

**İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**BİR UYDUNUN FIRLATMA ESNASINDA MARUZ KALDIĞI  
YÜKLER ALTINDAKİ YAPISAL DAVRANIŞININ İNCELENMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Müh. Ali GÜNDOĞDU**

**Anabilim Dalı: UÇAK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ**

**Programı: UÇAK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ**

**EYLÜL 2008**

**İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**BİR UYDUNUN FIRLATMA ESNASINDA MARUZ KALDIĞI  
YÜKLER ALTINDAKİ YAPISAL DAVRANIŞININ İNCELENMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ  
Müh. Ali GÜNDOĞDU  
511051001**

**Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 05 Mayıs 2008  
Tezin Savunulduğu Tarih : 25 Eylül 2008**

**Tez Danışmanı : Prof.Dr. Zahit MECİTOĞLU  
Diğer Jüri Üyeleri Prof.Dr. A. Rüstem ASLAN (İ.T.Ü)  
Yrd.Doç.Dr. Şenol ATAÖĞLU (İ.T.Ü)**

**EYLÜL 2008**

## **ÖNSÖZ**

Uydular başta askeri olmak üzere hayatın tüm alanlarında kendine aktif kullanım alanı bulabilen ürünlerdir. Üretimleri, test ve montajları için ileri teknolojinin kullanımını gerektiren bu ürünlerin tasarımları çok disiplinli bir sistem olarak yürütülmektedir. Birçok alt sistemi içinde barındıran uydu sisteminin, tüm bu alt sistemleri bir arada tutan ve dış etkenlerden korunmasını sağlayan yapısal sisteminin tasarımının dikkatle yapılmasının önemi açıktır. Bu önemden ötürü, bu tezde uydu yapısal sisteminin karşılaşıacağı ortamlar ve bu ortamlardaki sistemin davranışının incelenmesi konusu üzerine çalışılmıştır. Ülkemizde henüz başlangıç aşamasında bulunan uydu çalışmalarında bu tez çalışmasının ileride yapılacak ayrıntılı çalışmalara bir başlangıç noktası ve yönlendirici bir kaynak olmasını dilerim.

Bu tez çalışmasında, başta beni destekleyen, yol gösteren ve teknik gecikmelerime sabırla yaklaşan sayın hocam Prof. Dr. Zahit Mecitoğlu'na teşekkür ederim. Ayrıca tez konumda gönderilecek bir uydu üzerinden uygulama yapma fırsatını yakalamamı sağlayan başta proje yürütücüsü sayın Prof. Dr. Alim Rüstem Aslan hocam olmak üzere tüm İTÜ pSAT-1 proje ekibine teşekkürlerimi sunarım. Ekipten CATIA çizimlerini yapan Uzay Mühendisleri Ozan Oğuz Haktanır ve Melahat Cihan ile uydunun modal testlerinin yapılmasında yardımcı olmak için zamanını ayıran asistan arkadaşım Yüksek Makina Mühendisi Hasan Körük'e de teşekkürlerimi sunarım.

**Eylül 2008**

**Ali Gündoğdu  
Uzay Mühendisi**

## İÇİNDEKİLER

<b>KISALTMALAR</b> .....	<b>iv</b>
<b>TABLO LİSTESİ</b> .....	<b>v</b>
<b>ŞEKİL LİSTESİ</b> .....	<b>vi</b>
<b>SEMBOL LİSTESİ</b> .....	<b>vii</b>
<b>ÖZET</b> .....	<b>viii</b>
<b>SUMMARY</b> .....	<b>ix</b>
<b>1 GİRİŞ</b> .....	<b>1</b>
<b>2 UYDULARIN KARŞILAŞTIKLARI ORTAMLAR</b> .....	<b>4</b>
2.1 Yer Ortamı.....	5
2.1.1 Montaj ve test ortamları .....	5
2.1.2 Nakliye ortamı .....	6
2.1.3 Fırlatma ortamı .....	6
2.2 Uzay Ortamı .....	9
2.2.1 Vakum ortamı .....	10
2.2.2 Radyasyon ortamı .....	11
2.2.3 Mikro-göktaşları ve uzay çöpleri ortamı .....	13
<b>3 YAPISAL YÜKLERİN İNCELENMESİ</b> .....	<b>16</b>
3.1 Katılık Gereksinimi .....	17
3.2 Sanki-Statik Yük .....	19
3.3 Rasgele Titreşim Yükü .....	20
3.4 Şok Yükü.....	23
3.5 Yüklerin Birleştirilmesi .....	25
<b>4 UYGULAMA: İTÜ pSAT-1</b> .....	<b>27</b>
4.1 İTÜ pSAT-1 Genel Özellikleri.....	29
4.2 Sınır Koşulları.....	31
4.3 Modal Analizler.....	33
4.3.1 REVC için modal analiz sonuçları.....	37
4.3.2 REVD için modal analiz sonuçları.....	39
4.4 Modal Testler .....	41
4.4.1 REVC gövde iskeletinin serbest modal analiz sonuçları.....	43
4.4.2 Modal testler.....	46
4.4.3 Modal test sonuçları .....	48
4.5 Statik Analizler .....	48
4.5.1 Rasgele titreşim yük faktörünün hesaplanması.....	48
4.5.2 Yüklerin birleştirilmesi .....	49
4.5.3 Statik analiz sonuçları.....	50
4.6 Rasgele Titreşim Analizleri .....	54
<b>5 DEĞERLENDİRME</b> .....	<b>57</b>
<b>KAYNAKLAR</b> .....	<b>59</b>
<b>EKLER</b> .....	<b>61</b>
EK A Rasgele Titreşim Yük Faktörlerinin Hesaplanması .....	61
<b>ÖZGEÇMİŞ</b> .....	<b>65</b>

## KISALTMALAR

<b>CalPoly</b>	: California Polytechnic State University
<b>CubeSAT</b>	: Cube Satellite
<b>ECSS</b>	: European Cooperataion for Space Standardization
<b>GEO</b>	: Geostationary Earth Orbit
<b>Hz</b>	: Hertz (1/saniye)
<b>İTÜ pSAT-1</b>	: İstanbul Teknik Üniversitesi pico-Satellite
<b>LEO</b>	: Low Earth Orbit
<b>MPa</b>	: Mega Pascal
<b>NASA</b>	: National Aeronautics and Space Administration
<b>PSD</b>	: Power Spectral Density
<b>PSLV</b>	: Polar Satellite Launch Vehicle
<b>REVC</b>	: Revizyon C
<b>REVD</b>	: Revizyon D
<b>RTY</b>	: Rasgele Titreşim Yüğü
<b>SPL</b>	: Single Picosatellite Launcher
<b>SRS</b>	: Shock Response Spectrum
<b>SSY</b>	: Sanki-Statik Yüğü
<b>YYBKS</b>	: Yörünge ve Yönelim Belirleme ve Kontrol Sistemi

## TABLO LİSTESİ

	<b><u>Sayfa No</u></b>
<b>Tablo 2.1</b> Alt sistemler.....	5
<b>Tablo 2.2</b> Uzay ortamı türleri .....	15
<b>Tablo 3.1</b> Fırlatma evrelerindeki yük çeşitleri.....	16
<b>Tablo 3.2</b> Fırlatma sistemleri katılık gereksinimleri .....	17
<b>Tablo 3.3</b> Fırlatma sistemleri yük faktörü gereksinimleri .....	19
<b>Tablo 3.4</b> Yüklerin birleştirilmesi.....	26
<b>Tablo 4.1</b> İTÜ pSAT-1 görevi ve görev parametreleri .....	27
<b>Tablo 4.2</b> İTÜ pSAT-1 yapısal gereksinimleri .....	29
<b>Tablo 4.3</b> İTÜ pSAT-1 alt sistem isimlendirmeleri.....	29
<b>Tablo 4.4</b> İTÜ pSAT-1 genel malzeme listesi.....	31
<b>Tablo 4.5</b> Eleman sayısının eleman türlerine göre dağılımı .....	33
<b>Tablo 4.6</b> İTÜ pSAT-1 uydusu rezonans frekans değerleri- REVC için .....	38
<b>Tablo 4.7</b> İTÜ pSAT-1 uydusu rezonans frekans değerleri - REVD için .....	39
<b>Tablo 4.8</b> REVC gövde iskeleti serbest titreşim rezonans frekans değerleri .....	44
<b>Tablo 4.9</b> REVC ve ivme ölçer dahil serbest titreşim rezonans frekans değerleri .....	45
<b>Tablo 4.10</b> Deneysel ve teorik doğal frekansların karşılaştırılması .....	48
<b>Tablo 4.11</b> PSLV fırlatma sisteminin rasgele titreşim seviyeleri (PSLV, 2005).....	49
<b>Tablo 4.12</b> İTÜ pSAT-1 rasgele titreşim kaynaklı yük faktörleri.....	49
<b>Tablo 4.13</b> İTÜ pSAT-1 sanki-statik g-yükü faktörleri.....	49
<b>Tablo 4.14</b> g-yüklerinin birleştirilmesi.....	49
<b>Tablo 4.15</b> İTÜ pSAT-1 g-yük faktörleri .....	50
<b>Tablo 4.16</b> Statik analiz sonuçları.....	52
<b>Tablo A.1</b> Tüm modlar için eksenlere göre etkin kütleler .....	61
<b>Tablo A.2</b> Her bir eksen için toplam Grms değerleri .....	63

## ŞEKİL LİSTESİ

### Sayfa No

<b>Şekil 2.1</b> Fırlatma evrelerinde ortaya çıkan yükler .....	7
<b>Şekil 2.2</b> Titan IV fırlatma sisteminde ortaya çıkan ivme yükleri (Sarafin, 1995) .....	9
<b>Şekil 2.3</b> İrtifaya göre elektron ve proton yoğunluğu dağılımı (Tribble, 2003).....	11
<b>Şekil 3.1</b> Rasgele titreşim seviyelerinin bulunması: (a) Zamana bağlı rasgele titreşim yükleri, (b) Olasılık yoğunluk grafiği, (c) İvmesel PSD grafiği (Sarafin, 1995) .	21
<b>Şekil 3.2</b> Rasgele titreşim seviyeleri .....	22
<b>Şekil 3.3</b> Tek serbestlik dereceli, tabandan zorlanan sönümlü kütle yay sistemi.....	24
<b>Şekil 3.4</b> Şok seviyelerinin bulunması: (a) Zamana bağlı şok ivme değerleri, (b) Şok ivme yanıtı spektrumu (Wijker, 2004).....	25
<b>Şekil 3.5</b> Fırlatma sistemi şok seviyeleri .....	25
<b>Şekil 4.1</b> SPL genel resmi (Astrofein, 2008) .....	28
<b>Şekil 4.2</b> İTÜ pSAT-1 uydusunun genel görünüşü .....	30
<b>Şekil 4.3</b> Gövde iskeleti modelleri: (a) Revizyon C, (b) Revizyon D .....	30
<b>Şekil 4.4</b> Fırlatma esnasındaki yükler .....	31
<b>Şekil 4.5</b> İTÜ pSAT-1 sınır koşulları.....	32
<b>Şekil 4.6</b> İTÜ pSAT-1 genel sonlu eleman modelleri.....	34
<b>Şekil 4.7</b> İTÜ pSAT-1 sonlu eleman modeli ayrıntıları .....	35
<b>Şekil 4.8</b> Sonlu eleman modeli üzerindeki kısıtlama bölgeleri.....	36
<b>Şekil 4.9</b> Alt köşe ayaktaki hareket kısıtlamaları .....	36
<b>Şekil 4.10</b> REVC birinci rezonans frekansı mod şekli .....	37
<b>Şekil 4.11</b> REVC gövde iskeleti için rezonans frekansı mod şekli (16. mod).....	38
<b>Şekil 4.12</b> REVD birinci rezonans frekansı mod şekli .....	40
<b>Şekil 4.13</b> REVD gövde iskeleti için rezonans frekansı mod şekli (16. mod).....	40
<b>Şekil 4.14</b> Modal testlerde kullanılan uydu gövdesi - REVC .....	42
<b>Şekil 4.15</b> Test düzeneği .....	42
<b>Şekil 4.16</b> REVC gövde iskeletinin serbest titreşim için sonlu eleman modeli.....	43
<b>Şekil 4.17</b> REVC gövde iskeleti birinci rezonans mod şekli (7. mod) .....	44
<b>Şekil 4.18</b> Gövde iskeleti ve ivmeölçer kütlesi birinci rezonans mod şekli (7. mod).....	45
<b>Şekil 4.19</b> Yapı üzerinden ivmeölçer ile ölçülen ivme verisi .....	46
<b>Şekil 4.20</b> Yapı üzerinden kuvvetölçer ile ölçülen kuvvet verisi.....	46
<b>Şekil 4.21</b> Örnek bir frekans tepki fonksiyonu .....	47
<b>Şekil 4.22</b> Koherans fonksiyonu .....	47
<b>Şekil 4.23</b> Ölçülen bazı frekans tepki fonksiyonlarının çizdirilmesi.....	47
<b>Şekil 4.24</b> Statik analizler için yükler ve sınır koşulları .....	51
<b>Şekil 4.25</b> Uydu üzerindeki yer değiştirme dağılımı (Birim: m) .....	53
<b>Şekil 4.26</b> Uydu üzerindeki von Mises gerilme dağılımı (Birim: Pascal) .....	53
<b>Şekil 4.27</b> Rasgele titreşim analizi $1\sigma$ yer değiştirme dağılımı (Birim : m).....	55
<b>Şekil 4.28</b> Rasgele titreşim analizi $1\sigma$ von Mises gerilme dağılımı (Birim : Pa) .....	55
<b>Şekil 4.29</b> Rasgele titreşim analizi $1\sigma$ hız dağılımı (Birim : m/s).....	56
<b>Şekil 4.30</b> Rasgele titreşim analizi $1\sigma$ ivme dağılımı (Birim : m/s <sup>2</sup> ).....	56

## SEMBOL LİSTESİ

$\ddot{x}$	: Ataletsel yük (g-yükü)
$PSD(f_n)$	: Doğal frekans değerine karşılık gelen PSD değeri
$\omega$	: Harmonik hareketin açısal frekansı
$\{X(\omega)\}$	: Harmonik hareketin genlik vektörü
$\{\dot{x}(t)\}$	: Hız vektörü
$\{\ddot{x}(t)\}$	: İvme vektörü
$[K]$	: Katılık matrisi
$[M]$	: Kütle matrisi
$[\Phi]$	: Modal matris
$R_{xx}(\tau)$	: Oto-korelasyon fonksiyonu
$T$	: Periyot
$\omega_n, (n = 1, 2, 3...)$	: Sistemin açısal rezonans frekansları
$f_n$	: Sistemin rezonans frekansları
$\zeta$	: Sistemin sönümlenme katsayısı
$[C]$	: Sönümlenme matrisi
$\{x(t)\}$	: Yer değiştirme vektörü
$\{F(t)\}$	: Yük vektörü
$\tau$	: Zaman kayması
$e$	: Euler sayısı
$g$	: Yer çekimi ivmesi – 9.81 m/s <sup>2</sup>
$j$	: Karmaşık sayı ( $\sqrt{-1}$ )



## BİR UYDUNUN FIRLATMA ESNASINDA MARUZ KALDIĞI YÜKLER ALTINDAKİ YAPISAL DAVRANIŞININ İNCELENMESİ

### ÖZET

Bu çalışmada uyduların üretim aşamasından yörüngedeki görev ömrünün sonuna kadarki aşamalarda karşılaşılabileceği ortamlar hakkında temel bilgiler verilmiş ve bu ortamların uydu üzerindeki olası etkileri aktarılmıştır. Yapısal sistem açısından en kritik ortam olan fırlatma esnasında uyduların karşılaşılabilecekleri ortamlar ve bu ortamlardan kaynaklanan yükler genel olarak aktarılmış ve etkilerin incelenmesi için uygulama alanı olarak da Türkiye'nin ilk üniversite uydu projesi olan İTÜ pSAT-1 (İTÜ pico-Satellite) uydusunun bu yapısal zorlamalara karşı davranışı incelenmiştir.

İlk aşamada uydunun sonlu eleman ağı uydu yapısını yansıtacak şekilde oluşturulmuş ve uydunun fırlatma sistemine yerleşimi göz önünde bulundurularak sınır koşulları tanımlanmıştır. Devamında uydunun modal analizleri yapılarak uydunun doğal frekans değerleri elde edilmiştir. Bu sayede fırlatma sisteminin talep ettiği uydu katılık değerinin sağlandığı gösterilmiştir. Yapılan modal analizlerin doğrulanması amacıyla gövde iskeletinin modal testleri de yapılmıştır.

Takip eden aşamada fırlatma esnasında İTÜ pSAT-1 uydusunun maruz kalacağı statik, rasgele titreşim ve şok yükü zorlamalarının değerleri fırlatma sistemi el kitaplarından sağlanmıştır. Bu yüklerin uyduya nasıl ve hangi noktalardan uygulanacağı belirlenmiş ve uydu hesaplanan ivme yüklerine (g-yükü) maruz bırakılıp statik analizlerle uydunun yapısal davranışı incelenmiştir. Buna ek olarak uydunun rasgele titreşim analizleri de yapılmıştır. Sonuç olarak İTÜ pSAT-1 uydusunun doğal frekans değerleri ile g-yükü altında ortaya çıkan yer değiştirme ve gerilme değerlerinin istenen seviyelerde olduğu görülmüştür.

## **STRUCTURAL BEHAVIOR OF A SATELLITE SUBJECTED TO LAUNCH LOADS**

### **SUMMARY**

In this study all environments which satellite subjected to from product to end of life at the mission are researched, and both of ground and space environments are investigated. It is understood that launch phase is the most critical environment for the structure of the satellite. Therefore in this study structural behavior of a satellite subjected to launch loads are investigated more detailed. As an application İTÜ pSAT-1 the first student pico-satellite project of the Turkey is researched in this study.

First of all, finite element model is created for İTÜ pSAT-1 with boundary conditions which mirror of the configuration at the launcher. Then modal analysis is done to find natural frequency of the satellite. By this mean, the stiffness value of the satellite expected by launcher company is provided. For verification of the modal analysis, modal test is done for the main structure.

After that by using launcher user manual, the mechanical loads which are quasi-static, random vibration and shock loads are defined for the satellite İTÜ pSAT-1. Then application region for this loads are determined and g-loading factors are calculated. By using this g-loading factor, static analysis is performed and observed the structural behavior of the satellite. In addition, random vibration analysis is also performed for the satellite structure. As a result, the deformation and stress distributions of the pico-satellite İTÜ pSAT-1 taken from the static and dynamic (modal and random) analysis results are seem to be in expected levels.

## 1 GİRİŞ

Bu tez çalışmasında uyduların genelde karşılaştıkları ortamlar tanıtılmış ve uydu yapısal sisteminin en çok zorlandığı evre olan fırlatma sürecindeki ortamlar hakkında detaylı bilgiler verilmiştir. Hepsinden önce uydular hakkında genel bilgiler vermek gerekirse uyduları farklı açılardan sınıflandırmak mümkündür; görev yaptıkları yörüngeye göre, görev tipine göre, kütlelerine göre vb. Öncelikle uydular görev yaptıkları yörüngeye göre isimlendirilirler (Larson ve Wertz, 1992):

- Düşük İrtifa Yörünge (LEO: < 2000 km)
- Orta İrtifa Yörünge (MEO: < 35786 km)
- Yer Eşzamanlı Yörünge (GEO: 35786 km)
- Yüksek İrtifa Yörünge (HEO: > 35786 km)

Uyduların isimlendirilmesinde yörüngesinin haricinde görev tipi de kullanılmaktadır. Bazen uydunun üstlendiği görev birden fazla olmakla birlikte genelde asıl görevi ile adlandırılırlar (Griffin ve French, 2004):

- İletişim
- Meteoroloji
- Yer Gözlem
- Uzay Gözlem/Astronomi
- Denizcilik
- Askeri
- Uzay istasyonları vb.

Ek olarak uydular sahip oldukları kütlelere göre de adlandırılmaktadır. Gün geçtikçe mikro ve nano boyutlarda gelişme gösteren günümüz teknolojisi sayesinde uydu kütle ve boyutları da küçülmeye devam etmektedir. Bugünün teknolojisi ile büyük boyutlarda yapılabilen uydu donanımları gelecekte mikro ve nano boyutlara indirgendikçe uydu

boyut ve kütleleri de küçülebilecektir. Kütlelerine göre uyduların aşağıdaki gibi isimlendirilebilir (Larson ve Wertz, 1992):

- Büyük Uydular (> 500 kg)
- Küçük Uydular (< 500 kg)
- Mikro Uydular (< 200 kg)
- Nano Uydular (< 10 kg)
- Piko Uydular (< 1 kg)

Genel olarak bir uydu tanımlanırken yukarıda verilen adlandırmaların hepsi birlikte kullanılır. Örneğin bu tezin de uygulama konusu olan İTÜ pSAT-1 uydusu 600 – 700 km irtifada (LEO), görüntü alma, veri indirme ve mıknatısla pasif stabilizasyon görevlerini yerine getirecek ve en fazla 1 kg kütleyle sahip bir piko uydu olarak tanımlanmaktadır (Cihan ve diğ., 2008). Yukarıda da belirtildiği üzere teknolojiye gelişmeler giderek daha küçük boyut ve kütlelerde uyduların yapılmasına olanak vermektedir. Hem bu nedenden hem de gerçek bir uydu üzerinden uygulama imkanı doğması nedenleriyle bu tezde piko uydu üzerinde çalışılmıştır.

Uyduların istenen yörüngeye hasar görmeden taşınabilmesi için fırlatma sistemleri kullanılmaktadır. Fırlatma sistemleri yerden yörüngeye kadar geçen fırlatma evresi boyunca uydu üzerinde birçok farklı yapısal zorlama yaratmaktadır. Fırlatma sistemi firması tarafından uydu tasarımcısına bu yapısal zorlamaların seviyeleri hakkında bilgi vermekte hatta bu veriler ışığında uydunun yapısal testlerinin yapılmasını talep etmektedir. Aksi durumda fırlatma sistemi, diğer uydulara da zarar verilmesini engellemek için tasarlanan uyduyu kabul etmeyebilmektedir. Bu nedenden ötürü uydu tasarımında fırlatma evresindeki zorlamalar iyi incelenmeli ve tasarıma yansıtılmalıdır (Larson ve Wertz, 1992).

#### *Tezin içeriği:*

Yapılan bu tez çalışmasında öncelikle uyduların üretimden yörüngede görev ömrünün sonuna kadarki ömrü boyunca karşılaşılabileceği fiziksel ortamlar ve bu ortamlarda uyduların maruz kaldıkları yükler aktarılmıştır (Bölüm 2). Bölüm 3'te ise bahsedilen bu ortamlardan yapısal sistem için en kritik olan fırlatma evresindeki yükler ayrıntılı olarak aktarılmış ve bu yüklerin uydu üzerindeki etkilerinin gözlemlenebilmesi için ihtiyaç duyulan analizler özetlenmiştir. Aktarılan bu genel bilgilerden sonra Bölüm 4'te bir

uygulama olarak İTÜ pSAT-1 piko-uydusu ele alınmıştır. Bu kapsamda önce uydunun genel özellikleri verilmiş, sınırı koşulları tanımlanmıştır. Ardından Ocak 2009 içerisinde PSLV (Hindistan) fırlatma sistemi ile yörüngeye ulaştırılması öngörülen uyduya bu fırlatma sisteminin el kitabından edinilen verilerle bir yük uygulanmıştır. ANSYS yazılımı yardımı ile sonlu eleman analizleri yapıp sonuçlar derlenmiştir. Son bölümde ise kısa bir değerlendirmede bulunulmuştur.

## 2 UYDULARIN KARŞILAŞTIKLARI ORTAMLAR

Uydular üretim aşamasından görev yaptıkları yörüngede ömrünü tamamlayana kadar birbirinden farklı ortamlara maruz kalmaktadır. Bu ortamlardan kaynaklanan çeşitli yük durumları uyduyu zorlamaktadır. Temel olarak uyduların karşılaştıkları ortamları ikiye ayırmak mümkündür:

- Yer ortamı
- Uzay ortamı

Takip eden bölümlerde bu ortamlar hakkında daha geniş bilgiler verilmektedir.

Uydu sistemi tasarımında bu ortamlardan kaynaklanan zorlamalar belirlenip hepsine karşı uydu sisteminin dayanımının kanıtlanması gerekmektedir. Genel olarak uydu sistemleri aşağıda maddeler halinde verilen alt sistemlerden oluşmaktadır:

- Yapı alt sistemi,
- Isıl alt sistemi,
- Güç alt sistemi,
- Yörünge ve yönelim belirleme ve kontrol alt sistemi (YYBKS),
- Veri kotarma alt sistemi,
- Haberleşme alt sistemi,
- Faydalı yük alt sistemi.

