [79] Boyd, S., El Ghaoui, L., Feron, E. ve Balakrishnan, V., (1994). Linear Matrix Inequalities in System and Control Theory, SIAM Studies in Applied Mathematics, Philadelphia.
- [80] Yazıcı, H., (2016). Modern Kontrol Yöntemleri, Yüksek Lisans Ders Notları, Yıldız Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.

- [81] Löfberg, J., (2004). "Yalmip: a Toolbox for Modeling and Optimization in Matlab", IEEE International Symposium on Computer Aided Control Systems Design, 2-4 September 2004, Taipei.
- [82] Yazıcı, H., Güçlü, R., (2011). "Active Vibration Control of Seismic Excited Structural System Using LMI-Based Mixed H_2/H_∞ State Feedback Controller", Turk J Elec Eng & Comp Sci, Vol. 19, No. 6, İstanbul.

MATLAB KONTROL DOSYALARI

```

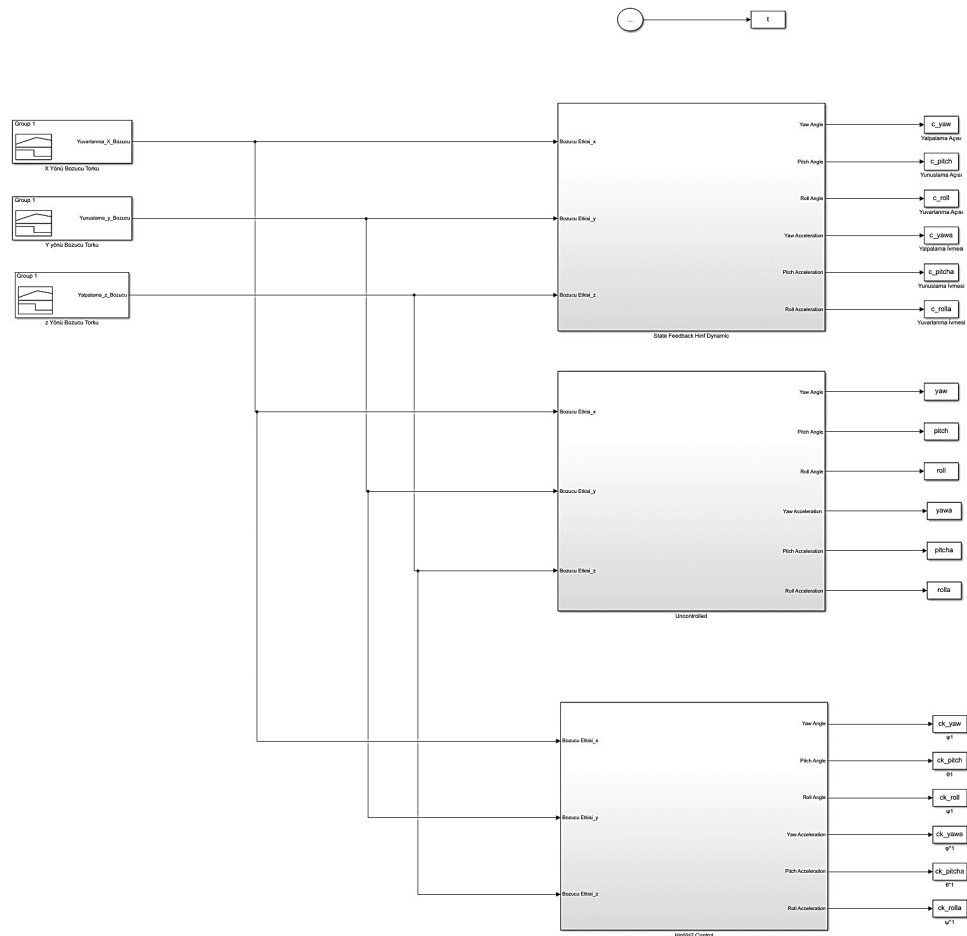
Editor - G:\mfatihercan_tez_gozlem_uydusu\Modelleme ve Kontrol\Yörünge Analizi\hinf_h2_feed.m
uydu_parametre.m x hinf_h2_feed.m x hinf_state_feed.m x +
1 %Earth Observation Satellite%
2 %Yildiz Technical University Machine Theory And Control%
3 %Mehmet Fatih ERCAN 16552002%
4 %Msc Thesis%
5 %state hinf/H2 feedback%
6 global A B1 B2 C11 D11 D12 D22 C12
7 [s,s]=size(A);
8 [s,r]=size(B1);
9 W=sdpvar(r,s,'full');
10 X=sdpvar(s);
11 Q=sdpvar(r);
12 p=sdpvar(1);
13 gama2=sdpvar(1);
14 %Lmi%
15 F1=[X*A'+A*X+W'*B2'+B2*W B1 X*C11'+W'*D12';...
16      B1' -gama2*eye(r) D11';...
17      C11*X+D12*W D11 -gama2*eye(r)]<0];
18 F2=[Q C12*X+D22*W;...
19      X*C12'+W'*D22' X]>0];
20 F3=[trace(Q)<p]
21 Fset=F1+F2+F3;
22 solution=optimize(Fset);
23 checkset(Fset)
24 W=value(W);
25 X=value(X);
26 p=value(p)
27 gama2=value(gama2)
28 K2=W*inv(X)

```

```

Editor - G:\mfatihercan_tez_gozlem_uydusu\Modelleme ve Kontrol\Yörünge Analizi\hinf_state_feed.m
uydu_parametre.m x hinf_h2_feed.m x hinf_state_feed.m x +
1 %Earth Observation Satellite%
2 %Yildiz Technical University Machine Theory And Control%
3 %Mehmet Fatih ERCAN 16552002%
4 %Msc Thesis%
5 %state hinf feedback%
6 global A B1 B2 C1 D1 D2
7 [n,n]=size(A);
8 [n,m]=size(B1);
9 Z=sdpvar(m,n,'full');
10 Y=sdpvar(n);
11 gama=sdpvar(1);
12 %Lmi%
13 F1=[-Y zeros(n) zeros(n,m) zeros(n);...
14      zeros(n) Y*A'+A*Y+Z'*B2'+B2*Z B1 Y*C1'+Z'*D2';...
15      zeros(m,n) B1' -gama*eye(m) D1';...
16      zeros(n) C1*Y+D2*Z D1 -gama*eye(n)]<0];
17 F2=[Y>0];
18 Fset=F1+F2;
19 solution=optimize(Fset);
20 checkset(Fset)
21 Z=value(Z);
22 Y=value(Y);
23 gama=value(gama)
24 K=Z*inv(Y)

```



ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı : Mehmet Fatih ERCAN
Doğum Tarihi ve Yeri : 05.05.1989, Batman
Yabancı Dili : İngilizce
E-posta : ercanmehmetfatih@gmail.com

ÖĞRENİM DURUMU

Derece	Alan	Okul/Üniversite	Mezuniyet Yılı
Lisans	Makine Mühendisliği	Yıldız Teknik Üniversitesi	2014
Lise	Fen Bilimleri	Bursa Hasan Ali Yücel Lisesi	2009

YAYINLARI

Bildiri

1. Ercan, M. F. ve Güçlü, R., (2018). “Uydu Modeli ve H_∞ Kontrolü”, TOK2018 Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, 12-14 Eylül 2018, Kayseri, 147-152.
2. Ercan, M., F. ve Güçlü, R., (2018). “Uydularda H_∞ ve H_2/H_∞ Kontrolörlerin Karşılaştırılması”, TOK2018 Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, 12-14 Eylül 2018, Kayseri, 153-158.