Dicle University
Journal of Engineering
https://dergipark.org.tr/tr/pub/dumf
duje.dicle.edu.tr

Araştırma Makalesi / Research Article

3U ve 12U küp uyduların fırlatma ve uzay koşullarındaki yapısal davranışlarının incelenmesi

Investigation of structural behaviors of 3U and 12U cube satellites under launch and space conditions

Ahmet ÖZDEMİR[1], Şakir ALTINSOY[2*], Nuray BEKÖZ ÜLLEN[3], M. Hüsnü DİRİKOLU[4]

[1*] İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, ozdemirahmed93@gmail.com
ORCID: 0000-0002-3315-3877
[2*] İstanbul Yeni Yüzyıl Üniversitesi, Mühendislik Mimarlık Fakültesi, Biyomedikal Mühendisliği Bölümü, sakir.altınsoy@yeniyuzyil.edu.tr
ORCID: 0000-0002-1893-2266
[3] İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa, Mühendislik Fakültesi, Metalurji ve Malzeme Mühendisliği Bölümü, nbekoz@iuc.edu.tr
ORCID: 0000-0003-2705-2559
[4] İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, dirikolumh@iuc.edu.tr
ORCID: 0000-0001-6279-2283

MAKALE BİLGİLERİ

Makale Geçmişi:

Geliş 06 Mart 2024
Revizyon 04 Nisan 2024
Kabul 16 Nisan 2024
Online 30 Haziran 2024

Anahtar Kelimeler:

Kompozit güneş paneli, küp uydular, güneş yelkenli, fırlatma kutusu.

ÖZ

Günümüzde uzay ortamındaki çalışmalara yönelik bilimsel araştırmalarda, işlevsellik ve maliyet açısından uygun olan çeşitli uydular ve bileşenleri geliştirilmektedir. Bunlar arasında küp uydular düşük olan fırlatma maliyetleri nedeniyle araştırma ve geliştirme projelerinde yoğun ilgi görmektedir. Uyduda fırlatma sırasında oluşabilecek hataları önlemek için küp uyduların tasarımları ve testleri geliştirilmelidir. Bu çalışmada, 3U ve 12U tipi küp uyduları ve fırlatma kutusunun (P-POD) en kritik alt sistemlerinin tasarımları Solidworks 3D CAD programı kullanılarak yapılmıştır. Hafiflik, üretilebilirlik ve göreceli rijitlik gibi özellikleri nedeniyle uydu üretiminde Al 6061-T1 (Al-Mg-Si) alaşımı tercih edilmiştir. Söz konusu küp uydular için şasi yapısı, alt sistemleri, dağıtım mekanizmaları ve fırlatma kutusu için katı modellemeler oluşturulmuş ve ardından tüm parçalar montaj edilerek nihai küp uydu model tasarımları tamamlanmıştır. Daha sonra bu tasarımlar esas alınarak, Dünya yüzeyindeki ve uzay ortamındaki statik ve titreşim analizleri ANSYS 2022-R1 paket programı kullanarak sonlu elemanlar yöntemiyle incelenmiştir. Son olarak uyduların fırlatma ve uzay koşullarında ortaya çıkan yapısal davranış farklılıkları karşılaştırılmıştır.

ARTICLE INFO

Article history:

Received 06 March 2024
Received in revised form 04 April 2024
Accepted 16 April 2024
Available online 30 June 2024

Keywords:

Composite solar panel, solar sail, CubeSats, dispenser box.

ABSTRACT

Today, in scientific research for studies in the space environment, various satellites and their components that are suitable in terms of functionality and cost are being developed. Among these, cube satellites attract great attention in research and development projects due to their low launch costs. The designs and tests of cubesats must be improved to prevent errors that may occur during satellite launch. In this study, the designs of the most critical subsystems of 3U and 12U type cubesats and the launch box (P POD) were made using Solidworks 3D CAD program. Al 6061-T1 (Al-Mg-Si) alloy was preferred in satellite production due to its features such as lightness, manufacturability and relative rigidity. Solid models were created for the chassis structure, subsystems, distribution mechanisms and launch box for the cubesats in question, and then all parts were assembled and the final cubesat model designs were completed. Then, based on these designs, static and vibration analyzes on the Earth's surface and in the space environment were examined with the finite element method using the ANSYS 2022-R1 package program. Finally, the differences in structural behavior of the satellites that occur under launch and space conditions are compared.

Doi: 10.24012/dumf.1447963

* Sorumlu Yazar

Giriş

Yapay uydular dünyanın ve diğer gezegenlerin yörüngelerine belirli amaçlar için yerleştirilen bilgisayar kontrollü yarı bağımsız uzay araçlarıdır. Yapay uyduları meydana getiren belli başlı kısımlar; güneş paneli ve batarya gibi güç kaynakları, roket esaslı motor, bilgi aktarımı yapan anten ve uydunun hareketlerini kontrol eden yerleşik işlemcidir [1]. Yapay uyduların başlangıçta çalışmasında kullanılan enerji ilk aşamada uydu içerisinde bulunan bataryalardan temin edilir. Ancak uydu aracında bulunan bataryalar kullanım ömrü bittiğinde devre dışı kalırlar. Bu durum uydu ile iletişimin kopmasına, uydunun yörüngeden çıkmasına, uydunun kontrolden çıkmasına, uzay boşluğunda artan hızlarla tehlikeli şekilde savrulmasına ve ciddi boyutta maliyet içeren hasarlara neden olur. Bu tür olumsuzluklarla karşılaşılmaması için bataryalar tükendiğinde devreye çözüm olarak güneş panelleri girmektedir. Güneş diğer çevresel unsurlara göre oldukça büyük boyutta olduğundan uyduların en büyük ısıl yük kaynağıdır. Bu yüzden birçok tasarım sürecinde güneş panelleri önemli rol oynamaktadır [2]. Güneş panelleri gereken enerjiyi doğal bir kaynak olan güneşten sağlayarak uyduların kullanım ömrünü uzatırlar. Bu paneller dağıtım mekanizmaları ile uzay aracının iskelet yapılarına monte edilir ve uydu iskeleti ile panellerini taşıyan güneş yelkenleri arasında mekanizmalı bağlantı elde edilir. İhtiyaç duyulan enerjiyi sağlamakta yararlanılan güneş panellerinin güvenli kullanımını sağlayan en önemli ekipman dağıtım mekanizmalarıdır. Bunlar güneşten gelen enerjiyi elektrik enerjisine çevirmek ve alt yapıda var olan sistem elemanlarını besleyen önemli mekanizmalardır. Bu mekanizmalar güneşten gelen ışınların geliş açısına göre hareket ederek maksimum seviyede enerji alınmasını sağlar. Böylece uydular uzay ortamında güneş enerjisinden daha yüksek verimlilikte yararlanır.

İlk kullanılan uyduların yapısal olarak büyük boyutlu olması ve üretim ve fırlatma maliyetlerinin çok yüksek bütçeli olması, daha düşük maliyetli ve nispeten gözden çıkarılabilir sistemlere sahip farklı uyduların ortaya çıkmasına neden olmuştur. Farklı görevler için farklı boyut ve kütleye sahip bu uydular kütlelerine göre büyükten küçüğe mini, mikro, nano, pico ve femto uydu olarak sınıflandırılabilir. Küp uydu boyut olarak *"U birimi"* ile ifade edilir ve ihtiyaca göre 2U, 3U, 6U ve 12U boyutlarında olabilir [3], [4]. Gelişen küp uydu teknolojisi ile günümüzde küp uydular bilimsel çalışmalar, haberleşme, sistemlerin radyasyon dayanımlarının tespiti, eğitim, hava durum tahminleri ve gözlemler gibi birçok farklı amaç için kullanılmaktadır. Küp uyduların gelişimindeki başlıca nedenler; oldukça küçük boyutlarda sahip olması, boyutsal seçeneğin genişliği, test edilebilirliği, fırlatma hizmeti için çok sayıda opsiyonunun olması, karmaşık sistemler içermemesi, ürerim ve işletme maliyetlerinin ekonomik oluşudur. Ayrıca, büyük uydulara kıyasla gereken noktalarda risk alınıp gözden çıkarılabilir. Tüm bu özellikleri göz önüne alındığında kullanım alanının giderek daha da genişleyeceği kaçınılmazdır [3], [4]. Küp uydular gerek bilim dünyasının gerekse endüstriyel kurumların araştırma ve geliştirme projeleri kapsamında oldukça ilgi görmektedir. Küp uydularla ilgili bazı çalışmalar olmasına rağmen konunun önemi göz önüne alındığında çalışma sayısı arttırılmalıdır. Wallace ve diğ., [5] EIRSAT-1 küp uydusunun ısıl modellemesinin yapmışlardır ve ön tasarım aşamasında Autocad-Thermal Desktop yörünge ışınım programı kullanmışlardır. Dinh [6], nano uydunun performans analizini pasif kontrol ile Thermal Desktop programında belirlemiştir. Coker [7], 1,5 küp uydu modellemesini gerçekleştirmiş ve analizlerini aynı programda gerçekleştirmiştir. Tsai [8] araştırmalarında küp uydu modelleri üzerinde analitik çözümler gerçekleştirmiştir. Czernik [9], 10x10x10 cm^3 küp uydu paneli üzerine analitik çözümler üreterek, panellerin termo-optik özelliklerinin etkisini incelemiştir.

Küp uyduların malzeme seçimi ve tasarımında uzay ortamı, radyasyon, sıcaklık, aerodinamik, oksitlenme, plazma ve vakum etkileri gibi birçok unsur dikkate alınmalıdır. Bunun yanı sıra küp uydunun maliyeti, ağırlığı, üretilebilirliği, sürdürülebilirliği, kullanım ömrü ve şekil verilebilirliği de göz önünde bulundurulmalıdır. Küp uyduların düşük ağırlık gereksinimi, düşük yoğunluğa sahip metal alaşımları ve kompozit esaslı malzemelerin kullanımı gerektirmiştir. Al alaşımları içinde Al 6061-T1 alaşımı silikon ve magnezyum içeriğinden dolayı çok yönlü ısıl işlem görebilen alaşımlarından biridir. Çok iyi mekanik özelliklere ve korozyona dayanıklılık özelliklerinin yanı sıra, çok iyi şekillendirilebilirlik özelliğine sahiptir. Uygulama alanları içinde; savunma ve havacılık sanayi, demiryolu vagonlarında ağır yapılar, gemi inşa sektörü, köprüler ve uzay uygulamaları gibi geniş bir yelpaze bulunmaktadır [4], [10]. Al alaşımından üretilen küp uyduların uzay ortamında statik, dinamik ve ısıl yüklere karşı yapısal davranışlarının incelendiği bazı bilimsel çalışmalar bulunmaktadır [11], [12], [13], [14]. Mojica [12], Al alaşımından imal edilen küp uydunun yapısal alt sistemlerini tasarlamış, analiz etmiş ve optimizasyonu gerçekleştirmiştir. Stevens ve diğ., [13], Al alaşımının yüzeyini modifiye ederek, güneş panellerinin tasarımını yapmıştır. Gündoğdu [14], Al alaşımından üretilen 1U küp uydusunun fırlatma koşullarında maruz kaldığı yüklerde oluşan yapısal davranışını statik ve rastgele modal titreşim analiz teknikleri ile gerçekleştirmiştir.

Son dönemde yapılan uzay çalışmalarında, küçük boyutlu uydularla yapılan işlerin hızlı bir şekilde arttığı görülmektedir. Birçok bilimsel çalışmanın geliştirilen küçük ölçekli uydularla daha düşük maliyetlerle daha etkin ve sürdürülebilir ölçekte yapılması, küçük uyduları ön plana çıkarmıştır. Bu çalışmada küçük ölçekli uydu sınıflarından olan küp uydulardan, 3U ile 12U küp uyduları ve Poly Picosatellite Orbital Deployer (P-POD) fırlatma kutusunun en kritik alt sistemlerinin tasarımları Solidworks 3D programı kullanılarak yapılmıştır. Hafiflik, elastisite modülü ve üretilebilirlik gibi unsurlar dikkate alınarak uydu üretiminde Al 6061-T6 alaşımı seçilmiştir. Küp uydu parçalarının (iskelet yapısı, alt sistemler, dağıtım mekanizmaları ve fırlatma kutusu) katı modellemeleri ayrı ayrı oluşturulmuş ve sonradan tüm

parçalar montaj edilerek nihai küp uydu model tasarımları tamamlanmıştır. Dünyada ve uzay ortam koşullarındaki davranışları, ANSYS 2022-R1 programı ile doğal frekans analizi, frekans cevap analiz sonuçları kullanılarak rastgele titreşim analizi, bir frekans ve onun fonksiyonunu arasındaki bağlantıları belirleyen harmonik ölçümler ve statik analizleri yapılarak test edilmiştir. Bu çalışma ile küp uyduların iskelet yapısı, güneş yelkenlisi, güneş paneli ve fırlatma kutusu mekanizmaları hakkında özgün bir tasarım ve iyileştirme sağlanması hedeflenmiştir.