Tablo 2.1'de bu alt sistemlerin işlevleri özetlenmiştir. Bütün bu alt sistemlerin birbiri ile uyumlu olarak ve beklenen başarımda çalışmaları zorunludur. Aksi durumda uydu sisteminden istenen görevi yerine getirmesi beklenemez. Dolayısı ile uydu sisteminin karşılaşılabileceği ortamlar gerçeğe uygun bir şekilde belirlenmeli ve uydu tasarımında dikkate alınmalıdır.

**Tablo 2.1** Alt sistemler

<b>Alt Sistem</b>	<b>Temel İşlevi</b>
<i>Yapı Alt Sistemi</i>	Temel olarak uydunun yapısal zorlanmalara karşı dayanıklı olmasını ve diğer alt sistemlerin birbirleri ile bağlantısını sağlayan sistemdir.
<i>Isıl Kontrol Alt Sistemi</i>	Uydunun tümünün ve alt sistemlerinin görev süresince sıcaklık değerinin belli sınırlar içerisinde kalmasını sağlayan sistemdir.
<i>Güç Alt Sistemi</i>	Uydunun ihtiyaç duyduğu gücün üretilmesi, düzenlenmesi, diğer sistemlere dağıtılması ve depolanması işlevlerini yerine getirmekle görevli sistemdir.
<i>Yörünge ve Yönelim Belirleme ve Kontrol Alt Sistemi</i>	Uydunun görevi sırasında takip edeceği yörüngeyi saptayan, denetleyen ve yörüngeden sapılması durumunda uydunun tekrar uygun yörüngeye oturtulmasından sorumlu sistemdir.
<i>Veri Kotarma Alt Sistemi</i>	Uydunun görev yaptığı süre boyunca yer istasyonundan gelen verileri alıp diğer alt sistemlere aktarmak ve tersi şekilde uydunun yarattığı tüm sağlık bilgileri ile faydalı yük verilerini bellekte saklamak ve gerektiğinde yer istasyonuna aktarmak gibi görevleri yerine getirir.
<i>Haberleşme Alt Sistemi</i>	Uydunun yer istasyonu ile iletişimini sağlamakla görevli sistemdir.
<i>Faydalı Yük Alt Sistemi</i>	Uydunun ana görevini yerine getirebilmesi için gereken yükleri barındıran sistemdir.

## **2.1 Yer Ortamı**

Uydular yerde iken üretim aşamasından istenen irtifadaki yörüngeye varılıp fırlatma sisteminden ayrıldığı ana kadar geçen süreçlerde birçok farklı ortama maruz kalmaktadır. Bu ortamlar;

- Montaj ve test ortamları,
- Nakliye ortamı,
- Fırlatma ortamı,

olarak sıralanabilir. Bu ortamlar hakkında ayrıntılı bilgiler takip eden alt bölümlerde verilmeyle birlikte bu tezin konusunu da kapsayan fırlatma ortamı daha geniş kapsamlı olarak Bölüm 3'te incelenecektir.

### **2.1.1 Montaj ve test ortamları**

Uydular montaj ve testlerinin yapıldığı tesislerde bir noktadan diğer bir noktaya taşınma, kaldırma, çarpma vb. ortamlardan kaynaklanan statik, titreşim ya da şok yüklerine maruz kalabilmektedirler. Bu çeşit yükler fırlatma ortamı kaynaklı yüklerden daha düşük seviyelerde otaya çıkmaktadırlar. Bununla beraber daha çok bütün yönlerde etkiyebilecek bu yükler ayrı bir değerlendirmeye tabi tutulmadan fırlatma ortamı yük

zarfına dahil edilmektedir. Normal koşullarda montaj ve test ortamlarındaki yükler uydunun her yönünde 1.5 g seviyesinde bir sanki-statik ivme yükü olarak öngörülebilir (Sarafin, 1995).

### **2.1.2 Nakliye ortamı**

Montaj ve test ortamlarındakine benzer olarak uydular montaj tesisinden fırlatma tesisine nakliyesi süresince, nakliye aracının türüne bağlı olmak üzere, titreşim ve şok ortamlarına maruz kalabilmektedir. Yine bu yükler de fırlatma ortamı yüklerinden daha düşük seviyelerde olduğundan fırlatma ortamı kaynaklı yük zarfına dahil edilmektedir. Fırlatma sistemlerinin el kitaplarından edinilebilen nakliye yük seviyeleri, yine uydunun her yönünde olmak üzere, en fazla 2.0 g seviyesinde bir sanki-statik ivme yükü olarak ortaya çıkabilmektedir (Sarafin, 1995).

### **2.1.3 Fırlatma ortamı**

Uydular, fırlatma sistemine montajının yapılmasından sonra kalkıştan uydunun görev yörüngesine varıp fırlatma sisteminden ayrıldığı zamana kadar yüksek sanki-statik, titreşim ve şok yüklerine maruz kalabilmektedirler. Önceki bölümlerde de değinildiği üzere uyduların yapısal olarak en zorlandıkları ortam fırlatma ortamlarıdır. Uydu yapısal tasarım faaliyetleri fırlatma sistemleri el kitaplarından edinilen yük koşulları dikkate alınarak gerçekleştirilmektedir. Bununla beraber fırlatma sistemleri tasarlanan uydunun gönderilmesini kabul etmek için el kitaplarında belirledikleri yük koşullarında gerekli testlerin yapılmasını talep etmektedirler. Öncelikle uydu katılık değerinin fırlatma sisteminin ile uyumlu olduğunun gösterilmesi beklenmektedir. Fırlatma sistemi el kitaplarında sözü edilen gereksinimler genel olarak aşağıda maddeler halinde görülebilir:

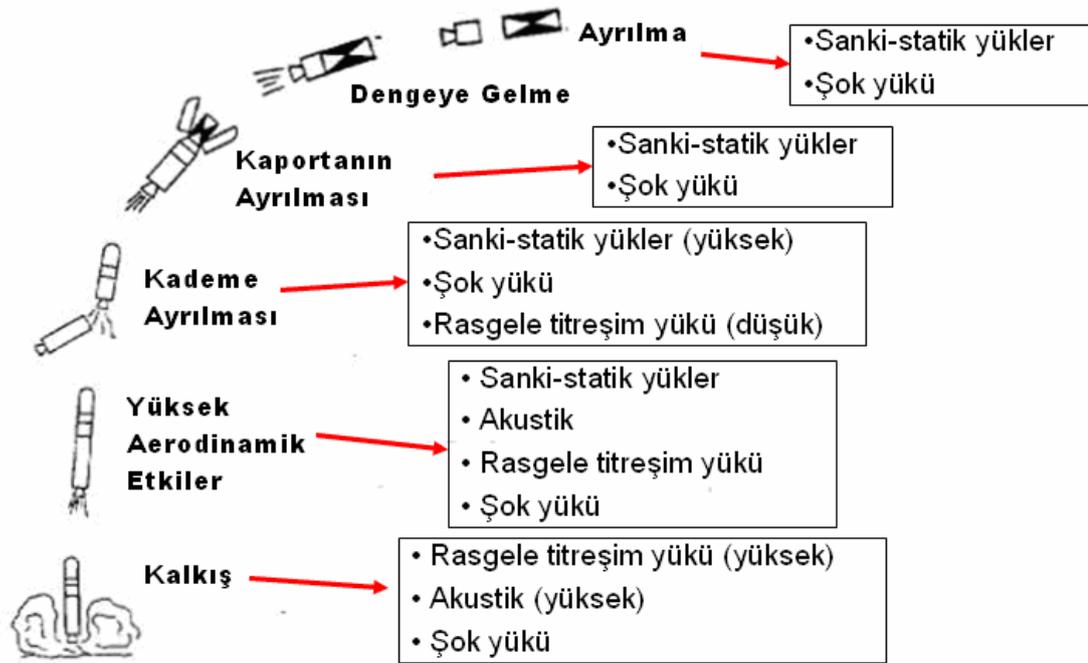
- Katılık gereksinimi (doğal frekans uyumluluğu),
- Sanki-statik (quasi-static) yük,
- Akustik titreşim yükü,
- Rasgele titreşim yükü,
- Şok yükü.

Bölüm 3'te bu yükler ve uydu yapısına etkileri konusunda daha ayrıntılı bilgi verilmektedir. Bununla beraber genel hatları ile fırlatma evrelerine göre bu yüklerin



ortaya çıkışı Şekil 2.1'de verilmektedir. Bu fırlatma evrelerini kısaca tanıtmakta fayda vardır (Sarafin, 1995):

**Kalkış:** Fırlatma sistemi ilk ateşleme anından itibaren roket motorları kaynaklı çok yüksek seviyelerde akustik basınç dalgaları ortaya çıkarmaktadır. Bu basınç dalgaları yerden yansıyarak fırlatma sistemine tekrar ulaşmakta ve yapıda titreşim yaratmaktadır (rasgele titreşim). Akustik kaynaklı bu yükler özellikle güneş paneli, anten gibi kütle yoğunluğu düşük ancak geniş yüzey alanına sahip yapılarda istenmeyen zorlamalara neden olmaktadır. Dolayısı ile akustik kaynaklı yüklerin ana yapının tasarımına etkisi düşük olduğundan göz önünde doğrudan bulundurulmayıp rasgele titreşim yüklerine eklenmesi genel bir yöntem olarak uygulanmaktadır. Yine kalkış evresinde akustik yüklerin yanı sıra mekanik kaynaklı rasgele titreşim yükleri de ortaya çıkmaktadır.



**Şekil 2.1** Fırlatma evrelerinde ortaya çıkan yükler

Bunlara ek olarak kalkış sırasında özellikle motorların ateşlenmesi esnasında anlık (transient) şok yükleri ortaya çıkmaktadır. Yapısal tasarım açısından fırlatma sisteminin kalkış evresinde rasgele titreşim yükleri dikkate alınıp Güç Spektral Yoğunluk (PSD- Power Spectral Density) analizleri yapılır. Bu konularda daha ayrıntılı bilgi Bölüm 3'te aktarılmaktadır.

**Yüksek aerodinamik etkiler:** Fırlatma sistemi, ses hızı civarında (transonik süreç) karmaşık bir yük ortamı içinde bulunmaktadır. Şok dalgaları oluşmakta ve fırlatma sisteminin üzerine etkileyen aerodinamik basınçlar değişim göstermektedir. Şok dalgalarının enerji ve konumları fırlatma sisteminin yapısına bağlı olarak ani ve rasgele bir şekilde değişmektedir. Bu nedenle, uydu ile karşılaştırıldığında aerodinamik etkiler fırlatma sistemi kaportasının tasarımı açısından daha önemlidir.

Fırlatma sistemi, aerodinamik etkilerin etkisi altında bir giriş gibi eğilmektedir. Fırlatma sisteminin kaportası sayesinde uydu aerodinamik etkilere doğrudan maruz kalmaktan kurtulmakta ancak sistemin aerodinamik etkilere tepkisi olan düşük frekanslı eğilme titreşimi yükünden etkilenmektedir. Bu etkilenme uyduda yanal yönde yükleme olarak ortaya çıkmaktadır.

**Kademenin ayrılması:** Fırlatma sistemleri genelde birden fazla kademedan oluşmaktadır. Kademelerdeki yakıt tükendiğinde piroteknik aletler yardımıyla kademeler birbirinden ayrılmaktadır. Her yakıt tükenmesi sonrası roket motorları durdurulmakta ve ayrılma gerçekleşmektedir. Hemen ardından diğer kademenin roket motorları ateşlenmekte ve yükselmeye devam edilmektedir. Tüm bu süreç boyunca düşük frekanslı anlık şok yükleri ortaya çıkmaktadır. Bununla beraber fırlatmanın bu evresinde en yüksek eksenel sanki-statik ivme değerlerine ulaşılmaktadır. Uydu tasarımında da bu değerler dikkate alınmaktadır.

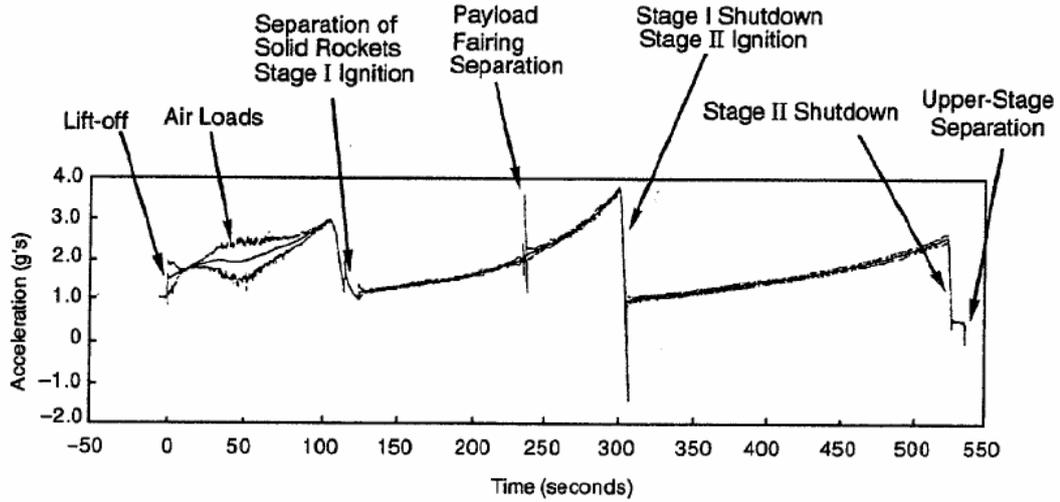
**Kaportanın ayrılması:** Fırlatma sistemi yeterli yüksekliğe ulaştığında atmosfer yeterince seyrelir ve uydunun artık aerodinamik ve ısı etkilerden korunmaya ihtiyacı kalmaz, bu nedenle koruyucu kaporta piroteknik aletlerle fırlatma sisteminden ayrılır. Ayrılma sırasında bütün yönlerde kaporta ile fırlatma sisteminin arayüzünde şok yükleri oluşmaktadır.

**Dengeye gelme:** Kaportadan ayrıldıktan sonra fırlatma sistemi yükselmeye devam eder. Bununla beraber son evreden önce fırlatma sistemi ve uydu kararlı bir duruma geçerler. Bu sayede uydu sistemden ayrılırken ortaya çıkabilecek olası olumsuzlukların önüne geçilir.

**Faydalı yükün ayrılması:** Fırlatma sistemi istenen yörüngeye ulaştığında son kademesini uydudan ayırır. Genellikle bu ayrılma yine piroteknik aletler yardımı ile gerçekleştirilir. Uydu en yüksek şok yüküne bu evrede maruz kalmaktadır. Ayrılma yüzeyine yakın donanımlarda şok yükü etkisi fazla iken buradan uzaklaştıkça bu etki

azalmaktadır. Piroteknik gibi yüksek şok yükü yaratan ayrılma sistemleri yerine daha düşük yük ortamı ortaya çıkaran sistemler üzerine çalışmalar sürdürülmektedir.

Şekil 2.2'de fırlatma süresince ortaya çıkan ivme yükleri Titan IV fırlatma sistemi örneği ile verilmiştir. Bu fırlatma sistemi iki kademededen oluşmaktadır.



Şekil 2.2 Titan IV fırlatma sisteminde ortaya çıkan ivme yükleri (Sarafin, 1995)

## 2.2 Uzay Ortamı

Uydu fırlatma sisteminden ayrıldığı andan itibaren yerdeki farklı ortamlarda bulunmakta ve görevini bu ortamlarda yerine getirmektedir. Yer ortamında daha çok yapı alt sistemi zorlanırken uzay ortamında bütün alt sistemlerin zorlandığı görülebilmektedir. Genel olarak görev sırasında karşılaşılan uzay ortamları aşağıda maddeler halinde sıralanmıştır (Tribble, 2003):

- Vakum ortamı,
- Radyasyon ortamı,
- Mikro-göktaşları ve uzay çöpleri ortamı,

Uzay ortamı türlerini arttırmak mümkündür. Ancak bunların ayrıntılı olarak vermek tezin konusundan sapmayı gerektireceğinden önemli olanları burada verilmiş ve uyduya etkileri konusunda kısaca bilgiler aktarılmıştır. Uzay ortamları konusunda daha ayrıntılı bilgilere verilen kaynaklardan erişilebilir.

### 2.2.1 Vakum ortamı

Atmosfer basıncının seviyesi, 100 km yükseklikte bile deniz seviyesindeki değerin çok daha altına düşmektedir ( $<10^{-5}$  atmosfer). Atmosferin daha yüksek irtifalarında görevini yerine getiren uzay araçlarının çevresini saran, dünya yüzeyine göre çok daha düşük basınçlı bu ortama vakum ortamı denmektedir. Vakum ortamının uydu tasarımına etkisi göz önüne alınırken öncelikle yapıya etkisi düşünülmelidir. Bu çerçevede malzeme seçimi ve ısıl denetim konularında vakum ortamının etkisi önem kazanmaktadır. Vakum ortamında bulunan birçok malzemede kütle kaybı görülmektedir. Yüksek basınç altında malzemede rahatlıkla barınabilen uçucu kimyasallar, vakum ortamında malzemeden gaz halinde ayrılmaktadır (outgassing). Bu gaz çıkışı süreci sonunda malzeme özelliğinde tasarımı etkileyebilecek değişiklikler oluşabilmektedir. Vakum ortamında gerçekleşen bu gaz çıkışı olayı sayesinde ısıl denetim yüzeyleri, güneş panelleri, optik yüzeyler vb. gibi hassas yüzeylerde ince zar şeklinde bir katman oluşup yüzeylerde kirlenmeye neden olabilir. Bu kirlenme yüzünden uzay aracının ısıl ve optik özelliklerinde bir bozukluk oluşabilir. Bütün bu nedenlerden ötürü uzay aracının yüzeylerinin temizliği ve vakum ortamına uygunluğu konusuna dikkat edilmeli ve tasarım buna göre yapılmalıdır (Tribble, 2003).

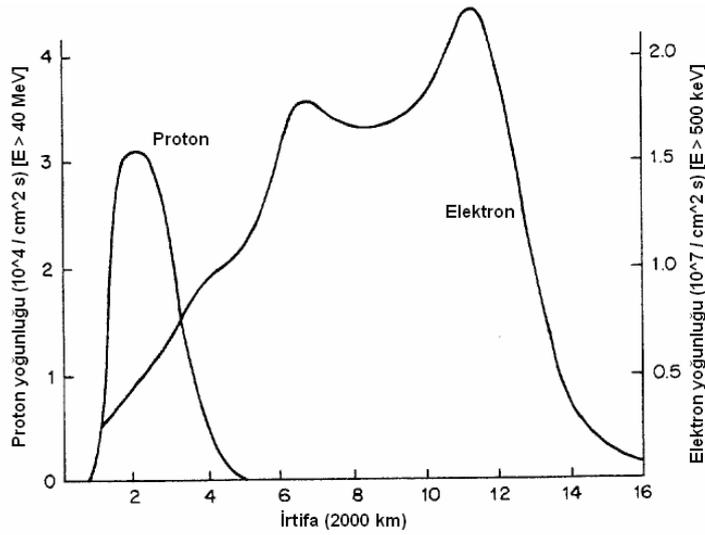
Genel olarak gaz çıkışı sürecinin uzay aracına etkilerini aşağıdaki gibi sıralayabiliriz (ECSS-E-10-04A, 2000):

- Hassas yüzeylerde parçacıkların birikmesi ile oluşacak etkiler;
  - Isıl ve optik özelliklerin değişmesi (iletim, soğurma vb.),
  - Mekanizmalar için sürtünme özelliğinin değişmesi,
  - Elektriksel özelliklerin değişmesi (yüzeyin iletkenliği, foton-saçılımı vb.).
- Diğer yüzey ya da malzemeler ile tepkimeye girmesiyle oluşacak etkiler;
- Algılayıcılarda ölçüm hatalarına neden olacak etkiler;
  - Işık saçılımı (yıldız algılayıcılarının etkilenmesi),
  - Işığın soğurulması,
  - Saçılan gazlar yüzünden optik bozuntuların oluşması.

### 2.2.2 Radyasyon ortamı

Herhangi enerji yüklü tanecikler (elektron, proton, nötron, ağır iyon) ya da fotonlar (gamma ve X ışınları vb.) radyasyon olarak nitelendirilmektedir. Cisimlerin içine nüfuz eden radyasyon, başta malzeme özelliklerinin değişmesi olmak üzere çeşitli etkilere neden olabilmektedir. Radyasyon, güneş panellerinin güç üretiminde bozukluk, panellerden yanlış sinyal gönderilmesi ya da tekil olay etkisi olarak bilinen taneciklerin elektronik aletlerle anlık çarpışması sonucu hasarların meydana gelmesi gibi çeşitli etkilere neden olabilmektedir (Tribble, 2003).

Uzay aracının karşılaşılabileceği radyasyon ortamı beslendikleri kaynaklar ve bulunulan yörüngeye göre farklılık gösterebilmektedir. Öncelikle dünya yörüngesinde görev yapan uzay araçları irtifaya göre farklı radyasyon kuşaklarına maruz kalmaktadır. Bunun haricinde güneş patlamaları ve diğer güneş sistemlerinden gelen ağır iyonlar farklı şiddetlerde radyasyon ortamları yaratabilmektedir. Şekil 2.3'te irtifaya göre uyduların maruz kalabileceği elektron ve proton yoğunlukları görülebilmektedir.



Şekil 2.3 İrtifaya göre elektron ve proton yoğunluğu dağılımı (Tribble, 2003)

Radyasyon ortamını oluşturan taneciklerin, öncelikle dış kaplamalarda ya da yapının herhangi bir yerinde kullanılan malzemelerin atomik yapısına etkiyerek malzeme özelliklerinde hasara yol açtığı söylenebilir. Bununla beraber radyasyon ortamını yaratan enerji yüklü tanecikler, elektronik aletlerde enerji birikmesine neden olup bu aletlerin doğru çalışmasına engel oluşturabilmektedir. Radyasyon ortamının uydulara etkisi enerji birikimi ile iyonlaşma ya da atomların yerinden oynaması gibi sürekli etkileme şeklinde olabildiği gibi tek bir taneciğin anlık etkilemesi sonucu elektronik

donanımlarda geçici ya da kalıcı olarak hasar vermesi şeklinde de olabilmektedir. Radyasyon ortamının insan sağlığına verdiği zararı göz ardı edersek uzay aracı tasarımında dikkate alınacak radyasyon etkileri aşağıdaki gibi sıralanabilir:

*Toplam iyonlaşma miktarı etkisi:* Her malzemede birikebilecek toplam enerji miktarı farklıdır. Enerji birikmesi, uzun süreler sonunda elektronik aletlerin özelliklerinde değişikliğe yol açıp yanlış çalışmasına neden olmakta dolayısı ile uzay aracının ömrünü doğrudan etkilemektedir. İyonlaşma enerjisi birikiminin kaynağı olarak Van Allen radyasyon kuşağındaki proton ve elektronlar ile güneş patlamalarından gelen protonlar gösterilebilir. Elektronik donanımların ve diğer malzemelerin iyonlaşma etkisinden korunması için daha dayanıklı malzemelerle kaplanması gerekmektedir. Örneğin, alüminyum kaplamalar elektron ve düşük enerjili protonlara karşı iyi koruma sağlarken yüksek enerjili (>30 MeV) protonlara karşı zayıf kalmaktadır.

*Yer değiştirme hasarı etkisi:* Radyasyonun malzemenin normal kafes sisteminde atomların yer değiştirmesine neden olması durumudur. Kafes sisteminden atomun fırlaması ile boşlukların oluşması ve bunun sonucu olarak da yarı oluşumu gözlenebilmektedir. Hasarlı bölgelerin artması aletlerin özelliklerinin değişmesine ve başarımlarının düşmesine neden olmaktadır. Atomların yer değiştirmesinin ana kaynağı yüksek enerjili protonlardır. Bundan farklı olarak elektronların atomların yer değiştirmesine etkisi yok denecek kadar azdır. Yer değiştirme hasarı özellikle güneş panellerini etkileyip direncin artıp güç üretiminin düşmesine neden olabilmektedir. Bu etkiden de korunmanın en basit yolu yine kaplamalardan yararlanmaktır. Bunun haricinde özellikle ağırlıktan tasarruf etmek için radyasyona daha dayanıklı malzemelerden üretilen güneş panelleri pahalı da olsa seçilebilir.

*Tekil olay etkisi:* Radyasyon ortamını oluşturan taneciklerden bir tanesinin özellikle yarı iletken özellikteki aletlere çarpması neticesinde aletlerde geçici ya da kalıcı hasar oluşabilmektedir. Tekil olay etkisi, taneciğin enerjisinin şiddetine göre üç farklı şekilde görülmektedir:

- Tekil olay sıkıntısı: Dijital özellik taşıyan alete çarpan enerji yüklü taneciğin elektronik devrenin sadece mantık durumunda hasara neden olmasıdır. Bu anlık ve geçici bir etki olup sistem yeniden başlatıldığında düzelme sağlanmaktadır.

