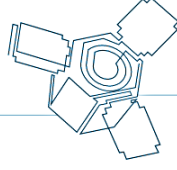


**YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ**



# **YERYÜZÜ GÖZLEM UYDUSU MODELLENMESİ VE ANALİZİ**

**MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ BÖLÜMÜ  
KONSTRÜKSİYON ANABİLİM DALI**

**İSTANBUL, 2019**

**Tez Danışmanı: Prof.Dr. Rahmi GÜÇLÜ**

**Hazırlayan: Alper ŞANLI (14065244)**

**LİSANS BİTİRME TEZİ**



SİMGE LİSTESİ.....	5
KISALTMA LİSTESİ.....	5
ŞEKİL LİSTESİ.....	6
ÇİZELGE LİSTESİ.....	8
ÖNSÖZ.....	9
ÖZET.....	10
ABSTRACT.....	10
1 GİRİŞ.....	11
1.1 Literatür Araştırması .....	11
1.2 Uydu .....	13
1.2.1 Doğal Uydular.....	13
1.2.2 Yapay Uydular .....	13
1.3 Tarihçe .....	14
1.4 Uydu Yörünge Tipleri .....	15
1.4.1 Alçak İrfifa Yörüngesi (LEO) (Low Earth Orbit).....	16
1.4.2 Orta İrtifa Yörüngesi (MEO) (Medium Earth Orbit) .....	17
1.4.3 Eşzamanlı (Yerdurağan) Yörünge (GEO) (Geostationary Earth Orbit).....	17
1.4.4 Yüksek Dünya Yörüngesi (HEO) (High Earth Orbit).....	17
1.5 Kullanım Amaçlarına Göre Uydular .....	18
1.5.1 Yer Gözlem Uyduları .....	18
1.5.2 Meteoroloji Uyduları.....	18
1.5.3 Bilimsel Uydular .....	18
1.5.4 GPS (Global Positioning System) Uyduları .....	18
1.5.5 Haberleşme Uyduları.....	19
1.6 Kütlelerine Göre Uydular .....	19
1.7 Yapay Uydularda Uzaktan Algılama .....	19
1.7.1 Aktif Algılayıcı Uydu Sistemleri .....	20
1.7.2 Pasif Algılayıcı Uydu Sistemleri.....	20
1.8 Yapay Uydularda Çözünürlük .....	20
1.8.1 Mekânsal Çözünürlük (Geometrik, Konumsal) .....	20
1.8.2 Spektral Çözünürlük (Tayfsal).....	20
1.8.3 Radyometrik Çözünürlük .....	20

1.8.4	Zamansal Çözünürlük.....	21
2	GÖZLEM UYDUSU TASARIMI VE ÖZELLİKLERİ .....	22
2.1	Gözlem Uydusunun Tasarımını, Performanslarını ve Ömürlerini Etkileyen Faktörler.....	22
2.2	Uydunun Türü ve Görevi.....	22
2.2.1	Bilsat Uydusu.....	22
2.2.2	Rasat Uydusu .....	24
2.2.3	Göktürk-2 Uydusu.....	26
2.3	Uzay Şartları .....	27
2.3.1	Radyasyon Etkisi.....	28
2.3.2	Sıcaklık Etkisi .....	28
2.3.3	Vakum Etkisi .....	28
2.3.4	Oksitlenme Etkisi .....	29
2.3.5	Plazma Etkisi .....	29
2.3.6	Uzay Çöpleri ve Küçük Yapılı Kayalar.....	29
2.4	Uydunun Maruz Kaldığı Yüklemeler .....	29
2.5	Maliyet.....	30
2.6	Uydu Alt Sistemler.....	30
2.6.1	Uydu Gövdesi .....	31
2.6.2	Uydu Yapı Tasarımı .....	31
2.6.3	Güç Alt Sistemi.....	36
2.6.4	Güneş Paneli .....	36
2.7	Uydu Yönelim Belirleme, Kontrol Alt Sistemi ve Veri İşleme Alt Sistemi .....	37
2.8	İletişim Alt Sistemi.....	37
2.9	İtki Alt Sistemleri.....	38
2.10	Faydalı Yükler.....	38
2.11	Termal Kontrol Alt Sistemi .....	38
2.11.1	Isı Kalkanı.....	39
2.12	Uydularda Kullanılan Malzemeler .....	39
2.12.1	Alüminyum .....	39
2.12.2	Kompozit .....	40
2.12.3	Çelik .....	40
2.12.4	Berilyum .....	40
2.12.5	Titanyum.....	41
2.12.6	Seramikler.....	41
2.12.7	Magnezyum .....	42
2.13	Yörüngesel Mekanik, Yörünge Elemanları .....	42

3	Gözlem Uydusunun Yapısal ve Doğal Frekans Analizleri.....	44
3.1	Gözlem Uydusu Yapısal Analizi.....	44
3.1.1	Malzemeler .....	44
3.1.2	Ağırlık Merkezi.....	46
3.1.3	Mesh .....	48
3.1.4	Uyduyu Etkileyen Yüklemeler ve Kısıtlamalar .....	50
3.1.5	Uydunun Yerleştirilmesi ve Sabitlenmesi .....	52
3.1.6	Analiz Sonuçları.....	53
3.1.7	Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi .....	57
3.2	Gözlem Uydusunun Doğal Frekans Analizleri .....	57
3.2.1	Uyduyu Etkileyen Yüklemeler ve Kısıtlamalar .....	57
3.2.2	Analiz Sonuçları.....	58
3.2.3	Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi .....	66
3.2.4	Gözlem Uydusunun Yörüngedeki Doğal Frekansları .....	66
	SONUÇ.....	67
	KAYNAKLAR.....	68
	ÖZGEÇMİŞ.....	70

## SİMGE LİSTESİ

---

M	Kütle
$^{\circ}$	Derece
a	Yarıbüyük Eksen
$\varepsilon$	Dışmerkezlik
i	Eğim
$w_o$	Enberinin Boylamı
$\Omega_o$	Çıkış Düğümünün Sağaçıklığı
$M_o$	Ortalama Anomali
$t_o$	Başlangıç Zamanı
g	Yük Faktörü
h	Saat
A	Alan
$\omega$	Açısal Hız
T	Sıcaklık
I	Eylemsizlik Momenti
R	Yarıçap
G	Ağırlık Merkezi

## KISALTMA LİSTESİ

---

BCRs	Batarya Bloğu
CDR	Kritik Tasarım Gözden Geçirme
ECSS	European Cooperation for Space Standardization
ESA	Avrupa Uzay Ajansı
GEO	Eşzamanlı (Yerdurağan) Yörünge (Geostationary Earth Orbit)
GPS	Global Positioning System
HEO	Yüksek Dünya Yörüngesi (High Earth Orbit)
LEO	Alçak İrtifa Yörüngesi (Low Earth Orbit)
MEO	Orta İrtifa Yörüngesi (Medium Earth Orbit)
MLI	Katmanlı İzolasyon Malzemesi
NASA	Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi
OSR	Optik Güneş Reflektörü
PCDM	Power Conditioning & Distribution Module
PDDMs	Power Distribution Daughter Modules
PDM	Pyro Driver Module
PDR	Ön Tasarım Gözden Geçirme
SAR	Sentetik Açıklıklı Radar
SLAR	Yan görünümlü hava radarı
SPs	Güneş Paneli
Tübitak	Türkiye Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Kurumu
UV	Ultraviyole
YTÜ	Yıldız Teknik Üniversitesi

Şekil 1-1 Göktürk-2 uydusunun resmi.....	13
Şekil 1-2 Türkiye 1994-2020 Yıllarındaki Uydu Sistemleri .....	15
Şekil 1-3 Uydu yörünge tipleri.....	16
Şekil 1-4 Alçak irtifa yörüngesi .....	16
Şekil 1-5 Orta irtifa yörüngesi .....	17
Şekil 1-6 Eşzamanlı (Yerdurağan) yörünge.....	17
Şekil 1-7 Yüksek dünya yörüngesi.....	17
Şekil 2-1 Bilsat uydusu .....	23
Şekil 2-2 Rasat uydusu .....	25
Şekil 2-3 Göktürk-2 uydusu.....	26
Şekil 2-4 Uydunun rokette maruz kaldığı yüklemeler .....	30
Şekil 2-5 Uydu tasarımının genel görünüşü.....	31
Şekil 2-6 Uydu tasarımının genel görünüşü.....	32
Şekil 2-7 Uydu tasarımının yandan görünüşü.....	32
Şekil 2-8 Uydu tasarımının yandan görünüşü.....	33
Şekil 2-9 Uydu tasarımını alttan görünüşü .....	33
Şekil 2-10 Uydu tasarımını üstten görünüşü.....	34
Şekil 2-11 Uydu tasarımını genel görünüşü.....	34
Şekil 2-12 Uydu tasarımını ölçüleri .....	35
Şekil 2-13 Uydu tasarımını ölçüleri .....	35
Şekil 2-14 Uydu güç alt sistemi .....	36
Şekil 2-15 Güneş paneli.....	37
Şekil 3-1 Ansys programında seçilen malzemeler .....	44
Şekil 3-2 Ansys programında Alüminyum 6061 malzemesi özellikleri.....	45
Şekil 3-3 Ansys programında Honeycomb malzemesi özellikleri .....	45
Şekil 3-4 Ansys programında uydu yapısının ağırlık merkezi.....	46
Şekil 3-5 Ansys programında bütün uydunun ağırlık merkezi .....	46
Şekil 3-6 Ansys programında uydu modelinin ağırlık merkezi, point mass'ın konumu ve etki ettiği yüzeyler.....	47
Şekil 3-7 Ansys programında uydu modelinin ağırlık merkezi ve point mass'ın konumu .....	47
Şekil 3-8 Mesh yaparken bazı dikkat edilecek hususlar .....	48
Şekil 3-9 Ansys programında uydu yapısına yapılan mesh.....	49
Şekil 3-10 Ansys programında yüzeye yapılan mesh.....	49
Şekil 3-11 Ansys programında bütün uyduya yapılan mesh .....	50
Şekil 3-12 Roketlerde uyduyu etkileyen yüklemeler ve kısıtlamaları gösteren zaman-dikey ivme grafiği.....	51
Şekil 3-13 Uydunun yerleştirilmesi ve sabitlenmesi .....	52
Şekil 3-14 Ansys programında uydunun sabitlendiği yüzey .....	53
Şekil 3-15 Ansys programında, uydunun yükleme limitleri sonucu yer değiştirme analiz sonuçları, genel görünüş .....	53

Şekil 3-16 Ansys programında, uydunun yükleme limitleri sonucu yer değiştirme analiz sonuçları, yan görünüş .....	54
Şekil 3-17 Ansys programında, uydu yapısının yükleme limitleri sonucu yer değiştirme analiz sonuçları, iç yapı .....	54
Şekil 3-18 Ansys programında, uydu yapısının yükleme limitleri sonucu gerilme analiz sonuçları, genel görünüş .....	55
Şekil 3-19 Ansys programında, uydu yapısının yükleme limitleri sonucu gerilme analiz sonuçları, iç yapı .....	55
Şekil 3-20 Ansys programında, uydu yapısının yükleme limitleri sonucu güvenlik faktörü analiz sonuçları, genel görünüş .....	56
Şekil 3-21 Ansys programında, uydu yapısının yükleme limitleri sonucu güvenlik faktörü analiz sonuçları, iç yapı .....	56
Şekil 3-22 Uydunun doğal frekansları (0-2000 Hz) .....	59
Şekil 3-23 1. Mod Yer Değiştirme, genel görünüş .....	60
Şekil 3-24 1. Mod Yer Değiştirme, iç yapı .....	60
Şekil 3-25 2. Mod Yer Değiştirme, genel görünüş .....	61
Şekil 3-26 2. Mod Yer Değiştirme, iç yapı .....	61
Şekil 3-27 3. Mod Yer Değiştirme, genel görünüş .....	62
Şekil 3-28 3. Mod Yer Değiştirme, iç yapı .....	62
Şekil 3-29 4. Mod Yer Değiştirme, genel görünüş .....	63
Şekil 3-30 4. Mod Yer Değiştirme, iç yapı .....	63
Şekil 3-31 5. Mod Yer Değiştirme, genel görünüş .....	64
Şekil 3-32 5. Mod Yer Değiştirme, iç yapı .....	64
Şekil 3-33 6. Mod Yer Değiştirme, genel görünüş .....	65
Şekil 3-34 6. Mod Yer Değiştirme, iç yapı .....	65
Şekil 3-35 Gözlem uydusunun yörüngedeki 1. modtaki yer değiştirmesi, tüm model .....	66

---

Çizelge 1-1 Yapay uyduların yörünge tiplerine göre bazı özellikleri .....	16
Çizelge 1-2 Kütlelerine göre uyduların sınıflandırılması .....	19
Çizelge 2-1 Bilsat uydusunun teknik özellikleri .....	24
Çizelge 2-2 Rasat uydusunun teknik özellikleri.....	25
Çizelge 2-3 Göktürk-2 uydusunun teknik özellikleri .....	27
Çizelge 2-4 Alüminyum malzeme özellikleri .....	39
Çizelge 2-5 Berilyum malzeme özellikleri .....	40
Çizelge 2-6 Titanyum malzeme özellikleri.....	41
Çizelge 2-7 Magnezyum malzeme özellikleri .....	42
Çizelge 2-8 Kepler elemanları .....	43
Çizelge 2-9 Uydunun yörünge verileri .....	43
Çizelge 3-1 Ariane-6 ve Ariane-5 roketlerindeki yükleme limitleri[10].....	51
Çizelge 3-2 Long March 3B roketindeki yükleme limitleri[2] .....	52
Çizelge 3-3 Roketlerde istenen katılık şartları[2] .....	58
Çizelge 3-4 Uydunun doğal frekansları (0-75. Mod) .....	58
Çizelge 3-5 Uydunun doğal frekansları (76-125. Mod) .....	59
Çizelge 3-6 Gözlem uydusunun yörüngedeki doğal frekansları .....	66



## ÖNSÖZ

---

Bu bitirme tezi boyunca başta aileme, arkadaşlarıma ve hocalarıma teşekkürlerimi sunarım. Bitirme tezi boyunca bana yol gösteren Makine Mühendisliği Doktora Öğrencisi Mehmet Fatih ERCAN' a ve tez danışmanım Prof.Dr.Rahmi GÜÇLÜ' ye müteşekkirim.

Alper Şanlı

Mayıs 2019

## ÖZET

---

Gökyüzü, uzay ve ötesi insanoğlunun varoluşundan itibaren her zaman merak konusu olmuştur. Bu merak insanoğlunu araştırmaya ve teknolojik alanda geliştirmeye yöneltmiştir. Bilimde gelişen insanoğlunun en büyük kaynağı her zaman hayal gücü olmuştur.

Bu tez çalışmasında, literatür araştırması sonucu uydular ve uzay hakkında genel bilgiler verilir; roket ve uzay şartları belirtilmiştir. Tasarım için genel kriterler ve başlıklar belirlenmiş, örneklendirmeler yapılmıştır. Tüm bu tasarım koşulları dikkate alınarak Catia programı ile bir yeryüzü gözlem uydusu tasarlanmıştır. Tasarlanan model roket ve uzay ortamı koşullarında mekanik yüklere maruz kalmaktadır. Tasarımın bu yükler altındaki yapısal davranışları Ansys sonlu eleman yazılımıyla incelenmiştir. Modal ve yapısal analizler ile sonuçlar belirlenmiştir. Modellenen yapay uydu 450 kg'dır ve alçak irtifa yörüngesinde seyir etmek için tasarlanmıştır. Modelleme sırasında Göktürk-2 uydusu referans alınmıştır.

## ABSTRACT

---

Sky, space and beyond topics has been a mystery since existence of mankind. This mystery prompt people to research and develop new technologies. Imagination was always the main source of people who has developed in science.

In this thesis study, main information about satellite and space has been given and conditions of rocket and space has been indicated as a conclusion of literature research. General criteria and titles have been specified and examples has given. Considered all these design provisions, an earth observation satellite has been designed by using Catia programme. The designed model is exposed to mechanical loads under rocket and space conditions. The structural behaviour of the design under these loads was examined with the Ansys finite element software. The results were determined by modal and structural analysis. This modelled artificial satellite is 450 kg and designed for cruise in low earth orbit. Gokturk-2 satellite was taken as a basis during the modelling process.

# 1 GİRİŞ

---

Bu tez çalışmasında bir yeryüzü gözlem uydusu roket ve uzay şartlarına dikkat edilerek Catia programı aracılığıyla tasarlanmıştır. Tasarlanan bu model fırlatma ve uzay ortamı koşullarında maruz kalabilecekleri mekanik yükler altında sergiledikleri yapısal davranışları, Ansys sonlu eleman yazılımıyla yapılan modal ve yapısal analiz sonuçlarıyla belirlenmiştir.

Uydular, askeri, ticari ve iletişim amacıyla kullanılanların yanı sıra bilimsel araştırmalar için tasarlanmış uydular da bulunmaktadır. Uyduların bu görev hedefleri, çalışacakları yörüngenin ve uydu boyutlarının belirlenmesinde önemli birer etkindir. Görev tiplerine göre taşıdıkları faydalı yükler uyduların kütleleri açısından da belirleyici olmaktadır. Günümüzde uyduların sınıflandırılmasında görev tipleriyle birlikte görevlerini gerçekleştirdikleri yörünge ve kütleleri de dikkate alınmaktadır.

Bu tez çalışmasında modellenen uydu 450 kg'dır ve alçak irtifa yörüngesinde seyir etmek için tasarlanmıştır. Modelleme sırasında Göktürk-2 uydusu referans alınmıştır.

## 1.1 Literatür Araştırması

Abdelal ve arkadaşları [1] kitaplarında, uydu yapıları için sonlu elemanlar analizi: tasarımlarına, uygulamalarına ve testlerine ilişkin uygulamalar, uydu yapılarının tasarımını gerçekleştirmek için gereken teorik ve pratik bilgileri açıklamışlardır. Ansys'te uydu yapısı üzerinde modal analiz, harmonik analiz, sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak mekanik ve termal yorulma analizi yapmıştır. Test düzenekleri açıklanmıştır.

Ercan [2] yüksek lisans 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.

Gündoğdu [3] yüksek lisans tezinde, uyduların fırlatma esnasında karşılaşılabilecekleri ortamlar ve bu ortamlardan kaynaklanan yükler genel olarak aktarılmış ve uygulama alanı olarak da Türkiye'nin ilk üniversite uydu projesi olan İTÜ pSAT-1 (İTÜ pico Satellite) piko-uydusunun bu yapısal zorlamalara karşı davranışı incelenmiştir. Uydunun, roket ateşlenmesinden uydunun ayrılmasına kadar geçen zamanda maruz kaldığı yüklemeler ve uzayda karşılaşılan sorunlar açıklanmıştır. İTÜ pSAT-1 uydusu kullanılarak modal analizi ve statik analiz yapmışlardır.

Larson ve arkadaşları [4] kitabında, uzay görevleri için en verimli uydunun nasıl tasarlanacağını anlatmaktadır ve uzay araçları yapısı, tasarımları için örnekler mevcuttur. Uydunun genel performansı, boyut, maliyet ve riskin ön değerlendirmesi hakkında bilgiler verilmiştir. Uzay araçları faydalı yükleri hakkında bilgiler verilmiş ve yörünge mekaniği uygulamaları yapılmıştır.

Menteş [5] yüksek lisans tez çalışmasında, aynı boyutlarda ancak birbirinden farklı malzemelere ve tasarımsal yapılandırmalara sahip nano uyduların, üretimlerinden yörüngedeki görev ömürlerinin sonuna kadar geçen sürede karşılaşılabilecekleri yükler altında yapısal analizleri yapılmış ve elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. Tez çalışmasıyla, farklı malzemeler kullanılarak tasarlanan uyduların maruz kalacakları zorlanmalara karşı gösterecekleri yapısal davranışın belirlenmesi amaçlanmıştır.

Schaefer ve Rudolph [6], uydu tasarım süreci için mühendislik tasarım prosesleri ele alınmıştır. Günümüzdeki uydu tasarım özelliklerinin özellikleri incelenmiştir. Tasarım proseslerinin belirli bölümleri tartışılmış ve uygulanan çözümler açıklanmıştır. Basit bir uydu model kullanılarak bir tasarım süreci örneklenmiştir.

Sebestyen ve arkadaşları [7] kitaplarında, alçak irtifa yörüngesinde görev yapan uydularının arkasındaki teknolojileri anlatmışlardır. Uzay aracı tasarımında uzmanlaşmak için gereken temel denklemleri ve ilişkileri sağlayan özel elektronik tablolara erişimi olan bu kitap, alan mühendislerine ve profesyonellerine, özellikle LEO uydu tasarımlarını hazırlamak için ihtiyaç duydukları araç ve kaynakları sunmaktadır.

Sidi [8] kitabında, uzay aracı dinamiği ve kontrolünün temel teorisini ve uyduyu kontrol etmenin pratik yönlerini açıklamıştır. Yazar uzay aracının yörüngesel ve rotasyonel dinamiklerini çeşitli çevresel koşullar altında ve mevcut donanımın getirdiği gerçekçi kısıtlamalarla tartışır. Yörüngede Kepler ve Newton kuralları hakkında bilgi verilmiştir. Uydu titreşim modeli üzerine çalışma yapılmıştır.

Wijker [9] kitabında, uzay aracının tasarımı, yapımı ve analiz yönleri hakkında fikir vermiştir. Uzay aracı, insanlı veya insansız arasında bir ayrım olan, uyduların yanı sıra fırlatma araçlarını da içerir. İnsansız uzay uçuşuna, özellikle fırlatma araçlarının yapımı yerine, uzay aracı yapımına daha fazla ağırlık verilmiştir. Uydunun doğası, o uydunun belirlediği göreve bağlıdır. Uzay aracı roket içindeyken meydana gelen etkiler açıklanmıştır. Uzay araçları sonlu elemanlar yöntemiyle analiz yöntemleri ve yöntemlerin nasıl hesaplandığı açıklanmıştır. Uzay araçlarında malzeme seçimi, doğal frekansının bulunması üzerine çalışma yapılmıştır.

Mehmet Şahin ve Ahmet Atak [10] bu tezinde, uyduların üretimi sırasında, başlıca uydunun fırlatma sırasında olmak üzere, hizmet süresince maruz kalacağı sinüs, rastgele ve şok titreşimlerine karşı uygunluğunu test etmek için çevresel mekanik titreşim testlerini incelemişlerdir. Bu çalışmada uydu mekanik çevresel testlerinden olan titreşim ve şok testleri ve bu test süreçleri açıklanmıştır. Titreşim test çeşitleri, testlerin yapıları ve seviyeleri, ivme ve gerinim ölçerlerin yerleştirme kriterleri, kuvvet ölçüm metotları gibi testle ilgili konular irdelenmiştir. Uydu titreşim testleri sırasında uydu ve test sistemi ile uydu statik yapısal testleri için statik analiz hesaplaması sunulmuştur.

## 1.2 Uydu

Bir gezegenin çekiminde bulunarak onun çevresinde dolanan daha küçük gezegen, peyk veya türlü amaçlarla yerden fırlatılan ve genellikle kapalı bir yörünge çizerek yer çevresinde dolanan araçtır. Uyduların dönme prensibi cisimlerin cisimlerin sahip oldukları kütleyle bağlıdır. Bu cisimler ortak bir merkez etrafında birbirlerine çekim kuvveti uygular ve bunun etkisiyle dönerler. Merkez noktası; kütlesi daha fazla olan cisme daha yakındır. Kütlesi az olan cisim dönme hareketi sırasında daha fazla yol alır. Bu cisme uydu denir. İki cismin kütlesi birbirine yakınsa bu iki cisme ikili sistem denir. Uydular; gezegenlerin yerçekim kuvvetini ve sahip oldukları tahrik sistemlerini kullanarak yörünge de kalmaktadırlar. Uydular; doğal veya yapay uydular olmak üzere iki çeşide ayrılmaktadırlar.

### 1.2.1 Doğal Uydular

Büyük kütleli bir gezegenin oluşturduğu çekim kuvveti etkisinde dönen, belli bir yörüngesi olan doğal oluşumlu cisimlerdir. Güneş sistemi içerisinde 240 adet doğal uydu vardır. 163'ü gezegenlere, 4'ü küçük gezegenlere ve düzinelercesi de küçük gök cisimlerine aittir. Diğer yıldız sistemleri de uydulara sahiptir. Ay, Dünya'nın bir uydusudur.

### 1.2.2 Yapay Uydular

İnsanlar tarafından yapılan; Dünya, diğer gezegenleri, uzayın derinliklerini incelemek amacıyla gönderilen cisimlerdir. Uzayda binlerce yapay uydu vardır ve her geçen gün sayısı artmaktadır. Yapay uydular; kullanım amacı, bulunduğu yörüngeler ve uyduların özellikleri değişiklik göstermektedirler.[11]



Şekil 1-1 Göktürk-2 uydusunun resmi

### 1.3 Tarihçe

Gökyüzü, uzay ve ötesi insanoğlunun varoluşundan itibaren hep merak konusu olmuştur. Eski tarihlerden itibaren hikayeler, masallar ve şiirler yazılmıştır. Basit uzay gözlemleri; tarımı, teknolojiyi ve sosyal yaşamı etkilemiştir. Teknolojinin gelişmesiyle uzay gözlemleri ve uzaya ulaşma çabası hızla artmıştır. 1945 Yılında İngiliz bilim adamı Arthur C. Clark, Clark yörüngesinin isim babası, “Wireless World” dergisine gönderdiği mektupta uydular aracılığıyla iletişim yapılabileceği fikrini ortaya atmıştır. Uzaya çıkmak ve aya gitmek gibi fikirlerin ortaya çıkmasıyla uzay teknolojisi bilim adamlarının ve mühendislerin derinlemesine araştırma konusu olmuştur. Konstantin Tsiolkousky, roketin dünyanın yer çekiminden kurtulabilmesi için bazı hesaplamaları çözerek roketin dünyanın dışına çıkabilmesi için gerekli hesaplamalar, Robert H. Goldard roket yakıtı olarak benzin ve oksijen karışımını kullanarak çalışmalar ve roket denemeleri yapmışlardır.

Uzaya çıkma yarışı devletler arasında hızla artmıştır ve bu yarışın sonucunda uzaya gönderilen ilk uydu Sputnik-1 olmuştur. SSCB tarafından 1957'de fırlatılan ilk yapay uydu olan Sputnik 1'den beri, binlerce yapay uydu Dünya'dan fırlatılmıştır. 1957 yılında SSCB Sputnik 2 ile uzaya gönderilen ilk canlı olarak Laika adlı köpeği uzaya göndermiştir. 1959 yılında Dünyayı fotoğraflayan ilk araç Explorer 6'dır. 12 Nisan 1961 yılında Vostok uzay aracı ile Rus kozmonot Yuri Gagarin uzaya çıkan ve Dünya yörüngesinde dönen ilk insan olmuştur. 16 Haziran 1963 tarihinde Rus kosmonot Valentina Tereşkova uzaya çıkan ilk kadın olmuştur. Uzay çalışmalarında önemli bir gelişme ise 20 Temmuz 1969 yılında Amerikalı astronot Neil Armstrong'un Ay'a ilk ayak basan insan olarak tarihe geçmesidir. Uzay'da ilk kapsamlı ve insanlı uluslararası işbirliği ise 17 Temmuz 1975 yılında yaşanmıştır. Apollo ve Soyuz uzay araçları birleşti. İşbirliği projesi daha sonra geliştirilerek Dünya'nın yörüngesine yerleştirilen Uluslararası Uzay İstasyonunda çok uluslu ekipler görev yapmıştır. Uzaya yollanan binlerce uydu günümüzde büyük sorunlara neden olan uzay çöplerini ortaya çıkarmıştır. [12]

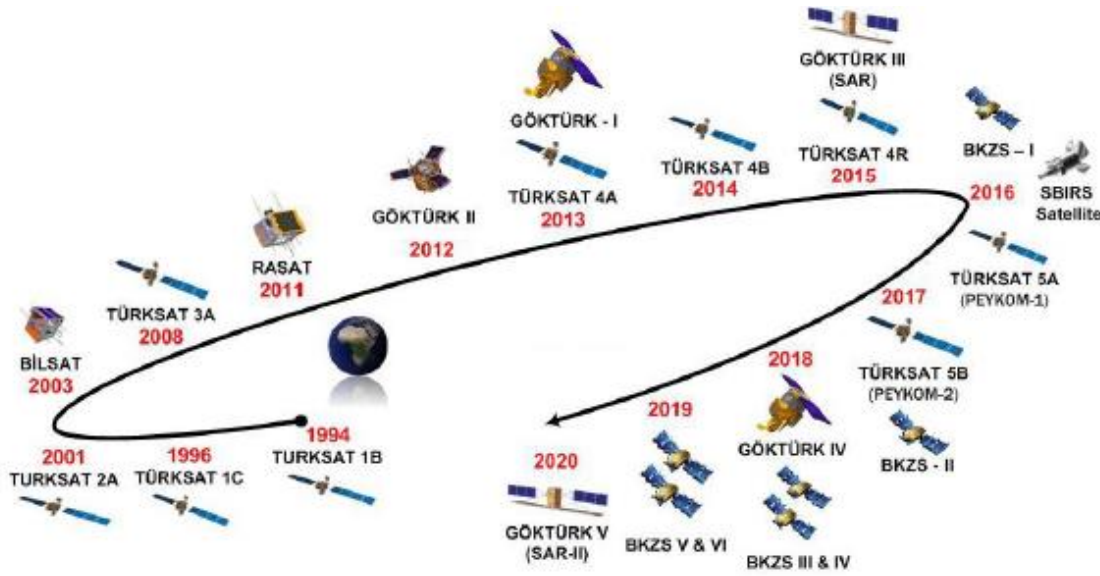
Uzaya gönderilen ilk uydular sahip oldukları teknoloji bakımından günümüze göre çok fazla gelişmiş olmamaları sebebiyle elde ettikleri ve gönderdikleri veriler çok güvenilir değildi. 1963 yılında üç eksenli sabit uyduların geliştirilmesiyle verilerden daha iyi sonuçlar alınmıştır. Günümüzde ise veri toplama ve toplanan veriyi paylaşmak gelişmiştir ve daha güvenilir hale gelmiştir. Gelişen özellikler, ileri teknolojiye sahip sensörler ile uzay bilimi ve mühendisliği ileri düzeydedir.