Uydu Materyali ve Metodu

3U küp uydusu, 12U küp uydusu ve fırlatma kutusu iskelet malzemesi olarak havacılıkta sıklıkla kullanılan Al alaşımı 6xxx serisinden; hafiflik, yüksek korozyon ve yorulma direnci, kolay işlenebilirlik ve yüksek gerilme mukavemeti özellikleri sebebiyle Al 6061-T6 alaşımı tercih edilmiştir. Al 6061-T6 alaşımına ait kimyasal bileşim ve mekanik özellikler Tablo 1'de verilmiştir.

Tablo 1. Al 6061-T6 alaşımının kimyasal ve mekanik özellikleri.

Kimyasal Bileşim	**Fe**	**Si**	**Cr**	**Mn**	**Mg**	**Zn**	**Cu**	**Ti**	**Diğer**	**Al**
	0,5	0,6-1,0	0,1	0,2-0,8	0,8-1,2	0,25	0,6-1,1	0,1	0,15	Kalan
Mekanik Özellikler	**Akma Mukavemeti, MPa**			**Çekme Mukavemeti, MPa**			**Uzama, %50**		**Sertlik, HB**	
	240-270			260-310			20		95	

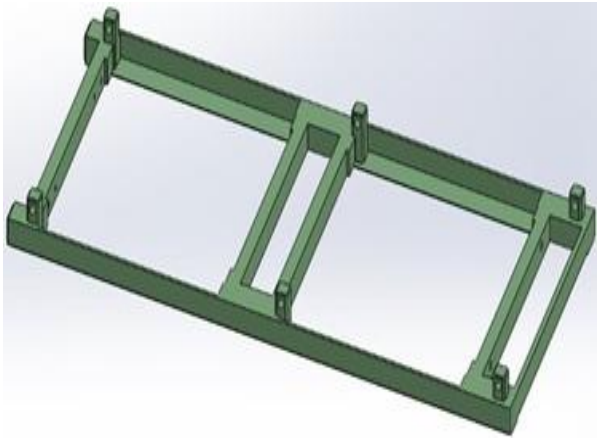
3U ile 12U küp uyduları ve P-POD fırlatma kutusunun kritik alt sistemlerinin tasarımları 3-boyutlu katı modelleme programı olan Solidworks 3D ile yapılmıştır. Tasarımlarda; uydu standartları, tasarım gereksinimleri, malzeme seçimi, yer ve uzay ortam koşulları dikkate alınmıştır. Nihai küp uydu model tasarımları iskelet yapısı, alt sistemler, dağıtım mekanizmaları ve fırlatma kutusu gibi sistemlerin katı modellemesi yapıldıktan sonra birleştirme montajı yapılması ile tamamlanmıştır. ANSYS 2022-R1 programı ile çeşitli analizler yapılarak, Dünyada ve uzay ortam koşullarındaki davranışları belirlenmiştir. Program sayesinde tasarım sürecinin erken aşamalarında iyileştirmeler yapılarak, kalite, güvenilirlik ve maliyet konusunda olumlu gelişmeler sağlanması hedeflenmiştir.

3U Küp Uydu Parçalarının Tasarımı

3U küp uydunun parçaları; yan paneller, panelleri birbirine bağlayan bağlantı elemanları, uydunun üst ve alt kapağı, güneş paneli ve güneş yelkeni dağıtım mekanizmalarından oluşmaktadır. Ayrıca yapı elemanları arasında pim, menteşe gibi bağlantı elemanları, ara parçalar, yapıştırıcı ve montaj bağlantı elemanları da yer almaktadır.

Yan Paneller

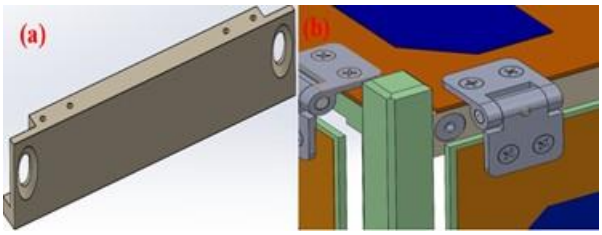
Küp uydu iskelet yapılarına stabilite, sertlik ve kesme kuvvetlerine karşı direnç sağlayan en önemli eleman yan panellerdir. Güneş yelkenli 3U küp uydusun plaka, güneş paneli, dağıtım mekanizması ve bağlantı elemanları gibi parçaları yan panellere bağlantılıdır. Yapılan tasarımda iki tane yan panel bağlantı elemanları ile birbirine montaj edilmiştir. Bu bağlantı M3x8 DIN 7991 A2 havşa başlı Inox Imbus cıvata ile sağlanmıştır. 3-Boyutlu katı modelleme programı ile tasarlanan güneş yelkenli 3U küp uydusunun yan paneli Şekil 1'de görülmektedir.



Şekil 1. Tasarlanan güneş yelkenli 3U küp uydusunun yan paneli.

Bağlantı Elemanı

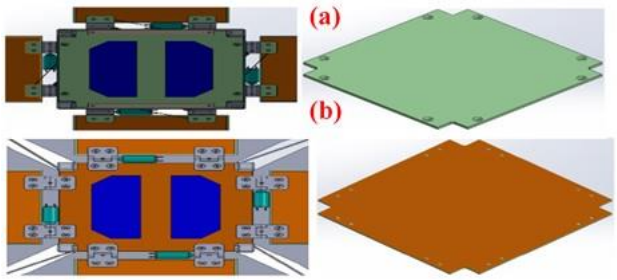
Yan panellerin karşılıklı bir şekilde birbirine montaj edilmesini bağlantı elemanları sağlamaktadır. Tasarımda bulunana dikey eksenli delikler M2x3 silindir başlı vidalar ile uydunun üst plakası ile güneş panellerinin açılıp kapanmasını sağlayan menteşeler arasındaki bağlantıyı sağlamaktadır. Alt sistemlerin yükünü taşıyarak yükleri ana panele aktarmakta bağlantı elemanlarının görevidir. Eğilme ve burulma yüklerine karşı dayanımda bağlantı elemanları ile sağlanır. Bağlantı elemanları ve montaj ile birleştirme görüntüleri Şekil 2'de verilmektedir.



Şekil 2. (a) Bağlantı elemanı ve (b) montajlanma sonrası görüntüsü.

Alt ve Üst Kapak

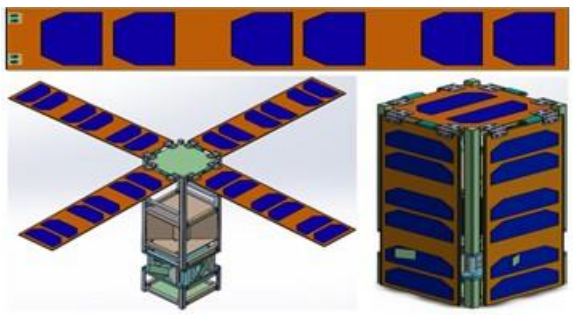
3U küp uydusunun üst kapağı ve alt kapağı, yan panellere ve bağlantı elemanlarına M2x3 silindir başlı vidalar ile bağlanmıştır. Tasarlanan bu bağlantılarda üst kapak için 16 adet, alt kapak için 16 adet vida kullanılmıştır. Tasarlanan kapakların görüntüsü Şekil 3'de verilmiştir.



Şekil 3. (a) Üst kapak ve (b) alt kapak görüntüsü.

Güneş Panelleri

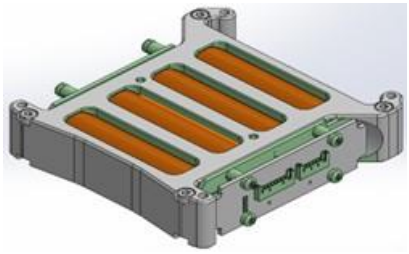
Küçük uydu pazarının önde gelen şirketlerinden biri olan ISSPACE firmasının istenilen özelliklerde 1U ile 12U küp uyduları için tasarladığı güneş panelleri tercih edilmiştir. Tasarlanan güneş paneli ve güneş panellerinin montajlanmış görüntüsü Şekil 4'de verilmektedir. Tasarımda güneş yelkenli 3U küp uydusunun gövdesine, enerji ihtiyacını karşılamak için 4 adet açılıp kapanan güneş paneli montajlanmıştır. Paneller menteşeli mekanizma ile açılıp kapanma işlemini gerçekleştirmektedir. Güneş panellerinin hasar almasını önlemek için 165°'lik bir açılma açısı tasarlanmıştır. Panellerin hepsi açılarak devreye girip, hareket ederler. Yapılan tasarım boyut sınırlamaları içerisinde ve güç çıkışı gereksinimlerine uygundur. Yapılan tüm işlemlerdeki amaç, güneş panelinin seri ve basit bir şekilde değiştirilebilmesi için güvenilir bir sistem tasarlamaktır.



Şekil 4. Güneş paneli ve güneş panellerinin montajlanmış görüntüsü.

Batarya

Uzay araçları güneş enerjisine ulaşamadıkları alanlarda enerji sorunu yaşamaya başlarlar. Bu durumda uyduya enerji sağlayan bataryalar devreye girer. Güneş yelkenli 3U küp uydusunun güç depolaması için ISSPACE firması tarafından üretilen elektrik güç sistemi (iEPS) olarak adlandırılan şarj edilebilir bataryalar kullanılmıştır. C-tipi veri tabanlı elektrik güç sistemi, sistem kartı, 4 hücreye sahip pil paketi, güneş panel ara yüzeyine sahip ek kart ve ek uydudan oluşmaktadır. Tasarımda en önemli unsur, kablo direnç kayıplarının azaltmak için bataryanın uydunun gövdesine güvenli şekilde montaj edilmesidir. Bunun içinde bataryanın montaj konumu ve sınırları belirtilen ölçüler içerisinde, güç yönetim ve üretim sistemlerinin yanında olmalıdır. Bataryanın 3-boyutlu katı modeli Şekil 5'te gösterilmiştir.



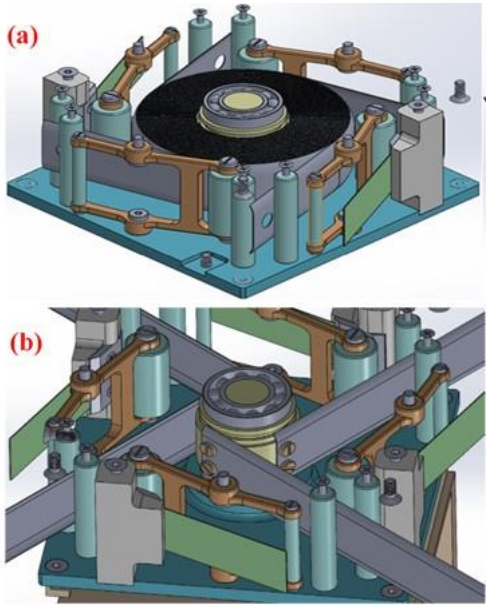
Şekil 5. Bataryanın 3-boyutlu katı modeli.

Güneş Paneli ve Güneş Yelkeni Dağıtım Mekanizmaları

3U küp uydusunun güneş yelkenlisinde iki mekanizma açma amacıyla kullanılır. Bunlar, güneş paneli açma ve güneş yelkeni açma mekanizmalarıdır. Tasarımda istenen güneş panellerinin ve yelkenin stabil ve sorunsuz olarak açılmasını sağlamaktır. Güvenli bir açılım sağlamak için panellerin dönüş hızını belirleyen DC motorlu menteşe mekanizması tasarlanmıştır. Mekanizmada DC motor kullanılmasının temel nedenleri; küçük boyut ve ağırlıkta yüksek güç ve dinamik performans sunması, vuruntu torku oluşturmaması, yük-hız dengesi kurulabilmesi, yüksek tork ve güç avantajına sahip olması, başlatma ve durdurmada üstün dinamik özelliklerdir. Faulhaber 0816K003SR DC-Micromotor modeli tasarımda tercih edilmiştir. Motor mili menteşe içerisindeki mile setskur vidalar ile bağlanarak, hem iskelete hem de güneş panellerine M2X3 havşa başlı vida ile montaj işlemi yapılmıştır. Kullanılan 8 adet menteşeden 4 tanesi motor ile bağlantılıdır, diğerleri panellerinin dengeli olarak açılmasını sağlayan karşılayıcılar şeklinde tasarlanmıştır. Buradaki amaç, motordan alınacak kuvvet ile menteşeleri harekete geçirip panellerinin güvenli şekilde açılmasını sağlamaktır.