- Tekil olay kilitlenmesi: Yüklü taneciğin elektronik devrenin mantık durumunda kalıcı değişikliğe neden olduğu durumdur. Bu durumda elektronik alet çalışabilir, ancak hatalı işlem yapar.
- Tekil olay tükenişi: Bu durumda elektronik alet fiziksel olarak da kalıcı hasara uğrar. Güç sisteminde kısa devre oluşturup tüm sistemin çalışamaz duruma geçmesine neden olabilir.

Sonuç olarak radyasyon ortamını yaratan tanecikler ve fotonlardan korunmak için öncelikle radyasyona dayanıklı kaplamaların kullanılması gerekmektedir. Sürekli etkilerin yanı sıra anlık etkilerden de korunmak amacı ile uyduda kullanılacak donanımlar tekil olay sıkıntısı ve kilitlenmesine dayanıklı olanlar arasından seçilmelidir. Bunların haricinde çok büyük ölçekli tasarımlarda özellikle güneş panelleri ve elektronik sistemler için yedek sistemler tasarlanmalıdır.

### **2.2.3 Mikro-göktaşları ve uzay çöpleri ortamı**

Dünya yörüngesindeki herhangi bir uzay aracının, mikro-göktaşları ya da diğer uzay araçlarından kaynaklan uzay çöpleri ile karşılaşma ve çarpışma olasılığı yüksektir. Bu parçalar çok yüksek hızlara sahiptir.

Mikro-göktaşları diğer büyük göktaşları ve kuyruklu yıldızlardan ayrılıp dünya yörüngesine yerleşmiş doğal, küçük boyutlara sahip katı parçalar olarak tanımlanabilir. Göktaşları 11.1 ila 72.2 km/s arasında değişen hızlara sahiptir. Bununla beraber çarpışma hızı ortalama olarak 19 km/s olmaktadır.

Uzay çöpleri ise insan yapımı araçlardan kaynaklanan, herhangi aktif görevi bulunmayan yörüngede serbestçe dolanan katı parçalardır. Genellikle kullanım dışı uzay araçları, fırlatıcı ünitelerin üst kademeleri, katı yakıt parçaları, çarpma sonucu ortaya çıkan parçalar vb. gibi insan yapımı katı kütleler uzay çöplerine örnek olarak verilebilir. Dünya yörüngesi incelendiğinde var olan parçaların % 90'ını insan yapısı uzay çöpleri oluşturmaktadır. Boyutları 1 cm'den daha büyük uzay çöplerinin sayısının 30.000 ile 130.000 arasında değiştiği tahmin edilmektedir. LEO irtifada boyutları 10 cm'den, GEO irtifada ise boyutları 1 m'den büyük parçalar sürekli izlenmektedir.

Hem mikro-göktaşlarının hem de uzay çöplerinin uzay aracı ile çarpıştığındaki etkisi parçanın boyutuna, kütle yoğunluğuna, hızına, çarpma yönüne ve uzay aracının kaplama malzemesine bağlı olarak değişmektedir.

Küçük parçalar (<1 mm) dış yüzeylerde küçük kraterler ve çukurlar oluşturarak optik, elektriksel, ısı, kaplama ya da benzeri özelliklerde istenmeyen seviyelerde değişime neden olabilmektedir. Daha büyük parçalar ise yüzeylerde delikler açıp yapıya ya da kullanılan aletlere kalıcı zararlar verebilmektedir.

Mikro-göktaşı ve uzay çöplerinin uzay aracına çarpması başta yapıya hasar vermek üzere çeşitli etkilere neden olmaktadır. Aşağıda mikro-göktaşı ve uzay çöplerinin uzay aracına çarpmasından kaynaklanacak olası etkiler örnekleri ile maddeler halinde sıralanmıştır:

- *Mikro ölçekli çukur oluşumu*; algılayıcılarda bozuntu, yüzey erozyonu
- *Çukur oluşumu*; kaplamalarda hasar, güneş panellerinin kısa devre yapması
- *Yerel plazma oluşumu*; yük boşalmasını başlatma
- *Darbe etkisi*; yönelimin bozulması
- *İç duvarda parçalanma*; sistemlerde kullanılan aletlerde hasar
- *Dış duvarın delinmesi*; yapıda hasar, sıvı ya da gaz kaybı
- *Patlama ya da yırtılma*; basınçlı kısımlara etki yapar,
- *Kalıcı yapısal hasar*; yapılarda görevi etkileyecek hasar oluşumu.

Temel olarak mikro-göktaşı ve uzay çöplerinden korunmanın en basit yöntemi malzemelerin kaplanmasıdır. Bununla beraber uyduda kaplama yapılarak verimli bir korunma ancak küçük parçalar (< 0.1 mm) için sağlanabilmektedir. Daha büyük parçalardan korunmak için kaplama yeterli olmamakta ve uydu kaybedilmektedir. Yapılacak tasarımda çarpma olasılığını düşürme ya da kalıcı hasar seviyesini azaltma yönünde bir geliştirme olabilmektedir. Öncelikle uzay aracının hızının yönünde hassas yüzey kullanımından kaçınılması bir çözüm olarak görülebilir. Bunun haricinde mikro-göktaşı ve uzay çözü yoğunluğunun en az olduğu yörüngenin seçilmesine özen gösterilebilir.

Yukarıda aktarılan uzay ortamları ve uyduya olası etkileri hakkındaki genel bilgiler aşağıda verilmektedir (Tablo 2.2). Önceki bölümlerde de değinildiği gibi uzay ortamı türlerini arttırmak mümkündür. Ancak tezin konusu itibarıyla asıl odaklanılan fırlatma ortamındaki uydunun yapısal davranışının incelenmesidir. Diğer uzay ortamları, uydulara etkileri ve bunlardan korunma yöntemleri konusunda verilen kaynaklar incelenebilir.



**Tablo 2.2** Uzay ortamı türleri

<b>Ortam</b>	<b>Uydulara etkisi</b>
Vakum ortamı	Gaz çıkışı (outgassing), Algılayıcıların kirlenmesi
Radyasyon ortamı	Enerji birikmesi, Malzemelerde hasar/performans kaybı, Tekil olay etkileri
Mikro-göktaşları ve uzay çöpleri ortamı	Çukur oluşumu, Yerel plazma oluşumu, Yönelim kaybı, iç ve/veya dış duvarların delinmesi, Basıncılı birimlerin patlaması, Kalıcı yapısal hasar oluşumu

### 3 YAPISAL YÜKLERİN İNCELENMESİ

Önceki bölümlerde de belirtildiği üzere uydular yapısal açıdan en büyük zorlamaya fırlatma esnasında maruz kalmaktadır. Bununla beraber özellikle uydunun fırlatma tesisine nakliyesi sırasında da dikkate alınması gereken yükler ortaya çıkabilmektedir. Bu bölümde fırlatma esnasında ortaya çıkan yüklerin uydu yapısal sistemine nasıl etki edeceği ve gerekli hesaplamalarının nasıl yapılabileceği konularında bilgi verilecektir. Öncelikle, anımsatma maksadıyla, fırlatma evrelerinde ortaya çıkan yükler Tablo 3.1'de verilmektedir.

**Tablo 3.1** Fırlatma evrelerindeki yük çeşitleri

Fırlatma Evresi	Sanki-Statik Yük	Rasgele Titreşim Yükü	Akustik Yük	Şok Yükü
Kalkış	+(düşük)	+(yüksek)	+(yüksek)	+
Yüksek aerodinamik etki	+	+	+	+
Kademe ayrılması	+(yüksek)	+(düşük)	+(düşük)	+
Kaportanın ayrılması	+	-	-	+
Faydalı yükün ayrılması	+	-	-	+

Burada dikkat edilmesi gereken önemli bir nokta fırlatma sisteminin uydudan talep ettiği en düşük katılık gereksiniminin karşılanmasıdır. Tasarımı yapılan uydu bu gereksinimi karşılayamadığı takdirde fırlatma sistemi tarafından kabul edilmeyebilmektedir. Yukarıda verilen yüklerin yapı üzerindeki etkisi ancak bu katılık gereksinimi karşılanabildikten sonra incelenmelidir. Takip eden bölümlerde uydunun karşılaşıacağı yükler açıklamaları ile birlikte aktarılmaktadır.

Yükler incelenirken DNEPR (Rusya) ve PSLV (Hindistan) fırlatma sistemlerinin verileri dikkate alınmıştır. Bunun nedeni bu tezin uygulama konusu olan İTÜ pSAT-1 uydusunun gönderileceği olası fırlatma sistemlerinin bu iki fırlatma sistemi olmasıdır.

### 3.1 Katılık Gereksinimi

Yukarıda da belirtildiği üzere bir uydunun fırlatma sistemi tarafından istenen yörüngeye gönderilebilmesi için fırlatma sisteminin talep ettiği en düşük katılık gereksiniminin sağlanması gerekmektedir. Bu sayede fırlatma sistemi ile uydunun doğal frekanslarının çakışması ve rezonans oluşması engellenmiş olur. Bununla beraber uydu dinamik yüklere maruz kalmakta ve dinamik yüklerin incelenmesinde modal analiz sonuçları büyük önem kazanmaktadır. Tüm bunlar bir araya getirildiğinde uydu yapısının incelenmesinde öncelikle uydunun katılığının (doğal frekansının) istenen seviyelerde olup olmadığına bakılması gerekmektedir. Tablo 3.2'de DNEPR ve PSLV fırlatma sistemlerinin katılık gereksinimleri görülmektedir.

**Tablo 3.2** Fırlatma sistemleri katılık gereksinimleri

Fırlatma Sistemi	Eksenel (Hz)	Yanal (Hz)
DNEPR	20	10
PSLV		
• Birincil Yük	35	20
• İkincil Yük	90	45

Fırlatma evresinde karşılaşılan ortamlar genellikle dinamik titreşim yük ortamlarıdır. Titreşim ortamlarının analizlerinde sistemin katılığı büyük önem arz etmektedir. Modal analizler sonucunda bulunan uydunun doğal frekans seviyelerinde zorlamalara maruz kalması durumunda uydu rezonansa girebilmekte ve sistem beklenmedik şekilde başarısızlığa uğrayabilmektedir. Modal analizlerle sistemin doğal frekans verileri ile birlikte mod şekilleri de elde edilmekte ve sistemin gelen yüklere karşı davranışı tahmin edilebilmektedir.

Öncelikle sistemin genel hareket denklem sistemini yazalım;

$$[M]\{\ddot{x}(t)\} + [C]\{\dot{x}(t)\} + [K]\{x(t)\} = \{F(t)\} \quad (3.1)$$

Burada  $t$  zamanı olmak üzere;

- $[M]$ : kütle matrisi,
- $[C]$ : sönümlenme matrisi,
- $[K]$ : katılık matrisi,
- $\{\ddot{x}(t)\}, \{\dot{x}(t)\}$  ve  $\{x(t)\}$ : sırasıyla ivme, hız ve yer değiştirme vektörleri,

- $\{F(t)\}$ : yük vektörünü göstermektedir.

Eğer sistemde sönümlenmenin ve herhangi bir dış zorlamanın olmadığını varsayarsak Denklem (3.1) aşağıdaki homojen denklem sistemi halini alır.

$$[M]\{\ddot{x}(t)\} + [K]\{x(t)\} = 0 \quad (3.2)$$

Bu denklem sisteminin yer değiştirme ve ivme vektörleri için aşağıda verilen harmonik çözüm kullanılırsa;

$$\{x(t)\} = \{X(\omega)\} \sin(\omega t) \quad (3.3)$$

Burada;

- $\{X(\omega)\}$ : harmonik hareketin genlik vektörü,
- $\omega$ : harmonik hareketin açısal frekansı.

Denklem (3.3)'ün iki kere türevi alınır ve Denklem (3.2)'de bilinenler yerine konursa;

$$([K] - \omega^2[M])\{X(\omega)\} = 0 \quad (3.4)$$

elde edilir. Bu denklem sisteminin sadece  $\{X(\omega)\} \neq 0$  olması halinde sıfırdan farklı çözümü bulunmaktadır. Bu da katsayı matrisinin determinantının sıfır olması ile mümkündür:

$$\det([K] - \omega^2[M]) = 0 \quad (3.5)$$

Bu öz-değer probleminin çözümü iki sonuç ortaya çıkarmaktadır:

1. Bulunan tüm öz-değerler  $[\omega_n^2, (n=1,2,3...)]$  sistemin açısal doğal frekans değerlerini vermektedir. Genel olarak doğal frekans değerleri de Denklem (3.6) 'da verildiği gibi bulunur:

$$f_n = \frac{1}{2\pi} \omega_n \quad (3.6)$$

2. Elde edilen öz-değerler ile de öz-vektörleri yani bu doğal frekans değerlerinde sistemin doğal hareketini bulmak mümkündür ( $[\Phi]$ : Modal matris).

Modal analizle ilgili daha ayrıntılı bilgiler Wijker (2004) ve Thomson (1997) kaynaklarında verilmektedir.

Basit az sayıda serbestlik derecesine sahip sistemler için analitik çözümler bulunabilir. Ancak uydu gibi hassas sistemler için bu yöntem yeterli olmamaktadır. Sonlu Elemanlar Yöntemini kullanan yazılımlar yardımıyla çok serbestlik derecesine sahip sistemler oluşturulmakta ve daha gerçekçi sonuçlar elde edilmektedir.

### 3.2 Sanki-Statik Yük

Sanki-statik yükler Tablo 3.1'den de görüldüğü üzere fırlatma sürecinin tüm evrelerinde ancak farklı seviyelerde ortaya çıkmaktadır. Bu yüklerin seviyesi zamanla çok az değişmekte ve bu değişim de sistemin doğal frekans değerinden düşük seviyelerde olmaktadır. Dolayısı ile bu yükler için sistemde dinamik bir yanıt ortaya çıkmamaktadır. Gerçekte dinamik olan bu ortam için statik durum kabulü yapıldığından bu ortama sanki-statik yük ortamı denmektedir (NASA-STD-5002, 1996).

Tablo 3.3'te DNEPR ve PSLV fırlatma sistemlerinin fırlatma evrelerinde ortaya çıkan en yüksek aksenal ve yanal yük faktörü seviyeleri verilmektedir. Burada verilen  $g$  yer çekimi ivmesini göstermekte ve değeri de  $9.81 \text{ m/s}^2$ 'dir. Tabloda verilen değerler kullanılıp sistemin basitleştirilmesi ve basit mukavemet analizlerinin yapılması mümkündür. Bununla beraber bu yükler altında uydu yapısı üzerindeki gerilme ve yer değiştirme dağılımının daha sağlıklı elde edilebilmesi için yine Sonlu Elemanlar Yöntemini kullanan yazılımlardan yararlanılması faydalı olmaktadır.

**Tablo 3.3** Fırlatma sistemleri yük faktörü gereksinimleri

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

Genel yaklaşım nakliye ortamı kaynaklı yüklerin de fırlatma evresindeki yüklerle birleştirilmesidir. Eğer fırlatma sistemi kaynaklı yanal yükler DNEPR'da olduğu gibi düşük seviyelerde ise nakliye yük faktörü yanal yük olarak girilir. Bununla beraber genelde nakliye ortamı yük faktörleri en fazla;

- Eksenel: 1.5 g
- Yanal: 2.0 g seviyelerinde ortaya çıkmaktadır.

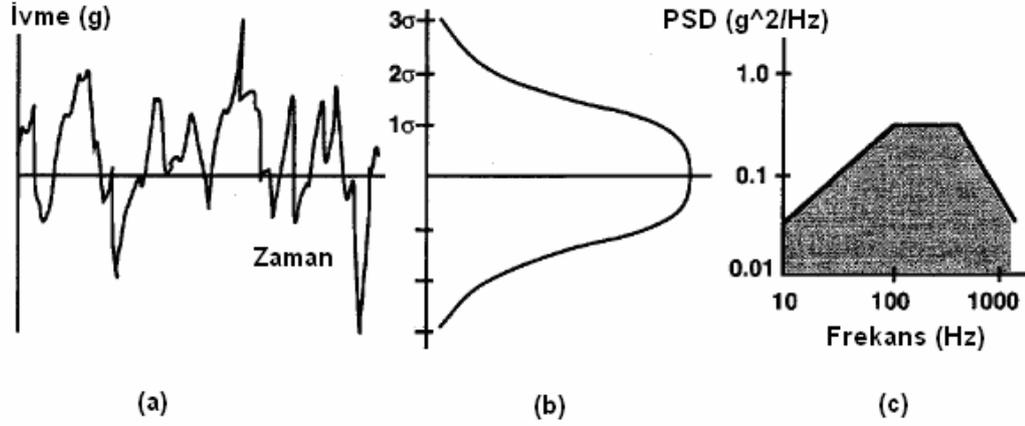
Sanki-statik yüklerin uydu sistemi üzerindeki analizlerinde yukarıda belirtilen yük faktörleri yapıya belirtilen eksenlerde ataletsel g-yükü olarak uygulanmaktadır. Genellikle bu g-yükleri her üç dik eksen (1 eksenel, 2 yanal) boyunca aynı anda uygulanmaktadır (NASA-STD-5002, 1996).

### **3.3 Rasgele Titreşim Yüğü**

Fırlatma süresince uydu birçok rasgele yük ortamlarına maruz kalmaktadır. Bu ortamlar tarafından yaratılan dinamik yükler uydu sistemine rasgele etki edebilmektedir. Bu tür rasgele titreşim yük kaynaklarına örnek olarak roket motorunun yüksek frekanslı salınımı, roket yapısına aerodinamik etkilerin etkimesi ve ses basıncının uydu yüzeyine etkilemesi verilebilir (NASA-STD-5002, 1996).

Rasgele titreşim analizlerinde öncelikle yükün tanımlanması gerekmektedir. Rasgele titreşim yükleri doğası gereği kesin olarak tahmin edilemeyen bir karakterde olduğundan istatistiksel yöntemlere başvurulur. Yukarıda da belirtildiği üzere rasgele titreşim yüklerinin kaynağı mekanik ve akustik olabilmektedir. Bununla birlikte bu rasgele yüklerin fırlatma sistemi ile uydu arayüzünden etki ettiği kabul edilmektedir (Wijker, 2004).

İstatistiksel yöntemlerin mekanik sistemlere uygulanması konusunda birçok kaynaktan yararlanılabilir. Bu tezin konusunu kapsamadığından burada istatistiksel yöntemlerin detaylarına girilmeyecektir. Ancak özellikle Lutes ve Sarkan (2004) tarafından yapılan tanımlamalar ve birçok uygulama incelenebilir. Bununla beraber fırlatma sistemleri tarafından verilen rasgele titreşim seviyeleri bilgisinin nasıl kullanılacağıın bilinmesi gerekmektedir.



**Şekil 3.1** Rasgele titreşim seviyelerinin bulunması: (a) Zamana bağlı rasgele titreşim yükleri, (b) Olasılık yoğunluk grafiği, (c) İvmesel PSD grafiği (Sarafin, 1995)

Şekil 3.1'de zamana bağlı ortaya çıkan rasgele titreşim yüklerinden frekansa bağlı ivmesel PSD grafiğine dönüşüm gösterilmiştir (Larson ve Wertz, 2006). Bu dönüşümün kısaca matematiksel açıklamasının verilmesinde fayda vardır. Eğer  $x(t)$  zamana bağlı rasgele titreşim yük fonksiyonu (Şekil 3.1-a) ise oto-korelasyon (autocorrelation) fonksiyonu;

$$R_{xx}(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T x(t)x(t+\tau)dt \quad (3.7)$$

Burada;

- $R_{xx}(\tau)$ : oto-korelasyon fonksiyonu
- $\tau$ : zaman kayması
- $T$ : periyot

Frekans alanındaki spektral yoğunluk değerini bulabilmek için zamana bağlı oto-korelasyon fonksiyonunun Fourier dönüşümü alınır.  $PSD_{xx}(\omega)$ , PSD fonksiyonu olmak üzere;

$$PSD_{xx}(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} R_{xx}(\tau)e^{-j\omega\tau}d\tau \quad (3.8)$$

Burada  $\omega$ , açısal frekansı,  $j$  (i)se karmaşık sayıyı göstermektedir.

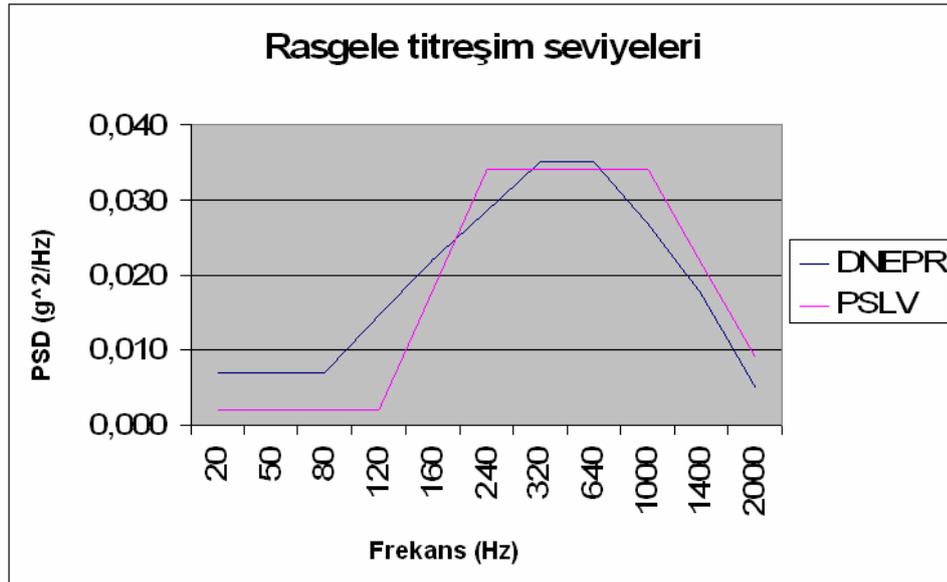
Şekil 3.2'de DNEPR ve PSLV fırlatma sistemlerinin el kitaplarından edinilen rasgele titreşim seviyeleri görülebilir. Burada verilen PSD değerlerinin uydu sistemine

uygulanabilecek bir veriye dönüştürülmesi gerekmektedir. Sisteme uygulanacak yük faktörlerinin belirlenmesinde Miles yaklaşımı yaygın olarak kullanılmaktadır (Sarafin, 1995). Bu yöntemde tüm sistem tek serbestlik dereceli bir sistem olarak kabul edilmekte ve her eksen için belirlenen yük faktörü sisteme ataletsel yük olarak uygulanmaktadır. Miles denklemi aşağıdaki gibi verilmektedir:

$$\ddot{x} \cong \sqrt{\frac{\pi}{4\zeta} f_n PSD(f_n)} \quad (3.9)$$

Burada;

- $\ddot{x}$  : ataletsel yük (g-yükü)
- $\zeta$  : sönümlenme katsayısı
- $f_n$  : sistemin doğal frekansı
- $PSD(f_n)$  : doğal frekans değerine karşılık gelen PSD değerini göstermektedir.



Şekil 3.2 Rasgele titreşim seviyeleri

Miles denkleminde elde edilen veriden de anlaşılacağı üzere rasgele titreşim yükleri uyduya doğal frekans değerinde hesaplanan g-yükü olarak uygulanmaktadır. Şekil 3.2'den de görülebileceği gibi PSD değeri frekansa bağlı olarak değişmektedir. Uydusu sistemi açısından en kritik zorlama kendi doğal frekans değeri civarında gerçekleştiğinden bu frekanstaki PSD değerleri kullanılmakta ve sistemin statik



analizleri yapılmaktadır. Ancak doğal frekans değerlerinin rahatlıkla belirlenmediği ya da bir çok değer ortaya çıktığı karmaşık durumlarda yukarıdaki yaklaşım gerçek durumu yansıtmaktan uzaklaşmaktadır. Bunun için Miles denklemi uygulanacak tüm frekans aralığına genişletilmiştir (NASA-SSP-5000C, 2002 ve Wijker, 2008). Bu yaklaşımda sistem için modal analizler yardımıyla bulunan tüm doğal frekanslar için etkin kütleler bulunup aşağıda verildiği gibi sisteme dahil edilmiş ve her frekans değerinde bulunan g yük faktörlerinin karelerinin toplamının karekökü alınarak sisteme uygulanacak genel  $g_{RMS}$  yük faktörü belirlenebilmektedir. Etkin kütle değerleri her eksen için ayrı ayrı alınabildiği için her eksen için g-yük faktörü bulunabilmektedir.

$$\ddot{x}_{RMS}^2 = \sum \dot{x}^2 \cong \sum \left[ m_{etik,n} \sqrt{\frac{\pi}{4\zeta}} f_n PSD(f_n) \right]^2 \quad (3.10)$$

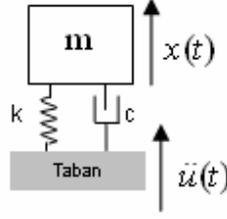
Burada yukarıda verilenlerden farklı olarak;

- $\ddot{x}_{RMS}$  : ataletsel yük (genel g-yükü)
- $m_{etik,n}$  : n. mod frekansındaki etkin kütle

### 3.4 Şok Yüğü

Uydu fırlatma sürecinin birçok evresinde çok kısa sürelerde (milisaniye mertebesinde) çok yüksek ivme yüklerine maruz kalmaktadır. Bu tür anlık ortaya çıkan yükler şok yükleri olarak tanımlanmakta ve genellikle en yüksek değerine uydunun fırlatma sisteminden tamamen ayrıldığı faydalı yükün ayılması evresinde ortaya çıkmaktadır (NASA-STD-5002, 1996).

