

Geometrik optimizasyon ile uydu birincil yapısal parçalarının eklemeli imalat teknolojisine uygun tasarımı ile kütle azaltımı

Mass reduction through the design of satellite primary structural components suitable for additive manufacturing technology using geometric optimization

Buket ÇAM^{1,2*}, Olcay Ersel CANYURT^{3,4}

¹Endüstriyel Tasarım Mühendisliği Bölümü, Teknoloji Fakültesi, Gazi Üniversitesi, Ankara, Türkiye.

buketcam@gmail.com

²TUSAŞ-Türk Havaçılık ve Uzay Sanayii AŞ, Ankara, Türkiye.

buket.cam@tai.com.tr

³Makina Mühendisliği Bölümü, Mühendislik Fakültesi, Gazi Üniversitesi, Ankara, Türkiye.

canyurt@gazi.edu.tr

⁴ Eklemeli İmalat Teknolojileri Uygulama ve Araştırma Merkezi EKTAM, Gazi Üniversitesi, Ankara, Türkiye.

canyurt@gazi.edu.tr

Geliş Tarihi/Received: XX.XX.20XX

Düzeltilme Tarihi/Revision: XX.XX.20XX

doi: 10.5505/pajes.20XX.XXXXX

Kabul Tarihi/Accepted: XX.XX.20XX

Araştırma Makalesi/Research Article

Öz

Bu çalışmada, uydu birincil yapılarında kullanılan kütle azaltma yöntemleri ve optimizasyon teknikleri incelenmiş ve bu doğrultuda eklemeli imalat teknolojisine uygun yeni bir tasarım yöntemi geliştirilmiştir. Geliştirilen yöntem, uydu mekanik altyapısında kütle azaltmayı hedeflemektedir. Çalışmanın verimliliğini karşılaştırabilmek için öncelikle alüminyum sandviç panel kullanılarak bir uydu tasarlanmış, ardından iç hacim sabit tutularak optimizasyon çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Panelin modal sertliğini artırmak için tasarımı federler eklenmiş, federlerin şekli şekil optimizasyonu, dağılımı ise gerinim enerjisi dağılımına bağlı boyut optimizasyonu ile belirlenmiştir. Sonuçlar, uydu panellerinin toplam ağırlığında %20'lik bir azalma sağlandığını göstermiştir. Ayrıca, tasarımda kullanılan basit geometriler sayesinde izotropik bir yapı korunmuş ve karmaşık analitik yöntemlere ihtiyaç duyulmadan analizler gerçekleştirilmiştir. Eklemeli imalat yöntemiyle uyumlu paneller, üretim süresini önemli ölçüde kısaltırken, sandviç panellerde görülen öngörülemez üretim hatalarını ortadan kaldırmıştır. Tasarımın temiz ve basit geometrisi, üretim sonrası özel temizlik süreçlerini gereksiz kılmıştır. Bu çalışma, uydu birincil yapıları için düşük ağırlıklı ve üretimi kolay alternatif bir çözüm sunmaktadır.

Anahtar kelimeler: kütle azaltma, uydu birincil yapıları, eklemeli imalat, optimizasyon teknikleri, şekil optimizasyonu, boyut optimizasyonu

Abstract

This study examines mass reduction methods and optimization techniques used in primary satellite structures and develops a new design method compatible with additive manufacturing technology. The proposed method aims to reduce mass in the mechanical infrastructure of satellites. To evaluate the efficiency of the developed approach, a satellite was initially designed using aluminum sandwich panels, and optimization studies were conducted while keeping the internal volume constant. Ribs were added to the panel design to enhance its modal stiffness. The shape of the ribs was determined through shape optimization, and their distribution was defined using size optimization based on strain energy distribution. The results demonstrated a 20% reduction in the total weight of satellite panels. Additionally, the use of simple geometries preserved isotropic structural properties, allowing for analyses without the need for complex analytical methods. Panels compatible with additive manufacturing significantly reduced production time and eliminated unforeseen manufacturing defects commonly encountered in sandwich panels. The clean and simple geometry of the design also eliminated the need for special post-production cleaning processes. This study provides a lightweight and easily manufacturable alternative solution for primary satellite structures.

Keywords: mass reduction, satellite primary structures, additive manufacturing, optimization techniques, shape optimization

1 Giriş

Bir uydunun kütlelerinin azaltılması, sistem tasarımında dikkate alınması gereken en temel faktörlerden biridir. Uydunun kütlesi, fırlatıcı seçimini doğrudan etkileyerek fırlatma maliyetine önemli ölçüde katkıda bulunur. Örneğin, çalışmanın yapıldığı tarihte, alçak Dünya yörüngesine (200-2000 km yükseklik) bir mikro uydu fırlatma maliyeti, en yaygın kullanılan fırlatıcılardan biri olan SpaceX Falcon 9 için kilogram başına 0.005 milyon USD olarak belirtilmiştir [1].

Bir uydunun kütlelerini azaltmak için yapısal konfigürasyonu değiştirilebilir; örneğin, yapıdan parça çıkarılabilir veya uydunun geometrik şekli tamamen yeniden tasarlanabilir. Ancak bu çalışmada, yapısal konfigürasyonun değiştirilemediği bir senaryo ele alınmıştır. Bu çalışmada kütle azaltma yöntemi olarak, yapısal alt sistem tasarımına dahil edilen bileşenlerin daha hafif olacak şekilde yeniden tasarlanması hedeflenmiştir. Aynı zamanda, bu bileşenlerin, özellikle fırlatma aşamasında fırlatıcının rezonans frekanslarından kaçınmak için fırlatıcı tarafından verilen katılık gereksinimlerine uygun olması hedeflenmiştir.

*Yazışılan yazar/Corresponding author

Uydu tasarımıdaki temel etkenlerden biri, fırlatma sağlayıcılarının uyduya ilettiği gerekliliklerdir. Bu gereklilikler, uydu sınıfına göre değişiklik gösterebilir. Bu çalışmada ele alınan sınıf, mikro uydu sınıfıdır. Örneğin, SpaceX'in mikro uydu fırlatma hizmetleri için her yönde 40 Hz doğal frekans gereksinimi bulunmaktadır [2].

Uydu için verilen ilk doğal frekans gereksinimi; dinamik fırlatma yükleri nedeniyle fırlatıcının doğal frekanslarından biriyle uydu doğal frekansının senkronize rezonansa neden olma olasılığını önlemek için belirlenmiştir. Araştırmacılar uydu mekanik alt sistemini optimize etmek için ilk olarak doğal frekans değerlendirmeleri yaparlar ve tasarımlarını bu gereksinime göre şekillendirirler. Diğer bir değişle optimizasyon kısıtı olarak ilk doğal frekans gereksinimini hedef gösterirler.

Sedigni, Ariane-5 fırlatıcısının uydu doğal frekans gereksinimlerine uygun bir şekilde uydu tasarımı optimize etmiştir. Bu çalışmada, uydunun istenilen doğal frekansları elde etmek için tabla kalınlığı ve kiriş yüksekliği gibi en etkili geometrik parametreler değiştirilmiştir [3]. Benzer şekilde, Baiomy ve arkadaşları, uydu mekanik yapısının kütesini azaltmak için farklı bir yaklaşım geliştirmiştir. Çalışmalarında, aynı plaka kalınlığına sahip delikli ve deliksiz konfigürasyonları karşılaştırmış ve delikli yapı ile kütle azaltımının %39 oranında mümkün olduğunu göstermişlerdir. Ayrıca, tasarımlarını modal sertlik oranına göre değerlendirerek sonuçları detaylandırmışlardır [4]. Ravanbakhsh, tez çalışmasında UPMSat-2 mikrouydusunun fırlatıcı yüklerine karşı dayanımını detaylı bir şekilde analiz etmiştir. Bu kapsamda yapılan dinamik analizler, boyutlar ve kütle dağılımındaki değişikliklerin doğal frekanslar ve burkulma dayanımları üzerindeki etkilerini incelemiştir. Çalışma, geleneksel plakalara kıyasla daha düşük yapısal kütle sunarak etkili bir çözüm önerisi ortaya koymuştur [5]. Anklesaria, MR SAT ve MRS SAT mikro uydularının yapısal analizlerini ve çevresel testlerini ele almıştır. Çalışmada sonlu elemanlar analizi (FEA) ve fiziksel testlerle model doğrulaması gerçekleştirilmiştir. Ayrıca, izogrit plakaların yapısal dayanıklılığı ve maliyet avantajları değerlendirilmiştir. Monokok yapılarla kıyaslandığında, izogrit plakaların daha düşük kütle ve maliyetle benzer dayanıklılık sağladığı görülmüştür [6].

