

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**BİR HABERLEŞME UYDUSUNDA FAYDALI YÜK PANEL TASARIMI VE
KALİFİKASYONU**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Uğur CANBOLAT

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Zahit Mecitoğlu

HAZİRAN 2023

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**BİR HABERLEŞME UYDUSUNDA FAYDALI YÜK PANEL TASARIMI VE
KALİFİKASYONU**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Uğur CANBOLAT
(511181140)**

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Zahit Mecitoğlu

HAZİRAN 2023

İTÜ, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün 511181140 numaralı Yüksek Lisans / Doktora Öğrencisi Uğur CANBOLAT, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “BİR HABERLEŞME UYDUSUNDA FAYDALI YÜK PANELİ TASARIMI VE KALİFİKASYONU” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

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

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Vedat Ziya Doğan**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Fatih USTA
Gebze Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : 26 Mayıs 2023
Savunma Tarihi : 20 Haziran 2023





Sevgili babama,



ÖNSÖZ

Bu çalışmanın gerçekleştirilmesinde, değerli bilgilerini benimle paylaşan, kendisine ne zaman danışsam bana kıymetli zamanını ayıran değerli danışman hocam Prof. Dr. Zahit MECİTOĞLU'na teşekkürü bir borç biliyor ve şükranlarımı sunuyorum. Yine sağlamış olduğu imkalarla yüksek lisansıma devam edebildiğim şirketim TUSAŞ'a ve çalışmamda konu, kaynak ve yöntem açısından bana yardımda bulunarak yol gösteren Abdulkadir ÇEKİÇ'e teşekkürlerimi sunarım.

Eğitim hayatım boyunca bilgilerinden, tecrübelerinden ve ilgilerinden istifade ettiğim bütün öğretmenlerimin hepsine teker teker teşekkürlerimi sunuyorum. Son olarak, bu günlere gelmemde büyük pay sahibi olan sevgili aileme ve bana her konuda sonsuz destek olan sevgili eşim Sultan CANBOLAT'a en içten duygularıyla teşekkür eder ve en derin sevgilerimi sunarım.

Haziran 2023

Uğur Canbolat



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xi
SEMBOLLER	xiii
ÇİZELGE LİSTESİ	xv
ŞEKİL LİSTESİ	xvii
ÖZET	xx
SUMMARY	xxiii
1. GİRİŞ	25
1.1 Çalışmaya Genel Bakış	25
1.2 Motivasyon	25
1.3 Amaç	26
1.4 Tez Şablonu	26
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	27
2.1 Uyduların Sınıflandırılması	27
2.2 Uydu Yapısı ve Yapısal Alt Sistem	32
2.3 Uydu Seviyesinde Yapısal Yüklerin İncelenmesi	34
3. BİR HABERLEŞME UYDUSUNDA FAYDALI YÜK PANEL TASARIMI	38
3.1 Giriş	38
3.2 Tasarım Gereksinimleri	38
3.3 Uydu Alt Sistem Seviyesi Yapısal Yüklerin İncelenmesi	40
3.3.1 Doğrudan yöntem	40
3.3.2 Uydu sistem seviyesindeki yüklerden manüel türetme	41
3.3.3 İvme kütle eğrisi yöntemi	42
3.4 Yapısal Tasarım	44
4. SONLU ELEMAN MODELLEMESİ	46
4.1 Bir Haberleşme Uydusunun Yapısal Modeli	46
4.2 Bir Haberleşme Uydusunun Sonlu Elemanlar Modeli	48
4.2.1 Sandviç Panel Modelleme	49
4.2.2 Isı Boruları Modelleme	52
4.2.3 Bağlantı Elemanı Modelleme	54
4.2.4 Ekipman Modelleme	55
4.3 Sonlu Elemanlar Modeli Kontrolü	56
5. YAPISAL ANALİZ	59
5.1 Uydu Seviyesi Dinamik Analiz	59
5.2 Panel Seviyesi Statik Analiz	64
5.3 Tasarım İterasyonları	68
6. STATİK TESTİN İCRASI VE SONUÇLARIN KARŞILAŞTIRILMASI	74
6.1 Teste genel bakış	74
6.2 Sınır Koşulları	75

6.3 Yükleme Koşulları.....	77
6.4 Kontrol Sistemi.....	78
6.5 Test Enstrumantasyonu	79
6.6 Testin icrası	81
6.7 Test Başarım Kriterleri	82
6.8 Test Sonuçları ve Sonlu Elemanlar Analiz Sonuçlarının Karşılaştırılması.....	82
7. SONUÇ VE DEĞERLENDİRMELER.....	93
KAYNAKLAR.....	96
ÖZGEÇMİŞ.....	99



KISALTMALAR

CC	: Central Cylinder
COG	: Center of Gravity
FEM	: Finite Element Model
GFEM	: Global Finite Element Model
CAD	: Computer Aided Design
CAD	: Coordinate System
GEO	: Geostationary Orbit
LVA	: Launch Vehicle Adapter
KM	: Model Factor
FOS	: Factor of Safety
MoS	: Margin of Safety
KLD	: Local Design Factor
QSL	: Quasi-static Load
KQ	: Qualification Factor
AL	: Aluminyum
CFRP	: Carbon Fiber Reinforced Polymer
PN	: Primary Notching
SEA	: Sonlu Elemanlar Analizi
SEM	: Sonlu Elemanlar Modeli
LC	: Load Cell (Yük hücresi)



SEMBOLLER

G	: Evrensel çekim sabiti
M	: Dünya'nın kütlesi
m	: Uydunun kütlesi
R	: Uydunun Dünya merkezinden olan uzaklığı
T	: Uydunun periyodu
σ_{cr}	: Kritik gerilme
E_f	: Yüzey levhası için Young Modulus
t_f	: Yüzey levhası kalınlığı
ρ_f	: Yüzey levhası için malzeme yoğunluğu
ρ_c	: Çekirdek(kor) malzeme yoğunluğu
D	: Direngenlik (stiffness)
h_c	: Çekirdek Kalınlığı
m	: Kütle
E_f	: Yüzey levhası için Young Modulus
M_x, M_y, M_{xy}	: Moment Bileşenleri
t	: Zaman
ν	: Poisson oranı
ρ	: Yoğunluk
$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_{xy}$	: Kabuk iç gerilmeleri
$\sigma_{VonMises}$	: Von-Misses gerilmesi
τ_{xz}	: Lamineler arası kesme dayanımı (xz yönünde)
τ_{yz}	: Lamineler arası kesme dayanımı (yz yönünde)
F_{sL}	: L yönündeki izin verilebilir en düşük kesme dayanımı
F_{sW}	: W yönündeki izin verilebilir en düşük kesme dayanımı



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1 : Yörünge tipi ve özellikleri.....	30
Çizelge 4.1 : Serbest sınır koşulları analiz sonuçları.....	57
Çizelge 4.2 : El hesabı uygulanan kuvvet.....	58
Çizelge 4.3 : SPC Kuvveti (MSC Nastran Analiz Sonucu).....	58
Çizelge 4.4 : El Hesabı- Sonlu Elemanlar Analiz Sonucu Karşılaştırma.....	58
Çizelge 4.5 : Epsilon değeri (ϵ)	58
Çizelge 5.1 : Aday fırlatıcılar için sinus yük zarfları (boylamsal).	59
Çizelge 5.2 : Aday fırlatıcılar için sinus yük zarfları (yanal).	59
Çizelge 5.3 : Birincil çentik limitleri.	60
Çizelge 5.4 : Hesaplamada kullanılan sabitler [18].	66
Çizelge 5.5 : Al 5056 bal peteği tasarım iterasyonları.....	70
Çizelge 5.6 : Al 5052 bal peteği tasarım iterasyonları.....	71
Çizelge 6.1 : Yük pistonu yükleme değerleri.	78



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1 : GPS nominal takımyıldızı [4]..	28
Şekil 2.2 : Yörüngede etki eden temel kuvvetler [7].	29
Şekil 2.3 : Yörünge çeşitleri.	30
Şekil 2.4 : Haberleşme uydusu.	31
Şekil 2.5 : Gözlemlene uyduları.	31
Şekil 2.6 : Navigasyon uyduları.	32
Şekil 2.7 : Uydu yapısı.	32
Şekil 2.8 : Uydu alt sistemleri.	33
Şekil 2.9 : Uydu birincil ve ikincil yapı gösterimi [15].	34
Şekil 2.10 : Ariane-5 fırlatma aşamaları [11].	35
Şekil 2.11 : Frekansa bağlı yükleme tipleri. [23].	35
Şekil 2.12 : Zamana bağlı eksenel statik ivmelenme[11].	36
Şekil 3.1 : Faydalı yük paneli gösterimi.	39
Şekil 3.2 : Sinüs yük zarfı (Ariane 5).	41
Şekil 3.3 : Amplifikasyon faktör ve bir serbestlik dereceli sistem gösterimi.	42
Şekil 3.4 : İvme – Kütle Eğrisi gösterimi.	43
Şekil 3.5 : Sandviç giriş elemanı.	44
Şekil 3.6 : Faydalı yük panel tasarımı.	45
Şekil 4.1 : Uydu yapısal modüllerinin gösterimi.	47
Şekil 4.2 : Uydu yapısal panellerinin detaylı gösterimi.	47
Şekil 4.3 : Bir haberleşme uydusu yapısal modeli.	48
Şekil 4.4 : Bal peteği sandviç panel gösterimi. [21].	49
Şekil 4.5 : MSC Nastran CTRIA ve CQUAD kartlarının gösterimi.	50
Şekil 4.6 : PCOMP özellik Nastran kartı tanımlaması.	50
Şekil 4.7 : Sandviç panel kesit gösterimi.	51
Şekil 4.8 : Kesme paneli 2B sonlu elemanlar modeli.	51
Şekil 4.9 : 2B eleman oryantasyonu gösterimi.	51
Şekil 4.10 : Isı borusu geometrik gösterimi.	52
Şekil 4.11 : Girişin geometrik gösterimi.	52
Şekil 4.12 : MSC Nastran CBEAM kart gösterimi.	53
Şekil 4.13 : MSC Nastran PBEAML özellik kart gösterimi.	53
Şekil 4.14 : Gömülü ısı boruları sonlu elemanlar modeli.	54
Şekil 4.15 : MSC Nastran CBUSH kart gösterimi.	54
Şekil 4.16 : Bağlantı elemanı sonlu elemanlar modeli	55
Şekil 4.17 : MSC Nastran CONM2 kart gösterimi.	55
Şekil 4.18 : Ekipman sonlu elemanlar modeli.	56
Şekil 4.19 : Uydu sonlu elemanlar modeli gösterimi	56
Şekil 5.1 : Birincil çentik indirgenmiş sinus yük profili (X).	60
Şekil 5.2 : Birincil çentik indirgenmiş sinus yük profili (Y).	61
Şekil 5.3 : Birincil çentik indirgenmiş sinus yük profili (Z).	61
Şekil 5.4 : Kuzey faydalı yük paneli ivme cevapları.	62

Şekil 5.5 : Güney faydalı yük paneli ivme cevapları.....	62
Şekil 5.6 : Faydalı yük paneli ekipman kütle dağılımı.	63
Şekil 5.7 : İvme cevap haritası (MSC Nastran analiz sonucu)	63
Şekil 5.8 : Faydalı yük paneli eşdeğer statik yük türetme.	64
Şekil 5.9 : Test girdi yükleri (kalifikasyon yükleri).....	64
Şekil 5.10 : Sınır koşulları.	65
Şekil 5.11 : Yükleme koşulları.	65
Şekil 5.12 : Faydalı yük paneli başlangıç sonlu elemanlar modeli	66
Şekil 5.13 : Faydalı yük paneli bal peteği sandviç yapısı dayanım gösterimi.	67
Şekil 5.14 : Faydalı yük paneli yüzey levhası dayanım gösterimi.....	67
Şekil 5.15 : Sandviç panel gösterimi [25].....	68
Şekil 5.16 : Bal peteği yapısı yoğunluk – dayanım/direngeçlik gösterimi. [20]	69
Şekil 5.17 : Al 5056 bal peteği güvenlik marjları.....	70
Şekil 5.18 : Al 5052 Bal peteği güvenlik marjları	72
Şekil 5.19 : Toplam panel kütlesi karşılaştırması.	72
Şekil 5.20 : Panel kütlesi değişimi.....	73
Şekil 5.21 : Nihai panel tasarımı.....	73
Şekil 6.1 : Test sisteminin genel mimarisi.....	75
Şekil 6.2 : Test numunesi bağlantı bölgeleri.....	76
Şekil 6.3 : Test numunesi sınır koşulları.....	76
Şekil 6.4 : Test düzeneği gösterimi.....	77
Şekil 6.5 : Hidrolik piston yük kolu gösterimi.....	78
Şekil 6.6 : Gerinimölçer yerleşim planı.	79
Şekil 6.7 : Deplasman ölçer yerleşim planı.	80
Şekil 6.8 : Yük hücresi özellikleri.	81
Şekil 6.9 : Yük uygulama adımları.	81
Şekil 6.10 : Test sistemi.....	82
Şekil 6.11 : Roset Tipi Gerinimölçer-1 test değerleri.....	83
Şekil 6.12 : Roset Tipi Gerinimölçer-2 test değerleri.....	83
Şekil 6.13 : Roset Tipi Gerinimölçer-3 test değerleri.....	84
Şekil 6.14 : Roset Tipi Gerinimölçer-4 test değerleri.....	84
Şekil 6.15 : Roset Tipi Gerinimölçer-5 Test test değerleri.	85
Şekil 6.16 : Roset Tipi Gerinimölçer-6 test değerleri.....	85
Şekil 6.17 : Roset Tipi Gerinimölçer-7 test değerleri.....	86
Şekil 6.18 : Roset Tipi Gerinimölçer-8 test değerleri.....	86
Şekil 6.19 : Roset Tipi Gerinimölçer-9 test değerleri.....	87
Şekil 6.20 : Roset Tipi Gerinimölçer-10 test değerleri.....	87
Şekil 6.21 : Roset Tipi Gerinimölçer-11 test değerleri.....	88
Şekil 6.22 : Roset Tipi Gerinimölçer-12 test değerleri.....	88
Şekil 6.23 : Roset Tipi Gerinimölçer-13 test değerleri.....	89
Şekil 6.24 : Rozet tipi gerinimölçer gösterimi [24].	89
Şekil 6.25 : SEA sonuçları ve test sonuçlarının karşılaştırılması.	90
Şekil 6.26 : SG5 Test – SEA karşılaştırması.	91
Şekil 6.27 : Deplasman ölçer test sonuçları (DM1&DM3).	91
Şekil 6.28 : Deplasman ölçer test sonuçları (DM2&DM4).	92
Şekil 6.29 : SEA sonuçları ve test sonuçlarının karşılaştırılması.	92



BİR HABERLEŞME UYDUSUNDA FAYDALI YÜK PANEL TASARIMI VE KALİFİKASYONU

ÖZET

Bu çalışmada, bir haberleşme uydusunun önemli bir yapısal bileşeni olan faydalı yük sandviç panelinin yapısal tasarımı ve kalifikasyon süreci incelenmektedir.

İlk bölümde uydu sınıflandırılması, uydu yapısı ve yapısal alt sistemleri hakkında genel bir bilgi verilmiş ve yer durağan Dünya yörüngesinde bulunan bir haberleşme uydusunun özellikleri ve gereksinimleri tanıtılmış ve uydunun fırlatma aşamasında karşılaşacağı statik, dinamik, akustik vb. yüklemelerle alakalı bilgiler verilmiştir.

Belirlenen gereksinimlere göre tasarlanmış bir haberleşme uydusunun sonlu elemanlar modeli Hyperworks/Hypermesh ticari yazılımı kullanılarak oluşturulmuştur. Modelleme aşamasında kullanılan metodlar detaylı olarak anlatılmış ve oluşturulmuş sonlu elemanlar matematiksel modelinin kontrolü ECSS standartlarına göre kontrol edilmiştir.

Uydu fırlatma yükleri altında faydalı yük paneline etki eden yüklerin türetilme metodları tanıtılmıştır. Bu çalışmada uydu birincil ve ikincil yapılar için kritik yük girdilerinin sinüs titreşiminden kaynaklandığı Ariane 5/6, Proton, Falcon 9 veya New Glenn aday fırlatıcılarının sinüs yük zarfları dikkate alınmıştır. Bu fırlatıcıların boylamsal ve yanal sinüs fırlatma yükleri dikkate alınarak MSC Nastran ticari yazılımı kullanılarak birincil çentik indirgeme analizi yapılmıştır. Birincil çentik indirgeme analizi aşırı yüklemeye (overtesting) maruz kalmaması için yapılan bir çalışmadır. İndirgenmiş sinüs yükleme girdileri için frekans cevap analizi tekrarlanmış, kuzey faydalı yük paneli ve güney faydalı yük paneli üzerinden düzlem dışı ivme dağılımları hesaplanmıştır. Faydalı yük paneli üzerindeki ekipman ağırlık dağılımları ve sinüs ivme cevapları dikkate alınarak düzlem dışı statik eşdeğer yük değerleri elde edilmiştir. Hesaplanan statik eşdeğer yükler için panel seviyesi sonlu elemanlar analizi yapılmış ve güvenlik marjının düşük olduğu bölgeler için dayanımının artırılması ve sandviç panel ağırlığını hafifletmek amacıyla tasarım kısıtlamaları göz önüne alınarak bal peteği çekirdek yapıda tasarım iyileştirme iterasyonları gerçekleştirilmiştir.

Nihai tasarım modelinin üretimi gerçekleştirilmiş ve hesaplanan statik eşdeğer yükler altında sandviç panelin kalifikasyonu için statik test kampanyası planlanmıştır. Gerçek uydu bağlantı arayüzü dikkate alınarak test fikstürü tasarlanmıştır. Test numunesi 137 adet ISO4762-M6-12.9 bağlayıcı ile test fikstürüne sabitlenmiştir. Test öncesi panel seviyesi sonlu elemanlar analiz sonuçları kullanılarak gerinim ölçer ve deplasman ölçer lokasyonları belirlenmiştir. 13 adet rozet tipi gerinim ölçer ve 4 adet yer değiştirme (deplasman) ölçer sensörü yerleştirilmiştir. Test yüklemeleri hidrolik pistonlarla kademeli olarak %25, %50, %75, %90 adımlarıyla kalifikasyon seviyesine ulaşmış ve sonra aynı adımlarla yük boşaltma yapılmıştır. Her adımda test değerleri ile sonlu elemanlar analiz değerleri karşılaştırılmış olası bir hasar durumunda müdahale etmek için izlenmiştir. Test başarımları kriterleri kapsamında test numunesi incelenmiştir. Gerinim ölçer ve yer değiştirme (deplasman) ölçer sensörlerinden elde

edilen veriler sonlu elemanlar analiz sonuçları ile karşılaştırılmış ve sonuçlar değerlendirilmiştir.





THE DESIGN AND QUALIFICATION OF PAYLOAD PANEL OF A COMMUNICATION SATELLITE

SUMMARY

In this thesis, the structural design and qualification process of the payload sandwich panel, which is an important structural component of a communication satellite, are presented.

Firstly, general information about satellite types, satellite structure and structural subsystems are given, and the structural requirements of a communication satellite in geostationary orbit are explained. A finite element model of a communication satellite is generated using Hyperworks/Hypermesh commercial software. The approach of finite element modelling is explained in detail and the generated FEM is checked according to ECSS standards. Then, the different methods to derive the loads from system level to component level was introduced. In this study, sine load envelopes of Ariane 5/6, Proton, Falcon 9 or New Glenn candidate launchers, where sine vibration is the most critical environment for satellite primary and secondary structures, are considered. Primary notching analysis is performed using MSC Nastran commercial software, considering the envelope sinus loads. Primary notching analysis is a study to avoid exposure to over-testing. Frequency response analyses (FRF) are also performed for the notched sine load inputs, and out-of-plane acceleration distributions are obtained over the north payload panel and the south payload panel. Static equivalent load in out-of-plane direction are calculated by considering the equipment weight distributions and sinus acceleration responses on the payload panel. Panel (component) level finite element analysis was performed for the calculated static equivalent loads, and design improvement iterations are carried out on the honeycomb core structure taking into account the design constraints, in order to increase the strength and reduce the weight of the sandwich panel.

The final design model is manufactured and a static test campaign is planned for the qualification of the sandwich panel under the calculated static equivalent loads. The test fixture is designed considering the real satellite connection interface. The test specimen is fixed to the test fixture with 137 pieces of ISO4762-M6-12.9 fasteners. The locations of strain-gauge and displacement sensor are determined using panel level finite element analysis results before the test. 13 rosette type strain gauges and 4 displacement sensor are used. Test loadings reach the qualification level with the steps of 25%, 50%, 75%, 90% gradually with hydraulic pistons, and then unloading is carried out with the same steps. At each step, test results obtained from strain gauges are compared with finite element analysis results in order to avoid possible damage. The test results are evaluated within the scope of test success criteria, and the FEA results compared with static test. The differences between test results and analysis results are evaluated.



1. GİRİŞ

1.1 Çalışmaya Genel Bakış

Uydu, uzayda kendisinden daha büyük bir nesnenin yörüngesinde onun çekim etkisiyle etrafında dönen nesnedir. Temel olarak iki çeşit uydu vardır. Bunlardan ilki Ay gibi doğal uydulardır, ikincisi ise yapay uydulardır. Yapay uydular, çeşitli amaçlar için başta Dünya olmak üzere başka gezegenlerin yörüngesine yerleştirilmiş uzay araçlarıdır [1].

Günümüz teknolojisinde her türlü iletişim, bu uydular sayesinde kurulabilmektedir. Teknolojideki ilerlemelere paralel olarak, uydu yapılarında da yenilikçi ve yüksek performanslı malzeme ve yapılar tercih edilmeye başlanmıştır. Uydu yapılarında genellikle yüksek mukamevet-ağırlık oranları sağlayan dayanımı yüksek hafif paneller tercih edilmektedir [2]. Uydu üzerindeki uydunun misyonuna özgü ekipmanları taşıyan faydalı yük panellerinin, uydu gereksinimlerinin en iyi şekilde karşılanabilmesi için büyük önem arz etmektedir. Bu çalışmada, bir haberleşme uydusundaki faydalı yük sandviç panellerinin yapısal tasarım, analiz, test çalışması incelenmektedir.

1.2 Motivasyon

Bir uzay aracı, hedeflenen yörüngeye yerleştirilmeden önce çeşitli tasarım gereksinimlerini yerine getirmelidir. İlk olarak, uydu tasarımları, onları yörüngeye yerleştiren fırlatma aracına sığacak şekilde kütle ve hacim limitleri göz önüne alınarak tasarlanmaktadır. Kütle ve hacim limitleri uzay aracı üzerindeki güç sisteminin büyüklüğünü etkiler; bu nedenle, uydunun kullanabileceği güç miktarı da bu doğrultuda gözönüne alınmaktadır. Ayrıca uzay ortamı (termal, radyasyon, atomik oksijen, uzay çöplüğü, mikrometeoroidler vb.) parça ve malzeme seçimi gibi tasarım üzerinde kısıtlamalar getirmektedir.

Bir haberleşme uydusunun amaçlanan görevine uygun çalışabilmesi için faydalı yük ekipmanları fırlatma esnasında ve yörüngeye yerleşim esnasında herhangi bir zarar

görmemesi hayati öneme sahiptir. Bu sebeble bu faydalı yük ekipmanlarını taşıyan sandviç panelin fırlatma esnasındaki yüklemelere dayanıklı bir tasarıma sahip olması gerekmektedir.

1.3 Amaç

Bu tez çalışmasında; ön tasarım gözden geçirme aşaması tamamlanmış, TV/data haberleşmesi için kullanılacak bir haberleşme uydusundaki gömülü ısı borulu faydalı yük sandviç panelinin yapısal dayanımının incelenmesi, yüksek dayanım düşük ağırlık gereksinimleri göz önüne alınarak yapısal tasarım iterasyonlarının ortaya konması, sonlu elemanlar analizi ve test çalışması ile yapısal dayanımının doğrulanması amaçlanmaktadır.

1.4 Tez Şablonu

Bu tez, Yer Durağan Dünya Yörüngesinde çalışacak bir haberleşme uydusundaki faydalı yük paneli için yapısal tasarım, sonlu elemanlar analiz ve test çalışmalarını kapsamaktadır.

Bölüm 1'de tez konusu, amacı, motivasyonu ve tez düzeni kısaca açıklanmıştır.

Bölüm 2'de, tez konusuyla ilgili bir literatür araştırması sunulmaktadır. Bu bölümde, ilk olarak uyduların tarihçesi ve uydu çeşitleri anlatılmıştır. Sonrasında, uydu yapısal alt sistemleri tanıtılmış ve yapısal gereksinimler ve yapısal yükler detaylandırılmıştır.

Bölüm 3'de, ön tasarım gözden geçirme aşaması tamamlanmış bir haberleşme uydusundaki faydalı yük panel tasarımı süreci anlatılmaktadır. Panel seviyesi yüklerin nasıl hesaplanabileceği ile alakalı hesaplama metodları tanıtılmıştır.

Bölüm 4'de, bir haberleşme uydusunun yapısal modeli ve sonlu elemanlar modeli tanıtılmıştır.

Bölüm 5'de, bir haberleşme uydusundaki faydalı yük paneli için kritik yüklerin belirlenmesi ve analiz süreci detaylandırılmış ve tasarım iterasyonları sunulmuştur.

Bölüm 6'de, faydalı yük panel seviyesi statik test süreci tanıtılmış, statik test sonuçları ile sonlu elemanlar analiz sonuçlarının karşılaştırılması sunulmuştur.

Bölüm 7'de, çalışma sonuçları değerlendirilmiştir.

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

2.1 Uyduların Sınıflandırılması

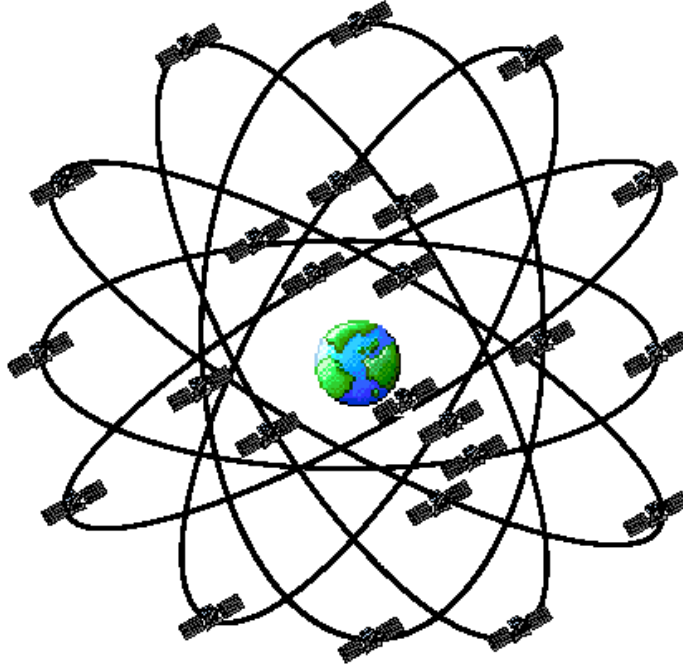
Uydular misyonlarına, bulundukları yörüngelerine ve kütlelerine göre farklı gruplarda sınıflandırılabilir [3].

Dünya yüzeyinden yüksekliğine göre dört farklı yörünge tipi vardır. Newton'un Evrensel Kütleçekim Kanun'a göre Dünya yüzeyinden farklı uzaklıklara sahip bu uydular bulundukları mesafeye bağlı olarak dairesel ya da eliptik yollar izleyebilir ve bu yörüngelerdeki uyduların bir tam turunu tamamlama süreleri de Dünya ile arasındaki mesafeye bağlı olarak değişmektedir [8].

LEO: Alçak Dünya Yörüngesi uyduları dar bir kapsama alanına sahiptir. Dünya yüzeyinden yaklaşık olarak 2000 km yüksekliğe kadar olan kısımdaki uydular bu gruba dahil olmaktadır. Özellikle Yer Gözlem uyduları olmak üzere uyduların büyük çoğunluğu bu yörüngede yer almaktadır. Bu yörüngedeki uydular:

- Her 90 dakikada bir yörüngeyi tamamlarlar.
- Dünya üzerindeki bir noktadan çok kısa bir süre için görünür.

MEO: Orta Dünya Yörüngesi uyduları, 3000 ila 30000 km arasında yörünge yüksekliklerine sahiptir. GPS gibi navigasyon uyduları genellikle bu yörüngede yer almaktadır. GPS uyduları ABD ordusu tarafından geliştirilmiş ve daha sonra sivil kullanıma açılmıştır. Bugün uçakları, gemileri, trenleri, arabaları kısacası hareket eden her nesneyi izlemek için kullanılmaktadır. GPS sistemi, 6 farklı yörünge düzlemine yerleştirilmiş toplam 24 uydudan oluşan bir sistemdir. Bu uyduların yörünge periyotları 12 saattir (Şekil 2.1) [4].

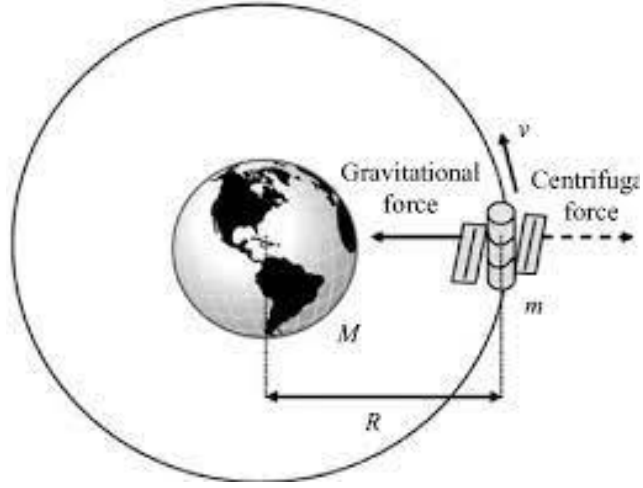


Şekil 2.1 : GPS nominal takımı yıldızı [4]..

GEO:

Yer durağan yörünge (Geostationary) ya da Jeostatik Yörünge, bir uydunun Dünya'nın yörüngesinde tam olarak Dünya ile aynı açısal hızda ve aynı enlemde, özellikle ekvator enleminde döndüğü yörüngedir. Dünya ile eş zamanlı hareket ettiği için bu yörüngedeki uyduların periyotları da tam olarak 24 saattir. Sabit bir yörüngede dönen bir uydu, gökyüzünde hep aynı noktada geziniyor gibi görünür ve her zaman doğrudan aynı yer parçası üzerindedir. Bu yörüngede genellikle haberleşme uyduları yer almaktadır [4].