Zaman alanındaki rasgele titreşim verisinin frekans alanında rasgele titreşim seviyesine dönüştürülmesine benzer şekilde zaman bağılı şok yükü verisi de frekans alanında ivmesel Şok Yanıtı Spektrumu (SRS – Shock Response Spectrum) bilgisine dönüştürülür. Şekil 3.4'te bu dönüşüm grafiklerle gösterilmiştir (NASA-STD-7003, 1999).



**Şekil 3.3** Tek serbestlik dereceli, tabandan zorlanan sönümlü kütle yay sistemi

Eğer uydu sistemi Şekil 3.3'teki gibi tek serbestlik dereceli bir sisteme indirgenir ve sistemin tabanından zorlandığı varsayılırsa sistemin hareket denklemleri,  $z(t) = x(t) - u(t)$  göreli hareket olmak üzere;

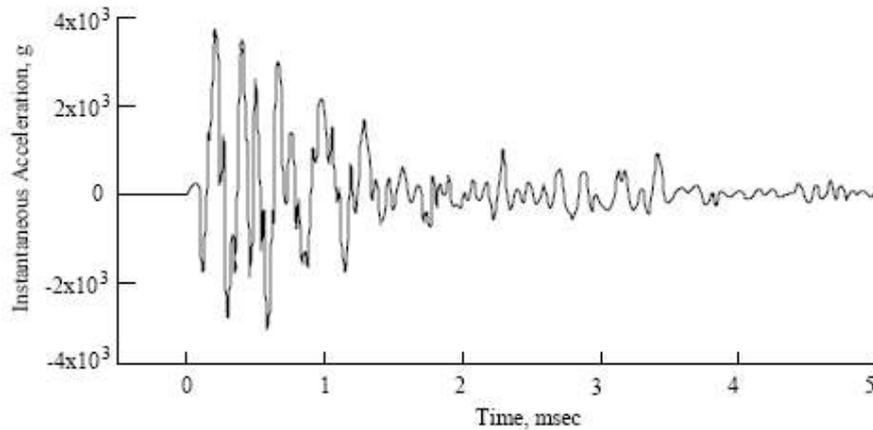
$$\ddot{z}(t) + 2\zeta\omega_n\dot{z}(t) + \omega_n^2z(t) = -\ddot{u}(t) \quad (3.11)$$

halini alır. Gerekli düzenlemelerle sistemin ivmesi aşağıdaki denkleme dönüşür.

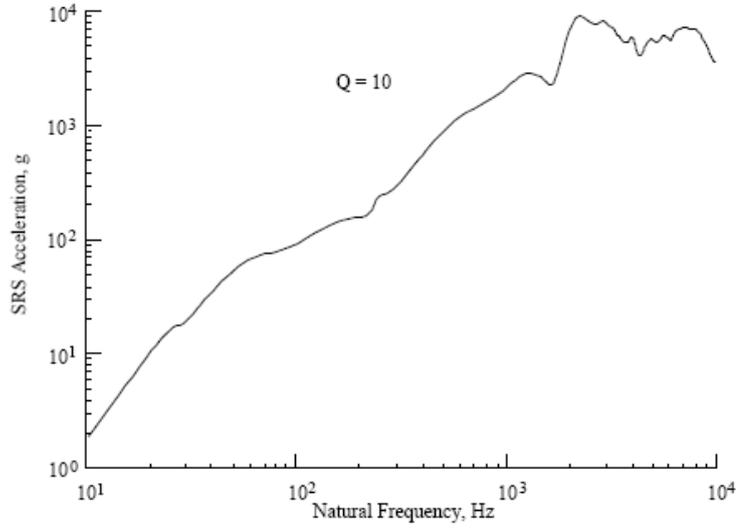
$$\ddot{x}(t) = 2\zeta\omega_n \int_0^1 e^{-\zeta\omega_n(1-\tau)} \cos(\omega_d(1-\tau)) \ddot{u}(\tau) d\tau + \omega_n(2\zeta^2 - 1)z(t) \quad (3.12)$$

En yüksek ivme Denklem (3.12)'de açısal doğal frekans değerleri kullanılarak hesaplanır.  $\omega_n = 2\pi f_n$  denklemi yardımıyla sistemin her bir doğrusal frekans değerine karşılık gelen ivme değerleri bulunup  $\ddot{x}(t) - f_n$  grafiği çizilir. Çizilen bu grafik Şok Yanıt Spektrumu (SRS) olarak adlandırılır (Şekil 3.4-b). Bu konuda daha ayrıntılı bilgi Wijker (2004) tarafından aktarılmaktadır.

Fırlatma sistemleri tarafından verilen şok seviyeleri ise Şekil 3.5'te verilmiştir.

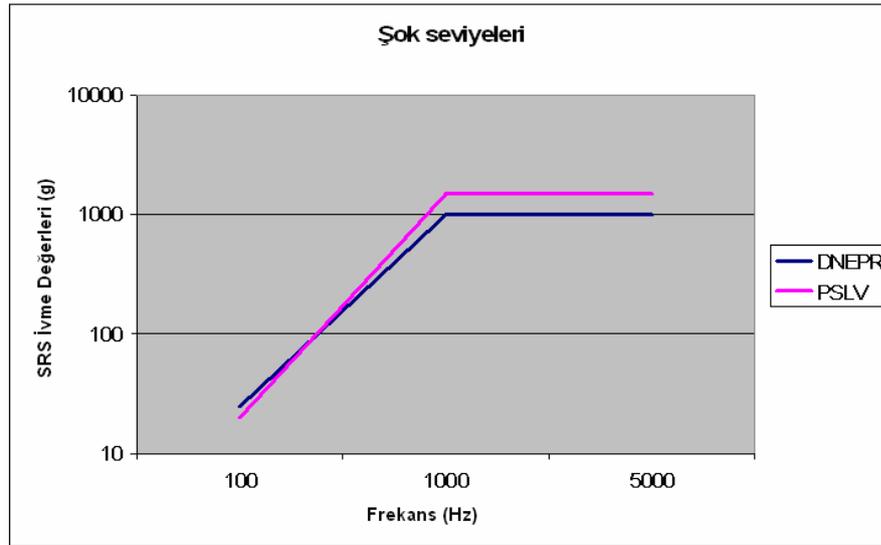


(a)



(b)

**Şekil 3.4** Şok seviyelerinin bulunması: (a) Zamana bağlı şok ivme değerleri, (b) Şok ivme yanıtı spektrumu (Wijker, 2004)



**Şekil 3.5** Fırlatma sistemi şok seviyeleri

### 3.5 Yüklerin Birleştirilmesi

Önceki bölümlerde de aktarıldığı üzere sanki-statik ve rasgele titreşim yüklerinin uydu sistemi için statik analizlerinin yapılması gereklidir. Bunun için gerekli olan g-yüklerinin nasıl belirleneceği önceki bölümlerde aktarılmıştır. Bu yükler altında sistemin davranışı incelenmek istendiğinde yüklerin aksenal ve yanal olarak aynı anda uygulanması

gerekmektedir. Ancak sanki-statik ve rasgele titreşim yükleri farklı olarak uygulanabileceği gibi birleştirilerek de uygulanabilir. Başta Sarafin (1995) olmak üzere birçok kaynakta önerilen yöntemle bu iki çeşit yükü birleştirmek olanaklıdır. Daha güvenli bir yaklaşım olan bu yöntemde rasgele titreşim yükünün uygulandığı eksende yüklerin karelerinin toplamının karekökü alınmaktadır. Diğer eksenlerde ise normal sanki-statik yük faktörü kullanılmaktadır. Tablo 3.4'te bu yöntemin uygulanışı daha açık şekilde görülebilir.

**Tablo 3.4** Yüklerin birleştirilmesi

<b>Yük Seti</b>	<b>Eksenel</b>	<b>Yanal 1</b>	<b>Yanal 2</b>
A	$\mp\sqrt{SSY_{eksenel}^2 + RTY_{eksenel}^2}$	$\mp SSY_{yanal-1}$	$\mp SSY_{yanal-2}$
B	$\mp SSY_{eksenel}$	$\mp\sqrt{SSY_{yanal-1}^2 + RTY_{yanal-1}^2}$	$\mp SSY_{yanal-2}$
C	$\mp SSY_{eksenel}$	$\mp SSY_{yanal-1}$	$\mp\sqrt{SSY_{yanal-2}^2 + RTY_{yanal-2}^2}$

SSY: Sanki-Statik Yük  
RTY: Rasgele Titreşim Yüğü

#### 4 UYGULAMA: İTÜ pSAT-1

Yapılan bu tezde uyduların fırlatma esnasında maruz kaldıkları ortamlar incelenmiş ve yapısal sisteme nasıl etki edecekleri aktarılmıştır. Konu ile ilgili uygulama alanı olarak Türkiye'nin ilk üniversite uydu projesi olan İTÜ pSAT-1 seçilmiştir. İTÜ pSAT-1 uydusuna ait teknik ayrıntılar takip eden bölümlerde aktarılmaktadır. Bununla beraber bu uydu, piko-uydu sınıfında 1 kg kütleyi aşmayan yaklaşık 10 x 10 x 10 cm<sup>3</sup> hacme sahiptir. 2009 yılı içerisinde PSLV (Hindistan) fırlatma sistemi fırlatılması öngörülen İTÜ pSAT-1 uydusunun hedeflenen görevi ve görev parametreleri Tablo 4.1'de verilmektedir (Cihan ve diğ., 2008).

**Tablo 4.1** İTÜ pSAT-1 görevi ve görev parametreleri

İTÜ pSAT-1	
Görevi	<ul style="list-style-type: none"><li>• Görüntü alma</li><li>• Veri indirme</li><li>• Manyetik stabilizasyon</li></ul>
Görev Parametreleri	<ul style="list-style-type: none"><li>• LEO uydu, yaklaşık 700 km irtifa</li><li>• Güneş eş zamanlı yörünge</li><li>• Yörünge eğikliği (98<sup>0</sup>)</li></ul>

Üzerinde çalışılan bu uydunun yapısı California Polytechnic State University (CalPoly) tarafından tasarlanmış olup dünyada birçok üniversite tarafından kendi belirledikleri görev doğrultusunda kullanılmaktadır. CalPoly tarafından temel yapısal tasarımı yapılan bu uydulara genel olarak CubeSAT ismi verilmektedir. Genelde yapısal birimleri aynı olan bu uyduların alt sistemleri hedeflenen görev doğrultusunda değişiklik göstermektedir. Bununla beraber uydu yapısal birimleri de yapılan çalışmalar doğrultusunda değişiklik gösterebilmektedir. Bu tezde iki farklı yapısal birim için inceleme yapılacaktır. Bunun nedeni olarak da İTÜ pSAT-1 uydusu tasarımı sürecinde gövde yapısında CalPoly tarafından yapılan düzenlemeyle sistem tasarımının başında kullanılan yapı ile içinde bulunan aşamadaki yapısal birimlerin birbirlerinden farklı olması gösterilebilir (Haktanır, 2008).

CubeSAT uydularının fırlatma sistemine yerleşimi ve fırlatma sisteminden ayrılma işlemleri Astro und Feinwerktechnik Adlershof (Astrofein) GmbH firması tarafından üretilen SPL'lerle (Single Picosatellite Launcher) rahatlıkla yapılabilmektedir. SPL'nin

içine tek adet CubeSAT sınıfında uydu sığmaktadır. Şekil 4.1'de SPL'nin genel resmi görülebilir (Astrofein, 2008).



**Şekil 4.1** SPL genel resmi (Astrofein, 2008)

SPL içerisine konan uydu, şekilden de görüldüğü üzere bir yay üzerine oturmaktadır. İstenen yörüngeye ulaşılan kadar üst kapağı kapalı durmakta, zamanı geldiğinde kapak açılmakta ve yay uyduyu dışarı itmektedir. Kapak kapalı durumda iken yay tarafından uygulanan sıkıştırma kuvveti 60 N seviyesindedir (Astro, 2008). İTÜ pSAT-1 için SPL kaynaklı yapısal yük sadece yayın sıkıştırma yüküdür. Diğer yapısal yükler ise PSLV fırlatma sistemi kaynaklı olmaktadır. Bu kapsamda Bölüm 3'te aktarılan yapısal yüklerin İTÜ pSAT-1 uydusuna yansımalarının incelenmesi gerekmektedir. Katılık gereksinimi başta olmak üzere seçilen fırlatma sistemi kaynaklı gereksinimler bir araya getirilmelidir. Bu düşünceyle Tablo 4.2'de PSLV fırlatma sistemi yapısal gereksinimleri bir araya getirilmiştir. Tabloda akustik ve şok yükleri analizleri yapılmayacağı için verilmemiştir. Bunun nedeni olarak öncelikle akustik yükler güneş paneli ve antenler gibi geniş yüzey alanına sahip yapılarda etkili olmaktadır. Dolayısı ile İTÜ pSAT -1 uydusu gibi küt yapılarda akustik yükün etkisinin hesap edilemeyecek kadar küçük olacağı değerlendirilmektedir. Bir diğer yük olan şok yükleri ise uydunun şok kaynağına yakın

olduğu durumlarda incelenmelidir. Ancak İTÜ pSAT-1 uydusu SPL yardımıyla fırlatma sisteminden ayrılacak ve SPL kaynaklı herhangi bir şok kaynağı olmayacaktır. Uyduya en yakın şok kaynağının birincil yük için kullanılması olası ayrılma mekanizmaları olacağı değerlendirilmektedir. Şok yüklerinin etkisi kaynaktan uzaklaştıkça çok hızlı kaybolduğundan ve şok kaynağı ile uydu arasındaki mesafe uzak olduğundan İTÜ pSAT-1 uydusu için şok yükleri dikkate alınmamıştır.

**Tablo 4.2** İTÜ pSAT-1 yapısal gereksinimleri

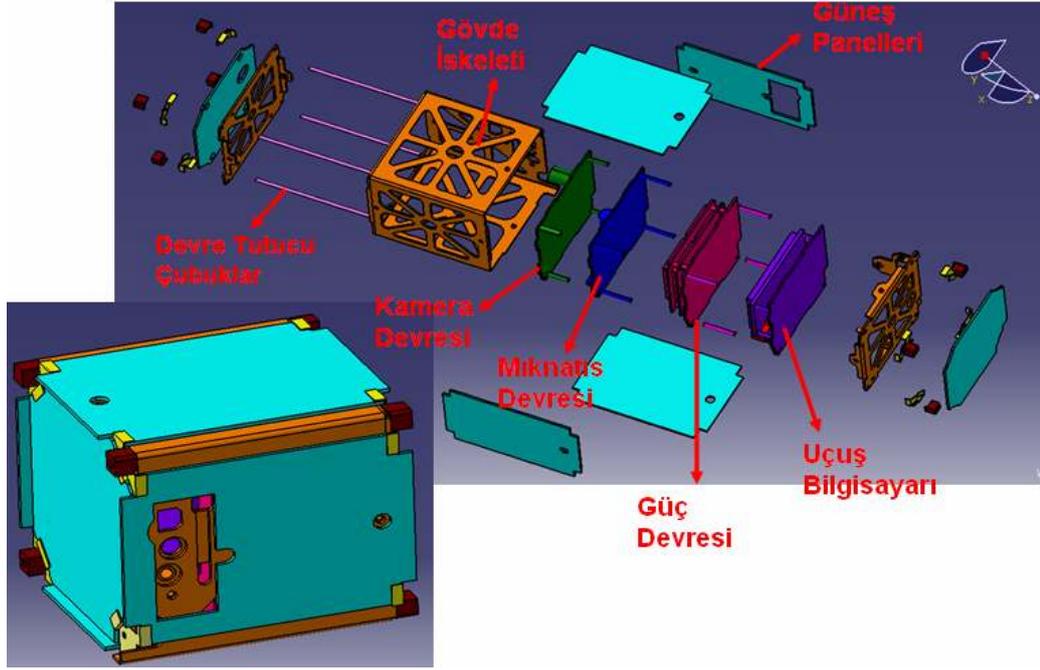
Katılık	Eksenel:90 Hz Yanal: 45 Hz
Sanki-statik yük faktörü	Eksenel: 11 g Yanal: +/- 6.0 g
Rasgele titreşim yükü	Doğal frekans değerleri belirlenip Şekil 3.2'deki PSD bilgisi kullanılacaktır.

#### 4.1 İTÜ pSAT-1 Genel Özellikleri

İTÜ pSAT-1 yukarıda tanımlı görevlerini yerine getirebilmek için birbirleri ile uyumlu çalışan alt sistemlere sahiptir. Bu alt sistemlerin işlevleri genel olarak Bölüm 2'de tanımlanmıştır. Özel olarak ise bu uydudaki isimlendirmeleri ve alt sistemlerin bileşenleri Tablo 4.3'te görülmektedir. Şekil 4.2'de ise İTÜ pSAT-1 uydusu ve iç yapısı görülebilir.

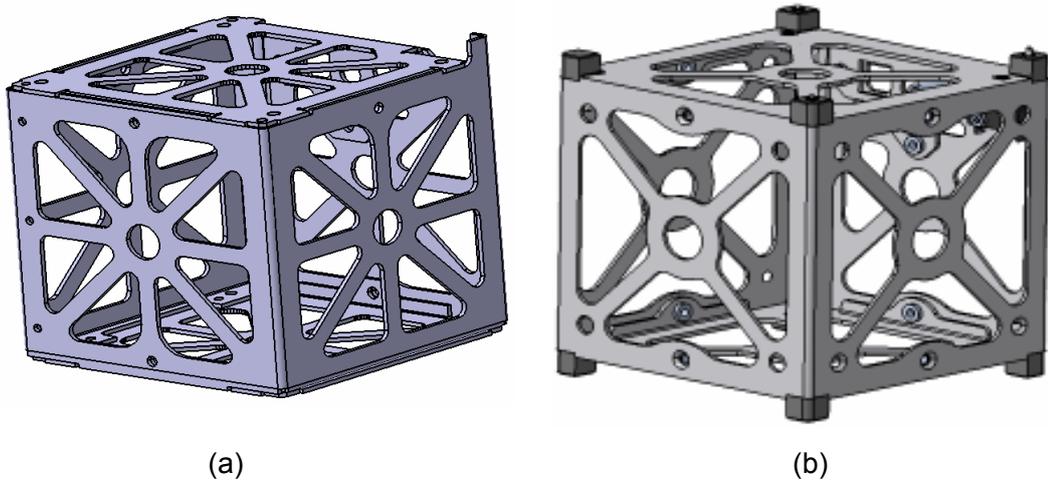
**Tablo 4.3** İTÜ pSAT-1 alt sistem isimlendirmeleri

Alt Sistem	İTÜ pSAT-1 İsimlendirmesi
Yapısal Alt Sistem	Yapısal Alt Sistem: <ul style="list-style-type: none"> <li>• Gövde iskeleti</li> <li>• Bağlayıcılar</li> <li>• Devre ayırıcılar vb.</li> </ul>
Güç Alt Sistemi	Güç Devresi:
YYBKS	Mıknatıs Devresi
Veri Kotarma Alt Sistemi	Uçuş Bilgisayarı
Haberleşme Alt Sistemi	Antenler
Faydalı Yük Alt Sistemi	Kamera Devresi:



**Şekil 4.2** İTÜ pSAT-1 uydusunun genel görünüşü

İTÜ pSAT-1 uydusu yapısının boyutlandırmasında önceden de bahsedildiği gibi CalPoly tarafından sağlanan iki farklı gövde iskeleti modeli (Revizyon C ve D) dikkate alınmıştır. Aynı malzemeden yapılan iki model de temel olarak  $1000 \text{ cm}^3$  lük bir hacmi kaplamakla beraber yeni model (Revizyon D) daha hafif bir yapıdadır. Şekil 4.3'te her iki model de görülebilir. Her iki revizyon için de sadece modal analizlerin yapılması planlanmaktadır. Bu sayede yapıdaki değişikliğin katılığa etkisi görülebilecektir. Bununla beraber sadece Revizyon D için statik ve rasgele titreşim (PSD) analizleri yapılacaktır.



**Şekil 4.3** Gövde iskeleti modelleri: (a) Revizyon C, (b) Revizyon D



Başta gövde iskeleti olmak üzere uyduda kullanılan parçaların malzemeleri ve önemli özellikleri Tablo 4.4'te özet olarak verilmiştir. Yapılacak analizlerde tabloda verilen mekanik özellikler kullanılacaktır.

**Tablo 4.4** İTÜ pSAT-1 genel malzeme listesi

Parça	Malzeme	Özellikleri		
		Elastisite Modülü (GPa)	Poisson Oranı	Yoğunluk (kg/m <sup>3</sup> )
Gövde iskeleti	Alüminyum, Al-5052-H32	70.3	0.33	2680
Baskı devreler: <ul style="list-style-type: none"><li>• Uçuş bilgisayarı</li><li>• Güç devresi</li><li>• Miknatis devresi</li><li>• Kamera devresi</li></ul>	PCB-FR-4	17.0	0.37	1910
Devre tutucu çubuk	Çelik	200.0	0.26	7860

#### 4.2 Sınır Koşulları

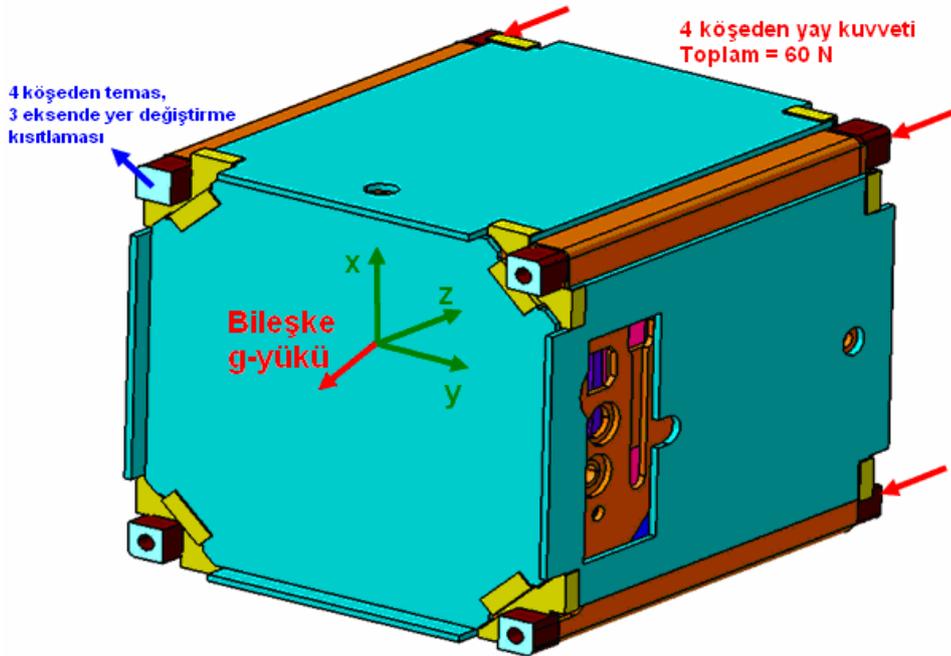
İTÜ pSAT uydusu tek başına SPL içerisinde bulunacağından sadece SPL içerisindeki yaydan gelen sıkıştırma kuvvetine maruz kalacaktır. Bunun haricinde fırlatma sistemi kaynaklı ivme yükleri de uyduya etki edecektir. Şekil 4.4'te bu yükler SPL içerisinde bulunan uydu üzerinde gösterilmektedir.



**Şekil 4.4** Fırlatma esnasındaki yükler

Analizlerde uydu, SPL'den ayrı olarak düşünölmüştür. Bununla beraber SPL kaynaklı etkiler sonlu elemanlar modeline yansıtılacaktır. Şekil 4.5'te İTÜ pSAT-1'in sonlu eleman modeli oluşturulurken kullanılacak sınır koşulları görölebilir. Öncelikle kabul edilen koordinat eksenleri sisteminden bahsetmekte yarar vardır. Orijini uydunun merkezinde olmak üzere kameranın yöneldiği eksen z-ekseni kabul edilmiştir. y-ekseni ise güç ve kontrol çıkışlarının bulunduğu panel olarak alınmıştır. x-ekseni de bunlara dik olan eksen olarak ortaya çıkmıştır.