Bu çalışmada, uydu yapısal panellerinin panel seviyesindeki doğal frekanslarının artırılmasıyla, sistem seviyesindeki doğal frekansın da yükseleceği öngörülmektedir. Zhou ve çalışma arkadaşları, gerinim mod şekilleri yöntemini kullanarak doğal frekansları optimize etmiş ve sertleştirici düzenlerini geliştirmiştir. Gerinim mod şekilleri yöntemi, kritik bölgeleri tespit ederek dinamik performansı artırmış ve hızlı, etkili tasarımlar için güçlü bir araç olarak öne çıkmıştır [7]. Stanford ve ekibi ise, takviyeli panellerin aeroelastik davranışını SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization) tabanlı optimizasyon yöntemiyle iyileştirmiştir. Bu yöntem, burkulma ve titreşim performansını artırırken mod değişimlerini önlemiş, böylece hafif ve yüksek performanslı tasarımlar elde edilmesini sağlamıştır [8]. Hardee ve arkadaşları, bilgisayar destekli tasarım (CAD) tabanlı parametrik modelleme kullanarak elastik katuların şekil optimizasyonunu gerçekleştirmiştir. Bu yöntem, tasarım değişkenlerini analiz ederek kütle azaltımı ve stres dağılımı sağlamayı başarmıştır. [9]. Chen ve arkadaşları, panellerin yerel frekansını "Kısıt Dönüşüm Yöntemi" ile optimize ederek, frekansı 22.504 Hz'den 60.77 Hz'e yükseltmeyi başarmıştır. Bu yöntem, mod sıralama sorunlarını ortadan kaldırarak ağırlık artışını sadece %0.07 ile

sınırlamış ve hesaplama maliyetlerini düşürmüştür. [10]. Feng ve arkadaşları, kabuk yapıların rijitliğini artırmak için B-spline tabanlı bir sertleştirici optimizasyon yöntemi geliştirmiştir. Bu yöntem, kıvrımlı geometriler için pürüzsüz ve yüksek performanslı tasarımlar elde edilmesini sağlamıştır. Ayrıca, açık ve kapalı kabuk yapılar için tasarım esnekliği sunmuştur [11]. Li ve arkadaşları, elektrostatik temizleyici panelleri için "Uyarlanabilir Büyüme Yöntemi"ni kullanarak %18,83 daha düşük gerinim enerjisi ve %4,66 daha yüksek birinci doğal frekans elde etmiştir. Optimizasyon süreci, statik ve dinamik performansı iyileştirerek yapı ağırlığını %3 azaltmıştır. Bu yöntem, malzeme israfını azaltmıştır [12]. Ma ve arkadaşları, homojenleştirme tabanlı jeneratif tasarım kullanarak panellerde katılık ve burkulma performansını artırmıştır. Sertleştirici yerleşimleri optimize edilerek %17 katılık artışı ve %35 burkulma yükü iyileştirmesi sağlanmıştır. [13]. Liu ve ark. tarafından geliştirilen iki aşamalı boyut optimizasyon yöntemi de deniz yapılarında kullanılan pruvallı sertleştiricilerin katılığını artırırken malzeme kullanımını optimize etmeyi hedefler [14]. He ve ark., sertleştirilmiş çelik levha perde duvarlarının katılığını artırmak için topoloji optimizasyonunu kullanarak daha yüksek yük taşıma kapasitesine ulaşmayı sağlar [15]. Benzer şekilde, Bakker ve ark. Sertleştirici düzeninin optimizasyonunun panel katılığını artırarak yapısal performansı iyileştirdiğini vurgulamaktadır [16]. Zhang ve arkadaşlarının yapmış oldukları çalışmada belirli bir modda daha yüksek modal gerinime sahip elemanlar, daha düşük modal gerinime sahip elemanlara göre katılığa çok daha fazla katkıda buldukları belirtmişlerdir [17].

Bu çalışmada, optimizasyon süreciyle birlikte ele alınan bir diğer konu, mikro uyduların gelişen pazarda rekabet gücünü artırabilmek için hızlı üretim süreçlerine sahip olmalarının sağlanmasıdır. Sandviç malzemeler, hafiflik ve yüksek dayanıklılık sağladıkları için genellikle uzay ve havacılık gibi endüstrilerde tercih edilir. Ancak, üretim sürecinde, malzeme katmanlarının farklı özelliklere sahip olmasından kaynaklanan deformasyonlar yapısal bütünlüğü etkiler. Bu tür deformasyonların analiz ederek, daha verimli üretim teknikleri ve tasarımların geliştirilmesi gereklidir. Sandviç panellerin ek parçalarının (insertler) doldurma işlemi sırasında meydana gelen hatalar, yapısal bütünlüğü ciddi şekilde etkileyebilir. Rodríguez-Ramírez ve meslektaşları, takviye yerleştirme sırasında ortaya çıkabilecek yerleştirme hatalarını veya yanlış montaj durumlarının yol açtığı hataları çalışmalarında yer vermişleridir [18].

Diğer taraftan eklemeli imalatın (EI) getirdiği avantajlar ve uydu yapılarında kullanımı öncelik konulu araştırmalardandır. Gaudenzi vd. çalışmasında, EI teknolojilerinin CubeSat tasarımı ve entegrasyonunda maliyet ve süreç avantajları sunduğu belirtilmiştir. Yenilikçi bir montaj stratejisi ile entegrasyon hızlanmış ve büyük uydu sınıflarına uygulanabilirlik vurgulanmıştır [19]. Zhang vd., çok işlevli panel yapıları geliştirerek mekanik, termal ve elektrik performansını artırmıştır. PEEK bazlı paneller, termal iletkenlikte %568 artış sağlamıştır. Bu tasarım, uzay uygulamalarında performans ve maliyet avantajı sunmaktadır [20]. Hurtado-Perez vd., topoloji optimizasyonu (TO) ve EI yöntemleriyle uydu yapılarında %50'ye varan kütle tasarrufu sağlamıştır. SIMP ve BESO (Binary Element Solid Isotropic Material with Penalization) gibi yöntemlerle mekanik özellikler optimize edilmiştir. [21]. Kief vd., küpsat duvarlarına entegre edilen elektronik bileşenlerle miniaturizasyonu sağlamıştır. Multi3D sistemiyle, radyasyon korumalı ve dayanıklı yapılar üretilmiştir. Yöntem, otomasyonla entegrasyonu

kolaylaştırmıştır [22]. Ferrari, sandviç panellerde topolojik optimizasyonla %30'a varan kütle tasarrufu sağlamıştır. Optimize edilmiş tasarımlar, yüksek performansı korumuş ve testlerle doğrulanmıştır [23]. EWI, Eİ'nin uzay uygulamalarında karmaşık geometriler, ağırlık tasarrufu ve maliyet düşürme avantajlarını vurgulamaktadır. LPBF yöntemi ve hata tespit teknolojileriyle üretim süreçleri optimize edilmiştir [24]. Kellett, doğrudan metal lazer sinterleme (DMLS) yöntemiyle üretilen hafif ve dayanıklı panellerin tasarımını açıklamaktadır. Monolitik üretimle maliyetler düşürülmüş ve üretim hızlanmıştır. Paneller, petek yapılaraya göre üstün performans sağlamıştır [25]. Aston vd., eklemeli imalatla modüler uydu yapıları geliştirmiştir. Paneller, termal yönetim ve radyasyon koruma gibi işlevleri birleştirmiştir. Tasarım esnekliği ve üretim verimliliği artırılmıştır [26].