Yaylı mekanizmalar, pasif açılma sonucu kontrolü zor olan açılma sorunundan dolayı yelkeni yırtabilir. Bu yüzden yelken açma mekanizmalarının tasarımında kullanılmamıştır. En önemli sistem elemanlarından biri olan yelkenlerin hasar görme riskinin önüne geçmek için DC motor kullanılarak kontrol edilebilir hıza sahip aktif dağıtım sistemi tasarlanmıştır. Yelken tutucular vidalar yardımıyla merkezin etrafına montaj edilmiştir. Yelken tutucuların kademeli olarak kontrollü bir şekilde açılması için planet dişli redüktörlü bir step motor kullanılarak merkez sargının döndürülmesi planlamıştır. Tasarımda Faulhaber AM1524 DC-Micromotor modeli tercih edilmiştir. Her biri dört eşit parçaya bölünmüş yelkenler 3,88 m² alana sahiptir ve toplamda 15,52 m² alan içermektedir. Burada istenen temel amaç yelkenin açılabilmesi olduğundan yelken

boyutu etki dışı bırakılmıştır. Boyut yüksekliği çıkılan en düşük eğrilik yarıçapını ve optimum hacim verimi sunmaktadır, tasarımda bu dikkate alınarak; uzunluğu 2,8 metre olan 4 adet yelken tutucu bulunmaktadır. Yelken tutucu tasarımında yarım daire kesitine sahip istiflenmiş konfigürasyonda kompozit malzeme kullanımı tercih edilmiştir. Bu seçimdeki amaç, düşük kuvvetlerle istiflenebilmesi ve basit yerleşim mekanizması ile kullanım imkânı vermesidir. Yelken tutucularda kullanılan malzeme 0,04 mm'lik et kalınlığında Toray M30S tipi ara modüllü elyaflar kullanılmıştır. Seçilen elyaf türü oldukça düşük yoğunluğa ve plastik deformasyonu önlemek için yeterli esnekliğe sahiptir. Yelken tutucuların her biri M3X5 mm düz paslanmaz vida ile göbek merkez miline montaj edilmiştir. Yelken tutucuların merkez göbek miline sarılı ve yelken tutucularına açılmış görüntüleri Şekil 6'da verilmiştir.

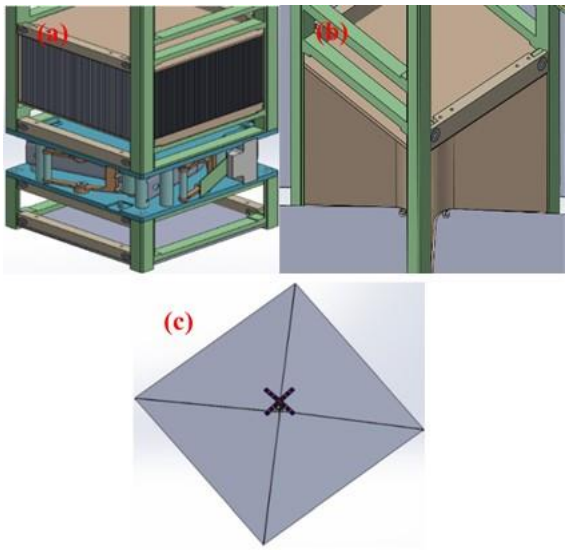


Şekil 6. (a) Yelken tutucuların merkez göbek miline sarılmış hali ve (b) yelken tutucuların açılmış görüntüsü.

Yelken malzemesi olarak; elektronik bileşenlerde yaygın olarak kullanılan bir taraftan Al kaplamalı 12,0 µm ve 120 µm kalınlıklarında Mylar, 7,5 µm kalınlığında Al kaplamalı polyamid (Kapton) bant ve her iki tarafı da Al kaplı 4,0 µm polietilen-naftalat (PEN) seçilmiştir. Yelkenler istiflendikleri kısımlara her biri 1 adet M2X3 mm düz vida ile montaj edilmiştir. Alman Havacılık ve Uzay Araştırma Kurumu (German Aerospace Center, DLR) tarafından üretilen yelken segmentlerine ait özellikler Tablo 2'de bulunmaktadır. Şekil 7'de yelkenlerin istiflenmiş görüntüsü, istiflenme kutusundaki montaj görüntüsü ve tam açılmış görüntüsü verilmiştir.

Tablo 2. DLR'ye ait yelken segment içerikleri.

Özellikler	Kapton	PEN	Mylar
Bant kalınlığı, µm	7,5	4,0	12,0
Bant genişliği, mm	1410	515	628
Şerit sayısı	7	19	15
Yelken alanı, m^2	82,6	82,6	82,6
Segment kütlesi, kg	1,0	0,8	1,6
Segment ($g=m^2$)	12,4	10,5	18,9



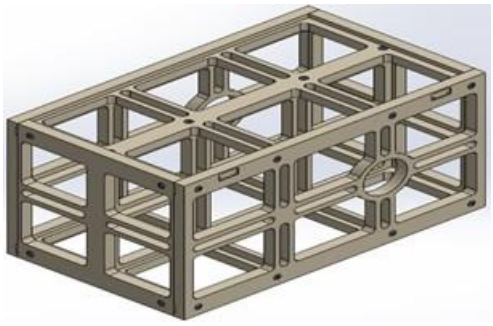
Şekil 7. (a) Yelkenlerin istiflenmiş, (b) istiflenme kutusundaki montaj ve (c) tam açılmış görüntüleri.

12U Küp Uydu Tasarımı

12U küp uydunun parçaları; yan ve destek panelleri, alt ve üst kapaklar, güneş paneli, alt sistemler, güneş paneli dağıtım mekanizmasıdır. Alt sistemleri oluşturan parçalar ise tutum ve yörünge kontrol elektroniği, yıldız izleyici, kamera ve bataryadır.

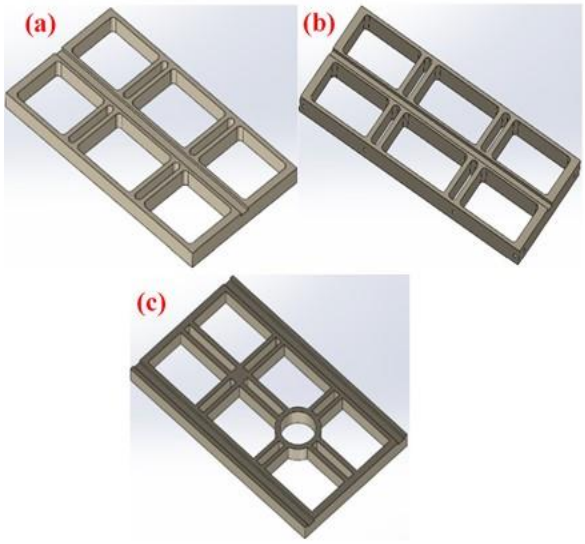
Paneller

12U küp uydusunun iskelet kısmı M4x10 mm havşa başlı imbus civatalar ile birbirine montaj edilen; yan paneller, destek panelleri, üst ve alt panelden oluşmaktadır. Panellerin tasarımında kolay üretim ve ulaşım için montaj ve demontaj edilebilirlik tercih edilmiştir. 12U küp uydusunun iskelet yapısı Şekil 8'de verilmiştir.



Şekil 8. 12U küp uydusunun iskelet yapısı.

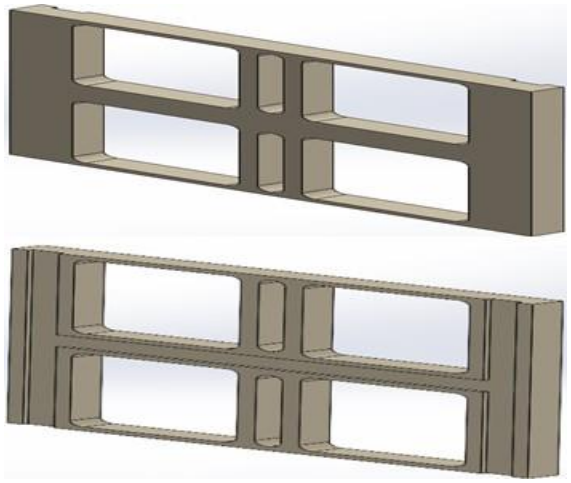
İskelet yapısındaki destek panelleri yapısal olarak yüksek oranda çekme, eğme ve burulmaya karşı dayanım sağlamaktadır. Tüm panellerin birbirine güvenli şekilde bağlanabilmesi için 2x12 mm boyutunda kanallar açılmıştır. Şekil 9 (a), (b) ve (c)'da sırasıyla; güneş yelkeni 12U küp uydusunun ara destek paneli, güneş yelkeni uydusunun alt ve üst paneli ve güneş yelkeni uydusunun yan destek paneli gösterilmiştir.



Şekil 9. Güneş yelkenli 12U küp uydusunun (a) ara destek paneli, (b) alt-üst paneli ve (c) yan destek panelleri.

Küp Uydu Alt ve Üst Kapaklar

Güneş yelkenli 12U küp uydusunun üst ve alt kapaklarının her biri 16 adet M2x3 paslanmaz çelik Inox silindir başlı imbus vidalar kullanılarak hem bağlantı paneline hem de yan panellere montaj edilmiştir. 12U küp uydusunun üst ve alt kapak tasarımları Şekil 10'da gösterilmektedir.



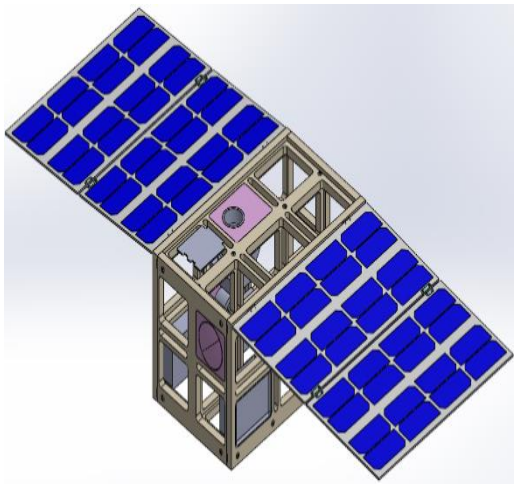
Şekil 10. Üst kapak ve alt kapak.

Güneş Panelleri

12U küp uydu güneş panelleri, 3U küp uydusuna ait güneş panellerinin seri şekilde sıralanması ile tasarlanmıştır. Kanatların her birine 32 tane güneş paneli yerleştirilerek, 12U küp uydusu için elektrik üretimi sağlanması planlanmıştır. Tasarım için seçilen güneş panellerinin teknik özellikleri Tablo 3'te verilmiştir. 12U küp uydu güneş panellerinin açılmış görüntüsü Şekil 11'de gösterilmiştir.

Tablo 3. Güneş panellerinin teknik özellikleri.

Ayrıntılar	Özellik	Genel Özellikler
Hücre malzemesi	GaAs (Galyum Arsenit)	Tam uyumlu, yüksek verimli, 4 paralele güç konektörü, harici bağlantılı
Verimlilik, %	30	
Çalışma sıcaklığı	-40 °C +125°C	
Radyasyon toleransı	Alçak irtifada minimum 2 yıl	



Şekil 11. 12U küp uydu güneş panellerinin açılmış görüntüsü.

Alt Sistemler

Güneş yelkenli 12U küp uydusu da panellerin güneş ışından mahrum kalan yerlerinde enerji ihtiyaçlarını 3U küp uydusu gibi bataryalardan sağlarlar. 12U küp uydusunda batarya olarak; EXA-Ecuadorian Space Agency tarafından üretilen EXA TITAN-1 350Whr yüksek enerji kapasitesi ve yedekliliği sağlayan ve 7 pil dizisinden oluşan bir güç bankası modülü kullanılmıştır. Batarya da güç kapasitesi, pil modülü başına 50 Whr, toplamda 350 Whr'dir. Tasarımda alt sistem olarak, yıldız izleyici, kamera, yönerge ve tutum kontrol elemanları kullanılmıştır. Bu alt sistemlerin sahip olduğu teknik özellikler Tablo 4'te gösterilmektedir.

Tablo 4. Alt sistemlerin teknik özellikleri.

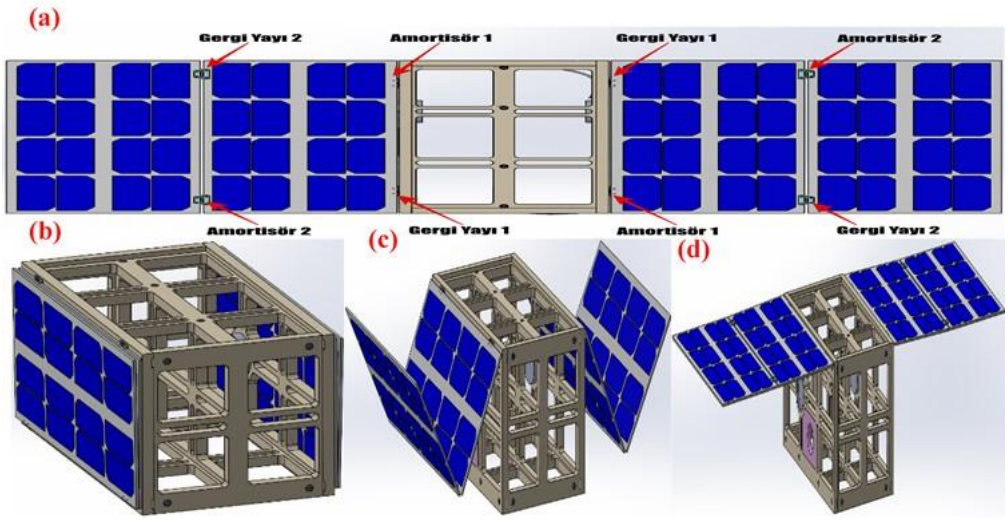
Tutum ve yönerge kontrol elemanı		Yıldız izleyici	
Kütle, g	506	Kütle, g	197
Boyutlar, mm	90 x 96 x 59	Genişlik, mm	56 mm