SPL ile temas eden yüzeylerde yüzey normali ve yüzey düzlemi yönünde sadece yer değıştirmelere izin verilmeyeceği bununla beraber bu yüzeylerdeki düğüm noktalarında dönmelere izin verileceği kabul edilmiştir. Bu sayede sistemin katı cisim hareketi yapması engellenmiş olabilecektir. Şekilde altta yaya temas eden yüzeylerde yüzey normali yönünde verilen kısıtlamalar farklı renklerde görölebilir. Yaydan kaynaklanan 60 N değerindeki sıkıştırma kuvvetinin ise üst taraftan temas eden yüzeylerden eşit olarak uygulandığı kabul edilmektedir. Son olarak aşağıda hesaplaması verilen, her bir eksenindeki toplam g-yükü aynı anda uygulanarak bileşke g-yükü uydu sistemine uygulanmaktadır.



Şekil 4.5 İTÜ pSAT-1 sınır koşulları

Uyduya uygulanacak g-yükünün hesaplanmasında Bölüm 3'te genel olarak incelenen ve son bölümünde önerilen yüklerin birleştirilmesi yöntemi kullanılacaktır. Öncelikle

seçilen PSLV fırlatma sisteminden kaynaklanan en yüksek sanki-statik ve rasgele titreşim yük faktörleri her bir eksen için elde edilmelidir. Tablo 4.2'de kullanılması gereken yük faktörleri verilmektedir. Sanki-statik yük faktörleri tablodan doğrudan kullanılabilir. Ancak rasgele titreşim yükleri için modal analiz sonuçları kullanılmalıdır. Dolayısı ile öncelikle sistemin katılığı incelenmelidir.

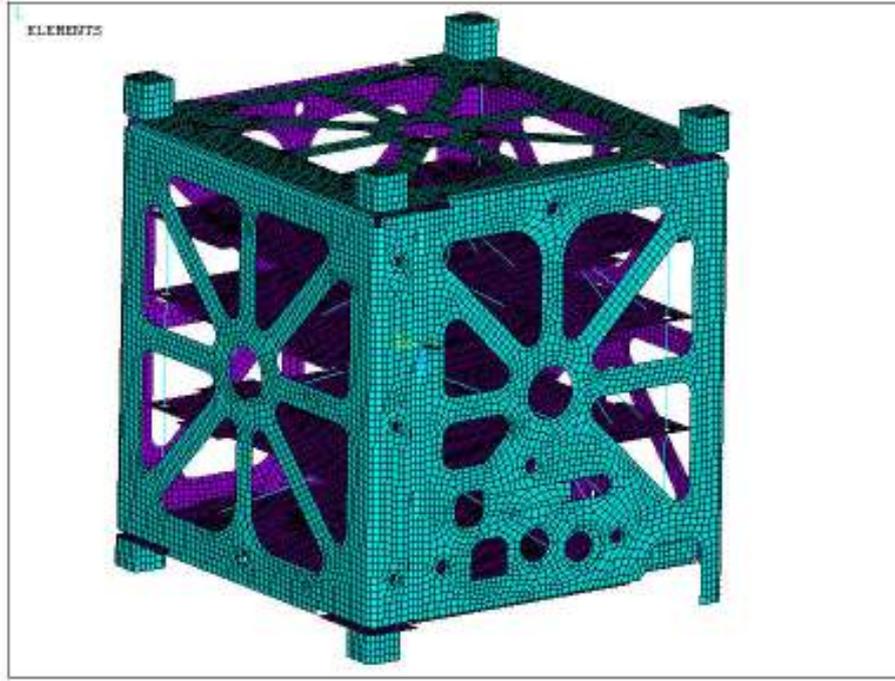
### 4.3 Modal Analizler

İTÜ pSAT-1 uydusunun PSLV fırlatma sistemi tarafından talep edilen en düşük katılık gereksinimini karşıladığı gösterilmelidir. Bu maksatla ANSYS yazılımı yardımıyla İTÜ pSAT-1 uydusunun sonlu elemanlar modeli hem Revizyon C (REVC) hem de Revizyon D (REVD) gövde iskeletleri için oluşturulmuştur. Parçaları basitleştirilerek sonlu eleman modeli oluşturulan uydunun, gövde iskeletleri ve baskı devre kartları kabuk (SHELL181) elemanlarla modellenmiştir. Devreleri hizalamaya yarayan devre tutucu çubuklar çubuk (BEAM189) elemanlarla; üst ve alttan SPL'ye teması sağlayan köşe ayakları ise katı (SOLID185) elemanlarla modellenmiştir. Bunlara ek olarak devrelerin üzerinde bulunan birçok parça yapısal açıdan incelenmediğinden sadece noktasal kütle (MASS21) elemanı olarak modellenmiştir. Bu noktasal kütle elemanları modellenen parçanın kütle merkezine yerleştirilmiş, panellere de rijit MPC184 elemanları vasıtasıyla bağlanmıştır. Burada isimlendirmeleri verilen eleman türleri ANSYS yazılımında kullanılan gelişmiş elemanlardır. Bu elemanlar hakkındaki ayrıntılı bilgiler yazılımın ileri seviyede bilgiler içeren yardım dokümantasyonunda mevcuttur (ANSYS v11.0).

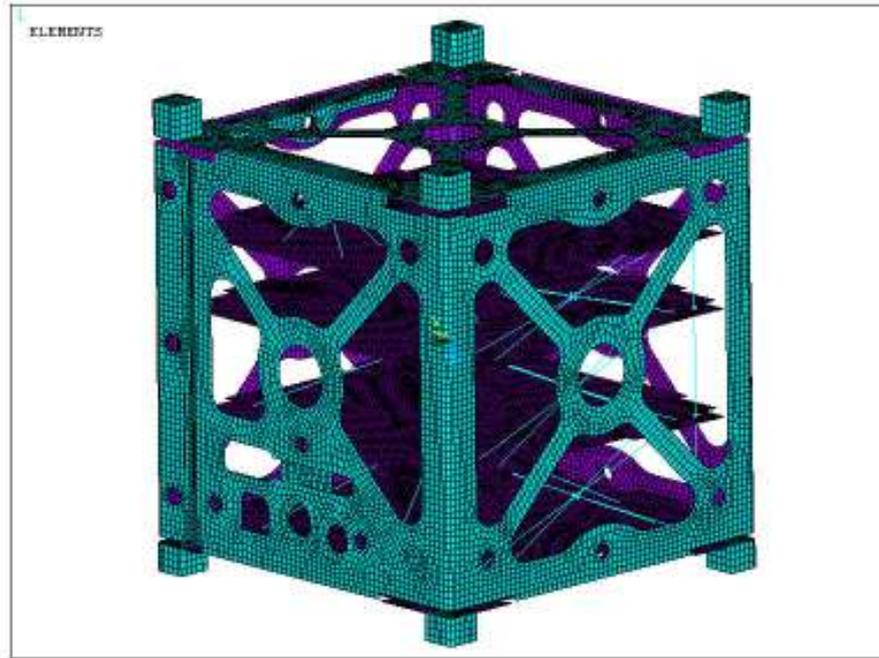
Şekil 4.6'da oluşturulan genel sonlu eleman modeli ve Şekil 4.7'de de yukarıda bahsedilen eleman tiplerinin örnekleri görülebilir. Revizyon D ile yapılan modellemede toplam 36810 düğüm noktası kullanılmıştır. Bununla beraber her iki sonlu eleman modelinde kullanılan eleman sayısı türlerine ve modellere göre Tablo 4.5'te verilmiştir.

**Tablo 4.5** Eleman sayısının eleman türlerine göre dağılımı

Eleman Türü	Eleman Sayısı REVC	Eleman Sayısı REVD
SHELL181	29554	32007
SOLID185	1110	1288
BEAM189	240	144
MASS21	7	7
MPC184	40	40

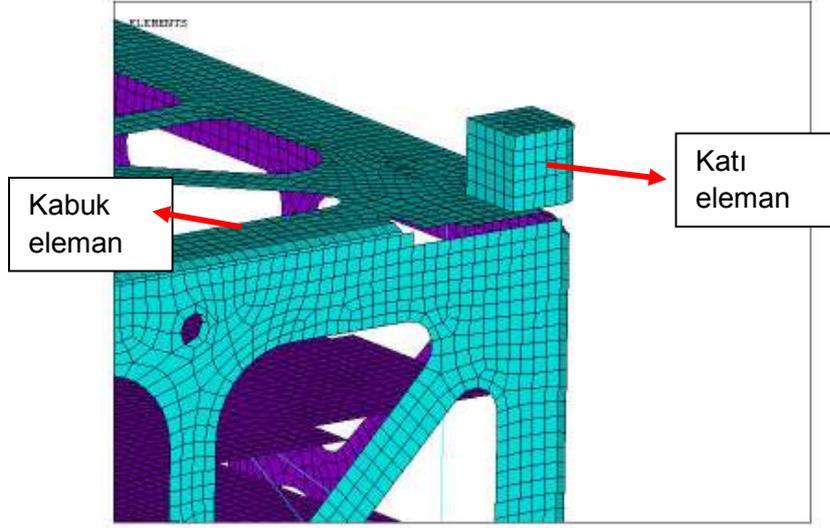


(a) Genel sonlu eleman modeli – REVC

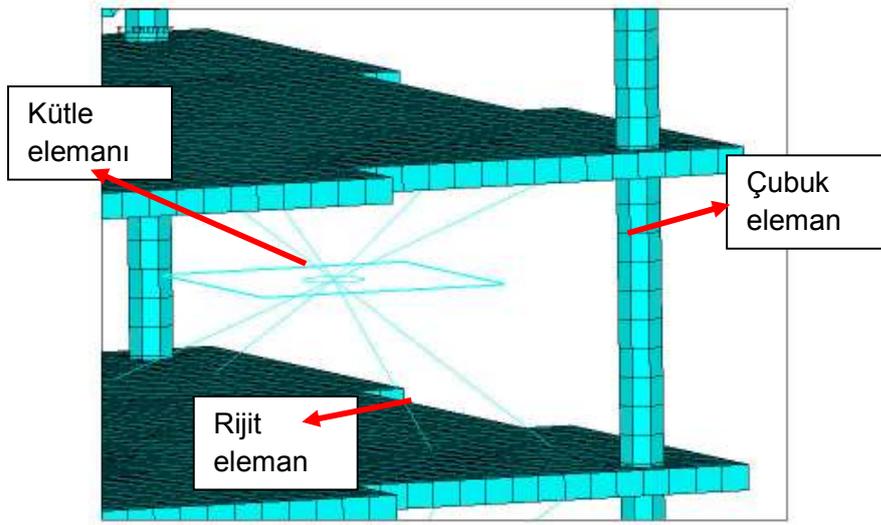


(b) Genel sonlu eleman modeli – REVD

**Şekil 4.6** İTÜ pSAT-1 genel sonlu eleman modelleri



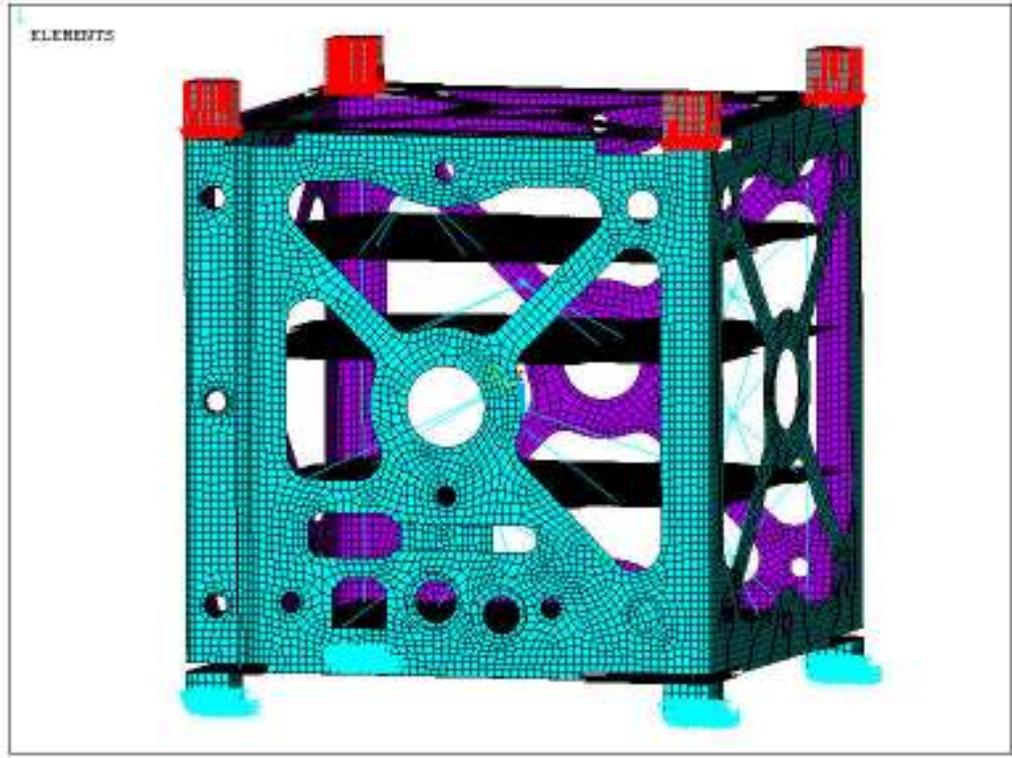
(a) Kabuk ve katı elemanlar



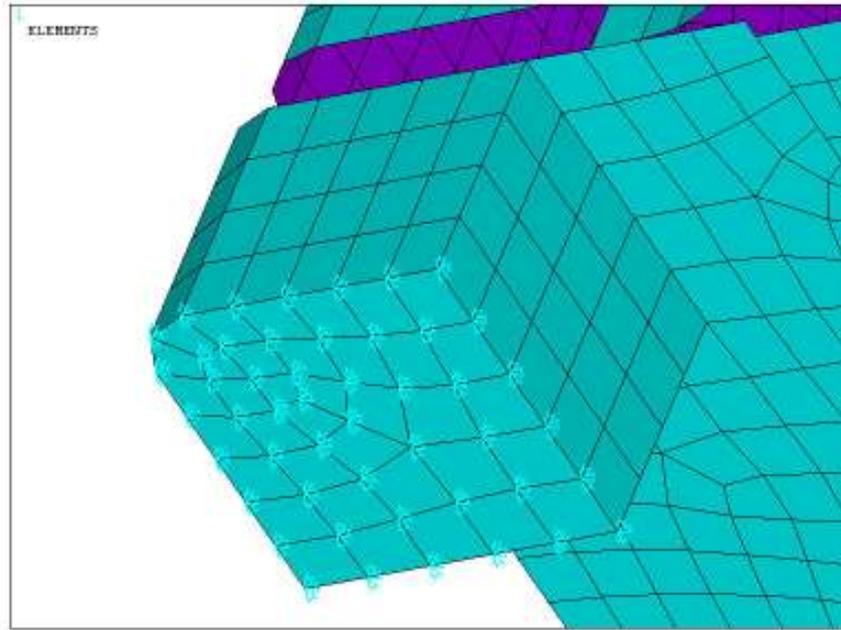
(b) Çubuk, kütle ve rijit elemanlar

**Şekil 4.7** İTÜ pSAT-1 sonlu eleman modeli ayrıntıları

Her iki sonlu elemanlar modelinde de Bölüm 4.2'de aktarılan sınır koşulları uygulanmıştır. Şekil 4.8'de genel olarak model üzerindeki kısıtlamalar verilmekle beraber daha anlaşılır olması için Şekil 4.9'da bir alt köşe ayağına uygulanan kısıtlamalar örnek olarak incelenebilir.



Şekil 4.8 Sonlu eleman modeli üzerindeki kısıtlama bölgeleri



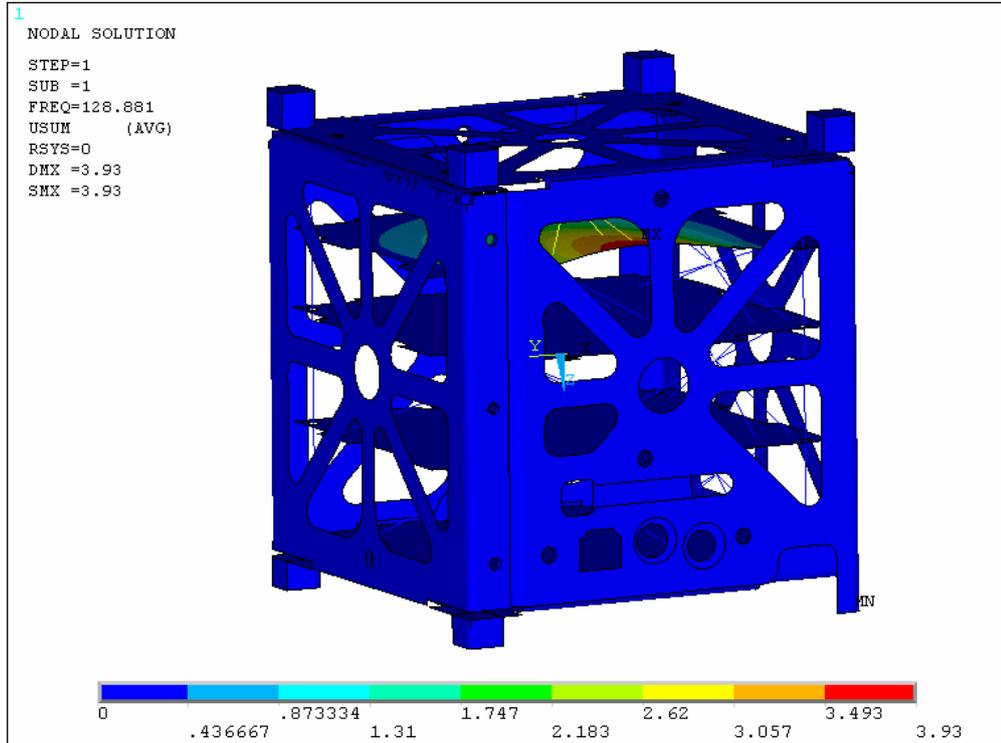
Şekil 4.9 Alt köşe ayaktaki hareket kısıtlamaları

Uydunun yukarıda aktarılan sınır koşulları altında modal analizleri her iki gövde iskeleti için sonlu elemanlar yöntemini kullanan ANSYS yazılımı yardımıyla yapılmıştır. Fırlatma sistemi tarafından zorlanan katılık gereksinimi uydunun doğal frekans değerinin en az 90 Hz olmasını gerektirdiğinden sonuçlarda bu gözetilmiştir. Analizlerde SPL'den kaynaklanan yay kuvveti her zaman var olacağından modal analizler önerilmeli olarak yapılmıştır.

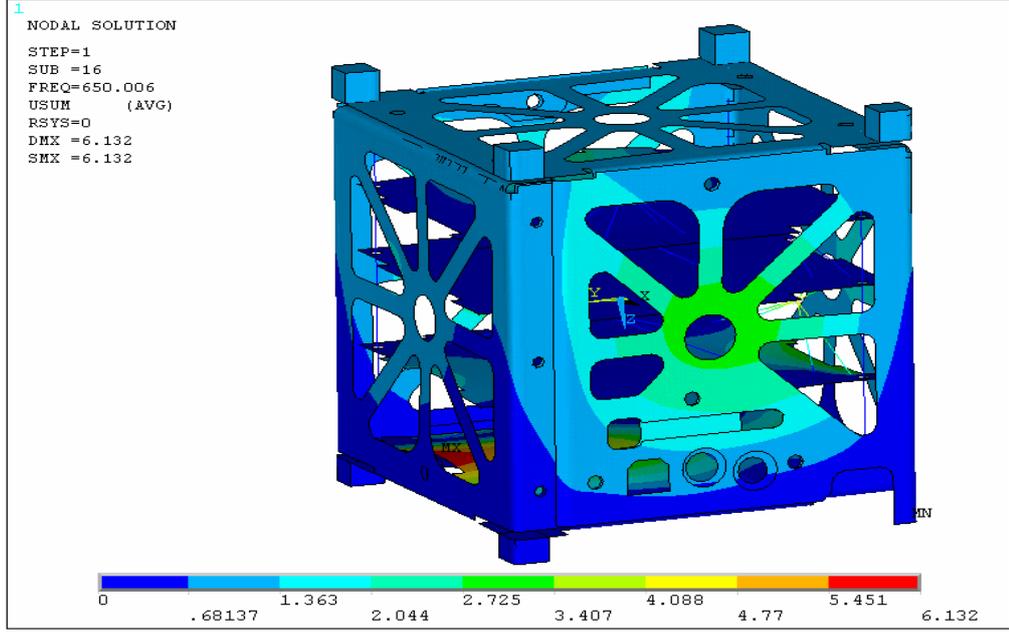
#### 4.3.1 REVC için modal analiz sonuçları

Revizyon C gövde iskeleti kullanılarak yapılan önerilmeli analizlerden elde edilen sonuçlarda birinci modun 128.88 Hz olduğu görülmüştür. Bu değer fırlatma sisteminin gereksinimini karşılamakla birlikte Şekil 4.10'dan da görüldüğü üzere bu frekanstaki mod şekli kamera devresi için ortaya çıkmıştır. Diğer modlar incelendiğinde gövde iskeletinin ilk rezonans frekans değeri 650.01 Hz'de ortaya çıkmaktadır (Şekil 4.11).

Modal analizlerde rasgele titreşim için verilen frekans aralığını kapsaması bakımından 2000 Hz'ye kadar olan modlar için çıktı alınmıştır. Tüm modlar ve frekans değerleri Tablo 4.6'da verilmektedir.



Şekil 4.10 REVC birinci rezonans frekansı mod şekli



Şekil 4.11 REVC gövde iskeleti için rezonans frekansı mod şekli (16. mod)

Tablo 4.6 İTÜ pSAT-1 uydusu rezonans frekans değerleri- REVC için

Mod No.	Frekans Değeri (Hz)	Mod No.	Frekans Değeri (Hz)
1	128.88	30	950.25
2	137.15	31	987.64
3	162.76	32	1023.00
4	196.15	33	1148.10
5	213.28	34	1193.50
6	332.88	35	1302.00
7	336.75	36	1325.90
8	357.82	37	1375.80
9	367.89	38	1400.30
10	429.85	39	1475.80
11	433.85	40	1521.70
12	475.37	41	1561.90
13	574.86	42	1571.50
14	628.55	43	1585.00
15	637.92	44	1613.90
16	650.01	45	1651.00
17	660.50	46	1690.60
18	676.16	47	1706.60
19	720.39	48	1751.40
20	740.10	49	1778.30
21	756.81	50	1820.40
22	775.49	51	1851.40
23	813.34	52	1861.10
24	825.23	53	1891.50
25	851.12	54	1920.30
26	861.40	55	1930.60
27	899.97	56	1937.90
28	901.72	57	1941.80
29	937.26	58	1982.50



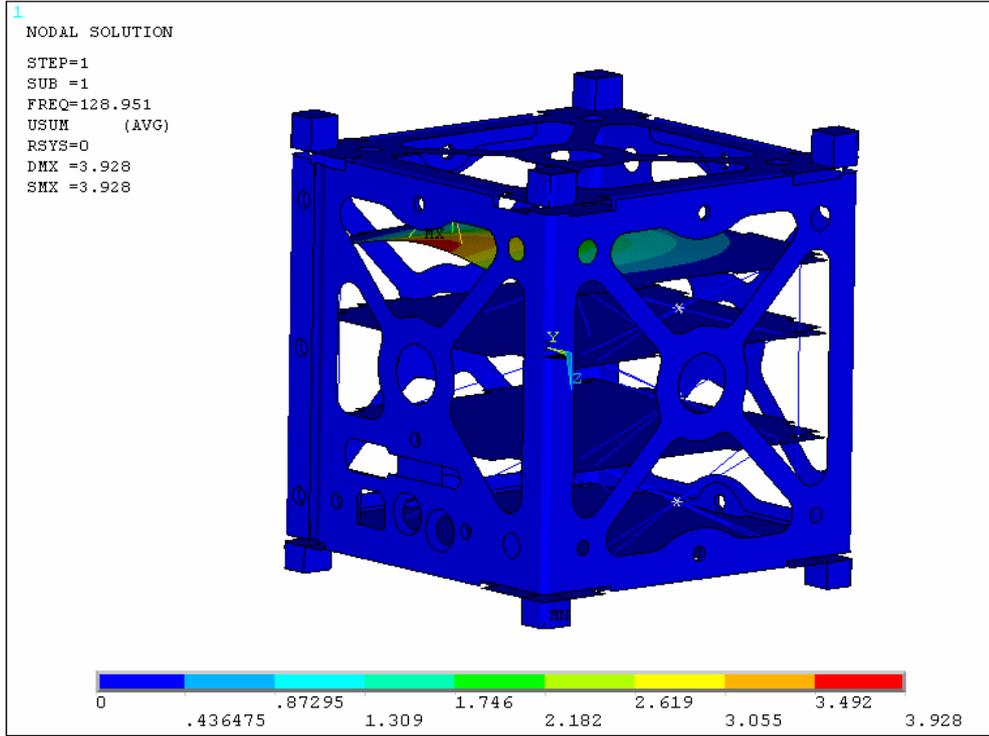
#### 4.3.2 REVD için modal analiz sonuçları

Revizyon D gövde iskeleti kullanılarak yapılan öngerilmeli analizlerden elde edilen sonuçlarda birinci modun doğal frekans değerinin de beklendiği üzere Revizyon C için bulunan sonuca yakın olarak 128.95 Hz olduğu görülmüştür. Bu değer de fırlatma sisteminin gereksinimini karşılamaktadır. Şekil 4.12'den de görüldüğü üzere bu frekanstaki mod şekli kamera devresi için ortaya çıkmıştır. Diğer modlar incelendiğinde gövde iskeletinin ilk rezonans frekans değeri 645.53 Hz'de ortaya çıkmaktadır (Şekil 4.13).