Uzay rekabeti ülkeler arasındaki ilişkileri ve haberleşmeyi de etkilemiştir. Ülkeler arasında ortak kullanım ile beraber küresel uydu haberleşme çağı başlamıştır. COMSAT firması, Nisan 1965'te Earlybird uydusunu uzaya göndermiştir. Bu uydu Amerika'ya ait olmasına rağmen birçok ülke tarafından kullanılmıştır.

Ülkelerin uyduları ortak kullanmak istemesiyle çeşitli organizasyonlar kurulmuş ve ülkeler arası anlaşmalar yapılmıştır. 1964 Yılında dünya çapında uydu servisi verilmesi amacıyla Türkiye'nin de bulunduğu 19 ülkenin katılımıyla INTELSAT kurulmuştur. Avrupa ülkelerinin katılımıyla 1977 yılında EUTELSAT kurulmuştur. Türkiye, Eutelsat kuruluşunun

üyesidir. 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.

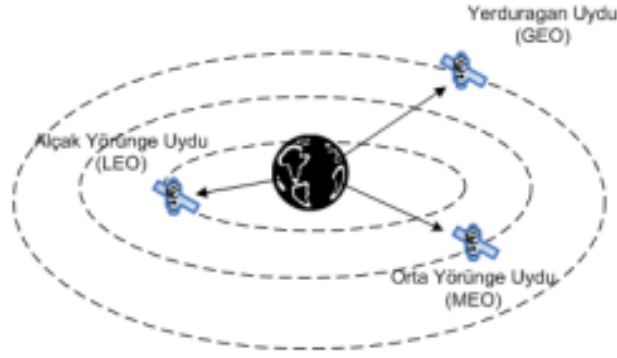
Türkiye, uzaya ilk uydu gönderme denemesini 1994 yılında yapmıştır. TÜRKSAT-1A başarısız olmuştur ve okyanusa düşmüştür. Bu başarısız denemeden sonra 10 Ağustos 1994 yılında TÜRKSAT-1B uzaya gönderilmiştir. 2011 yılında TÜBİTAK tarafından geliştirilen yer gözlem uydusu Rasat'ı uzaya göndermiştir ve sonra Göktürk-2 ve Göktürk-1 uydularını uzaya göndermiştir. Uzayda 6 aktif Türkiye yapımı yapay uydu vardır.[13]



Şekil 1-2 Türkiye 1994-2020 Yıllarındaki Uydu Sistemleri

#### 1.4 Uydu Yörünge Tipleri

Uyduların, gezegen etrafında dönerken izledikleri yola yörünge denir. Yörünge yükseldikçe uydunun ömrü artar. Uyduların ana yapıları planlanırken, kullanma alanları, uzaydaki ömrü, üzerindeki cihazlar ve bunların ömürleri, güç sistemleri ve diğer yardımcı sistemler göz önüne alınarak tasarlanır. Genel görünimleri simetrik küre ve silindir şeklindedir. Yerden 36.750 km yükseklikteki bir yörüngede bulunan bir uydu ile yaklaşık yerkürenin yarısı görülebilir. Uydu fırlatıldıktan sonra, yeryüzünün çevresinde dönmesinden oluşan merkezkaç kuvvet ile yeryüzünün çekim kuvvetinin dengelenmesinden dolayı yörüngesinde kalır. Dünyaya yakın yörüngelerde, uydu daha fazla yer çekimi kuvvetine maruz kalacağından bu kuvveti dengelemek için uydunun daha hızlı dönmesi gerekir. Bu nedenle, dünyaya yakın olan uydular hızlı, uzak olan uydular ise yavaş döner. Genel olarak uydu yörüngeleri; Dünya'ya olan uzaklıklarına ve kullanım amaçlarına göre adlandırılır. [14]



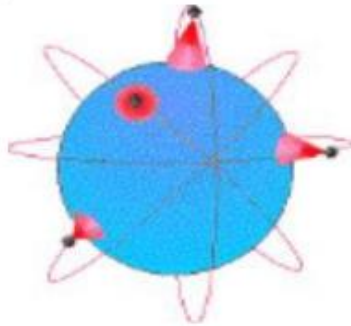
Şekil 1-3 Uydu yörünge tipleri

Çizelge 1-1 Yapay uyduların yörünge tiplerine göre bazı özellikleri

Uydu Tipi	Yeryüzü Uzaklık	Dönme Periyodu	İletişim Süresi
LEO Uydusu	2000 km'ye kadar	1,5-2 saat	5-20 dk.
MEO Uydusu	2.500-19.000 km	5-12 saat	2-4 saat
GEO Uydusu	35.786 km	23 saat 56 dk 4 sn	Devamlı

#### 1.4.1 Alçak İrfifa Yörüngesi (LEO) (Low Earth Orbit)

Dünya'nın etrafında yörünge süresi 88 dakika olan 160 km yüksekliğinden yörünge süresi 127 dakika olan 2000 km yüksekliğine kadar olan aralığa denk gelen bir yörüngedir. 160 km yüksekliğin altındaki nesneler çok hızlı bir şekilde yörüngesel çöküşe ve irtifa kaybına maruz kalırlar. Alçak Dünya yörüngesinde dengeli bir konum elde edebilmek için gerekli olan hız 7.8 km/s değerindedir ancak yörünge yüksekliğinin artmasıyla dengeli konum için gerekli bu hızın miktarı azalmaktadır. İnsanlı uzay istasyonları ve yapay uyduların büyük çoğunluğu burada konumlandırılmıştır. Yer istasyonundan uyduya erişim süresi yaklaşık 20 ms'dir.

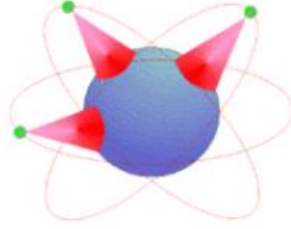


Şekil 1-4 Alçak irtifa yörüngesi



#### 1.4.2 Orta İrtifa Yörüngesi (MEO) (Medium Earth Orbit)

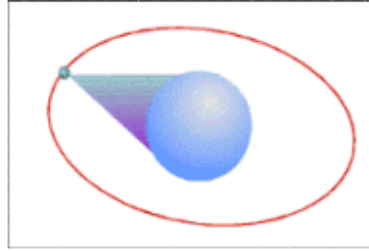
Genelde gps uyduları bu irtifada bulunmaktadır. Yer Küreye uzaklığı 2000-35780 km arasındadır. Yer istasyonundan uyduya erişim süresi yaklaşık 100 ms'dir.



Şekil 1-5 Orta irtifa yörüngesi

#### 1.4.3 Eşzamanlı (Yerdurağan) Yörünge (GEO) (Geostationary Earth Orbit)

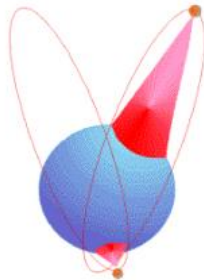
Dünya civarında dönen 35.786 km irtifaya sahip yaklaşık dairesel yörüngelerdir. Hızları yavaşdır ve yer istasyonundan uyduya erişim süresi yaklaşık 250 ms'dir. Genellikle haberleşme uyduları ve meteoroloji uyduları bu yörüngede kullanılır.



Şekil 1-6 Eşzamanlı (Yerdurağan) yörünge

#### 1.4.4 Yüksek Dünya Yörüngesi (HEO) (High Earth Orbit)

Dünya merkezli, irtifa olarak yer eşzamanlı yörüngesinin (35,786 km) üzerinde yer alan yörüngedir. Bazı meteoroloji uyduları ve bilimsel uydular bu yörüngede kullanılır.



Şekil 1-7 Yüksek dünya yörüngesi

## **1.5 Kullanım Amaçlarına Göre Uydular**

Uydular birçok alanda kullanılmaktadır. Bu kullanım alanına bağlı olarak ağırlıkları, boyutları, fırlatıldıkları yörüngeleri ve içerdikleri bileşenlerinin hepsi değişiklik gösterebilmektedir. Yapay uyduların amaçlarından bazıları şunlardır:

### **1.5.1 Yer Gözlem Uyduları**

Genellikle alçak irtifa yörüngesinde bulunmaktadırlar. Yer gözlem uydular askeri, ormancılık, tarım, haritacılık, afet izleme, şehircilik ve planlama gibi çeşitli amaçlarla kullanılmaktadır.

### **1.5.2 Meteoroloji Uyduları**

Bu uydular dünyadaki meteorolojik olayları gözlemleyerek hava tahminlerinde kullanılmaktadır. Kesin ve güvenilir bir şekilde hava koşullarının öğrenilebilmesi için meteoroloji uydu sistemleri kullanılmaya başlanmıştır. Yeryüzüne göre sabit konumlu yörüngelerdeki jeosenkron uydular ve yakın kutupsal yörüngeli uydular üzere ikiye ayrılmaktadır. Kutupsal yörüngeli uyduların yüksekliğinin (650 km-1500 km) geniş bir aralıkla değişebilir olmasına karşılık, sabit uydular ekvator düzlemindeki jeosenkron yörüngeye yerleştirilmiştir. Bölgesel meteoroloji verileri daha kesin elde edilebilmesi için çoğunlukla yakın kutupsal yörüngeler, bu amaçla kullanılmaktadır.

### **1.5.3 Bilimsel Uydular**

Bilimsel çalışmalar için kullanılan bu uydular amaçlarına göre değişik parabolik yörüngeye, ağırlığa ve donanımına sahip olmaktadır. Amaçlarına göre; astronomi uyduları, jeodezi uyduları, iyonosfer gözlem uyduları, atmosfer gözlem uyduları, manyetosfer gözlem uyduları, meteor gözlem uyduları, güneş sistemi gözlem uyduları gibi sınıfları mevcuttur. Dünya yapısının incelenmesi, Mars ve diğer gezegenlerin incelenmesi vb. gibi birçok bilimsel uydu mevcuttur.

### **1.5.4 GPS (Global Positioning System) Uyduları**

Dünya yüzeyindeki konumunuzu belirlemek için kullanılmaktadır. Radyo sinyalleri yardımıyla mobil cihazların yerlerinin tespiti için kullanılan uydulardır. Uydu konumu belirlerken gelen sinyali kesiştirip hesaplayarak cihaza gönderir. Dünya üzerindeki bir GPS alıcısının her zaman iki boyutlu belirleme için en az 3, üç boyutlu belirleme için en az 4 adet uyduyu görebileceği şekilde yerleştirilmiştir.

### 1.5.5 Haberleşme Uyduları

Radyo, televizyon yayınlarının daha geniş alanlardan izlenebilmesi, telefon, internet gibi iletişim araçlarının kullanılabilmesi için uzaya gönderilen uydulardır. Global haberleşme amaçlı uydular, yere göre sabit noktada bulunmaları ve döngüsünü 24 saatte (23.94 saat) yapmaları zorunluluğu nedeniyle, yaklaşık 35,784 km'deki yere eş zamanlı (jeosenkron) yörüngeye yerleştirilmektedirler. Çoğu yapay uydu Dünya ile aynı açısız hıza sahiptir ve yere göre sabit durmaları sağlanmaktadır.

### 1.6 Kütlelerine Göre Uydular

Yapay uydular kütlelerine göre sınıflandırılmaktadır. Teknolojinin gelişmesiyle uydu kütleleri femto birimine kadar düşmüştür.

Çizelge 1-2 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	$M < 0,1$

### 1.7 Yapay Uydularda Uzaktan Algılama

Uzaktan algılama işlemi iki temel aşamadan oluşur. Bunlar veri elde etme ve veri işleme aşamalarıdır. Veri elde edilmesi aşamasında enerji kaynağı, atmosfer ve hedef ile etkileşim, enerjinin algılayıcı tarafından kayıt edilmesi, verinin iletimi ve alınması söz konusudur. Verinin işlenmesi aşamasında yorumlama, analiz ve uygulama yapılır. Yeryüzünden belirli uzaklıkta, atmosferde veya uzayda hareket eden platformlara yerleştirilmiş ölçüm aletleri aracılığıyla, objelerle fiziksel temasa geçilmeden, yeryüzünün doğal ve yapay objeleri hakkında bilgi alma ve bunları değerlendirme tekniğidir, bir başka ifade ile objelerle fiziksel temasta bulunmadan herhangi bir uzaklıktan yapılan ölçümlerle objeler hakkında bilgi edinme bilim ve sanatı olarak ifade edilir. Tüm uyduların uzaktan algılama sistemleri cisimler tarafından yansıtılan ve cisimlerin vücut sıcaklığına bağlı olarak yaydıkları elektromagnetik radyasyonun, uzaya yerleştirilen platformlar (uydu) üzerinde bulunan radyometreler tarafından ölçülmesi (pasif algılama) ve radar (aktif algılama) sistemlerine dayanır.[15]

### **1.7.1 Aktif Algılayıcı Uydu Sistemleri**

Aktif sistemler kendi enerjilerini üretirler ve yansıtıkları enerjinin geriye dönüşünü toplayarak görüntü elde ederler. Aktif sistemlerle algılamanın en büyük üstünlüğü, alımların hava koşullarına, gündüz ve geceye bağlı olmaksızın gerçekleştirilebilmesidir. ERS-1 gibi uydular aktif algılama yöntemlerini kullanmaktadır.

### **1.7.2 Pasif Algılayıcı Uydu Sistemleri**

Pasif sistemler yeryüzünün doğal yayılım enerjisi veya güneş enerjisinin yansıtımını algılayan optik, ısı ve mikrodalga algılayıcılardır. Bu algılayıcılar yalnızca güneş varlığında algılama yaparlar, hava bulutlu ise algılama yapamazlar. Meteorolojik amaçlı uydular (METEOSAT, GOES, GMS, NOAA vs.) pasif algılama yöntemlerini kullanır.

## **1.8 Yapay Uydularda Çözünürlük**

Çözünürlük, uyduda kullanılan algılayıcı sistemin iki cismi birbirinden ayırt edebilme yeteneğidir. Çözünürlük değeri yapay uydular için çok önemlidir. Çözünürlük değerinin yüksek olması yapılan gözlemin kalitesini artırır.[16]

### **1.8.1 Mekânsal Çözünürlük (Geometrik, Konumsal)**

Yeryüzündeki komşu objeleri ayırt etme yeteneği olan çözünürlüktür. Konumsal çözünürlük, sensörün tasarımına ve yüzeyden yüksekliğine ilişkin bir fonksiyondur ve görüntünün mekansal detay derecesini gösterir. Konumsal çözünürlük uzunluk ölçüsü birimleri ile ifade edilir. Konumsal çözünürlüğün küçülmesi nesnelerin daha ayrıntılı olarak görünmesini sağlar. Konumsal çözünürlük, görüntüyü oluşturan piksellerin boyutlarıdır.

### **1.8.2 Spektral Çözünürlük (Tayfsal)**

Spektral çözünürlük, algılayıcının duyarlı olduğu dalga boyu aralıkları ile ilgilidir. Spektral çözünürlüğün iyi olması bir kanal yada bandın algıladığı dalga boyu aralığının küçük olduğunu gösterir. Kuramsal olarak, spektrum ne kadar çok ve küçük parçaya ayrılırsa, spektral ayırma gücü o kadar artar.

### **1.8.3 Radyometrik Çözünürlük**

Elektromanyetik enerji miktarında sahip olunan hassasiyet radyometrik çözünürlüğü göstermektedir. Bir görüntüleme sisteminin radyometrik çözünürlüğü, enerji farklılıklarını ayırt edebilme yeteneğini gösterir. Buradaki enerji farklılıkları, ayırt edilmesi mümkün olan

gri tonu sayısına denk gelir. Radyometrik çözünürlük, bilgisayar ortamında ve ikili sayı sistemi veya bit cinsinden tanımlanır. 8 bitten oluşan ve bir bayt adı verilen radyometrik çözünürlük gösterimi, 0 ile 255 arasında değişen  $2^8 = 256$  farklı parlaklık düzeyinin sayısal ortamda yer almasını sağlamaktadır. Radyometrik çözünürlüğün artması o oranda görüntü yorumlamasını kolaylaştırmaktadır.

#### **1.8.4 Zamansal Çözünürlük**

Zamansal çözünürlük bir uzaktan algılama sisteminin aynı bölgeyi görüntüleme sıklığı ile ilgilidir. Uydunun aynı arazi parçasını üst üste iki defa algılama yapması arasında geçen süredir. Bir bölgedeki spektral karakteristikler zamanla değişebilir ve çok-zamanlı görüntü setleri kullanılarak değişim analizi yapılabilir.

## 2 GÖZLEM UYDUSU TASARIMI VE ÖZELLİKLERİ

---

### 2.1 Gözlem Uydusunun Tasarımını, Performanslarını ve Ömürlerini Etkileyen Faktörler

Uydular, tasarımı yapılırken uzay şartları ve uydunun roketten maruz kaldığı yüklemeler, yerleştirileceği yörünge ve kısıtlamalar göz önünde bulundurulmalıdır. Uzay şartları ve maliyet tasarım için önemlidir.

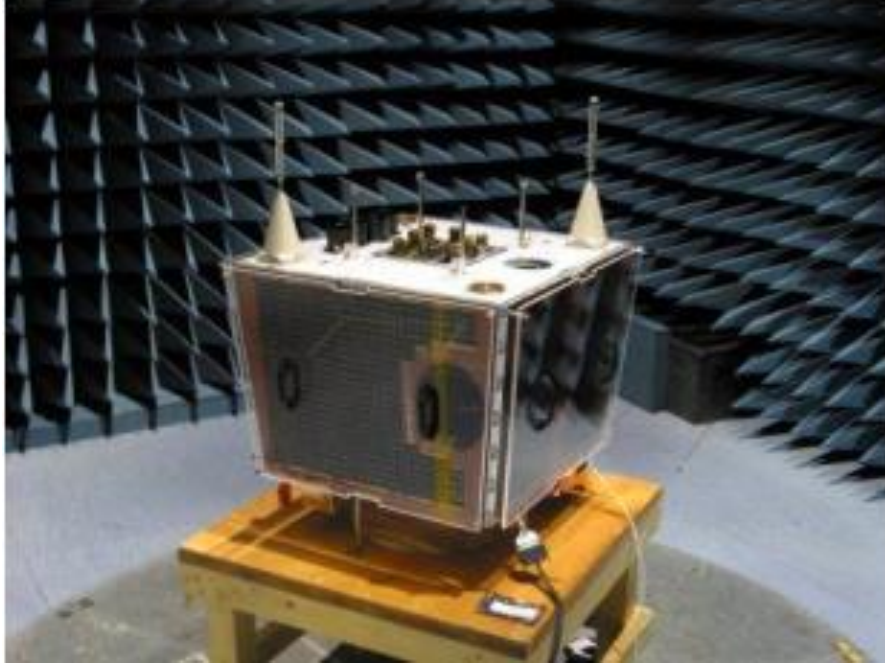
### 2.2 Uydunun Türü ve Görevi

Yapılacak uydunun türü ve görevine göre tasarım, maruz kaldığı yükler, uydu yörüngesi, güneş panelleri ve malzemesi değişmektedir. Haberleşme ve yer gözlem uyduları arasında farklar vardır. Yer gözlem uydu sistemleri dünya üzerindeki obje ya da olayların onlara temas etmeksizin algılanmasına, elde edilen veri ve bilgilerin bilimsel ve ticari amaçlarla kullanımına yönelik olarak üretilmişlerdir. Sivil amaçlarla fırlatılan ilk yer gözlem uydusu olan ERTS-1(Landsat-1)'in 1972 yılında dünya üzerindeki yörüngesine başarıyla oturtulması iki önemli sonucu ortaya çıkarmıştır. Bunlardan ilki, uydu görüntülerinden elde edilen ve yersel çalışmalarla elde edilmesi neredeyse imkânsız olan veriler yardımıyla, pek çok soruna bölgesel veya küresel çözümlerin üretilebilmesidir. Diğer sonuç ise, uydu teknolojilerinin ticari anlamda ülke ekonomisine yapacağı değerli katkılardır. Bu nedenlerle, yer gözlem uydu sistemlerinde son 40 yıl içinde çok hızlı değişimler ve önemli gelişmeler kaydedilmiş ve ülkeler uzayda var olabilmek için yüksek bütçeler ayırmışlardır. Türkiye ise 1960'lı yılların sonlarında girişimlere başlamıştır. Ancak, o dönemde uydulardan öncelikli olarak iletişim amaçlı olarak yararlanılması düşünülüyordu (Turksat, 2015). 1995 yılında Bilgi Teknolojileri Araştırma Enstitüsü (BİLTEN) adını alan Bilgi Teknolojileri ve Elektronik Araştırma Enstitüsü'nün 1985 yılında kurulması, uydu teknolojilerine sahip olma isteğini keskinleştirmiş ve çalışmaların ilk temelleri atılmıştır. Bu çalışmaların sonucunda, 2003 yılında Bilsat projesi ile yer gözlem uydu teknolojisinde başarılı bir adım atılmıştır. BİLTEN 2006 yılında uzay Teknolojileri Araştırma Enstitüsü (TÜBİTAK UZAY) adını almış ve uydu sistemleri ile ilgili çalışmaların planlanması ve yönetilmesi sorumluluğunu üstlenmiştir. Bilsat Projesi'nden kazanılan tecrübelerle Türkiye'de tasarlanıp üretilen ilk yer gözlem uydusu olan Rasat, 2011 yılında başarıyla uzaya gönderilmiştir. Yaklaşık bir yıl sonra da, 2012 yılı sonlarında, yüksek yersel çözünürlüğe sahip Göktürk-2 uydusu yörüngesine oturtulmuştur. Bu gelişmelerle birlikte Türkiye, yer gözlem uydu sistemlerinde dünyada belirli bir seviyeye yükselmiş bulunmaktadır. Bazı Türk yapay uydular ve teknik özellikleri:[17]

#### 2.2.1 Bilsat Uydusu

Türkiye Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Kurumu (TÜBİTAK) bünyesindeki Uzay Teknolojileri Araştırma Enstitüsü (TÜBİTAK UZAY) ve merkezi İngiltere'deki SSTL (Surrey Satellite Technology Limited) şirketi ile ortak bir çalışma yürütülmüştür (TÜBİTAK,

2015a). Bilsat Türkiye'nin ilk yapay yer gözlem uydusudur. Bilsat projesinin amacı sadece küçük çaplı bir uyduya sahip olmak değildi. Bundan çok daha önemli olan hedefler vardı. Bu hedefler arasında uydu tasarımı, üretimi, fırlatılması, işletilmesi, alt yapı ihtiyaçlarının belirlenmesi, yer istasyonlarının kurulması ve kullanımı gibi aşamaların öğrenilmesi bulunmaktadır. Bunlara ek olarak, teknik personelin uzmanlaşmasının sağlanması ve milli uydu teknolojileri konusunda operasyonel bilgi sağlanması da beklentiler arasındaydı.



Şekil 2-1 Bilsat uydusu

Bilsat projesi ile ilgili çalışmalar 2001 yılında başlatılmış ve uydu 27 Eylül 2003 günü Rusya'nın Plesetsk Kosmodrome üssünden uzaya fırlatılmıştır. Biri pankromatik diğer dördü kırmızı, yeşil, mavi ve yakın kızılötesi olmak üzere beş yer gözlem kamerası, GPS (Global Positioning System- Küresel Konumlama Sistemi), GPS konum kaydedici, konum kontrol sistemi ve itki sistemi taşıyan uydu, TÜBİTAK UZAY tarafından geliştirilen ÇOBAN ve GEZGİN adlı iki yararlı yükü de taşımaktaydı (SSTL, 2015b). ÇOBAN, 8 bantlı ve 120 m düşük yersel çözünürlüğe sahip çok bantlı bir görüntüleyici, GEZGİN ise JPEG2000 algoritmasını kullanarak yüksek hızlı çok bantlı görüntü sıkıştırması yapan bir görüntü işlemcisiydi. Bilsat uydusunun aktif görevi 2006 yılının Ağustos ayında sona ermiştir. Planlanandan önce pasif duruma geçen uydu, Türkiye'deki uzay çalışmalarında çok önemli tecrübelerin ve gözlemlerin elde edilmesini sağlamıştır.

Çizelge 2-1 Bilsat uydusunun teknik özellikleri

Bilsat uydusunun teknik özellikleri		
Teknik özellik	Açıklama	
Ağırlık	129 kg	
Yörünge	686 km, güneş uyumlu	
Konumsal çözünürlük	Pankromatik bant	: 12.6 m
	Multispektral bantlar	: 27.6 m
Spektral çözünürlük	Pankromatik bant	: 0.45 – 0.90 $\mu\text{m}$
	Mavi bant (Bant1)	: 0.45 – 0.52 $\mu\text{m}$
	Yeşil bant (Bant 2)	: 0.52 – 0.60 $\mu\text{m}$
	Kırmızı bant (Bant 3)	: 0.63 – 0.69 $\mu\text{m}$
	Yakın kızılötesi bant (Bant 4)	: 0.76 – 0.90 $\mu\text{m}$
Radyometrik çözünürlük	8 bit	
Zamansal çözünürlük	4 gün	
Şerit genişliği	55 km	
Görev yükü	Gezgin (görüntü işlemci)	
	Çoban (çok bantlı görüntüleyici)	
	375-425	nm
	410-490	nm
	460-540	nm
	510-590	nm
	560-640	nm
	610-690	nm
	660-740	nm
	850-1000	nm
Planlanan ömür	5 yıl	

## 2.2.2 Rasat Uydusu

Rasat uydusu Türkiye’de tasarlanıp üretilen ilk yer gözlem uydusudur. TÜBİTAK UZAY öncülüğünde 2006 yılında ilk adımları atılan uydu 17 Ağustos 2011 günü Rusya’nın Yasny üssünden uzaya fırlatılmıştır (TÜBİTAK, 2015b). Bilsat uydusunda kazanılan bilgi ve tecrübeler Rasat uydusunun üretim ve işletim aşamalarında kullanılmıştır. Rasat projesi ile daha çok sayıda teknik elemanın uzmanlaşması sağlanmıştır. Ayrıca uydu sistemlerinde kullanılacak yazılım ve donanımın milli kaynaklar dahilinde temini ve geliştirilmesi mümkün olmuştur. Rasat uydusu biri pankromatik diğer üçü mavi, yeşil ve kırmızı olmak üzere dört yer gözlem kamerası, GPS ve diğer elektronik sistemlerin yanında TÜBİTAK UZAY tarafından geliştirilen BİLGE, GEZGİN-2 ve T-REKS olarak adlandırılan üç yararlı yükü de taşımaktaydı. Teknik özellikleri açısından gelişmiş özellikler gösteren Rasat üzerindeki Gezgin-2, Bilsat projesinde kullanılan Gezgin görüntü işlemcisinin geliştirilmiş bir modeli, Bilge, uçuş bilgisayarı, T-REKS ise X-Bant iletişim sistemi olarak görev yapmak üzere tasarlanmışlardı.