Güç tüketimi, W	≈1,0	Yükseklik, mm	60 mm
Veri yolu voltajı, V	3,3 - 5	Uzunluk, mm	93 mm
Çalışma voltajı, V	3,3 - 5	Besleme gerilimi, V	5,0 ± 0,25
Akü voltajı, V	7,5 - 16	Veri ara yüzü, kbit/sn	500
Çalışma sıcaklığı, °C	-10 ile +60	Çalışma sıcaklığı, °C	-30 ile +40

Kamera	
Kütle, kg	1,14 ± 5%
Atalet momenti (Ixx), kg.m2	3,70E-03 ± 5%
Atalet momenti (Iyy), kg.m2	3,65E-03 ± 5%
Atalet momenti (Izz), kg.m2	1.55E-03 ± 5%
Kütle merkezi (X), mm	< 0,5 ± 0,5
Kütle merkezi (Y), mm	< 0,5 ± 0,5
Kütle merkezi (Z), mm	7± 1 mm

12U Küp Uydu Güneş Paneli Dağıtım Mekanizması

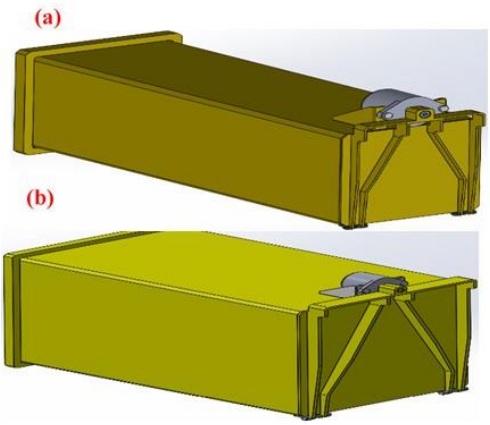
Panellerin açılma ve kapanmasında sorun yaşanmaması için ek parça ve kaynak gereksinimi olmadan işlevselliği daha yüksek bir tasarım yapılması hedeflenmiştir. 12U küp uydu güneş paneli dağıtım mekanizması tasarımı için işlevsel, erişimi kolay, anlaşılır, dayanımı yüksek, düşük parça maliyeti gibi unsurlar ön planda tutulmuştur. Uzay ortamının zorlu çevre koşullarına dayanan bir tasarım için; NASA, PSC ve CSA tasarımlarının mekanik unsurları temel alınmıştır. 12U küp uydusunun gövdesine yerleştirilen dağıtım mekanizması burulma yaylı amortisör yerleştirme sistemi ile panellerin üst gövde yüzeyi ile aynı hizada kalacak şekilde tasarlanmıştır. Burulma yaylarına sahip özel tasarım 8 adet menteşe M1,5 havşa başlı vida kullanılarak panellere montaj edilmiştir. Dağıtım mekanizmasının itici gücü her birinden iki adet olan gergi yayından ve amortisörden kaynaklanmaktadır. Menteşelere etki eden yaylar panelleri hareket ettirerek açar ve mekanizmanın pozisyonunu durdurarak sistemin açık olmasını desteklerler. Amortisör yayları, gergi yaylarının karşısına panellerin açılırken sarsılmasını önlemek için yerleştirilmiştir. Şekil 12 (a), (b), (c) ve (d)'de sırasıyla; yay çeşitlerine göre menteşelerin konumlandırılması, kapalı konumda mekanizma, açılma başladığında mekanizma ve tam açıldıktan sonra mekanizma gösterilmiştir.



Şekil 12. (a) Yay çeşitlerine göre menteşelerin konumlandırılması, (b) kapalı konumda mekanizma, (c) açılma başladığında mekanizma ve (d) tam açıldığında mekanizma.

Fırlatma Kutusu Tasarımı

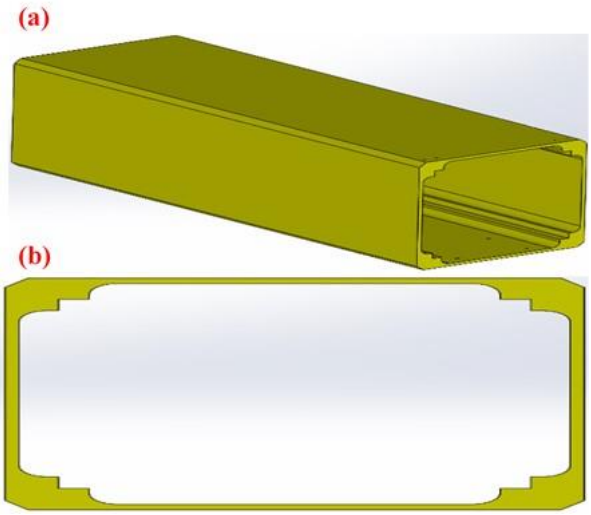
P-POD'lar küp uyduların uzay aracına kolay uyumunu, güvenilir şekilde uzaya fırlatılmasını ve sürdürülebilir bir hareket sürecini sağlayan bir dağıtım sistemidir. Fırlatma sürecinde, küp uydu ve P-POD'ların düzgün bir formda eşleşmesi için adaptör ve uydu sistem eşleşmesi gereklidir. Fırlatma kutusu, kare boru şekline sahip, dört yüzeyi de benzer özelliklerde, çok fonksiyonlu mekanik ara yüzey içermektedir. Panel kenarları boyunca uzunlamasına bir dizi ray sistemi bulunmaktadır. Şekil 13 (a) ve (b)'de; 3U ve 12U küp uydularına ait fırlatma kutularının 3-boyutlu katı model görüntüleri verilmiştir.



Şekil 13. (a) 3U ve (b) 12U küp uyduların fırlatma kutularının 3-boyutlu katı model görüntüleri.

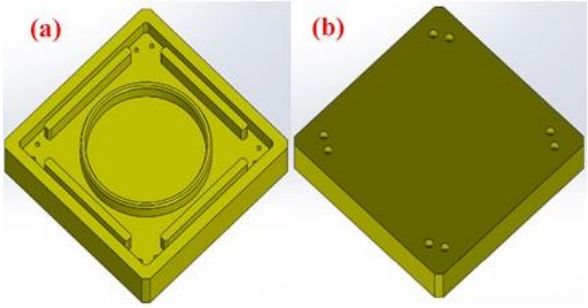
Gövde, Arka Panel ve Kapı

Uydunun fırlatma kutusunun gövdesi serbest bırakma mekanizmasının monte edilmesini mümkün kılan kare şeklinde boru profili kullanılarak tasarlanmıştır. Serbest bırakma mekanizması gövdenin üstündedir ve küp uydulara konumlandırılmasını sağlayan ray sistemine sahiptir. Şekil 14'te tasarlanmış boru şeklindeki gövde yapısının yandan ve önden görüntüsü verilmiştir.



Şekil 14. Tasarlanmış boru şeklindeki gövde yapısının yandan ve önden görüntüsü.

Fırlatma kutusunun arka kısmı tamamen düz olarak tasarlanmıştır ve bu düzlük fırlatma aracına montaj edilmesini kolaylaştırmaktadır. Küp uyduyu dışarı fırlatacak olan yayı sabit olarak tutan arka panellerin iç kısmıdır. Bunlar M3x10 mm vidalarla fırlatma kutusunun gövdesine montaj edilmiştir. Şekil 15'te tasarlanana arka panellerin iç ve dış görüntüsü verilmiştir.

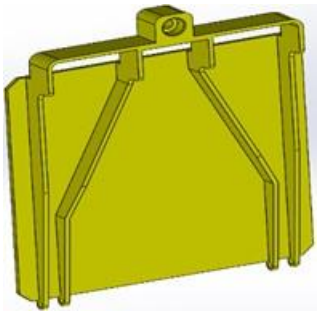


Şekil 15. Arka panellerin iç ve dış görüntüsü.

Burulma yayları ile fırlatma kutusunun kapısı gövdeye alt taraftan monte edilmiştir. Tasarımda üst kısımlar M5x15 mm cıvata ile serbest bırakma mekanizmasına monte edilmiştir. Bu mekanizma devreye girdiğinde cıvata eriyerek ortamdan ayrılmakta ve böylece küp uyduyu fırlatacak olan yayın itme kuvveti ortaya çıkmaktadır. Şekil 16'da tasarlanmış kapı elemanının 3-boyutlu görüntüsü verilmiştir.

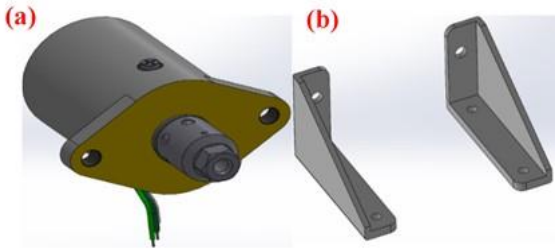
Serbest Bırakma Mekanizması

Kritik bileşenlerden olan mekanizma, sinyal alır almaz fırlatma kutusunun kapısı ile bağlantısını gerçekleştiren cıvatayı eritmek için yüksek sıcaklıkta işlemi gerçekleştirir.



Şekil 16. Kapı elemanının Tasarım sonrası 3 boyutlu görseli.

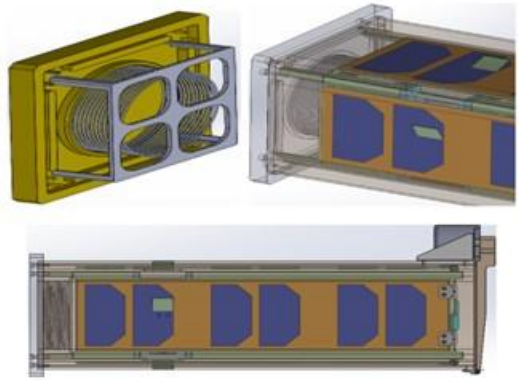
Bu mekanizmanın arızalanması halinde ciddi hasarlar oluşur. Bu yüzden mekanizma açısından güvenilir ve sürdürülebilir bir tasarım büyük önem taşır. Ejektör Serbest Bırakma Mekanizması (EBAD TiNi™ E1000 ERM) bu amaç için kullanılmıştır. Maksimum güvenilirlik, yedekli ateşleme devresine sahip olması, tasarım kolaylığı ve test edilebilir özellikte olması nedeniyle tercih edilmiştir. Serbest bırakma mekanizmasının sahip olması gereken unsurlar; fırlatma ortamına karşı dayanım göstermesi, maliyetleri azaltmak için oldukça hafif olmasıdır. Şekil 17 (a) ve (b)'de serbest bırakma mekanizmasının 3 boyutlu katı modeli ve tasarlanmış braket görüntüleri verilmiştir. Mekanizma braket ile gövdeye ve kapıya sabitlenmiştir. Tasarımında basit fakat etkili bir braket için brakete etkiyen kuvvetler tanımlanmıştır. M4x12 mm vida ile kapıya, M3x10 mm vida ile gövdeye montaj işlemi gerçekleştirilmiştir.



Şekil 17. (a) Serbest bırakma mekanizmasının 3-boyutlu katı modeli ve (b) braket tasarım görüntüleri.

Küp Uydu Fırlatma Yayı

Fırlatma sağlayıcısı tarafından istenilen fırlatma unsurlarını sağlayacak bir küp uydu fırlatma yay tasarımı yapılmıştır. Fırlatma kutusundan kopan parçaların birbiri ile çarpışmasını önlemek için maksimum 2 m/s hız farkı gerekmektedir. Ayırma sinyali alınmasından itibaren bir saniyeden çok daha kısa bir sürede gerçekleşmelidir. Fırlatma işleminde süreç, küp uydularda serbest bırakma mekanizmasının kapıyı bırakması ile başlamaktadır. Küp uydu, fırlatma plakasına bağlı olan kapı sıkıştırılmış fırlatma yayı tarafından tamamen açınca fırlatılır. Fırlatma plakası uydunun yay ile arasındaki bağlantıyı sağlamakta ve uydunun ayaklarından iterek dışarı fırlatmayı gerçekleştirmektedir. Şekil 18'de tasarlanan küp uydu fırlatma yayı gösterilmiştir.



Şekil 18. Küp uydu fırlatma yayı.

Tasarım Sonuçları ve Tartışma

Uydular, yapım aşaması ve kullanım süreleri boyunca farklı ortam ve yapısal yükler altında kalırlar. Fırlatma koşullarında çok fazla mekanik yüklemelere maruz kalmaktadır. Ortam değiştirme sırasında da yapısal açıdan zorlayıcı yüklerle karşı karşıya kalmaktadır. Dünya ve uzayda değişen ortam koşullarında malzeme özellikleri değişmektedir. Bu değişimler uydunun yapısal mekanik dayanımlarını da etkilemektedir. Farklı ortamların yarattığı yüklerin ve etkilerinin tanımlanması uydu hasarlarının önlenebilmesi için şarttır [15]. Bu çalışmada fırlatma sırasında küp uyduların ve bağlantı elemanlarının maruz kaldığı yüklerin uydunun yapısal sistemlerine olan etkileri analiz edilmiştir. ANSYS programı ile tasarımı tamamlanan Güneş yelkenli 3U ve 12U küp uyduları ve fırlatma kutularının çok yönlü analizleri fırlatma ortamında gerçekleştirilmiştir. Bu program yeni ürünlerin geliştirilmesinde, mali hatalardan korunmak için, ürün kalite ve güvenilirliği açısından karar verme sürecini iyileştirmede sıklıkla tercih edilmektedir. Tasarlanan uydular ve fırlatma kutuları içerisinde bulundukları roketlerin katılık gereksinimlerini karşılamak için Hindistan Uzay Araştırma Örgütü (ISRO) tarafından geliştirilen PSLV (Polar Satellite Launch Vehicle) dört kademeli bir fırlatma roketi temel alınmıştır. Yapılan analizlerde ayrıntılı analitik yaklaşım gerektiren, uzun ve yüksek hesap isteyen modellerden kaçınılmıştır. Gereksiz ek parçalar ve fiziksel süreçte etkisi olmayan parçalar kaldırılarak daha basit ve etkili analitik modeller tercih edilmiştir.