Bu çalışmada, plakalarda kullanılan kütle azaltma yöntemleri ve optimizasyon çalışmaları incelenmiş ve bu çalışmalar doğrultusunda yeni bir yöntem geliştirilmiştir. Geliştirilen yöntemle, uydu mekanik alt yapısında kütle azaltma hedeflenmiştir. Metodun etkinliğini değerlendirebilmek için, ilk olarak alüminyum sandviç panel kullanarak bir uydu tasarımı yapılmış ve tasarlanan uydunun iç hacmi sabit tutularak optimizasyon çalışmaları gerçekleştirilmiştir.

Plaka üzerinde feder kullanılarak modal sertliğin artırılması amaçlanmıştır. Federlerin şekli, şekil optimizasyonu ile, dağılımı ise gerinim enerji dağılımına bağlı olarak boyut optimizasyonu ile belirlenmiştir. Bu sayede, hem kütle azaltma hem de yapısal dayanıklılık iyileştirilmiş, geliştirilen metodun verimliliği artırılmıştır.

Literatürde, paneller genellikle sistemden bağımsız olarak ele alınmakta ve sistemin sınır koşullarının dışında, sadece panellerin katılık değerleri artırılmaya çalışılmaktadır. Oysa bu çalışmada, sistemin kendi gereksinimlerine ve dinamiğine bağlı olarak, tüm sistemin katılık değerlerinin artırılması hedeflenmiştir. Bu yöntem, topoloji optimizasyonu gibi karmaşık analizleri, uzun ve detaylı süreçler yerine daha basit ve kısa bir şekilde ele almaktadır. Bu bakımdan, literatürdeki diğer çalışmalardan farklılık göstermektedir.

2 Metod ve material

2.1 Konsept uydunun geliştirilmesi

Çalışma sonunda, geliştirilen yöntemle tasarlanacak uydunun performansını değerlendirebilmek için, sandviç panelli uydu ile bir karşılaştırma yapılacaktır. Bu karşılaştırmayı yapabilmek amacıyla, fırlatıcı tarafından belirlenen 40Hz katılık gereksinimini sağlayan ve düşük kütleyle sahip bir uydu, sandviç paneller kullanılarak tasarlanmıştır. Bu çalışmada, sandviç panellerle tasarlanan uydu, kavramsal uydu olarak değerlendirilmiştir.

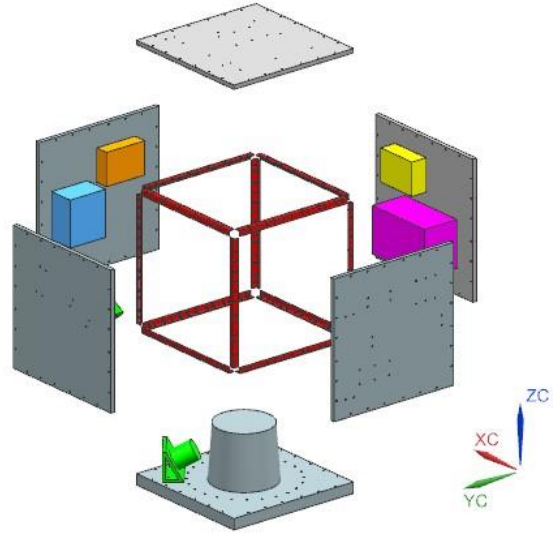
2.1.1 Uydu yerleşimi ve kütle bütçesi

Bu bölümde anlatılan çalışmanın amacı, mevcut tasarım koşulları ile istenilen fırlatıcı katılık gereksinimi olan 40Hz'e sahip, düşük kütleli bir uydu tasarlamaktır.

Uydu konfigürasyonu için yapılan ve uzaya gönderilen uydular incelenmiştir. İkebe ve arkadaşları, çalışmalarında ele aldıkları küçük uydu tasarımında, faydalı yük modülünün uydunun üst kısmında yer aldığını belirtmişlerdir. Bu sayede, faydalı yük ekipmanları ihtiyaç halinde uydunun üst kısmına istiflenebilir. Bu konseptin, faydalı yük ekipmanlarının kurulum kabiliyetini geliştirdiğini vurgulamışlardır. Yapmış oldukları uydu konsept

tasarımı, hem LEO (Düşük Dünya Yörüngesi) hem de GEO (Jeosenkron Yörünge) yörüngeleri için hizmet verebilir [27].

Bu çalışmada yalnızca Şekil 1'de verilen alt platform modellenmiş olup, üst platform için yalnızca analizlerde kütle eklenmiştir. Yapının temel bileşenleri, 6 panel ve 12 eşit uzunluktaki dirsekten oluşmaktadır. Dirsekler, panelleri birbirine bağlayarak yapı için bir iskelet işlevi görmektedir. Dirsekler, bu çalışmada optimizasyon sürecine dahil edilmemiştir. Alt panel, -Z ekseninde yer almakta olup, uydu ile fırlatıcı arasındaki montajı sağlayan uydu arayüz biriminin bağlantı noktalarına sahiptir.



Şekil 1. Uydunun alt sistem ekipmanları ve yerleşimi

Figure 1. Subsystems and layout of the satellite

Bu çalışma, tamamen yapılandırılmış bir uydu tasarımı sunmamaktadır. Bunun yerine, ölçeklenebilir uydu yapıları için mekanik alt sistem geliştirme metodolojisinin oluşturulmasına odaklanmaktadır. Ele alınan tasarım çalışmasında incelenen mevcut uydu mimarisi, fırlatıcı zarfı ile birlikte kullanılmak üzere, SLM (Seçici Lazer Ergitme) teknolojisi kullanılarak üretilmesi planlanan bir yapı üzerinde yoğunlaşmaktadır. Bu bağlamda, uydu yapısının boyutları için belirlenmiş ve bu ölçülere uygun makineler seçilmiştir. SLM@800 ve GE Additive Concept Laser X LINE 2000R gibi makineler, bu boyutlardaki bir plakayı tek parça olarak üretebilecek uygun cihazlar olarak belirlenmiştir.

2.1.2 Uydu yerleşimi ve kütle bütçesi

Bu bölümde, metod uydusunda bulunan görev yükü ve alt sistemlere ait ekipmanların nihai konfigürasyonları göz önünde bulundurularak oluşturulan kütle bütçesiyle ilgili değerler sunulmuştur.

Ele alınan alt sistemler; yörünge yönelim alt sistemi, haberleşme alt sistemi, güç alt sistemi, veri toplama alt sistemi ve itki alt sistemidir. Alt sistemlerdeki ekipmanlar arasında yalnızca 0.4 kg ve üzerindeki ekipmanlar modellenmiş, diğerleri ise yerleşim sağlanarak modelleme ve analize dâhil edilmemiştir. Toplam ekipman kütlesi 59 kg olarak belirlenmiştir. Her panelin taşıdığı ekipman ağırlığı ise Tablo 1'de verilmiştir. Burada, en fazla ekipman ağırlığı, uydunun üst panelinde bulunan Z panelinde yer alan kamerada bulunmaktadır. Hedeflenen uydu için taşıyacağı görev yükü 30 kg olarak belirlenmiştir.