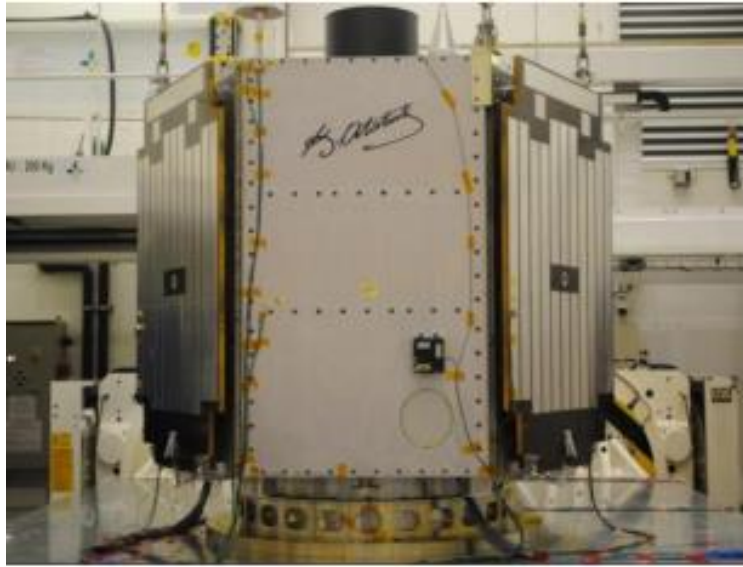
Şekil 2-2 Rasat uydusu

Çizelge 2-2 Rasat uydusunun teknik özellikleri

Rasat uydusunun teknik özellikleri		
Teknik özellik	Açıklama	
Ağırlık	93 kg	
Yörünge	689 km, güneş uyumlu	
Konumsal çözünürlük	Pankromatik bant	: 7.5 m
	Multispektral bantlar	: 15 m
Spektral çözünürlük	Pankromatik bant	: 0.42 – 0.73 $\mu\text{m}$
	Mavi bant (Bant1)	: 0.42 – 0.55 $\mu\text{m}$
	Yeşil bant (Bant 2)	: 0.55 – 0.58 $\mu\text{m}$
	Kırmızı bant (Bant 3)	: 0.58 – 0.73 $\mu\text{m}$
Radyometrik çözünürlük	8 bit	
Zamansal çözünürlük	4 gün	
Şerit genişliği	30 km	
Görev yükü	Bilge (uçuş bilgisayarı)	
	Gezgin-2 (görüntü işlemci)	
	T-Reks (X-bant iletişim sistemi)	
Planlanan ömür	3 yıl	

### 2.2.3 Göktürk-2 Uydusu

Türkiye'nin üçüncü nesil yer gözlem uydusu Göktürk-2, T.C. Milli Savunma Bakanlığı, TÜBİTAK ve Türk Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş. (TUSAŞ)-TÜBİTAK UZAY iş ortaklığı arasında 1 Mayıs 2007'de yürürlüğe giren sözleşme ile desteklenmiştir. Ülkemizin ilk yüksek yersel çözünürlüklü uydusu olan Göktürk-2 18 Aralık 2012 günü Çin'in Jiuguan üssünden uzaya fırlatılmıştır. Göktürk-2'nin tasarımı, üretimi ve test süreçleri için gerekli tüm teknik işlemler milli olanaklar kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Göktürk-2 projesi ile uzay ve uydu sistemlerine yönelik elde edilmiş operasyonel bilgi ve tecrübenin iyileştirilmesi, yazılım ve donanım teknolojisinin geliştirilmesi, uzman insan gücünün yetiştirilmesi, geliştirilmesi ve sayısının arttırılması, uzay teknolojilerinde kullanılacak alt yapının geliştirilmesi, kamu kurum ve kuruluşlarının gözlem ve araştırma ihtiyaçlarının öz kaynaklarımızla giderilmesi hedeflenmiştir. Bilsat ve Rasat uydu sistemlerinde kazanılan tecrübe sonucunda üretilen Göktürk-2 üzerinde KUZGUN adı verilen bir deneysel kamera bulunmaktadır. Kuzgun, 20 m yersel çözünürlükte ve 15 km genişliğinde görüntü alma yeteneğine sahip olup elektromanyetik spektrumun kısa dalga kızılötesi (SWIR) kesimindeki 0.8-1.7  $\mu\text{m}$  aralığında algılama yapabilmektedir. Bilge ana uçuş bilgisayarını olarak görev yaparken Bilge Router 0 ve Bilge Router 1 isimli modüller hem veri depolama hem de X-Bant verici aracılığıyla veri transferi görevlerini gerçekleştirmektedir. Gezgin-2 modülü elde edilen görüntülerin JPEG2000 algoritması kullanılarak sıkıştırılması ile görevlidir.



Şekil 2-3 Göktürk-2 uydusu

Çizelge 2-3 Göktürk-2 uydusunun teknik özellikleri

Göktürk-2 uydusunun teknik özellikleri	
Teknik özellik	Açıklama
Ağırlık	409 kg
Yörünge	686 km, güneş uyumlu
Konumsal çözünürlük	Pankromatik bant : 2.5 m
	Multispektral bantlar : 5 m
Spektral çözünürlük	Pankromatik bant : 0.420 – 0.750 $\mu\text{m}$
	Mavi bant (Bant 1) : 0.422 – 0.512 $\mu\text{m}$
	Yeşil bant (Bant 2) : 0.500 – 0.584 $\mu\text{m}$
	Kırmızı bant (Bant 3) : 0.596 – 0.750 $\mu\text{m}$
	Yakın kızılötesi bant (Bant 4) : 0.762 – 0.894 $\mu\text{m}$
Radyometrik çözünürlük	11 bit
Zamansal çözünürlük	2.5-5 gün
Şerit genişliği	20.4 km
Görev yükü	Bilge (Ana uçuş bilgisayarı)
	Bilge router 0 (Yedek uçuş bilgisayarı)
	Bilge router 1 (Yedek uçuş bilgisayarı)
	Kuzgun (Deneyisel kamera)
	Gezgin-2 (Görüntü işlemci)
Planlanan ömür	TREKS (X-bant iletişim sistemi)
	5 yıl

## 2.3 Uzay Şartları

Uyduların tanımak için öncelikle atmosfer ve uzayın bir tanımını yapmak gerekir. Hava vasıtaları açısından bakıldığında, atmosfer denince, vasıtanın aerodinamik kuralları açısından uçabileceği en yüksek irtifa akla gelmektedir. Bu yükseklik 100.000–120.000 ft’dir (yaklaşık 40 km). Atmosferi oluşturan hava kütesinin %99’u bu irtifanın altındadır. Bir uydunun uçabileceği en alçak irtifa ise, 150 km’dir. Bu uzayın başladığı en alçak irtifa olarak kabul edilmekle birlikte, uluslararası belgelerde açık olarak ifade edilmemektedir. Eliptik yörüngeli bir uydunun yere en alçak (perigee) geçebileceği yükseklik ise 129 km’dir. Bugün artık birçok kişi tarafından hava ve uzay birbirinden ayrılmaz bir bütün olarak kabul edildiğinden, bu ortam hava-uzay (aerospace) olarak adlandırılmaktadır.

Uzay şartlarının iyi değerlendirilmesi ve bu değerlendirmeler ve testler sonucunda, buna uygun malzeme, kaplama malzemesi, tasarım ve uydu alt sistemlerin belirlenmesi gerekmektedir. Dünya çevresindeki radyasyon alanları, uydunun sürüklenmesi, uydunun radyasyon ortamından elektriksel yüklenmesi, uyduda kullanılan malzemenin uzayın boşluk ortamına çıkışta gaz salgılaması (outgassing), hareketli parçaların yağlanması (lubrication) ve pillerin ömrü tasarım için önem kriterlerdir.

### 2.3.1 Radyasyon Etkisi

Dünyanın çevresinde, Dünya'nın merkezinde bulunan demirden kaynaklanan manyetosfer (magnetosphere) katmanı vardır. Güneş rüzgarları bu alanı etkiler. Bu alana takılmış enerji yüklü atomik parçalar dünyanın çevresinde hapsedilmiş durumdadır ve iki katman kemer oluşturmuşlardır. 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. Explorer 1 uydusuna takılmış atomik radyasyon detektörü sayesinde keşfedilmiştir. Dıştaki kemerde daha çok elektron vardır. Bu elektronlar çoğunlukla güneş rüzgarlarıyla gelmekte ve burada takılı kalmaktadır. Bu kemerler içinde çalışan uydular yüksek enerjili parçacıklardan etkilenmektedirler. Yüksek enerjili atomik parçalar malzeme özelliklerini ve performanslarını düşürmektedir, çalışan devreleri bozmaktadır. Özellikle güneş hücreleri (solar cells) bu alanlardan çok etkilenir ve zamanla ürettikleri enerji miktarı düşer. İnsanoğlu için ise bu kemerler ölümcüldür. Bu yüzden radyasyon kalkanları tasarlanmıştır. Uzaya gidilen yolun ve yörüngenin uygun seçilmesi önemlidir.

### 2.3.2 Sıcaklık Etkisi

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

### 2.3.3 Vakum Etkisi

Uydular sahip oldukları yükseklikten dolayı yeryüzünden çok daha düşük basınçlı ortamlarda çalışır ve bu ortama vakum ortamı denir. Yüksek basınçlı ortamlardaki uçucu gazlar malzemede durur fakat vakum ortamında ya da düşük basınçlı ortamlarda malzemedan koparak gaz halinde uçmaktadır ve uydu üzerinde birikebilmektedir. Faydalı yüklerin üzerinde zar kalınlığında bir tabakaya yol açarak uydu üzerindeki optik ve faydalı yüklerde problemlere neden olabilmektedir. Uydu verimi düşürmektedir. Özellikle fırlatma sırasında sorun çıkarabilmektedir. Yapıştırılan bant çıkabilir, malzemedan çıkan gaz ayna yüzeyine yapışabilir. Bu etkileri görmek için uydu, daha yerdeyken titreşme, fırınlama ve vakumlama testlerine tabii tutulmaktadır.

#### **2.3.4 Oksitlenme Etikisi**

Alçak irtifa yörüngesinde daha çok görülmektedir ve burada bulunan atomik oksijen uyduyu oluşturan parçalarla kimyasal reaksiyonuna girerek uydu yapılarına zarar vermektedir. Atomik oksijen birçok malzemeyle tepkimeye girebilmektedir ve parçada aşınmalar oluşmaktadır. Özellikle, atomik oksitlenme ile tepkimeye kolayca girebilecek malzemeler kullanılacaksa mutlaka önlem alınmalıdır.

#### **2.3.5 Plazma Etkisi**

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. Bu durum, uyduda çeşitli problemlere neden olmaktadır.

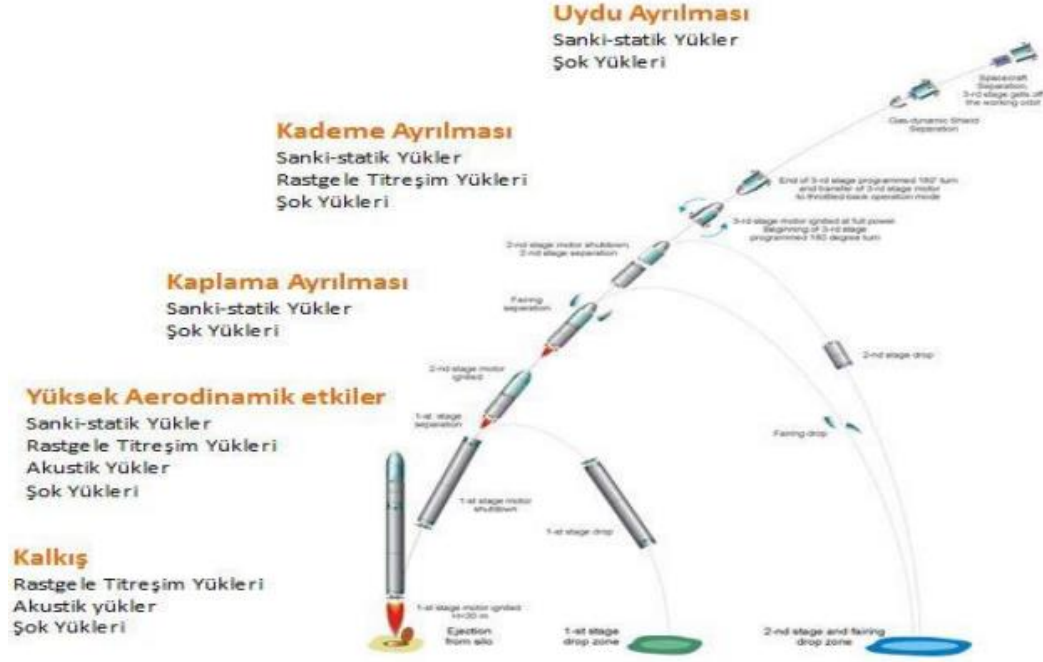
#### **2.3.6 Uzay Çöpleri ve Küçük Yapılı Kayalar**

10 cm'den büyük olan 21.000 parça uzay çöprü ve 1 ile 10 cm arasında boyutlara sahip 500.000 parça uzay çöprü yörüngede dolaşmaktadır. Bunların büyük bir çoğunluğu oldukça hızlı bir şekilde hareket etmektedir. Radarlarla tespit edilebilecek boyuttaki yaklaşık 12 bin büyük parça sürekli gözlem altında tutulmaktadır. Dünya'nın etrafında 27.000 km/saatten daha yüksek bir hızda turlayan bu nesneler, yanlış bir hesaplama sonucu astronotları ve uyduları büyük bir risk altında bırakabilmektedir. 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.

#### **2.4 Uydunun Maruz Kaldığı Yüklemeler**

Projenin başlangıcında fırlatma koşullarının ve yüklerinin belirlenmesi açısından fırlatma aracı belirlenmelidir. Fırlatma esnasında başlayıp yörüngeye oturana kadar, uydulara etki eden birçok yük vardır. Ayrıca üretim, nakliye, testler, yer ve havadaki taşıma, fırlatma öncesi hazırlıklar sırasında da uydu kritik yüklerle karşılaşabilir. Fırlatma uydunun dış yüklerden etkilendiği en kritik ve önemli aşamadır. Uydunun fırlatma sırasında maruz kaldığı yükler şu şekilde sıralanabilir; iticinin kararlı durum ivmelenmesi; fırlatma sırasında ve ses ötesi durumda vibro-akustik gürültü; itki sisteminde motor titreşimi; iticinin ateşleme ve sönme durumundaki geçici yükler, uzay aracının kademelerinin ayrılması, aracın yaptığı yönelme hareketleri, yakıtın çalkalanması ve faydalı yükün kaplamasının ayrılmasıdır. Bir uzay aracı fırlatılırken, araçtan gelen güçlü titreşimler, bağlantılar ve temas noktaları aracılığıyla uyduya etki etmektedir. Bu sebeple fırlatma aracını etkileyen bütün bu olaylar, uyduları da

etkilemektedir. Uyduyu uzaydaki yörüngesine götürecek roketin kullanım kılavuzlarında belirtilen yüklemelere ve etkilere karşı uygun tasarımı yapılmalıdır.



Şekil 2-4 Uydunun rokette maruz kaldığı yüklemeler

## 2.5 Maliyet

Maliyetin düşük olması uyduda aranan bir özelliktir. Uyduda maliyetlerin azaltılması için çalışmalar yürütülmektedir. 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. Göktürk 2'nin maliyeti yaklaşık 140 milyon TL'dir.

## 2.6 Uydu Alt Sistemler

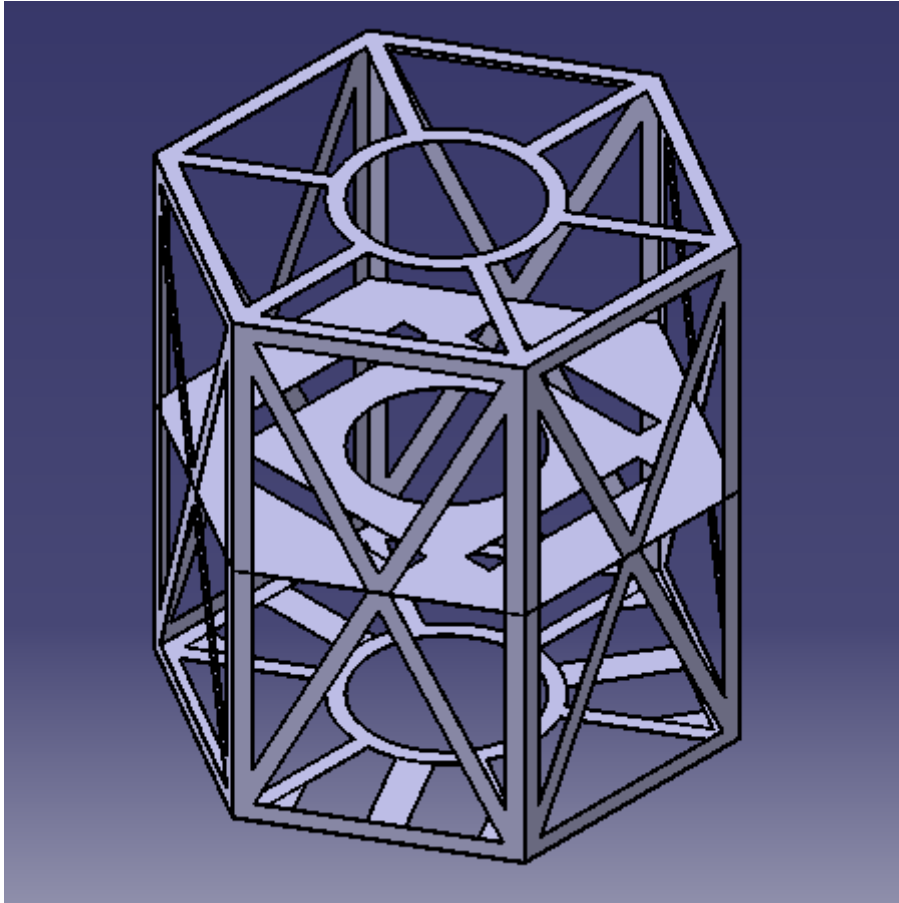
Uydu sistemlerinin belli bir plana göre yerleştirilmelidir. kütle dengelenmesi, eylemsizlik momenti ve oluşacak sıcaklık aralığına dikkat edilmelidir. Uydu alt sistemleri, uydunun türüne, yörüngesine ve görevine göre değişiklik göstermektedir.[18]

### 2.6.1 Uydu Gövdesi

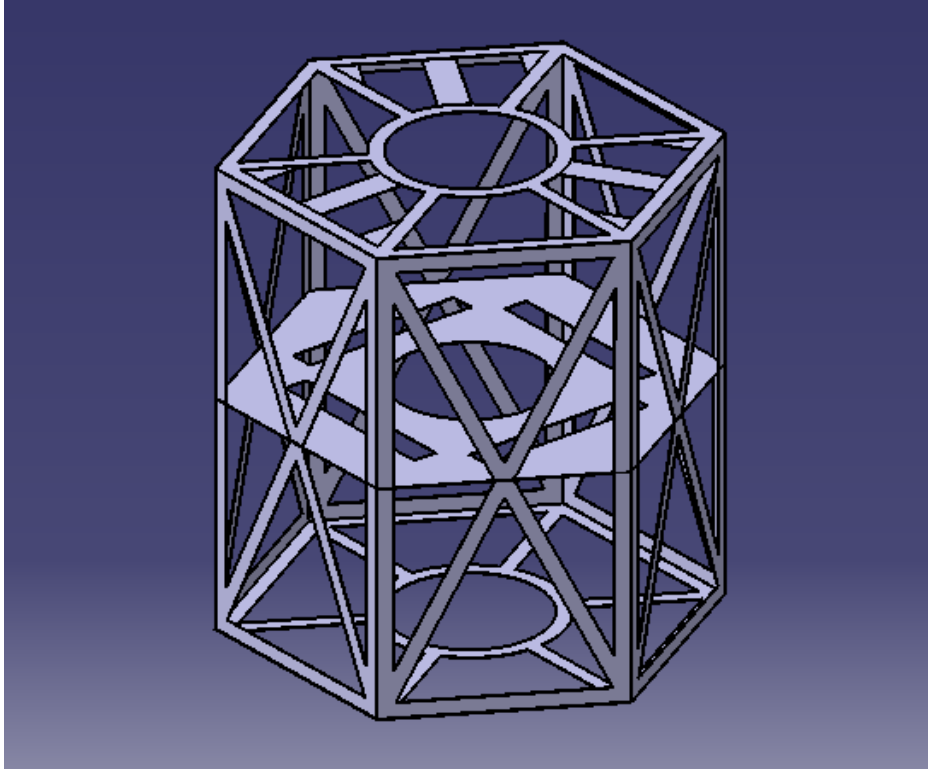
Uyduya ait alt sistemler, fırlatma ve uydu görev süresi boyunca yapısal bütünlüğünü kaybetmeden ve plastik deformasyona uğramaksızın muhafaza edecek bir gövde yapısının tasarlanması amaçlanır. Tasarlanan gövde yapısı sonlu elemanlar yöntemi yardımıyla statik, dinamik ve ısı yükleri altında analiz edilir ve bu analizlerin sonuçları göz önüne alınarak mümkün olduğunca hafif ve maliyeti düşük bir yapının geliştirilmesi amaçlanır. Öncelikle görev yapısına en uygun malzemenin seçimi yapılmalı, daha sonra tasarımın sonlu elemanlar modeli oluşturulmalı ve maruz kaldığı yükler altında oluşan gerilme ve gerinim dağılımları elde edilmelidir. Yapısal analiz sonuçları yardımıyla, tasarlanan geometri güncellenmeli ve uydu gövde prototipinin kavramsal tasarım aşaması tamamlanmalıdır.

### 2.6.2 Uydu Yapı Tasarımı

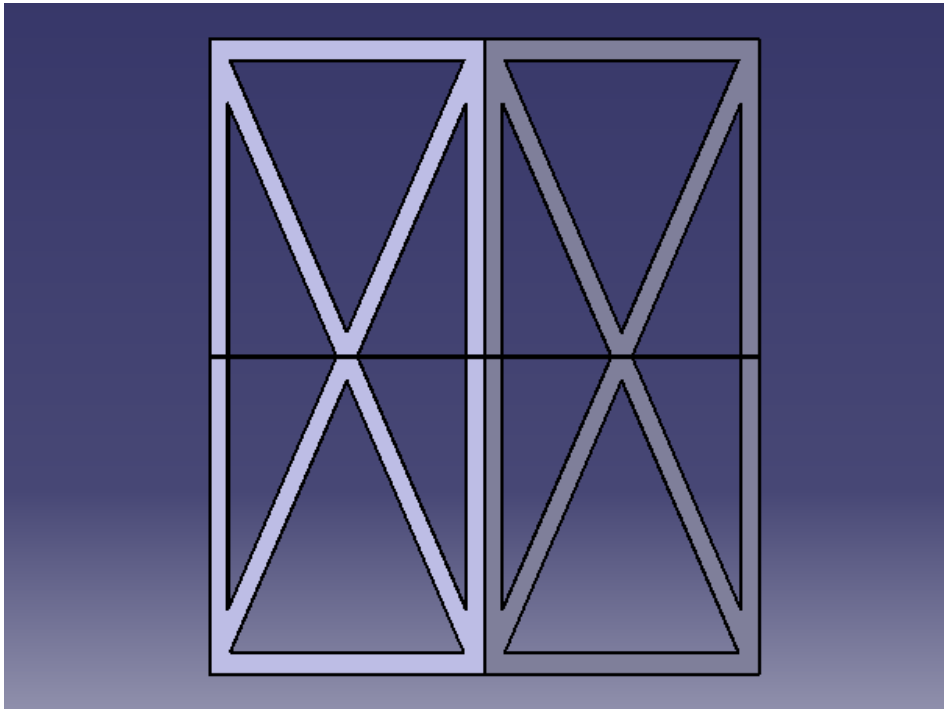
Rokette karşılaşılabilecek etkiler karşısında dayanıklı olmalıdır. Sahip olduğu iskelet yapısı dayanıklılık açısından önemlidir. Simetrik bir yapı olması tercih edilir.



Şekil 2-5 Uydu tasarımının genel görünüşü

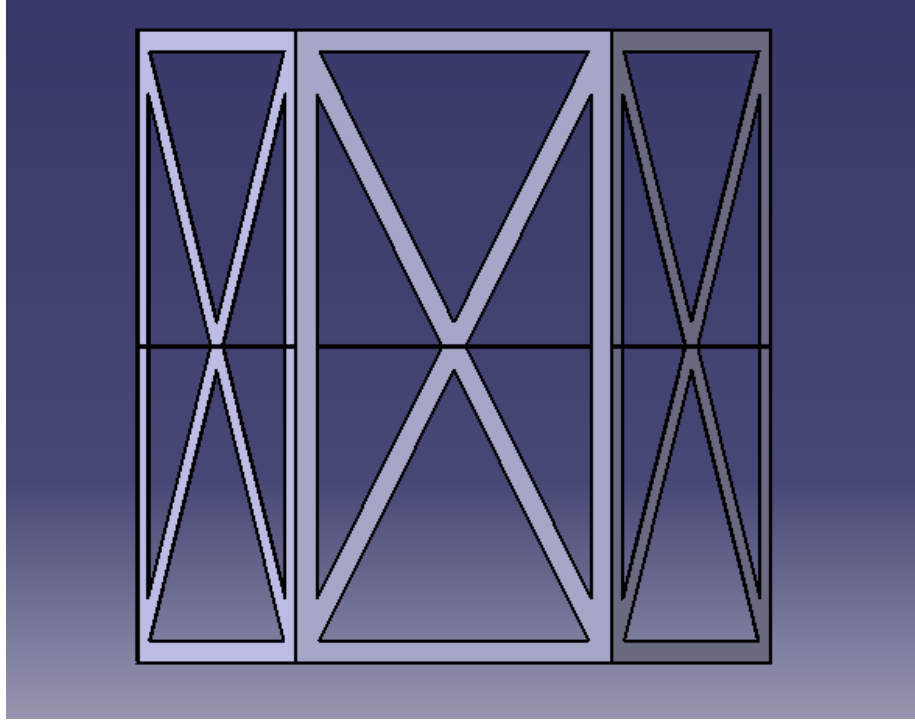


Şekil 2-6 Uydu tasarımının genel görünüşü

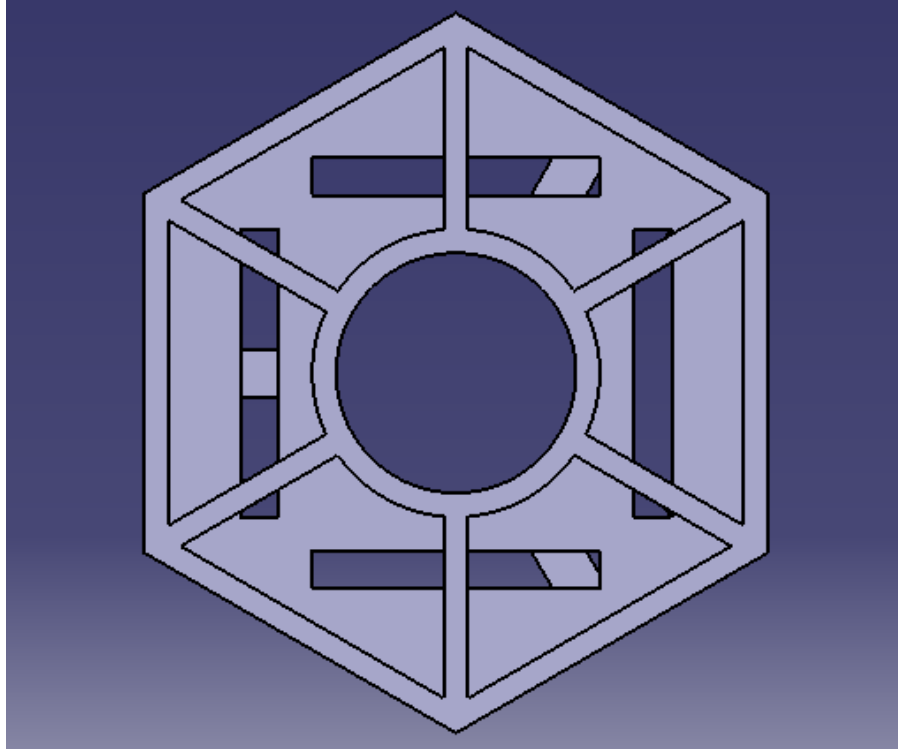


Şekil 2-7 Uydu tasarımının yandan görünüşü

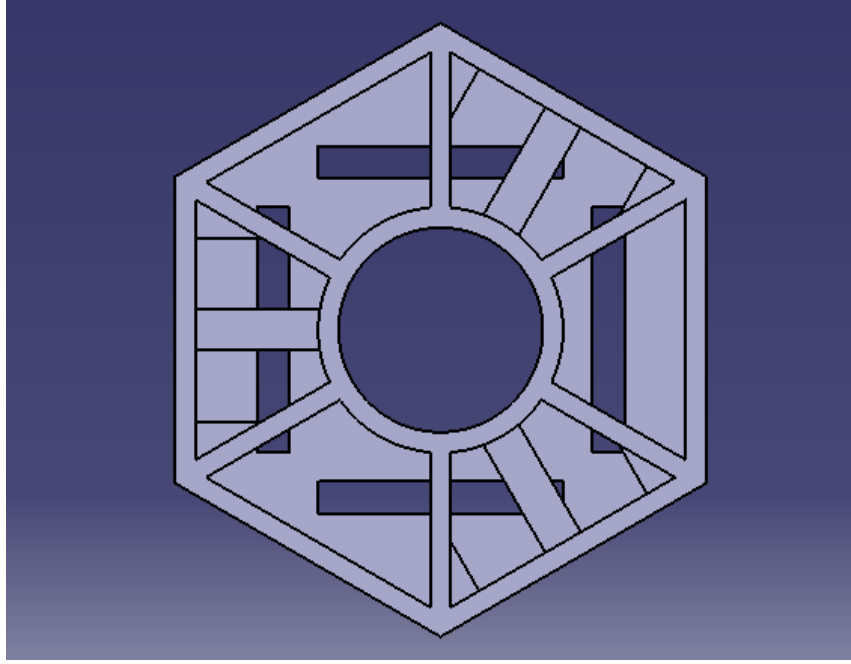




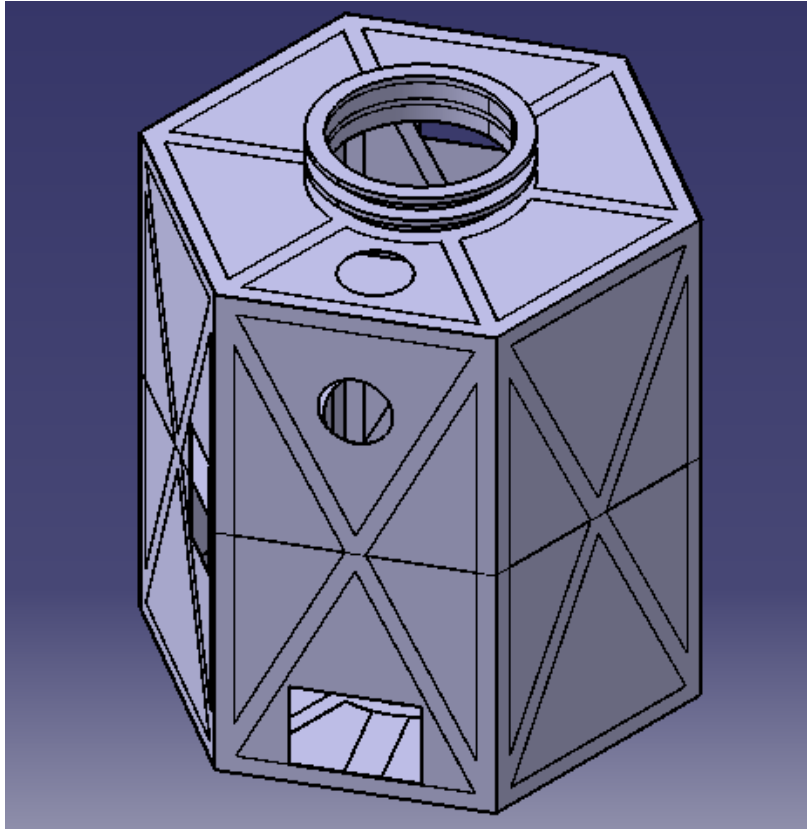
Şekil 2-8 Uydu tasarımının yandan görünüşü