Bu yörüngede bulunan uydular ile Dünya arasındaki mesafe sabittir. Bu mesafe Dünya'ya doğru yaklaştıkça yörünge bozulur ve uzaklaştıkça Dünya'nın yerçekiminden tamamen kurtulurlar. Newton'un Evrensel Kütleçekim Kanun'a göre iki cisim kütlelerinin çarpımı ile doğru, aralarındaki mesafenin karesiyle ters orantılı olacak şekilde birbirini çekmektedir [5]. G evrensel çekim sabiti, M Dünya'nın kütlesi, m ise uydunun kütlesi, R ise uydunun Dünya merkezinden olan uzaklığı, T uydunun periyodu olarak tanımlanacak olursa Dünya'nın uydu üzerindeki çekim kuvveti şu şekilde hesaplanabilir [8]:



Şekil 2.2 : Yörüngede etki eden temel kuvvetler [7].

$$F_{\text{çekim kuvveti}} = \frac{G \cdot M \cdot m}{R^2} \quad (2.1)$$

Bu kuvvet, yörüngede v hızıyla hareket etmekte olan uydu üzerindeki merkezci kuvvetle dengelenir (Şekil 2.2).

$$F_{\text{merkezci}} = \frac{m \cdot v^2}{R} \quad (2.2)$$

Buradaki hız ifadesini çembersel yörünge periyodu bölünmesi olarak yazılacak olursa ve gerekli düzenlemeler yapılırsa

$$\frac{G \cdot M \cdot m}{R^2} = \frac{m \cdot \left(\frac{2\pi R}{T}\right)^2}{R} \rightarrow R = \sqrt[3]{\frac{G \cdot M \cdot T^2}{4 \cdot \pi^2}} \quad (2.3)$$

$$G = 6.674 \times 10^{-11} \text{ N} \left(\frac{\text{m}}{\text{kg}} \right)^2$$

$$M = 5.972 \times 10^{24} \text{ kg}$$

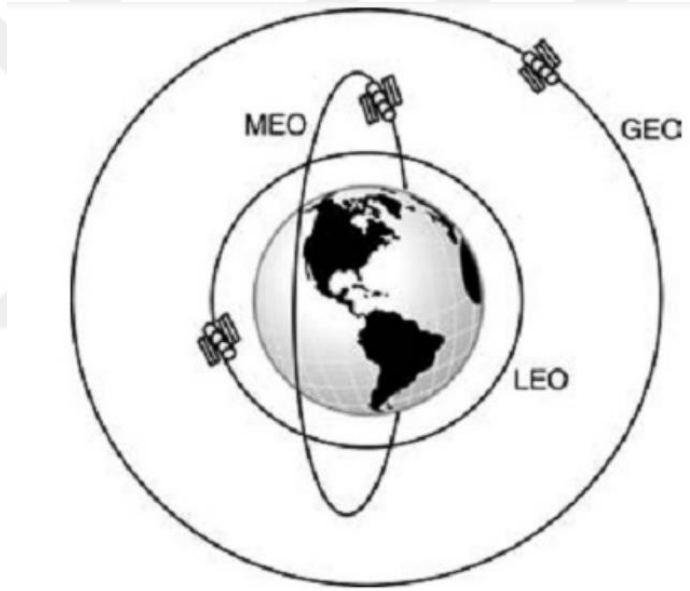
$$T = 86164 \text{ saniye}$$

$$R = 42164 \text{ km}$$

Dünyanın yarıçapı ekvator düzleminde 6378 km olduğu bilindiğine göre Jeostatik yörüngenin ekvator düzleminde yüzeyden 35.786 kilometre uzaklıkta hesaplanmaktadır. Dünya çevresinde bu koşulların sağlandığı yalnızca bir daire vardır. Bu durum, bu yörüngeye yerleştirilebilecek haberleşme uydularının sınırlı sayıda olacağı anlamına gelmektedir. Şu aşamada, uydular henüz birbirine çarpma tehlikesi taşımamakla birlikte, uyduların birbirlerinin çalışmalarını etkilememesi için yörünge etrafında aralıklı şekilde yerleştirilmektedir.

HEO: Yüksek Dünya Yörüngesi, Yer Durağan Yörüngesinin üstüne çıkabilen yörüngeleri ifade etmektedir.

Dünya'ya olan uzaklıklarına göre yörünge çeşitleri ve özellikleri sırasıyla Şekil 2.3'de ve Çizelge 2.1'de gösterilmiştir.



Şekil 2.3 : Yörünge çeşitleri.

Çizelge 2.1 : Yörünge tipi ve özellikleri

Yörünge Tipi	Dünya'ya Uzaklık	Periyod
Alçak Dünya Yörüngesi	500 – 2000 km	1.6 – 1.8 saat
Orta Dünya Yörüngesi	8000 – 20000 km	2 – 24 saat
Yer Durağan Yörünge	35786 km	23 saat 56 dk
Yüksek Dünya Yörüngesi	>35786 km	-

Uyduları görevlerine göre haberleşme uyduları, gözlemleme uyduları ve navigasyon uyduları olmak üzere üç ana gruba ayırabiliriz.

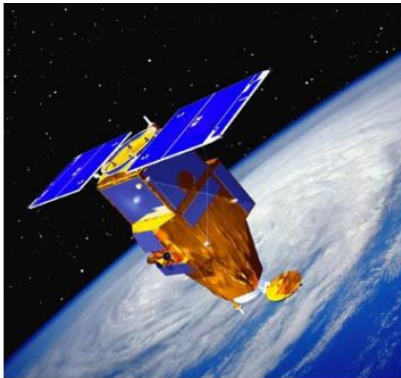
Haberleşme Uyduları: haberleşme uyduları televizyon, telefon, radio, internet ve askeri uygulamalar için kullanılır [1]. Haberleşme uyduları, Dünya üzerindeki farklı

konumlardaki bir alıcı ile bir verici arasında iletişim kanalı oluşturur. Bu uydular, yeryüzündeki bir istasyondan gönderilen sinyalleri alır ve aldığı sinyalin gücünü üzerindeki ekipmanlar sayesinde yükseltir ve iletilmek istenen istasyona tekrar gönderir. Birçok haberleşme uydusu, GEO dediğimiz Yer Durağan Dünya yörüngesinde bulunmaktadır. Bu yörüngede uydu yeryüzüne göre hep sabit kaldığı için alıcı ve verici istasyonlarının çanak antenleri sürekli yer değiştirmek zorunda kalmaz. Türkiye'nin, Dünya'nın yörüngesinde aktif olarak çalışan TÜRKSAT 3A, TÜRKSAT 4A ve TÜRKSAT 4B iletişim uyduları vardır (Şekil 2.4). TÜRKSAT 6A'nın da yakın zamanda fırlatılması hedeflenmektedir.



Şekil 2.4 : Haberleşme uydusu.

Gözlemleme Uyduları: Bu uydular daha çok Dünya yüzeyini gözlemlemek amacıyla kullanılmaktadır. Askeri amaçlar için sıklıkla tercih edilen bu uydular son zamanlarda artık yeryüzü üzerindeki değişiklikleri incelemek ve araştırmak amacıyla da kullanılmaktadır. Bu uydular Alçak Dünya Yörüngesi dediğimiz LEO yörüngesinde yer almaktadır. Türkiye'nin, Dünya'nın yörüngesinde aktif olarak çalışan GÖKTÜRK-1 ve GÖKTÜRK-2 yer gözlem uyduları vardır (Şekil 2.5).



GÖKTÜRK-1 (Elektro-optik Görev Yüğü)



GÖKTÜRK-2 (Elektro-optik Görev Yüğü)

Şekil 2.5 : Gözlemleme uyduları.

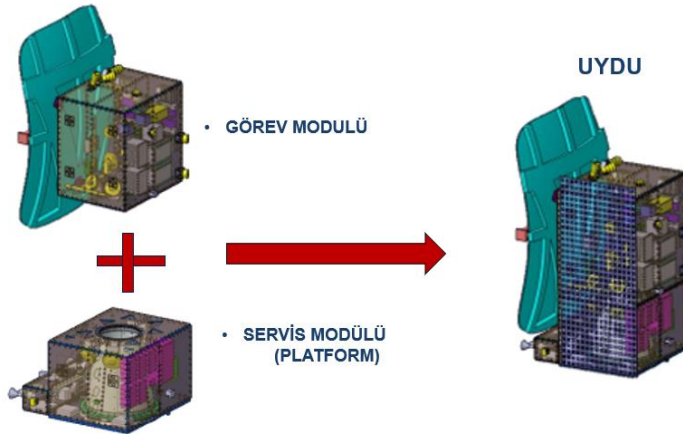
Navigasyon Uyduları: GPS ve nagivasyon amacıyla kullanılmaktadır. Bu gruptaki uydular Orta Dünya Yörüngesi diye adlandırılan yörüngede yer almaktadır (Şekil 2.6).



Şekil 2.6 : Navigasyon uyduları.

2.2 Uydu Yapısı ve Yapısal Alt Sistem

Bir uydu yada uzay aracı Şekil 2.7’de görüldüğü üzere temel olarak iki ana bölümden oluşur: görev modülü (faydalı yük modülü) ve servis modülü [13].

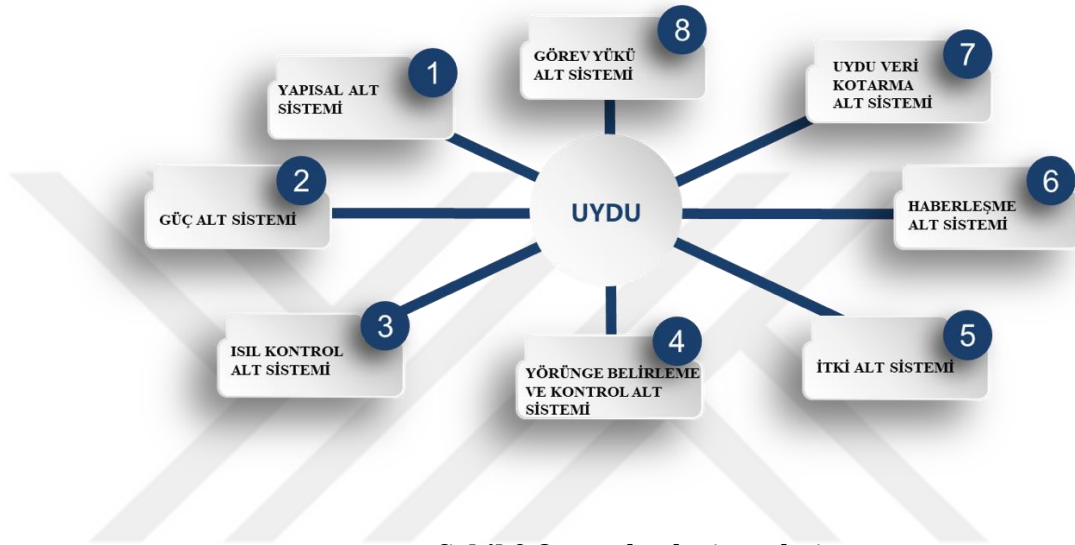


Şekil 2.7 : Uydu yapısı.

Görev (Faydalı yük) Modülü: Uydu tarafından taşınan birincil görev ekipmanları, faydalı yük ya da görev yükü olarak ifade edilir. Faydalı yük, belirli görev hedeflerine bağlı olarak değişebilir. Örneğin gözlemleme uydularında faydalı yük olarak kamera kullanılırken haberleşme uydularında haberleşme ekipmanlarından oluşabilir.

Servis Modülü (Platform): Bu modül, faydalı yükü destekleyen ve uydunun çalışması için gerekli işlevleri sağlayan güç kaynağı (piller), itki sistemi, yörünge yönelim ekipmanları, termal kontrol ekipmanları gibi çeşitli ekipmanları içerir. Bu sistemler, uydunun kararlılığını, güç üretimini, manevra kabiliyetini ve genel işlevselliğini sağlar.

Bir uydunun ya da uzay aracı misyonunu sağlıklı şekilde gerçekleştirebilmek için çeşitli alt sistemlerden oluşmaktadır. Bu alt sistemler Şekil 2.8’de gösterilmiştir.



Şekil 2.8 : Uydunun alt sistemleri.

Uydunun faydalı yük paneli yapısal alt sistem kapsamına girdiği için bu bölümde sadece yapısal alt sistem tanıtılacaktır.

Yapısal Alt Sistem: Yapısal alt sistemin temel görevi uydunun bütün ömrü boyunca diğer alt sistemleri bir arada tutmak ve uydunun yer operasyonlarında, fırlatmada ve yörüngede maruz kalacağı mekanik yüklere ve çevresel etkilere karşı korumaktır.

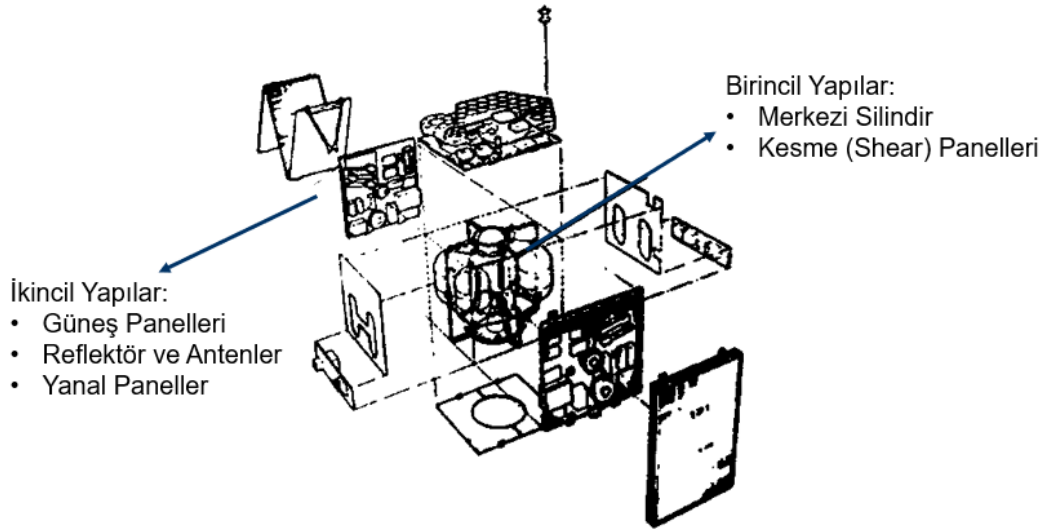
Uydunun yapısal alt sistem temel olarak birincil yapı ve ikincil yapı olmak üzere iki gruba ayrılabilir [9].

Birincil Yapı: Yer operasyonları, testler, fırlatma ve yörüngede karşılaşılabilecek statik ve dinamik yüklere dayanmak için uydunun bileşenleri ile fırlatma aracı arasındaki ana bir yük yolu görevi görür. Temel olarak tüm uydunun alt sistemlerinin/bileşenlerinin sabitlendiği yapıdır. Birincil yapıların temel bileşenleri arasında uydunun merkezi silindirik yapısı, kesme panelleri bulunur.

İkincil Yapı: İkincil Yapılar, ana yükleri taşımakla sorumlu olmayan, ancak belirli ekipmanların hassas konumlandırılması, desteklenmesi ve korunması için tasarlanmış

yapılardır. Birincil yapılarla karşılaştırıldığında daha az mukavim ve daha hafif yapılar olarak ön plana çıkmaktadır. Radyatör panelleri, güneş panelleri, lokal yük taşıyan (destek) paneller, yanıl paneller, destek kirişleri, topraklama şeritleri, kablo destek braketleri, konektör braketleri ve ekipman braketleri uydu ikincil yapılarına örnek gösterilebilir.

Bir uydunun birincil ve ikincil yapılarının gösterimi Şekil 2.9’da gösterilmiştir.

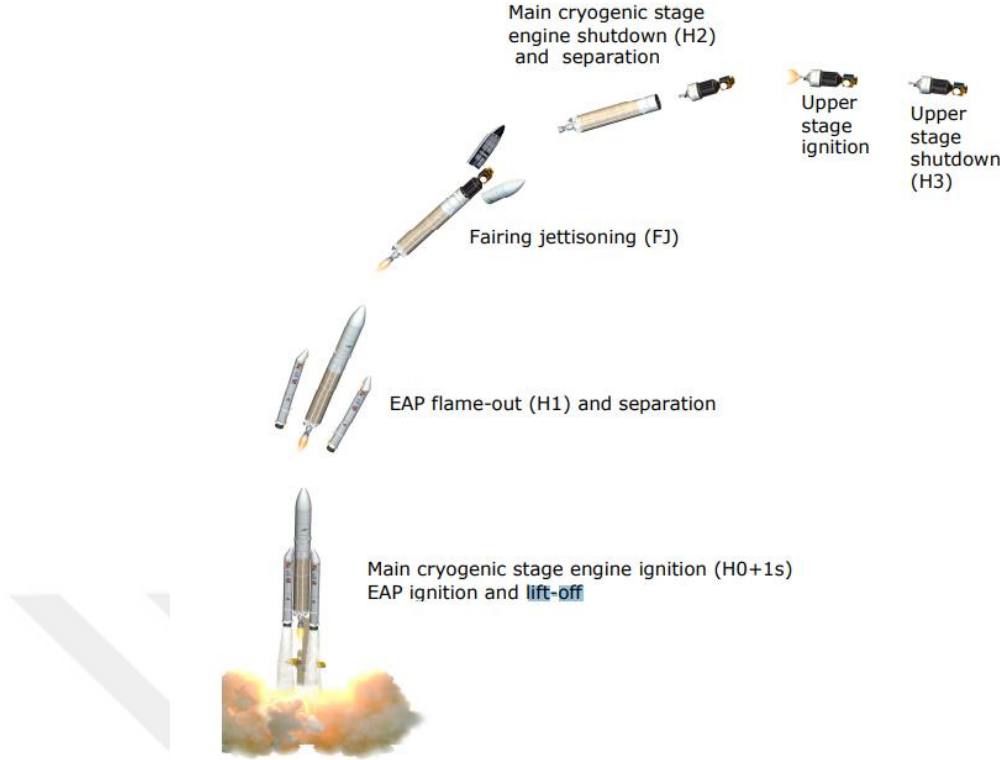


Şekil 2.9 : Uydu birincil ve ikincil yapı gösterimi [15].

2.3 Uydu Seviyesinde Yapısal Yüklerin İncelenmesi

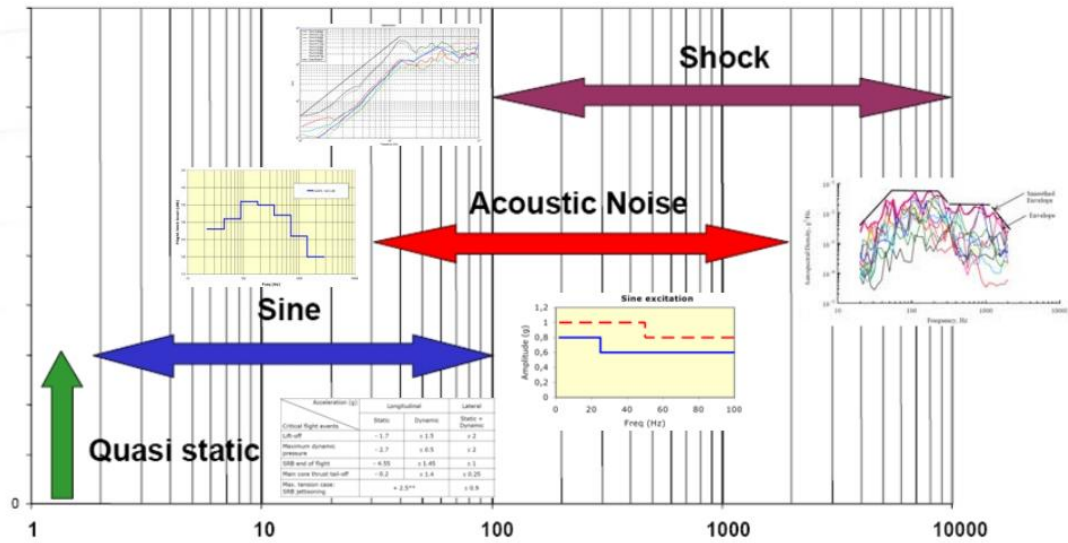
Bir haberleşme uydusun üretim esnasından yörüngedeki görev süresinin bitimine kadar geçen süreçte karşılaşacağı statik ve dinamik bütün yüklere karşı mukavim olması beklenmektedir.

Uydular, üretimden görev süresinin sonuna kadar geçen süreçte farklı yükleme türlerine maruz kalmaktadır. Uzay aracı yapıları için en kritik yüklemeler fırlatma aşamasında meydana gelir [10]. Fırlatma birkaç farklı aşamadan oluşmaktadır. Ariane-5 fırlatıcısı için bu aşamalar Şekil 2.10’da gösterilmiştir. Fırlatmanın farklı aşamalarında uzay aracının karşılaşacağı yük koşulları değişmektedir. Yük analizi, uydu birincil ve ikincil yapının sağlamlığını doğrulamak için kullanılan statik ve sinüs test yüklerinin temeli olduğu için oldukça önemlidir. Maruz kalınan bu yük seviyeleri uzay aracı seviyesinden çeşitli alt sistemlere ve bileşenlere aktarılır bu yüklemeler tasarım ve test gereksinimlerinde belirleyicidir. [13].



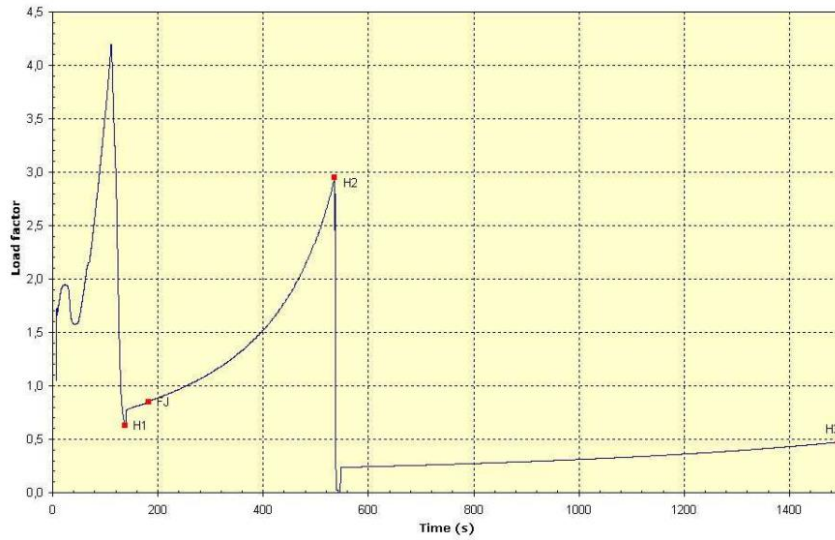
Şekil 2.10 : Ariane-5 fırlatma aşamaları [11].

Bir uzay aracı birincil yapısının ön tasarımı, fırlatma aracı tarafından sağlanan yük faktörlerine dayanır. Fırlatma aşamasında, sanki statik ivlenme, sinüs titreşimi (düşük frekans), akustik titreşim ve şok gibi birçok mekanik yük ortaya çıkmaktadır [17]. Farklı yükleme tiplerinin frekansa bağlı gösterimi Şekil 2.11’de gösterilmiştir.



Şekil 2.11 : Frekansa bağlı yükleme tipleri. [23]

Sanki statik yüklemeler: Yapının dinamik tepkisinin önemli olmadığı, zamanla yavaş değişen dış kuvvetlerden kaynaklanmaktadır. Uzay aracının fırlatım esnasında zamandan bağımsız olarak uydunun karşılaştığı statik veya düşük frekanstaki (çok yavaş değişen) dinamik yükleri ifade eder. Sanki statik yüklemelerin ana kaynağı fırlatıcı aracın ana motorundan kaynaklanmaktadır. Bu yüklemeler uydu üzerinde yanal ya da eksenel yönlerde etki etmektedir. Fırlatma aracının itme gücü, eksenel yüklerin ana kaynağıdır. Uzay aracının fırlatma aşamaları boyunca, itme gücü ve dolayısıyla eksenel yükler artar (Şekil 3.7). Bu yükler, fırlatma sırasında uzay aracının yapısal bütünlüğünü ve bileşenlerini etkileyebilir. Yanal yükler, fırlatma sırasında fırlatma aracının itme yükünün yanal bileşenlerinden ve hücum açısından dolayı ortaya çıkar ve fırlatma esnasında sürekli değişir. Ariane 5 fırlatıcı aracının fırlatma esnasındaki zamana bağlı eksenel yöndeki statik ivlenmesi Şekil 2.12’de gösterilmiştir.



Şekil 2.12 : Zamana bağlı eksenel statik ivmelenme. [11]

Sinüzoidal Yüklemeler: 10 Hz ile 100 Hz arasındaki sinus yükleri olarak ifade edilir. Sinüzoidal yükler, uzay araçları ve uyduların fırlatma sırasında karşılaştığı düşük frekanslı (5-100 Hz), döngüsel titreşim yükleridir. Bu yükler, fırlatma aracının motorlarının itme gücü, motor-yapı etkileşiminden kaynaklanır. Sinüzoidal yükler, uzay aracının yapısal bileşenlerine ve sistemlerine zarar verebilir ve genellikle tasarım ve analiz sırasında dikkate alınması gereken önemli bir faktördür.

Akustik Yüklemeler: Fırlatma sırasında, motorlardan ve fırlatma aracının yüksek hıza sahip olmasından dolayı akustik gürültü yükü ortaya çıkar. Bu yüklemeler, uydu birincil ve ikincil yapılarına hasar verebilir.

Çok Yükü: Uzay aracının fırlatıcıdan ayrıldığı esnasında çok yüklerine maruz kalmaktadır. Enerji spektrumu genellikle 500 Hz'de veya üzerinde yoğunlaşır ve 100Hz ila 10KHz frekans aralığında ölçülür [13].



3. BİR HABERLEŞME UYDUSUNDA FAYDALI YÜK PANEL TASARIMI

3.1 Giriş

Bu bölüm, Ariane 5/6, New Glenn, Falcon 9, Proton aday fırlatıcılarında fırlatabilecek şekilde tasarlanmış ve yer durağan yörüngeye yerleştirilecek bir Tv/Data haberleşme uydusunda faydalı yük panelinin tasarım detaylarını içermektedir.

Tasarım, birbirine bağlı değişkenlerden oluşan karmaşık ve yinelemeli bir süreçtir. Faydalı yük panel boyutlandırılması yapılırken öncelikle görev gereksinimleri dikkate alınmıştır. Faydalı yük panelinin yüksekliği ve genişliği, uydu görev gereksinimlerinden kaynaklı ilgili ekipmanların yerleştirilebilmesi için belirlenmiştir. Ayrıca faydalı yük paneli üzerindeki uzatmalar (extensionlar) ve ısı boru hatları ekipman ısı üretimlerinden kaynaklı ısı gereksinimlere bağlı olan olarak belirlenmiştir. Bu tasarımda serbest değişkenler, panel malzemesi olarak ön plana çıkmaktadır.

Bu çalışmada; gereksinimleri, görevi ve tasarımı belirli olan bir iletişim uydusunda faydalı yük panel tasarımının yapısal olarak dayanımının sonlu elemanlar analizi ve test ve ile kalifiye edilmesi ve tasarım iyileştirilmesini içeren iterasyonlar yer alacaktır. Bu amaçla, uydu panel seviyesindeki tasarım yüklerinin gerilme sonuçları malzeme limitlerinden yüksekse, pozitif bir güvenlik faktörü elde edilene kadar tasarım iterasyonları gerçekleştirilecektir.

3.2 Tasarım Gereksinimleri

Faydalı yük paneli uydu bileşenlerinin ve sistemlerinin montajını, entegrasyonunu ve uygun çalışma koşullarını sağlamak için tasarlanmıştır.

Uydu yapılarının birincil ve ikincil yapılar olarak sınıflandırmasına göre, faydalı yük sandviç paneli ikincil yapı grubundadır.

Faydalı yük panelinin işlevleri şunlardır:

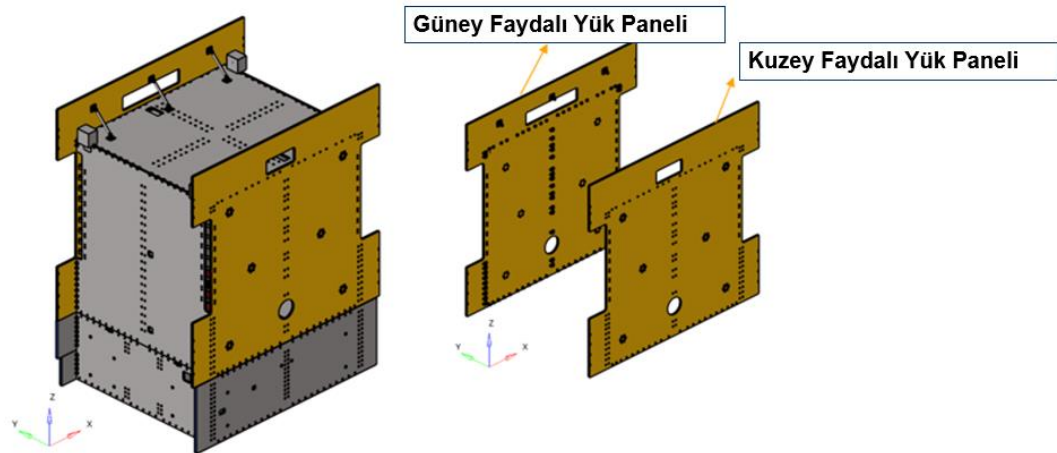
- Uydu ömrünün tüm aşamalarında (özellikle en kritik: örneğin fırlatma) işlevini hatasız olarak yerine getirebilmek için gerekli dayanımı garanti etmek.
- Faydalı yük ekipmanlarına ulaşım için, kablo bağlantılarının bütünlüğünü ve güvenliğini sağlamak
- Termal gereksinimlerde belirtilen ilgili ısı atımlarını gerçekleştirebilmek.

Uzay ve havacılık çalışmalarında kütle çok önemli bir gereksinim olduğu için, gömülü ısı borulu faydalı yük sandviç paneli hem malzeme hem de optimal yapısal geometriler açısından buna göre optimize edilmelidir. Bir uydunun her bir yapısal bileşeninin ilgili görev ortamına dayanıklı olması gerekmektedir ve sistemin bir bileşeninde yapısal bir arıza meydana gelmemesi amaçlanan misyonun başarısı için oldukça kritiktir.

Faydalı yük panel tasarımı için aşağıdaki yapısal tasarım rehberi dikkate alınmıştır.

- Yapısal tasarım, planan kullanım ömrü boyunca yeterince dayanıklı, işlevsel ve maliyet etkin olmalıdır.
- Kullanılan yapı malzemeleri bilinen, güvenilir özelliklere sahip olmalı ve çevresel faktörlere karşı kanıtlanmış bir dirence sahip olmalıdır. Kısacası uzay kalifiye malzemeler tercih edilmelidir.
- Yapısal malzemeler, operatörler, mürettebat veya görev için tehlikeli olmamalıdır.
- Yapı kütlesi en aza indirilecektir.