Tablo 1. Ekipmanların paneller üzerine kütesel dağılımı
Table 1. Mass distribution of equipment on panels

Panel Adı	Taşıdığı ekipman (kg)
-Z panel	11.60
Z panel	32.53
-X panel	3.20
X panel	4.30
-Y panel	9.50
Y panel	8.33

Paneller, uydü iskeletini oluşturan dirsekler üzerine montaj edilmiştir. Uydü kütle dağılımı ve panellere gelen yüklerin değişmemesi için her iki uydü tasarımında da dirsekler ve ekipman yerleşimleri aynı şekilde korunmuştur.

Tablo 2 . Konsept uydüya ait sandviç panel ağırlıkları
Table 2. Sandwich panel weights of concept satellite

Panel	Bağlantı Bölge Sayısı	Bağlantı Bölge Ağırlığı	Toplam Bağlantı Bölge Ağırlığı	Bağlantı Bölgeleri ile birlikte Toplam Ağırlık (kg)
-Z Paneli	58	0.008	0.464	2.764
+Z Paneli	42	0.008	0.336	1.466
Y Paneli	32	0.008	0.256	1.906
-X Paneli	36	0.008	0.288	1.928
-Y Paneli	40	0.008	0.320	1.960
X Paneli	48.0	0.008	0.384	2.014
TOPLAM				12.038

Konsept uydüyü oluşturan paneller, fırlatıcıdan gelen yüklerle göre optimize edilmiştir ve sonuç olarak panellerin ağırlığı, Tablo 2'de verildiği gibi belirlenmiştir. Panellerle birlikte toplam ağırlık 72 kg olmuştur. Ekipman ağırlıklarının toplam kütleyle oranı, literatürde bulunan diğer ağırlık oranları ile kıyaslandığında, elde edilen mekanik mimarinin fırlatılan uydü kütle bütçeleri ile örtüştüğü görülmüştür [5].

2.1.3 Konsept uydü tasarımının katılık gereksiniminin doğrulanması

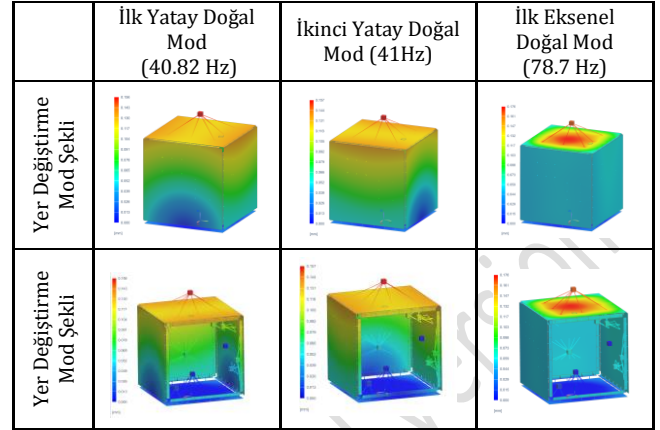
Bu çalışmada, ilk doğal frekans değeri hedef alınarak tasarım, belirlenen hedefe ulaşana kadar iyileştirilmiştir. Fırlatıcı tarafından belirlenen gereklilik sağlandığında, konsept tasarım doğrulanmış olacaktır. Benzer şekilde, Dawood ve arkadaşlarının çalışmalarında da doğal frekans, "yapısal tasarımın uyarlanması" süreci kapsamında hedef parametre olarak seçilmiştir [28].

Tüm uydü panelleri 2D sheel olarak modellenmiş PCOM malzeme atanmıştır. Tüm alt sistem ekipmanların kütleleri CONMASS elemanlar ile tanımlanmış ve ilgili panellerine RB2 elemanlar ile bağlanmıştır. Uydü panelleri dirseklere 6 noktadan RB2 elemanlar ile bağlanmıştır. Uydü tabanında -Z panelinde bulunan fırlatıcı ara yüz montaj noktalarında hareket tüm yönlerde kısıtlanmıştır.

Bu çalışmada hazırlanan tüm FEM modelleri Siemens Simcenter yazılımında hazırlanmış aynı yazılımda NX NASRAN çözücü kullanarak çözülmüştür.

Yapılan analizler sonucunda, Şekil 2'de görüldüğü gibi, ilk doğal frekans değeri 40.82 Hz olup, SpaceX tarafından belirlenen gereksinimi karşılamaktadır. 40.82 Hz doğal frekansına sahip, alüminyum sandviç panellerle tasarlanmış ve 30 kg'lık görev yükü ile 59 kg ekipman taşıyan mikro uydü, toplamda 72 kg'dır. Sandviç paneller kullanılarak oluşturulan tasarımda, doğal

frekansın en yüksek olduğu ve ağırlığın en düşük olduğu uydü mimarisi elde edilmiştir.



Şekil 2. Konsept uydü modal analiz sonuçları
Figure 2. Concept satellite modal analysis results

2.2 Optimizasyon metodunun geliştirilmesi

Sandviç yapıllı panellere sahip uydü tasarımlarında, panel seviyesinde yapılan çalışmalar genellikle uydü katılığını artıracak etkili çözümler sunmakla birlikte, çoğunlukla üretim süreçlerinde veya tasarımda önemli değişikliklere yol açmaktadır. Bu tür tasarımlarda, genellikle uydüya ek kesme panelleri, panel içerisine entegre edilen güçlendiriciler veya panel yüzeyine eklenen destekler gibi yöntemlerden yararlanılmaktadır. Ancak, bu değişiklikler genel olarak şunlara neden olmaktadır:

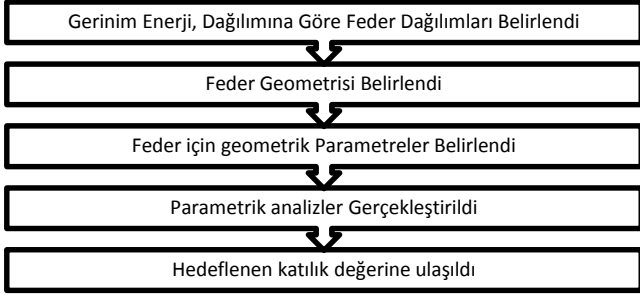
- Ekipman yerleşimini kısıtlamak,
- Uydü hacmini ve ağırlığını artırmak,
- Montaj ve üretim maliyetlerini yükseltmek.

Buna karşılık, bu çalışmada geliştirilen metod ile eklemeli imalatın sunduğu tasarım özgürlüğü kullanılarak, panel kalınlık ve malzeme yoğunluklarında bölgesel değişiklikler yapılarak optimum uydü geometrisi elde edilebilmektedir. Amacımız, hem sandviç panelli uydü yapısından daha düşük kütleli bir uydü yapısı elde etmek, hem de minör değişikliklerle artan gereksinimlere hızlı bir şekilde karşılık verebilecek bir optimizasyon metodu geliştirmektir. Literatürde, uydü yapılarında ve hava araçlarında kullanılan optimizasyon yöntemleri incelendiğinde, topoloji optimizasyonunun faydalı sonuçlar doğurduğu görülmüştür [29-30].

Mikro uydü gibi hacimce küçük ve nano uydülardan daha büyük uydülarda, topoloji optimizasyonunun uydü seviyesinde uygulanması, analiz süresi ve karmaşıklığı nedeniyle istenilen sonuçları elde etmek mümkün olmamıştır. Bu çalışmalardan farklı olarak, mikro uydü boyutunda bir optimizasyon çalışması için yeni bir metod geliştirilmiştir. Bu metodda, uydü sisteminin genel katılık değeri, panellerin bireysel katılık değerlerinin artırılmasıyla sağlanacaktır. Ancak, panellerin katılık seviyeleri, uydü sisteminin dinamik karakteristikleri göz önünde bulundurularak artırılabilecektir. Yani, uydü mimarisi bütünsel bir bakış açısıyla ele alınacak ve paneller arasındaki uyum, uydü sisteminin dinamik yapısına göre belirlenecektir.

