

# MARS HELİKOPTER TASARIMI

Zeynep Sevgi Savaş<sup>1</sup>, Prof. Dr. Alim Rüstem Aslan<sup>2</sup>

## 1. GİRİŞ

Uzay araştırmalarının büyük önem kazandığı günümüz dünyasında, bu araştırmalarda Mars'ta keşif çalışmaları da önemli bir yer tutmaktadır. Mars, Güneş sisteminin erken tarihini ve küçük gezegenlerin zaman içinde nasıl evrimleştiğini anlamak için ideal bir gezegendir. Mars'ta veya herhangi bir Dünya dışı cisimde geçmiş veya şimdiki yaşamın kanıtı henüz bulunamamıştır ve bu temel soru, keşif görevlerini asıl motive eden şeydir [1].

Başlangıçta Mars, uydular ve yörüngeler kullanılarak uzaktan incelenmiştir. Daha sonra araştırmalar ve çalışmalar bir adım daha ileri götürülmüştür ve gezegen sabit yüzey aracı kullanılarak yüzeyden incelenmeye başlanmıştır. Ancak sabit yüzey araçları düşünöldüğünde, hareketsiz oldukları için işlevlerinin sınırlı olduğu söylenebilir. Daha sonra geliştirilen gezici teknolojisi, Mars yüzeyinde daha ayrıntılı bir araştırma fırsatı sağlamıştır. Geziciler hem yüzeyde olup hem de hareket edebildikleri için daha detaylı keşifler yapabiliyorlar. Mars araştırmalarına yönelik bir adım ötede neler olacağı düşünölrse, şu anda hayata

geçirilen helikopter teknolojisinin bu olduğu söylenebilir. Mars'ta uçacak bir araç, araştırmalara farklı bir bakış açısı sağlayabilir. Böyle bir araç, yüzeyi yukarıdan gözlemleyebilir, daha geniş bir mesafeyi inceleyebilir ve uçabildiği için büyük engellerin üstesinden rahatlıkla gelebilir.

Mars'ta uçacak bir helikopter tasarlamak için öncelikle Dünya'da uçan helikopterlerin teknolojisini iyi anlamak gerekiyor. Helikopterlerin genel mekanizması basitçe incelenecek olursa, helikopter, pal adı verilen kanatlarla uçan bir uçaktır. Rotor sistemine sahiptir. Kanatlar, helikopter motorunun gücü altında dönerek bir hava akımı ve bu hava akımı sonucunda bir itki oluşturur. Ortaya çıkan itme kuvveti helikopterin ağırlığını aştığında helikopter kalkış durumuna geçer. Helikopterin ileri uçabilmesi için rotor tarafından tutulan kanat gövdesi belli bir açıyla eğilir ve ileriye doğru bir itme meydana gelir ve bunun sonucunda helikopter ileri doğru hareket etmeye başlar. Pek çok helikopter çeşidi ve her çeşidin kullanıldığı farklı alanlar bulunmaktadır. Her helikopterin belirli avantajları ve dezavantajları vardır. Bazı helikopterlerin taşıma kapasitesi yüksektir ve daha fazla kargo veya yolcu taşıyabilir. Bazı helikopterlerin taşıma kapasitesi

<sup>1</sup> Öğrenci, Uzay Mühendisliği Bölümü, İstanbul Teknik Üniversitesi - savazz16@itu.edu.tr

<sup>2</sup> Öğretim üyesi, Uzay Mühendisliği Bölümü, İstanbul Teknik Üniversitesi - aslanr@itu.edu.tr

düşüktür ve havada daha hızlı hareket edebilirler. Helikopterler birçok alanda kullanılabilir. Ambulans olarak, ordudaki askeri görevler için, yükleri taşımak için, özel bir araç olarak ve daha pek çok şey için kullanılabilirler [2].