Bir haberleşme uydusundaki faydalı yük panelleri Şekil 3.1’de gösterilmiştir.



Şekil 3.1 : Faydalı yük paneli gösterimi.

3.3 Uydu Alt Sistem Seviyesi Yapısal Yüklerin İncelenmesi

Uydu Alt Sistem Seviyesi Yükler: Bölüm 2.3’de bahsedildiği üzere bir uzay aracı fırlatma esnasında farklı yüklemelere maruz kalmaktadır. Bu fırlatma yükleri belirlenen fırlatıcı tarafından tanımlanmaktadır.

Bu bölümde, uydu sistem seviyesindeki yükler kullanılarak uydu bileşen (komponent) seviyesindeki yükleri bulmak için kullanılan metotları açıklanmaktadır.

Bu çalışma, uydu birincil ve ikincil yapıları için sinüs titreşiminin en önemli ortam olduğu Ariane 5/6, Proton, Falcon 9 veya New Glenn’de fırlatılacak olan GEO yörüngedeki haberleşme uyduları (kütle>2000kg) için geçerlidir. Daha küçük uydular (Dünya gözlem uyduları) veya Soyuz gibi diğer fırlatıcılar söz konusu olduğunda, rastgele titreşim en önemli ve şiddetli ortam olabileceğinden, farklı senaryolarda farklı yaklaşımlar yük türetmek için kullanılabilir.

Faydalı yük paneli üzerindeki kritik yükleri hesaplamak için panelin ilk modlarını harekete geçiren sinüs yükleri dikkate alınmaktadır. Projenin olgunluklarına göre farklı yöntemler kullanılmaktadır. Bunları şu şekilde sıralayabiliriz [14-16]:

- Doğrudan Yöntem (Direct Method)
- Sistem Seviyesinden Manuel Olarak Türetme
- Kütle-İvme Eğrisi Metodu (MAC)

3.3.1 Doğrudan yöntem

Doğrudan yöntem, uydu sonlu elemanlar modelini kullanır ve tüm bağlayıcı rijitliklerini, kütle dağılımlarını, modal frekansları vb. kapsadığı için en doğru olan yöntem olarak tanımlanabilir. Ancak uydu tasarımı neredeyse bittiğinde test tahminleri için kullanılır.

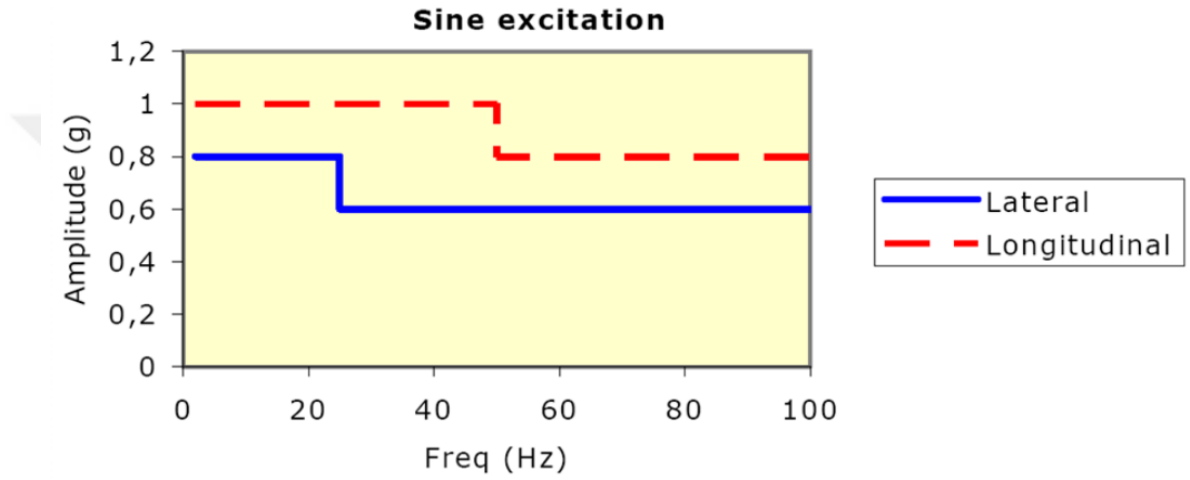
Bu yöntemde, uydu sonlu elemanlar modeli kullanarak ve fırlatma otoriteleri tarafından verilen sinüs yükleri altında frekans cevap analizi gerçekleştirilir ve faydalı yük paneli ile yapının geri kalanı arasındaki etkileşim kuvvetleri elde edilebilir.

Tüm arayüz kuvvetlerini toplayarak ve panelin kütlesini dikkate alarak eşdeğer bir sanki statik ivmeye yaklaşılabılır.

3.3.2 Uydu sistem seviyesindeki yüklerden manüel türetme

Bu yöntem, proje hala geliştirilme aşamasındayken, yani Uydu Sonlu Elemanlar Modeli yeterince olgunlaşmamışken, uydu mimarisi hala tanım aşamasındayken ve fırlatma aracı henüz seçilmediğinde kullanılır. Buna bağlı olarak, seçilen yük zarfı tüm fırlatıcı adaylarını kapsayan bir zarf olacaktır.

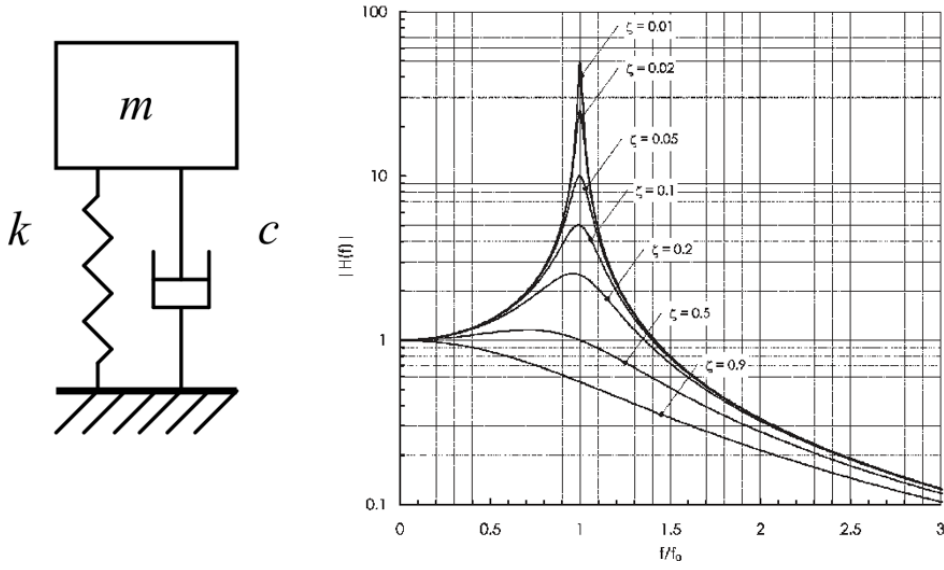
Daha önce bahsedildiği gibi, bir haberleşme paneli, faydalı yük paneli ana titreşim modlarını uyaran 10 ila 100 Hz arasında geçen sinüs ortamından etkilenir. Tipik bir sinüs ortamı aşağıdaki gibidir (Şekil 3.2).



Şekil 3.2 : Sinüs yük zarfı (Ariane 5).

Bu yöntemde uydu bir serbestlik derecesine sahip bir sistem olarak ele alınır (Şekil 3.3) ve panel üzerine etki eden kuvvet şu şekilde hesaplanır:

Alt Sistem Yüğü = Amplifikasyon (Yükseltme) Faktörü X Uydu Fırlatıcı Ara Yüzündeki İvme X Panel Kütlesi



Şekil 3.3 : Amplifikasyon faktör ve bir serbestlik dereceli sistem gösterimi.

Örneğin 40Hz’de ilk modu bulunan bir panel için hesaplama şu şekilde yapılmaktadır:

Panel Modu: 40 Hz

Panel Kütlesi: 100 kg

Yanal İvme: 0,6g

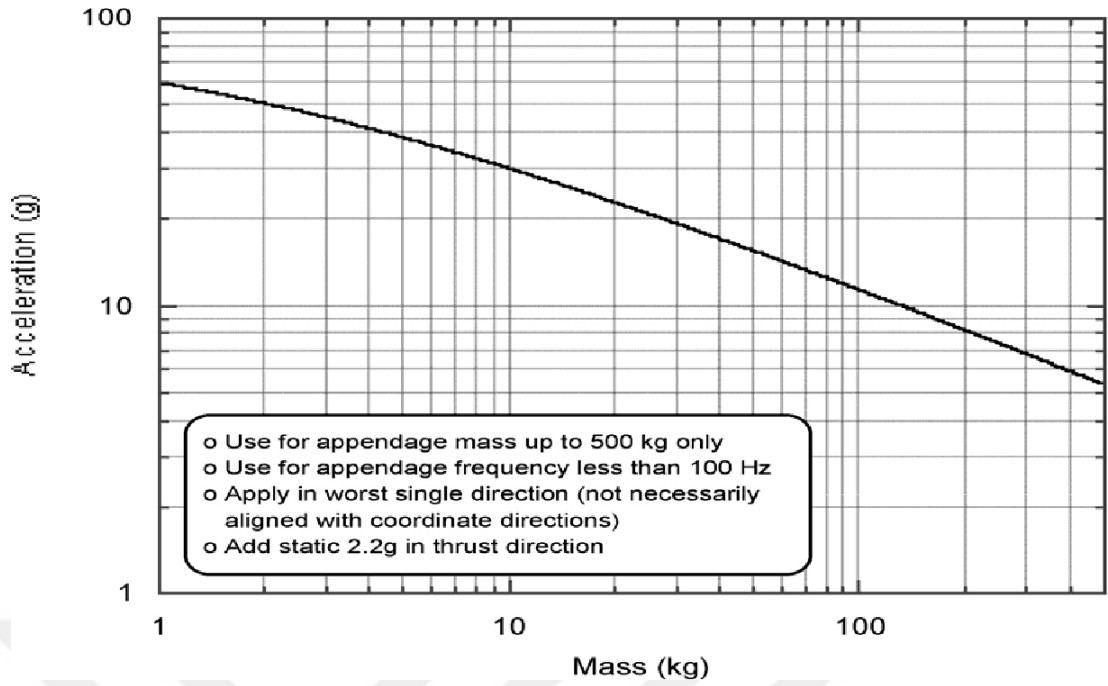
Boylamsal İvme: 1g

Sönümlleme Faktörü: 10 (Q=10)

$$\text{Kuvvet: } 10 \times 9,81 \text{ m/s}^2 \times 100 \text{ kg} = 9810 \text{ Newton}$$

3.3.3 İvme kütle eğrisi yöntemi

Bu yöntem NASA tarafından geliştirilmiştir ve sistem seviyesindeki yükleri elde etmek için kullanılmaktadır. Projelerin başlangıç aşamalarında yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu yöntem, farklı uydu tiplerinden ve fırlatma araçlarından elde edilen geniş deneyime dayalı ampirik verileri kullanır, böylece olası tüm yük durumlarını kapsar. Kütleye bağlı ivme değerlerini gösteren ivme-kütle eğrisi Şekil 3.4’de gösterilmiştir.



Şekil 3.4 : İvme – Kütle Eğrisi gösterimi.

Bu yöntemde alt sistem seviyesindeki yükler hesaplanırken yukarıdaki grafikten faydalanılır. Alt sistem yüküne karşılık gelen ivme cevabı ile çarpılır ve hedeflenen yük hesaplanır. Örneğin 100 kg'lık bir panele etki eden yük şu şekilde hesaplanmaktadır:

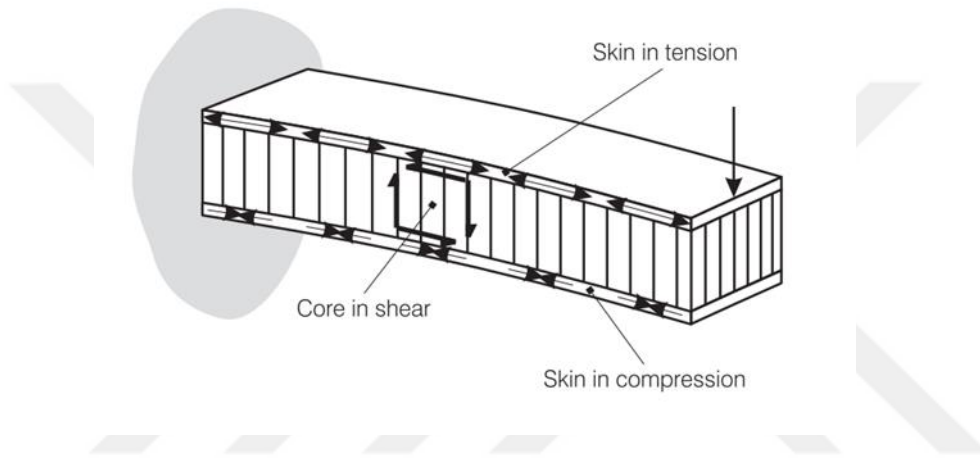
$$\text{Kuvvet: } 100 \text{ kg} \times 11 \times 9,81 \text{ m/s}^2 = 10791 \text{ Newton}$$

Bu çalışma kapsamında faydalı yük paneline etki eden statik eşdeğer yüklerin türetilmesi esnasında yukarıda açıklanan Doğrudan yöntem metodundan faydalanılmıştır. Yapısal Analiz (Bölüm 5) bölümünde doğrudan yöntem metoduna göre panel seviyesi yüklerin türetilmesi gösterilecektir.

3.4 Yapısal Tasarım

Faydalı yük paneli, ince iki tane alüminyum katman, bal peteği çekirdek, temsili ısı boruları ve bağlayıcılar için oluşturulmuş çeşitli insertleri içeren bir sandviç yapıdır.

Yüzey levha ve çekirdek malzemeleri çekme, basma ve kesme gerilmeleri altında dayanabilmelidir. Aşağıdaki şekilde (Şekilde 3.5) gösterilen sandviç yapıya sahip bir ankastre kiriş üzerinde yüklemeleri inceleyelim:

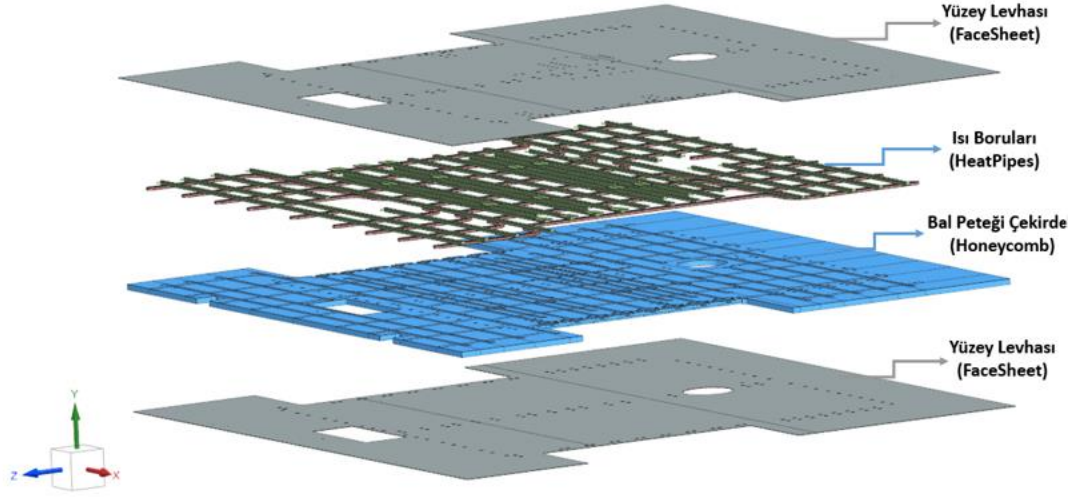


Şekil 3.5 : Sandviç kiriş elemanı.

Burada serbest uç kısmından uygulanan yük bir eğilme momenti yaratacaktır, bu eğilme momenti maksimum bağlantı bölgesinde gözlemlenecektir. Ayrıca bir uzunluk boyunca bir kesme yükü oluşacaktır. Üst yüzey levhası germe yükü altındayken alt yüzey levhası sıkıştırma yükü altında kalacaktır. Sandviç panel, aşırı eğilmeyi önlemek için yeterli eğilme ve kayma sertliğine sahip olmalıdır.

Temsili ısı boruları Alüminyum 6061 plakadan üretilmiştir. Isı borusu haritalaması termal gereksinimler doğrultusunda belirlenmiştir. Termal gereksinimlere yönelik detaylı termal analizler bu çalışma kapsamına girmemektir.

Faydalı yük panelindeki ince dış katmanlar Alüminyum 2024 T81 seririsinden oluşmaktadır. İnce levha kalınlığı 0.41 mm'dir. Başlangıç tasarımında, çekirdek kısmında 50 kg/m³ yoğunluğuna sahip Alüminyum 5056 bal peteği kullanılmıştır. Tasarım iterasyonları bölümünde malzeme seçimi ve yapısal davranışları hakkında detaylı bilgi verilecektir. Başlangıç tasarım özellikleri Şekil 3.6'da gösterilmiştir.



Bileşen	Malzeme
Yüzey Levhası (Face Sheet)	Aluminyum 2024 T81
Isı Boruları (Heat Pipes)	Aluminyum 6061
Bal Peteği (Honeycomb)	Aluminyum_5056_50kgm3

Şekil 3.6 : Faydalı yük panel tasarımı.

4. SONLU ELEMAN MODELLEMESİ

4.1 Bir Haberleşme Uydusunun Yapısal Modeli

Uydu yapısal mimarisinin temel amacı, uydunun hizmet ömrü boyunca maruz kalacağı çevresel yüklere dayanmak ve uydudaki tüm alt sistemlerin işlevsel gereksinimlerini karşılamaktır.

Bir haberleşme uydusunun yapısal tasarımını belirleyen değişkenler şu şekildedir:

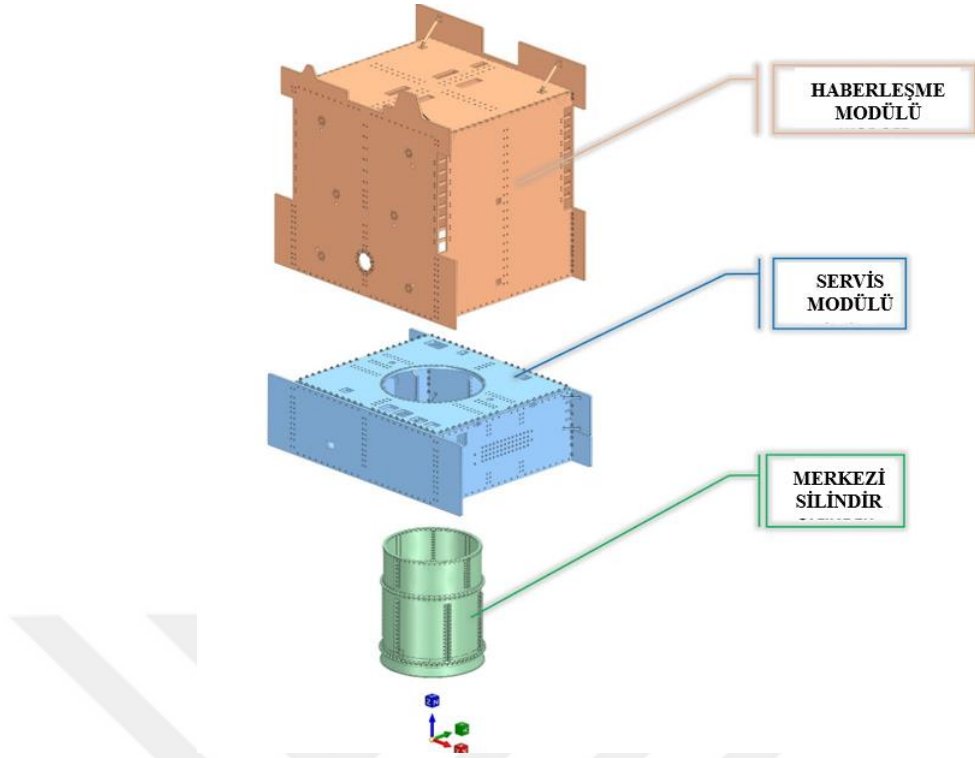
- Görev tanımı,
- Sistem yerleşim konfigürasyonu
- Termal gereksinimler
- Fırlatma kütle tahminleri
- Güneş paneli ve reflektör boyutu

Bu tez çalışması kapsamında incelenen haberleşme uydusu geleneksel tasarım mimarisine göre tasarlanmıştır.

Haberleşme uydusunun yapısı temel olarak servis (hizmet) modülü ve haberleşme modülü olmak üzere iki ana kısma ayrılabilir.

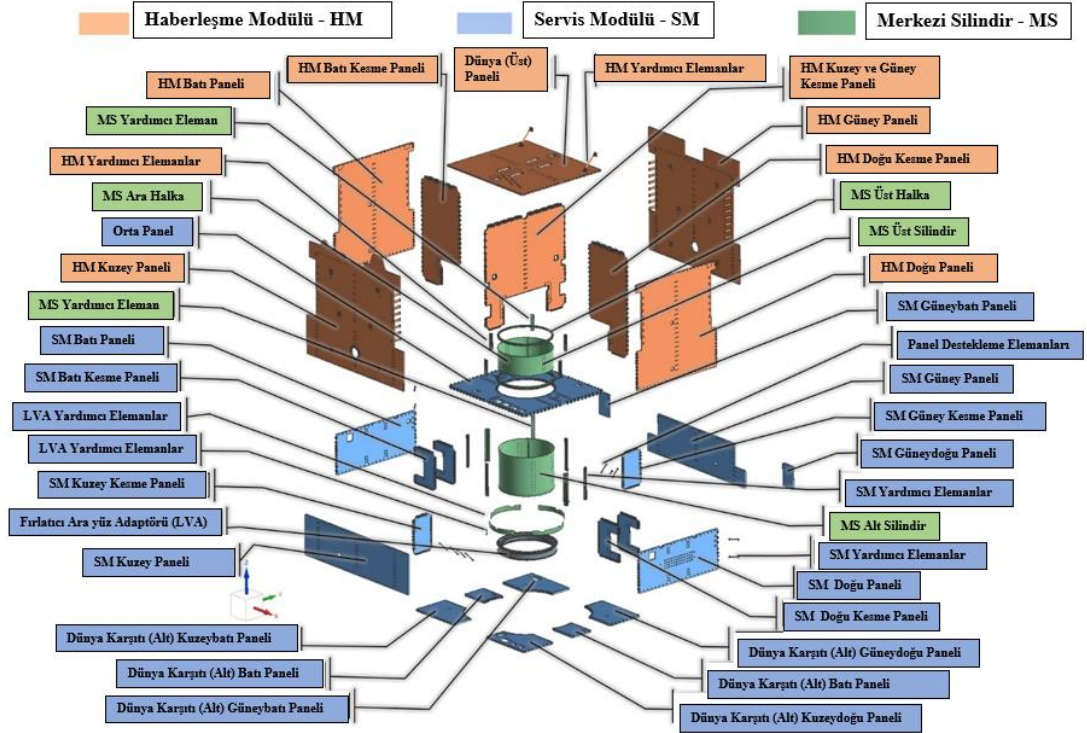
Servis modülü aynı zamanda uydu platformu olarak isimlendirilebilir ve uydunun görev misyonundan bağımsız olarak bir uyduda bulunması gereken temel alt sistem ekipmanlarını bünyesinde bulundurmaktadır. İtki sistemleri, güç dağıtım ve depolama birimleri, yörünge yönelim ve kontrol birimleri servis modülü üzerinde bulunur.

Haberleşme modülü aynı zamanda faydalı yük modülü olarak da isimlendirilir. Bir haberleşme uydusunun uydu misyonuna göre özelleştirilmiş ana bileşenidir. Uydu ve yer istasyonları arasındaki sinyallerin alınması, işlenmesi ve iletilmesinden sorumludur. Antenler, transponderlar ve çeşitli haberleşme ekipmanları bu kısımda bulunur. Haberleşme ve servis modülleri Şekil 4.1’de gösterilmiştir.



Şekil 4.1 : Uydu yapısal modüllerinin gösterimi.

Haberleşme ve servis modülündeki panellerin detaylı isimlendirilmesi Şekil 4.2’de gösterilmiştir.



Şekil 4.2 : Uydu yapısal panellerinin detaylı gösterimi.

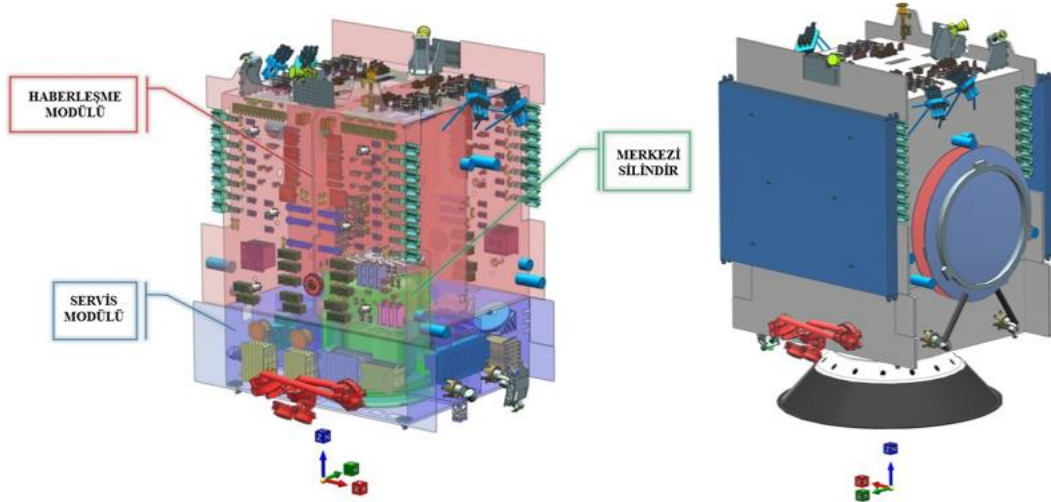
Genel olarak bir haberleşme uydusunda, merkezi silindir uydu birincil yapısının ana yük taşıyıcı elemanıdır. Merkezi silindir aynı zamanda uydu ile fırlatıcı arasındaki arayüzü içerir. Fırlatma esnasındaki yükler fırlatıcı ile uydu arayüzündeki adaptör vasıtasıyla merkezi silindire aktarılır. Kesme panelleri gibi diğer uydu birincil yapıları merkezi silindire bağlanır.

Kesme panelleri merkezi silindir ile dış panel arasındaki yük aktarım görevini görür. Bu paneller, uydu birincil yapı grubuna girmektedir.

Kuzey ve Güney faydalı yük panelleri, güneş panellerini ve çeşitli haberleşme ekipmanlarını bünyesinde barındırır.

Doğu-Batı Haberleşme Modülü paneli, reflektörleri taşımaktadır.

Bu çalışma kapsamında incelenen haberleşme uydusunun yapısal modeli Şekil 4.3’de gösterilmiştir.



Şekil 4.3 : Bir haberleşme uydusu yapısal modeli.

4.2 Bir Haberleşme Uydusunun Sonlu Elemanlar Modeli

ECSS-E-ST-32-03 (Space engineering – Structural finite element models) standartları bir uydunun son elemanlar modellemesinde rehberlik etmektedir [16]. Bu tez çalışması kapsamında hazırlanan uydu sonlu elemanlar modellerinde bu standartların önerdiği gereksinimler dikkate alınmıştır.

Global uydu sonlu elemanlar modeli hazırlanırken orijini $x=0$, $y=0$, $z=0$ noktasında olan global koordinat sistemi kullanılmıştır.

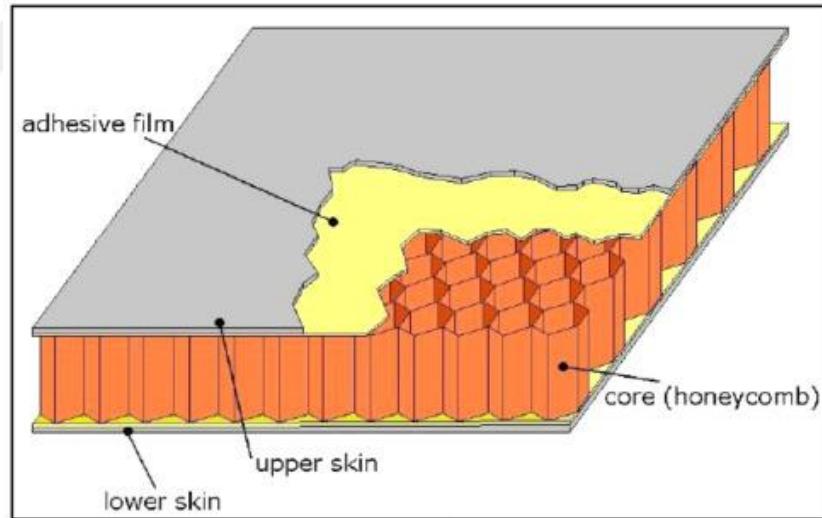
Sonlu elemanlar modeli için aşağıdaki birimler kullanılmıştır.

- uzunluk için metre
- kütle için kilogram
- zaman için saniye
- kuvvet için newton.

Uydu sonlu elemanlar modellemesi için Hypermesh, çözücü olarak ise MSC NASTRAN kullanılmıştır.

4.2.1 Sandviç Panel Modelleme

Uydu yapısal bileşenlerinin büyük bir kısmı sandviç panellerden oluşmaktadır. Bu sandviç paneller, Şekil 4.4’de gösterildiği gibi iki yüzey levhasından ve balpeteği çekirdek yapılarından oluşmaktadır



Şekil 4.4 : Bal peteği sandviç panel gösterimi. [21]

Nastran'da sandviç panel modelleme için genel yaklaşım, PCOMP özellik kartını birinci dereceden kabuk(shell) elemanlarına (CTRIA3, CQUAD4) atamaktır. Bu yöntem Katman (Layered) Elemanı Yöntemi olarak adlandırılır. Katman Elemanı Yöntemi'ni kullanmak için tüm panellerin orta yüzeyleri (mid-surface) elde edilmelir. CTRIA3 elemanları genellikle geçiş bölgesinde kullanılır ve CTRIA3 elemanların

CQUAD4 elemanlarından daha rijit olması nedeniyle FEM'de kullanılmasından kaçınılır. CTRIA3 ve CQUAD4 eleman kartının MSC Nastran formatı Şekil 4.5’de verilmiştir.

CTRIA3 Eleman Tipi Nastran Kartı									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
CTIRA 3	EID	PID	G1	G2	G3	THETA OR MCID	ZOFFS		
		TFLAG	T1	T2	T3				

CQUAD4 Eleman Tipi Nastran Kartı									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
CQUAD4	EID	PID	G1	G2	G3	G4	THET A OR MCID	ZOFFS	
		TFLAG	T1	T2	T3				

Eleman Kartının Açıklaması	
Fields	Contents
EID	Element identification number.
PID	Property identification number of a PSHELL, PCOMP, PCOMPG or PLPLANE entry.
Gi	Grid point identification numbers of connection points.
THETA	Material property orientation angle in degrees.
MCID	Material coordinate system identification number.
ZOFFS	Offset from the surface of grid points to the element reference plane.
TFLAG	An integer flag, signifying the meaning of the Ti values.
Ti	Membrane thickness of element at grid points G1 through G3/G4.

