

AFET VE ACİL DURUMLARDA KULLANILMAK ÜZERE GELİŞTİRLEN GRİPPER MEKANİZMALI HEXACOPTER YAPISINDAKİ HAVA ARACININ TASARIMI VE ANALİZİ

Muhammet Aydın METİN*

Kenan ŞENTÜRK**

Alınma: 14.02.2025 ; düzeltme: 30.07.2025 ; kabul: 07.08.2025

Öz: Gelişen teknolojiyle birlikte insansız hava araçları sivil ve askeri alanlarda çeşitli görevlerde yaygın şekilde kullanılmaya başlanmıştır. Özellikle afet yönetimi ve acil durumlarda, hayati öneme sahip ekipmanların hızlı ve güvenilir bir şekilde ulaştırılması çok önemlidir. Bu çalışma, acil durum ve afet yönetimi için optimize edilmiş bir gripper mekanizmalı hexacopter yapısındaki hava aracının tasarımı ve bu tasarımın statik analizine odaklanmaktadır. Hexacopter yapısındaki hava aracının tasarımında karbon fiber malzeme ve eklemeli imalat yöntemleri kullanılarak hem dayanıklı hem de maliyet etkin bir çözüm sunulmuştur. İnsansız hava aracına monte edilen gripper mekanizması ise, ilk yardım ekipmanları gibi yüklerin taşınması için tasarlanmış ve optimize edilmiştir. Bu makale, söz konusu tasarımın teorik temellerini, tasarım süreçlerini ve sonlu elemanlar metodu kullanılarak yapılan statik analizi ele almaktadır.

Anahtar Kelimeler: Hexacopter, İnsansız hava aracı, Tasarım, Statik analiz

Design and Analysis of a Hexacopter-Shaped Unmanned Aerial Vehicle with a Gripper Mechanism Developed for Use in Disaster and Emergency Cases

Abstract: With the developing technology, unmanned aerial vehicles have been widely used in various missions in civil and military fields. Especially in disaster management and emergency situations, it is very important to deliver vital equipment quickly and reliably. This study focuses on the design and static analysis of a hexacopter shaped aerial vehicle with a gripper mechanism optimized for emergency and disaster management. In the design of the hexacopter shaped aerial vehicle, carbon fiber material and additive manufacturing methods are used to provide a durable and cost-effective solution. The gripper mechanism mounted on the unmanned aerial vehicle is designed and optimized for carrying loads such as first aid equipment. This article discusses the theoretical basis of the design, design processes and static analysis using the finite element method.

Keywords: Hexacopter, Unmanned aerial vehicle, Design, Static analysis

* İstanbul Nişantaşı Üniversitesi, Meslek Yüksekokulu, Elektronik ve Otomasyon Bölümü, Mekatronik Programı, Kağıthane, İstanbul

** İstanbul Gelişim Üniversitesi, Mühendislik ve Mimarlık Fakültesi, Mekatronik Mühendisliği Bölümü, Avcılar, İstanbul

İletişim Yazarı: Muhammet Aydın METİN (muhammet.aydin@nisantasi.edu.tr)

1. GİRİŞ

İnsansız Hava Aracı (İHA), içinde pilot olmadan GPS (Global Positioning System) kontrolüyle otomatik olarak uçabilen hava araçları olarak tanımlanmaktadır. Günümüzde İHA'lar, ya yerdeki bir pilot tarafından uzaktan kumandayla kontrol edilerek ya da önceden yüklenmiş bir uçuş programına göre otonom olarak görev icra edebilmektedir. Bu hava araçları genel olarak teknik özelliklerine (ağırlıkları, yakıt veya enerji kaynakları, kanat yapıları, otomatik ya da uzaktan kumandalı olmaları gibi) ve kullanım amaçlarına göre sınıflandırılabilirler. İHA'lar askeri (keşif, silahlandırma, saldırı vb.) veya sivil (hobi, bilimsel, ticari) amaçlarla kullanılmaktadır (Kahveci ve Can, 2017). Ayrıca İHA'lar, yol trafiğinin gerçek zamanlı izlenmesi, kablosuz kapsama alanı sağlanması, uzaktan algılama, arama ve kurtarma operasyonları, mal teslimatı, güvenlik ve gözetleme, hassas tarım ve sivil altyapı denetimi için kullanılmaktadır (Yiğit ve diğ., 2018). İnsansız Hava Araçları, görev kabiliyetleri ve amaçlarına bağlı olarak farklı boyut, şekil ve ağırlıklarda tasarlanabilirler. Genellikle algılayıcı sistem olarak kameralar taşıyıcılar da çeşitli ölçümler yapabilen sensörlerle de donatılabilirler (Avdan ve diğ., 2014). İHA'lara entegre edilebilen kamera türleri arasında standart fotoğraf makineleri, termal kameralar, stereo engel kameraları ve optik yakınlaştırma özellikli kameralar yer almaktadır. İHA'ların görevlerini başarıyla yerine getirebilmesi ve pilot tarafından verilen komutları uygulayabilmesi için bir uçuş kontrol ünitesine sahip olmaları gerekmektedir. Uçuş kontrol ünitesi, diğer yardımcı uçuş sensörlerinden gelen verileri kullanarak görevini güvenli bir şekilde tamamlar (Villi ve Yakar, 2022). Literatürde yapılan sınıflandırma çalışmalarında, farklı parametrelere dayalı çeşitli sınıflandırmaların bulunduğu gözlemlenmektedir. Her bir çalışma, o çalışmanın ihtiyaçları ve kullanılan parametreler doğrultusunda şekillendirilmiş çok sayıda sınıflandırmaya sahiptir. Bu sınıflandırmalar hava aracının kullanım alanına göre, kalkış iniş tipine göre, yakıt sistemine göre, kanat tipine göre ve uçuş irtifasına göre yapılabilmektedir (Yiğit ve diğ., 2018).

İHA'lara görevlerine göre çeşitli özellikler eklenmiştir. Bunlar arasında döner kanat, sabit kanat ve dikey kalkış ve iniş (VTOL, Vertical Take-Off and Landing) gibi özellikler sayılabilir. Bu çeşitlendirme, İHA'ların boyut ve tasarımında değişikliklere yol açmaktadır. İHA kontrol modları genel olarak Manual Mode, Autotune Mode ve Auto Mode olarak sınıflandırılabilir. Manual Mode, hava aracının doğrudan kullanıcı tarafından kontrol edildiği modudur. Autotune Mode ise PID (Proportional Integral Derivative, Oransal-İntegral-Türevsel) kontrolcüler aracılığıyla İHA'nın havada herhangi bir müdahale olmadan kendini ayarladığı bir modudur. Auto Mode ise haritadan belirlenen konumlar ve irtifa bilgisi doğrultusunda İHA'nın tamamen otonom olarak hareket ettiği modudur (Erkut ve diğ., 2023). İnsansız hava araçlarının kullanımının yaygınlaşmasıyla birlikte, görüntü işleme ve yapay zekâ uygulamaları bu sistemlerle entegre bir şekilde kullanılmaya başlanmıştır. Yapay zekâ, karmaşık verileri çeşitli yöntemlerle analiz edip anlamlandırarak daha anlaşılır hale getirir ve edindiği tecrübelerle kendini sürekli olarak geliştirir. (Aksoy ve diğ., 2021). İHA'ların donanımlar için gerçekleştirdiği veya gerçekleştirmesi planlanan görevler, İHA'ların sınıfına ve sahip oldukları dahili/harici sistemler ile sensörlere bağlı olarak farklılık göstermektedir. İHA'lar keşif gözetleme, deniz güvenliği, sınır hattının kontrolü, amfibi harekât birliklerine direkt/endirekt destek ve denizde insan kaçakçılığının tespiti görevlerini icra etmektedir (Korkmaz, 2020). İnsansız hava araçları, ağaç dikimi için de kullanılabilir. DroneSeed ve BioCarbon Engineering gibi şirketler, havadan ağaç ekimi yapabilen İHA'lar geliştirmiştir. Bu İHA'lar, üzerlerine monte edilen özel sistemlerle yaklaşık 300 tohum kapsülü taşıyabilmekte ve bu kapsülleri toprağa doğru fırlatarak, yaklaşık 18 dakika gibi kısa bir sürede bir hektarlık alanı ağaçlandırabilmektedir. (Aras, 2021). Yer üstü madencilik faaliyetlerinde, yıllık üretimler önceden planlanarak projelendirilmekte ve raporlanmaktadır. Yıllık üretim planlarının ölçekli haritalarla gösterilmesi, tasarım planlarının haritalar üzerinde detaylandırılması ve sürekli değişen maden ocağı tasarımlarının güncellenmesi, geleneksel yöntemlerle zaman alıcı, zahmetli ve düşük hassasiyetli olabilir. İnsansız hava araçları ile