Eklemeli imalatın sunduğu tasarım özgürlüğü, uydü sisteminin gerinim enerji dağılımıyla birleştirilerek, katılığa katkı sağlayan bölgelerde malzeme yoğun olarak bırakılacak, katılığın bulunmadığı bölgelerde ise boşluklar oluşturulacaktır. Bu sayede, hem yapısal dayanıklılık artırılabilecek hem de uydüya

daha düşük kütleli, verimli bir tasarım kazandırılacaktır. Uydunun gerinim enerjisi, uydunun dinamik seviyesini paneller bazında incelemeye olanak tanıyarak, her bir panelin ne kadar güçlendirilmesi gerektiği konusunda net bir anlayış sağlar. Bu yöntem, panellerin güçlendirilmesi gereken bölgelerini belirleyerek, uydunun tasarımı daha verimli ve dinamik karakteristiklere uygun hale getirilmesini sağlar. Bunun için aşağıdaki adımlar izlenmiştir.



Şekil 3. Optimizasyon adımları
Figure 3. Optimization steps

2.3 Metod uydunun geliştirilmesi

Bu çalışmada, konsept uydunun olarak tanımlanan uydunun optimizasyonu gerçekleştirilerek, benzer uydunun sınıflarında uygulanabilen optimizasyon metodolojisinin kütle kazancı gösterilecektir. Geliştirilen uydun, metod uydusu olarak adlandırılacaktır. Metod uydun, eklemeli imalat teknolojisinin sunduğu tasarım özgürlüğü kullanılarak ve gerinim enerji dağılımı dikkate alınarak belirlenen parametrelerle boyut optimizasyonu uygulanarak tasarlanacaktır. Bu yöntem, daha verimli ve düşük kütleli bir uydun tasarımı elde edilmesini sağlayacaktır.

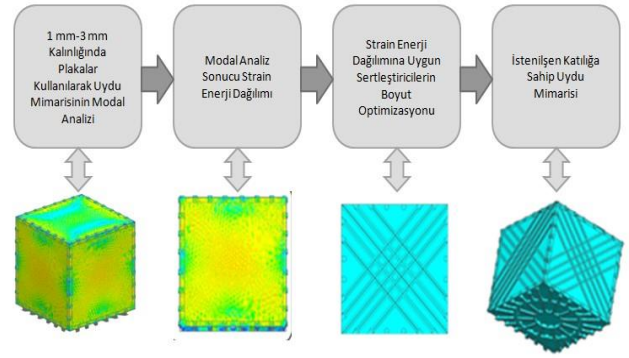
2.3.1 Gerinim enerji dağılımının ortaya çıkarılması

Panellerin tasarımları ve gereksinimleri, entegre edilen ekipmana bağlı olarak şekillenir. Ekipmanın varlığı, panel tasarımını doğrudan etkiler. Metod, basitten karmaşığa doğru geliştirilmek için ilk olarak, uydun ekipmansız bir şekilde, 1 mm ile 3 mm kalınlığında AlSiMg10 malzemesine sahip plakalar kullanılarak tasarlanır.

Ardından ikinci aşamada, uydun mimarisinin modal analizi gerçekleştirilir. Bu analiz, uydun yapısının doğal titreşim modlarını ve frekanslarını belirleyerek yapının titreşim davranışını anlamayı amaçlar. Bu adım, gerilmelerin yapının farklı bölgelerine nasıl dağıldığını ve hangi bölgelerin daha fazla zorlandığını gösterir.

Üçüncü aşamada, gerinim enerjisi dağılımı ve SLM üretimine uygun olarak federlerin boyutları optimize edilir. Optimizasyon yöntemleri ve gerinim enerji ilişkili parametrelerin belirlenmesi, çalışmanın ilerleyen bölümlerinde detaylı olarak ele alınacaktır.

Son olarak, tüm bu çalışmalar sonucunda istenilen katılığa sahip optimize edilmiş uydun mimarisi elde edilir. Bu süreç, uydun yapısının hem mekanik dayanıklılığını artırırken hem de titreşim ve gerilim davranışlarını optimize etmeyi sağlar



Şekil 4. Gerinim enerjiye göre uydun panellerine feder dağılımı
Figure 4. Stiffener distribution on satellite panels based on strain energy

2.3.2 Uygun feder dağılımının belirlenmesi

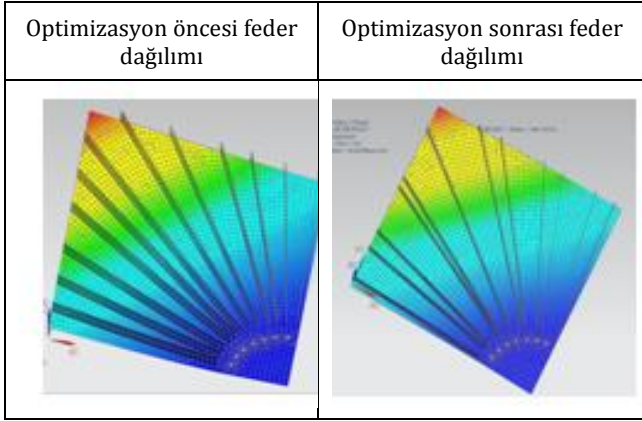
Gerinim enerji yaklaşımının topoloji optimizasyonu ile uyumluluğunu değerlendirmek amacıyla, sınır şartları belirgin olan alt panelde topoloji optimizasyonu yapılmıştır. Kütle kısıtlamasıyla ağırlık minimize edilip, hedeflenen ilk doğal frekansa ulaşılmaya çalışılmıştır

r. Sonuç olarak, aynı sınır şartlarında yapılan modal analiz ve gerinim enerji dağılımıyla karşılaştırılmıştır

Topoloji Optimizasyonu Sonucu Malzeme Dağılımı	Gerinim Enerjisi Dağılımı

Şekil 5. Topoloji ve gerinim enerji dağılımlarının kıyaslanması
Figure 5. Comparison of topology and strain energy distributions

Şekil 5, topoloji optimizasyonu sonucu malzeme dağılımı ve gerinim enerji yoğunluğu gösterilmektedir. Dağılım, ara yüz bölgesinden kenarlara doğru malzemenin azaldığını ve yüksek gerinim enerji yoğunluğu olan bölgelerin kritik olduğunu ortaya koymaktadır. Bu verilere dayanarak, feder dağılımları ara yüz bağlantı noktalarından panel bağlantı noktalarına doğru yerleştirilmiş, ara bölgelerde feder gereksinimi geometrik optimizasyonla belirlenmiştir.



Şekil 6.Feder dağılımı geometrik optimizasyon

Figure 6.Geometric optimization for rib distribution

Şekil 6 de, plakanın feder dağılımının optimizasyon öncesi ve sonrası durumlarını karşılaştırmaktadır. Optimizasyon öncesinde, federlerin panel kenarındaki mesafeleri 9° derecelik eşit aralıklarla düzenlenmiş, bu da üretim ve tasarım açısından basit ve simetrik bir yapı sağlasa da, doğal frekansı artırma açısından ideal bir çözüm sunmamaktadır. Geometrik optimizasyonda, feder dağılımı açisal olarak 4° ile 15° arasında dağılacak şekilde parametrik bir denklem kurulmuş ve bu parametreler NX Simcenter yazılımının Geometrik Optimizasyon modeli kullanılarak eş zamanlı çözülmüştür. Hedef olarak yapısal modelin ilk doğal frekansı, kısıt olarak ise panel kütlesi kullanılmıştır.

Amaç, toplam kütleyi $f_{doğal}(\alpha)$ 'yı maksimize etmektir. Bu nedenle:

$$\max f_{doğal}(\alpha)$$

Burada:

$f_{doğal}(\alpha)$: α tasarım parametresine yani federler arasındaki açığa bağlı doğal frekans değeridir.