Bu genel bakışın ardından, Mars üzerinde uçabilen bir helikopter tasarlamak için Dünya gezegeni ile Mars arasındaki farkları incelemek gerekiyor. Mars'ta uçan bir helikopter ile Dünya'da uçan bir helikopterın şartları çok farklıdır. Mars gezegeninin koşullarına bakılırsa; Mars, Güneş sisteminin dördüncü gezegenidir, dolayısıyla Dünya'dan bir sonraki gezegendir. Dünya'nın yaklaşık yarısı büyüklüğündedir ve kendi etrafında ve Güneş'in etrafında daha yavaş döner. Bu nedenle, Mars'ta bir gün 24,6 saat ve bir yıl 687 Dünya günüdür. Phobos ve Deimos adlı iki küçük uydusu vardır. Mars'taki ortalama sıcaklık  $-62,22$  °C'dir, bu nedenle Dünya'ya kıyasla çok soğuktur. Kızıl toz (demir oksit kimyasalları) Mars'ın tüm yüzeyini kapladığından, Kızıl Gezegen olarak adlandırılır. Kanyonlar, volkanlar, kuru göl yatakları ve kraterlerle kaplı kayalık bir yüzeye sahiptir. Atmosferi Dünya'dan yüz kat daha incedir (Mars atmosfer yoğunluğu  $0,0175$  kg/) ve %95,32 karbondioksit, %2,7 nitrojen, %1,6 argon, %0,13 oksijen, %0,08 karbon monoksit, ayrıca az miktarda su, nitrojen oksit, neon, hidrojen-döteryum-oksijen, kripton ve ksenon içerir. Mars yüzeyindeki atmosferik basınç, Dünya'nın ( $101.000$  Pascal) sadece yüzde 0,6'sı kadardır. Mars'taki yerçekimi  $3,71$  m/'dir ve bu, Dünya'nın yerçekiminden ( $9,81$  m/) yaklaşık üç kat daha azdır. Mars'ın iklimi; buzulları, su buharı ve toz fırtınaları dâhil olmak üzere çeşitli faktörlerden gelen etkilerle oluşur. Bazen dev toz fırtınaları tüm gezegeni kaplayabilir ve aylarca sürebilir [3].

Gezegenin tüm bu koşullarına baktığımızda, Dünya'dan oldukça farklı bir atmosfere ve uçuş koşullarına sahip olduğu görülebilir. Tabii ki en büyük zorluk, atmosferinin çok ince olmasıdır. Bu durumda, havalanmak ve uçmak için daha fazla itki kuvvetinin üretilmesi gerekir. Bu itkiyi oluşturmak için daha hızlı bir rotor sistemi ve daha az kütleli bir araç gereklidir. Tüm bunlara ek olarak Mars'ın daha düşük yerçekimi kuvveti, aracın uçması için kolaylık sağlar. Yerçekimi kuvveti daha az olduğu için, ağırlık daha az olacak ve dolayısıyla gerekli kuvvet azalacaktır.

Dünya ve Mars gezegenleri arasındaki farkları inceledikten sonra, Mars'ta uçacak bir helikopterın Dünya'da uçan bir helikopterden farklı olması gereken özellikler şu şekilde sıralanabilir:

İlk olarak, iki gezegene baktığımızda hava koşulları çok daha ağır ve soğuk. Bu nedenle Mars'ta uçacak bir he-

likopterın bu hava koşullarına dayanabilmesi için iyi bir malzeme seçimine ve iyi bir termal koruma sistemine gereksinimi vardır.

İkincisi, Mars'taki hava yoğunluğu Dünya'daki hava yoğunluğunun yaklaşık yüzde biridir. Bu durumda helikopterın itme gücünü oluşturması çok daha zor olacaktır. Bu itme kuvvetini sağlamak için güçlü bir rotor sistemine gereksinim duyar.

Üçüncüsü, Mars'taki yerçekimi, dünyanın yerçekiminin yaklaşık üçte biri olmasına karşın, yukarıdaki nedenden dolayı helikopterın mümkün olduğu kadar hafif olması gerekir. Bunun için mümkün olduğunca az yük olmalı ve hafif malzemeler kullanılmalıdır.

## 2. INGENUITY MARS HELİKOPTERİ

### 2.1 Gereksinimler

Geçmişten günümüze başta NASA olmak üzere birçok kuruluş uzay araştırmalarına katkıda bulunmuştur. NASA'nın Mars gezegenine düzenlediği en yeni görev Perseverance isimli gezici ve Ingenuity isimli küçük boyutlu helikopterdir. Perseverance isimli gezici Mars yüzeyini karadan incelemek amaçlı gönderilmiştir ve NASA'nın önceden göndermiş olduğu gezicilere göre daha gelişmiş teknolojilerle üretilmiştir. Bu görevde Ingenuity, Perseverance'in içine yerleştirilerek iki araç aynı anda Dünya'dan fırlatılmıştır. Ingenuity uzay araştırmalarında önemli bir dönüm noktası olmuştur çünkü havadan Mars'ı incelemek için gönderilmiş ilk araçtır. Bu nedenle bu çalışmada da Ingenuity temel alınmıştır [4].

Bu bölümde, Ingenuity örnek alınarak Mars'ta uçacak bir helikopterın gereksinimleri verilecektir [4].