gerçekleştirilen uçuşlar sayesinde, 10 hektarlık bir alan sadece 15 dakika içinde fotoğraflanabilmektedir (Kekeç ve diğ., 2018). Sağlık alanında drone teknolojisi, defibrilatörler, aşılar, kan örnekleri ve ilaçların, kara yolu ile erişimin zor olduğu bölgelere otonom bir şekilde GPS (Global Positioning System, Küresel Konumlama Sistemi) ve çeşitli sensörler kullanarak ulaştırılmasını sağlamaktadır (Scott ve Scott, 2017). Afet yönetim sisteminin verimliliğini artıran önemli faktörlerden biri, afet dağıtım merkezlerinin doğru bir şekilde konumlandırılmasıdır. Dağıtım merkezlerinin stratejik olarak planlanması, afet sonrası ihtiyaç duyulan yardım malzemelerinin hızlı ve etkin bir şekilde ulaştırılmasında kritik bir rol oynamaktadır (Fırat ve Dabak, 2023). İnsansız hava araçlarının afet operasyonları yönetimindeki yaygın kullanım alanları, afet sonrası etkilenen bölgelerin haritalanması, toplanan görüntülerin analizi, İHA ağlarının koordinasyonu, İHA'ların diğer iletişim araçlarıyla entegrasyonu hızlı ve kaliteli bilgi iletimi sağlanmasıdır. Afet operasyonları yönetimiyle ilgili yapılan çalışmalarda, İHA'ların ağırlıklı olarak afet sonrası operasyonlarda kullanıldığı gözlemlenmektedir (Değirmen ve diğ., 2018).

Bu çalışmaya söz konusu olan ve özgün olarak geliştirilen gripper mekanizmalı hexacopter yapısındaki döner kanat insansız hava aracı, kendi ağırlığı ile birlikte 15 kg'a kadar yük taşıyabilme kapasitesine sahiptir. Dron, özellikle acil durum ve afet yönetiminde büyük önem taşımakta olup, hayati öneme sahip ekipmanların güvenli bir şekilde taşınabilmesini sağlamaktadır. Dronun tasarımı, piyasadaki mevcut dronlardan farklı ve tamamen özgün olarak geliştirilmiş ayrıca belirli ihtiyaçlara yönelik optimize edilmiştir. Dronun ana bileşenini oluşturan gövde yapısında karbon fiber malzemeden imal edilen parçalar kullanılmıştır. Karbon fiber, yüksek mukavemet/ağırlık oranı ve dayanıklılığı ile bilinen bir malzeme olduğundan tercih edilmiştir. Bu çalışmada su jeti ile kesme teknolojisi kullanılarak, yüksek hassasiyetli ve verimli bir üretim süreci sağlanıp, karbon fiber kompozit parçaların ekonomik bir şekilde üretilmesi mümkün kılınmıştır. Dronun bağlantı parçaları ise eklemeli imalat (3B yazıcı) yöntemleri kullanılarak üretilmiştir. Eklemeli imalat yöntemi, üretim maliyetlerini önemli ölçüde düşürmekte ve parça üretiminde esneklik sağlamaktadır. Bu yöntem, karmaşık geometrik şekillere sahip parçaların kolayca üretilmesine olanak tanır ve tasarım değişikliklerinin hızlı bir şekilde uygulanabilmesini sağlamaktadır. Eklemeli imalat, malzeme israfını düşürmektedir. Bu yöntemlerin kullanılması, dronun üretim maliyetlerini düşürerek ekonomik bir çözüm sunmaktadır. Dron, acil durum müdahaleleri için optimize edilmiştir. İlk yardım çantası, medikal malzemeler veya diğer acil durum ekipmanlarının taşınması için bir çözüm sunmaktadır. Bu özellikleri ile dron, afet yönetimi ve sağlık hizmetleri gibi çeşitli alanlarda kullanılması öngörülmektedir. Acil durumlarda hızlı ve güvenilir bir şekilde malzeme taşıma kapasitesi, dronun kritik müdahale görevlerinde etkin bir araç olarak kullanılmasını sağlamaktadır.

2. MATERYAL ve YÖNTEM

2.1. Materyal

Çalışmada, Fırçasız DC motor, ESC (Electronic Speed Controller-Elektronik Hız Kontrolcüsü), LiPo pil, uçuş kontrol kartı, güç dağıtım kartı ve gripper mekanizması materyal olarak kullanılmıştır.

2.1.1. Fırçasız DC Motor

Fırçasız DC motorlar, bobin iletkenlerinden geçen akımın yönünü değiştirmek için fırça kullanmak yerine, bu işlemi elektronik devreler aracılığıyla kontrol ederler. Yapılan çalışmada fırçasız DC motor olarak Şekil 1'de gösterilen SunnySky X3515S kullanılmıştır. Bu motor, dıştan dönerek çalışır ve motor üzerine bağlanan pervanelerin yarattığı hava akımı sayesinde dronun uçmasını sağlar. Motor ve ESC bağlantıları yapılırken, saat yönünde dönecek olan motor için motorun 1., 2. ve 3. faz kabloları ESC'nin 1., 2. ve 3. faz kablolarına erkek-dişi konnektörler ile

geçmeli olarak bağlanarak ayarlanmıştır. Saat yönünün tersine dönecek motor ise, sadece motorun 1. ve 3. faz kabloları yer değiştirilerek ters yönde dönecek şekilde ayarlanmıştır. SunnySky X3515S fırçasız DC motorun görseli Şekil 1’de, özellikleri de Tablo 1’de gösterilmiştir.

Tablo 1. SunnySky X3515S fırçasız DC motorun özellikleri

Özellik	Değer
Stator Yuvası Sayısı	12
Rotor Kutup Sayısı	14
Motor Kv	400
Rotor Çapı	41.9 mm
Gövde Toplam Uzunluğu	40.5 mm
Maksimum LiPo Hücresi	6S
Maksimum Sürekli Güç	875 W



Şekil 1:
SunnySky X3515S fırçasız DC motor (“SunnySkyUSA”)

2.1.2. Elektronik Hız Kontrolcüsü (ESC)

ESC’ler, fırçasız DC motorları kontrol etmek için kullanılan devre elemanlarıdır. Fırçasız (Brushless) ESC’ler ise fırçasız motorlarla kullanıldığında daha yüksek güç ve performans sunmaktadır. Fırçasız DC motora komutların iletilmesi amacıyla Skywalker 60 A ESC (Şekil 2) kullanılmıştır. Bu ESC, sürekli olarak 60 A akım sağlayabilmekte ve 2-6S LiPo pillerle uyumlu çalışmaktadır.



Şekil 2:
Skywalker 60 A ESC

2.1.3. Güç Dağıtım Kartı

Hexacopter içindeki altı ESC'yi tek bir kaynaktan beslemek için güç dağıtım kartı kullanılmıştır. Bu kart, farklı hava araçlarının ihtiyaçlarına göre değişiklik gösterebilir. Kullanılan her bir ESC 60 A akım çektiğinden, toplam 360 A akımı dağıtabilecek kapasitede bir güç dağıtım kartına ihtiyaç vardır. Şekil 3' te gösterildiği gibi maksimum 480 A akıma dayanabilen bir güç dağıtım kartı tercih edilmiştir. Bu kart aynı zamanda quadcopterler için de uygundur ve üzerine iki adet LiPo pil bağlantısı yapılabilmektedir.