Kısıt ise $M(\alpha)$ dır ve mevcut durumdan daha az veya aynı olmalıdır.

$$M(\alpha) \leq M_{hedef}$$

Geometrik parametreler belirlenen sınırlar içerisinde olmalıdır.

$$4 \leq \alpha \leq 15$$

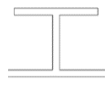

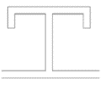
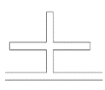
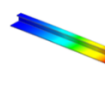
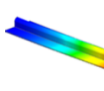
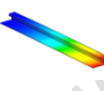
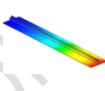
Optimizasyon sonrasında, federlerin belirli bölgelere yaklaştığı ve daha stratejik bir şekilde konumlandırıldığı gözlemlenmektedir. Bu düzenlemenin amacı, aynı küttele doğal frekansı maksimum seviyeye çıkarmaktır.

2.3.3 Uygun feder şeklinin belirlenmesi

Feder dağılımı belirlendikten sonra sertleştiricilerin geometrik özelliklerinin seçimi incelendi. Federlerin kesiti belirlenirken öncelikle şekil optimizasyonu yapıldı. Bunun için farklı kesitlere sahip modeller geliştirildi ve uzunlukları sabit olan bir plaka üzerine modellendi. Burada plaka boyutları sabit tutuldu ve her bir kesit için kalınlık parametreleri verildi.

Tablo 3. Feder kesit şeklinin belirlenmesi

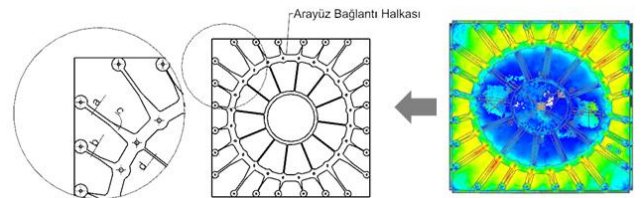
Table 3.Determination of stiffener cross-section shape

	Kesit 1	Kesit 2	Kesit 3	Kesit 4
Şekil				
İlk Mod Şekil Değiş-tirme				
İlk Doğal Mod Frekansı (Hz)	160	138	162	95
Kütlesi (kg)	0.047	0.050	0.050	0.047

Yükseklikleri aynı olan farklı kesitlere sahip feder alternatifleri doğal frekans değerleri ve ağırlıkları arasında bir değerlendirme yapıldı. Tablo 4'te ele alınan bazı farklı kesit geometrilerinin mekanik özelliklerini karşılaştırmak için hazırlanmıştır. Her kesit için şekil, doğal frekans, yer değiştirme ve kütle değerleri sunulmuştur. Birinci kesit 160 Hz'lik bir doğal frekansa sahip olup 0.047 kg ağırlığındadır. İkinci kesit ise 138 Hz doğal frekansa ve 0.05 kg ağırlığa sahiptir. Üçüncü kesit, 162 Hz ile en yüksek doğal frekansa ulaşırken 0.05 kg ağırlığındadır. Son olarak, dördüncü kesit (artı kesit) 95 Hz doğal frekans ve 0.047 kg ağırlık ile en düşük frekansa sahiptir. Bu karşılaştırmalar, feder tasarımında hem dinamik performansı hem de kütle verimliliğini optimize etmek için kesit 1 tercih edilmiştir.

Bundan sonraki adımlarda Feder kesiti ve panel üzerindeki feder dağılımına bağlı kalınarak panel geometrisi hazırlandı.

Boyut optimizasyonunda parametre olarak tanımlanacak bölgeler gerinim enerji dağılımına göre belirlendi. Örneğin Şekil 7'de ara yüz bağlantı halkasının bulunduğu bölgede yoğun bir gerinim enerjisi olduğu fakat kenarlara gidildikçe bu yoğunluğun azaldığı görülmektedir. Panel geometrisi üzerinde ara yüz bağlantı bölgesine yakın alanlarda bulunan feder kalınlığı (a) değeri (c) açısına bağlı olarak artırıldı. Kalınlık artışı ile birlikte istenilen doğal frekansa ulaşılırken hedeflenen kütleden uzaklaşıldı. Bu sebeple gerinim değeri düşük olan bölgelerden de azaltma yapıldı. Örneğin ara yüz bağlantı halkasının içerisinde kalan alanda feder sayısı ve feder kalınlığı azaltıldı.

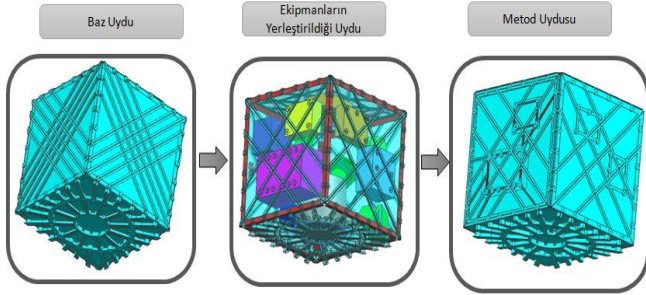


Şekil 7. Alt panel gerinim enerji dağılımı

Figure 7. Bottom panel strain energy distribution

2.3.4 Ekipmanların yerleştirilmesi ve ekipmanlar için güçlendirme

Şekil 4'de da gösterildiği gibi ilk aşamada, uydunun temel yapısını ve taşıyıcı panellerin ve panel riplerinin belirlendiği uydu modellenir. Bu yapı, şekil 8'deki gibi diğer ekipmanların entegre edilebilmesi için bir temel oluşturur. İkinci aşama olan uydunun görevini yerine getirebilmesi için gerekli olan alt sistem ekipmanların entegrasyonunu gerçekleştirilir. Son aşamada tüm ekipmanların yerleştirilmesi ile gerekli olan federle eklenir ve operasyonel görevine hazır nihai uyduyu tasarımı ortaya çıkar. Ekipmanlar daha önce konsept tasarımda belirlenen bölgelere yerleştirilmiştir.



Şekil 8. Metod Uydu Alt Sistem Ekipmanlarının Yerleştirilmesi
Figure 8. Method for placement of satellite subsystem equipment

Sonuç olarak tasarlanan metod uydu, çalışma başında aynı iç hacme sahip alüminyum sandviç panelli yapı ile karşılaştırıldı. Tablo 4 'te her bir panelin başlangıçtaki ağırlık ve kalınlık değerleri ile optimizasyon sonrası değerleri karşılaştırılmıştır. Örneğin, -Z paneli başlangıçta 2.8 kg ağırlığa ve 42 mm kalınlığa sahipken, optimizasyon sonrasında ağırlığı 2.7 kg'a ve kalınlığı 18 mm'ye düşürülmüştür. Buradaki kalınlık düşüşü sayesinde iç hacim artma olmuştur. Hem ağırlık azaltılmış hem de iç hacim genişletilmiştir. Tüm panellerde %57 ila %64 arasında kalınlık, %2 ila %37 arasında ağırlık tasarrufu sağlanmıştır. Bu sonuçlar, uydu tasarımında hem ağırlık hem de boyutsal verimliliği artırarak fırlatma maliyetlerini azaltma ve yapısal performansı iyileştirme hedeflerini desteklemektedir.

Tablo 4. Optimizasyon sonrası kütle ve panel kalınlığı karşılaştırma

Table 4. Comparison of mass and panel thickness after optimization

Panel Adı	Sandviç Panel Kütle (kg)	Sandviç Panel Kalınlığı (mm)	Eİ Panel Kütle (kg)	Eİ Panel Kalınlık (mm)	% kg	% mm
-Z Paneli	2.8	42	2.7	18	2	57
+Z Paneli	1.5	25	1.4	10	5	60
Y Paneli	1.9	22	1.2	8	37	64
-X Paneli	1.9	22	1.3	8	33	64
-Y Paneli	2.0	22	1.3	8	34	64
X Paneli	2.0	22	1.3	8	35	64

3 Sonuçlar

Bu çalışmada, plakalarda kullanılan kütle azaltma yöntemleri ve optimizasyon çalışmaları incelenmiş, ve bu çalışmalar doğrultusunda yeni bir metod geliştirilmiştir. Geliştirilen metod ile uydu mekanik alt yapısında kütle azaltılması hedeflenmiştir. Tasarım süreci, alüminyum sandviç panellerle yapılan bir uydu tasarımının iç hacmi sabit tutularak optimize edilmesiyle başlamıştır.