- Mars'ta uçacak bir helikopter, Mars'ın soğuk ve ağır hava koşullarına dayanabilmek için iyi bir malzeme seçimine ve iyi bir termal koruma sistemine gereksinim duyar.
- Mars hava yoğunluğu Dünya hava yoğunluğundan çok daha ince olduğu için, gerekli itme kuvvetini oluşturmak için güçlü bir rotor sistemi gerekir.
- Mars'taki yerçekimi, dünyanın yerçekiminin yaklaşık üçte biri olmasına karşın, yukarıdaki nedenden dolayı helikopterın mümkün olduğunca hafif olması gerekir. Bunun için, olabildiğince az faydalı yük kullanılmalı ve malzeme seçimine dikkat edilmelidir.
- Mars ile Dünya arasındaki mesafe çok büyük olduğu

için helikopterle doğrudan iletişim zordur. Bu nedenle helikopter, Dünya ile iletişim kurmak için bir gezici veya sabit yüzeysel aracı (Perseverance gibi) ile gönderilmelidir.

- Helikopterin keşif yapabilmesi için amaca uygun sensörlere ve araçlara (kamera gibi) gereksinimi vardır.
- Otonom olarak çalışacak bu helikopterin yön tayini için sensörlerinin (altimetre ve eğimölçer gibi) olması gerekir.
- Helikopterin iniş ve kalkışı için ayaklarının olması gerekir.
- Kendi elektriğini üretebilmesi için bir güç sistemine, güneş paneline ve pillere gereksinim duyacaktır.
- Gönderilmeden önce belirli test aşamalarından geçmelidir.
- Böyle bir proje için bütçe ve zaman planlaması yapılmalı, verilen limitler aşılmamalıdır.

## 2.2 Yük Sistemi

Helikoptere ait tüm yükler şunlardır: Antenler, piller, dört ayak, atalet ölçüm birimi (IMU), altimetre (yükseklik ölçümü), eğim ölçer (eğim açılarını ölçme), biri renkli diğeri siyah beyaz görüntü alan iki kamera, güneş paneli, gövde, iki çift ters dönen karbon fiber paller ve bilgisayar sensörleri. Bu helikopter, lityum iyon pillerle şarj edilen rotora bağlı bir güneş paneli ile kendi gücünü sağlar [4].

## 2.3 Fırlatma

Ingenuity, Perseverance'ın karnında gönderilen bir NASA görevidir [6].

- Amerika Birleşik Devletleri tarafından yapılmıştır [6].
- 30 Temmuz 2020 / 11:50 UT tarihi ve saatinde gönderilmiştir [6].
- Atlas V 541 aracıyla fırlatılmıştır [4].
- Cape Canaveral, Fla. / SLC-41'den fırlatılmıştır [6].
- 30 Temmuz 2020'de Dünya-Mars mesafesi 105 milyon kilometredir [4].

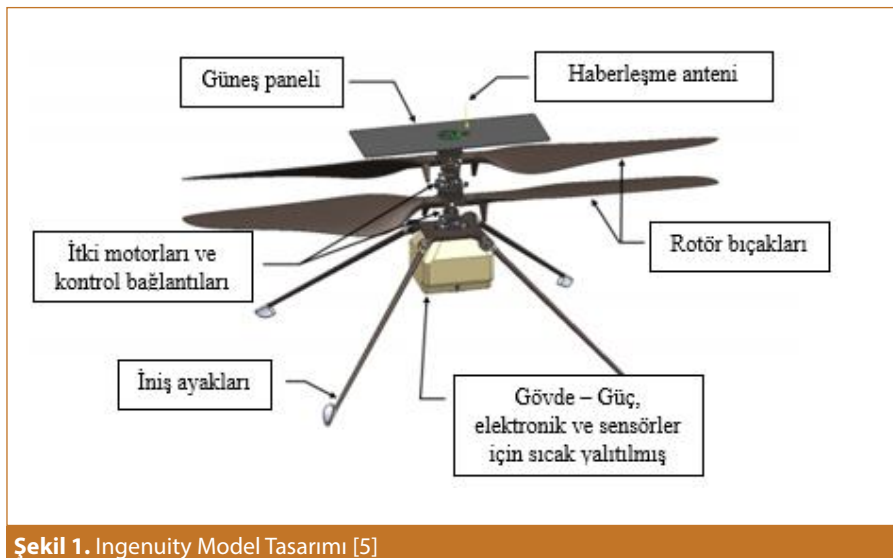
## 2.4 Sensörler

Uçuşun tüm aşamalarında araç kontrolü için yerleşik sensörler kullanılmıştır. IMU'dan, altimetreden ve navigasyon kamerası görüntülerinden türetilen hız ölçümünden elde edilen veriler; helikopterin konumu, hızı, durumu ve diğer yardımcı değişkenlerden oluşan bir navigasyon sistemi üretmek için kullanılmıştır. Uçuştan önce IMU'yu kalibre etmek amaçlı bir eğimölçer kullanılmıştır. Arazi ve diğer özelliklerin görüntülerini Dünya'ya göndermek için renkli bir kamera kullanılmıştır [5].