Şekil 3:
Güç dağıtım kartı

2.1.4. LiPo Pil Batarya

Sıvı elektrolit yerine polimer elektrolit kullanılan ve tekrar şarj edilebilen bir pil türüdür. Çalışma sırasında yüksek güç sağlayabilmesi ve düşük enerji kayıpları, LiPo pillerin kullanımında önemli bir avantaj sunar. LiPo piller hücrelerden oluşur; hücreler boşken 3V, doluyken ise 4.2V gerilim sağlar. Bu piller seri veya paralel bağlı hücrelerden oluşabilir. 3 hücre seri bağlıysa 3S, 4 hücre paralel bağlıysa 4P, 5 hücre seri ve 2 hücre paralel bağlıysa 5S2P olarak adlandırılır. LiPo pilin kapasitesinin artması, boyutlarının ve ağırlığının da artmasına yol açar. Bu çalışmada enerji kaynağı olarak iki adet LiPo (Lityum Polimer) batarya kullanılmıştır. LiPo piller seri bağlandığında toplam gerilim değeri artarak 44.4 V seviyesine ulaşmakta, ancak kapasite değeri her bir bataryanın kapasitesiyle sınırlı kalarak 5200 mAh (40C) olarak korunmaktadır. Paralel bağlantıda ise gerilim değeri sabit kalarak 22.2 V (nominal) düzeyinde kalmakta, ancak iki bataryanın kapasitesi birleşerek toplam 10400 mAh (40C) değerine çıkmaktadır. Seri bağlantı durumunda teorik olarak sistemin yaklaşık 200 A akım verebileceği hesaplanırken, paralel bağlantı durumunda akım kapasitesinin yaklaşık 400 A düzeyine çıktığı belirlenmiştir. Yüksek akım kapasitesi ve artan toplam enerji miktarı sayesinde, paralel bağlantı konfigürasyonu uçuş süresini uzatmakta ve motor grubunun ani akım taleplerini daha verimli şekilde karşılamaktadır. Bu nedenlerle, drone sisteminin uzun süreli ve stabil görev icrası gereksinimi göz önünde bulundurularak, bataryaların paralel bağlanması tercih edilmiştir.

2.1.5. Uçuş Kontrolcüsü

Uçuş kontrolcüsü, insansız hava aracının işleyişini ve yönetimini sağlayan temel bir donanım kartıdır. Motorları kontrol eder, dahili ve harici sensörlerle arayüz oluşturur, yer kontrol istasyonu veya diğer İHA'larla iletişim kurar. Performansı büyük ölçüde kullanılan gömülü birime bağlıdır. Uçuş kontrol cihazlarında genellikle ARM, Atmel veya Arduino gibi birimler tercih edilir. Çoğu uçuş kontrol cihazı 32-bit işlemciye sahipken, bazıları da 8-bit işlemci ile çalışır. Uçuş kontrolcüsü, hava aracının tam merkezine yerleştirilir. Şekil 4'te gösterildiği gibi Pixhawk uçuş kontrolcüsü, gelişmiş 32-bit yüksek performanslı işlemciye sahip olup, gerçek zamanlı işletim sistemini etkili bir şekilde çalıştırabilmektedir. Sistemin 14 adet servo çıkışı bulunmakta olup, veri yolu arayüzü üzerinden iletişim sağlayabilmektedir.



Şekil 4:
Pixhawk uçuş kontrolcüsü

2.1.6. Telemetri

Telemetri, bir sistemin uzaktan kablolu veya kablosuz olarak izlenmesi ve kontrol edilmesi sürecidir. Genellikle kablosuz iletişimi içeren bu süreçte RF modem cihazları, GSM (Global System for Mobile communication, Mobil İletişim için Küresel Sistem), GPRS (General Packet Radio Services, Radyo Paketi Genel Servisi) ve GPS sistemleri gibi çeşitli teknolojiler kullanılmaktadır. Kablosuz telemetri sistemlerinde en yaygın olarak kullanılan teknolojiler arasında RF modem cihazları, GSM, GPRS ve GPS sistemleri yer alır; bu teknolojiler uzaktan izleme ve kontrol işlevlerini yerine getirir. Şekil 5'te gösterildiği gibi kullanılan telemetri, 500 mW maksimum gönderim gücüyle 2000 metreye kadar veri iletimi sağlayabilir. Bu özellik, uzak mesafedeki cihazlar arasında güvenilir veri aktarımını desteklemektedir. Kullanıcı tercihinine göre 433 MHz veya 915 MHz frekanslarında çalışmaktadır.



Şekil 5:
Çalışmada kullanılan telemetri

2.1.7. Pervane

Döner kanat insansız hava araçlarında kullanılan pervaneler, iki tipte bulunur. Motorlara bağlı olarak, pervaneler saat yönünde (CW, Clockwise) ve saat yönünün tersinde (CCW, Counterclockwise) dönen olarak adlandırılır. Pervane boyutu, tasarlanan döner kanatlı insansız hava aracının boyutuna göre belirlenir ve malzeme özellikleri kadar boyutu da büyük önem taşır. Şekil 6'da gösterilen T-Motor 15x5 drone pervanesi, karbon fiberden yapıldığı için yüksek mukavemetli ve hafif olması nedeniyle tercih edilmiştir.



Şekil 6:
Çalışmada kullanılan pervaneler

2.1.8. GPS (Global Positioning System)

GPS modülü, uydularla olan mesafesini ölçerek İHA'nın anlık pozisyonunu tespit eden bir sistemdir. İHA'larda en temel gereksinimlerden biri, konumunun hassas bir şekilde belirlenmesidir. Bunun yanı sıra, alan tarama gibi görevleri başarıyla yerine getirebilmesi de önemli bir avantaj sağlar. Bu çalışmada Şekil 7' de gösterilen "GPS Module M8N" kullanılmıştır ve L1 bandında 1575.42 MHz frekansında çalışmaktadır.



*Şekil 7:
GPS module M8N*

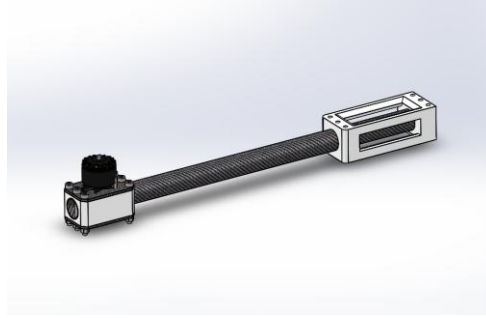
2.2. METOT

2.2.1. Tasarım ve İmalat

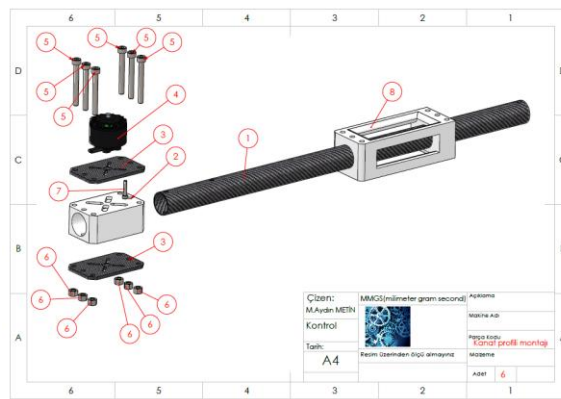
Çalışmanın metot kısmı, gripper mekanizmalı hexacopter yapısındaki hava aracının kanat yapısı, gövde yapısı, iniş sistemi ve gripper mekanizmasının tasarımı ile imalatını kapsamaktadır. Bu tasarımlar Solidworks tasarım programı kullanılarak yapılmıştır.