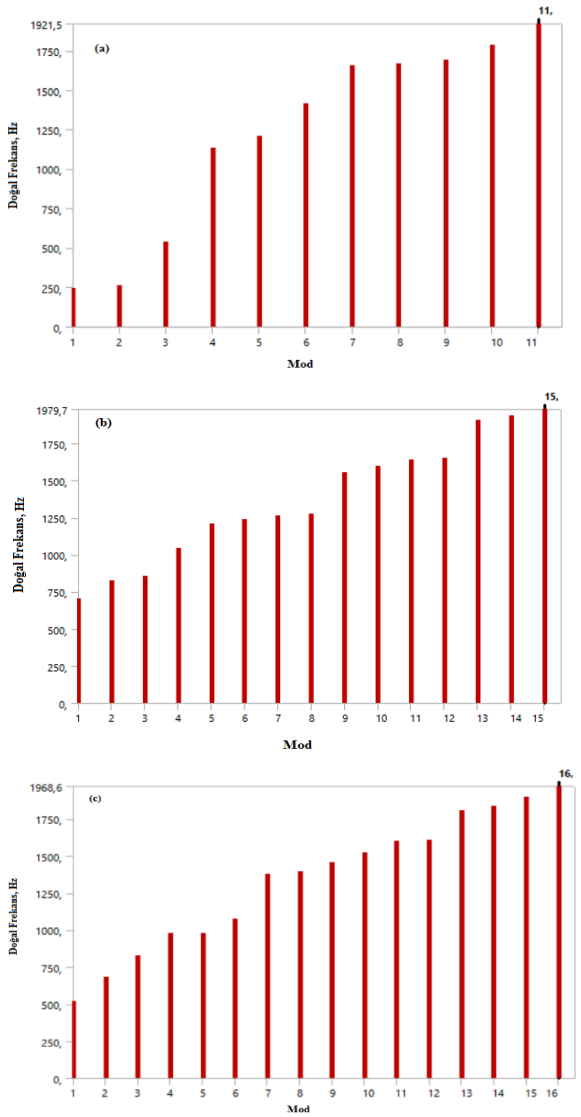
Doğal Frekans Analizleri

Doğal frekanslar, doğada bulunan bütün fiziksel yapıların sahip olduğu ve bu yapıların farklı dış kuvvetlere maruz kaldığında titreşme eğiliminde olduğu oluşumlardır. Rezonans olarak bilinen bu doğal frekanslarda titreşim olayı, uyduları fırlatıldığı roketlerin içerinde etki altına alırlar. Rezonansa giren uydularda yapısal olarak ciddi oranda hasar görülebilmektedir. Uyduların fırlatılacakları roketler için belirlenen katılık gereksinimlerini mutlak suretle karşılamaları gereklidir. Katılık gereksinimlerinin ne ölçüde karşılandığı modal analizler ile belirlenmiştir. Bir yapının doğal karakteristik ve dinamik özellikleri açısından tanımlanmasında kullanılan modal analizde temel amaç ilk doğal frekans değerini belirlemek ve bu değeri roket el kitapçığında belirtilen minimum limit değer ile karşılaştırmaktır. Bu çalışmada da modal analizlerle elde edilen doğal frekans değerleri roketin el kitapçığında yazan değerler ile karşılaştırılarak analiz tamamlanmıştır. Tablo 5'te analizlerde kullanılmak üzere çalışmada kullanılan PSLV fırlatma aracının doğal frekans değerleri verilmiştir.

Tablo 5. PSLV fırlatma aracına ait minimum doğal frekans değerleri [16].

Yük Tipi	Eksenel yönde	Yanal yönde
Birincil Yük, Hz	35	20
İkincil Yük, Hz	90	45

Her iki yük tipinde de fırlatılacak uydunun eksenel yönde (Y) ve yanal yönlerden (X, Z) daha yüksek doğal frekans değerlerine sahip olması gerekmektedir. Tasarımı gerçekleştirilen 3U, 12U küp uydularının ve fırlatma kutusunun sahip olduğu doğal frekans değerleri sırasıyla Şekil 19a, b ve c'de verilmiştir. 20 Hz'den 2000 Hz'ye kadar olan frekanslar, doğal frekans değerleri yük faktörlerinin hesabında kullanılmaktadır [16]. Güneş Yelkenli 3U küp uydunun, 12U küp uydusunun ve fırlatma kutusunun 20-2000 Hz arasında sırasıyla 11, 15 ve 16 adet doğal frekans değeri tespit edilmiştir.

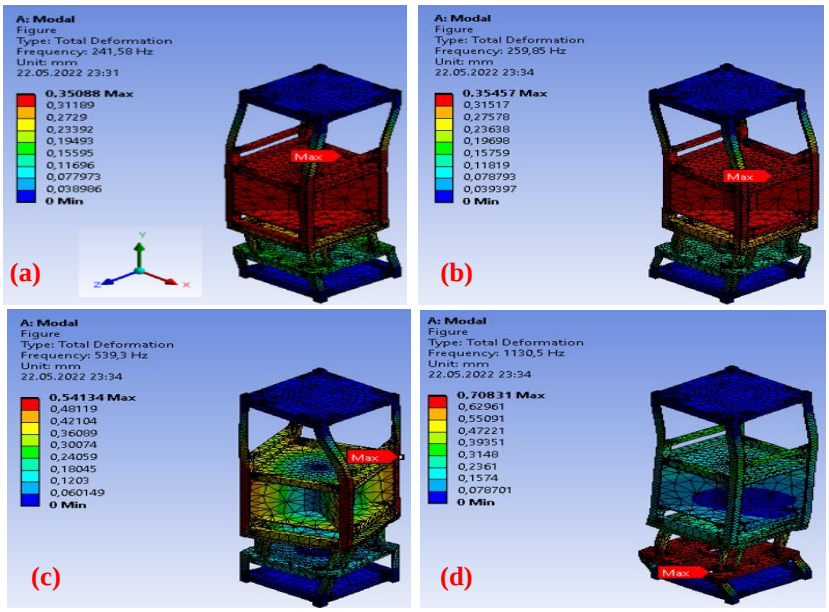


Şekil 19. Doğal frekans değerleri: (a) 3U küp uydusu, (b) 12U küp uydusu ve (c) fırlatma kutusu.

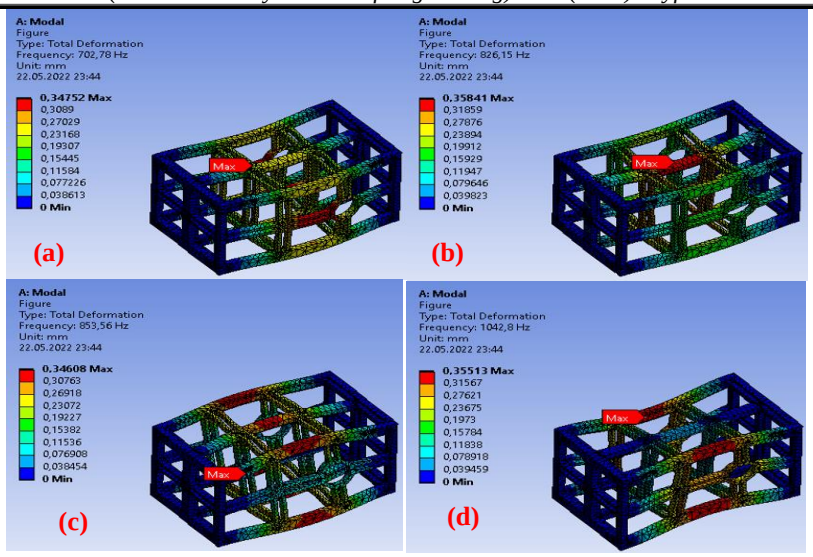
Model analizler ile uyduların doğal frekans değerleri ve mod şekilleri,

$$(K - \omega^2 M)q = 0 \quad (1)$$

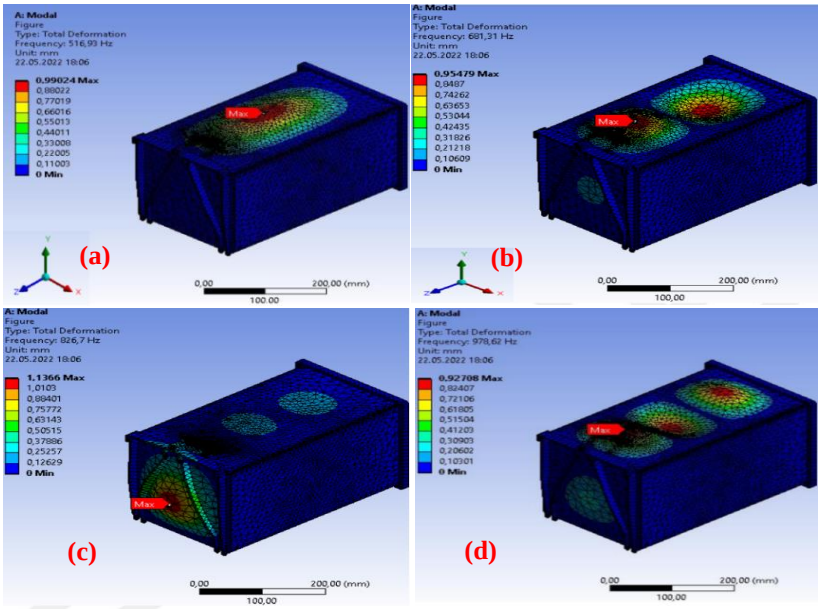
öz değer probleminin çözümü ile belirlenmektedir. Eşitlikteki $\boldsymbol{K}$ ve $\boldsymbol{M}$ sırasıyla direngenlik ve kütle matrislerini ω ve q ise sırasıyla harmonik hareketin açısal frekansı ve genlik vektörünü ifade etmektedir [17]. Sistemin doğal frekans değerleri, denklemin çözümü ile hesaplanan öz değerlerdir. İlgili frekansta oluşan mod şekli öz değerler ile öz vektörler tarafından belirlenir. Doğal frekans değerlerinde meydana gelen deformasyonlar program ile tespit edilmiştir. Bu analizlerde kullanılan sınır şartları olarak yanal ivme 169,91 m/sn^2; dikey yerçekimi ivmesi 9,81066 m/sn^2 ve tabandan sabitleme şeklinde sınır şartları kullanılmış olup, 3U ve 12U küp uyduları için kullanılan sonlu elemanlar modellerinde sırasıyla 79897 düğüm - 39944 eleman ve 113712 düğüm - 54830 eleman kullanılmıştır. 3U kup uydusu deformasyonlarından ilk 4, 12U küp uydusu ve fırlatma kutusu için de 4 mod şekli verilmiştir. Şekil 20 (a), (b), (c) ve (d)'de sırasıyla; 1. Mod, 2. Mod, 3. Mod ve 4. Mod değerlerine karşılık gelen 3U küp uydusunun deformasyon analizlerinin sonuçları verilmiştir. Şekil 21 (a), (b), (c) ve (d)'de sırasıyla; 1. Mod, 2. Mod, 3. Mod, ve 5. Mod değerlerine karşılık gelen 12U küp uydusunun deformasyon analizlerinin sonuçları verilmiştir. Şekil 22 (a), (b), (c) ve (d)'de sırasıyla; 1. Mod, 2. Mod, 3. Mod ve 4. Mod değerlerine karşılık gelen fırlatma kutusu deformasyon analizlerinin sonuçları verilmiştir.



Şekil 20. (a) 1. Mod, (b) 2. Mod, (c) 3. Mod ve (d) 4. Mod değerlerinde 3U küp uydusunun deformasyon analiz sonuçları.



Şekil 21. (a) 1. Mod, (b) 2. Mod, (c) 3. Mod, ve (d) 4. Mod değerlerinde 12U küp uydusunun deformasyon analiz sonuçları.



Şekil 22. (a) 1. Mod, (b) 2. Mod, (c) 3. Mod, ve (d) 4. Mod değerlerinde fırlatma kutusunun deformasyon analiz sonuçları.

Eksenel ve yanal modların belirlediği doğal frekans değerleri modal analiz sonuçları incelenerek uydular üzerinde belirlenmiştir. 1.Mod için; 3U küp uyduda 241,58 Hz, 12U küp uyduda 702,78 Hz ve fırlatma kutusunda 516,93 Hz frekans değerleri bulunmuştur. Uydu modellerinin maksimum yer değiştirme değerleri ise; 3U küp uydusunda 4. Mod'da 0,70831 mm, 12U küp uydusunda 5. Mod'da 0,77062 mm ve fırlatma kutusunda 3. Mod'da 1,1366 mm olarak gerçekleşmiştir. Elde edilen sonuçlara göre; tüm 3U, 12U küp uyduları ve fırlatma kutusu modellerinin modal analizlerinde doğal frekans değerleri birbirlerine yakın olup, aracın talep ettiği gereksinimleri üstün bir şekilde karşılamıştır [18], [19].