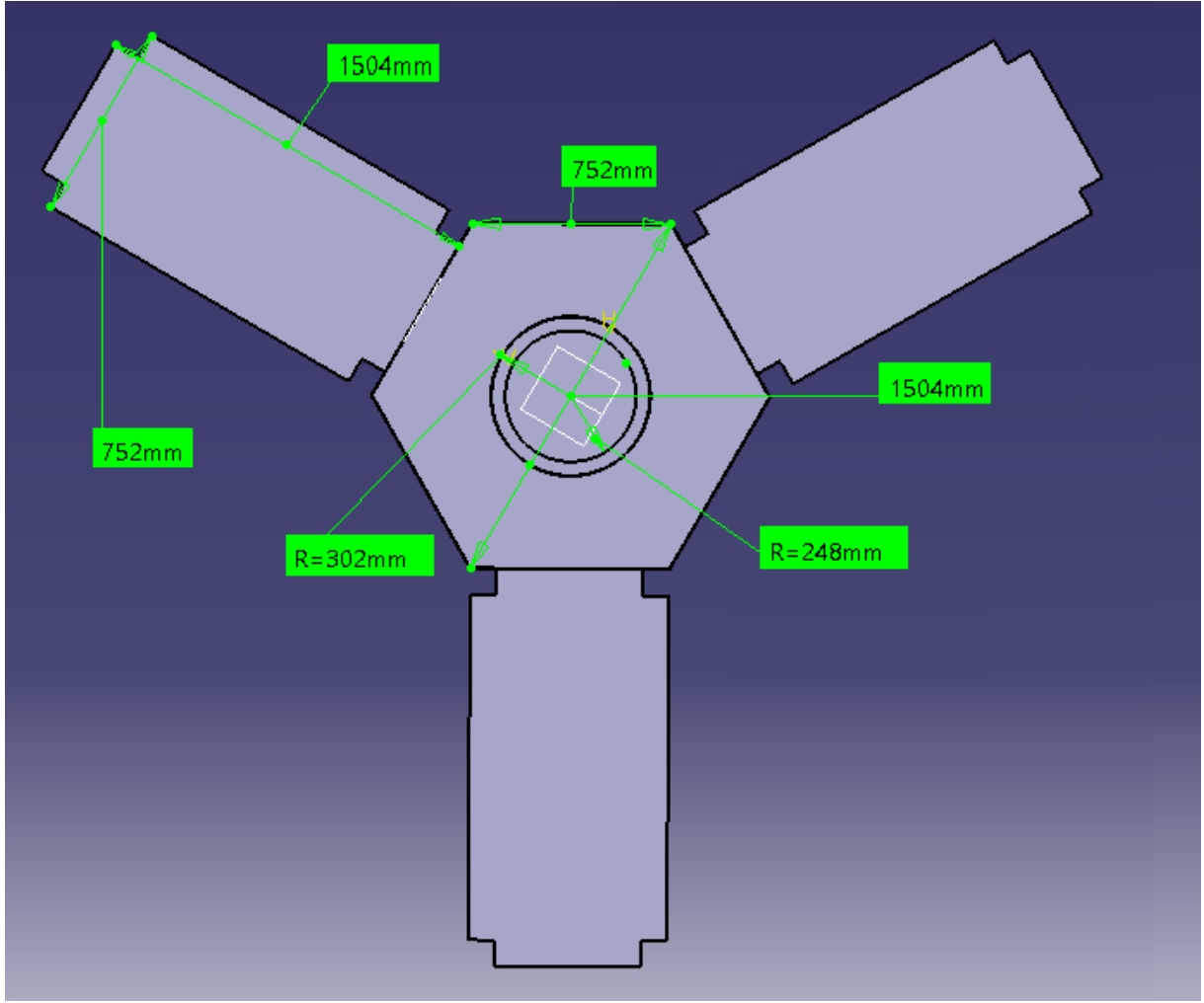
Şekil 2-9 Uydu tasarımını alttan görünüşü



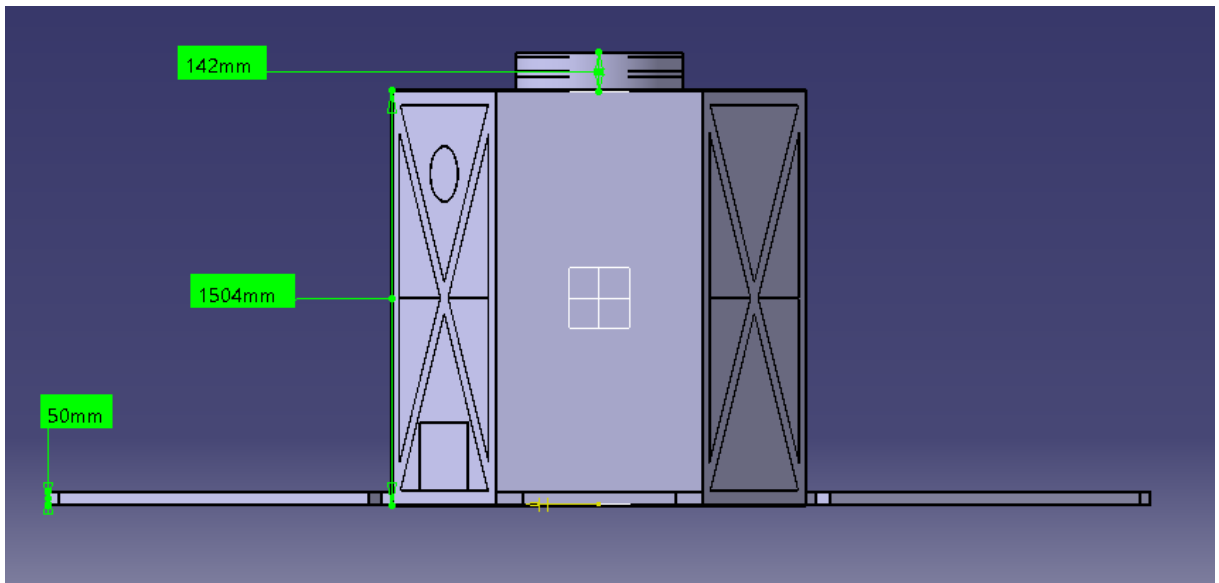
Şekil 2-10 Uydu tasarımını üstten görünüşü



Şekil 2-11 Uydu tasarımını genel görünüşü



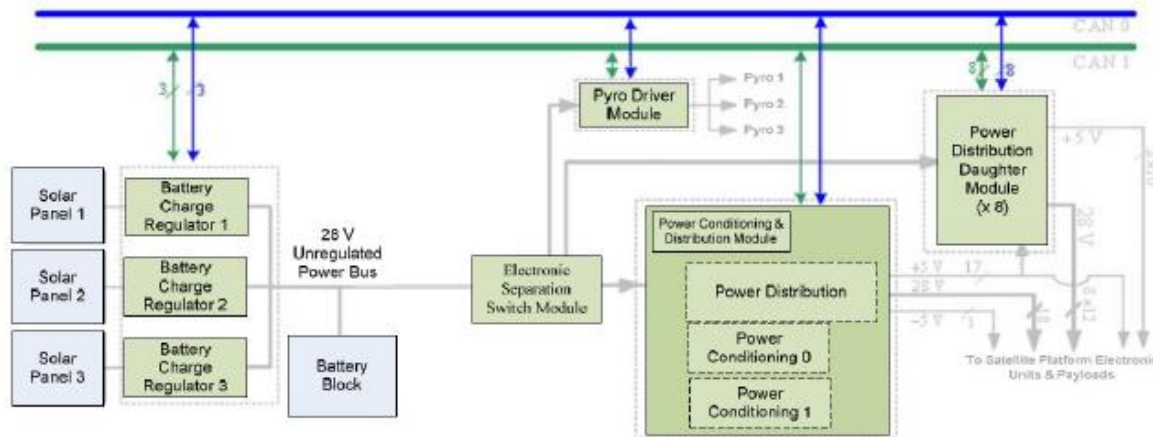
Şekil 2-12 Uydu tasarımını ölçüleri



Şekil 2-13 Uydu tasarımını ölçüleri

### 2.6.3 Güç Alt Sistemi

Güç Sistemi uydu görevleri için gerekli gücü sağlar. Güneş panelleri güneş yardımı ile oluşan enerji ile pillerin dolmasını sağlar. Uydunun yüzeyleri güneş panelleriyle kaplıdır. Bu paneller uydunun bütün elektrik ihtiyacını karşılayan hücreleri barındırır. Piller güneş hücreleri tarafından sağlanan elektrik ile şarj olmaktadır.



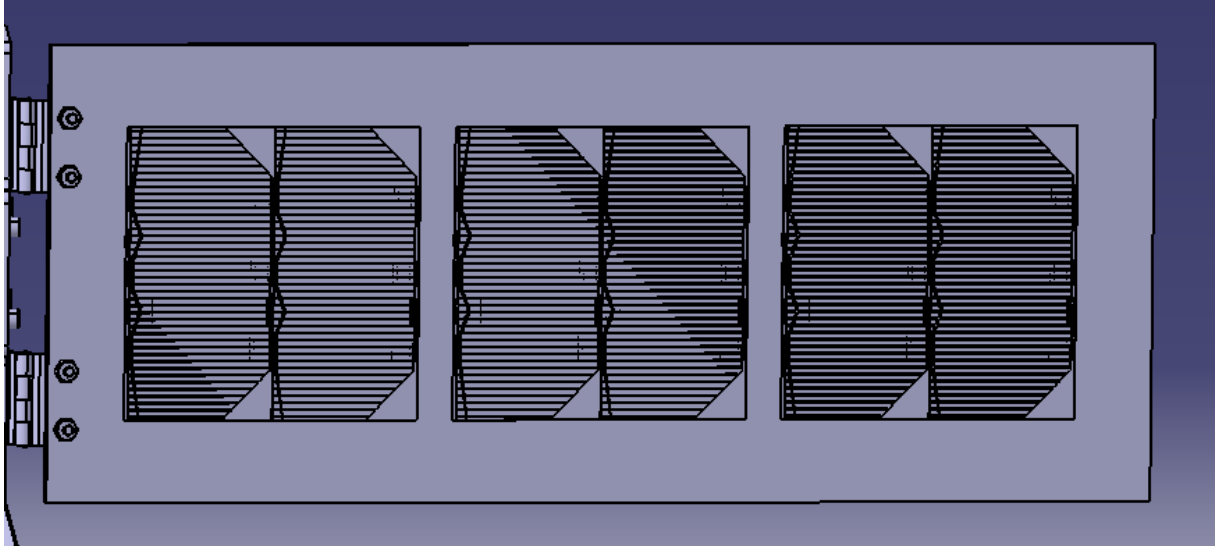
Şekil 2-14 Uydu güç alt sistemi

Güç alt sistemi; Güneş Paneli (SPs), Batarya Bloğu (BCRs), Pyro Sürücüsü Modülü (PDM), Batarya Şarj Regülatörü, Elektronik Ayırma Anahtarı Modülü, Güç Dağıtım Bağlantı Modülü, Güç Koşullandırma ve Dağıtım Modülü bileşenlerinden oluşmaktadır. Uyduya güç sağlanması, depolanması, dağıtılmasını sağlamaktadır. Pil performansı için belli bir sıcaklık aralığında çalışmalıdır . Bunun için uydu içerisinde yer alan radyatör ve fanla bu sıcaklık değerleri sağlanır.[2]

### 2.6.4 Güneş Paneli

Uzay ortamında uyduların enerji üretebileceği en önemli kaynak güneş panelleridir. Uydunun tüm yüzeyleri güneş panelleri ile kaplıdır ve uydu tüm enerjisini bu panellerden elde eder. Genellikle malzeme olarak bal peteği (honeycomb) kullanılır.

Güneş paneli açılma mekanizması sırasında damperli menteşe, bant yay ve kilit mekanizması kullanılabilir.



Şekil 2-15 Güneş paneli

## 2.7 Uydu Yönelim Belirleme, Kontrol Alt Sistemi ve Veri İşleme Alt Sistemi

Kontrol birimi elektrik güç sistemi üzerindeki diğer tüm birimleri kontrol eden ve uydunun diğer sistemleri ile bağlantıyı sağlayan birimdir. Elektrik güç sisteminde birçok kritik veri bulunmaktadır. Bu veriler güç sisteminin kendi kendini kontrol edip verimini ayarlaması için kontrol sisteminde değerlendirilir, diğer yandan da uydunun ana bilgisayarına gönderilir. Bu değerlendirme, bir mikro denetleyici vasıtasıyla yapılır. Kontrol birimi pillerin ve süper kapasitelerin gerilim ve sıcaklık değerlerini okuyarak uydu bilgisayarına gönderir ve ayrıca pillerin ve süper kapasitelerin aşırı şarj ve deşarj olmasını engeller. Piller boşaldığında kapasitelerin kullanılması için enerji depolama birimleri arasındaki geçişi denetler. Gözlemlenecek bölgelere uydunun yönelmesi ve bölgede durması çok önemlidir. Uydu yönelim ve kontrol alt sistemi; Manyetometre, Yıldız Algılayıcı, Tepki Tekeri, Manyetik Tork Çubuğu, Jiroskop, Güneş Sensörü bileşenlerinden oluşmaktadır.

## 2.8 İletişim Alt Sistemi

Uydudan elde edilen verilerin yer istasyonuna iletilmesi veya yer istasyonundan uydula iletişime geçilmesini sağlayan alt sistemdir. Uydunun bulunduğu yörüngeye göre değişmektedir. Antenlerin sinyalleri aktarmada problem yaşamaması için uygun seçilmesi gerekmektedir.

## 2.9 İtke Alt Sistemleri

Uydunun yörünge düzeltmelerini ve uydunun yönelimini düzelten alt sistemdir. Bozucu etkilere karşı güç üreterek uydunun yörüngesinden sapmasını önlemektedir.

## 2.10 Faydalı Yükler

Yer Gözlem uydusunun taşıdığı sistemlerdir ve Elektro-optik kamera, Sar ve Slar kamera örnek verilebilir.

## 2.11 Termal Kontrol Alt Sistemi

Uydularda ısı kontrol sistemi uydunun tasarım aşamasından uydunun ömrünün sonuna kadar geçen zamanda yapılan bütün evreleri kapsamaktadır. Bu evrelerde uydularda kullanılan elektronik ekipmanların istenilen performansta çalışmaları ve uzun ömürlü olmaları için sınır sıcaklık aralıklarında çalışmaları gerekmektedir. Bu nedenle, uydu ısı kontrol sistemi uydunun alt-sistemlerinden birisi olup görevi ekipmanların istenilen sıcaklık aralıklarında çalışması için gerekli ortamı sağlamasıdır.[19]

Uydu ısı kontrol sistemlerinin ilk aşaması tasarımdır. Isıl tasarım ön tasarım gözden geçirme (PDR) ve kritik tasarım gözden geçirme (CDR) olarak iki adımdan oluşur. Ön tasarım gözden geçirme aşamasında önem arzeden gereksinimler belirlenmeli ve ön tasarım yapılmalıdır. Ön tasarım gözden geçirme aşamasında (PDR), ısı kontrol sistemini sınırlayan başlıca faktörler şunlardır: Ekipmanların üretmiş olduğu ısı değerleri, ekipmanların minimum ve maksimum çalışma aralığı sıcaklık değerleri, uydunun ömrü boyunca hareketleri, maksimum gerekli olan radyatör alanı. Kritik tasarım gözden geçirme aşamasında (CDR) detaylı olarak ısı kontrol sistemin tasarımları yapılır. Bu aşamada yapılan tasarımdaki değişiklikler küçüktür.

Uydularının tasarım aşamalarında çeşitli ısı donanımlar kullanılmaktadır. Bu donanımlar yapıları gereği ve çalışma durumları göz önüne alınarak pasif ve aktif olarak iki grupta yer almaktadır. Pasif grup olarak adlandırılan pasif ısı kontrol sistemi, hareketli parçalar bulunmayan, enerji harcamayan ve yüzey özellikleri ve kaplama malzemelerinin uygun seçimi ile yapılmaktadır. Aktif ısı kontrol sistemi enerjiye ihtiyaç duyan ve/veya hareketli parçalardan oluşmaktadır. Pasif ısı kontrol sisteminde yaygın olarak kullanılan donanımlar: Isıl kontrol kaplamaları, çok katmanlı izolasyon malzemesi (MLI), optik güneş reflektörü (OSR), gömülü veya sabit iletimli ısı boruları, boya, kaplama ve radyatör. Aktif ısı kontrol sisteminde yaygın olarak kullanılan donanımlar: Elektrikli ısıtıcılar, çevrimli ısı boruları, ısı panjuru (louvers), termistörler. Pasif ve aktif tasarımların seçiminde alt-sistem maliyeti, kontrol aralığı ve güvenilirlik önem arzemektedir. [19]

### 2.11.1 Isı Kalkanı

Uydu yörüngesinde alt sistemleri etkileyecek yüksek sıcaklıklara maruz kalmaktadır. Güneş'in etkisine dayanıklı Al 6061 malzemesinden oluşan panellerle kapatılmıştır. ısı kalkanı, ısıyı yalıtarak sıcaklıktan uydunun etkilenmesini azaltır. Radyatör ve fan boruları geçirilerek sistemin sıcaklık olarak kararlı olması sağlanır. [2]

## 2.12 Uydularda Kullanılan Malzemeler

Uydunun ağırlığı, maliyeti, dayanımı, uzay şartlarına uygunluğu malzeme seçimine bağlıdır. Uyduların dış kısımlarında kullanılan malzeme seçilirken dikkat edilen en önemli iki özellikten biri kullanılan malzemenin yansıtıcı özellikte olması, diğeri ise malzemenin iyi bir iletken olmasıdır. Yansıtıcı özellik uyduyu güneş ışınlarından koruma amaçlıdır. Bu sayede uydunun fazla ısınması engellenmiş olur. İyi iletken seçilmesinin nedeni ise uzaydan gelen yüklü parçacıkların oluşturduğu elektrik alanın uydu üzerindeki kötü etkisini engellemektir.[20]

### 2.12.1 Alüminyum

Gümüş renkte sünek bir metaldir. Atom numarası 13 tür. Oksidasyona karşı üstün direnci büyüktür. Bu direncin temelinde pasivasyon özelliği yatar. Alüminyumdan üretilmiş yapısal bileşenler uzay ve havacılık sanayii için vazgeçilmezdir. Hafif ve yüksek dayanım özellikleri vardır. Alüminyum, zehirleyici ve manyetik değildir. Kıvılcım çıkarmaz. Saf alüminyumun çekme dayanımı yaklaşık 49 megapascal (MPa) iken alaşımlandırıldığında bu değer 700 MPa'a çıkar. Yoğunluğu, çeliğin veya bakırın yaklaşık üçte biri kadardır. Kolaylıkla dövülebilir, makinede işlenebilir ve dökülebilir. Çok üstün korozyon özelliklerine sahip olması, üzerinde oluşan oksit tabakasının koruyucu olmasındandır. Elektrik iletkenliği fazladır.

Çizelge 2-4 Alüminyum malzeme özellikleri

Fiziksel Özellikleri	
Maddenin hâli	Katı
Yoğunluk	2,70 g/cm <sup>3</sup>
Sıvı hâldeki yoğunluğu	2,375 g/cm <sup>3</sup>
Ergime noktası	933,47 °K 660,32 °C
Kaynama noktası	2792 °K 2519 °C
Ergime ısısı	10,71 kJ/mol
Buharlaştırma ısısı	294,0 kJ/mol

Isı kapasitesi	24,2 J/(mol·K)
Elektrik direnci	26,50 nΩ·m (20°C'de)
Isıl iletkenlik	237 W/(m·K)
Isıl genleşme	23,1 µm/(m·K) (25°C'de)
Ses hızı	5000 m/s (20 °C'de)
Mohs sertliği	2,75
Vickers sertliği	167 MPa
Brinell sertliği	245 MPa

### 2.12.2 Kompozit

Makroskobik olarak birbirinden ayrı iki ya da daha fazla malzemenin bir araya getirilmesi ile imal edilen malzeme türüdür. Her kompozitte genellikle iki tip madde bulunur; matris ve takviye malzemesi. Bu malzemeler birbirlerinden farklı fiziksel özelliklere sahiptirler, ve bir araya getirilmeleri ile oluşan kompozit malzeme her ikisinden farklı özelliklere kavuşur. Genel olarak takviye malzemesi taşıyıcı görev üstlenir ve etrafında bulunan matris faz ise onu bir arada tutmaya ve desteklemeye yarar. Ağırlıklarına göre rijitlikleri yüksektir ve titreşimleri daha iyi sönümlenmektedir. Uzay endüstrisinde en çok karbon fiber ile güçlendirilmiş polimer matriksli kompozit maddeler kullanılmaktadır.

### 2.12.3 Çelik

Çelik, demir elementi ile genellikle %0,2 ila %2,1 oranlarında değişen karbon miktarının bileşiminden meydana gelen bir alaşımdır. Çelik alaşımındaki karbon miktarları çeliğin sınıflandırılmasında etkin rol oynar. Karbon genel olarak demir'in alaşımlayıcı maddesi olsa da demir elementini alaşımlamada magnezyum, krom, vanadyum ve volfram gibi farklı elementler de kullanılabilir. Alaşımlayıcı elementlerin, çelik içerisindeki, değişen miktarları ve mevcut bulundukları formlar (çözünen elementler, çökelti evresi) oluşan çelikte sertlik, süneklilik ve gerilme noktası gibi özellikleri kontrol eder. Karbon miktarı yüksek olan çelikler demirden daha sert ve güçlü olmasına rağmen daha az sünektirler. Östenitik paslanmaz çelikler düşük sıcaklıklara dayanıklı olduğu için itki sistemlerinde tercih edilir.

### 2.12.4 Berilyum

Alüminyumdan daha hafif, ama daha sert, erime noktası da yüksek bir element olan berilyum, metalurjide kullanılır. Ama alüminyumdan 200 kat pahalıya mal olması nedeniyle, kullanımı bilgisayar parçaları ve jiroskop yapımı, uzay teknolojisi gibi birkaç özel alanla sınırlıdır. Hafif bir malzeme olması uzay araçları için bir avantajdır.

Çizelge 2-5 Berilyum malzeme özellikleri

Fiziksel Özellikleri	
Maddenin hâli	Katı
Yoğunluk	1.85 g/cm <sup>3</sup>
Sıvı hâldeki yoğunluğu	1.690 g/cm <sup>3</sup>
Ergime noktası	1560 °K 1287 °C
Kaynama noktası	2742 °K 2469 °C
Ergime ısısı	7.895 kJ/mol
Buharlaştırma ısısı	297 kJ/mol

Isı kapasitesi	16.443 J/(mol·K)
Elektrik direnci	35.6 nΩ·m (20°C'de)
Isıl iletkenlik	200 W/(m·K)
Isıl genleşme	11.3 µm/(m·K) (25°C'de)
Ses hızı	12870 m/s (20 °C'de)
Mohs sertliği	5.5
Vickers sertliği	1670 MPa
Brinell sertliği	600 MPa



### 2.12.5 Titanyum

Titanyum sembolü Ti olan 22 atom numaralı kimyasal elementtir. Hafif, güçlü, parlak, korozyona karşı dirençli grimsi bir geçiş metalidir. Titanyum demir, alüminyum, vanadyum, molibden gibi elementler ile alaşım yapabilir. Bu güçlü, hafif alaşımlar havacılık (jet motorları, füzeler ve uzay araçları) askeri, endüstriyel işlemler (kimyasallar ve petrokimyasallar, arıtma santralleri, kâğıt hamuru ve kâğıt) otomotiv, yiyecek, tıp (protezler, implantlar, dental endodontik malzemeler, dental implantlar), spor eşyaları, mücevher, cep telefonu, ve diğer uygulamalarda kullanılır. Yüksek dayanıklılık-ağırlık oranı ile bilinir. Düşük yoğunluklu hafif ve güçlü bir metaldir. Titanyum alaşımlarının işlenmesi zordur ve bu maliyeti artırmaktadır. Element paramanyetiktir (mıknatısla zayıf etkileşim gösterir) ve elektriksel ve ısı iletkenliği düşüktür.

Çizelge 2-6 Titanyum malzeme özellikleri

Fiziksel özellikleri	
Maddenin hâlleri	Katı
Yoğunluk	4.506 g·cm <sup>-3</sup>
Erime noktası	1941 K 1668 °C, 3034 °F)
Kaynama noktası	3560 K 3287 °C, ? 5949 °F)
Erime	14.15 kJ·mol <sup>-1</sup>
Buharlaştırma ısısı	425 kJ·mol <sup>-1</sup>
Isıl iletkenlik	(300 K) 21.9 W·m <sup>-1</sup> ·K <sup>-1</sup>
CAS kayıt numarası	7440-32-6
Elektrik direnci	(20 °C) 0.420 µΩ·m
Elastisite modülü	116 GPa
Bulk modülü	110 GPa

### 2.12.6 Seramikler

Seramik malzemeler metal ve metal dışı bileşenlerden elde edilen inorganik metalik olmayan malzemelerdir. Seramik malzemeler mukavim, sert, gevrek, kimyasal olarak inert (korozyona dayanım) elektrik ve ısı özellikler bakımından yalıtkan davranış gösterme eğiliminde olsalar da özellikleri çok çeşitli bir alana yayılır. Çoğunluğu yüksek sertliğe ve yüksek sıcaklık dayanımına sahiptir.