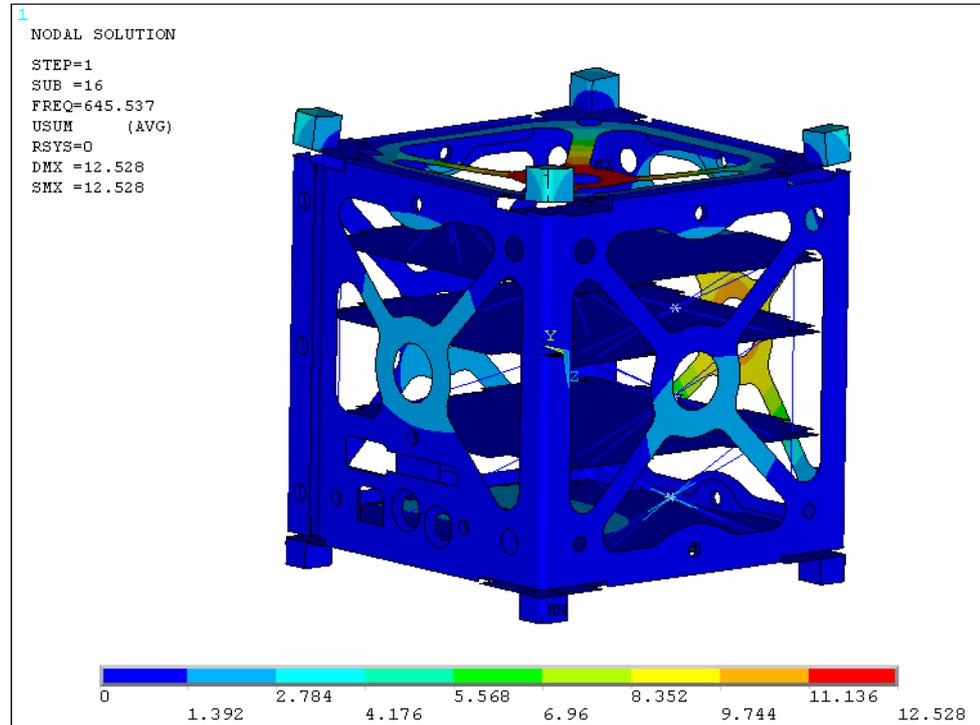
Modal analizlerde rasgele titreşim için verilen frekans aralığını kapsaması bakımından 2000 Hz'ye kadar olan modlar için çıktı alınmıştır. Tüm modlar ve frekans değerleri Tablo 4.7'de verilmektedir.

**Tablo 4.7** İTÜ pSAT-1 uydusu rezonans frekans değerleri - REVD için

Mod No.	Frekans Değeri (Hz)	Mod No.	Frekans Değeri (Hz)
1	128.95	33	987.67
2	137.26	34	1076.50
3	162.72	35	1147.20
4	196.14	36	1183.10
5	213.31	37	1227.20
6	333.15	38	1308.70
7	336.75	39	1320.50
8	357.86	40	1350.70
9	367.92	41	1425.30
10	429.95	42	1479.50
11	434.20	43	1490.50
12	475.86	44	1514.10
13	579.31	45	1526.10
14	631.82	46	1556.90
15	642.15	47	1561.90
16	645.54	48	1594.40
17	653.78	49	1664.40
18	667.79	50	1690.00
19	709.64	51	1711.40
20	717.30	52	1754.00
21	740.73	53	1779.90
22	752.92	54	1811.50
23	756.89	55	1846.00
24	822.58	56	1851.60
25	846.95	57	1879.50
26	850.75	58	1889.80
27	851.96	59	1907.80
28	897.30	60	1911.50
29	901.71	61	1935.50
30	912.49	62	1940.70
31	917.95	63	1953.70
32	951.14	64	2007.00



**Şekil 4.12** REVD birinci rezonans frekansı mod şekli



**Şekil 4.13** REVD gövde iskeleti için rezonans frekansı mod şekli (16. mod)

#### **4.4 Modal Testler**

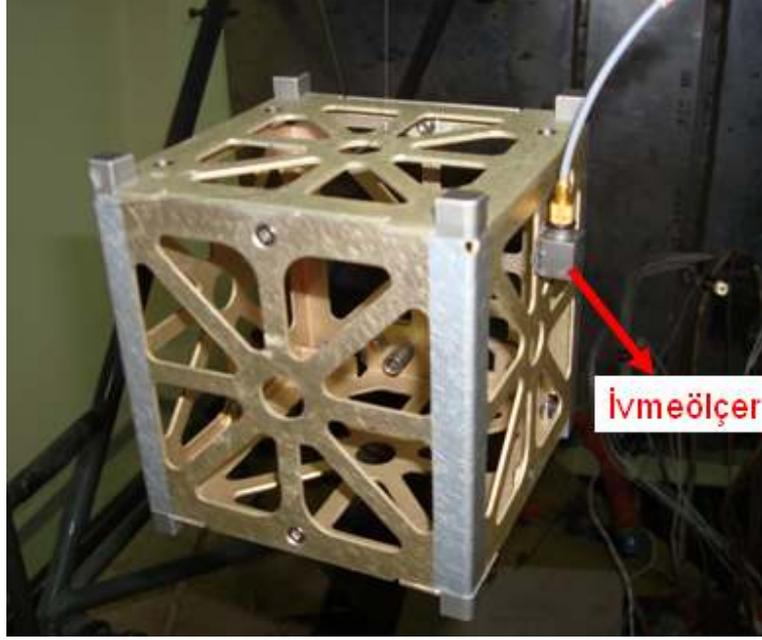
Diğer analizlere geçmeden önce yapılan sonlu eleman modelinin doğrulanmasının uygun olduğu değerlendirilmiştir (Körük ve diğ., 2007). Bu sebeple REVC gövde iskeletinin serbest modal testleri yapılmıştır. Testlerden önce sadece REVC gövde iskeletinin bulunduğu sonlu eleman modeli serbest modal analize tabi tutulmuştur.

Uçuş modelinde REVD kullanılacak olmasına rağmen modal testler REVC ile yapılmıştır. Oluşturulan sonlu eleman modelinin doğrulunun ölçülmesi için yapılan testlerde REVC gövdesinin kullanılmasının nedenlerini aşağıdaki gibi sıralayabiliriz:

- Testlerin yapılacağı dönemde REVD gövde yapısı sonlu eleman modeli yeterli olgunluğa erişmemesine rağmen REVC gövde yapısının sonlu eleman modelinin yeterli olgunlukta olması,
- Uçuş modeli REVD gövde yapısının olası kazalardan etkilenmemesini sağlamak,

Gövde iskeletinin sonlu eleman modelinin modal testlerle doğrulanması aşamasında, kullanılan ivmeölçer kütlelerinin gövde kütle değerine nazaran göz ardı edilemeyecek seviyelerde olduğu görülmüştür. Gövdenin yaklaşık 160 g kütlelerine karşılık ivmeölçer yaklaşık olarak 5 g'dır. Dolayısı ile ivmeölçerin kütlesi sonlu eleman modeline kütle elemanı olarak dahil edilip modal analizler gerçekleştirilmiştir. Analiz sonuçları takip eden bölümde verilmektedir. Analiz sonuçlarının test sonuçları ile uyumluluğu Bölüm 4.4.3'te verilmektedir.

Şekil 4.14'te modal testlerde kullanılan REVC gövde yapısının resmi, üzerindeki ivme ölçer ile birlikte verilmektedir. Şekil 4.15'te ise testlerde kullanılan deney düzeneği toplu halde verilmektedir.



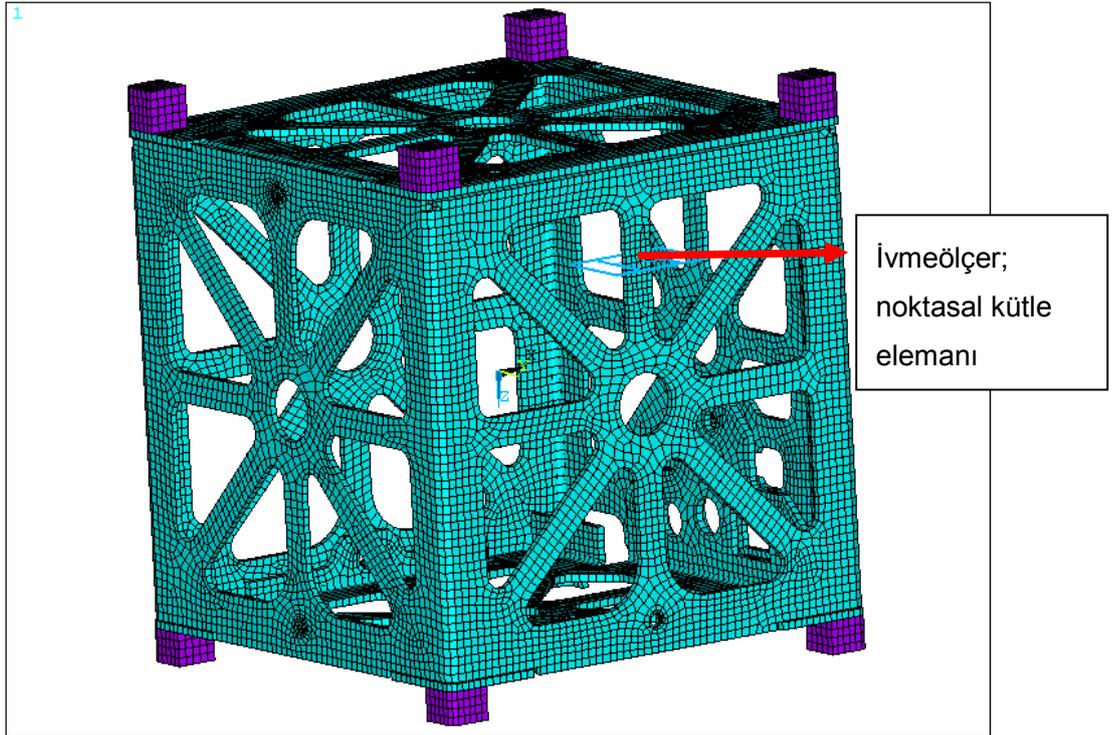
Şekil 4.14 Modal testlerde kullanılan uydu gövdesi - REVC



Şekil 4.15 Test düzeneği

#### 4.4.1 REVC gövde iskeletinin serbest modal analiz sonuçları

Yukarıda da bahsedildiği üzere testlerde kullanılan ivmeölçerin kütlelerinin gövde iskeletinin kütlesi düşünüldüğünde ihmal edilemeyeceği görülmüştür. Dolayısı ile testi yapılacak REVC gövde iskeletinin üzerindeki ivmeölçer noktasal kütle elemanı olarak modellenerek REVC sonlu eleman modeline dahil edilmiştir. Şekil 4.16'da noktasal kütle elemanı ile birlikte REVC gövde iskeletinin serbest modal analiz için oluşturulan sonlu eleman modeli görülebilir.



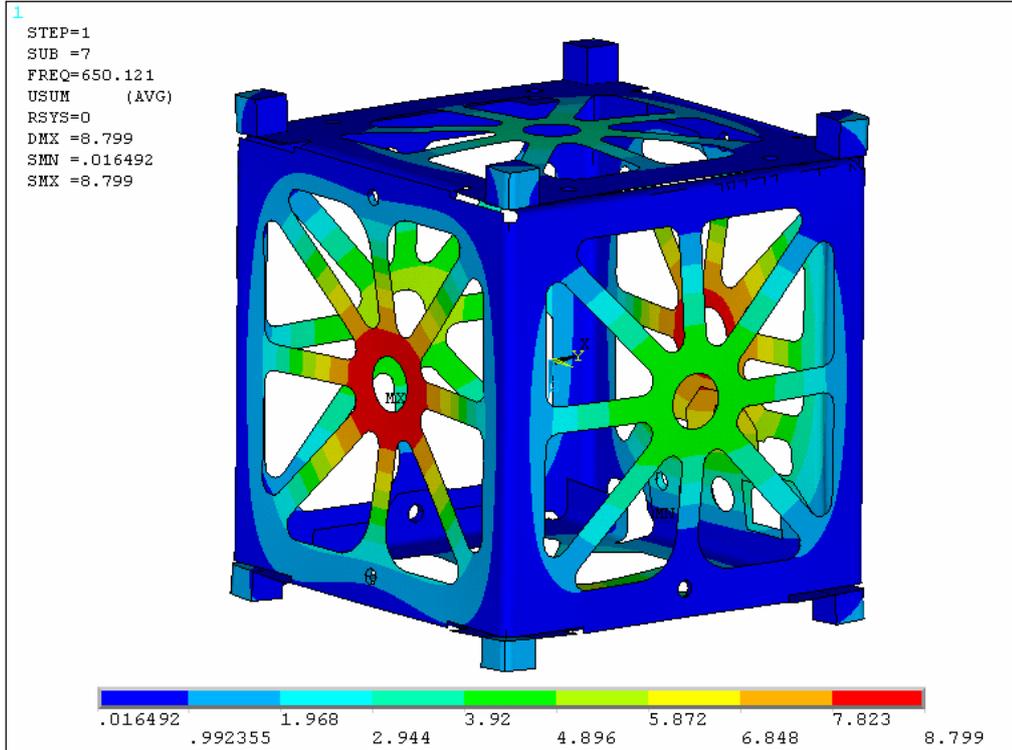
Şekil 4.16 REVC gövde iskeletinin serbest titreşim için sonlu eleman modeli

Analizlerde serbest modal analiz yapıldığından gövdeye hiçbir noktadan kısıtlama getirilmemiş ve yine 2000 Hz'ye kadar olan mod sonuçları elde edilmiştir. Buna ek olarak aradaki farkı daha rahat görebilmek için aynı analiz bu sefer ivmeölçerin kütlesi dahil edilmeden de tekrarlanmıştır. Tablo 4.8'de ivmeölçerin kütlesi dahil edilmeden yapılan analizin sonuçları toplu halde görülebilir. Tablodan da görülebileceği üzere beklendiği gibi sonuçlarda ilk altı mod frekansı değeri sistem katı cisim hareketi yaptığından sıfır çıkmıştır. 7. moda ait frekans ve mod şekli ise Şekil 4.17'de verilmektedir. Benzer şekilde ivmeölçer kütlelerinin dahil edildiği analiz sonuçları ve 7. moda ait frekans ve mod şekli sırasıyla Tablo 4.9 ve Şekil 4.18'de verilmektedir. Veriler incelendiğinde gerçekten de beklendiği üzere ivmeölçerin etkisi çok büyüktür. İlk

rezonans frekansı için mod şekilleri benzerlik gösterse de mod şeklinde 100 Hz'e yakın bir düşüş görülmüştür.

**Tablo 4.8** REVC gövde iskeleti serbest titreşim rezonans frekans değerleri

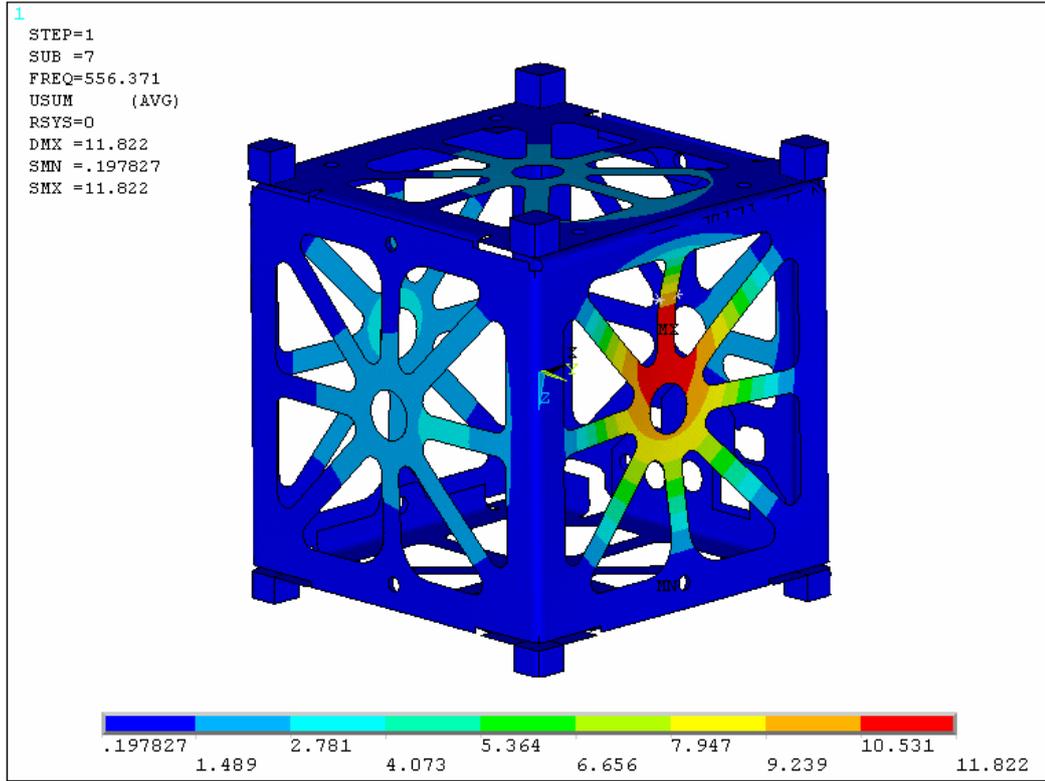
Mod No.	Frekans Değeri (Hz)	Mod No.	Frekans Değeri (Hz)
1	0.00	18	1387.10
2	0.00	19	1448.20
3	0.00	20	1490.40
4	0.00	21	1513.10
5	0.01	22	1538.70
6	0.01	23	1561.70
7	650.12	24	1611.80
8	680.48	25	1655.50
9	748.26	26	1703.30
10	751.65	27	1771.20
11	796.33	28	1790.40
12	851.61	29	1832.30
13	942.19	30	1864.70
14	1074.70	31	1905.90
15	1152.30	32	1939.70
16	1174.10	33	1973.90
17	1335.60		



**Şekil 4.17** REVC gövde iskeleti birinci rezonans mod şekli (7. mod)

**Tablo 4.9** REVC ve ivme ölçer dahil serbest titreşim rezonans frekans değerleri

Mod No.	Frekans Değeri (Hz)	Mod No.	Frekans Değeri (Hz)
1	0.00	18	1335.40
2	0.00	19	1385.70
3	0.00	20	1447.70
4	0.37	21	1489.90
5	0.61	22	1533.90
6	0.68	23	1553.20
7	556.37	24	1575.40
8	654.09	25	1654.70
9	714.67	26	1658.30
10	747.11	27	1705.90
11	793.13	28	1785.40
12	855.65	29	1814.20
13	900.92	30	1855.20
14	1055.10	31	1891.70
15	1075.60	32	1916.00
16	1151.10	33	1940.50
17	1174.50		

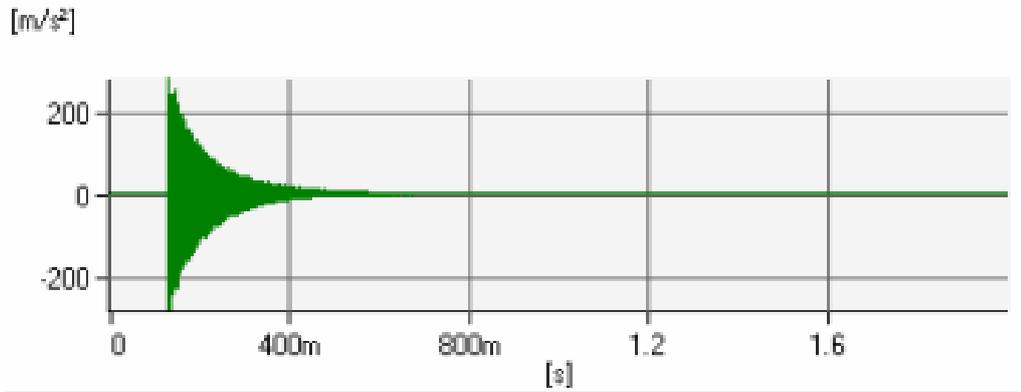


**Şekil 4.18** Gövde iskeleti ve ivmeölçer kütlesi birinci rezonans mod şekli (7. mod)

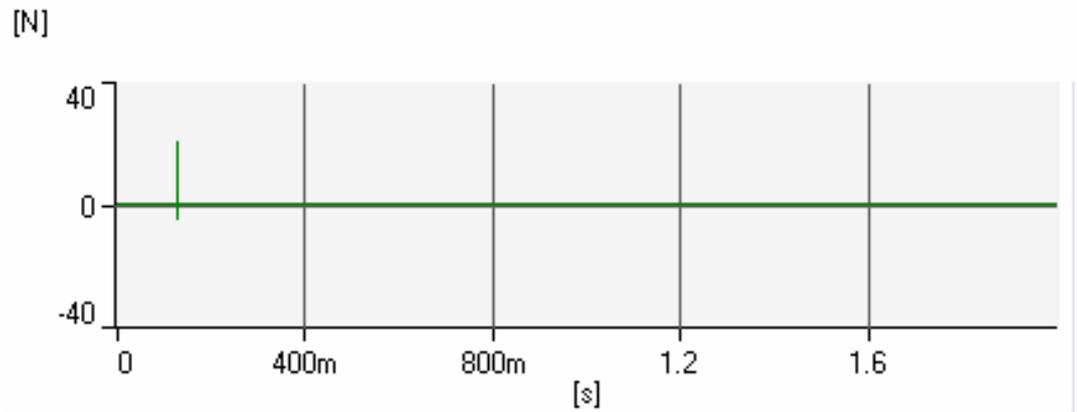
#### 4.4.2 Modal testler

Bu kısımda, İTÜ pSAT-1 uydusunun sonlu eleman modelini doğrulamak için yapılan çalışmalar aktarılmaktadır. Bu kapsamda yapılan modal testlerde gövde üzerinde Frekans Tepki Fonksiyonları (FTF) ölçülmüştür. Bunun için bir adet Brüel&Kjaer 4507 B ivmeölçer, bir adet Endevco 2302-50 modal çekiç ve bir Brüel&Kjaer analizör kullanılmıştır.

Şekil 4.19 ve Şekil 4.20'de yapı üzerinde ölçülen ivme ve kuvvet sinyalinin zamana bağlı değişimi verilmiştir Şekil 4.21'de ise ölçülen tipik bir FTF verilmiştir. Ölçümlerde çok temiz FTF'ler ölçülmüş olup, Şekil 4.22'de verilen koherans fonksiyonu (Şekil 4.21'deki FTF'nin koheransıdır) bunu doğrulamaktadır.