## 2.5 Helikopterin Yapısı

Helikopter, merkezi bir direk (helikopterin tepesinden altına uzanan içi boş bir yapısal boru) etrafında inşa edilmiştir. Direğe bağlı olanlar, yukarıdan aşağıya doğru sıralanmıştır:

- Üst fırlatma kilidi, helikopteri üst tarafından ana uzay aracına bağlar.
- Güneş paneli altlığı direğe takılır ve hücreler bu altlığa monte edilir.
- Üst ve alt rotorlar direğe bağlıdır ve bu kısım servolar, eğik levhanın dönmeyen kısmı, rotor sargıları ve ro-



Şekil 1. Ingenuity Model Tasarımı [5]



Şekil 2. Mars Helikopteri'nin Tam Ölçekli Prototipi [5]

tor güç elektroniği gibi çeşitli dönmeyen elemanları içerir.

- İniş takımı montaj plakası 4 adet hafif ayağın bağlı olduğu bir plakadan oluşmaktadır.
- Gövde sıcak elektronik kutusu (WEB), helikopterin termal kaplamasını tutmak için çok hafif bir yapısal çerçeveden ve kaplama ile ECM arasındaki 30 mm'lik boşluk yalıtımından oluşur.
- ECM; pil, pil arayüz kartı (BIB) ve aviyonikler için elektronik devre kartından oluşur ve merkezi direğe monte edilmiştir.
- Üst sensör grubu; bir eğim ölçer, IMU ve aracın kütle merkezine yakın olacak şekilde direğe monte edilmiş

Tablo 1. Ingenuity'nin Tasarım ve Performans Parametreleri

Tasarım Parametreleri	
Parametreler	Değerler
Kütle	1,8 kg [4]
Yükseklik	0,49 m [4]
Bacaklar	0,384 m [4]
Rotor çapı	1,21 m [4]
Gövde ölçüleri	13,6 cm x 19,5 cm [4]
Kord uzunluğu	0,1 [7]
Performans Parametreleri	
Parametreler	Değerler
Ortalama rotor hızı	2400 rpm [5]
Maksimum rotor hızı	2800 rpm [5]
Maksimum uçuş menzili	300 m [5]
Maksimum radyo menzili	1000 m [5]
Maksimum yükseklik	10 m [6]
Maksimum uçuş hızı	(Yatay: 10 m/s), (Dikey: 3 m/s) [8]
Pal uç hızı	<0,7 Mach [9]

ilgili titreşim izolasyon elemanlarından oluşur (açısal hızların ve ivmelerin etkilerini en aza indirmek için).

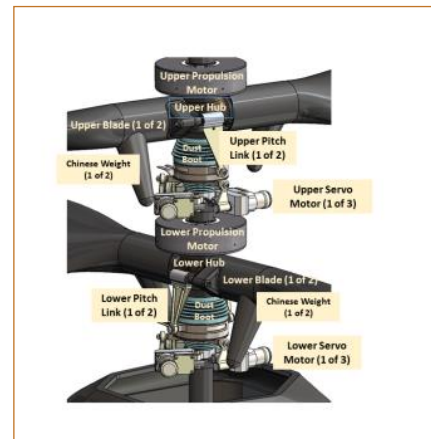
- Alt sensör grubu; bir altimetre, kameralar ve ikincil bir IMU'dan oluşur, direğe değil doğrudan ECM'ye monte edilmiştir.
- Alt fırlatma kilidi, helikopteri, alt tarafından ana uzay aracına bağlar [5].

## 2.6 Termal Kontrol Sistemi

En kritik bileşen, pil hücrelerine bağlı Kapton film ısıtıcılara güç sağladığı için, gece boyunca -15 C'nin üzerinde tutulan pildir. ECM'deki aviyonik kartlar pili çevreler ve ayrıca sıcak pil grubuna yakınlıkları sayesinde pil, yüksek bir sıcaklıkta tutulur. Aviyonik panoların etrafındaki yalıtım, 3 cm genişliğinde bir karbondioksit boşluğu ile sağlanır. Karbondioksit gazının bir Aerojel formülasyonu ile değiştirilmesiyle ek bir yalıtım sağlanabilir. En dıştaki gövde termal kaplaması, solar absorptivite  $\alpha = 0,8$  ve kızıl ötesi (IR) emisyon = 0,1 olan Sheldahl'dandır [5].

## 2.7 Rotor Sistemi

Rotor sistemi, yörüngesinin yön kontrolü için gerekli kuvvetlerin yanı sıra, helikopter için gerekli itkiyi üretir. Çok yüksek kanat frekansına sahip 1,21 m çapında koaksiyel ters dönüşlüdür. Hem üst hem de alt rotorda, her biri toplu ve dögüsel kontrole sahip eğik plakalar vardır. Rotor, birincil yapının çoğu için karbon fiber kompozitlerden imal edilmiştir. Paller, optimize edilmiş büküm ve kiriş ile düşük Reynolds numaralı bir kanat profili kullanır. Aktüatör güç elektroniği, her aktüatörle birlikte bulunur ve motorlar uçuştan önce kendi kendine ısınır. Rotorlar, dikdörtgen bakır tel kullanılarak solenoid sargılı dişlere sahip özel 46 kutuplu fırçasız motorla çalıştırılır. 4 kademeli bir dişli kutusu aracılığıyla çalışan üç Maxon fırçalanmış



Şekil 3. Rotor Görüntüsü [5]

DC motor (DCX10), her bir eğik plakanın yüksekliğini ve eğimini kontrol eder [5].