## 2.12.7 Magnezyum

Magnezyum (Mg), gümüş beyazlığında bir metaldir ve genellikle alaşım maddesi olarak, yani başka metallerle karıştırılarak kullanılır. Kimyasal simgesi Mg, atom numarası 12; atom ağırlığı 24,312 olan bu element en hafif metallerden biridir ve bu özelliğiyle önem kazanmıştır. Magnezyum alaşımları düşük yoğunlukta olması, iyi mekanik özelliklere sahip olmasından dolayı iyi bir malzemedir.

Çizelge 2-7 Magnezyum malzeme özellikleri

Fiziksel Özellikleri	
Maddenin hâli	Katı
Yoğunluk	1.738 g/cm <sup>3</sup>
Sıvı hâldeki yoğunluğu	1.584 g/cm <sup>3</sup>
Ergime noktası	923 °K 650 °C
Kaynama noktası	1363 °K 1090 °C
Ergime ısısı	{{{Ergime_ısısı}}} kJ/mol
Buharlaştırma ısısı	128 kJ/mol
Isı kapasitesi	24.869 J/(mol·K)
Elektrik direnci	43.9 nΩ·m (20°C'de)
Isıl iletkenlik	156 W/(m·K)
Isıl genleşme	24.8 µm/(m·K) (25°C'de)
Ses hızı	4940 m/s ('de)
Mohs sertliği	2.5
Vickers sertliği	MPa
Brinell sertliği	260 MPa

## 2.13 Yörüngesel Mekanik, Yörünge Elemanları

Uydu yörüngeleri altı elemandan oluşan iki farklı veri seti ile tanımlanmaktadır. Bunlar, Kepler elemanları ya da diğer ismi ile yörünge elemanları ve uydu konum / hız bilgilerini içeren durum vektörleridir. Genel olarak odaklarından birinde dünyanın bulunduğu eliptik bir yörüngede seyreden bir uydunun yörüngesinin hesaplanması ve benzetimlerinin gerçekleştirilmesi için üç boyutlu uzayda anlık konum ve hız bilgisini içeren toplam altı bileşenin biliniyor olması yeterlidir. Ancak uzun yıllardır astrodinamik ile uğraşan bilim insanları, gök cisimlerinin yörüngelerini Kepler elemanları kullanarak sınıflandırmaktadır. Bu sebeple, uyduların yörüngelerini tanımlayan tüm veritabanları Kepler elemanları esas alınarak oluşturulmaktadır.

Çizelge 2-8 Kepler elemanları

Yörünge Elemanları	Sembol
Yarıbüyük Eksen	$a$
Dışmerkezlilik	$\varepsilon$
Eğim	$i$
Enberinin Boylamı	$w_o$
Çıkış Düğümünün Sağaçıklığı	$\Omega_o$
Ortalama Anomali	$M_o$
Başlangıç Zamanı	$t_o$

Çizelge 2-9 Uydunun yörünge verileri

Yörünge Verileri	
<b>Yörünge rejimi</b>	Güneş Eş zamanlı Alçak İrtifa Yörüngesi
<b>Yörünge yüksekliği</b>	700 km
<b>Yörünge süresi</b>	98 dakika
<b>Tekrarlama aralığı</b>	2,5 gün
<b>Yörünge Eğimi</b>	98,2 °
<b>Uydu Ağırlığı</b>	450 kg
<b>Tur Sayısı</b>	14,57 tur (Bir günde)

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.

### 3 Gözlem Uydusunun Yapısal ve Doğal Frekans Analizleri

#### 3.1 Gözlem Uydusu Yapısal Analizi

Bir parçanın üretimine geçilmeden önce tasarım sürecinden geçmesi gerekir. Bu süreçte parçanın çizimi ve analizi olmak üzere iki önemli aşama gerçekleştirilir. Parçanın çizim aşamasında kullanılacağı yerdeki görevine uygun bir tasarım gerçekleştirilir. Bu tasarımda fonksiyon, estetik gibi hususlar göz önünde bulundurulur. Fakat gerçekleştirilen tasarımın işletme koşulları başladığında buradaki görevi yerine getirip getiremeyeceği belli değildir. Bu konuya cevap verilebilmesi için gerekli mühendislik hesaplarının ve analizlerinin yapılması gerekir. [21]

Sonlu elemanlar yöntemi fizik ve mühendislikte karşılaşılan bir çok problemin çözümünde kullanılan en yaygın ve etkin sayısal yöntemlerden biridir. Yöntem karmaşık yapıların, üzerinde hesaplama yapılabilecek daha küçük yapılar ile modelleme esasına dayanır.

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

##### 3.1.1 Malzemeler

Dayanım, hafiflik, uzay şartlarında dayanıklı ve maliyeti düşük olması nedeniyle yapay uydu yapısında ve dış gövde panellerinde kullanılacak malzeme olarak Al 6061 ve Güneş panellerinde kullanılacak malzeme olarak Honeycomb seçilmiştir. Ansys programında malzeme kataloğuna eklenmişlerdir.

Outline of Schematic A2, B2: Engineering Data	
	A
1	Contents of Engineering Data
2	Material
3	Aluminum 6061
4	Honeycomb
5	Structural Steel

Şekil 3-1 Ansys programında seçilen malzemeler

Properties of Outline Row 3: Aluminum 6061			
	A	B	C
1	Property	Value	Unit
2	Density	2700	kg m <sup>-3</sup>
3	Isotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion		
4	Coefficient of Thermal Expansion	2,3E-05	C <sup>-1</sup>
5	Reference Temperature	22	C
6	Isotropic Elasticity		
7	Derive from	Young's Modulus and Poisson's Ratio	
8	Young's Modulus	68900	MPa
9	Poisson's Ratio	0,33	
10	Bulk Modulus	6,7549E+10	Pa
11	Shear Modulus	2,5902E+10	Pa
12	Field Variables		
13	Temperature	Yes	
14	Shear Angle	No	
15	Degradation Factor	No	
16	Alternating Stress R-Ratio	Tabular	
17	Interpolation	Semi-Log	
18	Scale	1	
19	Offset	0	Pa
20	Tensile Yield Strength	276	MPa
21	Compressive Yield Strength	276	MPa
22	Tensile Ultimate Strength	310	MPa
23	Compressive Ultimate Strength	0	Pa

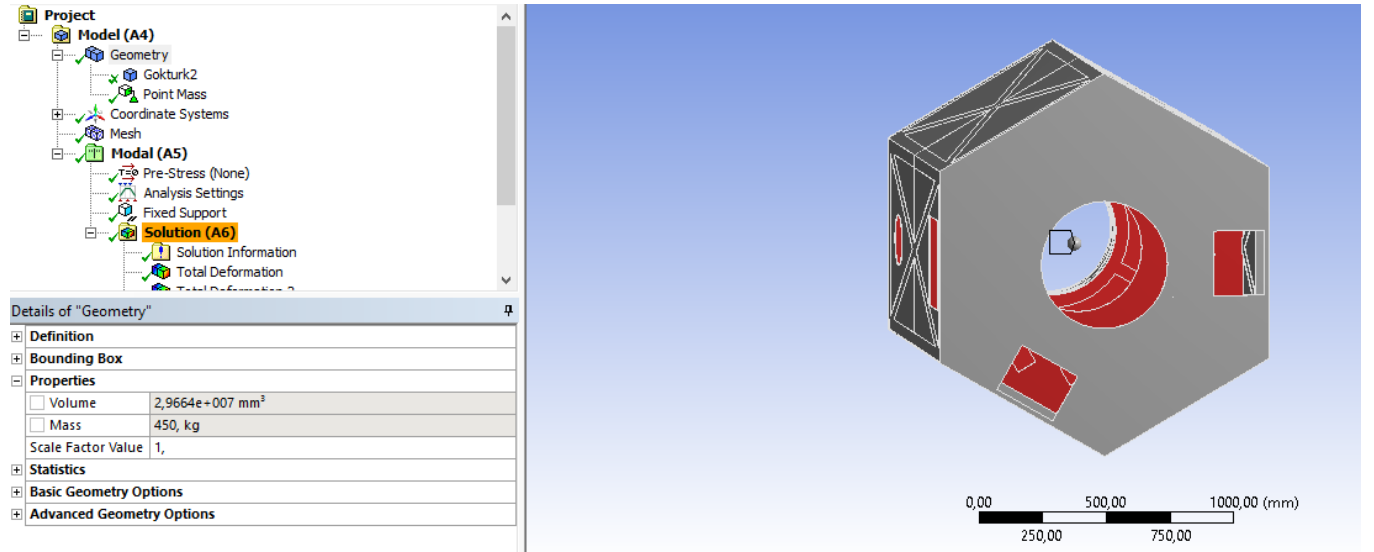
Şekil 3-2 Ansys programında Alüminyum 6061 malzemesi özellikleri

Properties of Outline Row 4: Honeycomb			
	A	B	C
1	Property	Value	Unit
2	Density	8E-11	mm <sup>-3</sup> t
3	Orthotropic Elasticity		
4	Young's Modulus X direction	1	MPa
5	Young's Modulus Y direction	1	MPa
6	Young's Modulus Z direction	255	MPa
7	Poisson's Ratio XY	0,49	
8	Poisson's Ratio YZ	0,001	
9	Poisson's Ratio XZ	0,001	
10	Shear Modulus XY	1E-06	MPa
11	Shear Modulus YZ	37	MPa
12	Shear Modulus XZ	70	MPa
13	Field Variables		
14	Temperature	Yes	
15	Shear Angle	No	
16	Degradation Factor	No	
17	Orthotropic Stress Limits		
18	Tensile X direction	0	MPa
19	Tensile Y direction	0	MPa
20	Tensile Z direction	5,31	MPa
21	Compressive X direction	0	MPa
22	Compressive Y direction	0	MPa
23	Compressive Z direction	-5,31	MPa
24	Shear XY	0	MPa
25	Shear YZ	1,21	MPa
26	Shear XZ	2,24	MPa
27	Field Variables		
28	Temperature	Yes	
29	Shear Angle	No	
30	Degradation Factor	No	

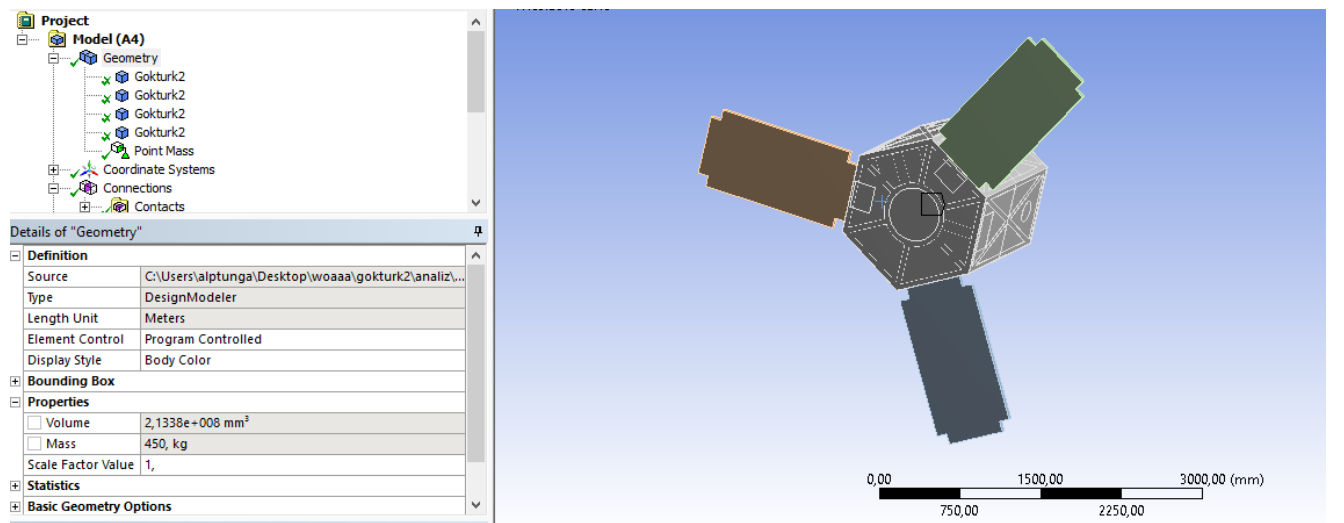
Şekil 3-3 Ansys programında Honeycomb malzemesi özellikleri

### 3.1.2 Ağırlık Merkezi

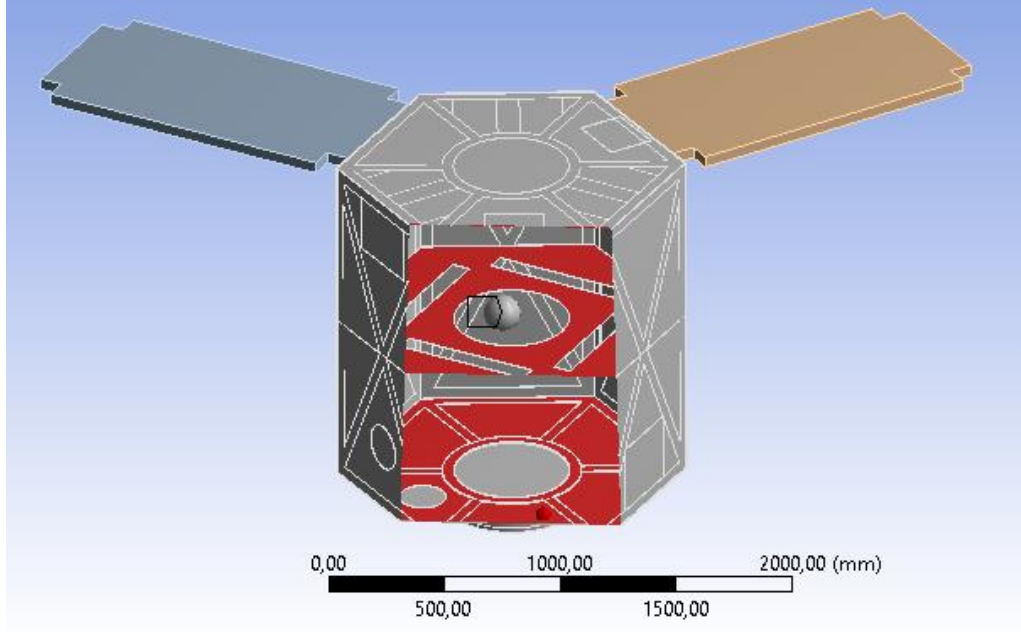
Ağırlık merkezi G, parçacıklar sisteminde ağırlığın bileşkesinin olduğu noktadır. Parçacıkların ağırlıklarının paralel kuvvet sistemleri olduğu düşünülür. Ağırlıklar sistemi ağırlık sistemine konacak tek bir ağırlıkla değiştirilebilir. Uydunun yapı ve paneller dışında kalan kütlesi modele dahil edilecektir. Uydu kütlesinin, literatür çalışması sonucu 450 kg olması hedeflenmiştir.



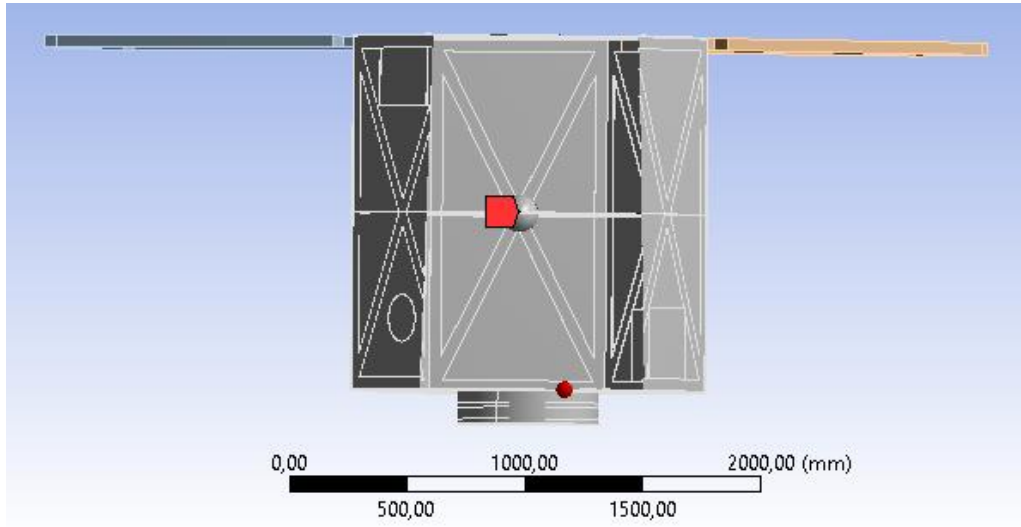
Şekil 3-4 Ansys programında uydu yapısının ağırlık merkezi



Şekil 3-5 Ansys programında bütün uydunun ağırlık merkezi



Şekil 3-6 Ansys programında uydu modelinin ağırlık merkezi, point mass'ın konumu ve etki ettiği yüzeyler



Şekil 3-7 Ansys programında uydu modelinin ağırlık merkezi ve point mass'ın konumu

Sonlu Elemanlar yöntemi ile parça modellenirken, model küçük parçalardan oluşan temel elemanlara ayrılır. Buna mesh işlemi denir. Her elemanın köşelerinde düğümler (node) vardır. Hesaplamalar bu düğüm noktaları üzerinde gerçekleştirilir. Dolayısı ile fiziksel ortam önce

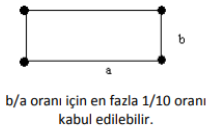
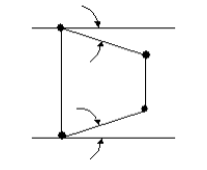
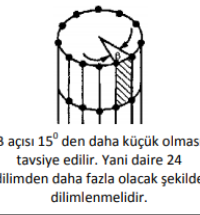
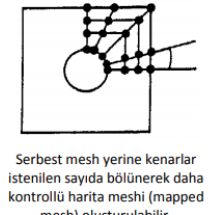
elemanlara (element) bölünür ve elemanların köşe noktaları ise fiziksel ortamı temsil eden noktalar uzayı olmuş olur. Elde edilen sonuçlar bu noktaların üzerindeki değerlerdir.

Hesaplamalar nodlar üzerinde gerçekleştirilirken, bu nodlar üzerindeki denklemler oluşturulur. Problemin büyüklüğüne göre binlerce denklem elde edilir. Bu denklem takımının çözümü ise bilgisayar ile mümkün olmaktadır. Hesaplama sonucunda bulunan değerler sonuçta nodlar üzerinde bulunan değerlerdir. Bu nedenle iyi bir hesaplama için öncelikle iyi bir element yapısı ve ona bağlı olarak nod yapısı önem arzeder.

Sonlu elemanlar modelinin oluşturulabilmesi için öncelikle geometrik modeli oluşturmak gerekir. Ardından mesh işlemi ile eleman (element) ve düğüm noktaları (node) oluşturulur.[21]

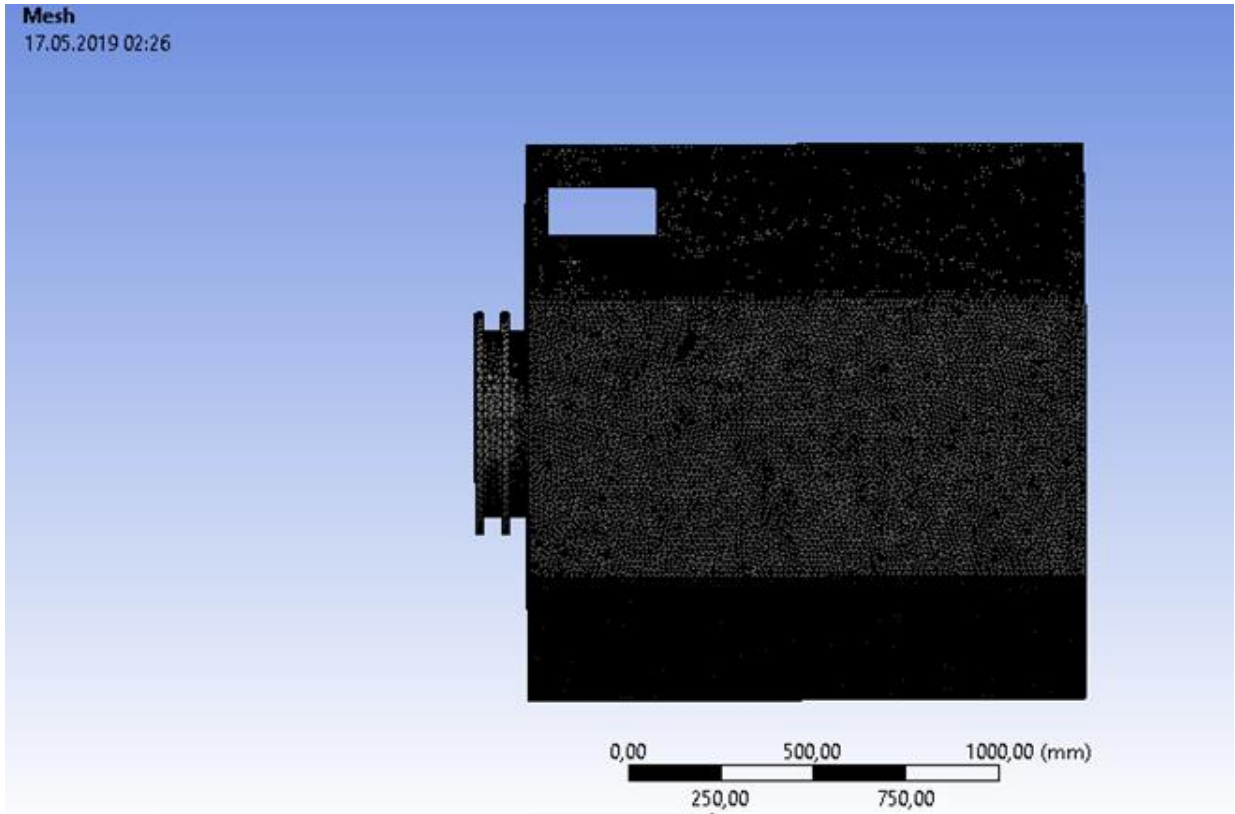
### 3.1.3 Mesh

Sonlu elemanlarda gerçeğe yakın bir sonuç elde edebilmek için uygun element tipinin seçimi ve gerekli sayıda kullanılması önemli bir husustur. Kullanılan elementlerin büyüklüğü hesaplama alanı içindeki değişimleri yansıtacak kadar küçük olması istenir. Gereksiz çok sayıda eleman kullanılması istenilmez. Bu durumda hem fazla hesaplama zamanı harcanır, hem de sayısal hesaplamalarda oluşabilecek bir hatanın artmasına neden olacaktır. Gerilmelerin yoğun olduğu bölgeler gibi sonucu daha fazla etkileyen kısımlarda element boyutları düşürülmelidir. Elementlerde müsaade edilecek biçim bozukluklarına dikkat edilmelidir. Geometrik şekil elementlerle örülürken şeklin karmaşık olması durumlarında yada uygun element ağının oluşturulamadığı durumlarda bazı bölgelerde elementler aşırı derecede şekil bozukluğuna uğrar. Bu gibi yerlerde elementlerin şekil bozukluğunun kabul edilebilir sınırlar içinde olmasına dikkat edilmelidir. Mesh yaparken (element ağı örülürken) kontrolü tamamen programa bırakmak bazen bu sonucu verebilir. Bu nedenle mesh yapmadan önce hangi kenarların ne kadar parçaya bölüneceği, ya da o bölgelerde kullanılacak element boyutlarının ne olacağı gibi bazı kararların kullanıcının alması gerekir.[21]

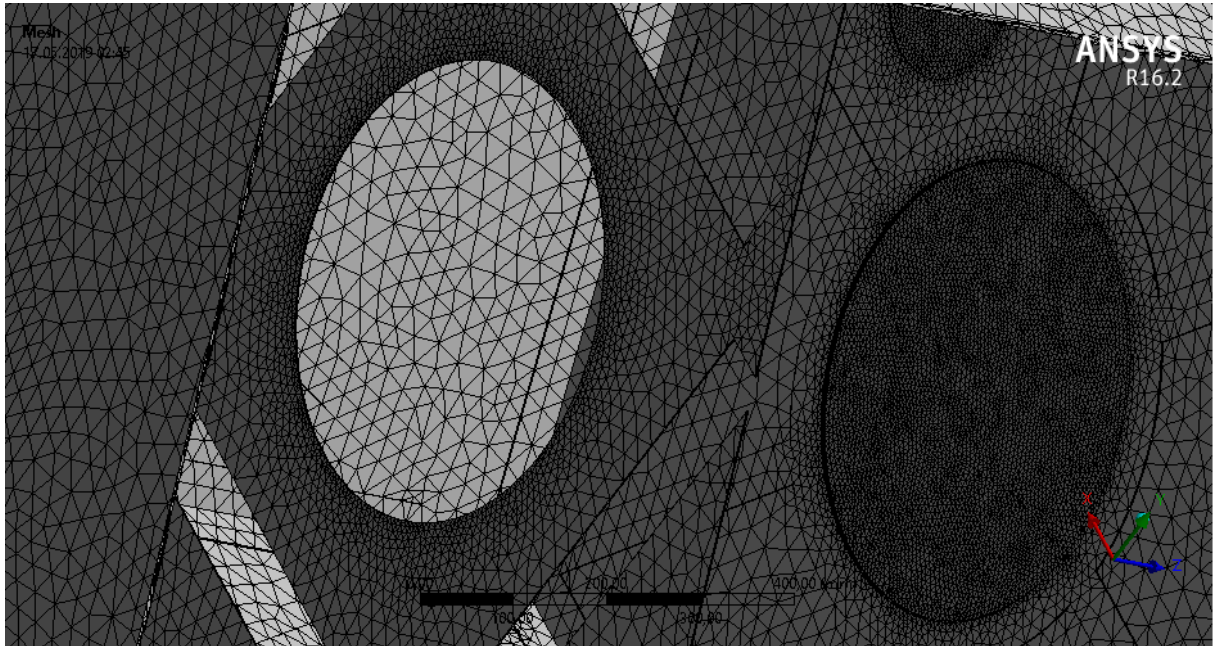
 <p>b/a oranı için en fazla 1/10 oranı kabul edilebilir.</p>	 <p>Her iki açı da 20-30 dereceden daha küçük olması tavsiye edilir.</p>	 <p>B açısı 15° den daha küçük olması tavsiye edilir. Yani daire 24 dilimden daha fazla olacak şekilde dilimlenmelidir.</p>
 <p>Serbest mesh yerine kenarlar istenilen sayıda bölünerek daha kontrollü harita meshi (mapped mesh) oluşturulabilir.</p>		

Şekil 3-8 Mesh yaparken bazı dikkat edilecek hususlar

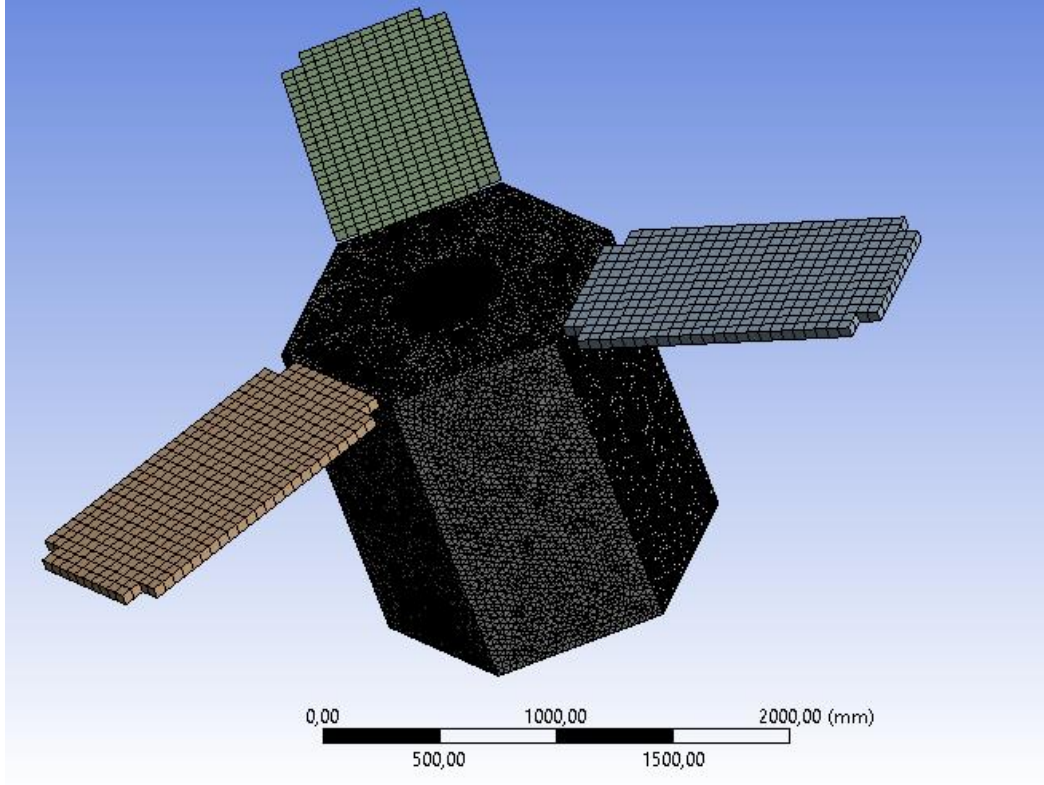




Şekil 3-9 Ansys programında uydu yapısına yapılan mesh



Şekil 3-10 Ansys programında yüzeye yapılan mesh



Şekil 3-11 Ansys programında bütün uyduya yapılan mesh

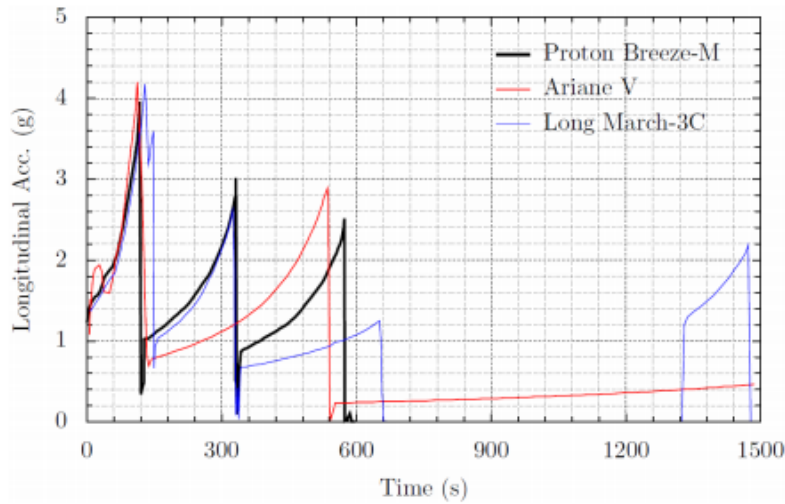
Bilgisayarın kapasitesine bağlı olarak mesh kalitesi arttırılabilir.