Plaka üzerindeki federlerin şekli şekil optimizasyonu ve dağılımı ise gerinim enerji dağılımına bağlı boyut optimizasyonu kullanılarak belirlenmiştir. Sonuçlar, şu şekilde özetlenebilir:

- Eklemeli imalatla optimize edilen uydu panelleri, sandviç panelli yapılarla karşılaştırıldığında, uydu birincil yapısında %20 ağırlık azalması sağlamaktadır. Literatürde, daha fazla ağırlık azaltımı sağlayan optimizasyon yöntemleri bulunmaktadır. Bu çalışmanın farkı, literatürdeki ağırlık azaltımlarının alüminyum plaka parçalarına yönelik olmasıdır; sandviç panelli yapı ile doğrudan bir kıyaslama yapılmamıştır.
- Gerinim enerjisi dağılımına dayalı boyut optimizasyonu, basit geometrilerle izotropik bir yapının korunmasını sağlamış ve karmaşık analitik yöntemlere ihtiyaç duyulmadan hesaplamaların yapılmasına olanak tanımıştır. Sandviç paneller veya kafes yapıları gibi yapılarda, düzgün geometrilerin olmaması nedeniyle analiz ve hesaplama süreçleri genellikle karmaşık ve zaman alıcıdır. Bu tür yapılar, farklı malzemelerin bir arada kullanılması ve heterojen yapıların analizi gerektirdiğinden, hesaplamalar homojenizasyon yöntemleri veya özel simülasyonlarla desteklenmelidir.
- Eklemeli imalatla tasarlanan paneller, sandviç panellerle yapılan kavramsal uyduya kıyasla daha kısa üretim süresi ve süreci gerektirir. Standart bir uydu sandviç panel üretiminde, levha, çekirdek malzemesi, levha-çekirdek yapıştırıcısı, dolgu malzemesi ve insert gibi en az beş farklı malzeme kullanılır. Bu malzemelerin her birinin kendine özgü tedarik ve depolama şartları ile son kullanma tarihleri bulunmaktadır. Eklemeli imalat yöntemi, sandviç panellerle yapılan uydu üretimine kıyasla daha kısa üretim süreleri ve daha basit süreçler sunar. Daha az malzeme ve tedarik yönetimi gerektirdiğinden, üretim sürecini hızlandırır, maliyetleri düşürür ve iş gücü verimliliğini artırır. Ayrıca, özel tedarik koşulları ve saklama gereksinimlerinin ortadan kalkması, üretim süreçlerini daha esnek ve verimli hale getirir.
- Çalışma sonucunda elde edilen geometride bağlantı noktaları panel ile tek parça halinde üretilmektedir. Bağlantı noktalarında eklemeli imalat yönteminde, özel bir proses veya dolgu malzemesi kullanılmaması, sandviç panellerde sıklıkla karşılaşılan beklenmeyen üretim hatalarını bu tasarımda ortadan kaldırılmaktadır. Sandviç panellerin üretiminde kullanılan insertler, karmaşık bir üretim sürecine sahiptir. Bu süreçte, insertlerin dolgu malzemesiyle uygun şekilde birleştirilmesi için hassas işlemler gerekmektedir. Ancak, bu hassasiyetin sağlanamadığı durumlarda dolgu malzemesinin tam oturmaması veya insert yapısında boşluklar oluşması gibi

problemler ortaya çıkabilir. Bu boşluklu yapılar, yük altında beklenenden daha yüksek gerilmeler yaratarak bağlantı noktalarının dayanımını önemli ölçüde azaltabilir.

- Tasarlanan paneller, basit ve temizlenebilir geometrilere sahip olduğundan, üretim sonrası özel temizlik işlemlerine gerek kalmadan uydu yapısında doğrudan kullanılabilir. Literatürde, panellerle ilgili çeşitli kafes çalışmaları bulunmaktadır. Ancak, kafes tasarımlarında kafesler arasında kalan toz parçacıkları, uydu parçaları için belirlenen temizlik standartlarına uyum sağlamaz. Bu nedenle, bu bölgelerin özel temizlik süreçleriyle toz ve diğer partiküllerden arındırılması gerekmektedir. Kafes sistemlerinde ince cidarlar bulunduğu için, temizlik işlemi sırasında yapısal hasar riski göz önünde bulundurularak oldukça hassas yöntemler kullanılmalıdır. Bu durum, üretim sürecine ekstra zorluklar ve maliyetler getirmektedir. Ancak ele alınan ve sonuçlandırılan bu tasarımda, temizlenmesi zor bölgeler veya hassas bir temizlik gereksinimi bulunmamaktadır. Bu sayede, temizlik süreçleri basitleştirilmiş ve üretim sonrası işlemler kolaylaştırılmıştır.

4 Conclusions

In this study, mass reduction methods and optimization studies for plates were examined, and a new method was developed based on these studies. The developed method aims to reduce the mass in the mechanical infrastructure of satellites. The design process began by optimizing the internal volume of a satellite made with aluminum sandwich panels while keeping the internal volume constant.

The shape and distribution of stiffeners on the plate were determined using shape optimization and size optimization based on strain energy distribution. The results can be summarized as follows:

- Satellite panels optimized with additive manufacturing achieve a 20% weight reduction in the satellite's primary structure compared to structures with sandwich panels. While there are optimization methods in the literature that provide greater weight reductions, the difference lies in the focus of this study. Existing weight reduction studies are mainly directed at aluminum plate components and do not involve a direct comparison with sandwich panel structures.
- Size optimization based on strain energy distribution enabled maintaining an isotropic structure with simple geometries and allowed calculations without relying on complex analytical methods. In contrast, structures such as sandwich panels or lattice systems lack regular geometries, making their analysis and calculations more complex and time-consuming. These structures require the use of homogenization methods or specialized simulations due to the involvement of multiple materials and heterogeneous structures.
- Panels designed with additive manufacturing require shorter production times and simpler processes compared to conceptual satellites built with sandwich panels. In the standard production of satellite

sandwich panels, at least five different materials are used, including the sheet, core material, sheet-core adhesive, filler material, and inserts. Each of these materials has unique procurement, storage conditions, and expiration dates. Additive manufacturing simplifies this process by reducing the number of materials and supply management needs, thereby accelerating production, lowering costs, and improving workforce efficiency. Additionally, eliminating special storage and supply requirements makes production processes more flexible and efficient.

- In the final geometry obtained from this study, connection points are produced integrally with the panel. In additive manufacturing, the absence of special processes or filler materials at connection points eliminates the unexpected production errors commonly encountered in sandwich panels. The production of sandwich panels requires precise processes for combining inserts with filler materials. When this precision is not achieved, issues such as improper filler placement or voids in the insert structure can arise. These voids can lead to higher-than-expected stresses under load, significantly reducing the strength of connection points.
- The designed panels feature simple and cleanable geometries, allowing them to be used directly in satellite structures without requiring special post-production cleaning processes. The literature includes various studies on lattice designs for panels. However, particles trapped between lattices may fail to meet the cleanliness standards required for satellite components. Consequently, these areas require special cleaning processes to remove dust and other particulates. Lattice systems, with their thin walls, necessitate highly sensitive cleaning methods to avoid structural damage, adding complexity and cost to the production process. Conversely, the presented design eliminates hard-to-clean areas or delicate cleaning requirements, simplifying cleaning processes and streamlining post-production operations.