Rastgele Titreşim Analizleri

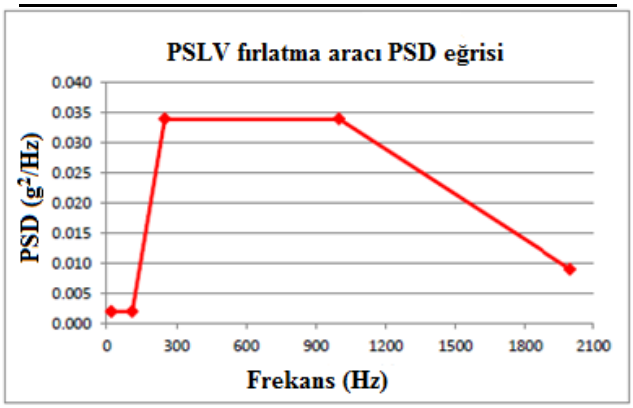
Rastgele titreşim, tahmine dayalı bir genlik olan ve beyaz titreşim olarak da tanımlanan titreşim türüdür. Bu titreşimlerin yardımıyla yapılan analizlerde yapılarda doğal olarak gerçekleşen titreşimlerden kaynaklı yüklerin yarattığı etkiler belirlenir [20].

Özellikle havacılık ve uzay yapılarında yüksek seviyede titreşime maruz kalan yapılarda rastgele titreşimlerle analiz yöntemi sıklıkla kullanılır. Bu analizde geçen zaman spektrumlarının frekansları, statiksel olarak yakalanır ve elde edilen yük rastgele titreşim analizinde kullandır. Spektrumlarda analiz girdisi spektral güç yoğunluğu (Power Spectral Density, PSD) olarak tanımlanır ve rastgele değişkenlerin sınırlayıcı ortalama kare değerlerinin istatistiksel bir ölçüsüdür. Doğada rastgele titreşim analizlerindeki girdilerin ve çıktıların uyarıları istatistikseldir. Bu analizler 20-2000 Hz arasında gerçekleştirilir ve Modal analiz sonuçları ile değerlendirilir. ANSYS programında parametre olarak kullanılmak amacıyla, PSLV fırlatma aracının el

kitapçığında belirtilen rastgele titreşim değerleri Tablo 6'da verilmektedir. Şekil 23'te fırlatma aracının PSD eğrisi verilmiştir.

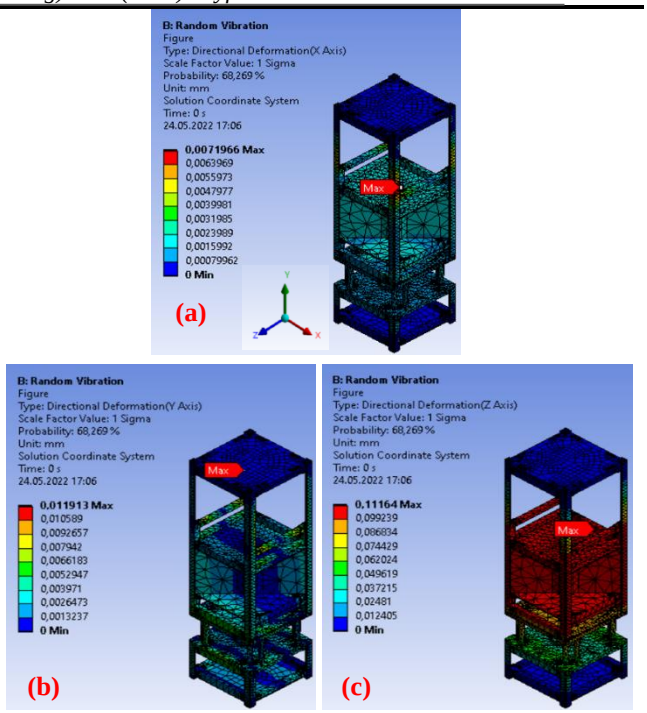
Tablo 6. PSLV fırlatma aracının rastgele titreşim seviyeleri [21].

Frekans (Hz)	Yeterlilik PSD (g^2/Hz)	Kabul PSD (g^2/Hz)
20	0,002	0,001
110	0,002	0,001
250	0,034	0,015
1000	0,034	0,015
2000	0,009	0,004
GRMS	6,7	4,47

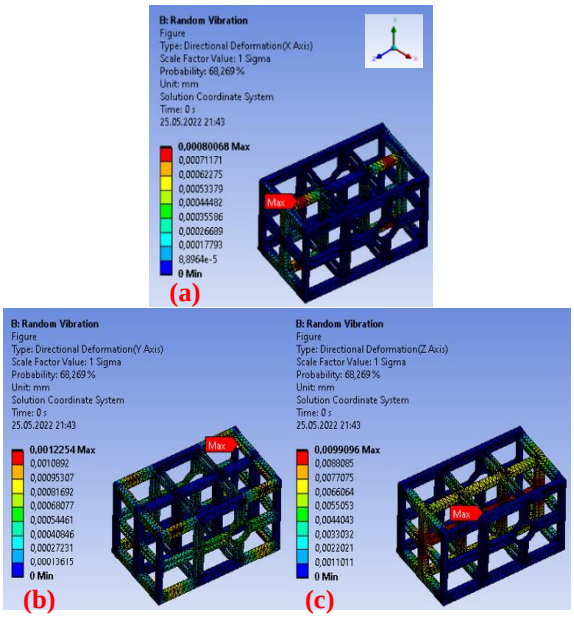


Şekil 23. Fırlatma aracının PSD eğrisi [17].

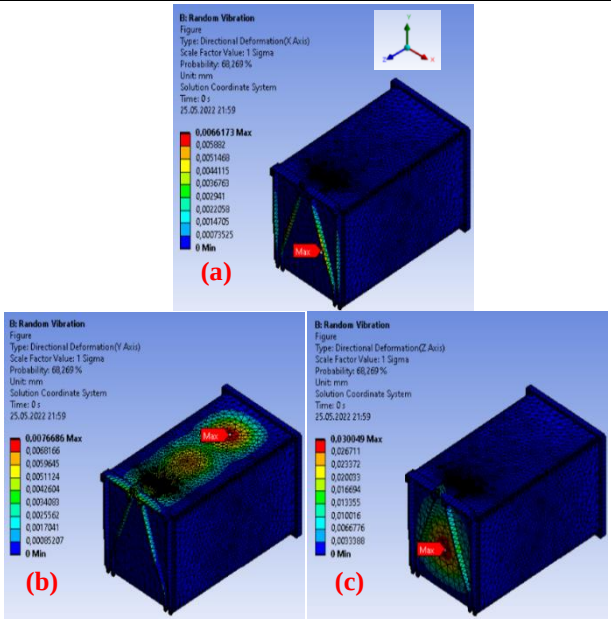
Güneş yelkenli 3U ve 12U küp uydularının ve fırlatma kutusunun ANSYS 2022 R1 programı kullanılarak belirlenen rastgele titreşim analizleri ile deformasyon, hız ve ivme değerleri tespit edilmiştir. Yapılan analizlerle elde edilen veriler; Şekil 24-Şekil 32'de gösterilmiştir. Şekil 24 (a), (b) ve (c), Şekil 25 (a), (b) ve (c) ve Şekil 26 (a), (b) ve (c)'de sırasıyla; 3U küp uydusunun, 12U küp uydusunun ve fırlatma kutusunun x, y ve z yönlerindeki yer değişim sonuçları verilmiştir. Şekiller incelendiğinde; 3U küp uydusunun gövdesinde; 0,0071 mm x-yönünde, 0,0119 mm y-yönünde ve 0,1116 mm z-yönünde deformasyon olduğu tespit edilmiştir. 12U küp uydusunun gövdesinde; 0,0008 mm x-yönünde, 0,0012 mm y-yönünde ve 0,0099 mm z-yönünde deformasyon belirlenmiştir. Fırlatma kutusunda ise 0,0066 mm x-yönünde, 0,0076 mm y-yönünde ve 0,0300 mm z-yönünde deformasyon tespit edilmiştir. Tüm yönler ele alındığında üç bileşende de maksimum deformasyonun z-yönünde olduğu tespit edilmiştir. Bu durum ivmelenmenin z-yönünde olmasından dolayı en fazla yer değiştirmenin de bu yönde olmasıyla açıklanmaktadır [18], [22], [23], [24].



Şekil 24. 3U küp uydusunun (a) x, (b) y ve (c) z-yönlerindeki yer değişimleri.

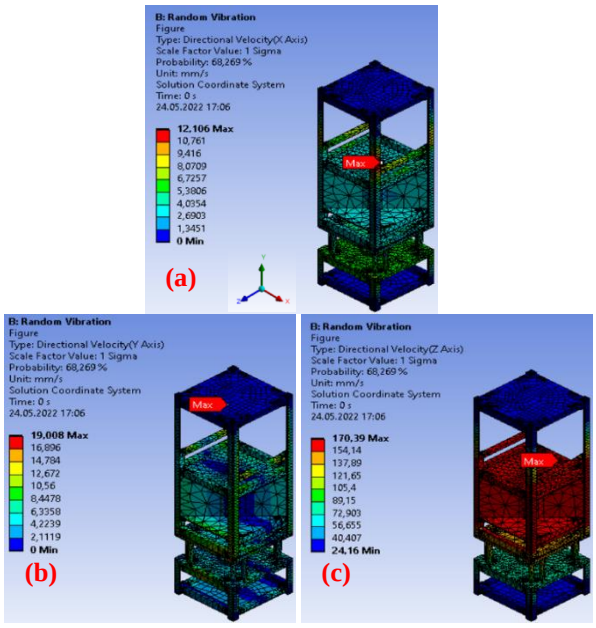


Şekil 25. 12U küp uydusunun (a) x, (b) y ve (c) z-yönlerindeki yer değişimleri.

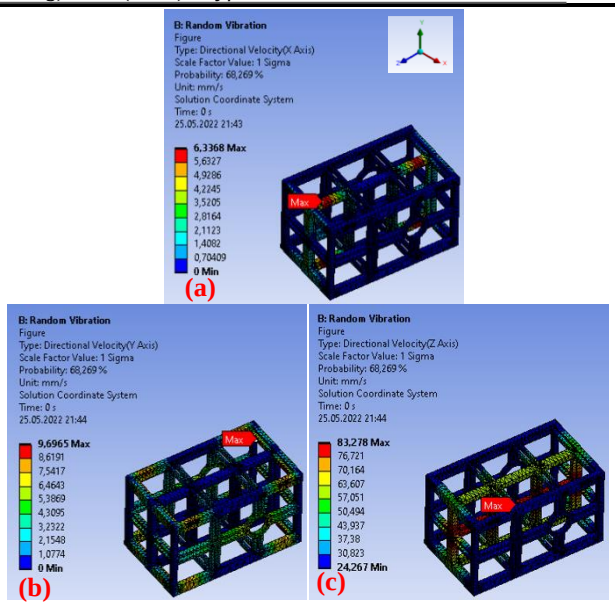


Şekil 26. Fırlatma kutusunun (a) x, (b) y ve (c) z-yönlerindeki yer değişimleri.

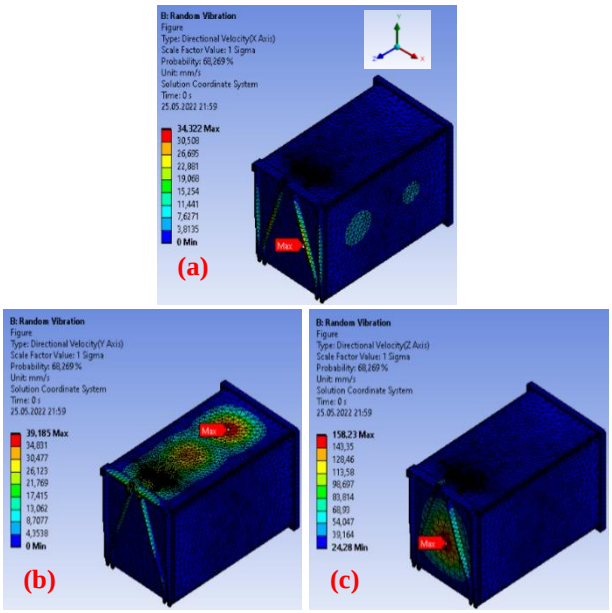
Şekil 27 (a), (b) ve (c), Şekil 28 (a), (b) ve (c) ve Şekil 29 (a), (b) ve (c)'de sırasıyla; 3U küp uydusunun, 12U küp uydusunun ve fırlatma kutusunun x, y ve z yönlerindeki hız sonuçları gösterilmiştir. Şekiller incelendiğinde; 3U küp uydusunun gövdesinde, x-yönünde 0,012 mm/s, y-yönünde 0,019 mm/s ve z-yönünde 0,170 mm/s hız görülmüştür. 12U küp uydu gövdesinde, x-yönünde 0,006 mm/s, y-yönünde 0,009 mm/s ve z-yönünde 0,083 mm/s hız tespit edilmiştir. Fırlatma kutusunda ise x-yönünde 0,034 mm/s, y-yönünde 0,039 mm/s ve z-yönünde 0,158 mm/s hız belirlenmiştir. Her üç bileşende de, yer değiştirme oranlarıyla orantılı olarak maksimum hız z-yönünde belirlenmiştir [18], [20], [23].