2.2.2. Kanat Yapısı Tasarımı ve İmalatı

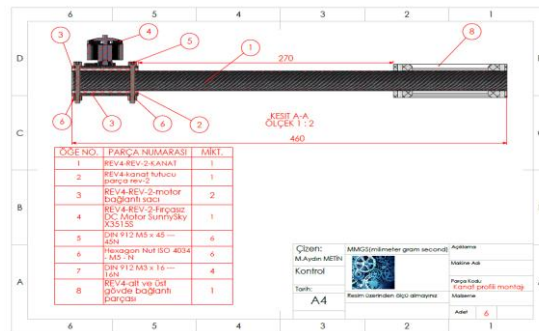
Kanat profiline üretiminde, dış çapı 24 mm ve iç çapı 22 mm olan karbon fiber borular kullanılmıştır. Tasarımda ihtiyaç duyulan 460 mm'lik boyutun elde edilebilmesi için borular torna tezgahında işlenerek istenilen ölçüye getirilmiştir. Borular uygun boyuta getirildikten sonra, Ø5.1 mm çapındaki delikler freze tezgahında delinmiştir. Kanat profiline ait karbon fiber boruların imalatı tamamlandıktan sonra, profil üzerinde kullanılacak diğer parçaların üretimine eş zamanlı olarak başlanmıştır. Bu parçalardan kanat tutucu parça ile alt ve üst gövde bağlantı parçası 3D yazıcı ile PLA (Polilaktik Asit) filament kullanılarak imalatı gerçekleştirilmiştir. İmalatı tamamlandıktan sonra, montaj işlemi gerçekleştirilmiştir. Kanat profiline Solidworks üzerinde monte edilmiş hali Şekil 8'de, patlatılmış montaj görünümü Şekil 9'da ve kesit görünüşü ise Şekil 10'da gösterilmiştir. Son olarak, montajı tamamlanmış kanat profiline parçalar ile birleştirilmiş hali Şekil 11'de sunulmuştur.



Şekil 8:
Kanat profilinin Solidworks üzerinde tasarlanmış hali



Şekil 9:
Kanat profilinin patlatılmış montaj resmi



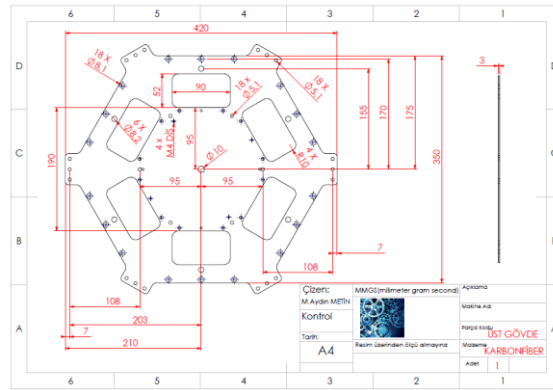
Şekil 10:
Kanat profili montajının kesit görünüşü



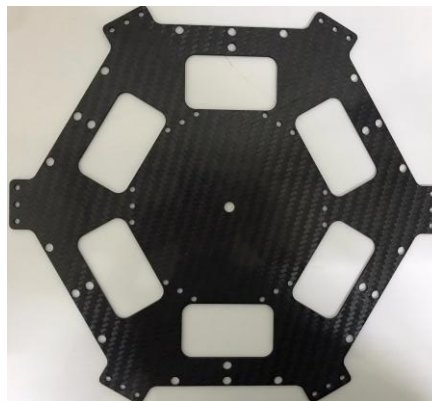
Şekil 11:
Kanat profiline parçaların monte edilmiş hali

2.2.3. Gövde Yapısı Tasarımı ve İmalat

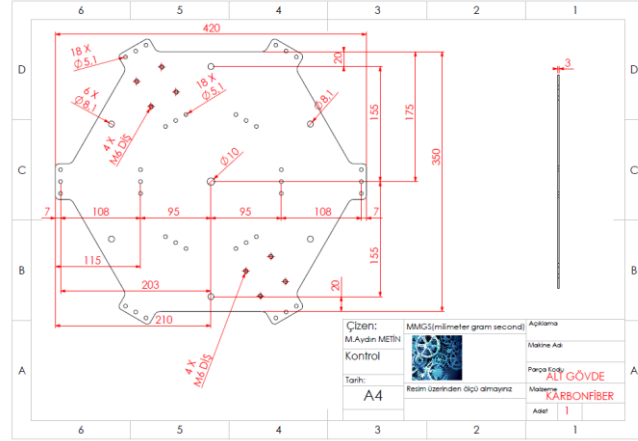
Gövde yapısının sağlam ve hafif olması açısından karbon fiber malzeme kullanılmıştır. Karbon fiber plaka hazır alınarak su jetinde işlenmiştir. Gövde yapısı, alt ve üst gövde parçaları olmak üzere iki parçadan oluşmaktadır. Alt ve üst gövde parçaları ise 304 paslanmaz çelik malzemeden imal edilen 6 adet mil ile birbirine bağlanmıştır. Üst gövde parçasının teknik resmi Şekil 12’de imal edilmiş hali Şekil 13’te, alt gövde parçasının teknik resmi Şekil 14’te ve imal edilmiş hali Şekil 15’te gösterilmiştir. Alt ve üst gövde parçalarını birbirine bağlayan gövde destek mili Şekil 16’da gösterilmiştir.



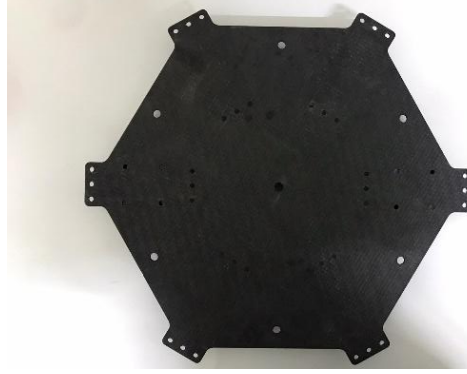
Şekil 12:
Üst gövde parçasının teknik resmi



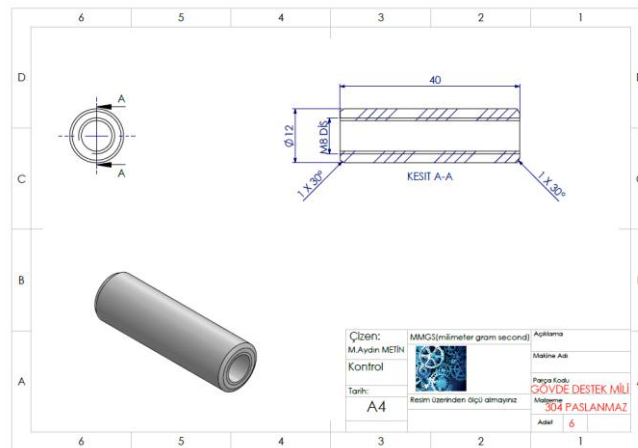
Şekil 13:
Üst gövde parçasının imal edilmiş hali



Şekil 14:
Alt gövde parçasının teknik resmi



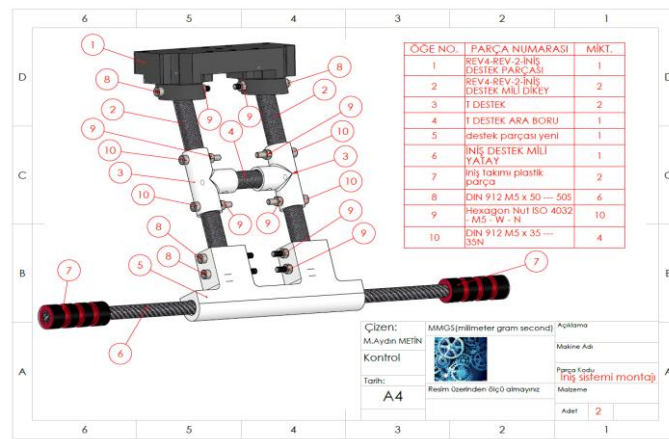
Şekil 15:
Alt gövde parçasının imal edilmiş hali