## 2.8 Aviyonik

Helikopterde, üç seviyeli hata toleranslı bilgi işlem mimarisi kullanılmaktadır. Bu üç seviye işlemciler, aviyonik kartlar ve FPGA'dır. Aviyonik tasarımın düşük kütleye, düşük güce ve yeterli radyasyon toleransına sahip olması gerekmektedir. Bu gereksinimleri karşılamak için bir dizi aday parça, tasarımda kullanılmıştır [5].

## 2.9 İniş Sistemi

Ingenuity'nin iniş sistemi, konik karbon fiber / epoksi botalardan yapılmış 4 ayakta oluşmaktadır. Ingenuity'nin ayakları, indiği yeri kazmasını önlemek için yumuşak iniş yüzeylerine sahiptir. Bacakları birbirine bağlayan menteşelerde bulunan esnek, deforme edici elemanlar ile ek enerji emilimi sağlanmaktadır. Ayak tasarımları, sabit kayadan derin kuma kadar çeşitli Mars yüzeyleri için test edilmiştir. İniş takımı, 10 dereceye kadar eğimlerde inişe izin verecek şekilde tasarlanmıştır [5].

## 2.10 Navigasyon ve Kontrol Mimarisi

Mod komuta sistemi, bir yer istasyonundan gelen komutlara dayanarak, diğer yazılım modüllerinin modunu mevcut uçuş aşamasına göre ayarlamaktan ve ayrıca modlar arasındaki geçişlerle ilgili eylemleri başlatmaktan (örneğin, yeni bir yörüngenin planlanması) sorumludur. Navigasyon modülü, kontrol modülü tarafından ve aralıklı olarak rehberlik modülü ve mod komuta sistemi tarafından kullanılan aracın durumunu tahmin etmek için sensör verilerini kullanır. Rehberlik modülü, uçuşun mevcut aşamasına dayalı olarak referans yörüngeleri ve ileri beslemeli kontrol sinyalleri üretir. Kontrol modülü, referans yörüngeleri ile aktüatör komutlarını veren tahmini durum arasındaki farka dayalı olarak geri besleme kontrolü ekler [5].

## 2.11 Telekomünikasyon Sistemi

İletişim, bu helikopter için bir başka kritik süreçtir. Bir radyo sinyalinin Mars ve Dünya arasındaki gidiş-dönüş yolculuğunu yapması 45 dakika kadar sürebilir. Bu sebeple, 3 dakikalık uçuşu olan Mars helikopterinin neredeyse tamamen otonom olması gerekmiştir. Bu nedenle, helikopterin çevreyi yeterince algılayabilmesi gerekir, böylece otonom olarak istenen varış noktalarına gidebilir ve ana konuma geri dönebilir [10]. Helikopter ev sahibi uzay aracından ayrıldıktan sonra yine bu uzay aracını kullanarak

Dünya ile iletişim kurmaktadır. Helikoptere ait her bir radyo yayını, 900 MHz'de yaklaşık 0,75 W güç yayar ve kart iletirken 3 W'a kadar ve alırken yaklaşık 0,15 W'a kadar besleme gücü tüketir. Bağlantı, 1000 m'ye kadar mesafelerde 20 kbps veya 250 kbps'lik hızlarda veri aktarmak için tasarlanmıştır [5].

## 2.12 Güç Sistemi

Helikopter, bir güneş paneli tarafından günlük olarak şarj edilen bir Li-Ion pil sistemi tarafından desteklenmektedir. Soğuktan korunmak ve 90 saniyeden kısa uçuşlar için akülü enerji sistemleri kullanılmaktadır. Güneş paneli, 680 'lik dikdörtgen bir alanı kaplayan SolAero Technologies'in ters metamorfik (IMM4J) hücrelerinden yapılmıştır. Güneş paneli, koaksiyel rotorların hemen üzerinde merkezlenmiştir [5].