Şekil 27. 3U uydusunun (a) x (b) y ve (c) z-yönlerindeki hızları.

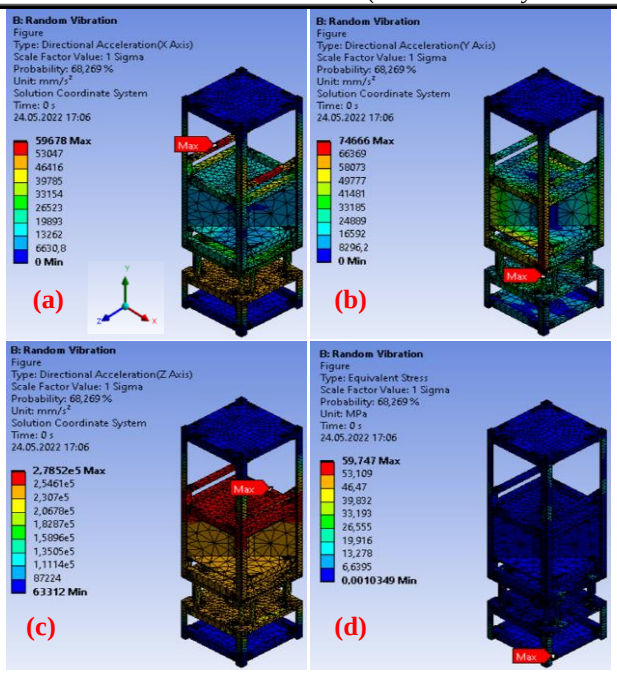


Şekil 28. 12U uydusunun (a) x (b) y ve (c) z-yönlerindeki hızları.

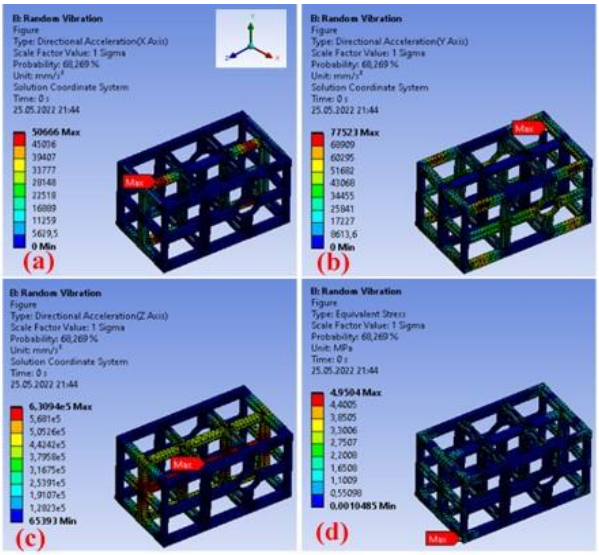


Şekil 29. Fırlatma kutusunun (a) x (b) y ve (c) z-yönlerindeki hızları.

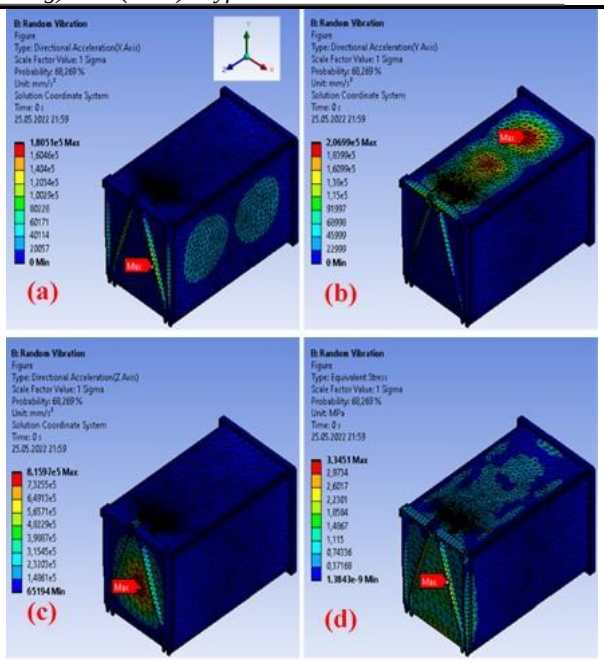
Şekil 30 (a), (b), (c) ve (d), Şekil 31 (a), (b), (c) ve (d) ve Şekil 32 (a), (b), (c) ve (d)'de sırasıyla; 3U küp uydusunun, 12U küp uydusunun ve fırlatma kutusunun x, y ve z yönlerindeki ivme değerleri ve gerilme sonuçları gösterilmiştir. Şekiller incelendiğinde; 3U küp uydusunun gövdesinde z-yönünde 278 mm/s^2 ivme ve 59,7470 MPa maksimum gerilme görülmüştür. 12U uydusunun gövdesinde z-yönünde 630 mm/s^2 ivme ve 4,9504 MPa maksimum gerilme görülmüştür. Fırlatma kutusunda ise z-yönünde 815 mm/s^2 ivme ve 3,3451 MPa maksimum gerilme görülmüştür. Her üç durumda, yer değiştirme ve hız sonuçlarıyla benzer şekilde z-yönünde maksimum ivme ve gerilme belirlenmiştir. Rastgele titreşim analizi sonuçlarından elde edilen değerlere göre tasarlanan uydu modelinin güvenilir olduğu tespit edilmiştir [18], [20], [25], [26].



Şekil 30. 3U uydusunun (a) x (b) y ve (c) z-yönlerindeki ivmeler ve (d) gerilme sonuçları.



Şekil 31. 12U uydusunun (a) x (b) y ve (c) z-yönlerindeki ivmeler ve (d) gerilme sonuçları.



Şekil 32. Fırlatma kutusunun (a) x (b) y ve (c) z-yönlerindeki ivmeler ve (d) gerilme sonuçları.

Harmonik Analizler

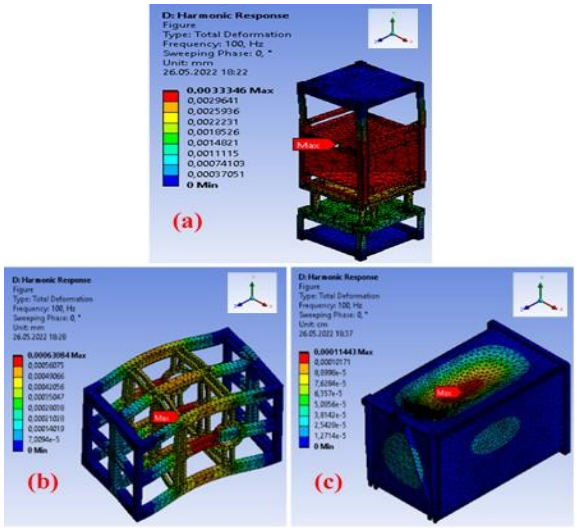
Harmonik analiz, temel dalgaların üst üste binmesi sonucu oluşan sinyallerin temsili ile ilgili matematiksel bakış açısıdır. Yapısal tasarımların rezonans, yorulma ve diğer gerilme etkilerine karşı dayanım gösterip gösteremeyeceğini belirleyen bir analizdir. Bu analizde ele alınan yapının tümü sabit ya da frekansa bağlı olarak çeşitli etkilere maruz kalır. Bu analiz ile en üst tepkilerin verdiği sinyaller tanımlanır ve tepe noktalarının frekanslarındaki stresler temel alınır ve değerlendirilir. Harmonik analiz ile yapının sürekli dinamik davranışı tahmin edilebilir. Ancak sınırlama olarak yapıların sadece kararlı durumdaki zorlanmış titreşimi hesaplanmaktadır [27]. Tablo 7'de yatay ve dikey eksenlerin sinüzoidal titreşim test değerleri verilmiştir.

Tablo 7. Dikey eksenlerin sinüzoidal titreşim test değerleri [21].

	Frekans Aralığı (Hz)	**Yeterlilik Test Değerleri**	**Kabul Test Değerleri**
Dikey Eksen	5,0-11,5	6,75 mm (DA)	4,5 mm (DA)
	11,5-20,0	1,80g	1,2g
	20-25	1,8-3,75g	1,2-2,5g
	25-33	3,75g	2,5g
	33-35	3,75-0,75g	2,5-0,5g
	35-100	0,75g	0,5g
Yatay Eksen	5,0-7,0	6,75 mm (DA)	4,5 mm (DA)
	7,0-30,0	0,67 g	0,45 g
	30-100	0,45 g	0,30 g

Güneş yelkenli 3U ve 12U küp uyduları ve fırlatma kutusunun, harmonik analizinde gerek frekans gerekse kuvvetin en maksimum tepe noktaları temel alınmıştır.

Yüksek genliğe sahip harmonik tahrik frekansları çoğunlukla 100 Hz değerinin altındadır. Düşük seviyelerde titreşim genliğine sahip olmak için yapının doğal frekansı bu değerin üzerinde olması beklenir [16]. Tasarlanan 3U ve 12U küp uyduları ve fırlatma kutusu sırasıyla; 241,58 Hz, 702,78 Hz ve 516,93 Hz ilk doğal frekans değerleri içermektedir. Bu değerler, harmonik analizi için uygun değerlerdir [18], [27]. Şekil 33 (a), (b) ve (c)'de sırasıyla; 3U küp uydusu, 12U küp uydusu ve fırlatma kutusunun harmonik titreşim analizleri gösterilmiştir. Şekiller incelendiğinde; 100 Hz ve 0° faz açısında 3U küp uydusu, 12U küp uydusu ve fırlatma kutusunda meydana gelen yer değiştirmeler sırasıyla; 0,0033 mm, 0,0006 mm ve 0,0001 mm olarak tespit edilmiştir.



Şekil 33. (a) 3U küp uydusu, (b) 12U küp uydusu ve (c) fırlatma kutusunun harmonik titreşim analizleri.

Statik Analiz

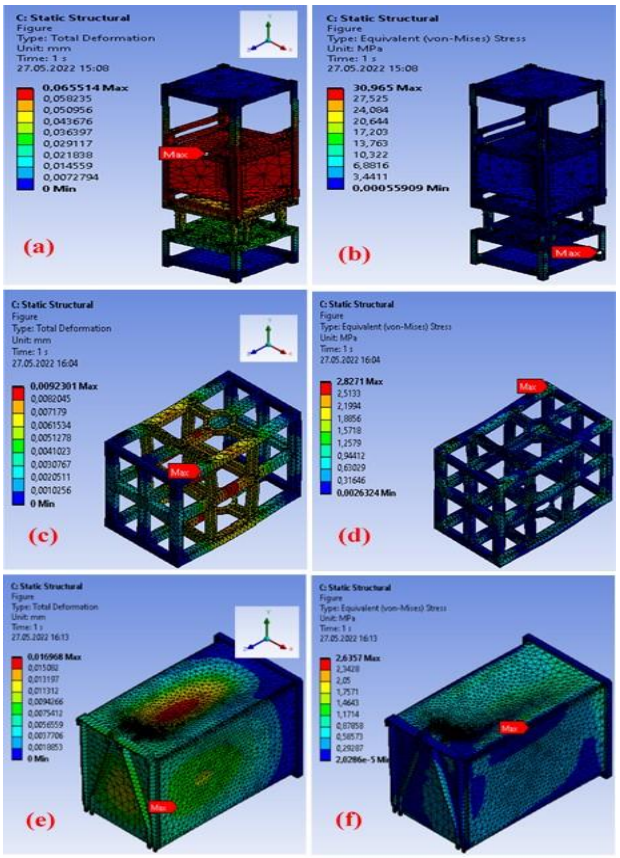
Aerodinamik etkiler ve oluşan ivmeden kaynaklı uydular fırlatma sırasında dinamik ve statik yükler altında kalırlar. Tasarımlarında bu yükleri göz önünde bulundurmak ve testlerin yapılması gereklidir. Yarı statik yük olan eşdeğer bir statik yükte statik ve dinamik yükleri bir araya getirmek oldukça sıklıkla tasarımlarda kullanılmaktadır [28]. Eşdeğer statik yük, eksenel ve yanal bileşenlere ayrılarak tasarımda kullanılır. PSLV fırlatma aracının fırlatma sürecinde ortaya çıkardığı yöne göre değişen yük değerleri Tablo 8'de verilmiştir.

Tablo 8. PSLV fırlatma sisteminin yük faktör gereksinimleri [21].