### 3.1.4 Uyduyu Etkileyen Yüklemeler ve Kısıtlamalar

Uzay araçları fırlatma ve görev sırasında maruz kalacağı mekanik ve ısı yüklerine karşı dayanıklılığını test etmek için uydu üretim ve montaj sırasında mekanik testlere tabii tutularak bu yüklerin yapısal ve elektriksel olarak herhangi bir performans ve işlevsellik kaybına sebep olup olmadığı tespit edilerek uzay aracının göreve uygunluğu teyit edilir. Uzay araçları ve özellikle haberleşme uyduları en büyük sanki-statik ve dinamik yüklere fırlatma sırasında fırlatıcı üzerinde ve ayrılma sırasında maruz kalırlar. Bu yüklerin süresi, şiddeti, frekans aralığı gibi değerler kuvvet zarfları şeklinde fırlatıcı kullanıcı klavuzlarında belirtilmiştir. Titreşim testleri için seçilen fırlatıcı veya potansiyel fırlatıcıların azami yük değerleri baz alınır. Bu değerlerin yanısıra yine uzay aracının yanal ve dik yönde sağlaması gereken frekans değerleride vardır. Bu isterlerin karşılanıp karşılanmadığı yine titreşim testlerinde belirlenir ve uygunluğu teyid edilir. Haberleşme uydularında titreşim ve akustik testlerinde uydu üzerinde belli kritik noktalarındaki ivme dolayısıyla kuvvet ile gerilim değerleri ölçülerek dayanım değerleri ile karşılaştırılır. Yine ivme ölçerlerdeki gerilim değerleri ve yönlerine göre ana yatay ve düşey frekansları tespit edilir. Titreşim testleri süreç ve uydunun tümünü ilgilendirmesi açısından önemli mekanik testlerdir. Testler x, y ve z üç dik yönlerde

ayrı ayrı yapılır. Sürecin uzun olması, test öncesi hazırlıkların yapılması yatayda x ve y yönünde iki ve düşeyde bir test için uzay aracının sarsma yönünde sarsıcı üzerine yerleştirilmesi gibi işleri kapsar.

Uzay araçları genellikle en büyük statik ve dinamik yüklemelere fırlatma sırasında maruz kalırlar. İlk fırlatma anlarında ve kademe ayrılma ve ateşlemeleri sırasında ani yüklemeler sanki-statik ivmelere sebep olurlar. Bu tür etkileri gösteren zaman-dikey ivme grafiği Şekil 2 de gösterilmiştir.[10]



Şekil 3-12 Roketlerde uyduyu etkileyen yüklemeler ve kısıtlamaları gösteren zaman-dikey ivme grafiği

Çizelge 3-1 Ariane-6 ve Ariane-5 roketlerindeki yükleme limitleri[10]

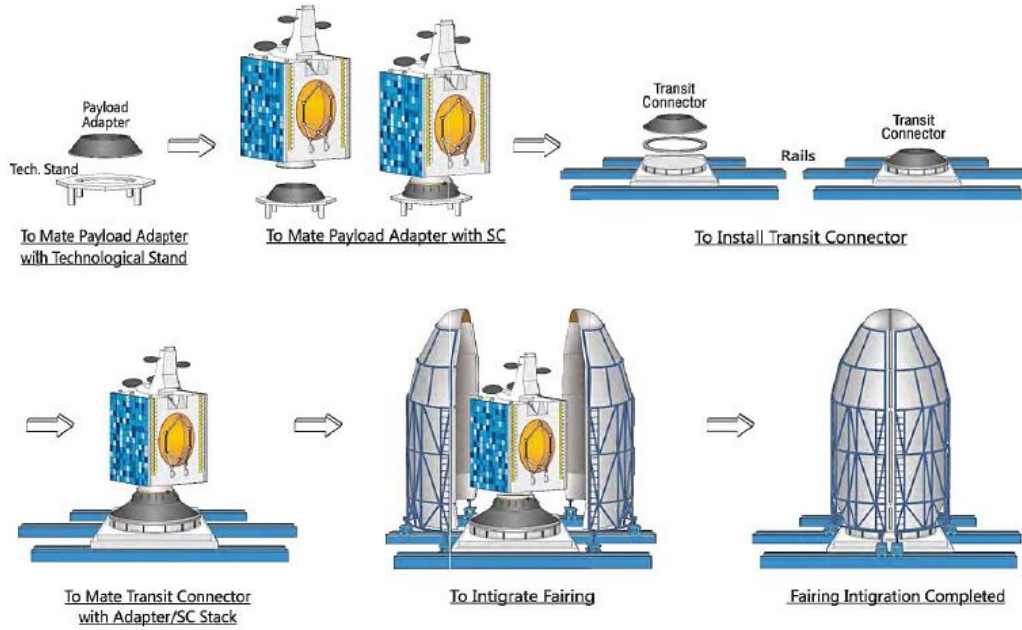
Kritik Uçuş Safhaları	Ariane-6			Ariane-5		
	İvme			İvme		
	Yatay		Dikey	Yatay	Dikey	
	Statik	Dinamik	Statik + Dinamik	Statik	Dinamik	Statik + Dinamik
Kalkış	-2	±1,5	±2	-1,8	±1,5	±2
Aerodinamik Etkiler	-2,8	±0,8	±2	-2,7	±0,5	±2
Basınç Salınımları	-4,6	±1,4	±1	-4,4	±1,6	±1
Katı Yakıtlı İtici Ayrılması	-0,9	±3,1	±0,9	-0,7	±3,2	±0,9

Çizelge 3-2 Long March 3B roketindeki yükleme limitleri[2]

Uçuş Şartları		Transonic Faz & MDP	Stage-1 Engins Shutdown	1st/2nd Stage Seperation
Dikey Yük Faktörü [g]	Statik	+2,2	+5,3	+1,0
	Dinamik	$\pm 0,8$	+0,8 -3,6	+2,7 -3,6
	Statik+Dinamik	+3,0	+6,1	+3,7 -2,6
Yatay Yük Faktörü [g]	/	1,5*	1,0	1,0

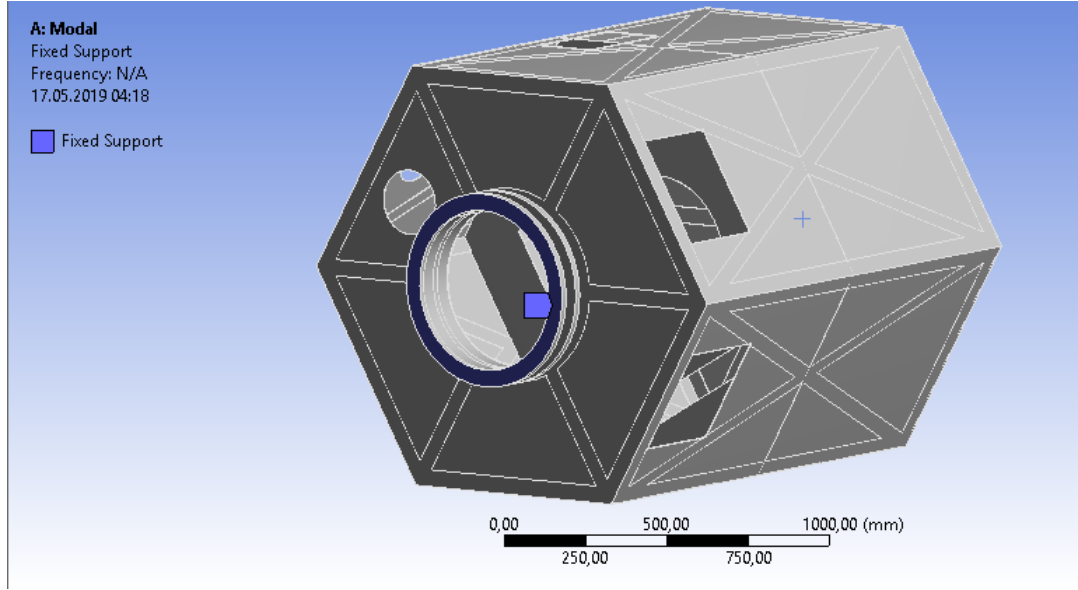
Long Marc 3B roketinin değerleri kullanılmıştır. Kullanım kılavuzunda güvenlik faktörü 1.25'ten büyük olması şartı istenmektedir.

### 3.1.5 Uydunun Yerleştirilmesi ve Sabitlenmesi



Şekil 3-13 Uydunun yerleştirilmesi ve sabitlenmesi

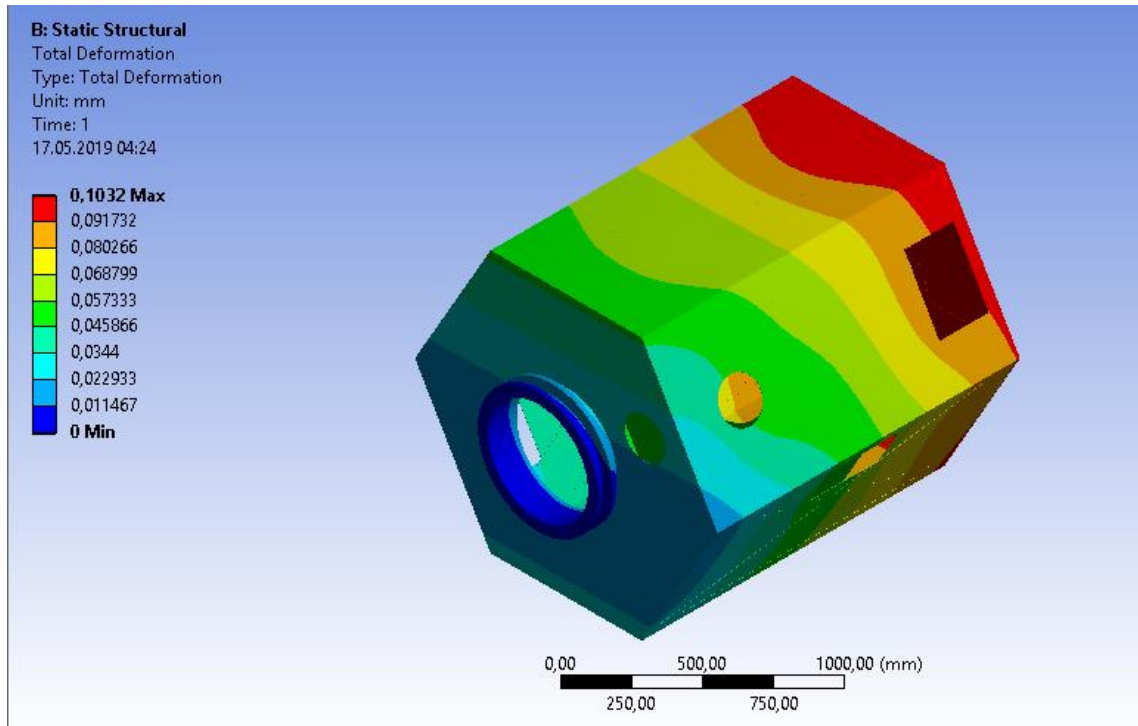
Uydu, roket kapsülüne yerleştirilir ve sabitlenir.



Şekil 3-14 Ansys programında uydunun sabitlendiği yüzey

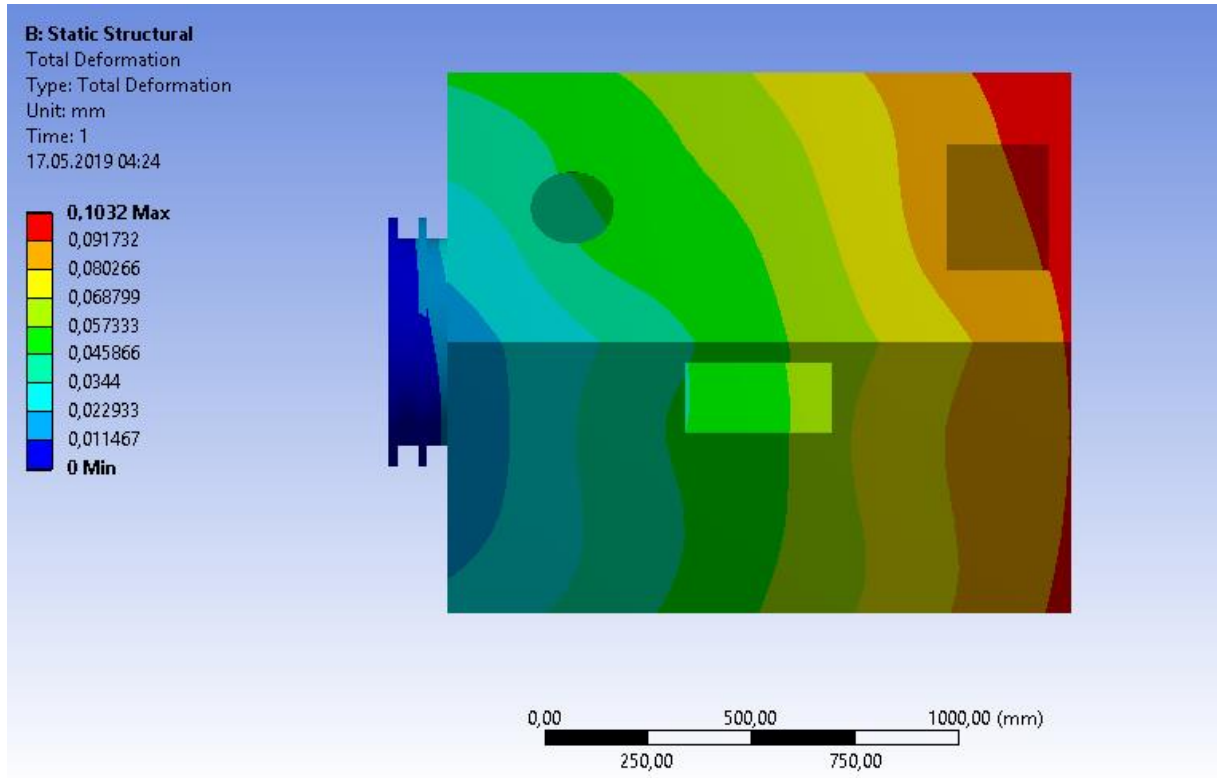
### 3.1.6 Analiz Sonuçları

Long March 3B roketinin yükleme limitlerine uygun yapay uydu analizleri yapılmıştır. Uydu; 6,1 g uzunlamasına ve 1 g yataylamasına yüklemelere maruz kalmaktadır. Yer değiştirme sonucu, gerilme ve güvenlik faktörü sonucu Ansys programı kullanılarak analizi yapıldı.

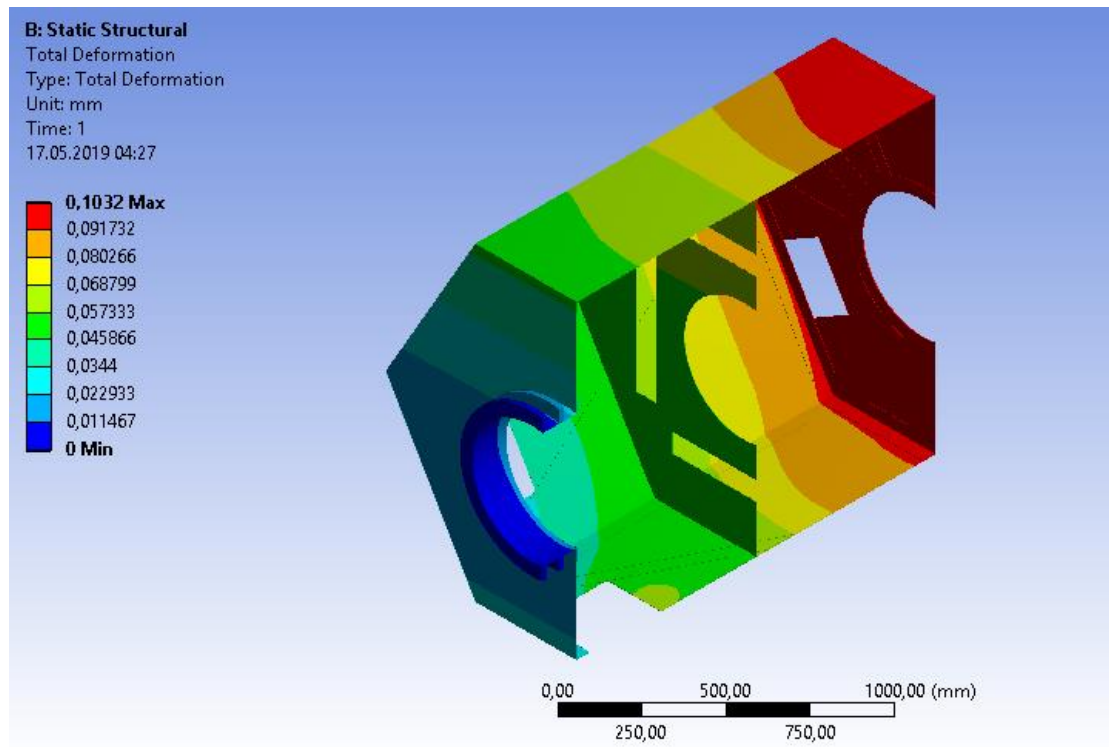


Şekil 3-15 Ansys programında, uydunun yükleme limitleri sonucu yer değiştirme analiz sonuçları, genel görünüş

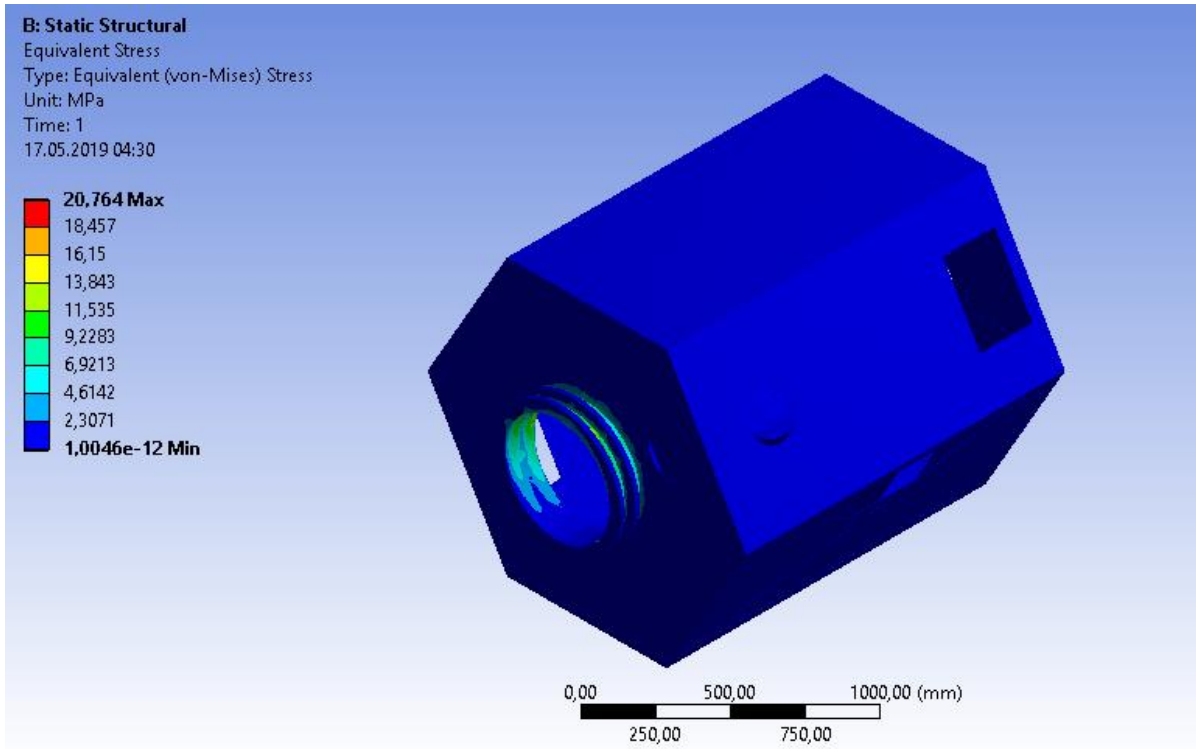




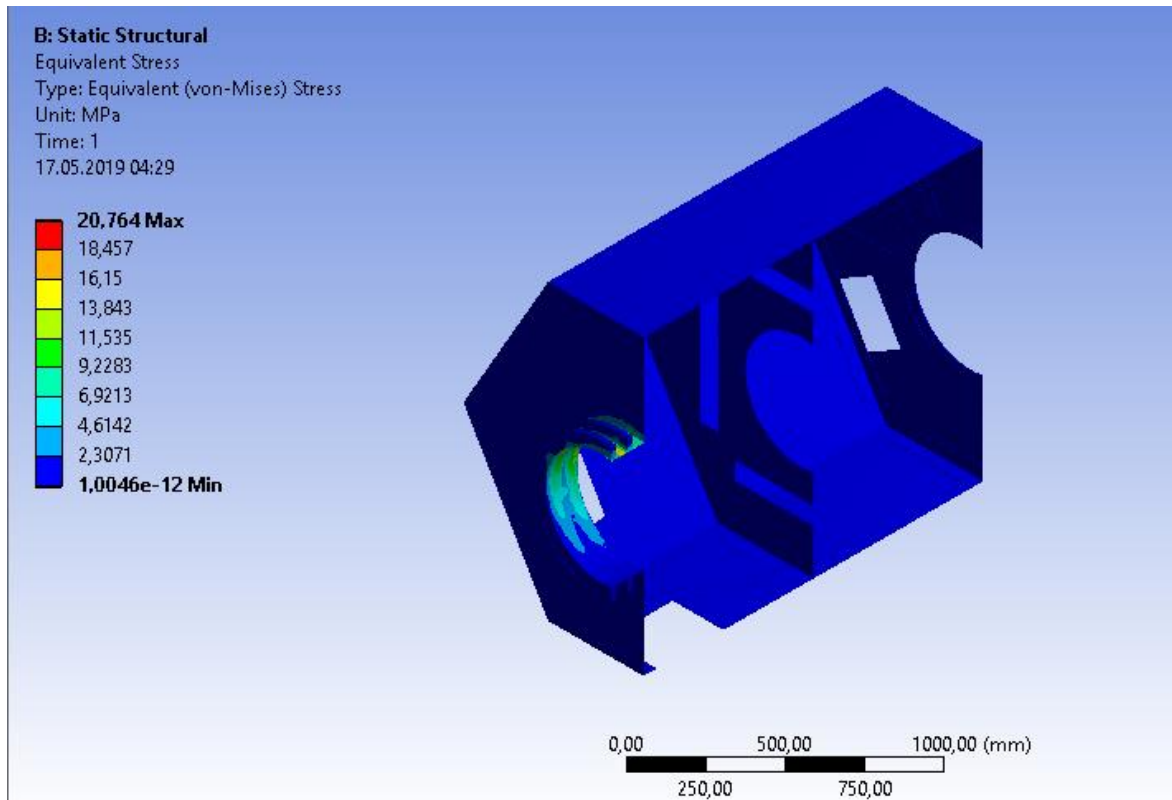
Şekil 3-16 Ansys programında, uydunun yükleme limitleri sonucu yer değiştirme analiz sonuçları, yan görünüş



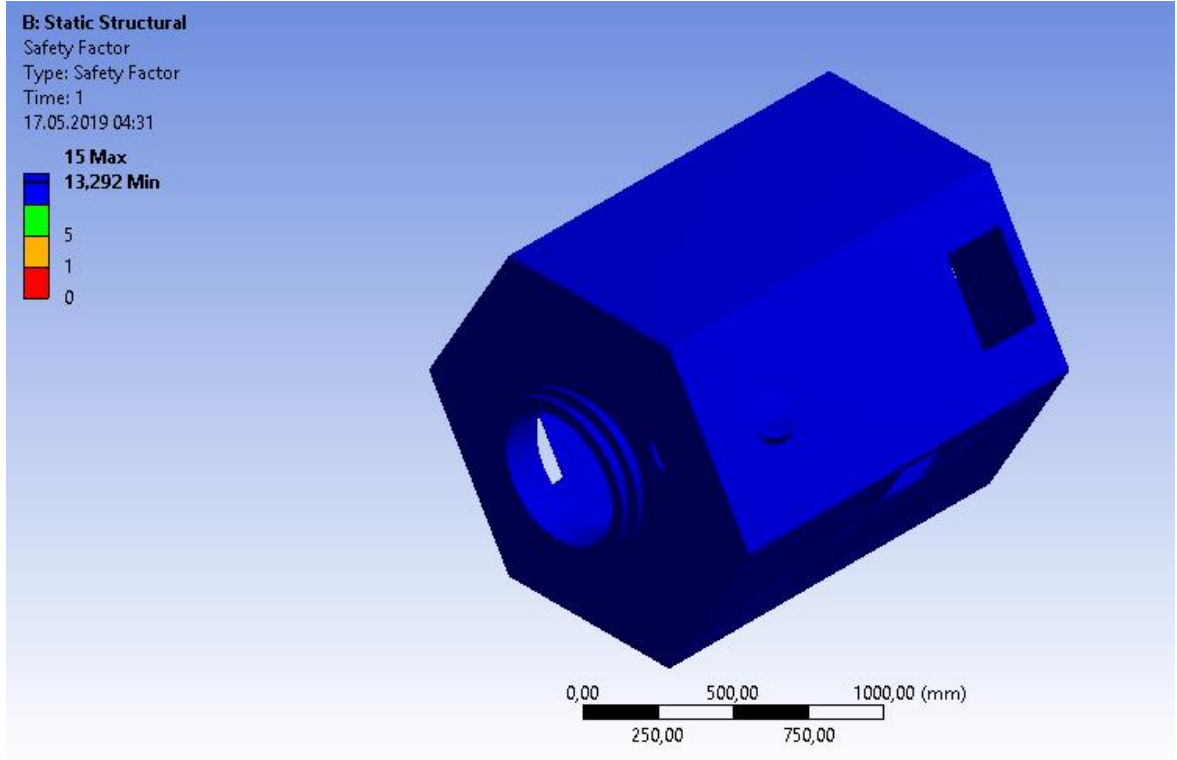
Şekil 3-17 Ansys programında, uydu yapısının yükleme limitleri sonucu yer değiştirme analiz sonuçları, iç yapı



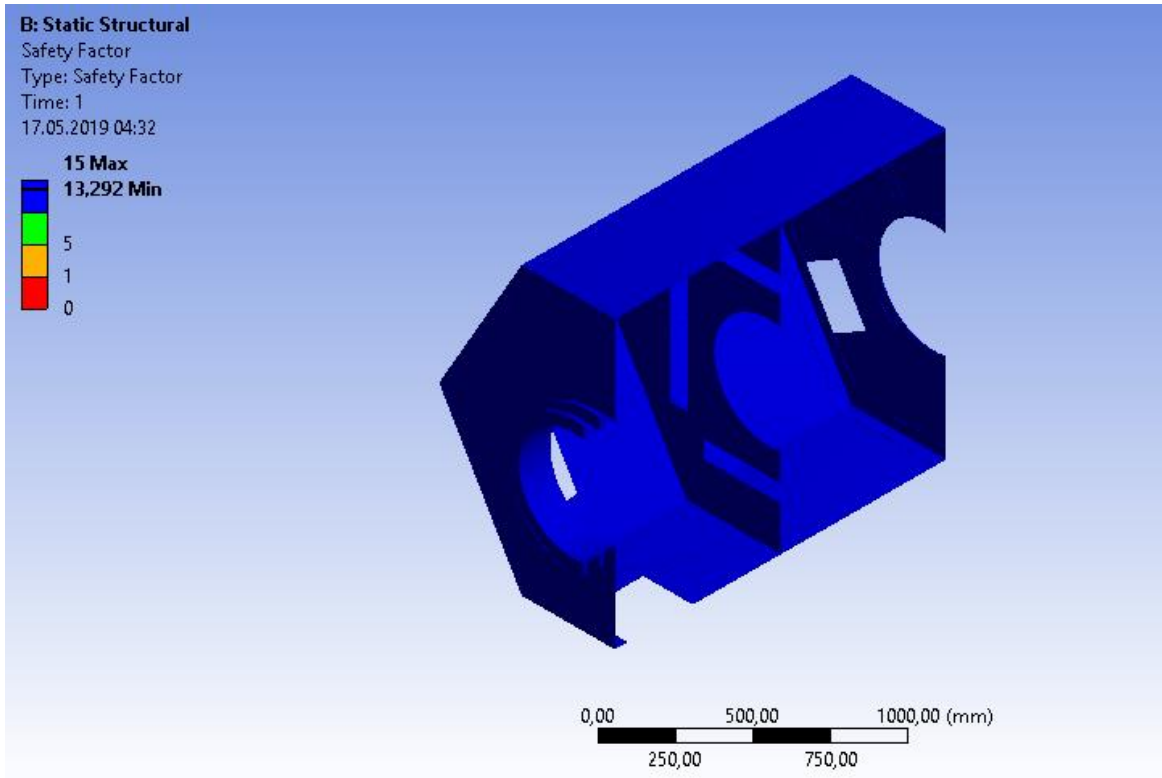
Şekil 3-18 Ansys programında, uydu yapısının yükleme limitleri sonucu gerilme analiz sonuçları, genel görünüş



Şekil 3-19 Ansys programında, uydu yapısının yükleme limitleri sonucu gerilme analiz sonuçları, iç yapı



Şekil 3-20 Ansys programında, uydu yapısının yükleme limitleri sonucu güvenlik faktörü analiz sonuçları, genel görünüş



Şekil 3-21 Ansys programında, uydu yapısının yükleme limitleri sonucu güvenlik faktörü analiz sonuçları, iç yapı



### 3.1.7 Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi

Uydu gövdesi ve yapıda meydana gelen en büyük yer değiştirme 0,1 mm'dir. Uydu modelinde oluşan en büyük gerilmenin miktarı 20,76 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. Model, roket üreticileri tarafından istenen şartı sağlamaktadır ve uydu modelinin güvenli olduğu görülmektedir.