**Tablo 2.** Ingenuity'nin Güç Sisteminin Özellikleri

Güç Sistemi	
Pil tipi	6 hücre lityum-iyon [4]
Pil modeli	Sony SE US1865o VTCD [4]
Güç	350 W [4]
Pil kapasitesi	0,274 Ah/g [9]
Mekanik verimlilik $\eta$	60% [10]
Pil voltajı	4,25 V [5]
Toplam pil kütlesi	273 g [5]
Güneş panel alanı	680 cm <sup>2</sup> [5]

## 3. INGENUITY PERFORMANS ANALİZİ

### 3.1 Ingenuity Performans Beklentileri

Ingenuity, Perseverance'dan ayrıldıktan sonra pillerini yeniden şarj eder ve Mars yüzeyinde bekler. Daha sonra çeşitli uçuş testleri yapılır. Bu uçuş testleri şunlardır [11]:

**Uçuş Testi No. 1:** Ingenuity'nin saniyede yaklaşık 1 metre hızla 3 metre yüksekliğe tırmanması, ardından yaklaşık 20 saniye havada kalması ve inişe kadar saniyede yaklaşık 1 metre hızla alçalması istenmiştir.

**Uçuş Testi No. 2:** Ingenuity'nin 16 fit (5 metre)'ye tırmanması ve ardından birkaç metre yatay olarak uçuşması, alçalmak için yatay olarak geri uçuşması ve hava sahasına inmesi istenmiştir. Toplam uçuş süresi 90 saniyeye kadar çıkabilir.

**Uçuş Testi No. 3:** Helikopterin, ana konumundan 50 metreye kadar daha uzağa ve daha hızlı uçuşması ve ardından

geri dönmesi istenmiş. Toplam uçuş süresi 90 saniyeye kadar çıkabilir.

**4 ve 5 No'lu Uçuş Testleri:** Bu seviyedeki uçuş planları, ilk üç testten elde edilen verilere göredir. Bu uçuşlarda, Ingenuity'nin daha yüksek rüzgârların beklendiği bir saatte uçması; irtifa, yön ve hava hızında daha fazla değişiklik ile daha aşağı menzile seyahat etmesi planlanmıştır.

### 3.2 İçe-Akış Oranı

İleri uçuşta içe-akış oranı "Newton Raphson Metodu"nu kullanarak hesaplanmıştır. İçeri akış oranı, toplam içeri akış hızının rotor hızına oranıdır. Düşük ileri hızlarda, disk üzerindeki akışın değişimi, özellikle titreşim ve pal yükleri için önemlidir. Rotoru temsil etmek için düzgün yüklü bir aktüatör diski kullanılmalıdır. İçeri akış oranı formülünün temeli, dairesel bir kanadın minimum sürüklemesinin sonucudur. İçe-akış oranını bulmak için bazı hesaplamalar yapılmalıdır ve kullanılmış formüller aşağıdaki gibidir [12]:

a) Ağırlığın hesaplanması

$$W = mg \quad (1)$$

b) İtkinin hesaplanması

$$T = W \quad (2)$$

c) Rotor alanının hesaplanması

$$A_{\text{rotor}} = \pi r^2 \quad (3)$$

d) Açısal hızın hesaplanması

$$\Omega = \frac{2\pi(\text{rpm})}{60} \quad (4)$$

e) Pal uç hızının hesaplanması

$$V_{\text{tip}} = \Omega r \quad (5)$$

f) İtki katsayısının hesaplanması

$$C_T = \frac{T}{\rho A_{\text{rotor}} V_{\text{tip}}^2} \quad (6)$$

g) Avans oranının hesaplanması

$$\mu = \frac{V_{\text{inf}} \cos(\alpha)}{V_{\text{tip}}} \quad (7)$$

h) Askı durumundaki içe-akış oranının hesaplanması

$$\lambda_h = C_T / 2 \quad (8)$$

i) İleri uçuş durumundaki içe-akış oranının hesaplanması

$$\lambda_f = \mu \tan(\alpha) + \frac{C_T}{2} (\mu^2 + \lambda^2)^{\frac{1}{2}} \quad (9)$$

**Tablo 3.** İçe-akış Oranının Hesaplanmasında Kullanılan Giriş Parametreleri

Giriş Parametreleri	
Parametreler	Değerler
Mars yerçekimi g	3,71 m/s <sup>2</sup>
Mars atmosfer yoğunluğu ρ	0,015 kg/m <sup>3</sup>
Ingenuity'nin kütlesi m	1,8 kg
Rotor hızı rpm	2400 rpm
Açısal hız Ω	251,3274 rad/s
Rotor yarıçapı r	0,605 meters
Rotor alanı A <sub>rotor</sub>	1,1499 m <sup>2</sup>
Seyir hızı V <sub>inf</sub>	10 m/s
Hücum açısı α	3°

**Tablo 4.** İçe-akış Oranının Hesap Sonuçları

Sonuçlar	
Parametreler	Değerler
İtki T	6,678 N
Pal uç hızı V <sub>tip</sub>	150,7964 m/s
İtki katsayısı C <sub>T</sub>	0,0148
Avans oranı μ	0,0657
Askı durumundaki içe-akış oranı λ <sub>h</sub>	0,093
İleri uçuş durumundaki içe-akış oranı λ <sub>f</sub>	0,0835