Şekil 4.5 : MSC Nastran CTRIA ve CQUAD kartlarının gösterimi.

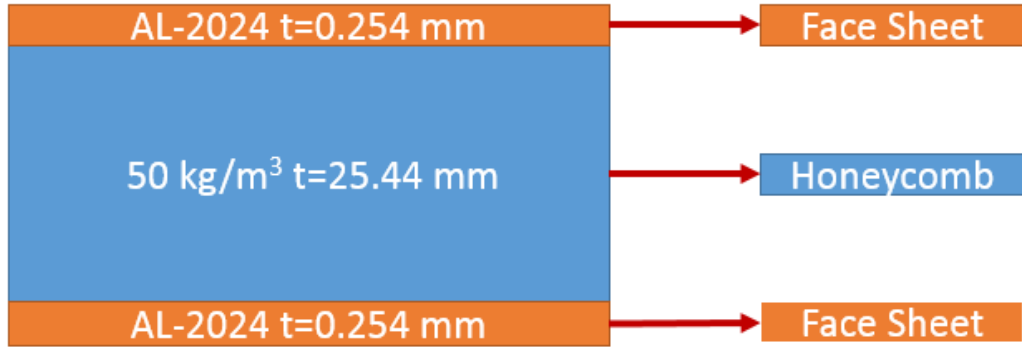
PCOMP özellik eleman kartının MSC Nastran formatı Şekil 4.6’da verilmiştir.

PCOMP Özellik Nastran Kartı									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
PCOMP	PID	Z0	NSM	SB	FT	TREF	GE	LAM	
	MID1	T1	THETA 1	SOUT1	MID2	T2	THETA 2	SOUT2	
	MID3	T3	THETA 3	SOUT3	etc.				

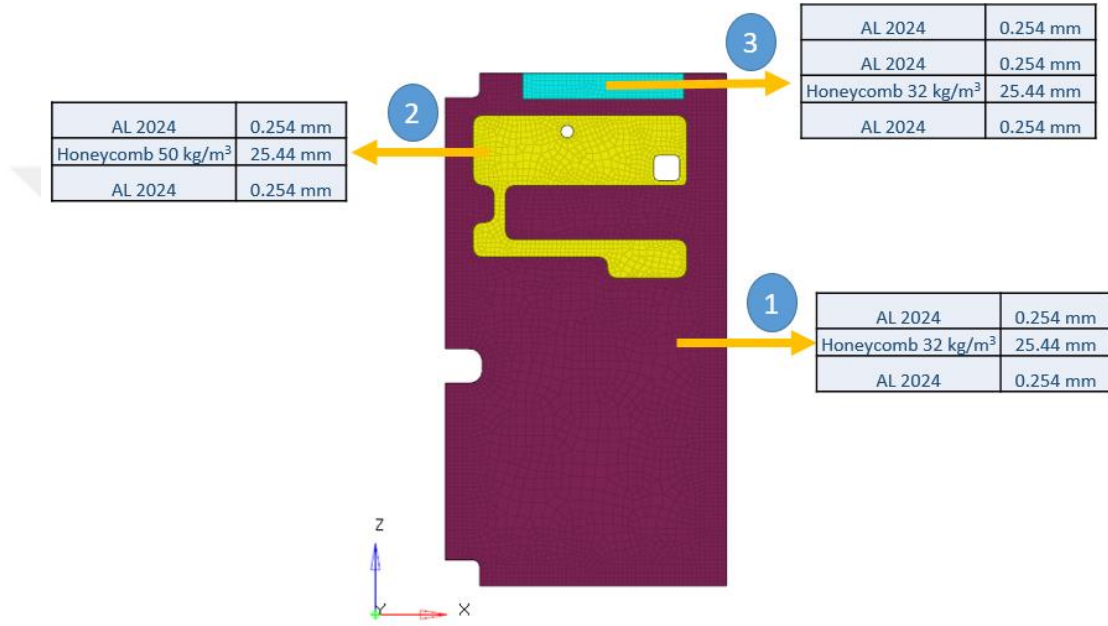
PCOMP Özellik Nastran Kartının Açıklaması	
Fields	Contents
PID	Property identification number.
Z0	Distance from the reference plane to the bottom surface.
NSM	NSM Nonstructural mass per unit area.
SB	Allowable shear stress of the bonding material.
FT	FT Failure theory.
TREF	TREF Reference temperature.
LAM	Laminate Options, such as "Blank", "SYM", "MEM", "BEND" option.
MIDI	Material ID of the various plies. The plies are identified by serially numbering them from 1 at the bottom layer. MAT1, MAT2 and MAT8 can be used.
Ti	Thicknesses of the various plies.
THETAi	Orientation angle of the longitudinal direction of each ply with the material axis of the element.
SOUTi	Stress or strain output request.

Şekil 4.6 : PCOMP özellik Nastran kartı tanımlaması.

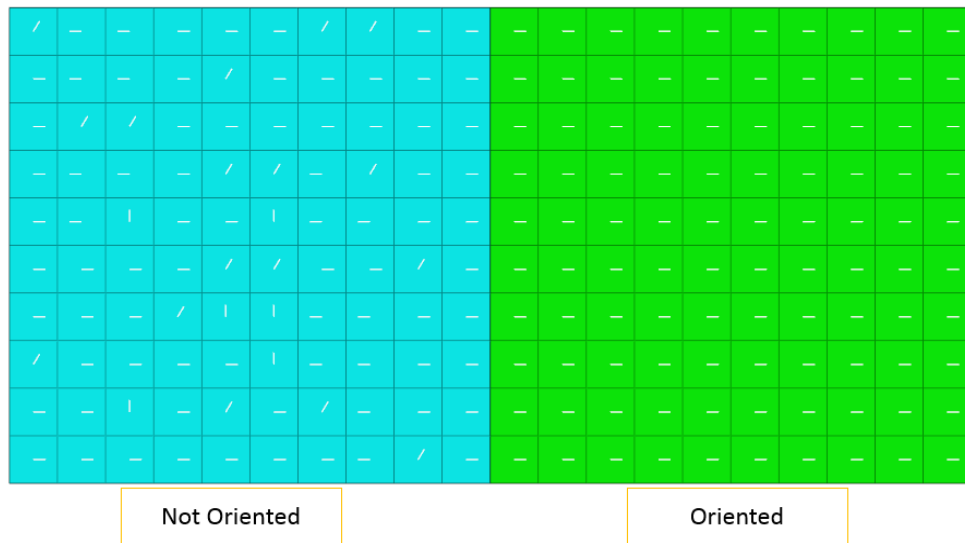
Şekil 4.7’de kesit özellikleri gösterilen bir uydu panelinin 2B olarak modellenmiş sonlu elemanlar modeli Şekil 4.8’de gösterilmiştir. Kabuk elemanlar oluşturulduktan sonra Şekil 4.9’da gösterildiği gibi oryantasyonları düzeltilmelidir.



Şekil 4.7 : Sandviç panel kesit gösterimi.



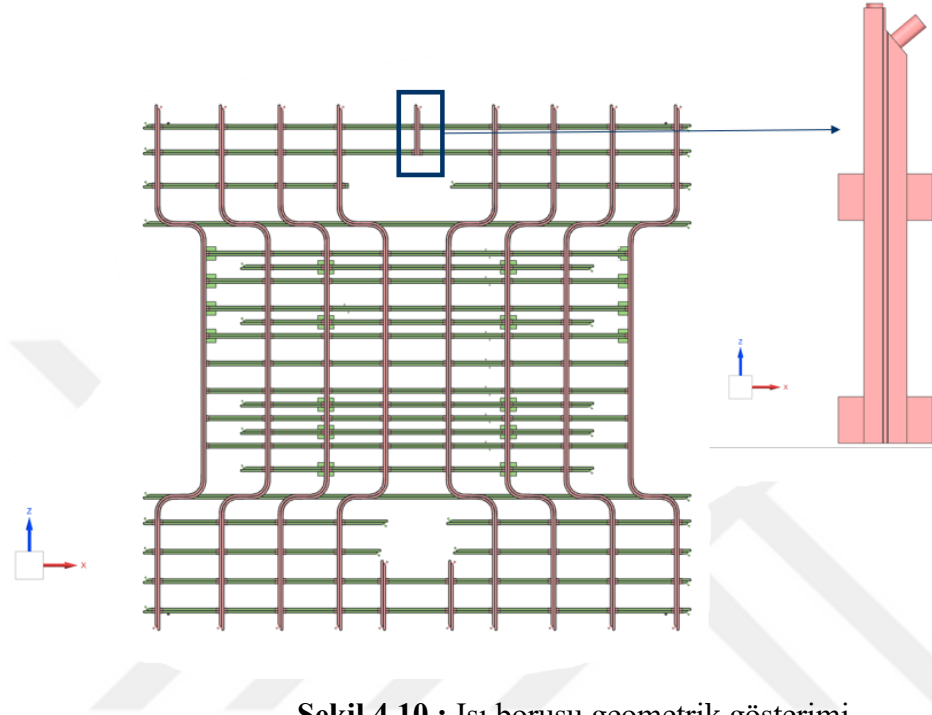
Şekil 4.8 : Kesme paneli 2B sonlu elemenlar modeli.



Şekil 4.9 : 2B eleman oryantasyonu gösterimi.

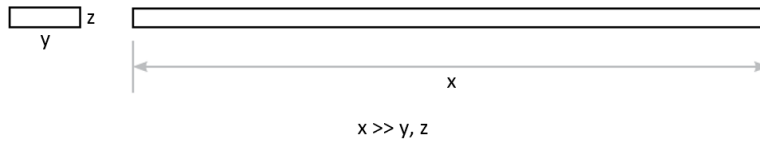
4.2.2 Isı Boruları Modelleme

Uydu içerisinde çeşitli bölgelerde ısı transferini sağlamak için ısı boruları kullanılmaktadır. Faydalı yük paneli üzerindeki ısı borularının düzeni Şekil 4.10'da gösterilmiştir.



Şekil 4.10 : Isı borusu geometrik gösterimi.

Bu ısı boruları uydunun yapısal dayanımını etkilediği için modellenmektedir. Isı borularının modellenmesi NASTRAN 1D-CBEAM elemanları ve PBEAML özellik kartı kullanılarak sağlanmaktadır. 1 boyutlu elemanlar, iki düğüm boyunca tek yönde tanımlanır ve kesitlerine göre çok uzun yapıları temsil eder. CBEAM elemanları, eğilme ve kesme yüklerini taşıdıkları için CROD elemanlar yerine tercih edilmektedir.



Şekil 4.11 : Kirişin geometrik gösterimi.

CBEAM eleman kartının MSC Nastran formatı Şekil 4.12’de verilmiştir.

CBEAM Eleman Tipi Nastran Kartı

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
CBEAM	EID	PID	GA	GB	X1	X2	X3	OFFT/BIT	

Fields	Contents
EID	Unique element identification number
PID	Property identification number
GA, GB	Grid point identification numbers
X1, X2, X3	Components of orientation vector v , from GA, in the displacement coordinate system at GA.
OFFT	Offset vector

Şekil 4.12 : MSC Nastran CBEAM kart gösterimi.

CBEAM elemanı için bir özellik oluşturmak için NASTRAN PBEAML özellik kartı kullanılır. PBEAML, bir kiriş elemanının özelliklerini enine kesit boyutlarıyla tanımlar. PBEAML NASTRAN kartının formatı Şekil 4.13’de verilmiştir.

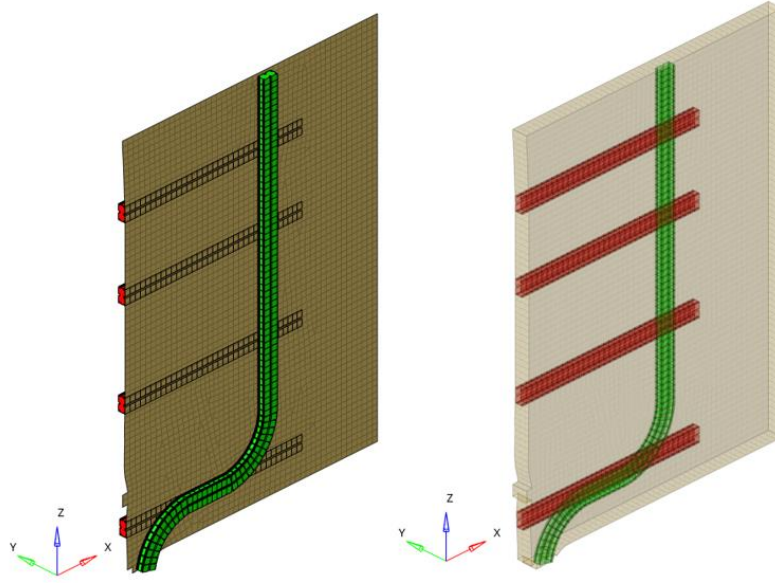
PBEAML Nastran Özellik Kartı

1	2	3	4	5	6	7	8	9
PBEAML	PID	MID	GROUP	TYPE				
	DIM1(A)	DIM2(A)	etc.	DIMn(A)	NSM(A)	SO(1)	X(1)/XB	DIM1(1)
	DIM2(1)	etc.	DIMn(1)	NSM(1)	SO(2)	X(2)/XB	DIM1(2)	DIM2(2)

Fields	Contents
PID	Property identification number.
MID	Material identification number.
GROUP	Cross-section group
TYPE	Cross-section shape. (Character: "TUBE", "BOX".)
DIMi(j)	Cross-section dimensions at end A, intermediate station j and end B. (Real > 0.0 for GROUP = "MSCBML0")
NSM(j)	Nonstructural mass per unit length.

Şekil 4.13 : MSC Nastran PBEAML özellik kart gösterimi.

Panele gömülü halde bulunan ısı borularının oluşturulmuş sonlu elemanlar modeli Şekil 4.14’de gösterilmiştir.



Şekil 4.14 : Gömülü ısı boruları sonlu elemanlar modeli.

4.2.3 Bağlantı Elemanı Modelleme

Sonlu eleman modellerinde bağlantı elemanlarını modellemek için çeşitli yöntemler vardır. En yaygın yöntemlerden biri, yay tipi eleman sınıfına giren CBUSH elemanları kullanmaktır.

CBUSH Nastran kartının gösterimi aşağıdaki (Şekil 4.15) gibidir.

CBUSH Eleman Tipi Nastran Kartı

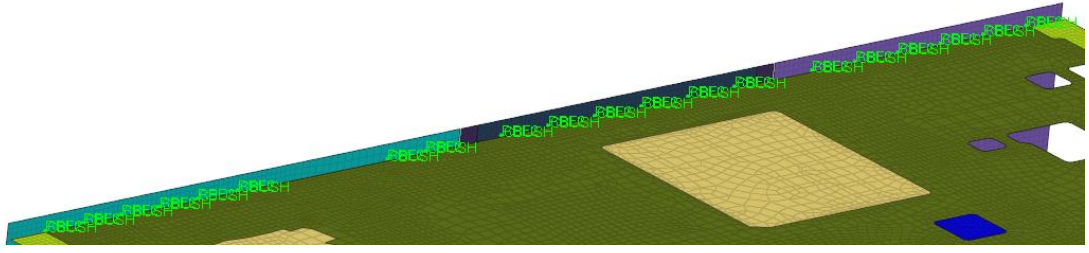
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
CBUSH	EID	PID	GA	GB	GO/X1	X2	X3	CID	
	S	OCID	S1	S2	S3				

CBUSH Eleman Tipi Nastran Kartının Açıklaması

Fields	Contents
EID	Element identification number.
PID	Property identification number.
GA,GB	Grid point identification number of connection points.
Xi	Component of orientation vector, from GA, in the displacement coordinate system at GA.
GO	Alternate method to supply vector using grid point GO. Direction of is from GA to GO is then transferred to End A.
CID	Element coordinate system identification A 0 value means the basic coordinate system will be used. If CID is blank, then the element coordinate system is determined from GO or Xi
S	Location of spring damper
OCID	Coordinate system identification of spring-damper offset.
S1,S2,S3	Component of spring-damper offset in the OCID coordinate system if OCID >0.

Şekil 4.15 : MSC Nastran CBUSH kart gösterimi.

Bağlantı elemanı sonlu elemanlar modeli Şekil 4.16'da gösterilmiştir.



Şekil 4.16 : Bağlantı elemanı sonlu elemanlar modeli

4.2.4 Ekipman Modelleme

Uydu seviyesi sonlu eleman modelinde ekipman, analiz süresini azaltmak için konsantre kütle elemanı CONM2 kullanılarak bir nokta kütle olarak modellenir. CONM2 elemanı, ekipmanın kütlesi ve kütle atalet momenti dahil olmak üzere mekanik davranışı yansıtır. Nastran CONM2 kartı Şekil 4.17’de verilmiştir. Ekipman modelinin sonlu elemanlar gösterimi Şekil 4.18’de gösterilmiştir.

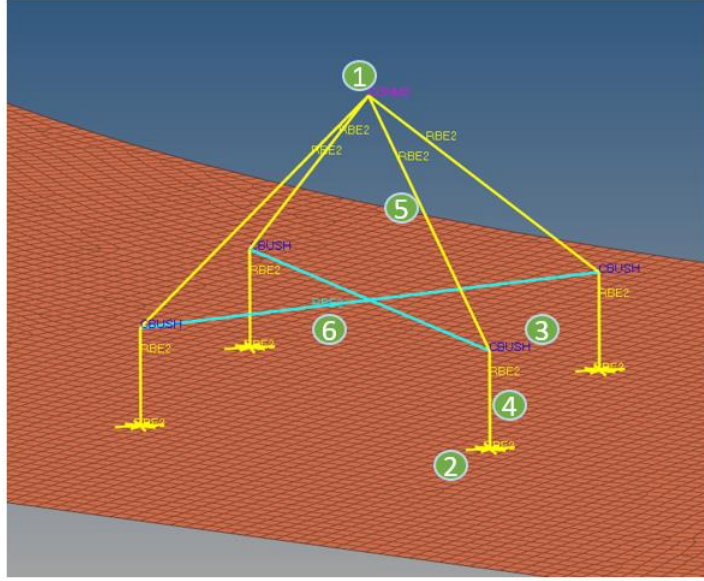
CONM2 Eleman Tipi Nastran Kartı

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
CONM2	EID	G	CID	M	X1	X2	X3		
	I11	I21	I22	I31	I32	I33			

CONM2 Eleman Tipi Nastran Kartının Açıklaması

Fields	Contents
EID	Element identification number.
G	Grid point identification number.
CID	Coordinate system identification number.
M	Mass value.
X1,X2,X3	Offset distances from the grid point to the center of gravity of the mass in the coordinate system defined in field 4.
Iij	Mass moments of inertia measured at the mass center of gravity in the coordinate system defined by field 4.

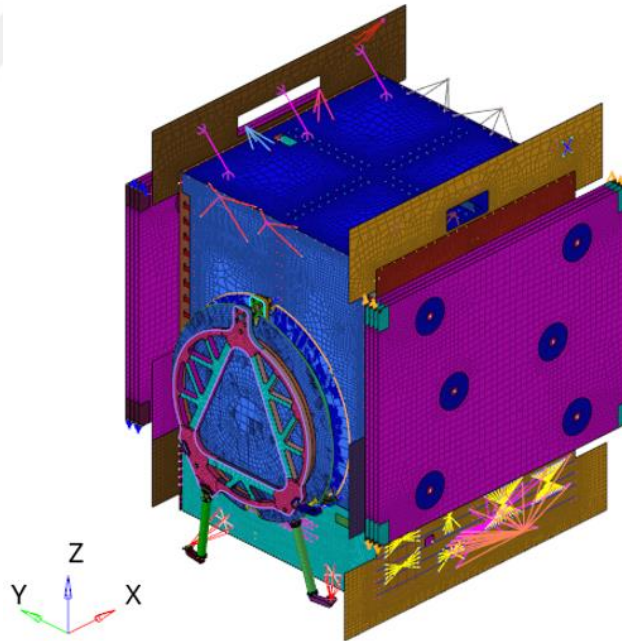
Şekil 4.17 : MSC Nastran CONM2 kart gösterimi.



Şekil 4.18 : Ekipman sonlu elemanlar modeli.

4.3 Sonlu Elemanlar Modeli Kontrolü

Yukarıda bahsedilen yaklaşımlar kullanılarak oluşturulmuş uydu global sonlu elemanlar modelinin gösterimi ve özellikleri Şekil 4.19’da gösterilmiştir.



Toplam Kütle (kg)	2756
Toplam Eleman Sayısı	858491
Toplam Düğüm Sayısı	917124

Şekil 4.19 : Uydu sonlu elemanlar modeli gösterimi

Hazırlanmış sonlu elemanlar modelinin matematiksel doğruluğunu kontrol etmek için ECSS-E-ST-32-03C'de önerilen üç tür kontrol analizi vardır [16]. Bu kontrol analizlerinin amacı modelleme esnasında herhangi bir bağlantısız parça, yanlış özellik yanlış modelleme vb. olup olmadığını kontrol etmektir. Bunlar;

- Serbest sınır koşullarında (free-free) modal analiz
- Statik Analiz Kontrolü
- Termo-elastik analiz kontrolü

Serbest sınır koşullu modal analiz kontrolü için, rijit cisim hareketlerini temsil eden ilk altı mod için frekansların 0,005 Hz'den düşük olması beklenir. Ek olarak, rijit cisim modlarının hesaplanan en yüksek frekansı ile en düşük elastik mod frekansı arasındaki oran 0,0001'den [17] az olmalıdır. Modal analiz kontrolü MSC Nastran SOL 103 çözücünde gerçekleştirilir ve sonuçlar Çizelge 4.1'de gösterilmiştir. Tabloda görüldüğü gibi tüm gereksinimler karşılanır: ilk altı mod 0,005 Hz'den daha düşük olarak hesaplanır ve katı cisim modlarının hesaplanan en yüksek frekansı ile en düşük elastik mod frekansı arasındaki oran (χ) 0,0001'den küçüktür.

Çizelge 4.1 : Serbest sınır koşulları analiz sonuçları.

	Mode #	Frekans [Hz]
Rijit Cisim Modları	1	6.44E-05
	2	4.86E-05
	3	1.63E-05
	4	3.29E-05
	5	5.96E-05
	6	8.65E-05
İlk Elastik Mod	7	2.30E+01
Oran (χ) = 3.76E-6		

Statik analiz kontrolünde X, Y ve Z yönleri boyunca ayrı ayrı 1 m/s² ivme uygulanır. Fırlatıcı ile uydu arayüzündeki etki ve tepki kuvveti bileşkeleri 6 yönde kısıtlanmış sabit düğüm noktalarında karşılaştırılır ve tutarlı olup olmadığı kontrol edilir. Ayrıca epsilon (ϵ) değeri olarak adlandırılan kalan iş ile uygulanan yük arasındaki oran 1E-8'den [17] küçük olmalıdır. Her eksen için tekil nokta kısıtlamasından (SPC) ve epsilon değerinden gelen tepki kuvvetleri MSC Nastran SOL 101 çözücünde hesaplanır. Çizelge 4.2'de birim ivme yükü uygulandığında uydu-fırlatıcı arayüzüne etki eden kuvvetlerin el hesabı sonuçları gösterilmiştir. Çizelge 4.3'de MSC Nastran analiz sonucunda uydu-fırlatıcı arayüzündeki SPC elemanı üzerinden elde edilen tepki

kuvvetleri gösterilmiştir. Çizelge 4.4’de el hesabı ile MSC Nastran analiz sonucunun karşılaştırılması gösterilmiştir (Etki-tepki kuvvetlerinin toplamının sıfır olması beklenmektedir). Son olarak Çizelge 4.5’de epsilon değeri gösterilmiştir.

Çizelge 4.2 : El hesabı uygulanan kuvvet.

Yükleme Durumları	F_x (N)	F_y (N)	F_z (N)	M_x (Nm)	M_y (Nm)	M_z (Nm)
1 m/s ² X	2.76E+03	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	3.52E+03	-2.15E+01
1 m/s ² Y	0.00E+00	2.76E+03	0.00E+00	-3.52E+03	0.00E+00	-1.23E+01
1 m/s ² Z	0.00E+00	0.00E+00	2.76E+03	2.15E+01	1.23E+01	0.00E+00

Çizelge 4.3 : SPC Kuvveti (MSC Nastran Analiz Sonucu).

Yükleme Durumları	F_x (N)	F_y (N)	F_z (N)	M_x (Nm)	M_y (Nm)	M_z (Nm)
1 m/s ² X	-2.76E+03	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	-3.52E+03	2.15E+01
1 m/s ² Y	0.00E+00	-2.76E+03	0.00E+00	3.52E+03	0.00E+00	1.23E+01
1 m/s ² Z	0.00E+00	0.00E+00	-2.76E+03	-2.15E+01	-1.23E+01	0.00E+00

Çizelge 4.4 : El Hesabı- Sonlu Elemanlar Analiz Sonucu Karşılaştırma

Yükleme Durumları	F_x (N)	F_y (N)	F_z (N)	M_x (Nm)	M_y (Nm)	M_z (Nm)
1 m/s ² X	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
1 m/s ² Y	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
1 m/s ² Z	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

Çizelge 4.5 : Epsilon değeri (ϵ)

Yükleme Durumları	Epsilon (ϵ)
1	-8.18E-11
2	1.69E-11
3	-4.59E-12

5. YAPISAL ANALİZ

5.1 Uydu Seviyesi Dinamik Analiz

Yapısal yüklerin incelenmesi bölümünde sistem seviyesi yüklerden panel seviyesi yüklerin nasıl türetilbileceği tanıtılmıştır. Bu bilgiler doğrultusunda, bu bölümde uydu seviyesi sinüs titreşim analizi yapılarak panel seviyesindeki eşdeğer statik yüklerin türetilmesi gerçekleştirilmiştir. Ön tasarım gözden geçirme aşaması tamamlanmış haberleşme uydumuz için 4 farklı aday fırlatıcıdan gelen sinüs titreşim yükleri dikkate alınmıştır. Ariane 5-6, Proton, New Glenn ve Falcon 9 aday fırlatıcılarının sinüs yük zarfları Çizelge 5.1 ve Çizelge 5.2’de gösterilmiştir. Bu yük girdileri 1.25’lik kalifikasyon faktörü ile çarpılmıştır [17].

Çizelge 5.1 : Aday fırlatıcılar için sinüs yük zarfları (boylamsal).

Ariane 5/6		Falcon 9		Proton		New Glenn		Kritik Sinüs Yük Zarfı	
Frekans [Hz]	İvme [g]	Frekans [Hz]	İvme [g]	Frekans [Hz]	İvme [g]	Frekans [Hz]	İvme [g]	Frekans [Hz]	İvme [g]
5.0	1.0	5.0	0.5	5.0	1.4	2.0	1.0	5.0	1.4
50.0	1.0	20.0	0.8	20.0	1.4	25.0	1.0	20.0	1.4
50.0	0.8	35.0	0.8	20.0	0.6	25.0	1.0	20.0	1.0
100.0	0.8	35.0	0.6	100.0	0.6	50.0	1.0	50.0	1.0
		75.0	0.6			50.0	0.8	50.0	0.8
		85.0	0.9			100.0	0.8	81.7	0.8
		100.0	0.9					85.0	0.9
								100.0	0.9

Çizelge 5.2 : Aday fırlatıcılar için sinüs yük zarfları (yanal).

Ariane 5/6		Falcon 9		Proton		New Glenn		Kritik Sinüs Yük Zarfı	
Frekans [Hz]	İvme [g]	Frekans [Hz]	İvme [g]	Frekans [Hz]	İvme [g]	Frekans [Hz]	İvme [g]	Frekans [Hz]	İvme [g]
5.0	0.8	5.0	0.5	5.0	0.3	2.0	0.8	5.0	0.8
50.0	0.8	85.0	0.5	10.0	0.3	25.0	0.8	25.0	0.8
50.0	0.6	100.0	0.6	10.0	0.4	25.0	0.6	25.0	0.6
100.0	0.6			20.0	0.4	50.0	0.6	100.0	0.6
				20.0	0.6	50.0	0.6		
				100.0	0.6	100.0	0.6		

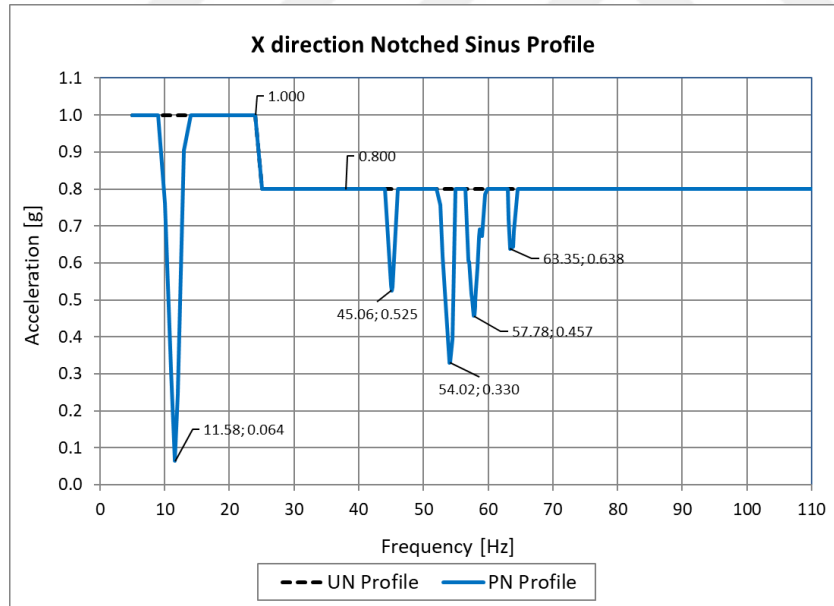
ECSS'e göre over testing durumunu önlemek amacıyla gösterilen yük zarfları üzerinden birincil çentik analizi uygulanmıştır. Birincil çentik analizi, frekans yanıt analizinin sonucu kullanılarak hesaplanır. Frekans yanıt analizi MSC Nastran SOL 111 çözücü kullanılarak yapılmıştır. Dinamik analizler esnasında $\zeta = 0.015$ modal sönümleme oranı veya $G = 0.03$ yapısal sönümleme oranı kullanılmaktadır [16].

Birincil çentik limitleri, sanki statik kalifikasyon yükleri referans alınarak bulunmaktadır. Birincil çentik limit yükleri Çizelge 5.3'de gösterilmiştir.