## 3.2 Gözlem Uydusunun Doğal Frekans Analizleri

Doğadaki her cisim, "Doğal Titreşim Frekansı" olarak adlandırılan, sonsuz sayıda titreşim frekansı ve şekline sahiptir. Bir cismin sadece esnekliğine ve kütlesine bağlı olan ve cismin o frekansta uyarılırsa yüksek genlikle ve sürekli olarak titreşeceği frekansa "Doğal Frekans" denir. Her cismin kendine özgü doğal frekansı vardır. Cisim o frekansta bir kere uyarıldıktan sonra uyarı kesilse bile titreşmeye devam eder.

Doğal frekansların hesaplanması ve şeklinin bilinmesi, titreşim kaynaklı mühendislik problemlerinin çözülmesinde temel önemi taşımaktadır. Basit cisimlerin doğal frekans ve şekillerini analitik olarak hesaplamak mümkündür. Ancak karmaşık şekillerin hesabı nümerik yöntemlerle mümkündür. Sonlu elemanlar yöntemi ve bilgisayar hesap kapasitelerindeki gelişmeler, karmaşık yapıların, ancak idealleştirme yapılarak hesaplanabilen doğal frekans ve şekillerini daha doğru ve anlaşılır hesaplanmasına imkân tanımışlardır.

Doğal titreşim analizinin yapılması ile yapının doğal titreşim frekansları bulunmuş olur. Yapıya uygulanan periyodik bir kuvvetin frekansı, bu doğal frekanslardan herhangi birisi civarında ise, bu frekans uyarılmış olur ve yapı bu doğal frekans ve şekli ile titreşmeye başlar. Eğer uyarıcı kuvvetin frekansı ile yapının doğal frekansı çakışır ise "rezonans" olayı meydana gelir. Rezonans yapay uyduda istemeyen bir durumdur. [22]

### 3.2.1 Uyduyu Etkileyen Yüklemeler ve Kısıtlamalar

Roket üreticileri tarafından belirtilen katılık (rijitlik) gereksiniminin sağlanması gerekmektedir. Ansys programı kullanılarak uydu modelinin doğal frekansları bulunacaktır.

Uydu modelinin bu katılık şartlarını sağlanması beklenmektedir.

Çizelge 3-3 Roketlerde istenen katılık şartları[2]

Roketler	Long March 3A Roketi	Ariane 5 Roketi	Vega Roketi	Soyuz Roketi
Birinci Yatay Frekansı	> 10 Hz	> 10 Hz	> 15 Hz	> 15 Hz
Birinci Uzunlamasına Frekansı	> 30 Hz	> 31 Hz	> 60 Hz	> 35 Hz

### 3.2.2 Analiz Sonuçları

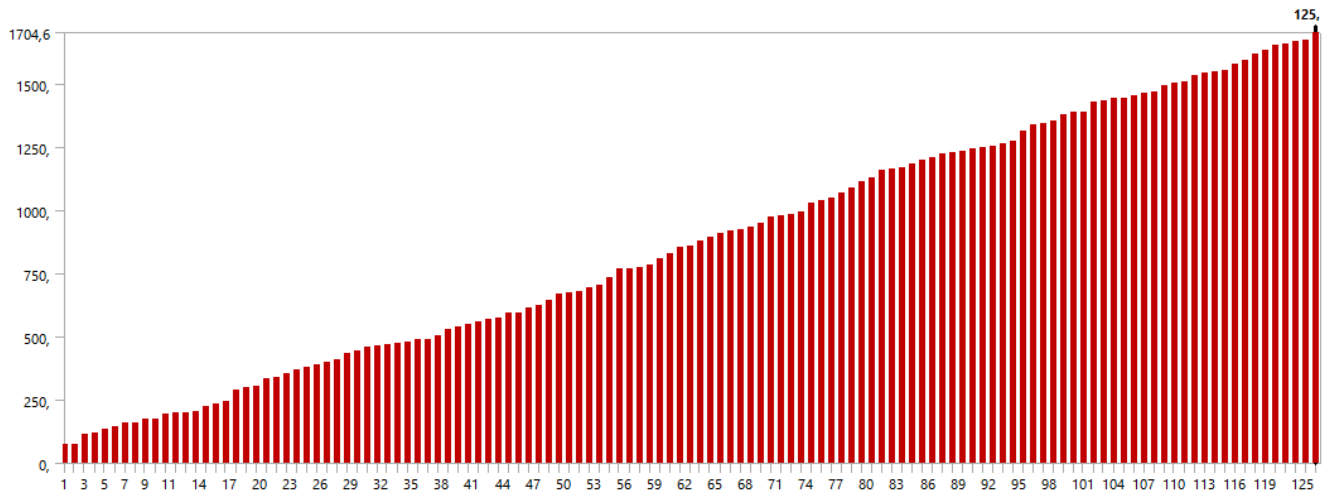
Yapay uydu frekansları 2000 Hz'e kadar doğal frekansları bulunmuştur. Uydu modelinin 2000 Hz'e kadar 125 adet doğal frekansı bulunmaktadır. Uydunun ilk frekansı 73,006 Hz'dir. Uydu modelinin son doğal frekansı 1704,6 Hz'dir.

Çizelge 3-4 Uydunun doğal frekansları (0-75. Mod)

Mod	Frekans [Hz]	Mod	Frekans [Hz]	Mod	Frekans [Hz]
1,	73,006	26,	388,96	51,	672,9
2,	73,539	27,	402,31	52,	681,47
3,	117,34	28,	409,77	53,	696,18
4,	122,08	29,	436,23	54,	707,03
5,	134,71	30,	445,5	55,	737,25
6,	142,57	31,	458,54	56,	770,53
7,	157,99	32,	465,51	57,	771,14
8,	159,56	33,	468,03	58,	774,33
9,	174,09	34,	473,79	59,	784,11
10,	177,27	35,	477,89	60,	811,37
11,	197,27	36,	488,24	61,	828,71
12,	200,55	37,	489,71	62,	853,67
13,	201,95	38,	505,61	63,	862,13
14,	205,24	39,	530,8	64,	881,17
15,	227,15	40,	537,78	65,	893,41
16,	235,48	41,	551,23	66,	908,24
17,	242,46	42,	557,92	67,	918,35
18,	287,9	43,	569,76	68,	925,1
19,	298,53	44,	577,34	69,	934,38
20,	306,36	45,	593,22	70,	950,01
21,	335,23	46,	595,26	71,	973,3
22,	340,34	47,	617,1	72,	978,27
23,	355,4	48,	625,15	73,	984,58
24,	370,03	49,	643,34	74,	992,93
25,	382,27	50,	668,65	75,	1030,3

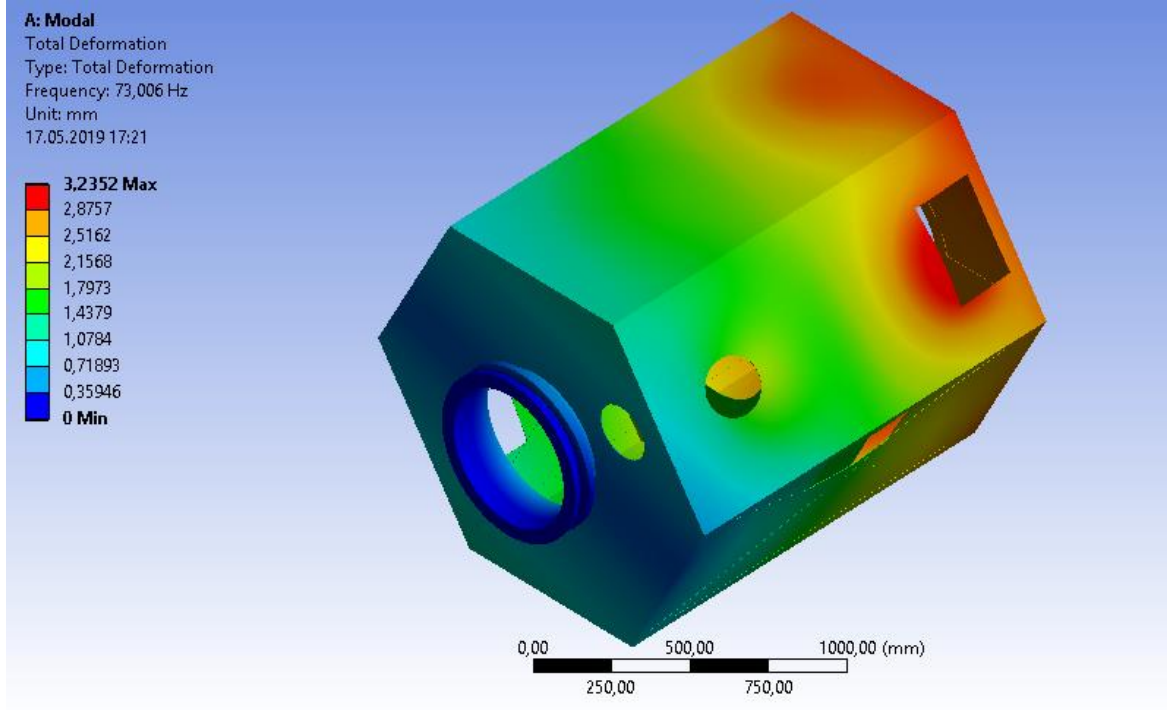
Çizelge 3-5 Uydunun doğal frekansları (76-125. Mod)

Mod	Frekans [Hz]	Mod	Frekans [Hz]
76,	1042,	101,	1388,8
77,	1048,3	102,	1391,9
78,	1070,8	103,	1428,3
79,	1087,3	104,	1434,5
80,	1113,3	105,	1443,2
81,	1127,6	106,	1444,8
82,	1161,3	107,	1453,1
83,	1164,7	108,	1465,4
84,	1169,6	109,	1467,5
85,	1183,9	110,	1493,4
86,	1202,1	111,	1504,
87,	1208,2	112,	1508,7
88,	1224,2	113,	1535,3
89,	1231,1	114,	1546,
90,	1234,7	115,	1551,9
91,	1243,7	116,	1552,3
92,	1249,3	117,	1580,8
93,	1252,5	118,	1593,9
94,	1263,	119,	1622,1
95,	1275,5	120,	1632,6
96,	1316,7	121,	1655,1
97,	1338,3	122,	1658,5
98,	1343,9	123,	1668,2
99,	1352,2	124,	1676,6
100,	1381,7	125,	1704,6

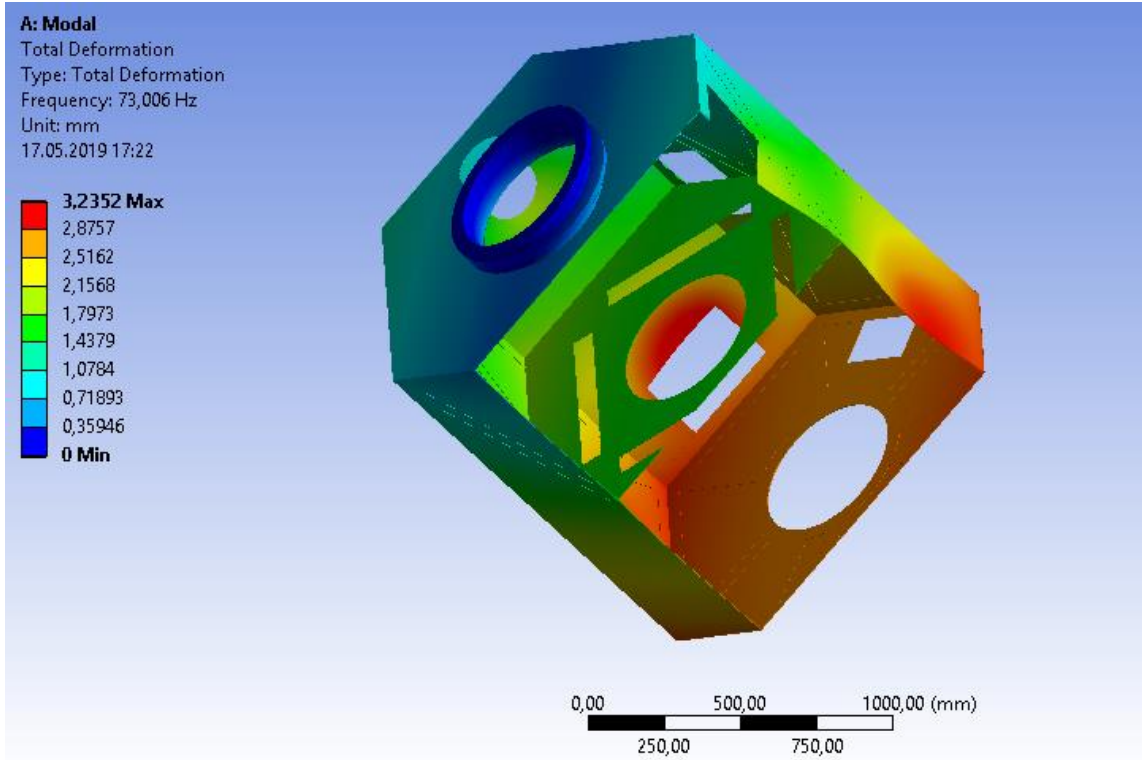


Şekil 3-22 Uydunun doğal frekansları (0-2000 Hz)

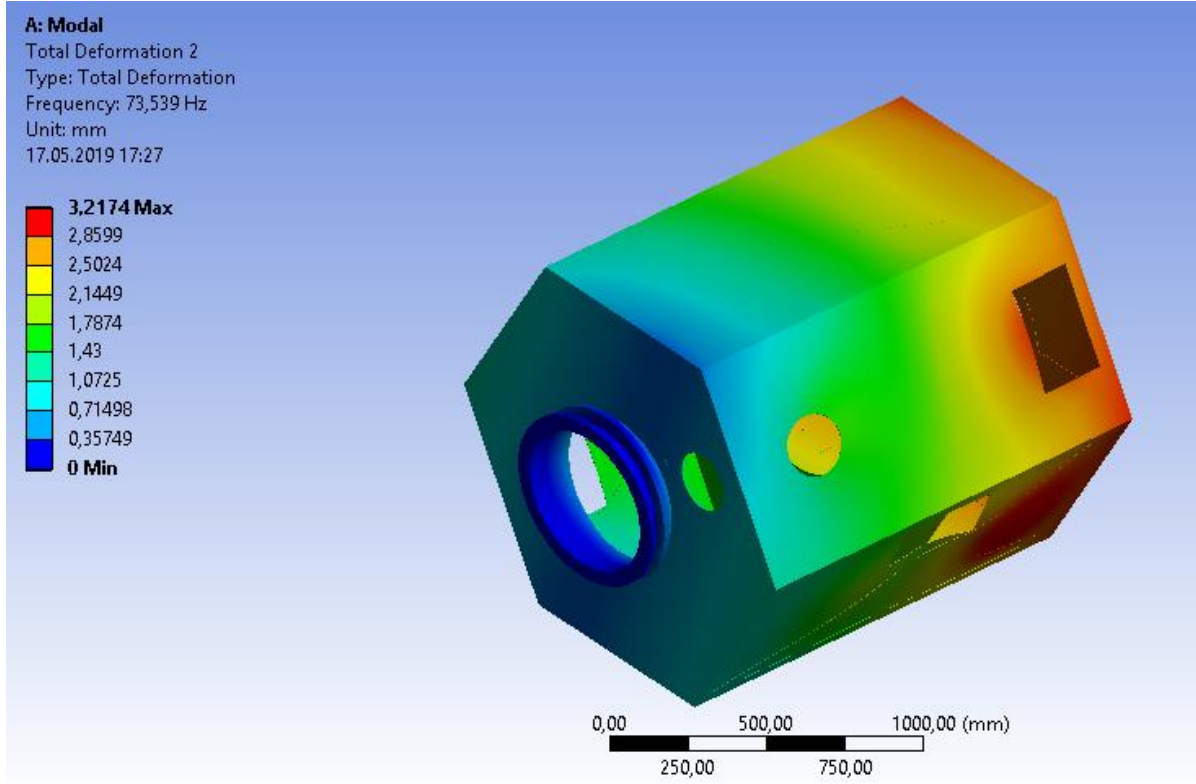
Uydunun ilk altı doğal frekansına ait gövdede ve iskelette meydana gelen mod şekilleri:



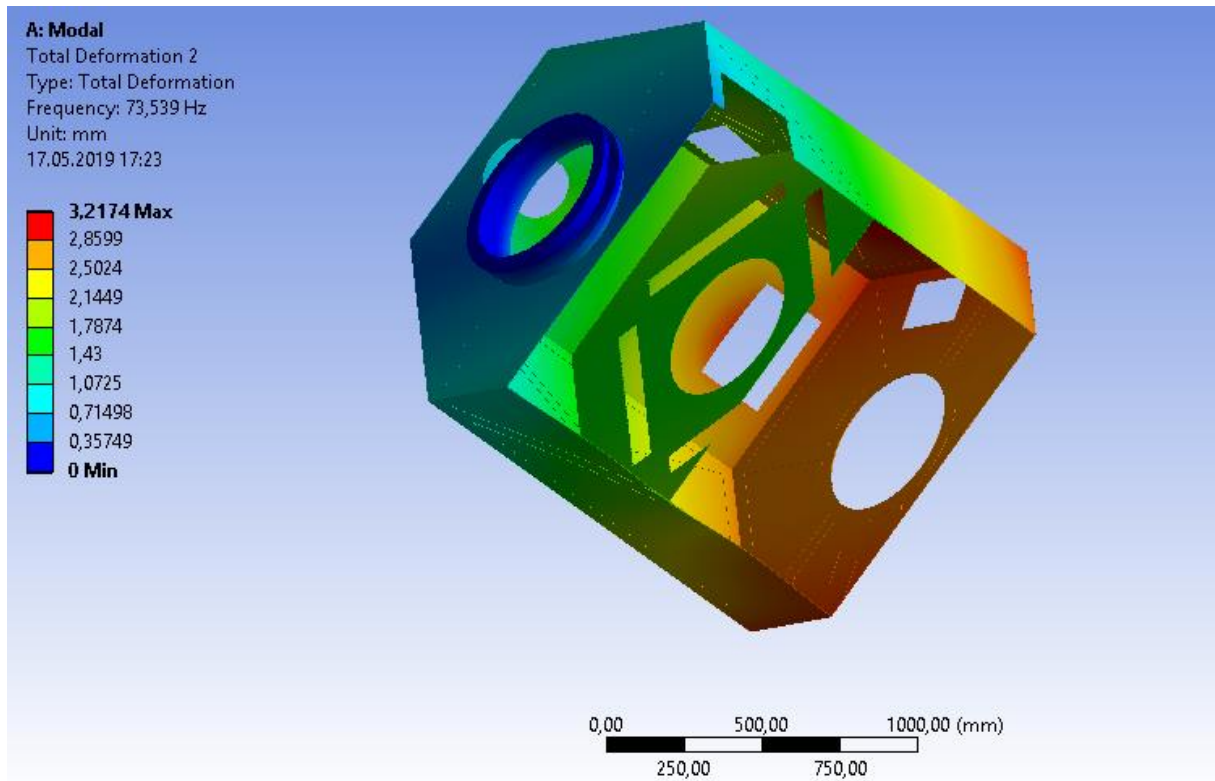
Şekil 3-23 1. Mod Yer Değiştirme, genel görünüş



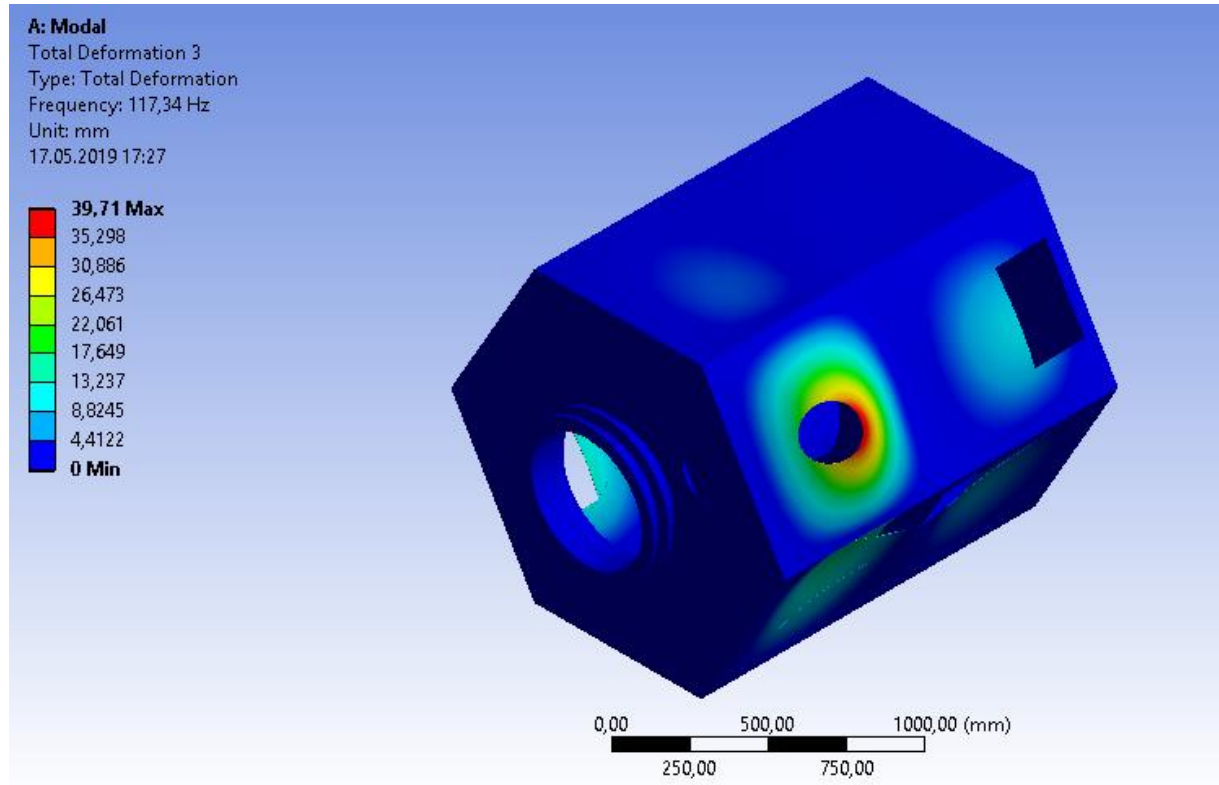
Şekil 3-24 1. Mod Yer Değiştirme, iç yapı



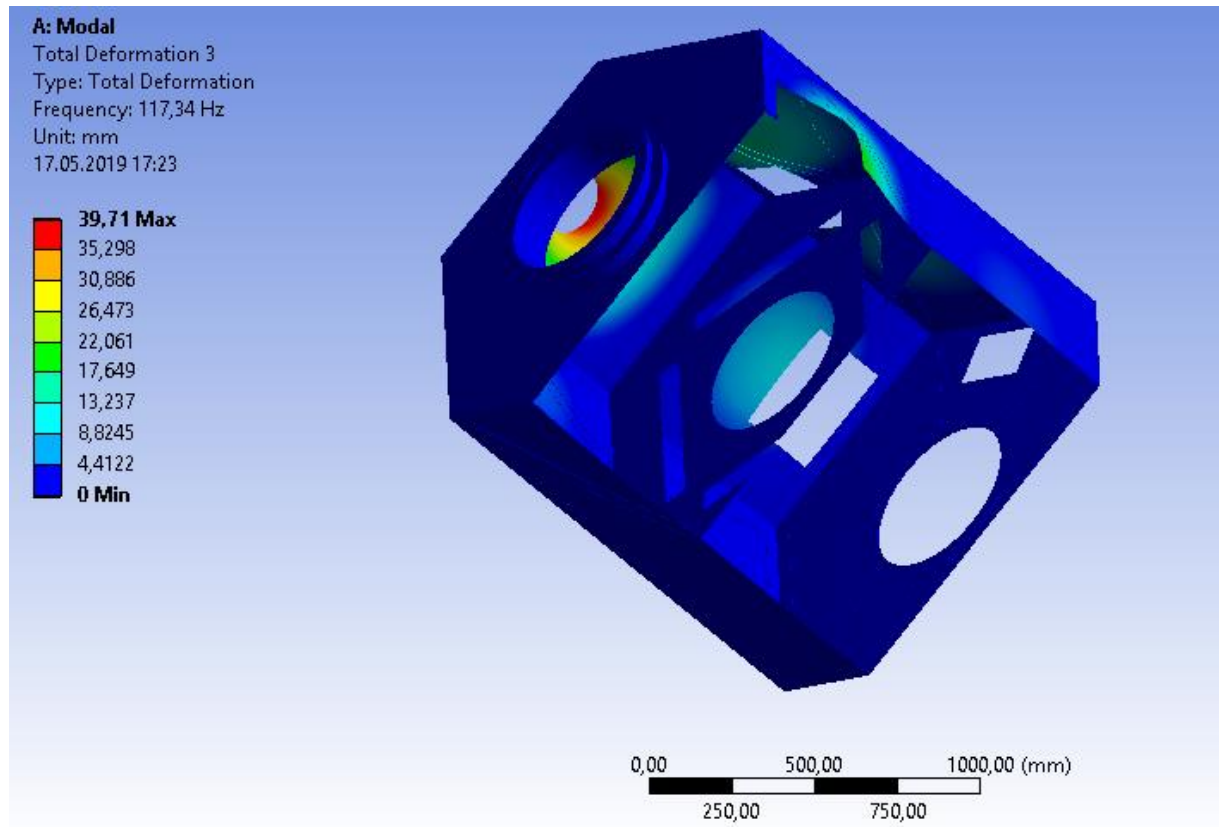
Şekil 3-25 2. Mod Yer Değiştirme, genel görünüş