### 3.3 Askıda Kalma Performansı

Bu bölümde Ingenuity helikopterinin askıda kalma durumunda performans hesaplamaları yapılmıştır. Kullanılan parametreler ve hesaplamaların sonuçları Tablo 5 ve 6'da verilmiştir. Matlab kullanılarak performans hesaplamaları yapılmıştır. Kullanılmış formüller aşağıdaki gibidir [12] [10]:

a) Mevcut gücün hesaplanması

$$P_{\text{avb}} = P_{\text{bat}} \eta \quad (10)$$

b) Pil elektriğinin hesaplanması

$$E_{\text{bat}} = C_{\text{bat}} U_{\text{bat}} m_{\text{bat}} \quad (11)$$

c) Askıda kalma süresinin hesaplanması

$$T_{\text{end}} = E_{\text{bat}} / P_{\text{bat}} \quad (12)$$

d) İdeal gücün hesaplanması (indüklenmiş ve profil güçlerinin toplamı)

$$P_{\text{req}} = P_i + P_o = \frac{kT^3}{2\rho A} + (\rho A V_{\text{tip}}^3) \left( \frac{\sigma C_{d0}}{8} \right) \quad (13)$$

e) Gerekli güç katsayısının hesaplanması

$$C_{Preq} = C_{Pi} + C_{P0} = \frac{kC_T \bar{z}}{\sqrt{2}} + \left( \frac{\sigma C_{d0}}{8} \right) \quad (14)$$

f) Fazla gücün hesaplanması

$$P_e = P_{avb} - P_{req} \quad (15)$$

g) Tırmanma hızının hesaplanması

$$V_c = \frac{P_e}{W} \quad (16)$$

h) Rotor verimliliğinin hesaplanması

$$FM = \frac{P_{req}}{P_{avb}} \quad (17)$$

**Tablo 5.** Ingenuity Askıda Kalma Performans Hesabının Giriş Parametreleri

Giriş Parametreleri	
Parametreler	Değerler
Mars yerçekimi g	3,71 m/s <sup>2</sup>
Mars atmosfer yoğunluğu ρ	0,015 kg/m <sup>3</sup>
Ingenuity'nin kütlesi m	1,8 kg
Rotor hızı rpm	2400 rpm
Açısal hız Ω	251,3274 rad/s
Rotor yarıçapı r	0,605 meters
Rotor alanı A <sub>rotor</sub>	1,1499 m <sup>2</sup>
Seyir hızı V <sub>inf</sub>	10 m/s
İtici T	6.678 N
Pal uç hızı V <sub>tip</sub>	150,7964 m/s
İtici katsayısı C <sub>T</sub>	0,0148
Avans oranı μ	0,0657
Kord uzunluğu c	0,1 m
Pil gücü P <sub>bat</sub>	350 W
Pil kapasitesi C <sub>bat</sub>	0,274 Ah/g
Pil kütlesi m <sub>bat</sub>	273 g
Pil voltajı U <sub>bat</sub>	4,25 V
Mekanik verimlilik η	60%
Deneysel katsayı κ	1,15
Sürükleme katsayısı C <sub>D</sub>	0,03
Katılık σ	0,21045

**Table 6.** Askıda Kalma Performans Hesabı Sonuçları

Sonuçlar	
Parametreler	Değerler
Mevcut güç P <sub>avb</sub>	210 W
Pil elektriği E <sub>bat</sub>	317,91 W.h
Askıda kalma süresi T <sub>end</sub>	38,149 min
İndüklenmiş güç P <sub>i</sub>	106,85 W
Profil gücü P <sub>0</sub>	47,855 W
Gerekli güç P <sub>req</sub>	154,71 W
İndüklenmiş güç katsayısı C <sub>Pi</sub>	0,0017621
Profil güç katsayısı C <sub>P0</sub>	0,0007892
Gerekli güç katsayısı C <sub>Preq</sub>	0,0025513
Fazla güç P <sub>e</sub>	55,295 W
Tırmanma hızı V <sub>c</sub>	8,2802 m/s
Rotor verimliliği FM	0,60058