Şekil 16:
Gövde destek mili

2.2.4. İniş Sistemi Tasarımı ve İmalatı

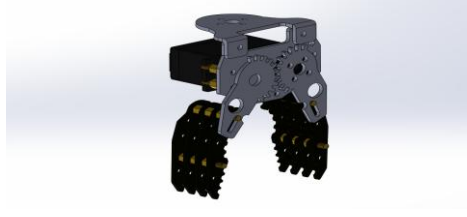
İniş sistemini gövdeye bağlamak için PLA malzeme kullanılarak 3D yazıcıdan imal edilen iniş destek parçası alt gövdeyi oluşturan parça üzerine sabitlenerek gövde yapısı ile birleştirilmiştir. Karbon fiber malzemeden imal edilen dikey ve yatay olarak kullanılan iniş destek millerinin bağlantısını sağlamak için PLA malzeme kullanılarak 3D yazıcıdan imal edilen destek parçası, iniş sisteminde kullanılan dikey milleri birbirine bağlamak için yine PLA malzeme kullanılarak imal edilen T destek ile karbon fiber malzemeden imal edilen T destek ara boru birleştirilerek iniş sisteminin tasarımı oluşturulmuştur. İniş sistemine ait montaj resmi Şekil 17’de gösterilmiştir.



Şekil 17:
İniş sistemine ait montaj resmi

2.2.5. Gripper Mekanizması İmalatı

Gripper mekanizması, 7 kg'ye kadar yük taşıma işlevini yerine getirmektedir. Şekil 18'de gösterildiği gibi Solidworks üzerinde katı modeli oluşturulup 3 boyutlu ortamda montajı yapılmıştır. Alüminyum malzemeden imal edilmiştir. Kütlesi 95 g'dir. Pençeleri kapalı olduğu durumda toplam uzunluk 83 mm'dir. Pençeleri açıkken maksimum genişlik 150 mm'dir. Geliştirilen gripper mekanizmasında kullanılan servo motorun temel teknik özellikleri aşağıda verilmiştir. Servo motorun kütlesi yaklaşık 55 gram olup, gövde boyutları yaklaşık 40,7 mm (uzunluk) x 19,7 mm (genişlik) x 42,9 mm (yükseklik) ölçülerindedir. Çalışma gerilimi aralığı 4,8 V ile 7,2 V arasında değişmekte olup, nominal çalışma akımı yaklaşık 500 mA düzeyindedir. Çalışma sıcaklık aralığı 0 °C ile 55 °C arasında olup, farklı çevre koşullarında mekanizmanın güvenilir çalışmasına imkân sağlamaktadır. Gripper mekanizmasının yazılım ataması yapılmadan önce kumandanın kullanılmayan 7. kanalının kalibrasyonu yapılmıştır. Bununla birlikte standart ayarlardan SERVO7_FUNCTION parametresindeki disabled seçeneği RCIN7 seçeneğine çevrilerek uçuş kontrol kartından gripper mekanizmasına yazılımsal sinyal bağlantısı yapılmıştır. Kumanda üzerindeki switch yukarı kaldırıldığında gripper mekanizması açılmaktadır. Aşağı indirildiğinde ise gripper mekanizması kapanmaktadır. Bu işlemler yapıldıktan sonra dron üzerine entegre edilip herhangi bir yük bağlanmadan uçuş testi yapılmış olup gripper mekanizmasının uçuş esnasında kumanda ile aç-kapa kontrolü sağlanmıştır. Ayrıca yük bağlı iken uçuş testi yapıldığında da gripper mekanizması üzerinde ağırlıktan kaynaklı bir problem gözlenmediği istenilen hedefe yükü bıraktığı gözlemlenmiştir.



Şekil 18:

Solidworks üzerinde katı modeli oluşturulan gripper mekanizması

Boş ağırlığı yaklaşık 7 kg, maksimum kalkış ağırlığı gripper mekanizması ve faydalı yükle birlikte 15 kg, kanat açıklığı 1100 mm ve yüksekliği 343 mm olan hexacopter yapısındaki döner kanat insansız hava aracı üzerine entegre edilen gripper mekanizmasına ait görsel Şekil 19’da verilmiştir.

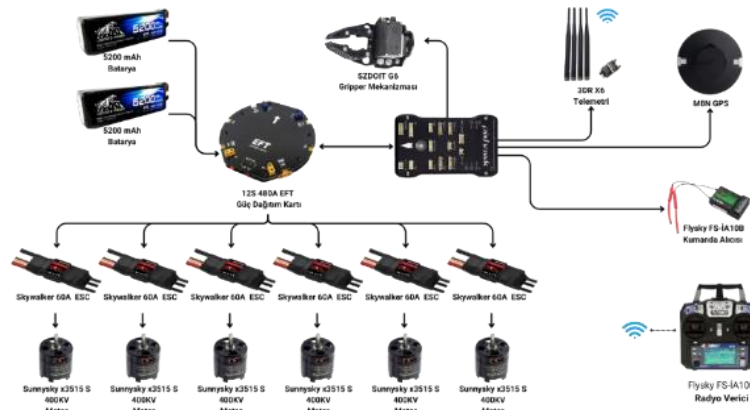


Şekil 19:

Döner kanat insansız hava aracı üzerine entegre edilen gripper mekanizması

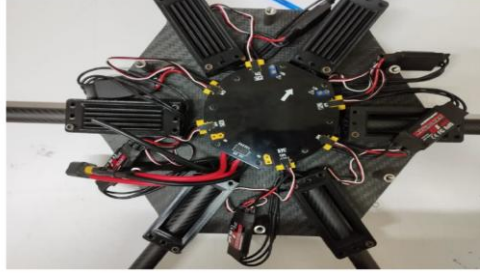
2.3. Elektronik Sistem Tasarımı ve Yazılımı

Çalışma kapsamında hava aracı üzerine entegre edilen elektronik sistem tasarımına ait görsel Şekil 20’de, elektronik sistemin yerleşimi ise Şekil 21’de yer almaktadır.



Şekil 20:

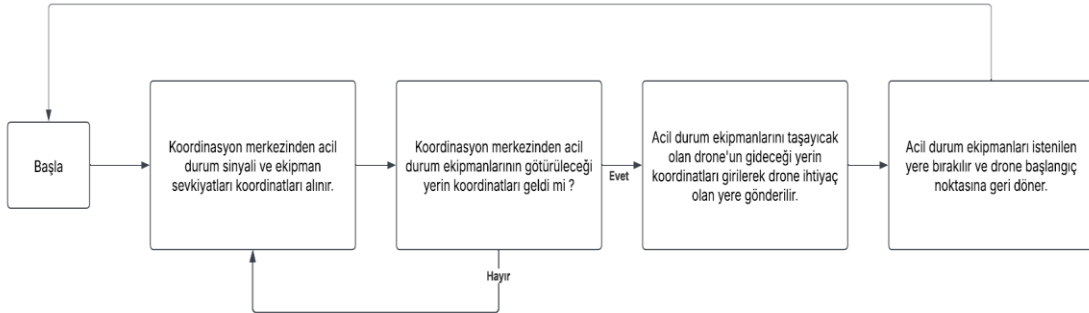
Elektronik sistem tasarımı



Şekil 21:

Elektronik sistemin dronun alt gövde parçasının üzerindeki yerleşimi

Sistem, enerji kaynağı olarak kullanılan LiPo bataryalardan güç almaktadır. Bataryadan gelen enerji, güç dağıtım kartı üzerinden ESC'ler, uçuş kontrol kartı ve diğer elektronik bileşenlere iletilir. ESC'ler, motorlara uygun şekilde enerji sağlayarak hızlarını kontrol etmektedir. Uçuş sırasında, hava aracının dengesini ve stabilitesini uçuş kontrol kartı sağlar. GPS modülü, hava aracının konum bilgilerini sağlamaktadır ve otonom uçuşlar ile belirli bir noktada sabit kalma durumlarında kritik bir rol oynar. Kullanıcı, kumandayı kullanarak alıcı aracılığıyla uçuş kontrol kartına komutlar gönderir. Bu komutlar doğrultusunda hava aracının hareketleri manuel olarak kontrol edilebilir. Telemetri sistemi sayesinde hava aracı ile yer kontrol istasyonu arasında veri iletişimi sağlanmaktadır. Sisteme entegre edilen gripper mekanizması aracılığıyla yük taşıma işlemi gerçekleştirilebilmektedir. Şekil 22'de hava aracının acil durum müdahalesi gerektiği durumda harekete geçebilmesi için oluşturulan görev algoritması gösterilmiştir.