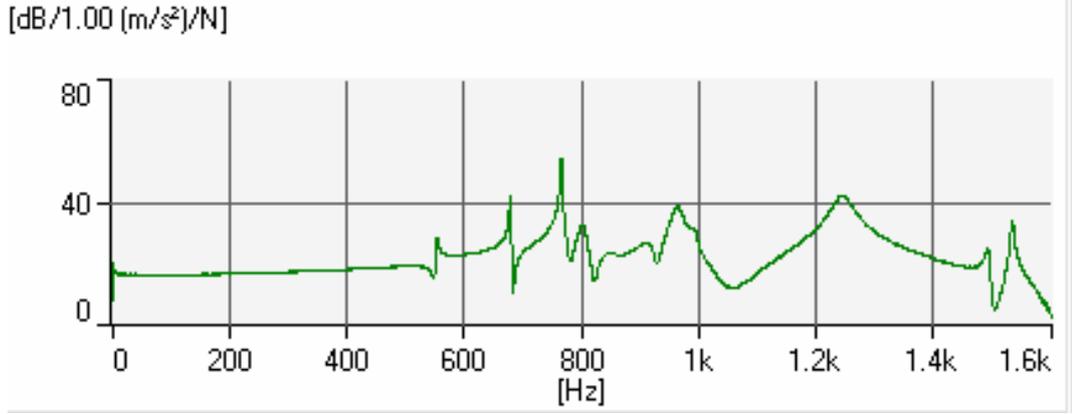


Şekil 4.19 Yapı üzerinden ivmeölçer ile ölçülen ivme verisi

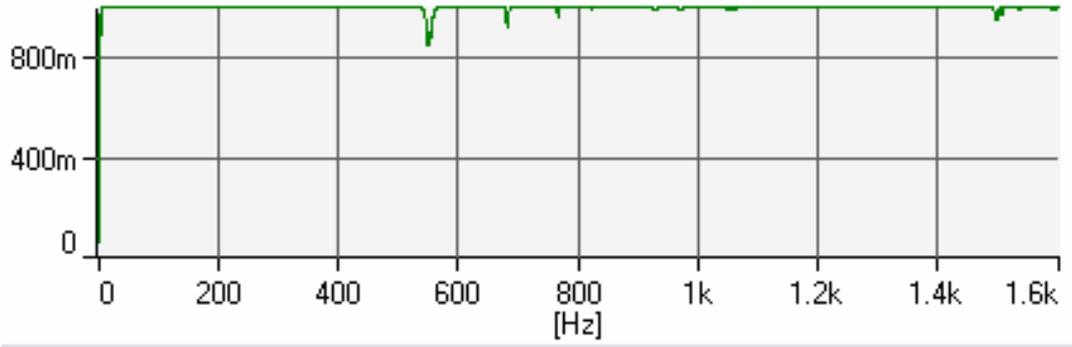


Şekil 4.20 Yapı üzerinden kuvvetölçer ile ölçülen kuvvet verisi



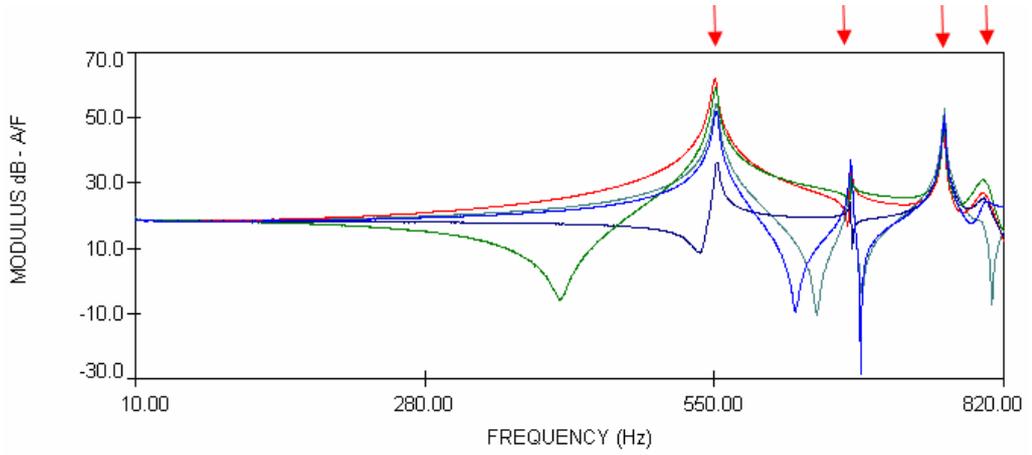


Şekil 4.21 Örnek bir frekans tepki fonksiyonu



Şekil 4.22 Koherans fonksiyonu

Yapı üzerinde birçok FTF ölçülerek, yapıya ait doğal frekanslar bu FTF'ler yardımıyla belirlenmiştir. Ölçülen FTF'lerden bir kısmı üst üste bindirilerek Şekil 4.23'de aynı grafikte çizdirilmiştir. Görüldüğü gibi, verilen aralıkta, 4 adet rezonans modu bulunmaktadır.



Şekil 4.23 Ölçülen bazı frekans tepki fonksiyonlarının çizdirilmesi

#### 4.4.3 Modal test sonuçları

Deneysel olarak tespit edilen ilk 4 doğal frekans ve bunların sonlu elemanlar modeli sonuçlarıyla karşılaştırması Tablo 4.10'da verilmiştir. Genel olarak %10'un altında hata ile elde edilen bu sonuçlarla oluşturulan sonlu eleman modelinin doğru olduğu değerlendirilmektedir. Benzer şekilde REVD uydu gövde yapısının da sonlu eleman modelinin oluşturulup modal testlerinin yapılmasının uygun olduğu değerlendirilmektedir.

**Tablo 4.10** Deneysel ve teorik doğal frekansların karşılaştırılması

Mod Numarası	Deneysel Doğal Frekans, Hz	Teorik Doğal Frekans, Hz	Fark, %
1	551.8	556.4	0.83
2	677.4	654.1	3.44
3	764.4	714.7	6.50
4	801.9	747.1	6.83

#### 4.5 Statik Analizler

Önceki bölümlerde de aktarıldığı üzere uydu yapısal sisteminin fırlatma esnasındaki dayanımını incelemek için g-yükü analizleri yapılmalıdır. Bu maksatla öncelikle Bölüm 4.2'de aktarılan yaklaşımla SPL içerisindeki yay kaynaklı sıkıştırma kuvveti ile fırlatma sistemi kaynaklı sanki-statik ve rasgele titreşim kaynaklı g-yükleri aynı anda uyduya uygulanmalıdır. Yukarıda Şekil 4.5'te bu yüklerin ve kısıtlama bölgelerinin uydu üzerindeki temsili gösterimi verilmiştir. Burada ise öncelikle rasgele titreşim kaynaklı yüklerin g-yükü olarak hesaplanmasına gidilecek ardından sanki-statik yük değerleri ile bulunan bu değerler birleştirilecektir.

##### 4.5.1 Rasgele titreşim yük faktörünün hesaplanması

Rasgele titreşim yüklerinin g-yüküne dönüştürülmesinde Bölüm 3.3'te de aktarıldığı üzere karmaşık sistemler için geliştirilmiş Miles yaklaşımı kullanılmaktadır. Denklem (3.10) 'u anımsamak maksadıyla tekrar yazarsak;

$$\ddot{x}_{RMS}^2 = \sum \left[ m_{etik,n} \sqrt{\frac{\pi}{4\zeta} f_n PSD(f_n)} \right]^2$$

Burada  $\zeta = 0.05$  sistemin sönümlenme katsayısını doğrudan yerine koyup  $PSD(f_n)$  için PSLV fırlatma firmasından sağlanan ve Tablo 4.11'de verilen değerleri her bir rezonans frekansı için kullanılabilir.  $f_n$  değerleri sistemin her bir moddaki frekansları olup Tablo

4.7'deki değerler yerine konacaktır. Bununla beraber  $m_{etk,n}$ , modal etkin ktle değerleri, her bir eksen için ANSYS yazılımından elde edilmiştir (EK A bölümünde verilen tablolar incelenebilir).

**Tablo 4.11** PSLV fırlatma sisteminin rasgele titreşim seviyeleri (PSLV, 2005)

Frequency	Qualification PSD (g <sup>2</sup> /Hz)
20	0.002
110	0.002
250	0.034
1000	0.034
2000	0.009
GRMS	6.7

Sonuç olarak sistemin genel rasgele titreşim yk faktörü her bir eksen için Tablo 4.12'deki gibi bulunmuştur.

**Tablo 4.12** İT pSAT-1 rasgele titreşim kaynaklı yk faktörleri

EKSEN	$RTY_x$	$RTY_y$	$RTY_z$
YK FAKTÖRÜ	$\mp 13.8$ g	$\mp 14.7$ g	$\mp 11.1$ g

#### 4.5.2 Yüklerin birleştirilmesi

Uydunun içine yerleşeceği SPL'nin fırlatma sistemine hangi eksen ile çakışık olarak yerleştirileceği bilinmediğinden analizlerde güvenli tarafta kalmak açısından sanki-statik yük faktörü her yönde aynı alınmıştır (Tablo 4.13). Ancak PSLV fırlatma el kitabında verilen değer % 20 lik bir güvenlik faktörü ile çarpılarak 13.2 g değerinde sanki-statik yük faktörü elde edilmiştir. Bu sayede güvenli tarafta kalınması amaçlanmıştır.

**Tablo 4.13** İT pSAT-1 sanki-statik g-yükü faktörleri

EKSEN	$SSY_x$	$SSY_y$	$SSY_z$
YK FAKTÖRÜ	$\mp 11$ g	$\mp 11$ g	$\mp 11$ g

**Tablo 4.14** g-yüklerinin birleştirilmesi

Yük Seti	x	y	z
A1...8	$\mp\sqrt{SSY^2 + RTY^2}$	$\mp SSY$	$\mp SSY$
B1...8	$\mp SSY$	$\mp\sqrt{SSY^2 + RTY^2}$	$\mp SSY$
C1...8	$\mp SSY$	$\mp SSY$	$\mp\sqrt{SSY^2 + RTY^2}$

SSY: Sanki-Statik Yük  
RTY: Rasgele Titreşim Yükü

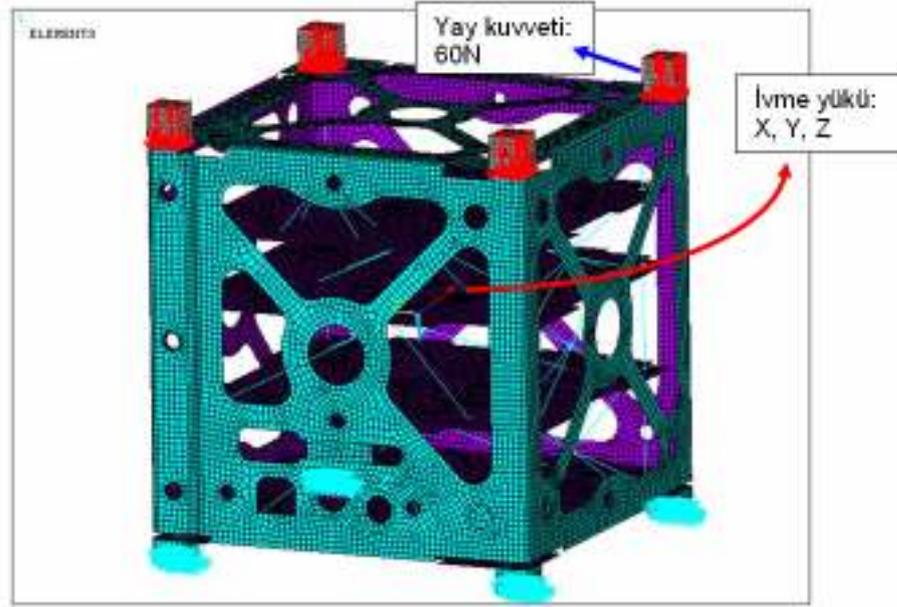
Tablo 4.14'te uyduya uygulanacak genel yük setleri ve Tablo 4.15'te ise her bir yük setindeki yük faktörleri görülebilir.

**Tablo 4.15** İTÜ pSAT-1 g-yük faktörleri

Yük Seti	Yük Faktörleri (g)		
	x	y	z
A.1	19.15	13.20	13.20
A.2	19.15	-13.20	13.20
A.3	19.15	13.20	-13.20
A.4	19.15	-13.20	-13.20
A.5	-19.15	13.20	13.20
A.6	-19.15	-13.20	13.20
A.7	-19.15	13.20	-13.20
A.8	-19.15	-13.20	-13.20
B.1	13.20	19.80	13.20
B.2	-13.20	19.80	13.20
B.3	13.20	19.80	-13.20
B.4	-13.20	19.80	-13.20
B.5	13.20	-19.80	13.20
B.6	-13.20	-19.80	13.20
B.7	13.20	-19.80	-13.20
B.8	-13.20	-19.80	-13.20
C.1	13.20	13.20	17.27
C.2	13.20	-13.20	17.27
C.3	-13.20	13.20	17.27
C.4	-13.20	-13.20	17.27
C.5	13.20	13.20	-17.27
C.6	13.20	-13.20	-17.27
C.7	-13.20	13.20	-17.27
C.8	-13.20	-13.20	-17.27

#### 4.5.3 Statik analiz sonuçları

Yukarıda aktarılan yaklaşımlar doğrultusunda İTÜ pSAT-1 uydusunun statik analizlerinde yay sıkıştırma yükü sabit kalmak kaydıyla ve g-yükleri her bir yük seti için ayrı ayrı uygulanmak üzere yukarıda belirtilen sınır koşullarında sisteme girilmiştir. Şekil 4.24'de uydunun sonlu eleman ağı ve uygulanan yük ve sınır koşulları bir arada görülebilir.

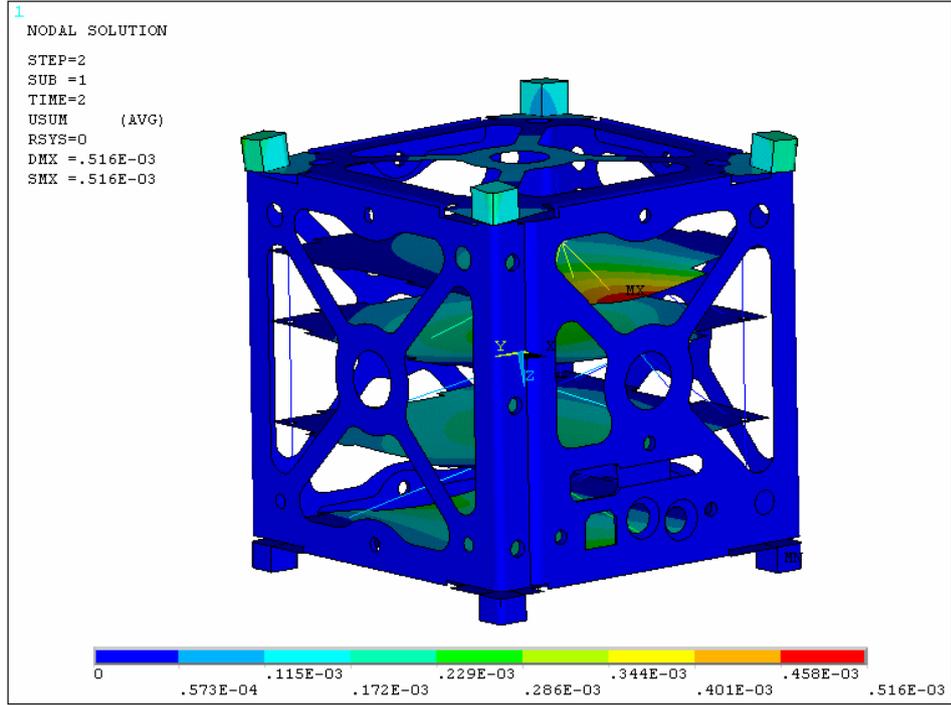


**Şekil 4.24** Statik analizler için yükler ve sınır koşulları

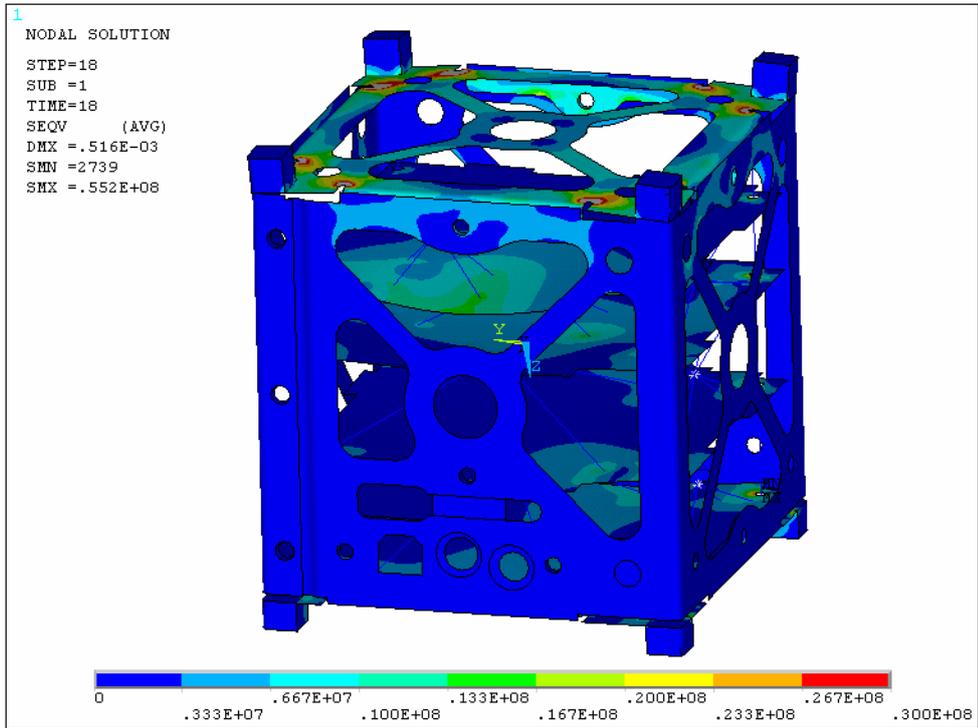
ANSYS yazılımı ile her bir yük seti için yapılan statik analiz sonuçları Tablo 4.16'da verilmiştir. En yüksek yer değiştirme değeri C2 yük setinde 0.516 mm olarak ortaya çıkmıştır. Yine bu yük setindeki en yüksek von Mises gerilme değeri de 55.2 MPa olarak bulunmuştur. Elde edilen sonuçlar ışığında yapısal sistemin kritik bir sorun ile karşılaşmadan çalışabileceği değerlendirilmektedir. Şekil 4.25 ve Şekil 4.26'da C2 yük seti kullanılarak elde edilen statik analiz sonucu elde edilen, sırasıyla uydu üzerindeki yer değiştirme ve von Mises gerilme dağılımları görülebilir. Genel olarak tüm yük setlerinde en yüksek gerilmelerin çıktığı yerler bağlantı noktaları civarındadır. Uydunun geneline bakıldığında ortaya çıkan gerilmelerin dağılımı daha düşük seviyelerdedir. B sebepten ötürü gerilme dağılımının verildiği şekilde, tekil bölgelerinin dikkate alınmaması ve genel olarak uydu üzerindeki dağılımı görebilmek adına ölçek 0-30 MPa arasına ayarlanmıştır.

**Tablo 4.16** Statik analiz sonuçları

<b>Yük Seti</b>	<b>Yer değiştirme (mm)</b>	<b>von Mises (MPa)</b>
A.1	0.360	52.4
A.2	0.491	49.7
A.3	0.341	48.8
A.4	0.250	60.7
A.5	0.256	60.9
A.6	0.343	52.5
A.7	0.485	49.9
A.8	0.355	52.1
B.1	0.283	49.7
B.2	0.262	59.8
B.3	0.350	49.0
B.4	0.470	49.7
B.5	0.476	51.4
B.6	0.354	56.3
B.7	0.258	59.6
B.8	0.278	49.9
C.1	0.384	58.7
C.2	0.516	55.2
C.3	0.310	66.1
C.4	0.376	60.1
C.5	0.373	48.9
C.6	0.305	65.9
C.7	0.510	54.1
C.8	0.378	58.5



Şekil 4.25 Uydu üzerindeki yer değiştirme dağılımı (Birim: m)



Şekil 4.26 Uydu üzerindeki von Mises gerilme dağılımı (Birim: Pascal)

#### 4.6 Rasgele Titreşim Analizleri

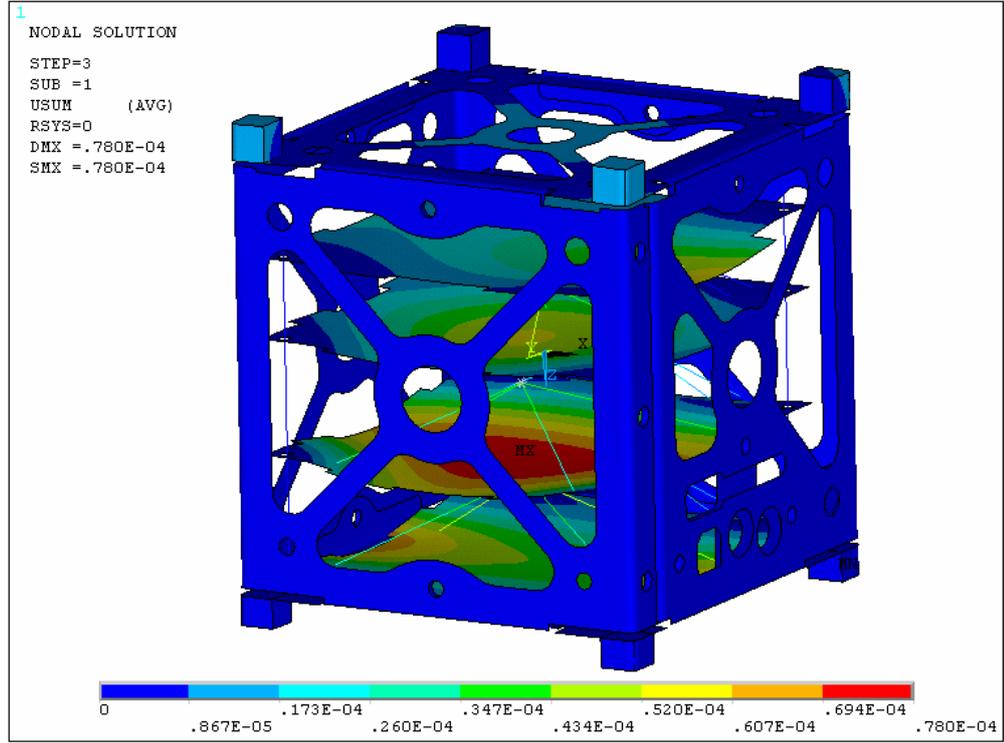
İTÜ pSAT-1 uydusunun fırlatma sistemi tarafından istenen rasgele titreşim seviyelerine dayanabildiğinin gösterilmesi gerekmektedir. Bu maksatla rasgele titreşim testleri yapılmalıdır. Ancak içinde bulunulan süreçte testlerin yapılmasına daha geçilmemiştir. Dolayısı ile yukarıda yapılan statik analizlerin haricinde yine ANSYS v11 yazılımı yardımıyla uydunun rasgele titreşim analizleri yapılmıştır. Bu analizlerde PSLV fırlatma kılavuzundan elde edilen yük spektrumu kullanılmıştır (Tablo 4.11). Analizlerde ihtiyaç duyulan sistem sönümlenme katsayısı için genel yaklaşım olan  $\zeta = 0.05$  değeri kullanılmıştır (Wijker, 2008).

Rasgele titreşim analizleri için modal ve statik analizler için de kullanılan sonlu eleman modeli kullanılmıştır. Bununla beraber modal analiz sonuçlarından da görüldüğü üzere 2000 Hz'ye kadar olan tüm modlar (63 mod) rasgele titreşim analizlerinde dikkate alınmıştır. PSD yükünün uygulama eksenini olarak z-ekseni alınmış ve kısıtlama bölgelerinden tüm düğüm noktalarına uygulanmıştır. Analizler sonucunda yer değiştirme ve gerilme ile hız ve ivme dağılımları elde edilebilmektedir. Ancak bu değerler 1-sigma ( $1\sigma$ ) değerlerdir. Dolayısı ile değerlerin daha gerçekçi olabilmesi için  $3\sigma$  değerleri dikkate alınacaktır.