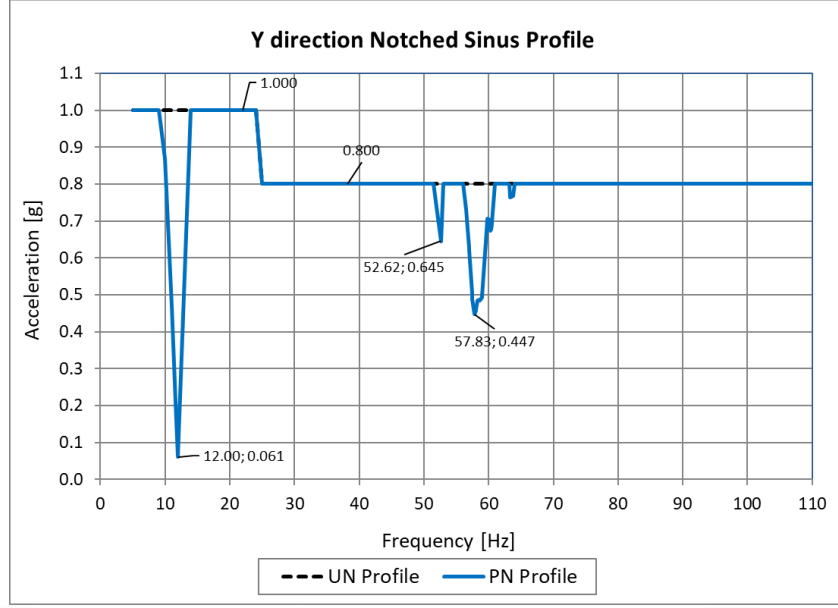
Çizelge 5.3 : Birincil çentik limitleri.

	X Yönünde	Y Yönünde	Z Yönünde
Fx [N]	67594	-	-
Fy [N]	-	67594	-
Fz [N]	-	-	202782
Mx [Nm]	-	85708	-
My [Nm]	85708	-	-

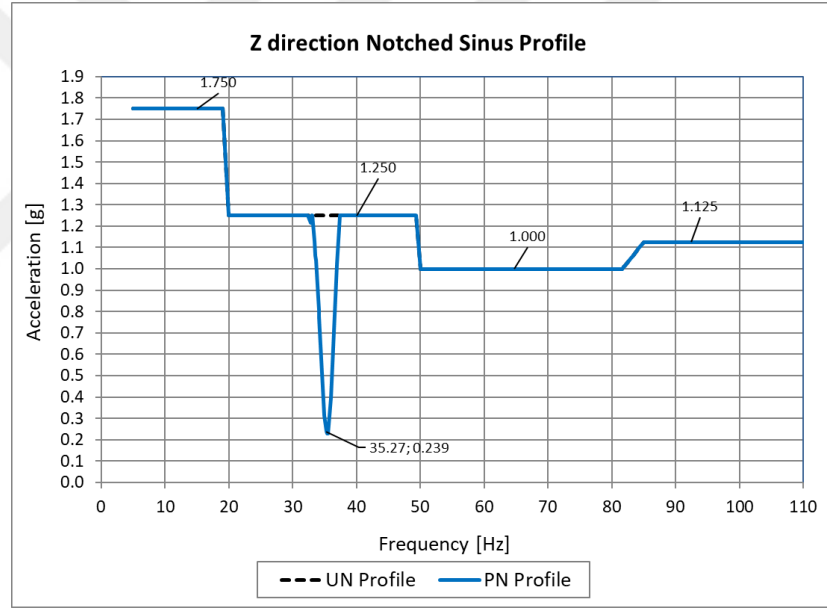
Birincil çentik analizi sonucunda uydu sistem seviyesi yük girdileri X, Y, Z eksenlerinde ayrı ayrı gösterilmiştir (Şekil 5.1 – Şekil 5.3).



Şekil 5.1 : Birincil çentik indirgenmiş sinus yük profili (X).



Şekil 5.2 : Birincil çentik indirgenmiş sinus yük profili (Y).

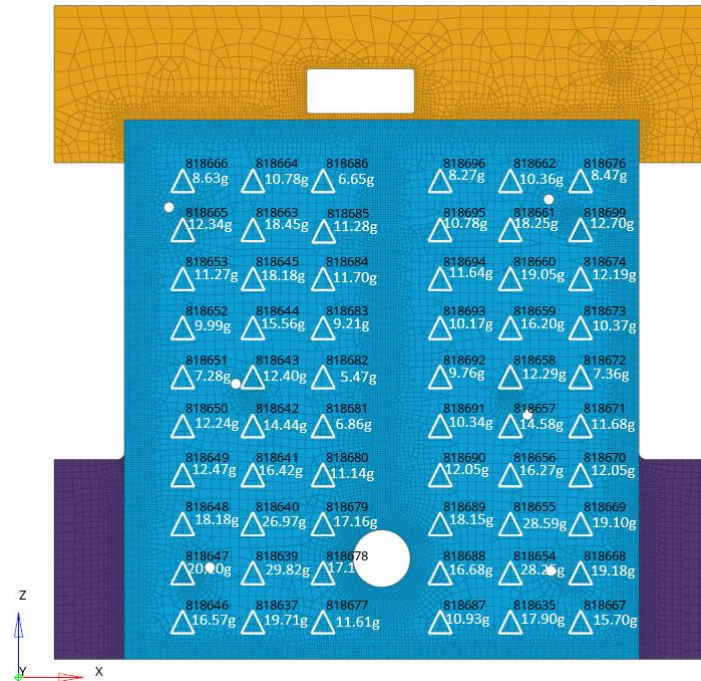


Şekil 5.3 : Birincil çentik indirgenmiş sinus yük profili (Z).

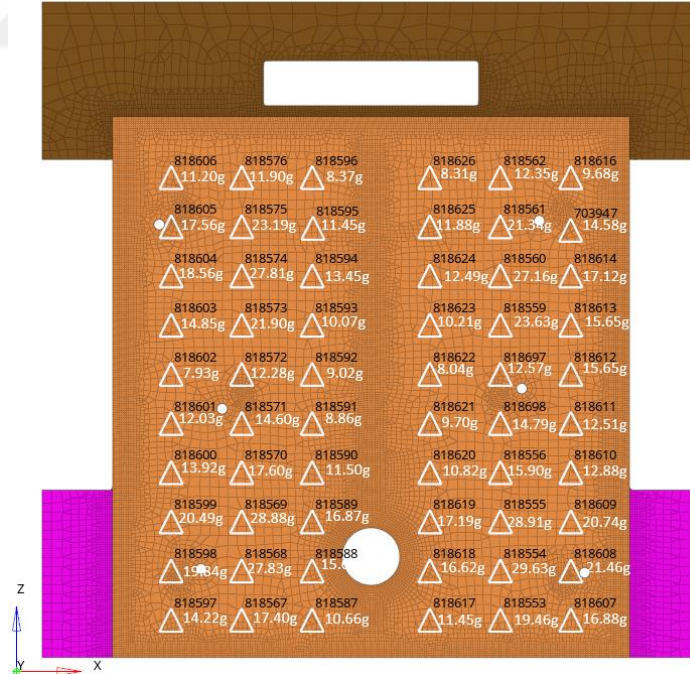
Birincil çentik analizi sonucunda elde edilen sinus yük zarfları uydu sistem seviyesi girdi yükleri olarak kullanılmıştır. Bu dinamik yükler fırlatıcı ve uydu arayüzü noktasından tanımlanmış ve faydalı yük paneli üzerindeki farklı bölgelerden frekans cevap ivmeleri okunmuştur.

Kuzey ve güney faydalı yük panelleri üzerinde belirlenen bölgelerden birincil yük indirgeme faktörleri dikkate alınarak ivme değerleri hesaplanmış ve ivme dağılım haritası çıkarılmıştır. 3 yönde gerçekleştirilen sinüs analiz sonuçlarına göre düzlem

dışı yönde (out-of-plane) en yüksek ivme cevabı alınan senaryo dikkate alınarak oluşturulan ivme dağılımı Şekil 5.4 ve Şekil 5.5’de sunulmuştur.

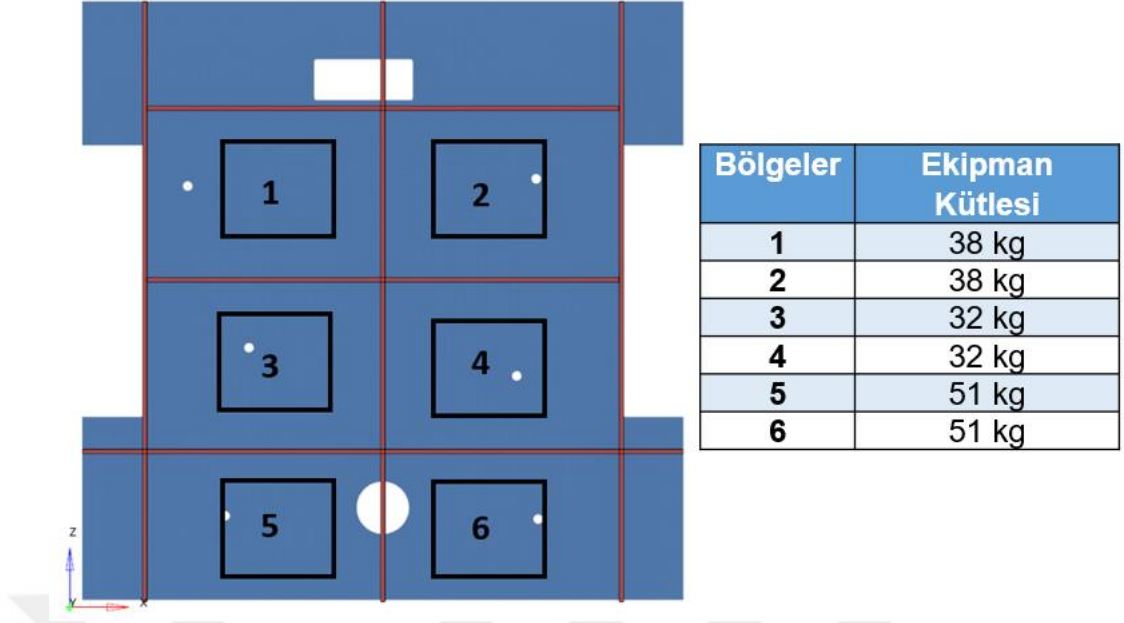


Şekil 5.4 : Kuzey faydalı yük paneli ivme cevapları.



Şekil 5.5 : Güney faydalı yük paneli ivme cevapları.

Faydalı yük paneli üzerindeki ekipman kütle dağılımları da dikkate alınarak faydalı yük paneli 6 bölgeye ayrılmıştır (Şekil 5.6).



Şekil 5.6 : Faydalı yük paneli ekipman kütle dağılımı.

Faydalı yük paneli üzerindeki ekipman kütleleri ve ivme cevapları kullanılarak yük türetme yöntemi Şekil 5.8’de gösterilmiştir. Şekil 5.9’de nihai yükler gösterilmiştir.

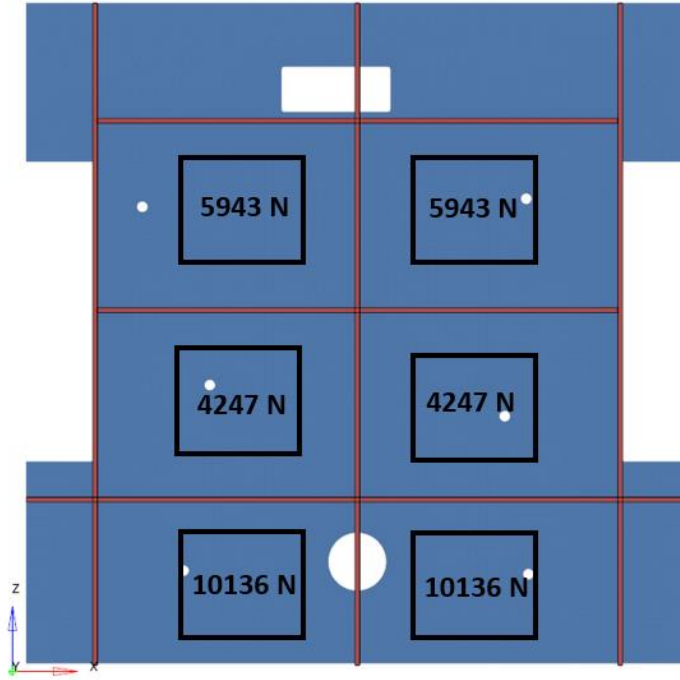
$$\text{Kuvvet} = \text{İvme Cevabı} \times \text{Ekipman Kütlesi}$$

İvme Cevap Dağılımı (Düzlem-dışı)[g]						İvme Cevap Dağılımı Ortalama [g]	
11.20	11.90	8.37	8.31	12.35	9.68	15.94	14.99
17.56	23.19	11.45	11.88	21.34	14.58		
18.56	27.81	13.45	12.49	27.16	17.12		
14.85	21.90	10.07	10.21	23.63	15.65	12.88	13.53
7.93	12.28	9.02	8.04	12.57	15.65		
12.03	14.60	8.86	9.70	14.79	12.51		
13.92	17.60	11.50	10.82	15.90	12.88	19.09	20.26
20.49	28.88	16.87	17.19	28.91	20.74		
19.84	27.83	15.62	16.62	29.63	21.46		
14.22	17.40	10.66	11.45	19.46	16.88		

Şekil 5.7 : İvme cevap haritası (MSC Nastran analiz sonucu)

İvme Cevap Dağılımı Ortalama [g]		Ekipman Kütle Dağılımı [Kg]		Yük [N]	
15.94	14.99	38.00	38.00	5943	5588
12.88	13.53	32.00	32.00	4043	4247
19.09	20.26	51.00	51.00	9551	10136

Şekil 5.8 : Faydalı yük paneli eşdeğer statik yük türetme.

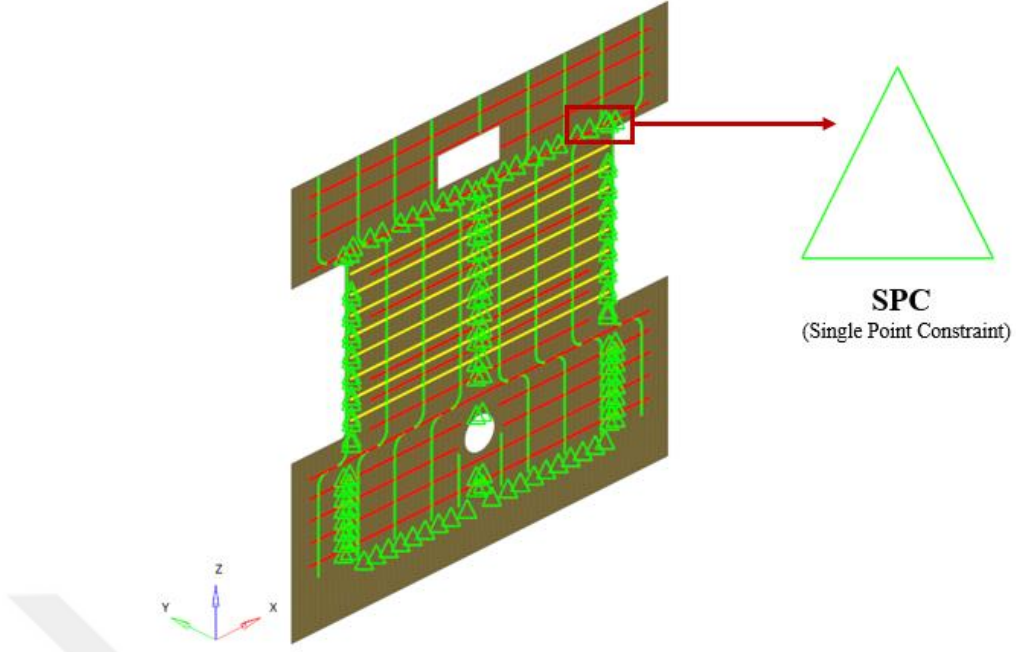


Şekil 5.9 : Test girdi yükleri (kalifikasyon yükleri).

5.2 Panel Seviyesi Statik Analiz

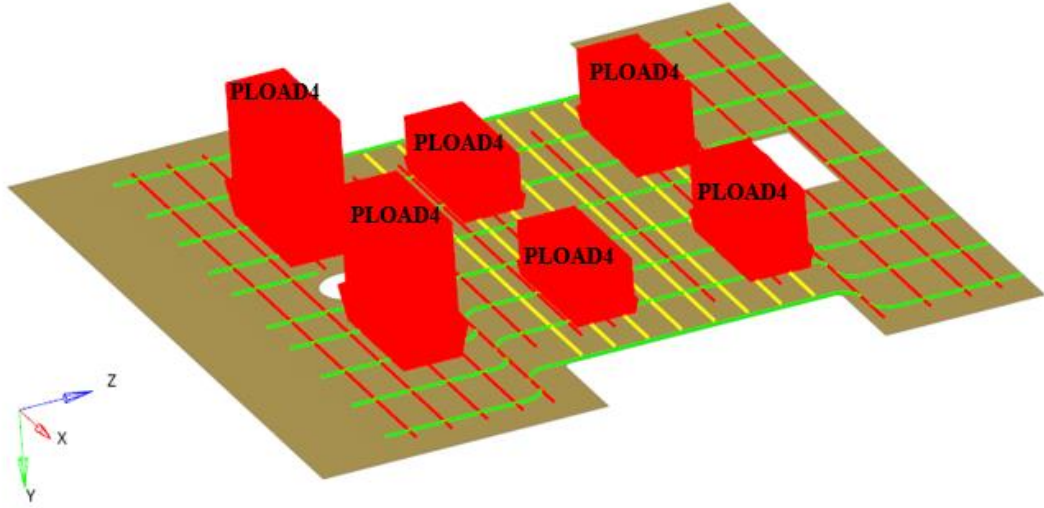
Hesaplanan panel seviyesi kalikasyon yükleri için statik analiz yapılmıştır ve maksimum gerilme lokasyonları ve güvenlik marjları hesaplanmış kritik olan bölgeler için tasarım iyileştirme iterasyonları gerçekleştirilmiştir.

Uydu panel arayüzlerinde bulunan bağlayıcılar için 6 ekseninde hareketini kısıtlayan sabit sınır koşulları tanımlanmıştır (Şekil 5.9).



Şekil 5.10 : Sınır koşulları.

Şekil 5.10’da gösterildiği üzere belirtilen test girdi yükleri, PLOAD4 yayılı yük olarak tanımlanmıştır.



Şekil 5.11 : Yükleme koşulları.

Balpeteği çekirdek yapı dayanım formülü [22]

$$MS = \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{K_{LD} \times FOS_{interlaminar} \times \tau_{xz}}{F_{SL}}\right)^2 + \left(\frac{K_{LD} \times FOS_{interlaminar} \times \tau_{yz}}{F_{SW}}\right)^2}} \quad (5.1)$$

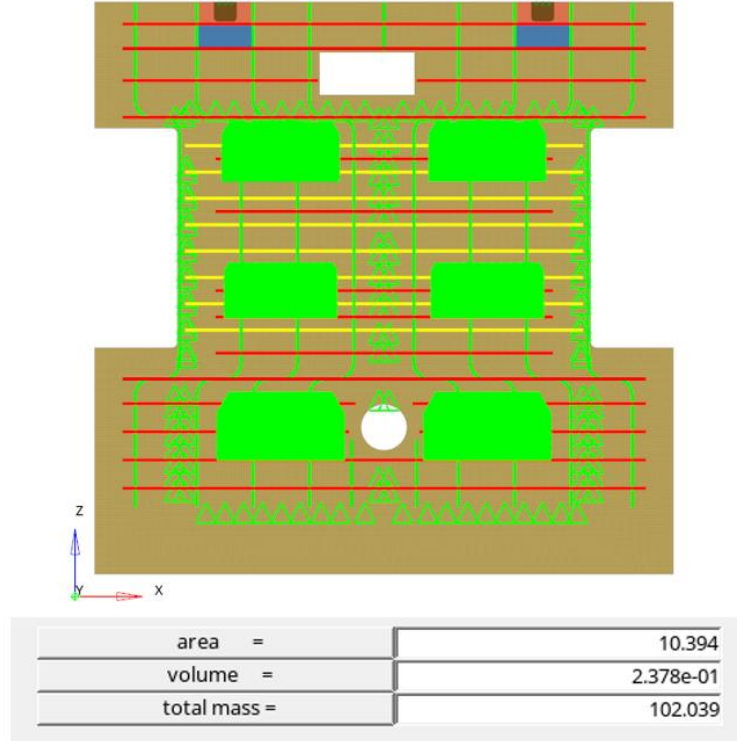
sandviç panel yüzey levhası dayanım formülü [22]

$$MS = \frac{\sigma_{yield}}{K_{LD} \times FOS_{Metalic} \times (\sigma_{VonMises})} - 1 \quad (5.2)$$

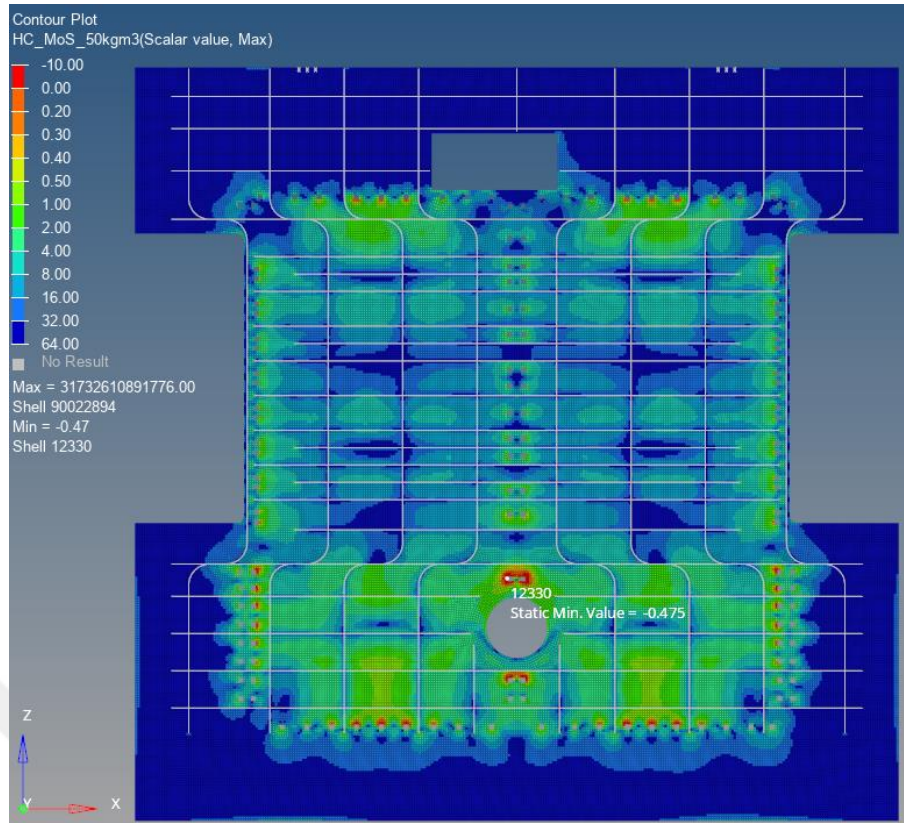
Çizelge 5.4 : Hesaplama kullanılan sabitler [18]..

Hesaplama Kullanılan Sabitler	
FOS _{metalic}	1.1
FOS _{interlaminar}	1.4
KP	1.2
KM	1.25
	1 (Yüzey levhası)
K _{LD}	1.2 (bal peteği)
	1.2 (bağlayıcılar)

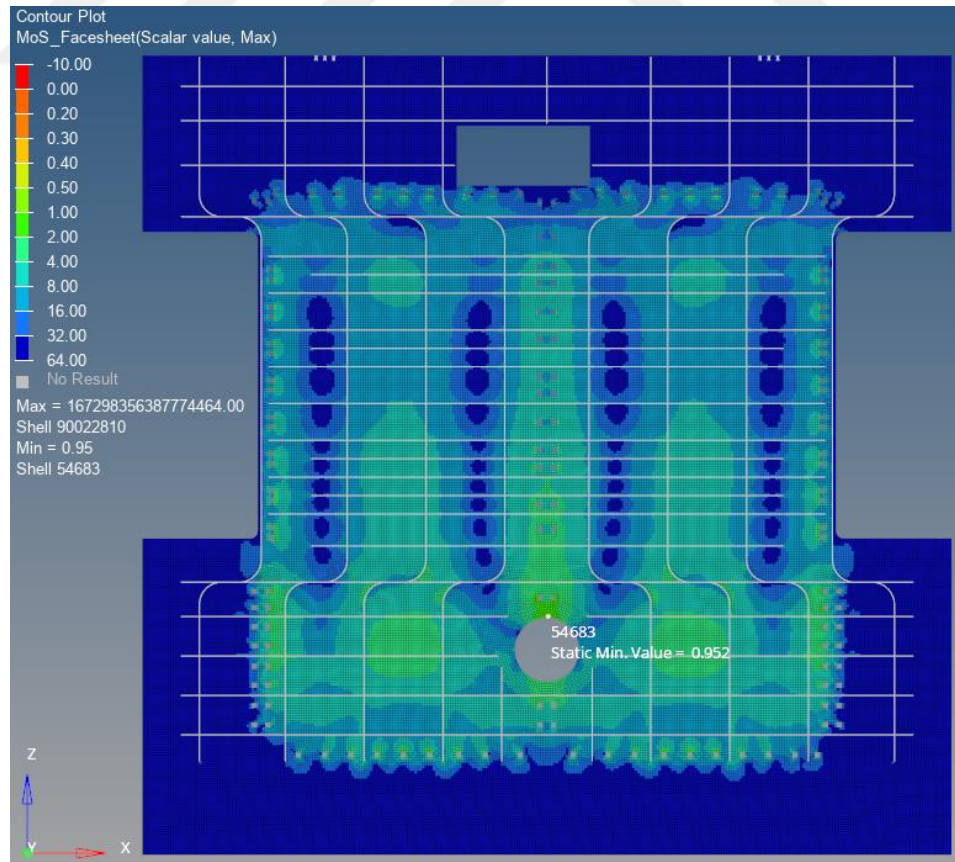
Şekil 5.12’de Al5056_50 kg/m³’lük bal peteği malzemesinin kullanıldığı sandviç panelinin sonlu elemanlar modeli gösterilmiştir. MSC Nastran ticari yazılımı kullanılarak SOL 101 statik analiz gerçekleştirilmiş ve yukarıda verilen dayanım formülleri (5.1 ve 5.2) kullanılarak kesme dayanımları hesaplanmıştır. Hesaplama kullanılan sabitler Çizelge 5.4’de gösterilmiştir.



Şekil 5.12 : Faydalı yük paneli başlangıç sonlu elemanlar modeli .



Şekil 5.13 : Faydalı yük paneli bal peteği sandviç yapısı dayanım gösterimi.

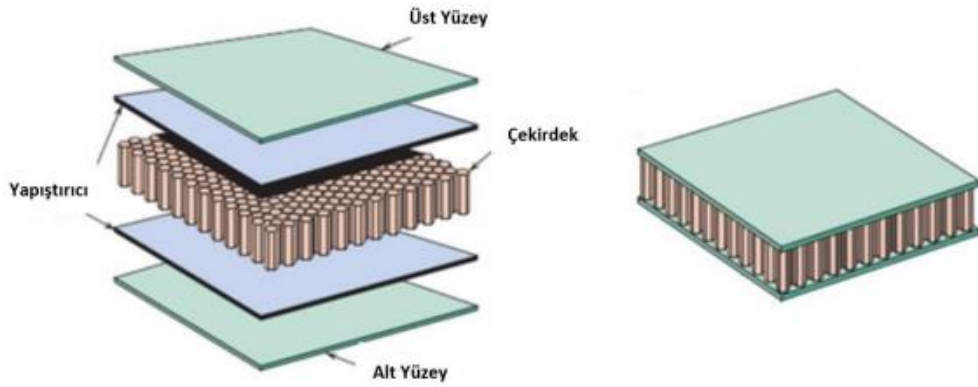


Şekil 5.14 : Faydalı yük paneli yüzey levhası dayanım gösterimi.

Şekil 5.13’da gösterildiği gibi bal peteği yapısında negatif güvenlik marjları gözlemlenmiştir. Yüzey levhasının dayanımı pozitif marjinde gözlemlenmiştir (Şekil 5.14). Bal peteği sandviç panelinin dayanımı arttırken ağırlığını iyileştirmeye yönelik tasarım iterasyonları gerçekleştirilmiştir.

5.3 Tasarım İterasyonları

Faydalı yük paneli bal peteği sandviç yapıya sahip bir yapıdır. Bu kısımda, faydalı yük panel tasarımının iyileştirilmesine yönelik bazı tasarım iterasyonları sunulacaktır. Tasarım iterasyon sürecinde, tasarım kısıtlamaları göz önünde bulundurularak panelin ağırlığını en aza indirirken mekanik özelliklerini (direngenlik, mukavemet) korumayı amaçlanmıştır. Bu nedenle, panel tasarımında minimum kütleye karşılık maksimum dayanımın elde edilmesi amaçlanmaktadır. Şekil 5.15’de bir bal peteği sandviç panel yapısı gösterilmiştir.



Şekil 5.15 : Sandviç panel gösterimi [25].

Bir sandviç panelin kütlesini temel olarak yüzeydeki ince levhalar ve çekirdek oluşturur. Birim alandaki sandviç panelin ağırlığını şu şekilde ifade edebiliriz. (Yapıştırıcı ağırlığı ihmal edilmiştir)

$$m = \rho_c h_c + 2t_f \rho_f \quad (5.3)$$

$$m = \text{kütle}$$

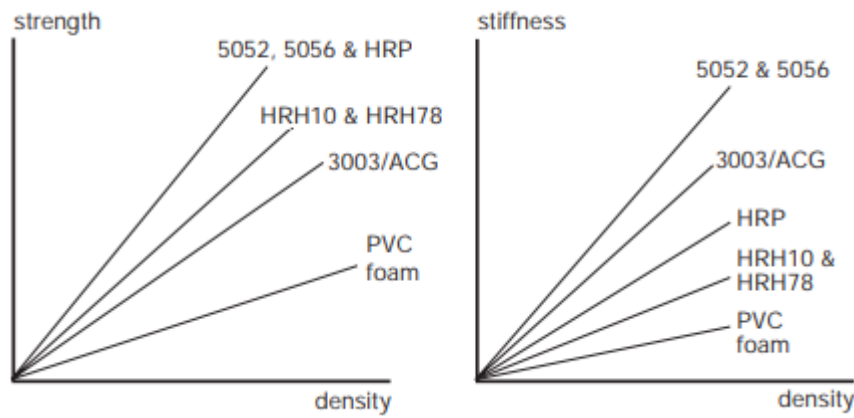
$$\rho_c = \text{çekirdek yapının yoğunluğu} \left(\frac{kg}{m^3} \right)$$

$$h_c = \text{çekirdek yapının kalınlığı}$$

$$t_f = \text{yüzey katmanının kalınlığı}$$

$$\rho_f = \text{yüzey levhasının yoğunluğu} \left(\frac{kg}{m^3} \right)$$

Bu durumda minimize edilmesi gereken amaç fonksiyonumuz sandviç panelin birim alandaki ağırlığıdır. Buradaki mekanik kısıtlamalarımız panel boyutları, panel bağlantı arayüzleri ve yükleme koşullarıdır. Bu bölümde, farklı panel malzemesi ile alakalı iterasyonlar denenmiş ve panel dayanımları kontrol edilmiştir. Balpeteği çekirdek yapı malzemesi olarak metalik ve metalik olmayan malzemeler kullanılmaktadır. Bunlardan başlıcaları şu şekilde sıralanabilir: Alüminyum, Nomex (Aramid), Korex, Kevlar, Fiberglass, Karbon vs. Şekil 5.16'de görüleceği üzere düşük yoğunluk değerine karşılık maksimum direngenlik ve mukavimlik şartlarını Al 5056 ve Al 5052 bal peteği sandviç malzemesi sağlamaktadır [20].