Şekil 22:

Acil durum müdahalesi için görev algoritması

Yazılım için açık kaynak kodlu (Şekil 23'te gösterildiği gibi) Mission Planner ve Pixhawk kartı kullanılmıştır. Pixhawk Mission Planner, insansız hava araçları için otonom/ kumandalı konum uçuşlarını yönetmede oldukça etkili bir araç olup, kullanıcıların belirli görevler ve rotalar tanımlayarak İHA'ların hedeflenen noktalara otomatik olarak ulaşmasını sağlar. Pixhawk, uçuş sırasında gerçek zamanlı veri toplama, analiz etme ve durumsal farkındalık özellikleriyle donatılmış olup, çeşitli sensörler ve yazılımlar kullanarak İHA'nın rotada kalmasını ve istenilen hedeflere güvenle ulaşmasını temin eder. Gelişmiş yazılım özellikleri, uçuş rotalarını dikkatlice planlamak için gelişmiş algoritmalar ve gerçek zamanlı veri işleme yeteneklerini kullanır. Bu rotalar, GPS koordinatları ile belirlenir ve Pixhawk kontrol ünitesi tarafından işlenir. Uçuş sırasında, yerleşik sensörler ve telemetri sistemleri sürekli olarak veri toplar ve analiz eder, bu da İHA'nın rotasından sapması durumunda hızlı müdahaleleri mümkün kılar. Bu fonksiyonlar, uçuş güvenliğini ve operasyonel etkinliği artırarak kullanıcıların İHA'larını sorunsuz bir şekilde yönetmelerine yardımcı olur.

Pixhawk uçuş kontrol sistemi, açık kaynaklı ArduPilot veya PX4 gibi uçuş yığını (firmware) ile çalışır. Her iki platformda da, uçuş dinamiği denetimi için genellikle PID (Proportional–Integral–Derivative) kontrolcü algoritması temel alınır. PID denetleyiciler, hava aracının stabilizasyonu ve yönelimi için uçuşun üç ana eksen (pitch, roll, yaw) üzerinde kapalı çevrim geri besleme kontrolü uygular. Bu sayede aracın ani bozucu etkiler veya komut değişimleri karşısında istenilen tutum (attitude) ve pozisyon (position) değerlerine hızla ve kararlı biçimde ulaşması sağlanır. Bir PID kontrolör üç temel bileşenden oluşur. Oransal (Proportional, P): Hata büyüklüğüne doğrudan tepki verir. İntegral (I): Zaman içinde biriken hatayı ortadan kaldırır. Türevsel (Derivative, D): Hata değişim hızına bağlı olarak sisteme sönümleme kazandırır, ani değişimleri yumuşatır. Bu denetleyici, hem hız (rate) hem de açısal tutum (angle) döngüleri için ayrı ayrı ayarlanır. Pixhawk gibi otonom uçuş kontrol sistemlerinde PID (Oransal–İntegral–Türevsel) denetleyici, temel uçuş kontrol algoritması olarak tercih edilmektedir. Bunun başlıca gerekçeleri şunlardır:

PID denetleyiciler, doğrusal sistemler ve sınırlı dinamik karmaşıklığa sahip uygulamalarda kararlı ve öngörülebilir performans sağlar. İnsansız hava araçlarının uçuş stabilizasyonu, roll, pitch ve yaw eksenlerindeki açı ve hız kontrolü gibi görevler, PID denetleyici ile etkin şekilde yönetilebilir. Pixhawk, gömülü gerçek zamanlı işlemci (ARM Cortex tabanlı) üzerinde çalışır. PID algoritmaları, düşük işlemci yüküyle yüksek frekansta hesaplanabilir. Bu, karmaşık model tabanlı denetleyiciler (örn. adaptif veya bulanık denetim) yerine PID’yi tercih edilebilir duruma getirir. PID parametreleri saha koşullarına göre hızlıca optimize edilebilir. Pixhawk üzerinde Mission Planner veya QGroundControl gibi yer istasyonlarıyla canlı PID ayarı mümkündür. Ayrıca Autotune özelliği, PID kazançlarını otomatik optimize eder.



Şekil 23:
Mission planner ara yüzü

3. BULGULAR ve TARTIŞMA

Solidworks ortamında tasarlanan döner kanatlı insansız hava aracı için ANSYS programı kullanılarak statik analiz gerçekleştirilmiştir. Bu analiz kapsamında, toplam deformasyon, gerinim ve gerilme dağılımları değerlendirilmiştir. Hava aracını oluşturan kanat profili, gövde yapısı ve iniş sisteminde yer alan, 3B yazıcı ile üretilmiş PLA malzemeli parçalar, karbon fiber malzemeden imal edilmiş gövde yapısı ile 304 kalite paslanmaz çelikten üretilmiş destek millerini kapsamaktadır. Kullanılan karbon fiber ve paslanmaz çelik malzemelere ait mekanik özellikler sırasıyla Tablo 2 ve Tablo 3’te sunulmuştur.

Tablo 2. Kullanılan karbon fiber malzemenin teknik özellikleri

Özellik	Değer
Kalınlık	3 mm
Fabric	Carbon Fiber
Reçine	Epoxy
Doğrusal Ağırlık – g/m ²	4237
Gerilme Direnci – Mpa	4200
Gerilme Modülü – Gpa	240

Tablo 3. Kullanılan 304 kalite paslanmaz çelik malzemenin teknik özellikleri
(<https://www.erametalurji.com.tr/urunler/paslanmaz-celikler/304-14301>)

Özellik	Değer
Sertlik-HB	215
Akma Dayanımı N/mm ²	190
Çekme Dayanımı Rm N/mm ²	500-700
Elastiklik Modülü kN/mm ²	200
Yoğunluk g/cm ³	7,9
Özgül Isı Kapasitesi J/kg K	500

ANSYS analiz programına aktarılan hava aracının şasesine ait öncelikle malzeme tanımlama işlemi ve ardından meshleme yapılmıştır. Şekil 24'e mesh işlemine ait görsel verilmiştir. Mesh parametrelerine ait özellikler Tablo 4'te verilmiştir.