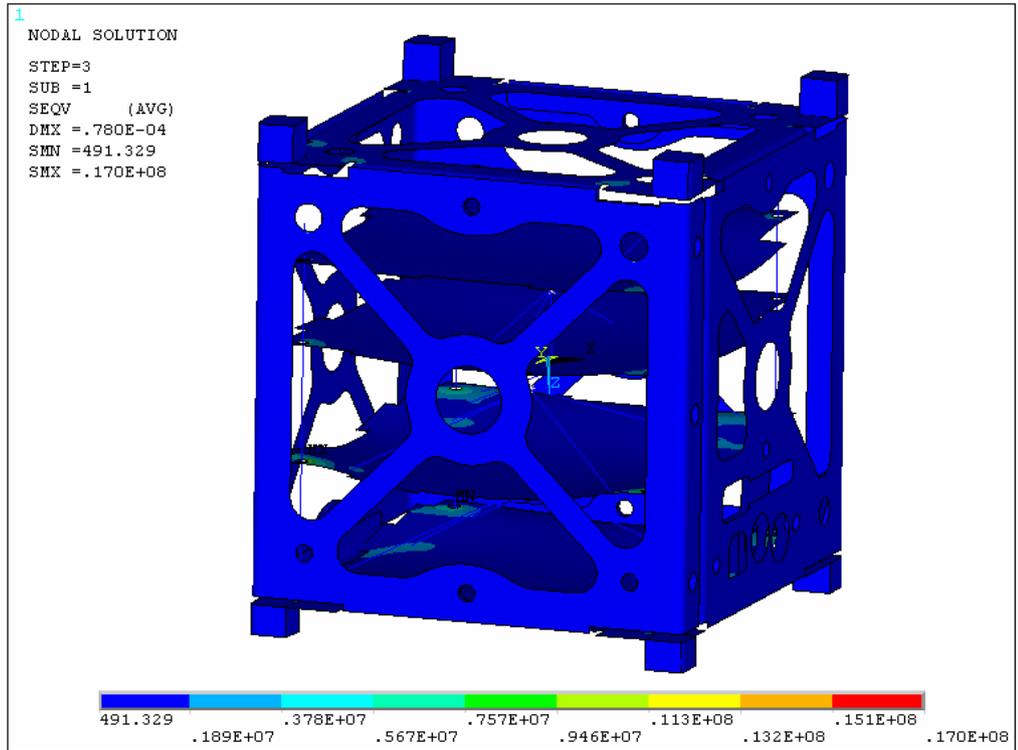
Rasgele titreşim analizleri sonucu elde edilen yapı üzerindeki  $1\sigma$  yer değiştirme, von Mises gerilme, hız ve ivme değerlerinin dağılımı sırasıyla Şekil 4.27, Şekil 4.28, Şekil 4.29 ve Şekil 4.30 'da verilmektedir.

Sonuçlar incelendiğinde statik analizde de olduğu üzere en yüksek yer değiştirme değeri 0.234 mm ( $3\sigma$ ) ile baskı devreleri üzerinde çıkmaktadır. En yüksek von Mises gerilmesi ise 51.0 MPa ( $3\sigma$ ) olarak bulunmuştur. Rasgele titreşim analizi sonucunda elde edilen ivme dağılımı kullanılarak baskı devrelerinin üzerine gelen ataletsel yükler hakkında fikir sahibi olunabilir.

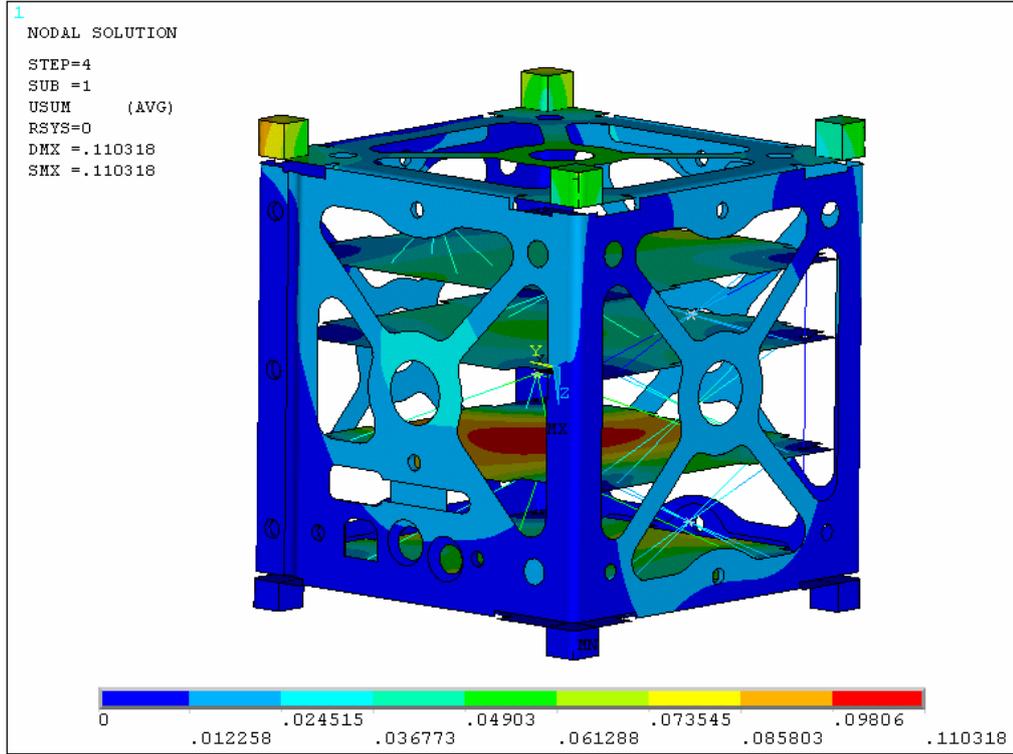




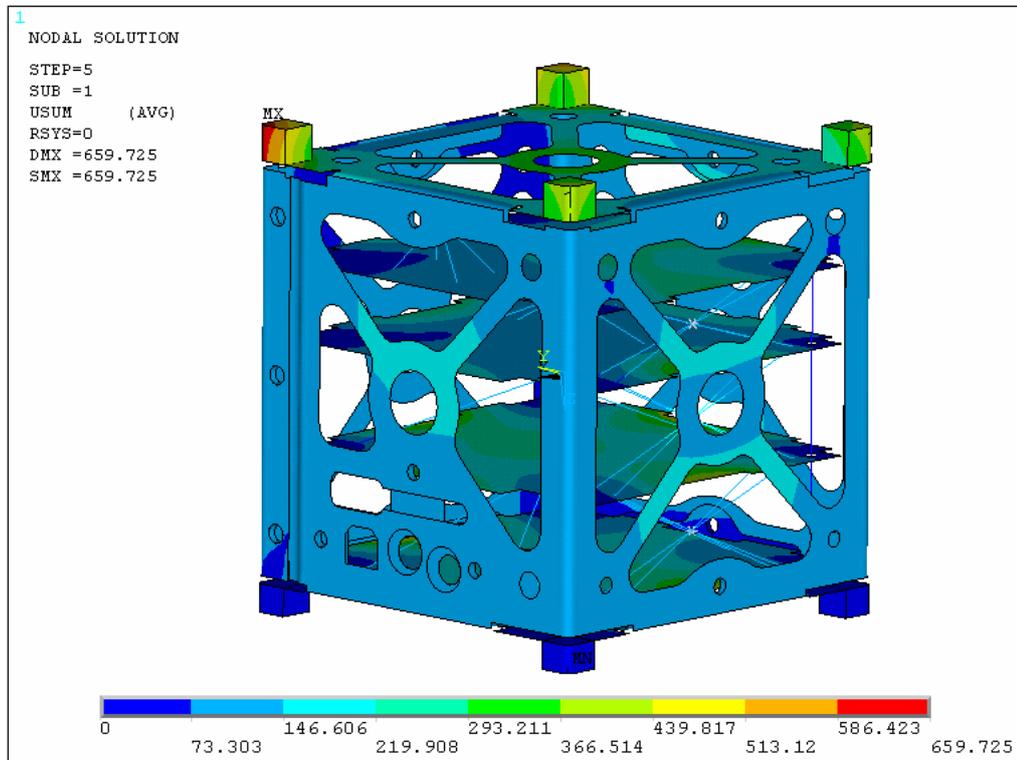
Şekil 4.27 Rasgele titreşim analizi  $1\sigma$  yer değiştirme dağılımını (Birim : m)



Şekil 4.28 Rasgele titreşim analizi  $1\sigma$  von Mises gerilme dağılımını (Birim : Pa)



Şekil 4.29 Rasgele titreşim analizi  $1\sigma$  hız dağılımı (Birim : m/s)



Şekil 4.30 Rasgele titreşim analizi  $1\sigma$  ivme dağılımı (Birim :  $m/s^2$ )

## 5 DEĞERLENDİRME

Yapılan bu tez çalışmasında uydu tasarım çalışmalarının önemli bir parçası olan uydu sisteminin dış etkilere karşı davranışı incelenmiştir. Öncelikle uydunun üretimden yörüngedeki görev sonuna kadar karşılaşılabileceği ortamlar araştırılmış ve bu ortamların yapısal sisteme etkileri incelenmiştir. İnceleme sonucunda yapısal sistemin en yüksek mekanik zorlamaya fırlatma sürecinde maruz kaldığı tespit edilmiştir. Bu zorlamalar titreşim yükleri olarak uyduya etki etmekle beraber belirli kabullerle bu yüklerin sanki-statik yüke dönüştürülüp statik analizlerin yapılabileceği görülmüştür. Bu düşünce ışığında fırlatma sürecindeki zorlamalar ayrıntılı araştırılmış ve analiz yöntemleri aktarılmıştır.

Genel olarak aktarılan fırlatma esnasındaki uydu yapısal sistem davranışının incelenmesi çalışmaları özelde Türkiye'nin ilk üniversite uydusu projesi olan İTÜ pSAT-1 piko-uydusunun yapısal davranışlarının incelenmesi uygulaması ile devam ettirilmiştir. Bu maksatla İTÜ pSAT-1 uydusunun öncelikle Ocak 2009 içerisinde fırlatılması öngörülen PSLV fırlatma sistemi kaynaklı yapısal gereksinimleri belirlenmiş ve bu gereksinimlerin karşılanıp karşılanmadığı gösterilmiştir. Uydunun PSLV fırlatma sistemi ile arayüzleri incelenip ANSYS yazılımında oluşturulan sonlu eleman modelinde bu sınır koşulları uygulanmıştır. İlk etapta önemli bir gereksinim olan katılık gereksiniminin karşılandığı modal analizlerle gösterilmiştir. Oluşturulan sonlu eleman modelinin doğruluğunu göstermek için sadece gövde iskeletinin modal testleri yapılmış ve %10'un çok altında bir hata elde edilerek sayısal modelin doğruluğu gösterilmiştir.

Modal analizlerden elde edilen doğal frekans verileri ile rasgele titreşim yük faktörleri belirlenip sanki-statik yük faktörleri ile birleştirilmiştir. Bu sayede uyduya gelecek yükler belirlenmiş ve sonlu eleman analizleri yapılmıştır. Buna ek olarak uydunun fırlatma sistemi el kitabından alınan yük spektrumu ile rasgele titreşim analizleri de yapılmıştır. Elde edilen sonuçlar ışığında İTÜ pSAT-1 uydusu yapısal sisteminin fırlatma sistemi tarafından belirtilen koşullar altında bir sorun ile karşılaşmayacağı değerlendirilmektedir.

Yapılan analizlerde sayısal yöntem kullanılması, gerçekteki ortamın birçok kabul yapılarak sonlu eleman modeline tam olarak yansıtılamaması, donanımların kütle

dağılımının kesin ölçümler yapılmadan varsayımlarla yapılması gibi birçok nedenden ötürü uydunun testlerinin yapılması büyük önem kazanmaktadır. Tüm bu nedenlerin haricinde fırlatma sisteminin uyduyu kabul edebilmesi için özellikle sinüzoidal ve rasgele titreşim testlerinin yapılması gerekmektedir. İTÜ pSAT-1 uydusunun tezin hazırlanma sürecinde kapsamlı yapısal testleri yapılmamıştır. Buna karşılık bu tezden elde edilen sonuçların yapılacak testlere bir girdi oluşturmasının uygun olacağı değerlendirilmektedir. Analiz sonuçları ile uydu yapısal sistemi üzerindeki kritik bölgeler önceden tahmin edilmiş ve testlerde önemsenmesi gereken yerler olarak belirlenmiş olacaktır.

Bunların haricinde elde edilen sonuçlar incelendiğinde görülmüştür ki İTÜ pSAT-1 uydu yapısal sistemi belirtilen koşullar altında dayanıklı bir yapıdadır. Uyduda kullanılan devre ve donanımların davranışlarının daha esnek olduğu görülmektedir. Bu nedenden ötürü ileriki çalışmalarda özellikle uydu görevi ile doğrudan ilişkili olan kamera devresinin yapısal davranışının detaylı incelenmesinin uygun olacağı değerlendirilmektedir.

Bu tezde de aktarıldığı üzere uydu sadece fırlatma esnasındaki ortam yüklerine maruz kalmamakta aynı zamanda uzayda da birçok farklı ortam yüklerine de maruz kalmaktadır. Tüm sistemin sağlığı düşünüldüğünde uydunun karşılaşacağı bütün ortamlara dayanıklı olması zorunludur. Özellikle elektronik donanımların radyasyon ortamından korunması görevin idame ettirilebilmesi için önemlidir. Bu konu da üzerinde ayrıntılı araştırmaların yapılabileceği bir alan olarak ortaya çıkmaktadır.

## KAYNAKLAR

**ANSYS v11.0**, Release 11.0 Documentation for ANSYS

**Astrofein – Astro und Feinwerktechnik Adlershof GmbH**, 2008, SPL – Single Picosatellite Launcher Specification Dokümanı

**Cihan, M., Haktanır, O. O., Akbulut, İ. ve Aslan A. R.**, 2008. Flight Dynamic Analysis of ITUPSAT1, International Workshop on Small Satellites, New Mission and New Technologies, Harbiye Askeri Müzesi, İstanbul, Türkiye, 05-07 Haziran, 2008.

**DNEPR**, 2001. Space launch system DNEPR user's guide, International Space Company Kosmotras, Moscow.

**ECSS-E-10-04A**, 2000. Space environment, *European Cooperation for Space Standardization*, Netherlands

**Griffin, M. D. ve French, J. R.**, 2004. Space vehicle design, AIAA Education Series, USA.

**Haktanır, O. O.**, 2008. İTÜ pSAT-1 ana taşıyıcı sisteminin ulusal yetenekler kullanılarak üretilebilirlik etüdü, *Lisans Bitirme Çalışması*, İ.T.Ü. Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uzay Mühendisliği Bölümü, İstanbul.

**Körük, H., Gürses, K. ve Şanlıtürk, K. Y.**, 2007. Helikopter kuyruk konisinin deneysel modal analizi ve deneysel sonuçların sayısal model sonuçları ile karşılaştırılması, *13.Ulusal Makina Teorisi Sempozyumu*, Cumhuriyet Üniversitesi, Sivas, 07-09 Haziran, s. 453-464.

**Larson, J. W. ve Wertz, J. R.**, 1992. Space mission analysis and design, Microcosm, Inc., California.

**Lutes, L. D. ve Sarkan, S.**, 2004. Random Vibrations Analysis of Structural and Mechanical Systems, Elsevier Inc., USA.

**NASA-SSP-5000C**, 2002. Payload Flight Equipment Requirements and Guidelines for Safety-Critical Structures, *NASA SSP Standard*, USA.

**NASA-STD-5002**, 1996. Loads analysis of spacecraft and payloads, *NASA Technical Standard*, USA.

**NASA-STD-7003**, 1999. Pyroshock test criteria, *NASA Technical Standard*, USA.

**Nason, I., Suari, J. P. ve Twiggs, R.**, 2002. Development of a family of picosatellite deployers based on the CubeSat standard, Aerospace Conference Proceedings, IEEE, 9-16 Mart, s.1-457 – 1-464, vol. 1.

**PSLV**, 2005. Polar satellite launch vehicle user's manual, Indian Space Research Organisation, India.

**Sarafin, T. P.**, 1995. Spacecraft structures and mechanisms from concept to launch, Microcosm, Inc., California.

- Thomson, W. T.**, 1997. Theory of vibration with applications, Chapman & Hall Pres, London.
- Tribble, A. C.**, 2003. The space environment, Princeton University Press, USA.
- Wijker, J. J.**, 2004. Mechanical vibrations in spacecraft design, Springer Press, New York.
- Wijker, J. J.**, 2008. Spacecraft Structures, Springer Press, New York.

## EKLER

### EK A Rasgele Titreşim Yük Faktörlerinin Hesaplanması

Tablo A.1 Tüm modlar için eksenlere göre etkin kütleler

Mod No.	Frekans (Hz)	EKSENLERE GÖRE ETKİN KÜTLELER (gram)						Mod için Toplam
		x	y	z	rotx	roty	rotz	
1	128.95	1.48	4.24	108.50	0.00	0.13	0.01	114.35
2	137.26	0.04	0.02	167.04	0.00	0.00	0.00	167.10
3	162.73	0.00	12.48	174.33	0.02	0.00	0.00	186.84
4	196.14	0.60	0.48	252.98	0.01	0.00	0.00	254.06
5	213.31	103.16	1.20	3.38	0.00	0.14	0.03	107.91
6	333.15	3.85	155.56	5.68	0.17	0.02	0.08	165.35
7	336.75	6.18	94.35	15.63	0.09	0.00	0.00	116.25
8	357.86	138.80	4.29	0.53	0.00	0.05	0.01	143.68
9	367.92	100.12	0.80	0.03	0.00	0.05	0.00	101.01
10	429.95	3.28	200.60	0.20	0.05	0.00	0.00	204.13
11	434.20	8.55	15.83	3.39	0.01	0.00	0.00	27.78
12	475.86	180.23	5.90	0.01	0.00	0.00	0.01	186.15
13	579.32	0.04	9.05	0.03	0.01	0.00	0.00	9.13
14	631.79	3.23	3.69	15.74	0.00	0.00	0.00	22.66
15	641.98	0.38	44.09	9.07	0.01	0.00	0.00	53.54
16	644.44	1.26	7.79	0.06	0.00	0.00	0.00	9.12
17	653.79	0.20	37.29	5.00	0.01	0.00	0.00	42.50
18	667.27	5.23	0.39	1.20	0.00	0.00	0.00	6.83
19	709.55	15.77	0.27	0.07	0.00	0.00	0.00	16.10
20	716.70	0.33	12.35	0.13	0.01	0.00	0.00	12.81
21	740.73	0.06	1.04	5.47	0.00	0.00	0.00	6.58
22	752.77	5.92	0.03	2.21	0.00	0.00	0.00	8.16
23	756.87	0.07	1.08	0.63	0.00	0.00	0.00	1.78
24	822.84	0.82	0.26	25.98	0.09	0.00	0.00	27.15
25	847.42	0.32	0.00	0.00	0.03	0.01	0.00	0.36
26	851.77	11.77	0.02	0.00	0.00	0.00	0.00	11.80
27	852.72	1.95	0.02	0.15	0.00	0.00	0.00	2.13
28	897.66	1.28	0.47	0.89	0.02	0.01	0.00	2.66
29	901.73	0.17	2.38	0.11	0.00	0.00	0.00	2.66
30	913.93	0.04	4.75	0.83	0.05	0.01	0.00	5.66
31	919.61	3.07	0.28	0.17	0.01	0.09	0.00	3.62
32	951.20	1.69	2.39	0.00	0.00	0.00	0.00	4.07
33	987.68	52.52	1.98	0.01	0.00	0.01	0.00	54.52
34	1077.96	0.00	0.20	49.24	0.01	0.00	0.00	49.46

35	1147.59	0.19	19.43	3.21	0.03	0.00	0.00	22.87
36	1183.34	1.06	50.11	0.20	0.01	0.00	0.00	51.38
37	1227.70	0.34	21.11	0.88	0.05	0.00	0.00	22.38
38	1308.75	0.69	1.81	2.06	0.00	0.00	0.00	4.57
39	1321.07	19.81	0.05	0.16	0.00	0.13	0.00	20.16
40	1350.74	0.01	0.20	5.85	0.00	0.00	0.00	6.06
41	1425.35	0.29	15.22	6.19	0.00	0.00	0.00	21.71
42	1479.49	0.08	8.47	0.57	0.00	0.00	0.00	9.12
43	1490.21	2.12	0.21	0.04	0.01	0.00	0.03	2.41
44	1512.90	0.17	1.51	0.01	0.01	0.00	0.02	1.71
45	1526.08	0.25	6.56	0.02	0.00	0.00	0.00	6.83
46	1557.16	6.04	0.15	0.38	0.00	0.00	0.01	6.58
47	1561.36	13.35	0.04	1.49	0.00	0.00	0.01	14.88
48	1593.09	5.52	0.16	0.54	0.00	0.01	0.00	6.24
49	1664.19	0.90	1.44	1.55	0.00	0.01	0.02	3.93
50	1689.98	16.08	0.28	2.36	0.00	0.03	0.00	18.75
51	1711.46	0.08	5.19	35.82	0.00	0.00	0.00	41.10
52	1753.96	0.14	1.24	1.99	0.00	0.00	0.00	3.37
53	1779.78	0.08	0.42	4.40	0.00	0.00	0.00	4.91
54	1811.27	0.01	0.07	4.39	0.02	0.00	0.00	4.50
55	1846.01	0.73	0.52	0.04	0.00	0.00	0.00	1.29
56	1851.59	0.02	0.81	0.36	0.00	0.00	0.00	1.18
57	1879.41	0.10	0.00	3.56	0.00	0.00	0.00	3.66
58	1889.75	0.53	0.14	0.01	0.00	0.00	0.00	0.68
59	1907.58	0.48	0.28	3.64	0.00	0.00	0.00	4.41
60	1911.46	0.42	0.03	1.12	0.00	0.00	0.00	1.57
61	1935.50	1.83	0.00	0.24	0.00	0.00	0.00	2.07
62	1940.73	7.18	0.42	0.06	0.00	0.01	0.00	7.67
63	1953.66	1.05	4.72	0.52	0.00	0.00	0.00	6.29



**Tablo A.2** Her bir eksen için toplam Grms değerleri

Mode No	Frekans (Hz)	Eksenel Grms Değerleri (g yükü)		
		x	y	z
1	128.95	0.019	0.054	1.391
2	137.26	0.001	0.000	2.963
3	162.73	0.000	0.448	6.258
4	196.14	0.040	0.032	16.895
5	213.31	8.849	0.103	0.290
6	333.15	0.684	27.663	1.011
7	336.75	1.111	16.961	2.809
8	357.86	26.515	0.820	0.100
9	367.92	19.664	0.158	0.006
10	429.95	0.752	46.039	0.045
11	434.20	1.982	3.669	0.785
12	475.86	45.780	1.498	0.002
13	579.32	0.012	2.799	0.009
14	631.79	1.088	1.245	5.309
15	641.98	0.131	15.108	3.107
16	644.44	0.433	2.681	0.022
17	653.79	0.069	13.015	1.744
18	667.27	1.863	0.139	0.429
19	709.55	5.971	0.102	0.025
20	716.70	0.128	4.724	0.048
21	740.73	0.025	0.412	2.163
22	752.77	2.380	0.011	0.888
23	756.87	0.027	0.437	0.256
24	822.84	0.360	0.113	11.412
25	847.42	0.146	0.000	0.000
26	851.77	5.352	0.008	0.000
27	852.72	0.887	0.008	0.070
28	897.66	0.614	0.224	0.427
29	901.73	0.083	1.146	0.051
30	913.93	0.017	2.315	0.404
31	919.61	1.505	0.138	0.086
32	951.20	0.856	1.211	0.000
33	987.68	27.688	1.045	0.003
34	1077.96	0.001	0.117	28.336
35	1147.59	0.106	10.609	1.752
36	1183.34	0.578	27.386	0.110
37	1227.70	0.185	11.521	0.479
38	1308.75	0.375	0.975	1.115
39	1321.07	10.672	0.025	0.089
40	1350.74	0.005	0.106	3.129
41	1425.35	0.153	7.961	3.238
42	1479.49	0.040	4.330	0.291
43	1490.21	1.079	0.109	0.019

44	1512.90	0.087	0.758	0.003
45	1526.08	0.125	3.279	0.009
46	1557.16	2.965	0.072	0.185
47	1561.36	6.532	0.018	0.728
48	1593.09	2.645	0.078	0.260
49	1664.19	0.409	0.656	0.704
50	1689.98	7.146	0.124	1.051
51	1711.46	0.037	2.260	15.605
52	1753.96	0.058	0.518	0.830
53	1779.78	0.034	0.172	1.784
54	1811.27	0.006	0.026	1.713
55	1846.01	0.273	0.193	0.015
56	1851.59	0.006	0.298	0.133
57	1879.41	0.036	0.001	1.261
58	1889.75	0.184	0.048	0.003
59	1907.58	0.163	0.095	1.234
60	1911.46	0.142	0.009	0.377
61	1935.50	0.590	0.001	0.076
62	1940.73	2.294	0.134	0.020
63	1953.66	0.326	1.472	0.161
Eksen		x	y	z
Genel Grms		13.87	14.75	11.12

## **ÖZGEÇMİŞ**

Ali Gündoğdu 1982 yılında İstanbul'da doğmuştur. İlk ve orta öğrenimini İstanbul'da tamamlamıştır. 1999 yılında İngilizce hazırlık sınıfında başladığı İstanbul Teknik Üniversitesi, Uzay Mühendisliği Bölümü lisans öğrenimini 2005 yılında tamamlamıştır. Aynı yıl, aynı üniversitenin Uçak ve Uzay Mühendisliği Yüksek Lisans Programı'na kayıt yaptırmış ve halen öğrenimine devam etmektedir.