5 Etik kurul onayı ve çıkar çatışması beyanı

Hazırlanan makalede etik kurul izni alınmasına gerek yoktur.

Hazırlanan makalede herhangi bir kişi/kurum ile çıkar çatışması bulunmamaktadır.

6 Yazar katkı beyanı

Gerçekleştirilen çalışmada Yazar 1 fikrin oluşması, tasarımın ve analizlerin yapılması ve literatür taraması başlıklarında; Yazar 2 elde edilen sonuçların değerlendirilmesi, kullanılan sonuçların incelenmesi ve yorumlanması, yazım denetimi ve içerik açısından makalenin kontrol edilmesi başlıklarında katkı sunmuşlardır.

7 Kaynaklar

- [1] SpaceX. *Rideshare mission search: Orbit classification, launch date, and payload mass*. [https://rideshare.spacex.com/search.\(02.2024\)](https://rideshare.spacex.com/search.(02.2024))
- [2] SpaceX. *Rideshare Payload User's Guide*. Version 9, [n.d.]. Retrieved December 2023.

- [3] Sedighi, M., Mohammadi, M. "On the static and dynamic analysis of a small satellite (MESBAH)". *Acta Astronautica*, 52(9–12), 1007–1012, 2003.
- [4] Baiomy, A. M., Kassab, M., Mohamed, R., El-Sehily, B. M., El-Kady, R. M. "Effect of perforation patterns on the fundamental natural frequency of microsatellite structure". *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*, 10(3), 223–243, 2023.
- [5] Ravanbakhsh, A., & Franchini, S. (2010, June). Preliminary structural sizing of a modular microsatellite based on system engineering considerations. Paper presented at the Third International Conference on Multidisciplinary Design Optimization and Applications, Paris, France.
- [6] Anklesaria, Y. H. (2012). Structural analysis of microsatellites (Master's thesis). Missouri University of Science and Technology. Retrieved from https://scholarsmine.mst.edu/masters_theses/5198
- [7] Zhou, Y., Wu, S., Trisovic, N., Fei, Q., & Tan, Z. (2016). Modal strain based method for dynamic design of plate-like structures. *Shock and Vibration*, 2016, Article ID 2050627, 10 pages. <https://doi.org/10.1155/2016/2050627>
- [8] Stanford, B., Beran, P., & Bhatia, M. (2013). Aeroelastic topology optimization of blade-stiffened panels. *54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Boston, MA. <https://doi.org/10.2514/6.2013-1871>
- [9] Hardee, E., Chang, K.-H., Tu, J., Choi, K. K., Grindeanu, I., & Yu, X. (1999). A CAD-based design parameterization for shape optimization of elastic solids. *Advances in Engineering Software*, 30(3), 185–199. [https://doi.org/10.1016/S0965-9978\(98\)00065-9](https://doi.org/10.1016/S0965-9978(98)00065-9)
- [10] Chen, S., Dai, Z., Shi, W., Liu, Y., & Li, J. (2021). Local modal frequency improvement with optimal stiffener by constraints transformation method. *Applied Sciences*, 11(22), 11072. <https://doi.org/10.3390/app112211072>
- [11] Feng, S., Zhang, W., Meng, L., Xu, Z., & Chen, L. (2021). Stiffener layout optimization of shell structures with B-spline parameterization method. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 63, 987–1003. <https://doi.org/10.1007/s00158-021-02873-8>
- [12] Li, L., Liu, C., Zhang, W., Du, Z., & Guo, X. (2021). Combined model-based topology optimization of stiffened plate structures via MMC approach. *International Journal of Mechanical Sciences*, 208, 106682. <https://doi.org/10.1016/j.ijmecsci.2021.106682>
- [13] Ma, X., Wang, F., Aage, N., Tian, K., Hao, P., & Wang, B. (2021). Generative design of stiffened plates based on homogenization method. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 64, 3951–3969. <https://doi.org/10.1007/s00158-021-03070-3>
- [14] Liu, J., Zhao, Q., Chen, H. "A two-stage size optimization method for stiffened panels in marine structures". *Ocean Engineering*, 181, 102–115, 2019.
- [15] He, T., Xu, W., Li, J. "Topology optimization for stiffened steel plate shear walls to enhance load-bearing capacity". *Structural Optimization Journal*, 25(3), 456–472, 2023.
- [16] Bakker, F., Smit, R., van der Heijden, A. "Stiffener arrangement optimization for improved panel stiffness and structural performance". *Engineering Structures*, 233, 111921, 2021.
- [17] Zhang, X., Zhou, H., Shi, W., Zeng, F., Zeng, H., Chen, G. "Vibration tests of 3D printed satellite structure made of lattice sandwich panels". *AIAA Journal*, 1–5, 2018.
- [18] Rodríguez-Ramírez, J. D., Castanié, B., Bouvet, C. "On the potting failure of inserts for sandwich panels: Review of defects and experimental analysis". *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, [n.d.].
- [19] Gaudenzi, P., Atek, S., Cardini, V., Eugeni, M., Graterol Nisi, G., Lampani, L., Pasquali, M., & Pollice, L. (2018). Revisiting the configuration of small satellites structures in the framework of 3D additive manufacturing. *Acta Astronautica*, 145, 196–203. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.01.036>
- [20] Zhang, Y., Zhang, G., Qiao, J., & Li, L. (2023). Design and In Situ Additive Manufacturing of Multifunctional Structures. *Engineering*, 28, 58–68. <https://doi.org/10.1016/j.eng.2022.11.009>
- [21] Hurtado-Pérez, A. B., Pablo-Sotelo, A. d. J., Ramírez-López, F., Hernández-Gómez, J. J., & Mata-Rivera, M. F. (2023). On Topology Optimisation Methods and Additive Manufacture for Satellite Structures: A Review. *Aerospace*, 10(12), 1025. <https://doi.org/10.3390/aerospace10121025>
- [22] Kief, C. J., Aarestad, J., MacDonald, E., Shemelya, C., Roberson, D., Wicker, R., Kwas, A. M., Zemba, M., Avery, K., Netzer, R., & Kemp, W. (2014). Printing Multi-Functionality: Additive Manufacturing for CubeSats. *AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition*. <https://doi.org/10.2514/6.2014-4193>
- [23] Ferrari, M. (2015). Structurally Optimized and Additively Manufactured Inserts for Sandwich Panels of Spacecraft Structures. Master's Thesis, ETH Zurich. <https://doi.org/10.3929/ethz-a-010607288>
- [24] EWI. (2014). Advancing Additive Manufacturing in Aerospace. Retrieved from EWI. (2014). Advancing Additive Manufacturing in Aerospace. Retrieved from <https://ewi.org/>
- [25] Kellett, S. (2022). Lightweight stiffened panels made using additive manufacturing techniques. *United States Patent Application Publication*, US20220048109A1. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.01.036>
- [26] Aston, R. W., Joe, C. D., Hastings, N. M., Schoenborn, N. D., Zilz, R. E., & Sharma, A. (2021). Additively manufactured satellite. *United States Patent Application Publication*, US20210354859A1. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.01.036>
- [27] Ikebe-cho, Tsuzuki-ku, Yokohama. *Development of versatile small satellite*. Yokohama, Japan: Ikebe-cho, [
- [28] Dawood, A. D. S., Harithuddin, A. S. M., Harmin, M. Y. *Modal analysis of conceptual microsatellite design employing perforated structural components for mass reduction*.
- [29] Kayacan, M. Y., & Alshihabi, M. (2024). Adaptive topology optimization for additive manufacturing in aerospace applications. *Pamukkale University Journal of Engineering Sciences*, 30(2), 145–154.
- [30] Alfayez, J. A., Mejjaoui, S. "3 Unit Cube-Sat mass reduction using topology optimization". *International Journal of Engineering and Technology*, 13(2), 123–131, 2021.