Fırlatma Sistemi	Eksenel (g)	Yanal (g)
DNEPR	8,3	0,2
PSLV		
Birincil Yük	3,75	2,5
İkincil Yük	9,5	6,0

Güneş yelkenli 3U ve 12U küp uyduları ve fırlatma kutusu, her biri yarı statik analiz olan doğal frekans analizine, rastgele titreşim analizine ve harmonik analize göre test edilmiştir. Fırlatma aracının uygulanan değerin üstünde dayanım gösterip göstermeyeceğini belirlemek için, PSLV fırlatma aracı roketinin talep ettiği değerlerden daha yüksek, her eksende 10 g değerinde bir statik ivmeye karşı test edilmiştir. Şekil 34 (a) ve (f)'de sırasıyla; 3U küp uydu deformasyon, 3U küp uydu gerilme, 12U küp uydu deformasyon, 12U küp uydu gerilme, fırlatma kutusu deformasyon ve fırlatma kutusu gerilme değerleri verilmiştir. Yapılan işlemlerde yer çekimi ivmesi 9,81 m/sn^2 olarak alınmıştır.

Statik analiz testine göre; 3U küp uydusunda 0,0655 mm yer değiştirme ve 30,96 MPa gerilme, 12U küp uydusunda 0,0092 mm yer değiştirme ve 2,82 MPa gerilme ve fırlatma kutusunda 0,0169 mm yer değiştirme ve 2,63 MPa gerilme değerleri tespit edilmiştir. Analizler sonucuna göre yarı statik ivmeler karşısında 3U küp uydusu, 12U küp uydusu ve fırlatma kutuları güvenli bir sonuç sergilemişlerdir [18], [19]. Günümüzde farklı üreticiler tarafından tasarlanan ve test edilen farklı boyutlardaki kalifiye küp uydu gövde yapılarını temin etmek mümkündür. Ancak tasarlanan uyduların üzerinde bulunan sistemlerin yük dağılımları ve uydunun maruz kalacağı yükler, uydu görev türü ve fırlatma aracı seçimine göre değişkenlik göstermektedir. Bu çalışma görev türüne uygun bir gövde yapısının pratik şekilde geliştirilme sağladığı düşünülmektedir.



Şekil 34. (a) 3U küp uydu deformasyon, (b) 3U küp uydu gerilme, (c) 12U küp uydu deformasyon, (d) 12U küp uydu gerilme, (e) fırlatma kutusu deformasyon ve (f) fırlatma kutusu gerilme değerleri.

Sonuçlar

Küp uydular; küçük boyutlu olması, karmaşık olamayışı ve ekonomiklik gibi avantajlarından dolayı test edilmeleri yer gözlem uydularına göre oldukça kolay gerçekleşmektedir. Bu çalışmada güneş yelkenli küp uydular bu uyduları taşıyan fırlatma kutusu için gerekli standartlar, yer ve uzay ortam şartları göz önüne alınarak özgün tasarımsal iyileştirmeler yapılarak geliştirilmiştir. Yapılan analizlerde ayrıntılı analitik yaklaşım gerektiren, uzun ve yüksek hesap isteyen modellerden kaçınılmıştır. Gereksiz ek parçalar ve fiziksel süreçte etkisi olmayan parçalar kaldırılarak daha basit ve etkili analitik modeller tercih edilmiştir. Tasarımın güvenilirliğini kanıtlamak amacıyla yapının titreşim gereksinimlerini belirlemek için doğal frekans analizi, frekans cevap analiz sonuçları kullanılarak rastgele titreşim analizi, frekans ve fonksiyonu arasındaki bağlantıları belirlemek için harmonik ölçümler ve statik analizler yapılmıştır. Üretimden önce tasarım aşamasında uydunun istenilen değerleri karşılayıp karşılamadığı kontrol edilmiştir. Elde edilen analiz sonuçlarına göre güneş yelkenli 3U ve 12U küp uyduları ve fırlatma kutusu yapısal sistemi belirtilen koşullar altında dayanıklı bir yapı sergilediği görülmüştür. Geliştirilen tasarım en kötü senaryoda dahi uydu yapısının elastikliğini ve güvenliğini koruduğunu doğrulamıştır. Yeni tasarımda, kullanılan Al 6061-T6 malzemesi özellikle güneş yelkenli 3U ve 12U küp uyduları ve fırlatma kutusu yapıları üzerinde oluşabilecek hasarların engellediğini göstermiştir.

Kaynaklar

[1] S. Duijsens, "Cubesat deployment", Master Theses, Université de Liège -iAcademic, Université de Liège -iAcademic, 2017. Erişim: 08 Ekim 2023. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: https://matheo.uliege.be/bitstream/2268.2/2586/2/TFE%20Summary.pdf

[2] K. N. Shukla, "Heat pipe for aerospace applications—an overview", *Journal of Electronics Cooling and Thermal Control*, c. 5, sy 01, s. 1, 2015.

[3] H. Heidt, J. Puig-Suari, A. Moore, S. Nakasuka, ve R. Twiggs, "CubeSat: A new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation", 2000, Erişim: 18 Ekim 2023. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2000/All2000/32/

[4] J. E. Herrera-Arroyave, B. Bermúdez-Reyes, J. A. Ferrer-Pérez, ve A. Colín, "CubeSat system structural design", içinde *67th International Astronautical Congress. Guadalajara, Mexico*, 2016, ss. 1-5. Erişim: 18 Ekim 2023. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: https://www.academia.edu/download/54613490/IAC-2016_Barbara.pdf

[5] P. Wallace, A. Kalapura, ve S. I. Kim, "Thermal Modelling and Analysis of a Cube Satellite, EIRSAT-1: Steady Analysis", içinde *2018 AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition*, Orlando, FL: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Eyl. 2018. doi: 10.2514/6.2018-5285.

[6] D. Q. Dinh, "Thermal modeling of NanoSat", M.S., Ann Arbor, United States. Erişim: 18 Ekim 2023. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: https://www.proquest.com/docview/1145711379/abstract/52292285D38F4D7APQ/1

[7] R. Coker, "Thermal Modeling in Support of the Edison Demonstration of Smallsat Networks Project", içinde *43rd International Conference on Environmental Systems*, Vail, CO: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Tem. 2013. doi: 10.2514/6.2013-3368.

[8] J.-R. Tsai, "Overview of Satellite Thermal Analytical Model", *Journal of Spacecraft and Rockets*, c. 41, sy 1, ss. 120-125, Oca. 2004, doi: 10.2514/1.9273.

[9] S. Czernik, "Design of the Thermal Control System for Compass-", *University of Applied Sciences Aachen, FACH Hochschule Aachen, Germany*, ss. 4-91, 2004.

[10] K. Koçyiğit, "Savunma Sanayiinde Kullanılan su Araçlarının Al 6061 Malzeme Yüzeylerinde Kaplama Yöntemleri Uygulanarak Korozyon ve Aşınma Etkilerinin Deneysel Incelenmesi", Master's, Ann Arbor, United States, 2022. Erişim: 18 Ekim 2023. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: https://www.proquest.com/docview/2787195769/abstract/C99C62680A62448FPQ/1

[11] K. I. M. Rokstad, R. Birkeland, ve N. P. Vedvik, "Investigation of using composite materials for the cubesat primary structure", içinde *European Cubesat Symposium, Brussels*, 2012.

[12] M. A. Mojica, "Structural Subsystem Design, Analysis and Optimization for a Nanosatellite", PhD Thesis, MS Dissertation, San José State University, Department of Mechanical and …, 2012.

[13] C. L. Stevens, J. L. Schwartz, ve C. D. Hall, "Design and system identification of a nanosatellite structure", içinde *Proceedings of the 2001 AAS/AIAA Astrodynamics Specialists Conference, Quebec City, Quebec*, 2001. Erişim: 18 Ekim 2023. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: https://www.researchgate.net/profile/Christopher-Hall-12/publication/240610268_DESIGN_AND_SYSTEM_IDENTIFICATION_OF_A_NANOSATELLITE_STRUCTURE/links/541879ae0cf25ebee9881dbf/DESIGN-AND-SYSTEM-IDENTIFICATION-OF-A-NANOSATELLITE-STRUCTURE.pdf

[14] A. Gündoğdu, "Bir Uydunun Fırlatma Esnasında Maruz Kaldığı Yükler Altındaki Yapısal Davranışının İncelenmesi", PhD Thesis, Fen Bilimleri Enstitüsü, 2008. Erişim: 18 Ekim 2023. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: https://polen.itu.edu.tr/handle/11527/4657

[15] J. J. Wijker, *Spacecraft structures*. Springer Science & Business Media, 2008. Erişim: 10 Aralık 2023. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: https://books.google.com/books?hl=tr&lr=&id=6cyTjKyjOUYC&oi=fnd&pg=PA4&dq=%E2%80%A2%09Wijker,+J.+J.+(2008).+Spacecraft+structures.+Springer+Science+%26+Business+Media&ots=JJQ

4vYsgw6&sig=wRboWGJdYX9eu5SNwfzlxvlMSBs

[16] C. A. M. Soares, C. M. M. Soares, ve M. J. Freitas, *Mechanics of composite materials and structures*, c. 361. Springer Science & Business Media, 2013.

[17] E. Menteş, "Kompozit 3U küp uyduların yapısal analiz ve tasarımları", PhD Thesis, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul, 2015. Erişim: 31 Aralık 2023. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: https://polen.itu.edu.tr/items/b131ad48-3ca4-4cdf-a584-2fbf2cb3e53f

[18] M. F. Ercan, "Earth Observation Satellite Design, Control and Analyze", MSc. Thesis, Yıldız Technical University, Institute of Science and Technology,Yıldız Technical University, 2018. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: https://tez.yok.gov.tr/UlusalTezMerkezi/tezSorguSonucYeni.jsp

[19] A. K. Karaaslan ve C. Tola, "3 birimlik küp uydular için yörüngeden düşürme sistemi tasarımı", Erişim: 09 Nisan 2024. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: https://www.researchgate.net/profile/Ceyhun-Tola/publication/344225029_3_Birimlik_Kup_Uydular_icin_Yorungeden_Dusurme_Sistemi_Tasarimi/links/5f5dc1664585154dbbce1c61/3-Birimlik-Kuep-Uydular-icin-Yoeruengeden-Duesuerme-Sistemi-Tasarimi.pdf

[20] I. B. Shafique, F. Rabbi, R. Halim, ve A. Mahmood, "Modeling and testing of a nano-satellite and implementation of a BalloonSat with data analysis", PhD Thesis, BRAC University, 2016. Erişim: 10 Aralık 2023. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: http://dspace.bracu.ac.bd/xmlui/handle/10361/6197

[21] Indian Space Research Organisation, *Polar Satellite Launch Vehicle User's Manual*. India, 2005.

[22] N. E. Coşkunpınar *vd.*, "Anlık yer gözlem amaçlı nano-uydu takımı tasarımı 'FUEGOSAT'", program adı: VI. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, Kocaeli University, 2016, ss. 1-14. Erişim: 10 Aralık 2023. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: https://www.researchgate.net/profile/Ukte-Oner/publication/326679145_Anlik_Yer_Gozlem_Amacli_Nano-Uydu_Takimi_Tasarimi_FUEGOSAT/links/5b5e05270f7e9bc79a6d4f84/Anlik-Yer-Goezlem-Amacli-Nano-Uydu-Takimi-Tasarimi-FUEGOSAT.pdf

[23] G. I. Barsoum, H. H. Ibrahim, ve M. A. Fawzy, "Static and Random Vibration Analyses of a University CubeSat Project", *J. Phys.: Conf. Ser.*, c. 1264, sy 1, s. 012019, Tem. 2019, doi: 10.1088/1742-6596/1264/1/012019.

[24] B. Topcu, C. C. Güvenç, ve C. Tola, "3 birimlik bir küp uydu için gövde yapısı tasarımı", Erişim: 09 Nisan 2024. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: https://www.researchgate.net/profile/Ceyhun-Tola/publication/328581816_3_Birimlik_Bir_Kup_Uydu_icin_Govde_Yapisi_Tasarimi/links/5bd73bf792851c6b27971be6/3-Birimlik-Bir-Kuep-Uydu-icin-Goevde-Yapisi-Tasarimi.pdf

[25] X. Zhang, H. Zhou, W. Shi, F. Zeng, H. Zeng, ve G. Chen, "Vibration Tests of 3D Printed Satellite Structure Made of Lattice Sandwich Panels", *AIAA Journal*, c. 56, sy 10, ss. 4213-4217, Eki. 2018, doi: 10.2514/1.J057241.

[26] NASA-STD-5002, *Load Analyses of Spacecraft and Payloads*. NASA, Huntsville, 1996.

[27] G. F. Abdelal, N. Abuelfoutouh, ve A. H. Gad, *Finite element analysis for satellite structures: applications to their design, manufacture and testing*. Springer Science & Business Media, 2012. Erişim: 11 Aralık 2023. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: https://books.google.com/books?hl=tr&lr=&id=SuPahTa-bnIC&oi=fnd&pg=PR6&dq=Abdelal,+G.,+F.,+Abuelfoutouh,+N.,+Gad,+A.,+H.,+(2013).+Finite+Element+Analysis+for+Satellite+Structures,+Springer,+London.&ots=XBWsJA-Rgq&sig=4jkI3M3MmKXup_XCKucPerQHzmA

[28] G. Vulpetti, L. Johnson, ve G. L. Matloff, *Solar Sails: A Novel Approach to Interplanetary Travel*. New York, NY: Springer New York, 2015. doi: 10.1007/978-1-4939-0941-4.