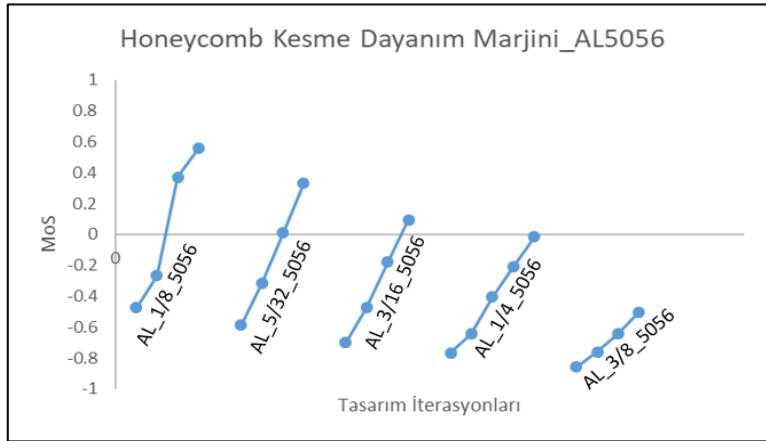


Şekil 5.16 : Bal peteği yapısı yoğunluk – dayanım/direngenlik gösterimi. [20]

Farklı hücre boyutuna ve yoğunluğuna sahip Alüminyum 5056 ve Alüminyum 5052 bal peteği malzemesi üzerinden değerlendirme yapılmıştır. Formül 5.1 ve 5.2'de gösterilen dayanım formülleri kullanılarak farklı yoğunluktaki AL5056 peteği için dayanım değerleri hesaplanmış ve yapısal uygunluk değerlendirmesi Çizelge 5.5'de gösterilmiştir. Güvenlik paylarının sıfırdan büyük (>0) olduğu değerler tasarım için uygun kabul edilmiş sıfıra çok yakın (sınırdaki) ve sıfırdan küçük değerler tasarım için uygun görülmemiştir. Şekil 5.17'de farklı yoğunluktaki AL5056 bal peteği çekirdek yapısı için kesme dayanım marjlerinin karşılaştırılması gösterilmiştir.

Çizelge 5.5 : Al 5056 bal peteği tasarım iterasyonları.

HEXCEL HONEYCOMB DESIGNATION Cell Size – Alloy – Foil Gauge	Nominal Density kg/m3	Plate Shear				Dayanım (MoS)	
		L Direction		W Direction			
		Strength	Modulus	Strength	Modulus	Honeycomb	FaceSheet
		Pa min	Pa typ	Pa min	Pa typ		
1/8 – 5056 – .0007	49.66	1.38E+06	3.10E+08	7.58E+05	1.38E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
1/8 – 5056 – .001	72.08	2.41E+06	4.83E+08	1.41E+06	1.93E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
1/8 – 5056 – .0015	97.71	3.62E+06	7.03E+08	2.10E+06	2.62E+08	OK	UYGUN
1/8 – 5056 – .002	129.75	5.10E+06	9.86E+08	3.03E+06	3.52E+08	OK	UYGUN
5/32 – 5056 – .0007	41.65	1.05E+06	2.55E+08	5.52E+05	1.17E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
5/32 – 5056 – .001	60.87	1.88E+06	3.93E+08	1.07E+06	1.65E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
5/32 – 5056 – .0015	84.90	3.00E+06	5.86E+08	1.72E+06	2.28E+08	SINIRDA	UYGUN
5/32 – 5056 – .002	110.53	4.21E+06	8.14E+08	2.48E+06	2.96E+08	UYGUN	UYGUN
3/16 – 5056 – .0007	32.04	7.24E+05	1.86E+08	3.45E+05	8.96E+07	UYGUN DEĞİL	UYGUN
3/16 – 5056 – .001	49.66	1.38E+06	3.10E+08	7.58E+05	1.38E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
3/16 – 5056 – .0015	70.48	2.34E+06	4.69E+08	1.37E+06	1.86E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
3/16 – 5056 – .002	91.31	3.31E+06	6.48E+08	1.93E+06	2.48E+08	SINIRDA	UYGUN
1/4 – 5056 – .0007	25.63	5.38E+05	1.38E+08	2.62E+05	7.24E+07	UYGUN DEĞİL	UYGUN
1/4 – 5056 – .001	36.84	8.96E+05	2.21E+08	4.27E+05	1.03E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
1/4 – 5056 – .0015	54.46	1.59E+06	3.45E+08	8.96E+05	1.52E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
1/4 – 5056 – .002	68.88	2.24E+06	4.62E+08	1.31E+06	1.86E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
1/4 – 5056 – .0025	83.30	2.93E+06	5.79E+08	1.69E+06	2.21E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
3/8 – 5056 – .0007	16.02	3.10E+05	1.03E+08	1.72E+05	4.69E+07	UYGUN DEĞİL	UYGUN
3/8 – 5056 – .001	25.63	5.38E+05	1.38E+08	2.62E+05	7.24E+07	UYGUN DEĞİL	UYGUN
3/8 – 5056 – .0015	36.84	8.96E+05	2.21E+08	4.27E+05	1.03E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
3/8 – 5056 – .002	48.06	1.31E+06	2.96E+08	6.89E+05	1.31E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN

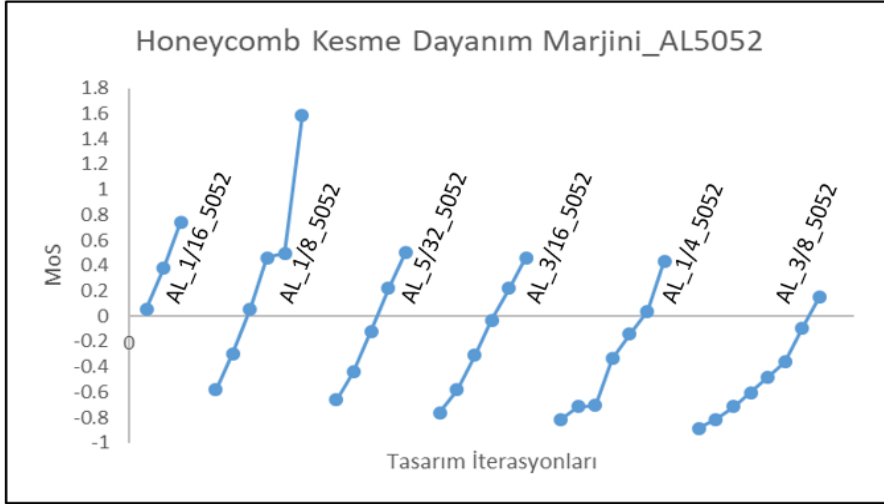


Şekil 5.17 : Al 5056 bal peteği güvenlik marjları.

Çizelge 5.6’de farklı yoğunluktaki AL5052 bal peteği için yapısal dayanım ve uygunluk değerlendirilmesi gösterilmiştir. Şekil 5.18’de farklı yoğunluktaki AL5052 bal peteği çekirdek yapısı için kesme dayanım marjinlerinin karşılaştırılması sayısal olarak gösterilmiştir.

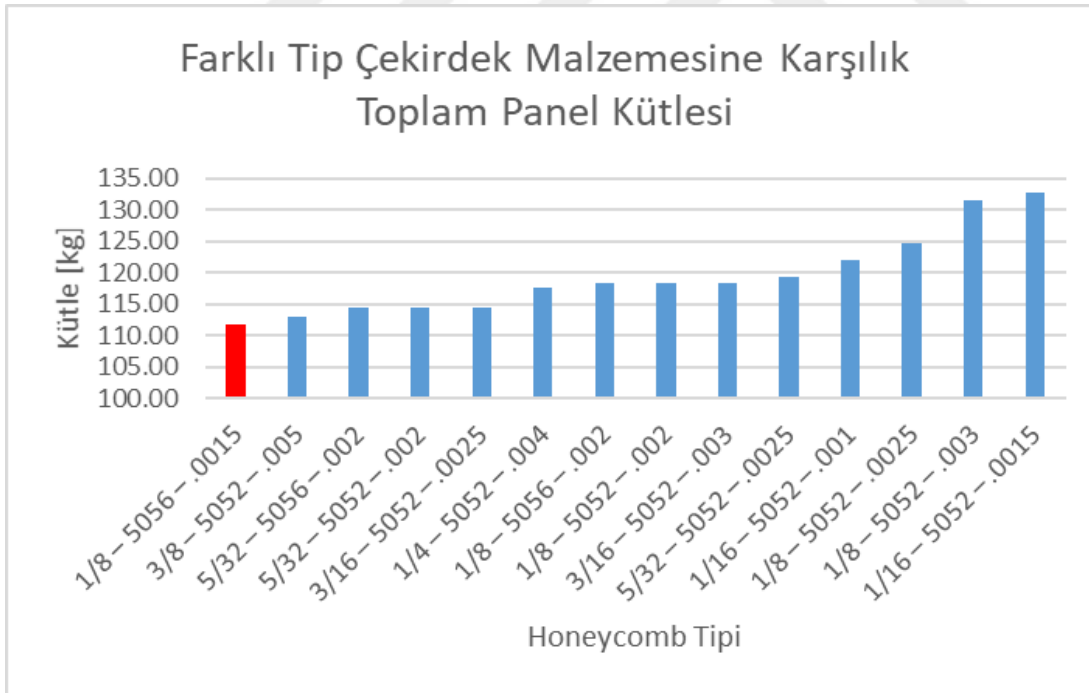
Çizelge 5.6 : Al 5052 bal peteği tasarım iterasyonları.

HEXCEL HONEYCOMB DESIGNATION Cell Size – Alloy – Foil Gauge	Nominal Density kg/m3	Plate Shear				Dayanım (MoS)	
		L Direction		W Direction			
		Strength Pa	Modulus Pa	Strength Pa	Modulus Pa		
		min	typ	min	typ	Honeycomb	FaceSheet
1/16 – 5052 – .0007	104.12	3.03E+06	6.21E+08	1.86E+06	2.76E+08	SINIRDA	UYGUN
1/16 – 5052 – .001	147.37	4.55E+06	1.03E+09	2.76E+06	3.65E+08	UYGUN	UYGUN
1/16 – 5052 – .0015	198.63	6.21E+06	1.45E+09	3.86E+06	4.48E+08	UYGUN	UYGUN
1/8 – 5052 – .0007	49.66	1.07E+06	3.10E+08	6.21E+05	1.52E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
1/8 – 5052 – .001	72.08	1.97E+06	4.83E+08	1.16E+06	2.14E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
1/8 – 5052 – .0015	97.71	3.14E+06	6.76E+08	1.88E+06	2.83E+08	CRIT	UYGUN
1/8 – 5052 – .002	129.75	4.62E+06	9.31E+08	2.76E+06	3.72E+08	UYGUN	UYGUN
1/8 – 5052 – .0025	160.18	5.07E+06	1.21E+09	2.86E+06	4.48E+08	UYGUN	UYGUN
1/8 – 5052 – .003	192.22	8.62E+06	1.45E+09	6.89E+06	5.38E+08	UYGUN	UYGUN
5/32 – 5052 – .0007	41.65	8.27E+05	2.55E+08	4.83E+05	1.31E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
5/32 – 5052 – .001	60.87	1.48E+06	3.86E+08	8.62E+05	1.82E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
5/32 – 5052 – .0015	84.90	2.55E+06	5.79E+08	1.48E+06	2.48E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
5/32 – 5052 – .002	110.53	3.72E+06	7.86E+08	2.26E+06	3.20E+08	UYGUN	UYGUN
5/32 – 5052 – .0025	134.56	4.76E+06	9.65E+08	2.90E+06	3.86E+08	UYGUN	UYGUN
3/16 – 5052 – .0007	32.04	5.52E+05	1.86E+08	3.17E+05	9.86E+07	UYGUN DEĞİL	UYGUN
3/16 – 5052 – .001	49.66	1.07E+06	3.10E+08	6.21E+05	1.52E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
3/16 – 5052 – .0015	70.48	1.93E+06	4.69E+08	1.10E+06	2.07E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
3/16 – 5052 – .002	91.31	2.83E+06	6.21E+08	1.68E+06	2.65E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
3/16 – 5052 – .0025	110.53	3.72E+06	7.86E+08	2.26E+06	3.20E+08	UYGUN	UYGUN
3/16 – 5052 – .003	129.75	4.62E+06	9.31E+08	2.76E+06	3.72E+08	UYGUN	UYGUN
1/4 – 5052 – .0007	25.63	4.14E+05	1.45E+08	2.21E+05	7.58E+07	UYGUN DEĞİL	UYGUN
1/4 – 5052 – .001	36.84	6.89E+05	2.21E+08	3.93E+05	1.12E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
1/4 – 5052 – .0015	54.46	6.89E+05	2.21E+08	3.93E+05	1.65E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
1/4 – 5052 – .002	68.88	1.83E+06	4.55E+08	1.07E+06	2.05E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
1/4 – 5052 – .0025	83.30	2.48E+06	5.65E+08	1.38E+06	2.44E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
1/4 – 5052 – .003	96.11	3.07E+06	6.62E+08	1.83E+06	2.79E+08	SINIRDA	UYGUN
1/4 – 5052 – .004	126.55	4.48E+06	8.96E+08	2.69E+06	3.64E+08	UYGUN	UYGUN
3/8 – 5052 – .0007	16.02	2.21E+05	8.27E+07	1.38E+05	4.83E+07	UYGUN DEĞİL	UYGUN
3/8 – 5052 – .001	25.63	4.14E+05	1.45E+08	2.21E+05	7.58E+07	UYGUN DEĞİL	UYGUN
3/8 – 5052 – .0015	36.84	6.89E+05	2.21E+08	3.93E+05	1.12E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
3/8 – 5052 – .002	48.06	1.00E+06	2.96E+08	5.86E+05	1.46E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
3/8 – 5052 – .0025	59.27	1.38E+06	3.79E+08	7.93E+05	1.79E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
3/8 – 5052 – .003	67.28	1.76E+06	4.48E+08	1.03E+06	2.00E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
3/8 – 5052 – .004	86.50	2.62E+06	5.93E+08	1.57E+06	2.54E+08	UYGUN DEĞİL	UYGUN
3/8 – 5052 – .005	104.12	3.45E+06	7.24E+08	2.07E+06	3.00E+08	UYGUN	UYGUN



Şekil 5.18 : Al 5052 Bal peteği güvenlik marjları

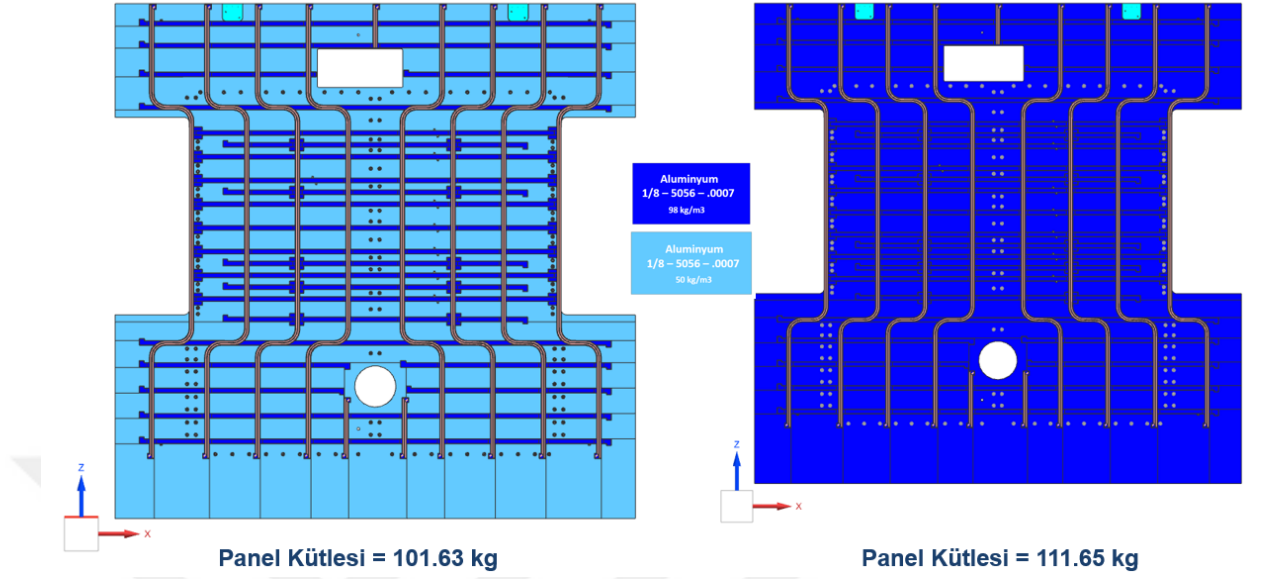
Pozitif güvenlik marjına sahip tasarım iterasyonları için kütle karşılaştırılması gösterilmiştir (Şekil 5.19). Gerekli dayanımı gösteren bal peteği çekirdek malzemesi Alüminyum 1/8 – 5056 – 0.0015 olarak görülmektedir.



Şekil 5.19 : Toplam panel kütlesi karşılaştırması.

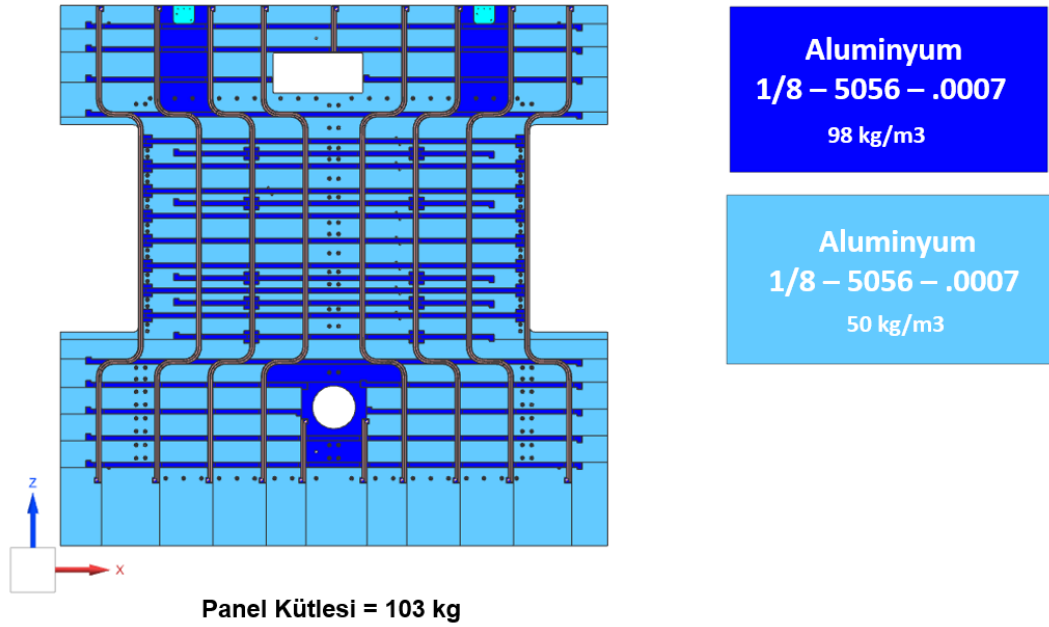
Şekil 5.20’de görüldüğü üzere Alüminyum 1/8 – 5056 – 0.0007 bal peteği malzemesi seçilen başlangıç tasarımında toplam panel kütlesi 101.63 kg iken tasarım iterasyonları sonucunda 111.65 kg’a yükselmiştir. Panel kütlesini hafifletmek amacıyla yüksek

gerilmelere maruz kalmayacak bölgeler için daha düşük yoğunluklu bal peteği malzemesi kullanılarak analiz iterasyonları tekrarlanmıştır.



Şekil 5.20 : Panel kütlesi değişimi.

Panel kütleleri hafifletmek amacıyla yapılan iterasyonlar neticesinde kritik gerilme bölgeleri dikkate alınarak Şekil 5.21’de gösterilen tasarım modeli elde edilmiştir.



Şekil 5.21 : Nihai panel tasarımı.

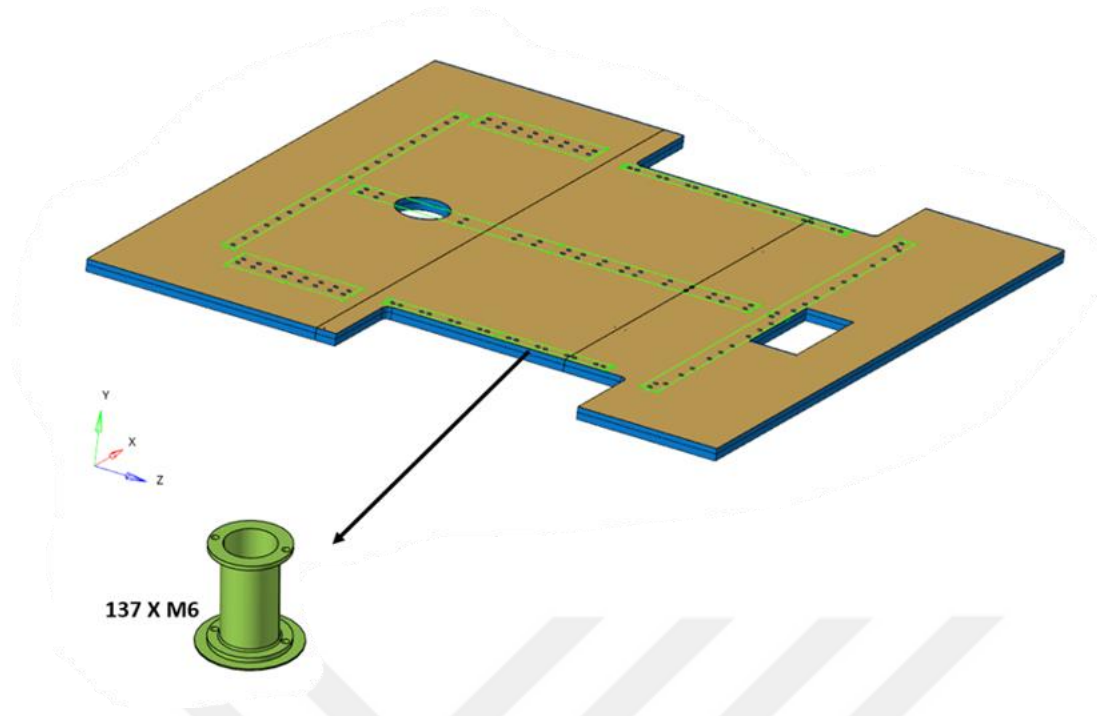
6. STATİK TESTİN İCRASI VE SONUÇLARIN KARŞILAŞTIRILMASI

Bu bölümde, bir haberleşme uydusundaki gömülü ısı borulu faydalı yük sandviç panelinin uydu sistem seviyesi sinüs analizlerinden elde edilen statik kalifikasyon yükleri altında mukavemetini doğrulamak için gerçekleştirilen statik test kampanyası anlatılmıştır. Sinüs titreşim analizi sonucunda gelen maksimum ivme cevapları ve ekipman kütle dağılımları dikkate alınarak statik test yükü uygulama bölgeleri belirlenmiştir. Bu kısımda, test numunesinin tasarım detayları, test sınır koşulları, enstrümantasyon detayları (gerinimölçer, deplasman ölçer lokasyonları vs.), yük uygulama konsepti, test başarımları kriterleri hakkında bilgiler verilmiştir.

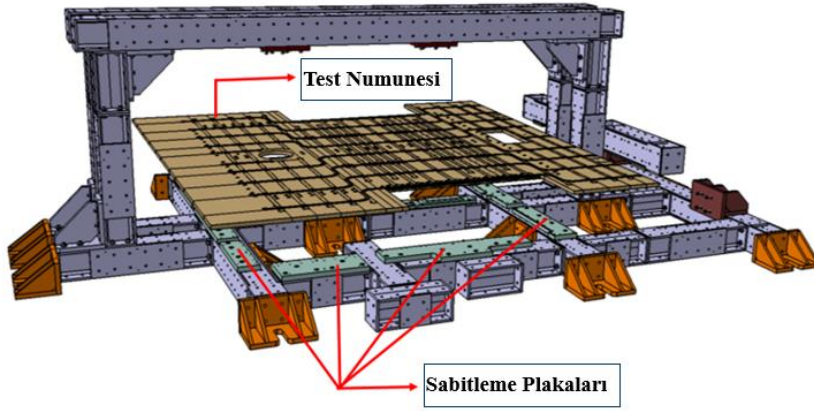
6.1 Teste genel bakış

Bu test, test performansının kontrol edilmesini ve izlenmesini sağlayan hidrolik pistonlar, test kontrol ve test ölçüm sistemleri aracılığıyla yapılacaktır.

Ölçüm (DAQ) ve kontrol ekipmanı, test öncesi ISO 9001 ve ISO 10012 gerekliliklerine uygun olarak kalibrasyonu sağlanmıştır. Sistemin genel mimarisi Şekil 6.1'de verilmiştir.



Şekil 6.2 : Test numunesi bağlantı bölgeleri.

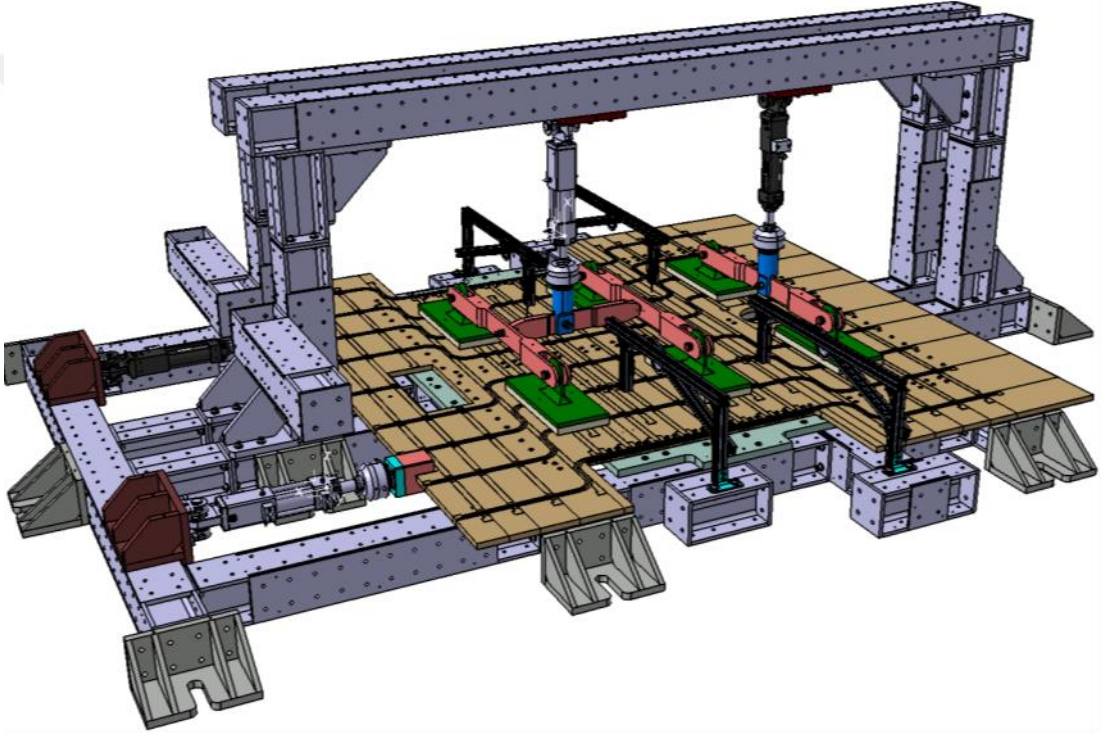


BAĞLAYICI SAYISI	BAĞLAYICI TİPİ	CIVATA TİPİ	MONTAJ TORKU [Nm]
1-137	PROTRUDING_U_TYPE_INSERT	ISO4762-M6	11

Şekil 6.3 : Test numunesi sınır koşulları.

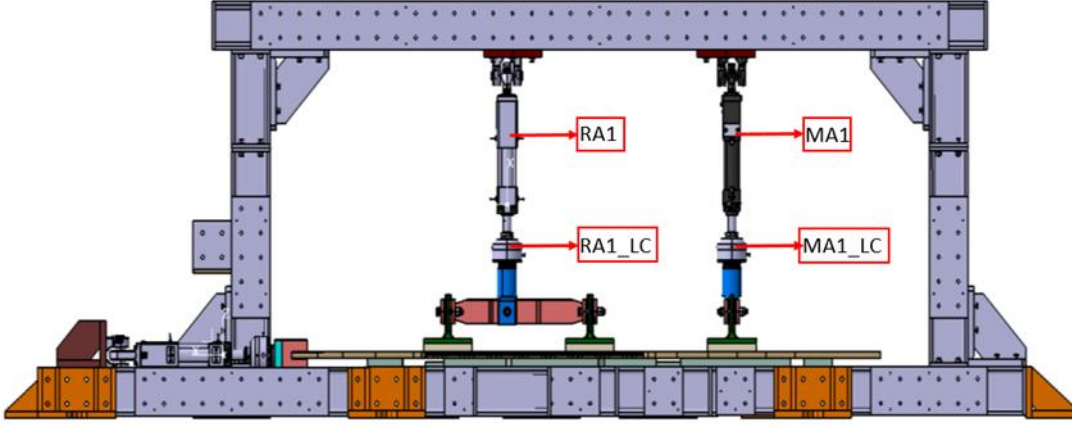
6.3 Yükleme Koşulları

Sistem seviyesi analiz sonuçlarına göre yük uygulama bölgeleri 6 bölgeye ayrılmıştır. Sinüs titreşim analiz sonuçlarına göre düzlem dışı yük uygulaması paneller için en kritik yön olarak kabul edilmektedir. Bu nedenle statik test global koordinat sisteminde sadece Y (düzlem dışı) yönünde planlanmıştır. Şekil 5.11’de gösterilmiş yükler test esnasında Şekil 6.4’de gösterildiği gibi hidrolik yük pistonları vasıtasıyla uygulanacaktır.



Şekil 6.4 : Test düzeneği göstermi.