Şekil 3-26 2. Mod Yer Değiştirme, iç yapı

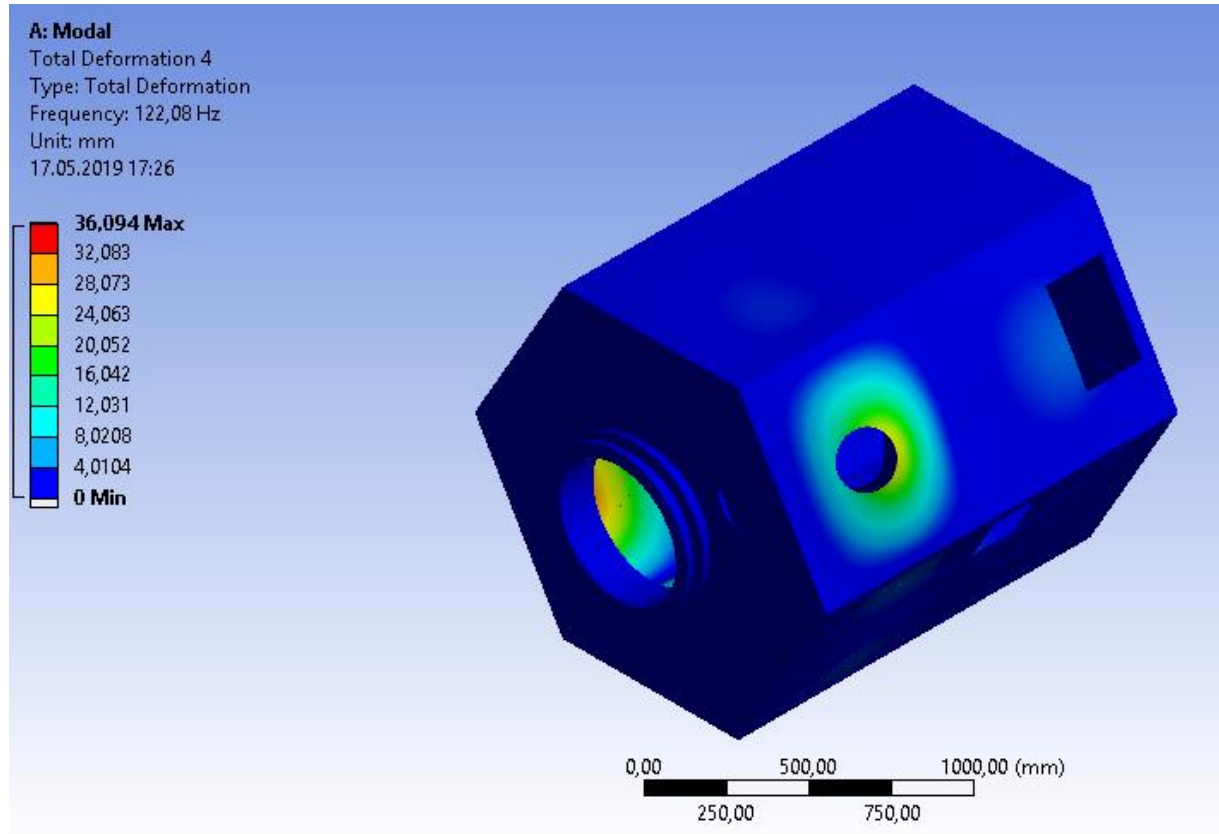


Şekil 3-27 3. Mod Yer Değiştirme, genel görünüş

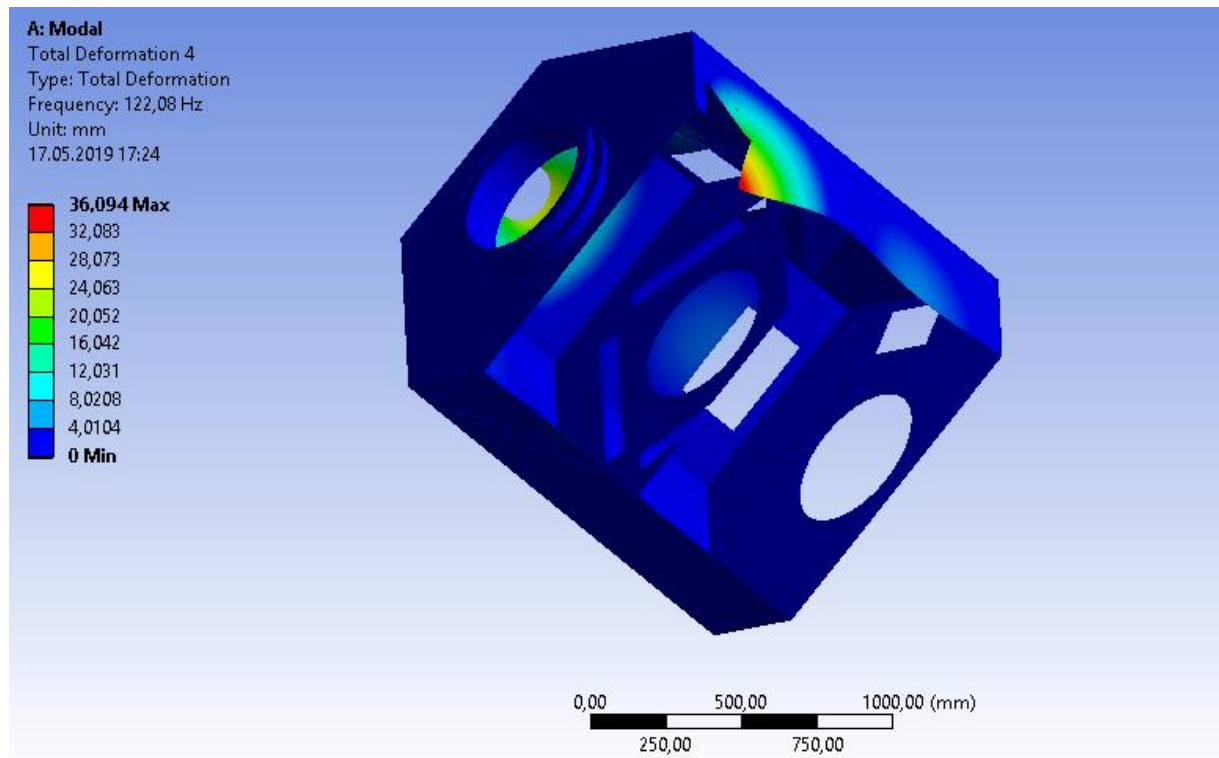


Şekil 3-28 3. Mod Yer Değiştirme, iç yapı

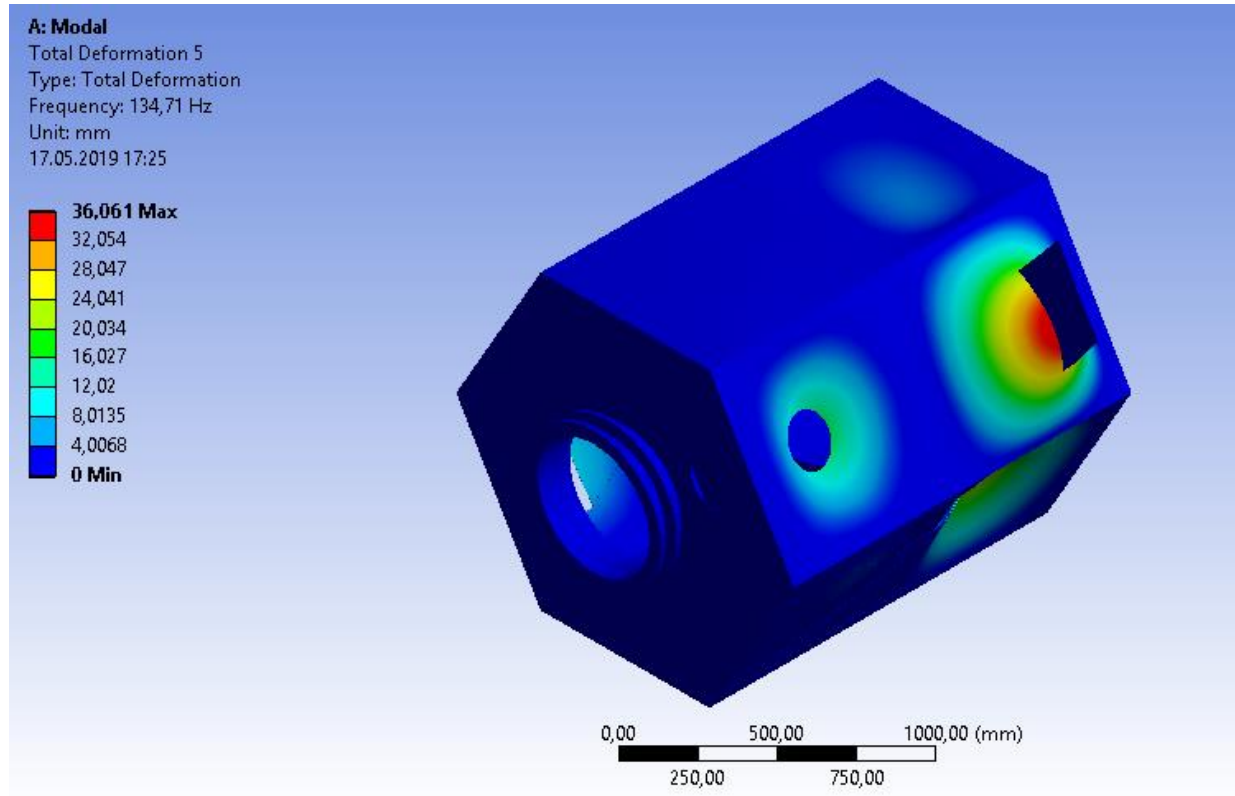




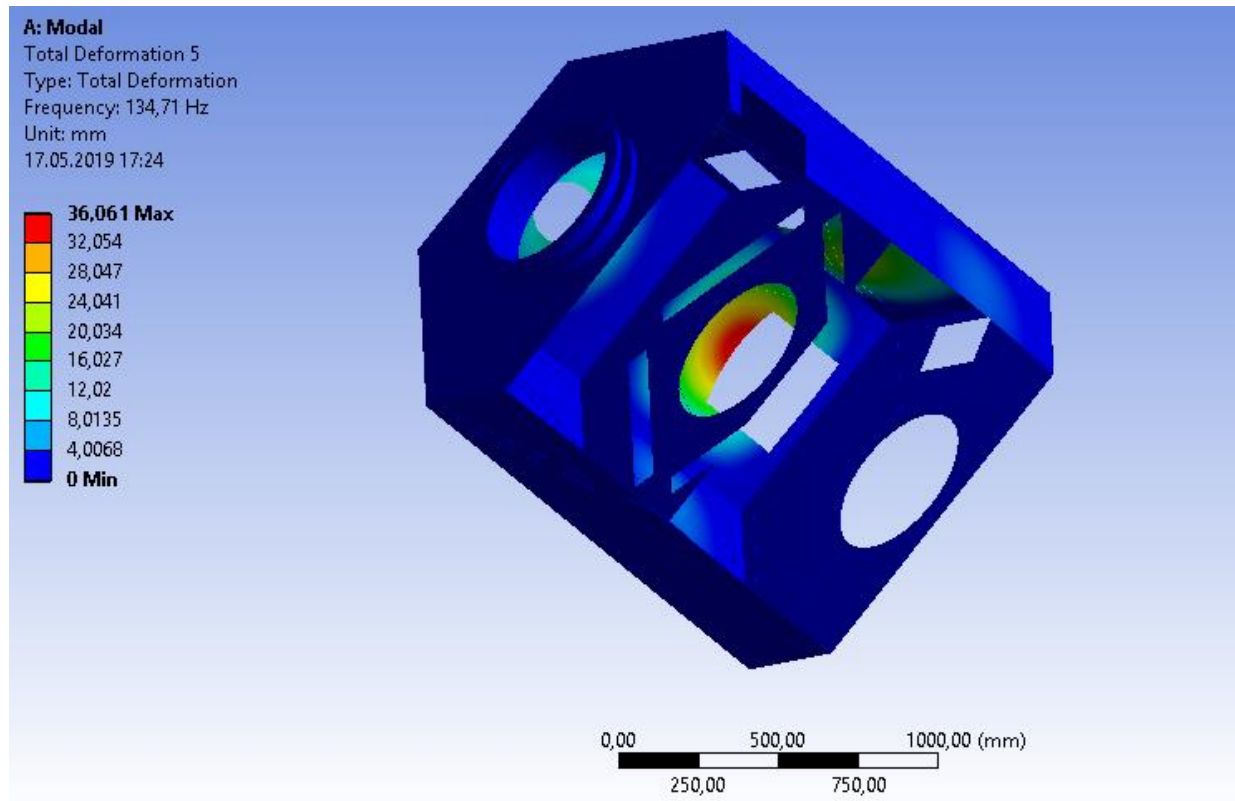
Şekil 3-29 4. Mod Yer Değiştirme, genel görünüş



Şekil 3-30 4. Mod Yer Değiştirme, iç yapı

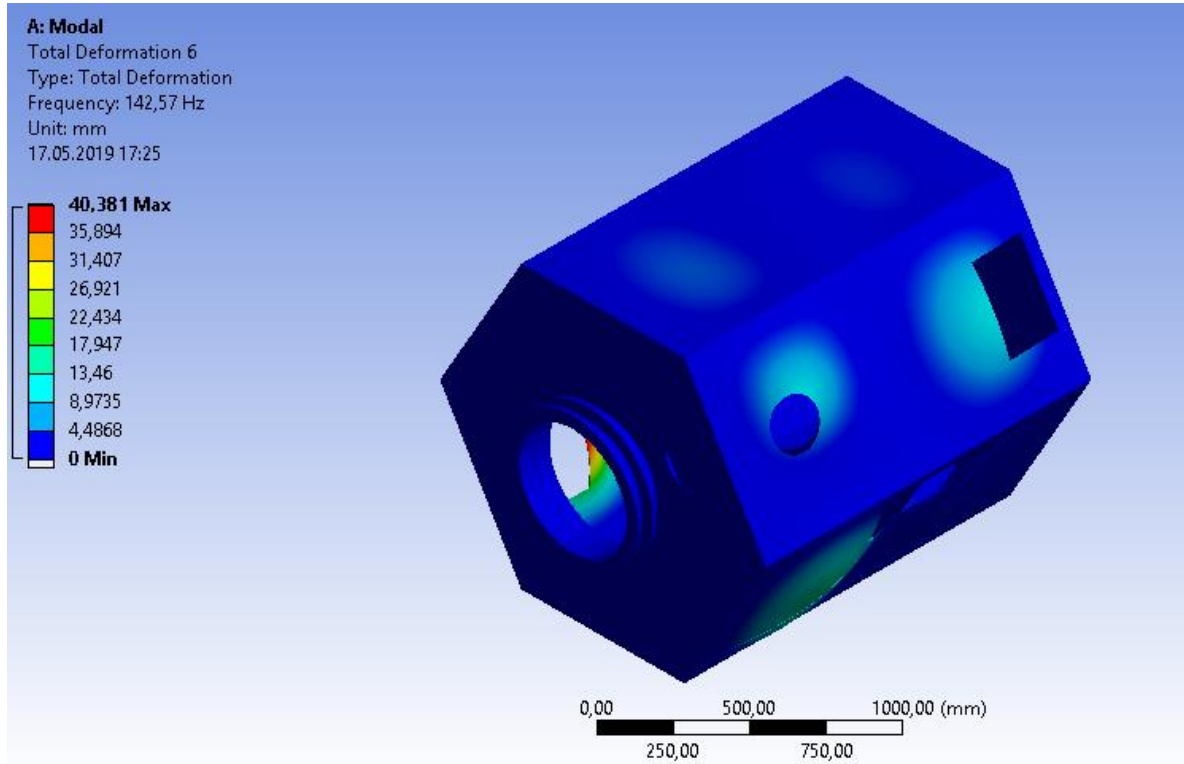


Şekil 3-31 5. Mod Yer Değiştirme, genel görünüş

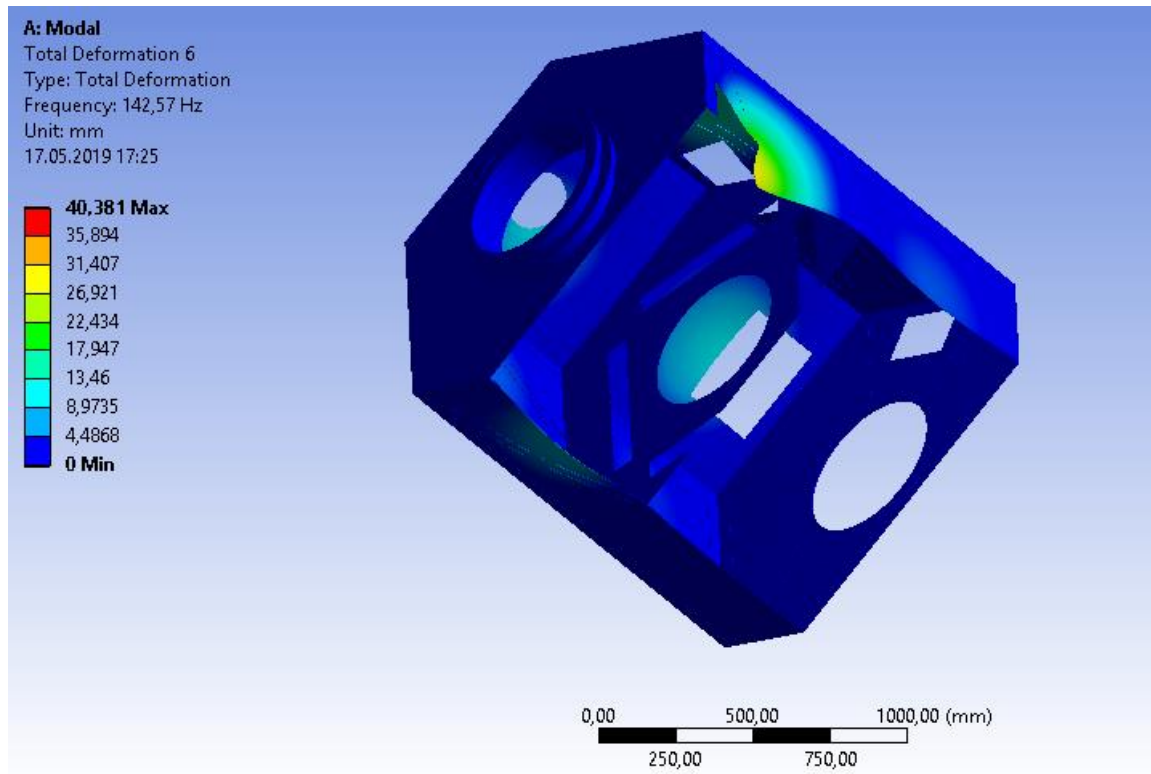


Şekil 3-32 5. Mod Yer Değiştirme, iç yapı





Şekil 3-33 6. Mod Yer Değiştirme, genel görünüş



Şekil 3-34 6. Mod Yer Değiştirme, iç yapı

### 3.2.3 Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi

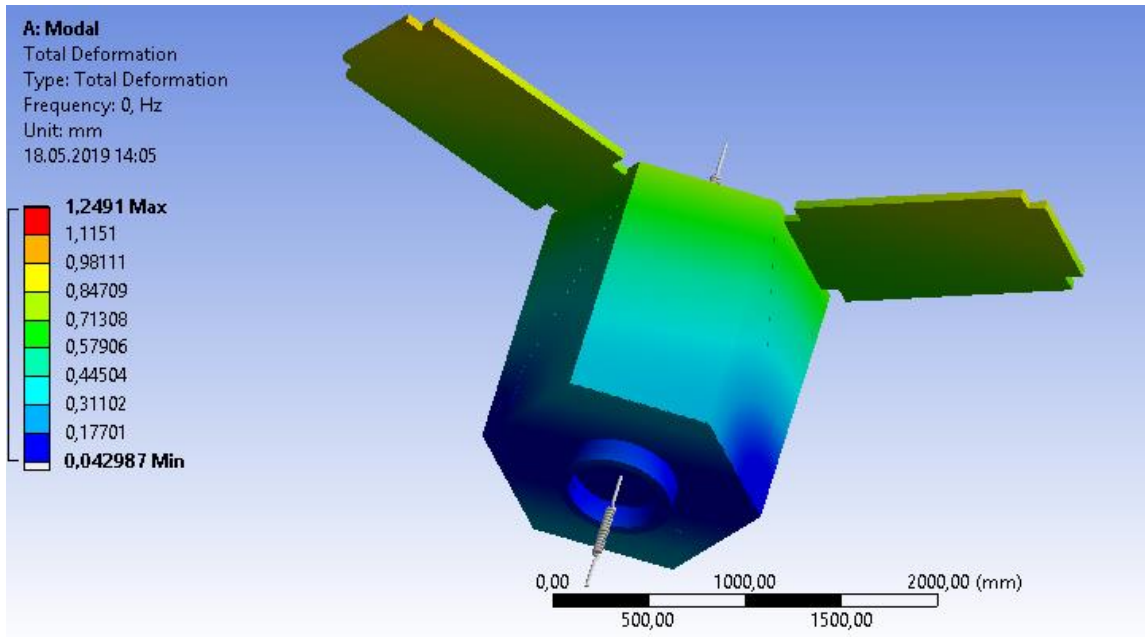
Modal analiz sonucunda, 125 doğal frekans bulunmuştur. Uyduya ait ilk doğal frekans 73,006 Hz'dir. Bu değer roketlerin katılık gereksinimini karşılamaktadır. Uydu modelinin birinci doğal frekans yer değiştirmesi maksimum 3,23 mm ve ikincil doğal frekans yer değiştirmesi maksimum 3,21 mm'dir.

### 3.2.4 Gözlem Uydusunun Yörüngedeki Doğal Frekansları

Yapay uydunun uzay ortamındaki doğal frekansları Ansys programı ile incelenmiştir.

Çizelge 3-6 Gözlem uydusunun yörüngedeki doğal frekansları

Mod	Frekans [Hz]
1,	0,
2,	0,
3,	9,372e-004
4,	3,0584e-003
5,	4,4898e-003
6,	0,17389



Şekil 3-35 Gözlem uydusunun yörüngedeki 1. modtaki yer değiştirmesi, tüm model

## SONUÇ

---

Bu tez çalışması sonucunda, bir yeryüzü gözlem uydusunun tasarımı araştırılmış ve örneklendirilmiştir. Literatür araştırması yapılarak uydular hakkında genel bilgiler verilmiş, uzay ve roket şartları belirlenmiştir. Uydunun alt sistemleri tanıtılmış ve görevleri açıklanmıştır. Roket ve uzay şartları araştırılmış; uydu tasarımı için kritik esaslar belirlenmiştir. Belirlenen bu esaslar çerçevesinde Catia programı kullanılarak örnek bir uydu tasarımı gerçekleştirilmiştir. Analiz yapılarak uydunun performansı değerlendirilmiştir. Uygun malzemeler kullanılarak Ansys programında uydunun ağırlık merkezi belirtilmiş, mesh atılarak analiz için uygun koşullar sağlanmıştır. Roket içerisinde maruz kalacağı yüklemeler sonucunda meydana gelecek yapısal değişiklikler incelenmiştir. Deformasyon, gerilme ve güvenlik faktörleri analiz sonucunda değerlendirilmiş ve roket için uygun olduğu tespit edilmiştir. Roket içerisinde ve uzay ortamında iken doğal frekansları bulunmuştur. Bulunan doğal frekansların roket ve uzay şartları için uygun olduğu tespit edilmiştir.

## KAYNAKLAR

---

- [1] Abdelal, G., F., Abulfoutouh, N., Gad, A., H., (2013). Finite Element Analysis for Satellite Structures, Springer, London.
- [2] Ercan, M.F., (2018). Bir Gözlem Uydusunun Tasarımı, Analizi ve Kontrolü, Yüksek Lisans Tezi, YTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [3] Gündoğdu, A., (2008). Bir Uydunun Fırlatma Esnasında Maruz Kaldığı Yükler Altındaki Yapısal Davranışının İncelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [4] Larson, W. J. ve Wertz, J. R., Rei (1999). Space Mission Analysis and Design, Third Edition, Springer, Netherlands.
- [5] Menteş, E., (2015). Kompozit 3U Küp Uyduların Yapısal Analiz ve Tasarımları, Yüksek Lisans Tezi, İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [6] Schaefer, J. ve Rudolph, S., (2005). “Satellite Design by Design Grammers”, Aerospace Science and Technology, 9: 81-91.
- [7] Sebestyen, G., Fujikkawa, S., Galassi, N. Ve Chuchra, A., (2018). Low Earth Orbit Satellite Design, Springer, Switzerland.
- [8] Sidi, M. J., (1997). Spacecraft Dynamics and Control A Practical Engineering Approach, Cambridge University Press, New York.
- [9] Wijker, J., J., (2007). Spacecraft Structures, Springer, Berlin.
- [10] Şahin, M., Atak, A. (2018). Uzay Araçları ve Uydularda Titreşim Testleri ve Test Süreçleri, Türk Havacılık Uzay Sanayi, Ankara.
- [11] Wikipedia, Artificial satellite, [https://www.wikizero.com/tr/Yapay\\_uydu](https://www.wikizero.com/tr/Yapay_uydu), Ağustos 2010.
- [12] TBS Satellite, [https://web.archive.org/web/20151117210921/http://www.tbs-satellite.com:80/tse/online/thema\\_first.html](https://web.archive.org/web/20151117210921/http://www.tbs-satellite.com:80/tse/online/thema_first.html), Ağustos 2015.

- [13] Tübitak Uzay, <http://uzay.tubitak.gov.tr/tr/projeler/uydu>, 2013.
- [14] Wikipedia, Yörünge, <https://www.wikizero.com/tr/Y%C3%B6r%C3%BCnge>, 2019.
- [15] Özbalmumcu, M., Erdoğan, M.. Uzaktan Algılama Amaçlı Uydu Görüntüleme Sistemleri.
- [16] Türk Hava Kuvvetleri, [https://www.hvkk.tsk.tr/Havac%C4%B1l%C4%B1k\\_K%C3%B6%C5%9Fesi/%C3%96zel\\_Siteler/Ke%C5%9Fif\\_Uydu\\_Komutanl%C4%B1%C4%9F%C4%B1/Genel\\_Bilgiler/%C3%87%C3%B6z%C3%BCn%C3%BCrl%C3%BCk\\_De%C4%9Feri](https://www.hvkk.tsk.tr/Havac%C4%B1l%C4%B1k_K%C3%B6%C5%9Fesi/%C3%96zel_Siteler/Ke%C5%9Fif_Uydu_Komutanl%C4%B1%C4%9F%C4%B1/Genel_Bilgiler/%C3%87%C3%B6z%C3%BCn%C3%BCrl%C3%BCk_De%C4%9Feri).
- [17] Çoban, H. O., (2016). Türkiye'nin Yer Gözlem Uydu Sistemleri ve Ormancılık Uygulamalarında Kullanılabilirliği, Türkiye Ormancılık Dergisi, 17(1): 99-107
- [18] Dinç, B., Akça, Ş., (2011). Sistem/Alt Sistem Tasarım Dokümanı, Tamsat.
- [19] Sözbir, N.. Uydularda Isıl Kontrol, Sakarya Üniversitesi.
- [20] Wikipedia, Malzemeler, <http://www.wikizero.biz/index.php?q=aHR0cHM6Ly90ci53aWtpcGVkaWEub3JnL3dpa2kvTWFsemVtZQ>, 2019.
- [21] Çayiroğlu, İ.. Bilgisayar Destekli Tasarım ve Analiz (Ansys), Karabük Üniversitesi.
- [22] Mesh, <http://www.mesh.com.tr/titresim-analizleri.html>.

## ÖZGEÇMİŞ

---

<b>Ad – Soyad</b>	Alper Şanlı
<b>Doğum Tarihi ve Yeri</b>	12.03.1996 / Bursa
<b>E-posta</b>	<a href="mailto:alpersanli16@gmail.com">alpersanli16@gmail.com</a>
<b>Web site</b>	<a href="https://alptunga1.github.io/">https://alptunga1.github.io/</a>
<b>Öğrenim Durumu</b>	Lisans: 2014-2019, Yıldız Teknik Üniversitesi, Makine Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü