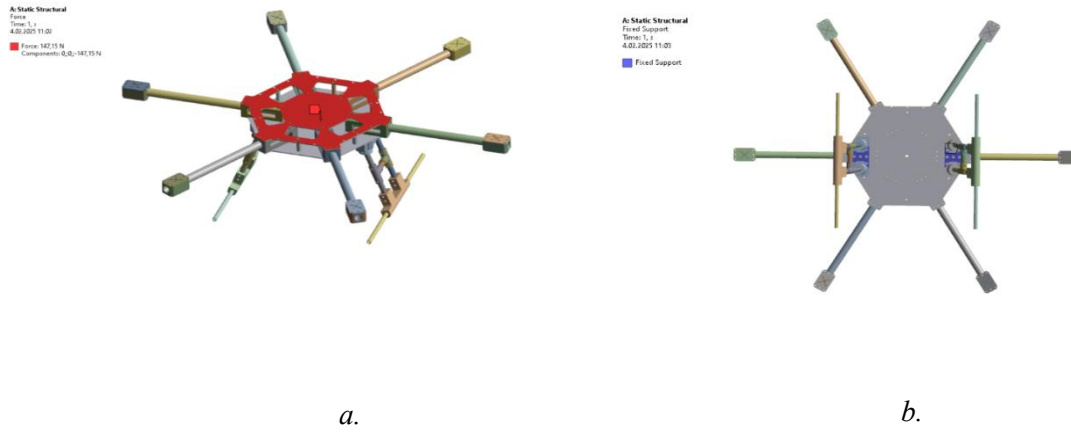


Şekil 24:
Mesh İşlemi

Tablo 4. Mesh parametrelerine ait özellikler

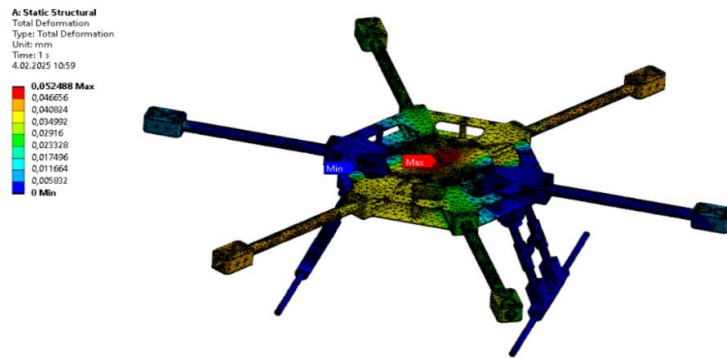
Eleman Sayısı	312080
Düğüm Sayısı	151547
Mesh Metodu	Tetrahedrons

Hava aracının şasesine ait toplam deformasyon, gerinim ve gerilme analizlerinin yapılabilmesi için etki edecek kuvvetin belirlenmesi gerekmektedir. Bu doğrultuda hava aracına etki eden 147.15 N’lik bir yer çekimi kuvveti kullanılmıştır. Hava aracına etki edecek toplam kuvvetin yönü ve sabitlenmiş yüzeyler Şekil 25’te gösterilmiştir.



Şekil 25:
a. Toplam kuvvetin yönü b. Sabitlenmiş yüzeyler

Toplam kuvvetin etki edeceği yön ve sabitlenmiş yüzeyler belirlendikten sonra toplam deformasyon, gerinim ve gerilme analizleri yapılmıştır. Şekil 26’da toplam deformasyon analizi, Şekil 27’de gerinim analizi ve Şekil 28’de gerilme analizi gösterilmiştir.



Şekil 26:
Toplam deformasyon analizi

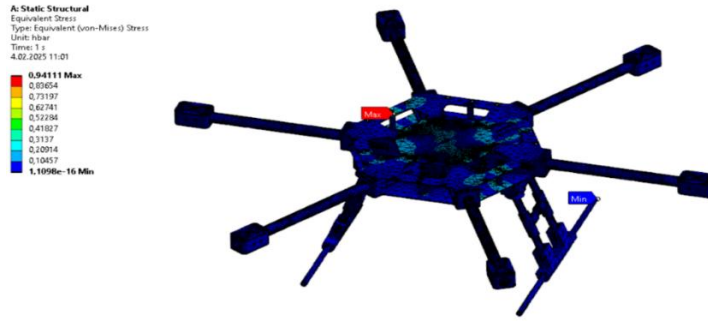
Hava aracına etki eden kuvvetin meydana getirdiği toplam deformasyonda en fazla deforme olan bölge kırmızı renkte gösterilmiş gövdenin orta kısmında olup en az deformasyon da iniş sisteminin bağlandığı kanat profillerinin olduğu kısımda görülmektedir.

En fazla deformasyon olan bölge gövdenin orta kısmında olup 0.052488 mm maksimum deformasyon görülmektedir.



Şekil 27:
Gerinim analizi

Hava aracına etki eden kuvvetin meydana getirdiği gerinim değerinin maksimum olduğu bölge gövde üzerine kabloların geçmesi için açılan kanala yakın bölgede görülmektedir. Gerinim için maksimum değer de 0.00028435 mm/mm olarak bulunmuştur. Gerinimin minimum olduğu bölge ise iniş sistemindeki yatay milde görülmektedir. Gerinim için minimum değer 4.7101 e-19 mm/mm olarak bulunmuştur.



Şekil 28:
Gerilme analizi

Hexakoptere etki eden kuvvetin meydana getirdiği gerilme değerinin maksimum olduğu bölge gövde üzerine kabloların geçmesi için açılan kanala yakın bölgede görülmektedir. Gerilme için maksimum değer 9.4111 MPa bulunmuştur. Gerilmenin minimum olduğu bölge ise iniş sistemindeki yatay milde görülmektedir. Gerilme için minimum değer 1.4915 e-15 MPa olarak bulunmuştur.

Drone'un uçuş testleri farklı yük senaryolarında gerçekleştirilmiş ve ortalama performans değerleri, boş uçuş senaryosunda, yani herhangi bir faydalı yük taşımaksızın yapılan testlerde, ortalama uçuş süresi 18 ila 20 dakika arasında ölçülmüş, ortalama akım çekişi yaklaşık 35–40 A aralığında gerçekleşmiştir. Uçuş sonunda batarya gerilimi yaklaşık 20.5–21.0 V seviyesine kadar düşmüştür. Yarı yük senaryosunda (yaklaşık 3,5 kg faydalı yük), ortalama uçuş süresi 12 ila 15 dakika aralığında kaydedilmiş, sistemin ortalama akım çekişi 50–60 A aralığında olmuştur. Bu testlerde uçuş sonunda batarya gerilimi yaklaşık 20.0 V düzeyine inmiştir. Tam yük senaryosunda (yaklaşık 7 kg faydalı yük), ortalama uçuş süresi 7 ila 10 dakika olarak belirlenmiş, ortalama akım çekişi 80–90 A aralığında ölçülmüştür. Bu durumda uçuş sonunda batarya gerilimi yaklaşık 19.5–20.0 V seviyesine kadar düşmüştür.

Bu değerler, sistemin gerçek operasyon koşullarındaki performans sınırlarını ortaya koymakta ve farklı yüklerdeki enerji tüketim profillerini somut şekilde göstermektedir.

Geliştirilen sistemin toplam üretim maliyeti 60000 TL (~1450 USD) civarındadır. Aynı taşıma kapasitesine sahip ticari sınıf altı rotorlu insansız hava araçlarının piyasa fiyatları genellikle 7500–10000 USD aralığındadır. Bu bağlamda geliştirilen sistem, maliyet avantajı ile öne çıkmaktadır. Bu tasarruf, yerli tedarik kaynaklarının kullanılması, katmanlı imalat (3D baskı) yöntemleriyle bazı parçaların üretilmesi ve açık kaynak yazılımların entegre edilmesi sayesinde mümkün olmuştur. Aynı sınıftaki ticari sistemlerle karşılaştırıldığında, geliştirilen prototipin taşıma kapasitesi bakımından rekabetçi bir seviyede olduğu görülmektedir. Ancak uçuş süresi açısından, özellikle boş uçuşta elde edilen 18–20 dakikalık süre, ticari sistemlerle benzer seviyede ya da bir miktar altında kalabilmektedir. Bu farkın temel nedeni, geliştirilen sistemin maliyet odaklı ve yerli üretime dayalı bileşenlerden oluşması, batarya kapasitesinin sınırlı tutulması ve enerji yönetimi algoritmalarının halen optimize edilme aşamasında olmasıdır. Avantaj olarak aynı segmentteki ticari sistemlere kıyasla düşük maliyetli üretim, optimum taşıma kapasitesi (yaklaşık 7 kg), modüler tasarım ile bakım ve parça değişiminde esneklik, yerli ve açık kaynak çözümlerin kullanımıyla sistemin geliştirilebilir ve özelleştirilebilir olması sayılabilir. Dezavantaj olarak: ticari ürünlerde standart olarak sunulan ileri seviye otonom görev planlama, görüntü işleme ve uçuş destek sistemleri henüz entegre edilmemiştir, enerji tüketimi tam yük altında yüksektir, bu da batarya sıcaklığı yönetimini kritik hale getirmektedir ve endüstriyel sertifikasyon süreci tamamlanmamıştır; saha uygulamaları için ilave validasyon gerekmektedir. Şekil 29’da acil durumlarda ekipman taşıma amacıyla tasarlanan hexacopter yapısındaki insansız hava aracının nihai hali görülmektedir. Tasarım prensipleri ve statik analiz sonuçları doğrultusunda imal edilen bu dron, gripper mekanizması sayesinde yük taşıma görevlerini yerine getirecek şekilde optimize edilmiştir. Yapılan uçuş testleri sırasında, sistemin stabilitesi, yük taşıma kapasitesi ve görev başarımları değerlendirilmiştir. Prototipin performansı, tasarım sürecindeki mühendislik analizlerini doğrulayan sonuçlar sunmuştur.



Şekil 29:
Hexacopter yapısındaki hava aracına ait uçuş testi görüntüleri

4. SONUÇ

Bu çalışma, afet ve acil durum yönetimi için özgün bir gripper mekanizmalı hexacopter yapısındaki bir hava aracının tasarımını ve analizini detaylı bir şekilde sunmaktadır. Tasarımın ana bileşenleri arasında karbon fiber malzeme ve eklemeli imalat teknolojileri öne çıkmakta olup, bu yaklaşımlar dayanıklılık, maliyet etkinliği ve üretim esnekliği açısından önemli avantajlar sunmaktadır. Hexacopter yapısında kullanılan karbon fiber malzeme, hafifliği ve yüksek mukavemetiyle tasarımın aerodinamik performansını artırırken, eklemeli imalat yöntemleri karmaşık geometrilere sahip parçaların düşük maliyetle üretimine olanak tanımıştır. Statik analiz sonuçları, tasarımın hem mekanik dayanıklılığını hem de operasyonel güvenilirliğini ortaya koymaktadır. Toplam deformasyon, gerinim ve gerilme analizi değerleri, tasarımın belirlenen sınırlar içinde güvenle çalışabileceğini göstermektedir. Gripper mekanizmasının 7 kg'a kadar yük taşıyabilme kapasitesi, afet yönetimi ve acil durumlarda kritik öneme sahip ekipmanların taşınması için tasarımın pratik uygulanabilirliğini kanıtlamaktadır. Örneğin, ilk yardım çantaları, medikal ekipmanlar veya temel ihtiyaç malzemelerinin erişimi zor bölgelere taşınmasında bu sistemin yüksek performans sergilemesi beklenmektedir. Bu tasarım, yalnızca acil durum lojistiği ve afet yönetimi için değil, aynı zamanda farklı endüstriyel ve akademik uygulamalarda da kullanım potansiyeline sahiptir. Gelecekte, otonom uçuş kabiliyetlerinin geliştirilmesi, enerji verimliliğinin artırılması ve farklı yük taşıma senaryoları için performans değerlendirmelerinin gerçekleştirilmesi önerilmektedir. Bu bağlamda, çalışma hem teorik hem de pratik katkılar sunarak, hexacopter yapısındaki hava aracı teknolojisinin gelişimine yönelik önemli bir referans oluşturmaktadır.

ÇIKAR ÇATIŞMASI

Bu çalışmanın yazarları olarak, herhangi bir kurum/kuruluş ya da kişi ile çıkar çatışması bulunmadığını onaylarız.

YAZAR KATKISI

Bu çalışmada Muhammet Aydın METİN; tasarım, analiz, uçuş testleri, yazım ve düzenleme aşamalarında görev almıştır. Kenan ŞENTÜRK; uçuş testleri, kurgu, yazım, düzenleme ve yorumlama aşamalarında görev almıştır.

TEŞEKKÜR

Bu çalışma, Muhammet Aydın METİN tarafından Dr. Öğr. Üyesi Kenan ŞENTÜRK'ün danışmanlığında yürütülen “Gripper Mekanizmalı Hexacopter Yapısındaki İnsansız Hava Aracının Tasarlanması ve İncelenmesi” başlıklı yüksek lisans tezinden türetilmiştir. Çalışma süresince akademik bilgi birikimi, yönlendirmeleri ve değerli katkılarıyla araştırmanın her aşamasında rehberlik eden danışman hocam Dr. Öğr. Üyesi Kenan ŞENTÜRK'e teşekkürlerimi sunarım.

KAYNAKLAR

1. Aksoy, B., Korucu, K., Çalışkan, Ö., Osmanbey, Ş., ve Halis, H. D. (2021) İnsansız hava aracı ile görüntüleme işleme ve yapay zekâ teknikleri kullanılarak yangın tespiti: örnek bir uygulama. *DUBİTED*, 9(6), 112–122. <https://doi.org/10.29130/dubited.1016195>
2. Aras, B. B. (2021) Kentsel/çevresel sorun kapsamında iklim değişikliği ile mücadelede yeni bir yöntem: insansız hava aracı (İHA). *İDEALKENT*, 12(32), 242–267. <https://doi.org/10.31198/idealkent.817201>
3. Avdan, U., Şenkal, E., Çömert, R., ve Tuncer, S. (2014). İnsansız hava aracı ile oluşturulan verilerin doğruluk analizi. *V. Uzaktan Algılama ve Coğrafi Bilgi Sistemleri Sempozyumu (UZAL-CBS)*, 14–17.
4. Değirmen, S., Çavdur, F., ve Sebatlı, A. (2018) Afet operasyonları yönetiminde insansız hava araçlarının kullanımı: gözetleme operasyonları için rota planlama. *UUJFE*, 23(4), 11–26. <https://doi.org/10.17482/uumfd.455146>
5. Erkut, R., Efendioğlu, B., Yılmaz, H. S., ve Özsoy, K. (2023) Hedefe odaklanan insansız hava aracının üç boyutlu baskı teknolojisi ile üretimi ve kontrolü. *IJ3DPTDI*, 7(3), 571–587. <https://doi.org/10.46519/ij3dptdi.1377060>
6. Fırat, S., ve Dabak, R. (2023) Afetlerde yardım malzemeleri ulaştırmasında insansız hava aracı kullanımı, *Meriç Uluslararası Sosyal ve Stratejik Araştırmalar Dergisi*, 7(Özel Sayı), 35–58. <https://doi.org/10.54707/meric.1325462>
7. <https://www.erametalurji.com.tr/urunler/paslanmaz-celikler/304-14301>, Erişim Tarihi: 31.01.2025, Konu: 304 Kalite Paslanmaz Çelik Malzemenin Teknik Özellikleri
8. Kahveci, M., ve Can, N. (2017) İnsansız hava araçları: Tarihçesi, tanımı, dünyada ve Türkiye’deki yasal durumu, *SUJEST*, 5(4), 511–535. <https://doi.org/10.15317/Scitech.2017.109>
9. Kekeç, B., Bilim, N., Dünder, S., ve Ghiloufi, D. (2018) Madencilik faaliyetlerinde insansız hava araçlarının (İHA) kullanımı, *In SETSCI-Conference Proceedings* (Vol. 3, pp. 174–178).
10. Korkmaz, C. A. (2020) Donanmaların etkinliğinin artırılmasında insansız hava araçlarının rolü, *TIHA*, 2(2), 49–54.
11. Scott, J., ve Scott, C. (2017) Drone delivery models for healthcare. *In Proceedings of the 50th Hawaii International Conference on System Sciences* (pp. 3297–3306). [Online]. Available: <https://scholarspace.manoa.hawaii.edu/items/947f05d9-71f2-467a-8291-084642e402ad>
12. Villi, O., ve Yakar, M. (2022) İnsansız hava araçlarının kullanım alanları ve sensör tipleri, *TIHA*, 4(2), 73–100. <https://doi.org/10.51534/tiha.1189263>
13. Yiğit, E., Yazar, İ., ve Karakoç, T. H. (2018) İnsansız hava araçları (İHA)’nın kapsamlı sınıflandırması ve gelecek perspektifi, *SÜHAD*, 3(1), 10–19.