Test yükü uygulama mekanizması; aktüatör bağlantı parçaları, tek eksenli yük hücresi ve Whiffle Tree'den oluşur. Yükleme yönü, yükleme sistemi ve bağlantı parçalarının genel görünümü Şekil 6.5’de gösterilmiştir. Aktüatörler 30 kN çekme ve 63 kN sıkıştırma kapasitesine sahiptir.



Şekil 6.5 : Hidrolik piston yük kolu gösterimi.

Faydalı Yük Paneli Statik Test (düzlem dışı) Durumunda iki aktüatör (RA1 ve MA1) kullanılacaktır. Faydalı yük paneli statik testi için uygulanacak yük değerleri Çizelge 6.1’de gösterilmiştir.

Çizelge 6.1 : Yük pistonu yükleme değerleri.

Test Yükleme Durumu	Yük Kolu İsmi	Test Yüğü [N]
Düzlem Dışı Yükleme	RA1	20380
	MA1	20272

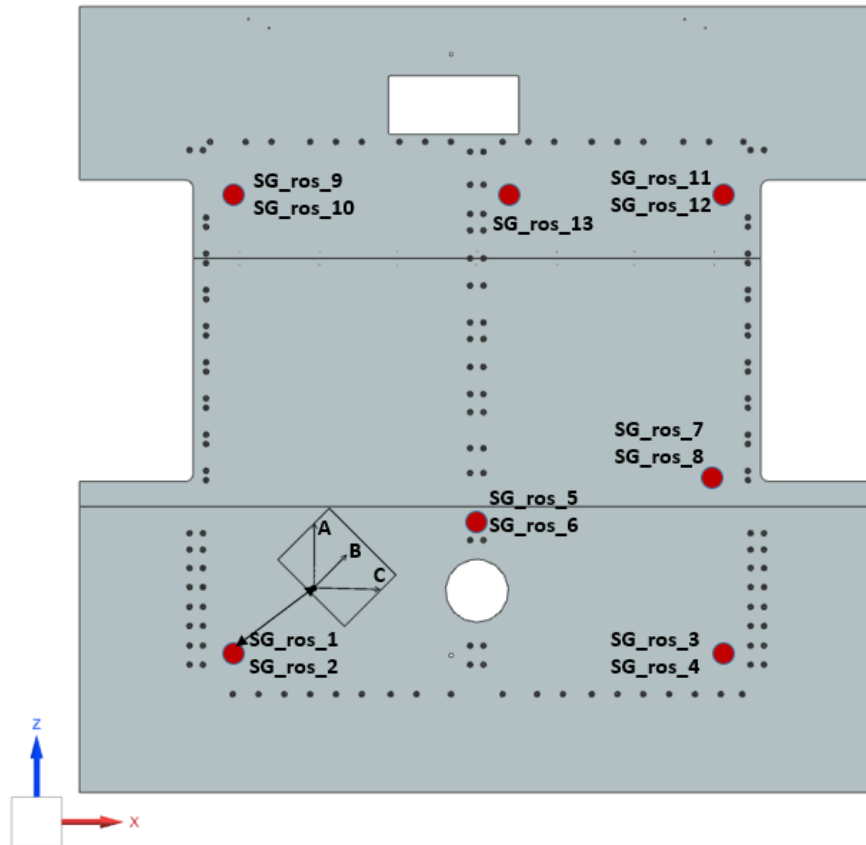
6.4 Kontrol Sistemi

Test sistemi; test çıktılarının toplanmasına ve izlenmesine olanak sağlayan hidrolik yükleme sistemi, test kontrol ve test ölçüm sistemleri ile yapılacaktır. Hidrolik yükleme sistemi esas olarak bir hidrolik pompa, dağıtım sistemi, hidrolik aktüatörler ve servo valflerden oluşur. Test kontrol sistemi (FlexTest 200), tüm süreç kontrol sistemi bilgisayarından izlenerek kapalı servo döngüsünde çalışır. Ölçüm sisteminde uygulanan yazılım (AeroPRO), test sırasında hem veri toplamaya (Flexdac) hem de veri ölçümlerinin kontrolüne izin verir. Veri toplama kanalları, istenen yükleme döngüleri içinde yük hücrelerinden, gerinim ölçerlerden, yer değiştirme transdüserlerinden gelen sinyalleri kaydedecektir. Veri toplama kanallarından alınan ölçümler eş zamanlı olarak sabit disklere kaydedilmektedir. Ölçüm ve kontrol ekipmanları test öncesi ASTM standartlarına göre kalibre edilir (Yük hücrelerinin kalibrasyonu ISO 9001 gerekliliklerine uygun olarak yapılmış, ayrıca yer değiştirme transdüserlerinin kalibrasyonu ISO 10012 gerekliliklerine uygun olarak yapılmıştır).

Test performansı sırasında beklenmeyen bir olay olması durumunda numune güvenliğini sağlamak için; ikili köprü yük hücreleri (A & B köprüsü) kullanılarak iç ve dış hata limiti ayarı, test girişi ve test çıkışları için iç ve dış limit ayarı, aktüatörlerde yük iptal sistemi, dump check yöntemi ve mekanik limit ayarı (aktüatörlerde) kullanılmıştır.

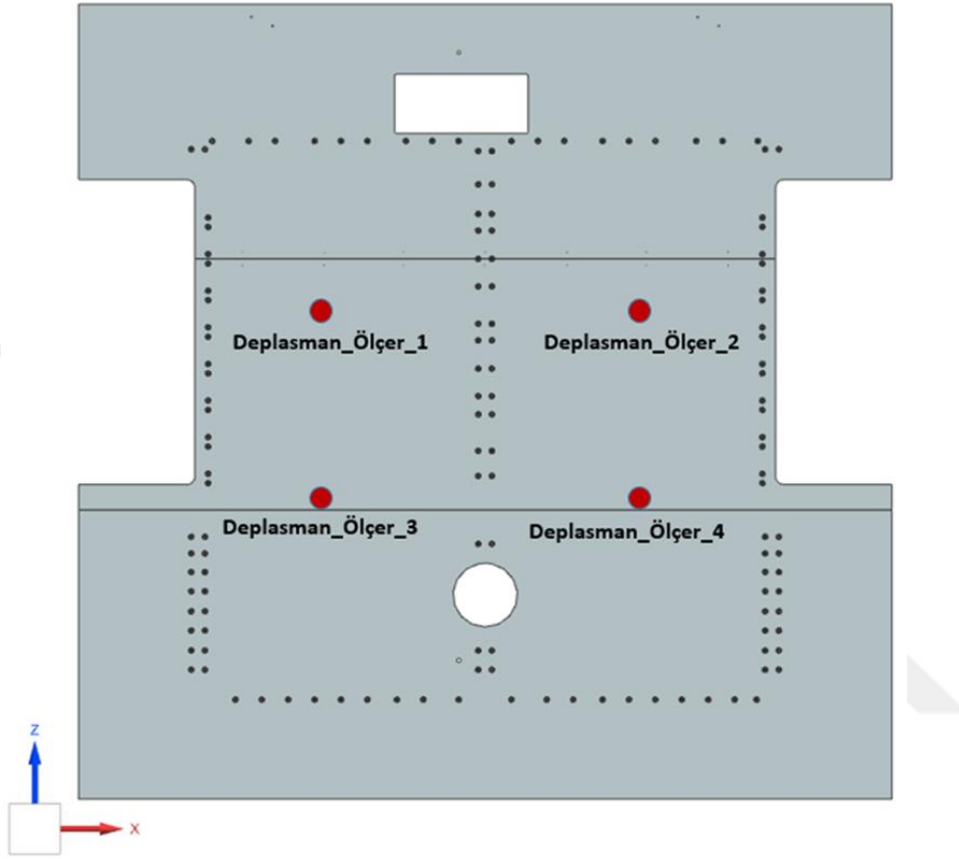
6.5 Test Enstrumantasyonu

Test esnasında ve sonrasında testin gidişatı ve sonucu ile ilgili veri toplamak amacıyla gerinimölçerler ve deplasman ölçerler kullanılmıştır. Gerinimölçerlerin yerleşim planları test öncesinde yapılan statik analiz sonuçlarına göre belirlenmiştir. Kombine yükleme altında gerçekleşecek bir test olduğu için gerinimölçer tipi olarak roset tipi gerinim ölçerler tercih edilmiştir. 13 adet roset tipi gerinimölçer kullanılmıştır. Gerinimölçer yerleşim planı aşağıdaki Şekil 6.6'da gösterilmiştir.



Şekil 6.6 : Gerinimölçer yerleşim planı.

Bu testte dört (4) adet deplasman ölçer transdüseri kullanılacaktır. Deplasman ölçerler maksimum deplasman beklentisinin olduğu bölgelere yerleştirilmiştir. Şekil 6.7’de deplasman ölçer transdüserlerinin yerleşim planı gösterilmiştir.



Şekil 6.7 : Deplasman ölçer yerleşim planı.

Yük hücresi (Load Cell), verilen yüklerin ölçümü için kullanılacak ve aktüatör üzerinde yer alacaktır. Bu yük hücresi ikili köprü olacak ve böylece köprülerden birinin arızalanması durumunda diğeri hala yük verilerini sağlayacaktır. Aktüatör kuvvetini ölçmek için kullanılacaktır. Yük hücresinin özellikleri Şekil 6.8’da verilmiştir.



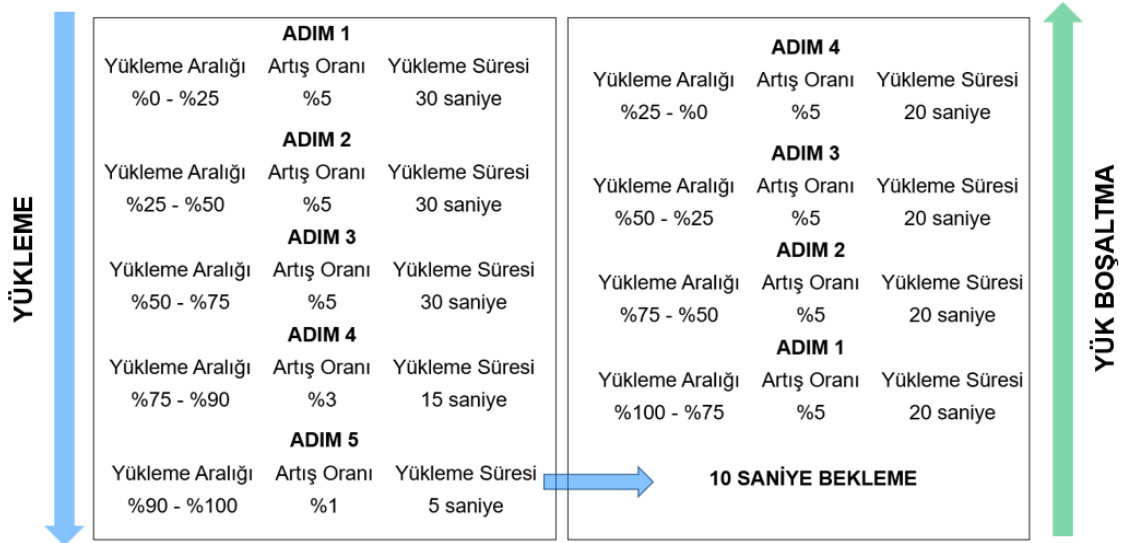
Sensor	Interface branded Single Axis Load Cell
Kapasite	125 kN
Doğruluk	0.05 %
Köprü Tipi	Double Bridge
Nominal Çıkış	2 mV/V
Yorulma Ömrü	10 ⁸ fully reversed cycle

Şekil 6.8 : Yük hücresi özellikleri.

6.6 Testin icrası

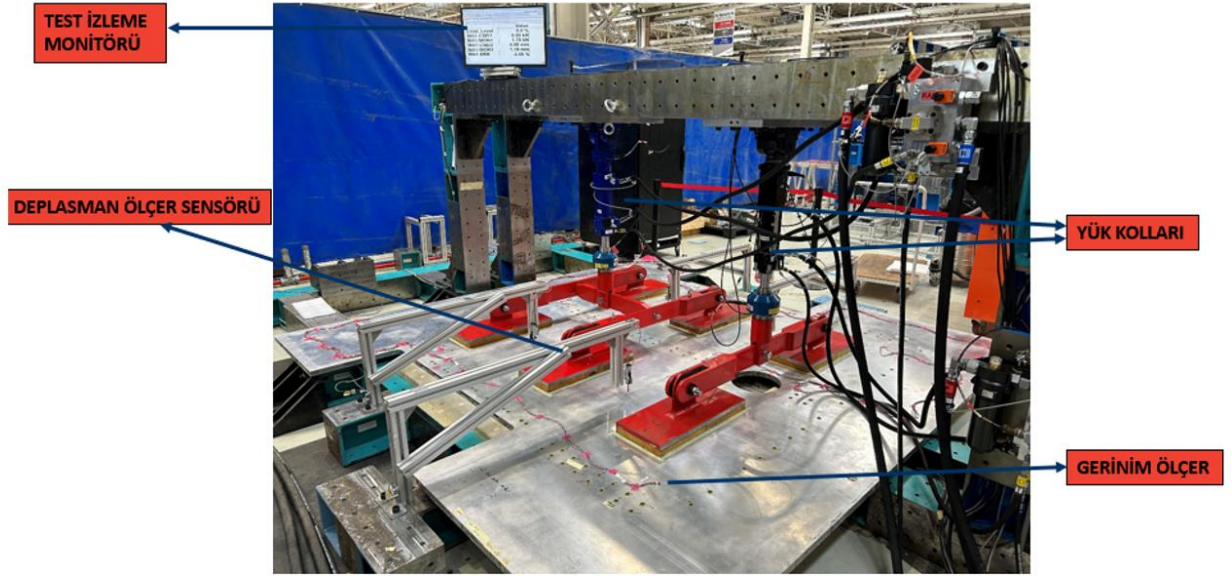
Test sistemi kurulduktan sonra belirtilen yüklere kademeli olarak çıkılacaktır. Yüzde yüz test yüküne ulaşıldıktan sonra 10 saniye beklenecek (2) ve yük boşaltma aşamaları tekrarlanacaktır. Test esnasında uygulanacak yükleme ve yük boşaltma aşamaları Şekil 6.1.1’da gösterilmiştir.

Belirtilen bölgelere eş zamanlı olarak yükler uygulanacaktır. Yük uygulaması sırasında test örneğine zarar vermemek için panel ile yük aktüatörü arasında kauçuk benzeri bir malzeme kullanılacaktır. Numunenin mukavemet karakteristiğinin gözetilmesi ve olası hatalı imalat işlemlerinden dolayı herhangi bir hasara yol açmaması için yüklemeye düşük genlik ile başlanmalıdır. Yük artış adımları Şekil 6.9’da gösterilmiştir.



Şekil 6.9 : Yük uygulama adımları.

Test fıkstürü, test numunesi, enstrümantasyonlar ve test izleme ekranını içeren test sistemi Şekil 6.10’da gösterilmiştir.



Şekil 6.10 : Test sistemi.

6.7 Test Başarım Kriterleri

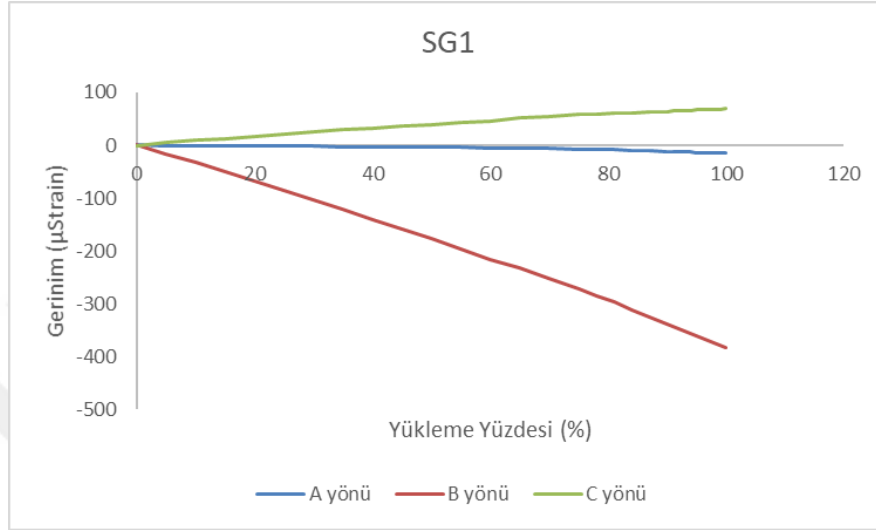
Kalifikasyon testi icra edildiği için test numunesinin belirlenmiş test yükleri altında kırınımının gerçekleşmemesi ve herhangi bir kalıcı hasarının oluşmaması gerekmektedir. ECSS’e göre test başarım kriterleri şu şekildedir:

- Maksimum yüklemede 10 saniye boyunca beklenecaktır (%100 Kalifikasyon yükü) [26].
- Test sonrasında görsel incelemede herhangi bir çatlak veya arıza gözlemlenmeyecektir.
- Gerinimölçerler ve deplasmanölçerler üzerinden okunan değerlerde hem yükleme hem de yük boşaltma esnasında lineer davranışının izlenmesi gerekmektedir.

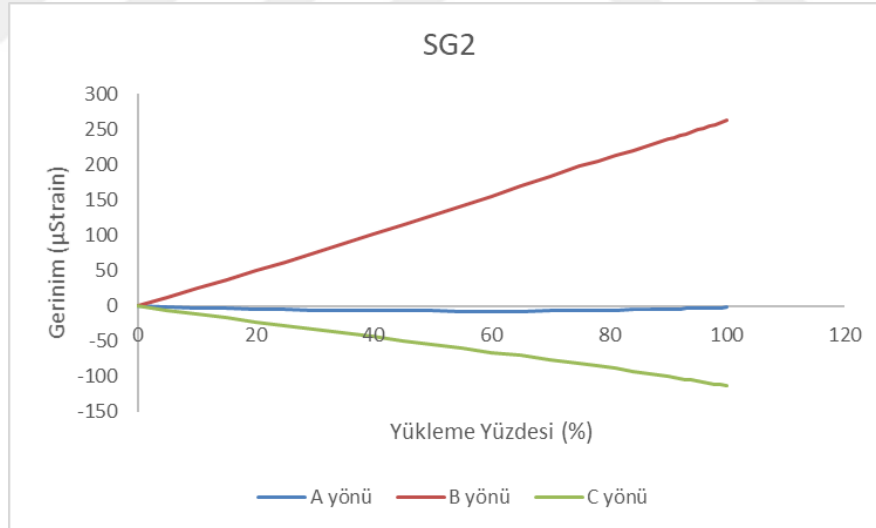
6.8 Test Sonuçları ve Sonlu Elemanlar Analiz Sonuçlarının Karşılaştırılması

Test numunesinde toplam 13 adet roset tipi gerinimölçer bulunmaktadır bunların 7 tanesi üst yüzey levhasında bulunurken 6 tanesi alt yüzey levhası üzerinde bulunmaktadır. Bu gerinimölçerler panel üzerinde arka arka yapıştırılmıştır.

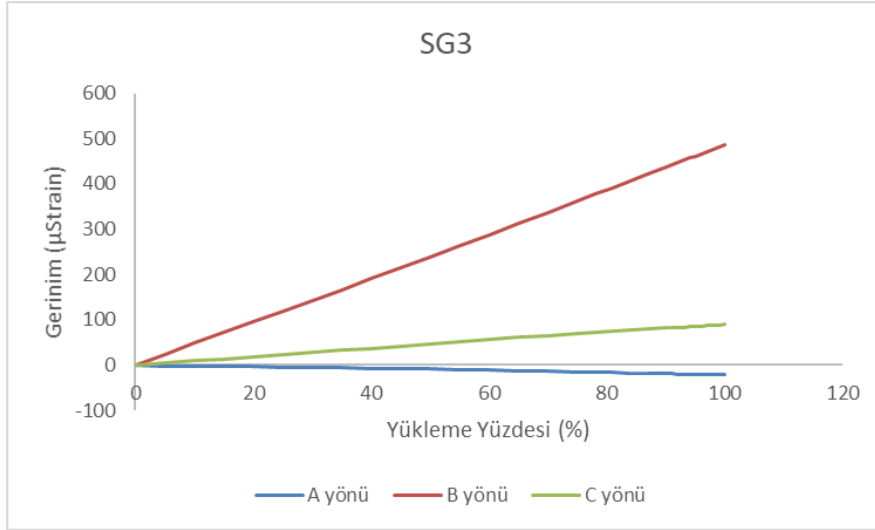
Gerinimölçerler üzerinden okunan değerler sırasıyla sunulmuştur. Gerinimölçer ve deplasmanölçer değerleri incelendiğinde yükleme ve yük boşaltma aşamalarında doğrusal davranış sergilemiştir. Gerinimölçer test sonuçları Şekil 6.11 – Şekil 6.23’de gösterilmiştir.



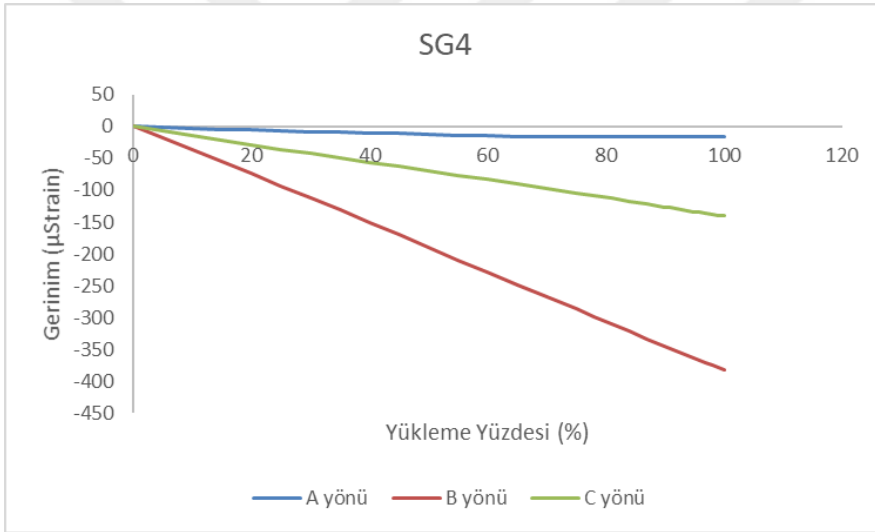
Şekil 6.11 : Roset Tipi Gerinimölçer-1 test değerleri.



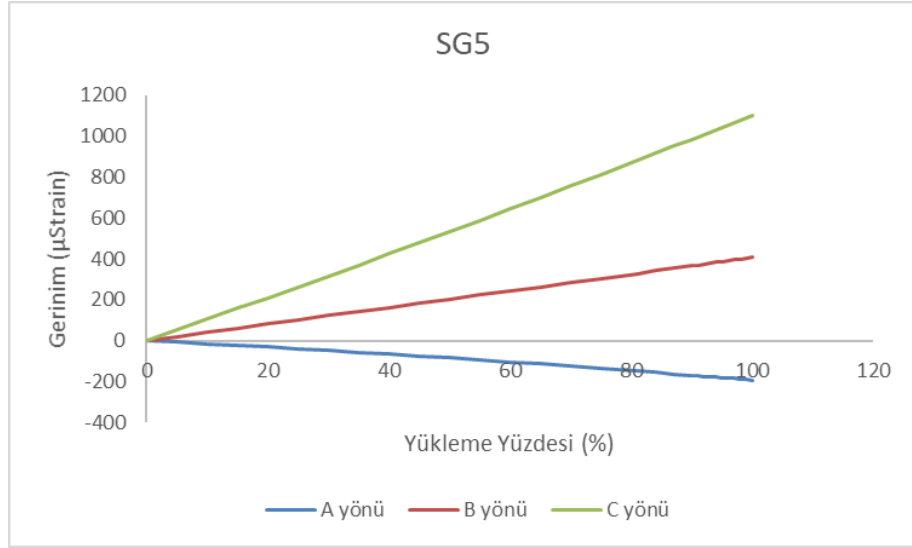
Şekil 6.12 : Roset Tipi Gerinimölçer-2 test değerleri.



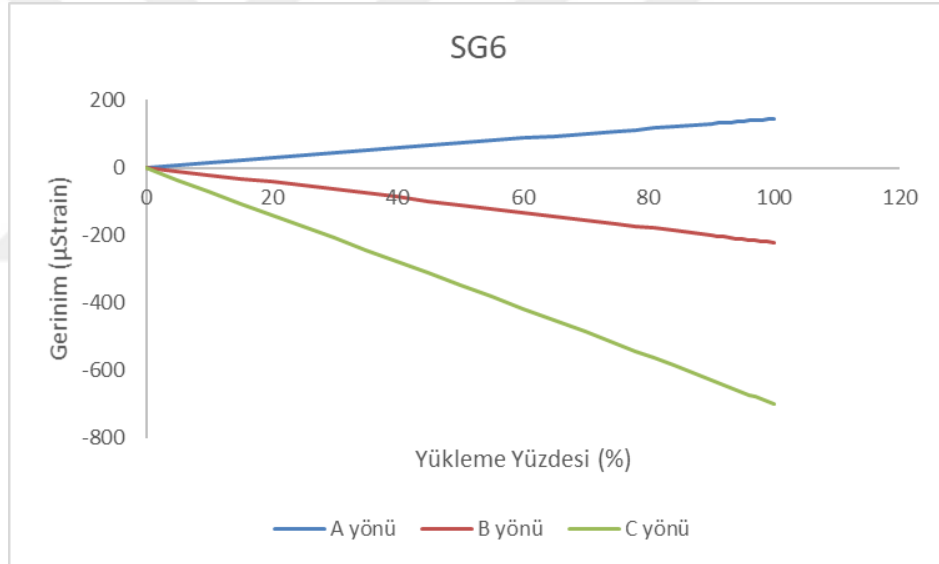
Şekil 6.13 : Roset Tipi Gerinimölçer-3 test değerleri.



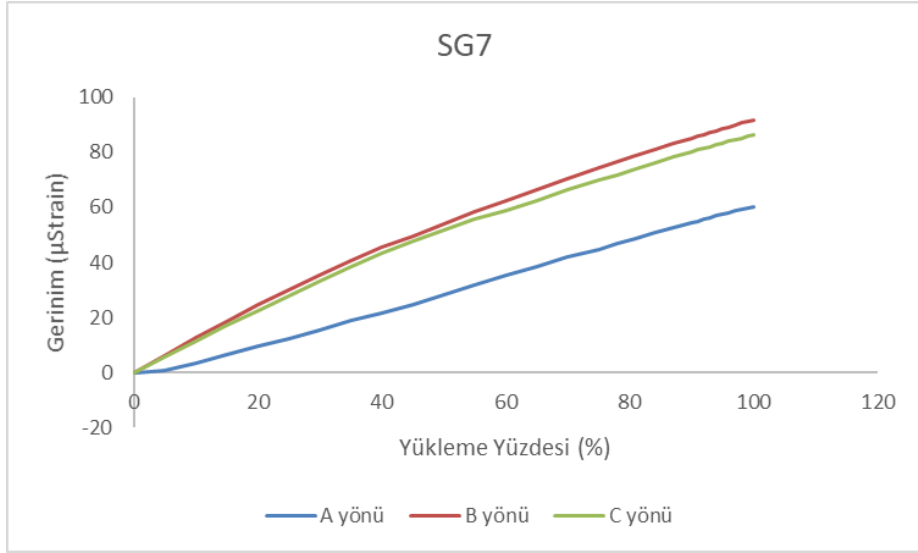
Şekil 6.14 : Roset Tipi Gerinimölçer-4 test değerleri.



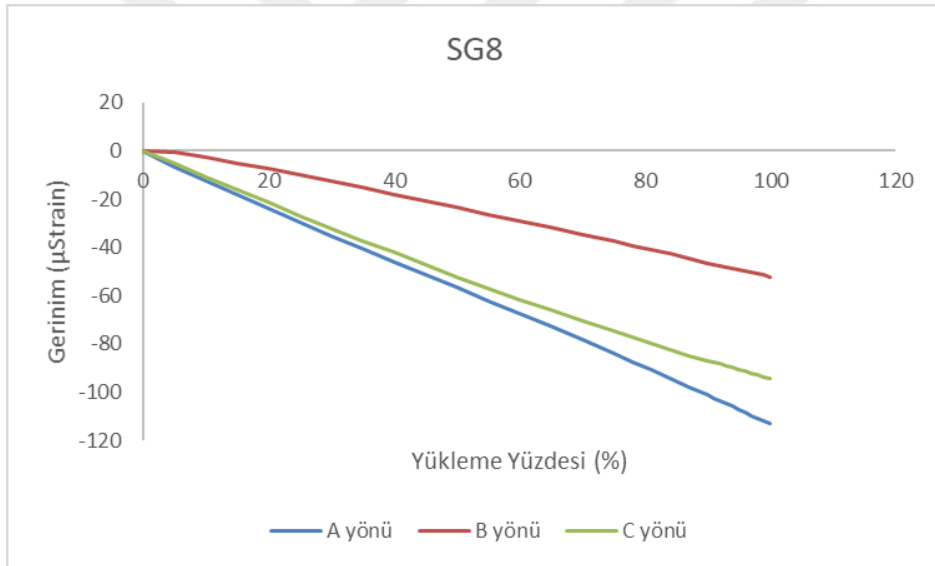
Şekil 6.15 : Roset Tipi Gerinimölçer-5 Test test değerleri.



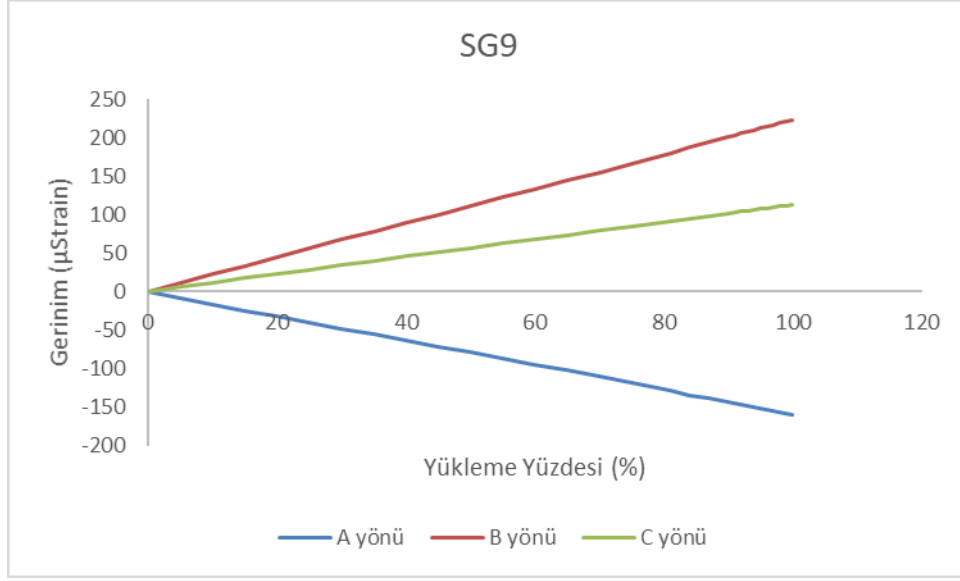
Şekil 6.16 : Roset Tipi Gerinimölçer-6 test değerleri.



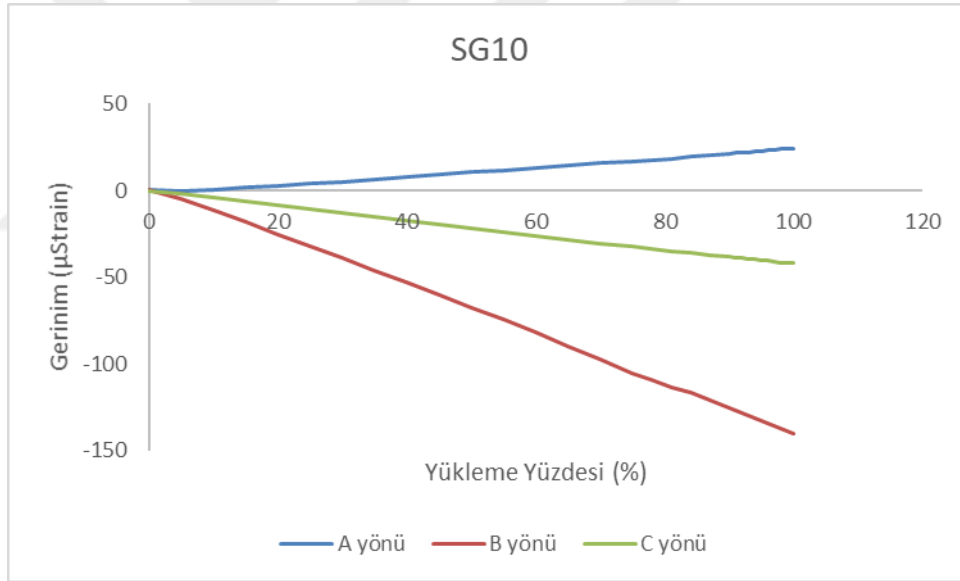
Şekil 6.17 : Roset Tipi Gerinimölçer-7 test değerleri.



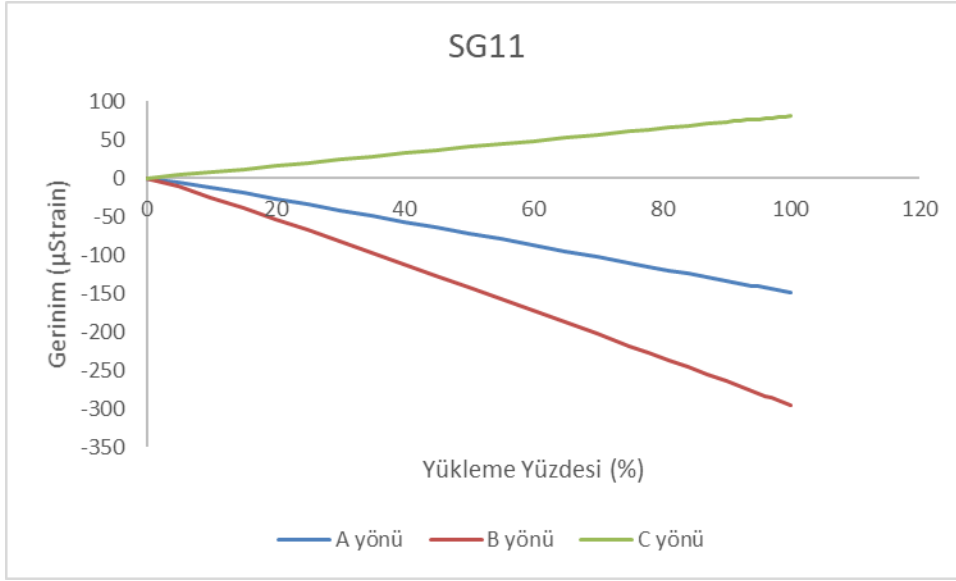
Şekil 6.18 : Roset Tipi Gerinimölçer-8 test değerleri.



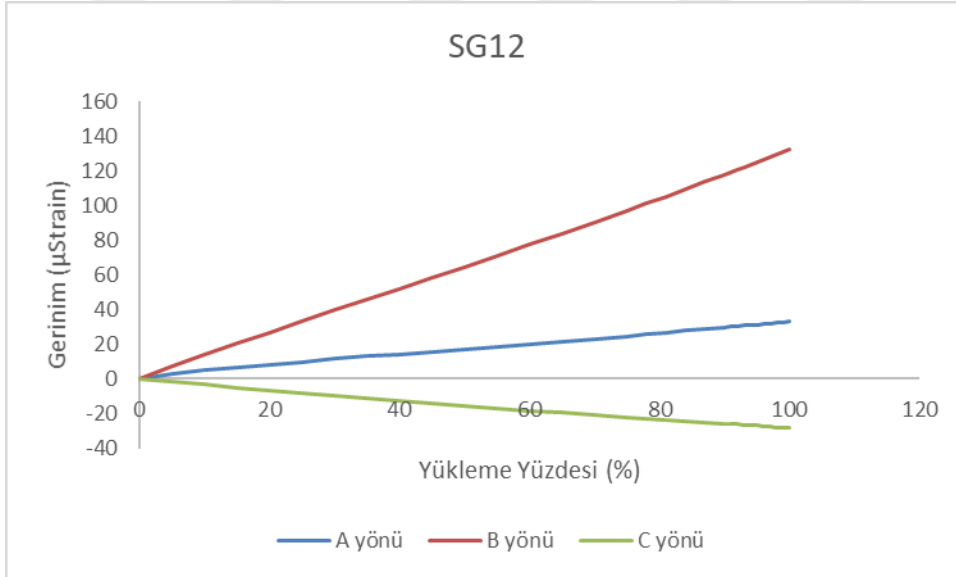
Şekil 6.19 : Roset Tipi Gerinimölçer-9 test değerleri.



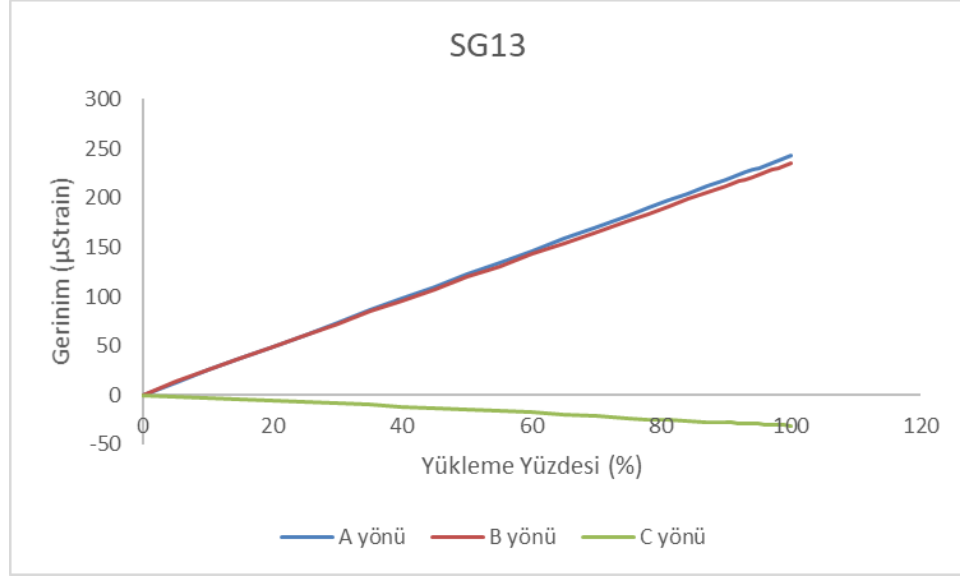
Şekil 6.20 : Roset Tipi Gerinimölçer-10 test değerleri.



Şekil 6.21 : Roset Tipi Gerinimölçer-11 test değerleri.

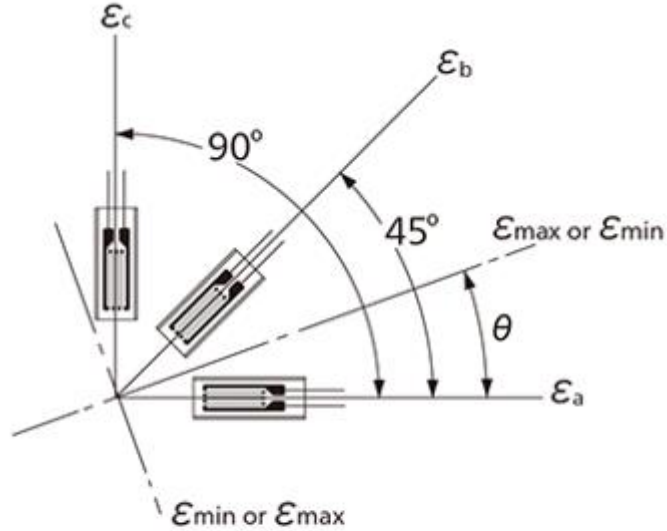


Şekil 6.22 : Roset Tipi Gerinimölçer-12 test değerleri.



Şekil 6.23 : Roset Tipi Gerinimölçer-13 test değerleri.

Test düzeniğini ve test numunesinin sonlu elemanlar modeli hazırlanmış ve panel seviyesi statik analiz yapılmıştır. Sonlu elemanlar analiz sonuçlarına göre öngörülen gerinim değerleri ile deneysel sonuçlardan elde edilen roset değerleri maksimum asal gerinim cinsine çevrilmiştir. 45 derece açığa sahip roset tipi gerinimölçerde maksimum asal gerinim ($\epsilon_{\max}$) hesabı Şekil 6.24’de gösterilmiştir.

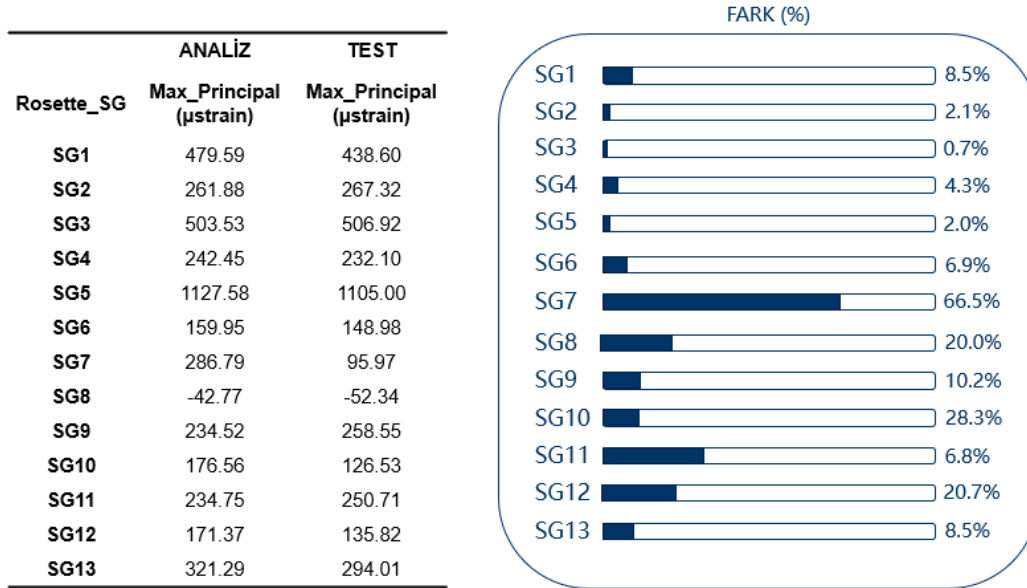


$$\epsilon_{\max} = \frac{1}{2} \left[\epsilon_a + \epsilon_c + \sqrt{2\{(\epsilon_a - \epsilon_b)^2 + (\epsilon_b - \epsilon_c)^2\}} \right]$$

Şekil 6.24 : Rozet tipi gerinimölçer gösterimi [24].

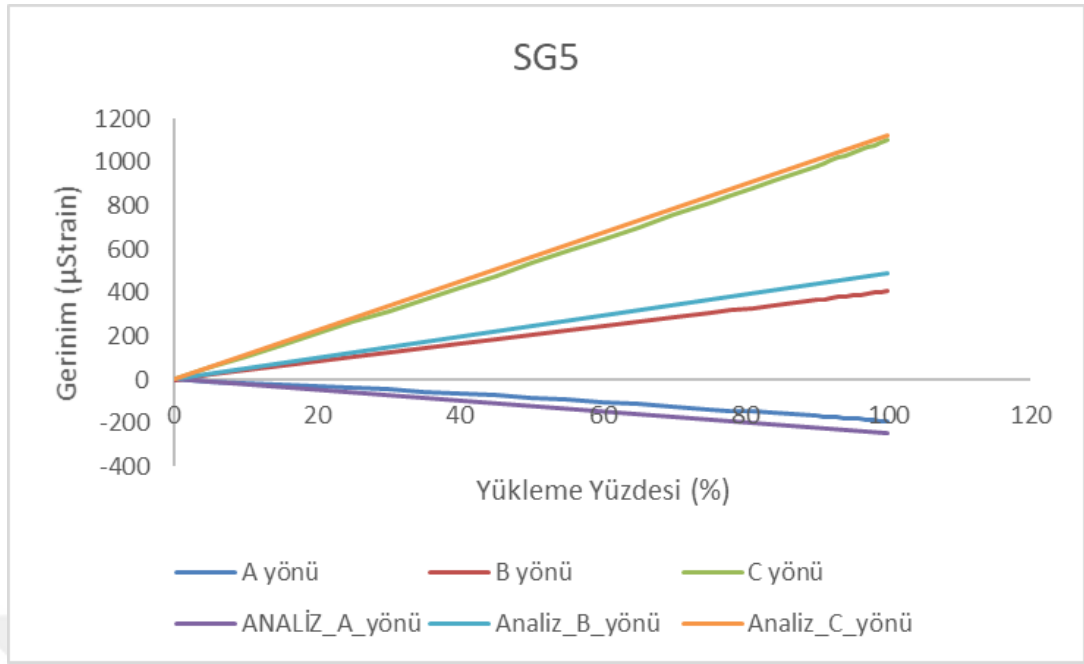
SEA sonuçları ve test sonuçlarından elde edilen maksimum asal gerinim değerleri arasındaki fark aşağıdaki formüle (6.1) göre hesaplanmış ve sonuçlar Şekil 6.25’de gösterilmiştir.

$$FARK(\%) = \frac{\text{Sonlu Elemanlar Analiz Sonuçları} - \text{Test Sonuçları}}{\text{Sonlu Elemanlar Analiz Sonuçları}} \quad (6.1)$$



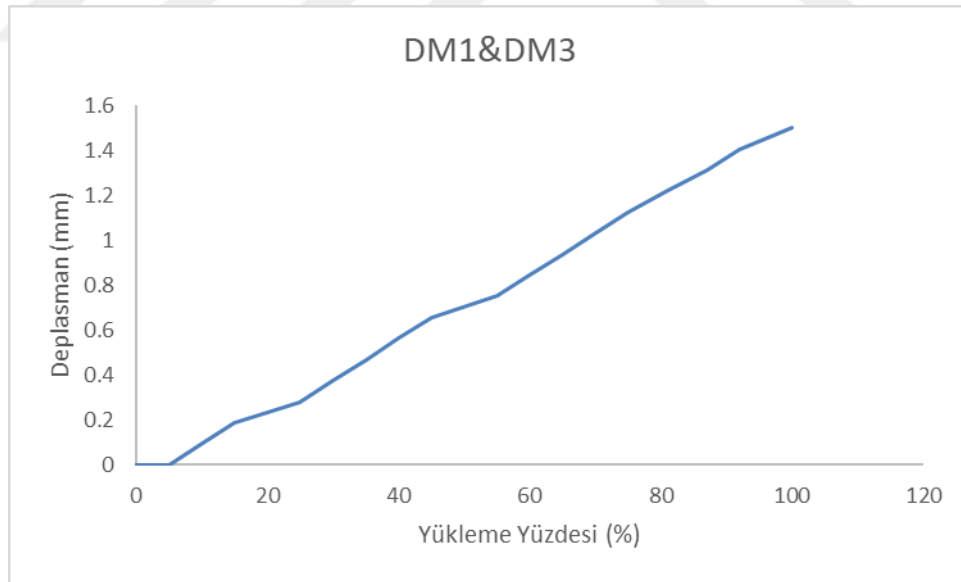
Şekil 6.25 : SEA sonuçları ve test sonuçlarının karşılaştırılması.

En yüksek gerinim değerlerinin gözlemlendiği SG5 numaları gerinimölçerin deneysel sonuçları ile sonlu elemanlar analiz sonuçlarının grafiksel karşılaştırması aşağıdaki Şekil 6.26’da gösterilmiştir.

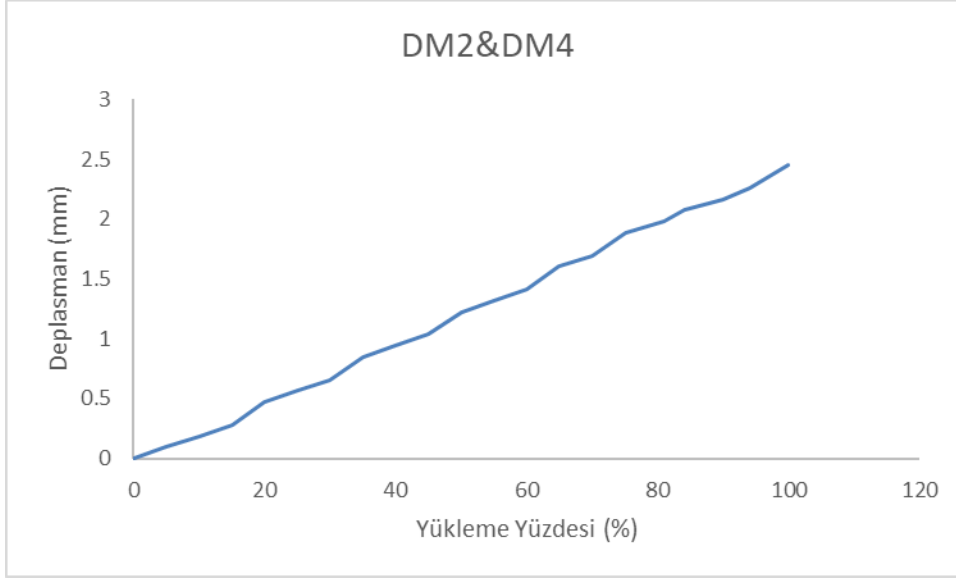


Şekil 6.26 : SG5 Test – SEA karşılaştırması.

Panel üzerine yerleştirilmiş 4 adet deplasman ölçer sensörü bulunmaktadır. Bu sensörler düzlem dışı yer değiştirmeleri ölçmektedir. %100 yükleme sonucunda elde edilen deplasman değerleri aşağıda sırasıyla sunulmuştur (Şekil 6.27 - Şekil 6.29).



Şekil 6.27 : Deplasman ölçer test sonuçları (DM1&DM3).



Şekil 6.28 : Deplasman ölçer test sonuçları (DM2&DM4).

Deplasman Ölçer Sensörü	ANALİZ	TEST
	Yer değiştirme (mm)	Yer değiştirme (mm)
DM1	1.82	1.50
DM2	2.95	2.45
DM3	1.82	1.50
DM4	2.95	2.45

FARK(%)		
DM1		17.5%
DM2		16.9%
DM3		17.5%
DM3		16.9%

Şekil 6.29 : SEA sonuçları ve test sonuçlarının karşılaştırılması.

7. SONUÇ VE DEĞERLENDİRMELER

Bu çalışmada, bir haberleşme uydusunun önemli bir yapısal bileşeni olan faydalı yük sandviç panelinin tasarımı ve kalifikasyon süreçleri detaylı olarak incelenmiştir.

Bir haberleşme uydusunda bulunan faydalı yük paneli haberleşme ekipmanlarını taşıyan önemli bir yapısal bileşendir. Haberleşme uydusunun görevini sağlıklı bir şekilde yapabilmesi için uydu fırlatma ve yörüngeye yerleşme esnasında bu faydalı yük ekipmanlarının zarar görmemesi gerekmektedir. Bu yüzden, faydalı yük sandviç panelinin uçuş yükleri altında yeterli dayanımı göstermesi gerekmektedir.

Bu çalışma kapsamında, bir haberleşme uydusunun belirlenmiş aday fırlatıcılar için karşılaçağı yük senaryoları dikkate alınarak faydalı yük paneline etki eden komponent seviyesi yükler hesaplanmıştır. Bu yükler altında yeterli dayanımı göstermeyen faydalı yük sandviç paneli balpeteği, düşük ağırlık yüksek mukavimlik gereksinimi göz önünde bulundurarak tasarım iyileştirme iterasyonları yapılmıştır. Düşük yoğunluğa karşılık yüksek direngenlik ve dayanım değerlerine sahip olan Al5056 ve Al5052 bal peteği malzemesi tasarım iterasyonlarında kullanılmıştır. Tasarım iterasyonları neticesinde ulaşılan nihai panel modelinin üretimi gerçekleştirilmiştir.

Üretilen faydalı yük panelinin dayanımının doğrulanması için bir statik test kampanyası planlanmış ve bu süreç detaylı olarak anlatılmıştır. Test numunesi, sınır koşulları, yükleme koşulları dikkate alınarak yapılan sonlu elemanlar analiz sonuçlarına göre enstrümanyon lokasyonlarına karar verilmiştir. Statik testlerde sıklıkla tercih edilen gerinim ölçerler ve yer değiştirme (deplasman) ölçer sensörleri bu çalışma kapsamında kullanılmıştır. Test öncesinde, sonlu elemanla analiz sonuçlarından faydalanılarak bu gerinim ölçerlerde ve yer değiştirme sensörlerinde karşılaşılabacak değerlerin tahmini çıkarılmıştır. Test esnasında kademeli olarak yükleme yapılmıştır panele zarar vermemek için her aşamada test numunesi üzerindeki enstrümantasyonlardan gelen değerlerle, tahmini değerler karşılaştırılmış ve teste devam edilmiştir. %100 yükleme tamamlandıktan sonra statik test sonuçları ve test numunesi incelenmiştir. Test numunesinde herhangi bir kalıcı hasar ya da çatlak oluşmadığı gözlemlenmiştir. Test numunesi üzerinde bulunan gerinim ölçer ve yer

değiştirme ölçer sensörlerinden elde edilen veriler hem yükleme hem de yükleme boşaltma aşamasında doğrusal davranış sergilemiş ve plastik davranış gözlemlenmemiştir.

Statik test sonuçları ile SEA sonuçları karşılaştırılmıştır. Maksimum asal gerininin görüldüğü SG5 gerinim ölçerindeki analiz ve test sonuçları arasındaki farklar ECSS standartına göre kabul edilebilir seviyededir. Ancak panel üzerinde bulunan gerinim ölçerlerde farklı oranlarda korelasyonlar gözlemlenmiştir. Bu durumun temel sebebi, boyutları 3m x 3m'den oluşan ve 137 tane gömülü bağlantı elemanın bulunduğu, farklı bal peteği tiplerinin kullanıldığı ve gömülü ısı borularını içiren test numunesinin kompleks bir geometriye sahip olmasıdır. Bilindiği üzere sonlu elemanlar analizinde sınır koşullarının tanımlanması oldukça önemlidir, sonlu elemanlar modelinde sabit sınır koşulları (fixed constraint) olarak kabul edilen panel üzerinde bulunan gömülü bağlantı elemanları üretimsel sebeplerden dolayı sabit sınır koşulu özelliklerine sahip olmayabilir böylece o bölgelerde yeni lokal sınır koşulları oluşabilmektedir. Bu durum bağlantı bölgelerine yakın bölgelerde bulunan gerinim ölçer sonuçlarında farklılığa sebep olabilmektedir. Bu durumu daha detaylı incelemek ve anlamak amacıyla özellikle SG7 bölgesi olmak üzere ilgili bölgelerden kupon numuneleri alıp detaylı olarak incelenmeli ve testler ile kupon numunelerinin davranışları gözlemlenmelidir. Kupon sonuçlarından elde edilen veriler panel seviyesi sonlu elemanlar analizine dahil edilerek daha iyi test-analiz tahminleri gerçekleştirileceği değerlendirilmektedir. Ayrıca, sonlu elemanlar analizindeki kullanılan malzeme özellikleri MMPDS ve Hexcel dokümanındaki istatistiksel değerlerden referans alınmıştır ancak üretilen panelde kullanılan malzemelerin özellikleri üretim şartlarına ve insan faktörüne bağlı olarak etkilenmektedir. Bu durum teorikte dikkate alınan malzeme değerinden farklı olabilmektedir. Bu malzeme özellikleri test ve analiz sonuçları arasındaki farka sebep olabilmektedir. Ek olarak, yük uygulama pistonlarının test numunesinin üst paneline yapıştırılarak monte edildiği için test pistonlarının mukavimlikleri de test sonuçlarına etki etmektedir bu durum sonlu elemanlar analizinde dahil edilmediği için sonuçları etkilemektedir.

Ayrıca, sonlu elemanlar metodu sayısal bir yaklaşımdır, gerçek durumda 3 boyutlu olan panel yapısı 2 boyutlu kabuk eleman olarak modellenmiş, ısı boruları 1 boyutlu giriş eleman olarak modellenmiştir. Bu yaklaşımsal metodun belirli bir hata oranında doğruluk vermesi beklenen bir durumdur. Test sonuçlarından elde edilen düzlem-dışı

(out-of-plane) yöndeki yer değıştirme ve gerinim değeri incelendiğinde test numunesi analiz sonuçlarına göre daha mukavim ve direngen davranmıştır.

Son olarak, bu çalışmada bir haberleşme uydusununda bulunan faydalı yük sandviç panelinin yapısal uygunluğu hem sonlu elemanlar analizi ile hem de test sonuçları ile değerlendirilmiş ve faydalı yük sandviç panelinin kalifikasyonu tamamlanmıştır.



KAYNAKLAR

- [1] **National Aeronautics and Space Administration. (n.d.).** What is a satellite? Retrieved May 24, 2023, from <https://www.nasa.gov/audience/forstudents/5-8/features/nasa-knows/what-is-a-satellite-58.html>
- [2] **Fortescue, P., Swinerd, G., & Stark, J. (2011).** Spacecraft systems engineering (4th ed.). John Wiley & Sons.
- [3] **Di Mauro, G., Lawn, M., & Bevilacqua, R. (2018).** Survey on guidance navigation and control requirements for spacecraft formation-flying missions. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 41(3), 581-602.
- [4] **Agrawal, D., & Zeng, Q. (2010).** Introduction to Wireless and Mobile Systems (3rd ed.). Cengage Learning.
- [5] **Halliday, D., Resnick, R., & Walker, J. (2013).** Fundamentals of Physics (10th ed.). Wiley.
- [6] **European Space Agency. (n.d.).** Types of orbits. Retrieved May 7, 2023, from https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Types_of_orbits
- [7] **Maini, A. K. & Agrawal, V.,** Satellite technology: Principles and applications. John Wiley & Sons, 2011.
- [8] **Vallado, D. A. (2001).** Fundamentals of Astrodynamics and Applications (Vol. 12). Springer Science & Business Media.
- [9] **Fortescue, P., Swinerd, G., & Stark, J. (2003).** Spacecraft Systems Engineering (3. baskı). John Wiley & Sons.
- [10] **Sarafin, T. P. (Ed.). (1995).** Spacecraft structures and mechanisms: From concept to launch. Kluwer Academic Publishers.
- [11] **Arianespace. (2011).** Ariane 5 user's manual: Issue 5, revision 1. Arianespace.
- [12] **European Cooperation for Space Standardization. (2008).** ECSS-E-ST-32C Rev. 1: Space engineering - Structural general requirements. ECSS.
- [13] **Wertz, J. R., & Larson, W. J. (Eds.). (1999).** Space Mission Analysis and Design (3rd ed.). Microcosm Press and Kluwer Academic Publishers.
- [14] **NASA. (1995).** NASA-STD-5001 - Structural design and test factors of safety for spaceflight hardware. National Aeronautics and Space Administration.
- [15] **Berlin, P. (1988).** The geostationary applications satellite (No. 2). Cambridge University Press.
- [16] **European Cooperation for Space Standardization. (2008).** ECSS-E-ST-32-03: Space engineering structural finite element model. ECSS.
- [17] **European Space Agency Requirements and Standards Division. (2013).** ECSS-E-HB-32-26A: Space engineering, spacecraft mechanical loads analysis handbook (1st ed.). ESA.

- [18] **European Space Agency Requirements and Standards Division. (2009).** ECSS-E-ST-32-10C Rev.1: Space engineering structural factors of safety for spaceflight hardware. ESA.
- [19] **MSC Software. (2018).** MSC Nastran 2018 Quick reference guide.
- [20] **Hexcel. (2020).** HexWeb™ Honeycomb sandwich design technology.
- [21] **Castanié, B., Bouvet, C., & Ginot, M. (2020).** Review of composite sandwich structure in aeronautic applications. Composites Part C: Open Access, 1. <https://doi.org/10.1016/j.jcomc.2020.100004>.
- [22] **Bednarczyk, B., Aboudi, J., Yarrington, P., & Collier, C. (2008, April).** Simplified shear solution for determination of the shear stress distribution in a composite panel from the applied shear resultant. In 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 16th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, 10th AIAA Non-Deterministic Approaches Conference, 9th AIAA Gossamer Spacecraft Forum, 4th AIAA Multidisciplinary Design Optimization Specialists Conference (p. 2168).
- [23] **Calvi, A. (2010).** Spacecraft structural dynamics & loads an overview. Satellite Engineering Class.
- [24] **KYOWA. (n.d.).** Method of obtaining magnitude and direction of principal stress (rosette analysis). https://www.kyowaei.com/eng/technical/notes/technical_note/rosette_analysis.html
- [25] **Al-Fatlawi A, Jarmai K and Kovacs G (2021).** Optimal design of a ' fiber-reinforced plastic composite sandwich structure for the base plate of aircraft pallets in order to reduce weight. Polymers 13(5): 834.
- [26] **European Cooperation for Space Standardization. (2022).** ECSS-E-ST-10-03C Rev. 1: Testing. ECSS.



ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Uğur Canbolat

--

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2018, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uzay Mühendisliği (İngilizce)
- **Yükseklisans** : Mezuniyet yılı, Üniversite, Anabilim Dalı, Program

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- TUSAŞ – Uzay Sistemleri Genel Müdür Yardımcılığı – Uydu Yapısal Analiz Mühendisi (2018, Günümüz)

DİĞER YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- Bağlantı Elemanlarının Uydu Birincil ve İkincil Yapılarına Etkisi, TMMOB Makina Mühendisleri Odası X. Ulusal Uçak, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Kurultayı 11-12 Ekim 2019