### 3.4 İleri Uçuş Performansı

Bu bölümde Ingenuity helikopterin ileri uçuş durumundaki performans hesaplamaları yapılmıştır. Kullanılan parametreler ve hesaplamaların sonuçları Tablo 7 ve 8'de verilmiştir. Matlab kullanılarak performans hesaplamaları yapılmıştır. Kullanılmış formüller aşağıdaki gibidir [12]:

a) Gerekli gücün hesaplanması (indüklenmiş, profil ve parazit güçlerinin toplamı)

$$P_{req} = P_i + P_o + P_p = (\rho A V_{tip}^3) \left( \frac{\kappa C_T^2}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} + \left( \frac{\sigma C_{d0}}{8} \right) (1 + K\mu^2) + \frac{1}{2} \frac{f}{A} t \right) \quad (18)$$

b) Gerekli güç katsayısının hesaplanması

$$C_P = C_{Pi} + C_{Po} + C_{Pp} = \left( \frac{\kappa C_T^2}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} + \left( \frac{\sigma C_{d0}}{8} \right) (1 + 4.65\mu^2) + \frac{1}{2} \frac{f}{A} \mu^3 \right) \quad (19)$$

**Tablo 7.** İleri Uçuş Giriş Parametreleri

Giriş Parametreleri	
Parametreler	Değerler
Mars yerçekimi g	3,71 m/s <sup>2</sup>
Mars atmosfer yoğunluğu ρ	0,015 kg/m <sup>3</sup>
Ingenuity'nin kütlesi m	1,8 kg
Rotor hızı rpm	2400 rpm
Açısal hız Ω	251,3274 rad/s
Rotor yarıçapı r	0,605 meters
Rotor alanı A <sub>rotor</sub>	1,1499 m <sup>2</sup>
Seyir hızı V <sub>inf</sub>	10 m/s
İtki T	6,678 N
Pal uç hızı V <sub>tip</sub>	150,7964 m/s
İtki katsayısı C <sub>T</sub>	0,0148
Avans oranı μ	0,0657
Kord uzunluğu c	0,1 m
Deneysel katsayı κ	1,2
Sürükleme katsayısı C <sub>D</sub>	0,03
Katılık σ	0,21045
Düz plaka alanı f	1,3058
Hücum açısı α	3°
İleri uçuş içe-akış oranı λ <sub>i</sub>	0,0835

**Tablo 8.** İleri Uçuş Performans Sonuçları

Sonuçlar	
Parametreler	Değerler
İndüklenmiş güç	97,095 W
Profil gücü	48,816 W
Parazit güç	9,7755 W
Gerekli güç	155,69 W
İndüklenmiş güç katsayısı	0,0016013
Profil güç katsayısı	0,00080505
Parazit güç katsayısı	0,00016121
Gerekli güç katsayısı	0,0025675



### 3.5 Hesaplamaların Sonucu

İlk etapta Ingenuity'nin havalanabilmesi ve belirli bir süre askıda kalması planlanmıştır. Askıda kalma performans hesaplamalarına göre Ingenuity, 8 m/s hızla tırmanma ve 38,149 dakika havada kalma gücüne sahiptir. FM (rotor verimliliği) değerine bakıldığında Ingenuity, Mars şartlarına göre oldukça yüksek bir performansa sahiptir. İleri uçuş koşulları için yapılan hesaplamalara bakıldığında toplam 155,69 W güç gereksinimi olduğu ve Ingenuity'nin bu değeri karşılayacak güce sahip olduğu görülmektedir.

## 4. MARS HELİKOPTER TASARIMI

### 4.1 Tasarıma Giriş

Bu bölümde yeni bir Mars görevi belirlenmiş ve bu görev için Mars'ta uçmak üzere yeni bir helikopter tasarlanmıştır. Temel sistemler ve tasarım parametreleri için daha önce incelenen Ingenuity Mars helikopteri kullanılmıştır. Bu görevin amacı Ingenuity gibi ama daha ağır bir helikopteri aynı performansla çalıştırmaktır. Bu durumu test etmek için yeni tasarlanan helikopterin havada asılı kalma ve ileri uçuş performansları Ingenuity ile karşılaştırılır.

**Tablo 9.** Askıda Kalma Performans Hesabı Giriş Parametrelerinin Karşılaştırılması

Giriş Parametreleri		
Parametreler	Yeni Tasarım	Ingenuity
Mars yerçekimi $g$	3,71 m/s <sup>2</sup>	3,71 m/s <sup>2</sup>
Mars atmosfer yoğunluğu $\rho$	0,015 kg/m <sup>3</sup>	0,015 kg/m <sup>3</sup>
Ingenuity'nin kütlesi $m$	3 kg	1,8 kg
Rotor hızı $\text{rpm}$	2400 rpm	2400 rpm
Açısal hız $\Omega$	251,3274 rad/s	251,3274 rad/s
Rotor yarıçapı $r$	0,7 meters	0,605 meters
Rotor alanı $A_{\text{rotor}}$	1,5394 m <sup>2</sup>	1.1499 m <sup>2</sup>
Seyir hızı $V_{\text{inf}}$	10 m/s	10 m/s
İtke $T$	11,13 N	6,678 N
Pal uç hızı $V_{\text{tip}}$	175,9292 m/s	150,7964 m/s
İtke katsayısı $C_T$	0,0156	0,0148
Kord uzunluğu $c$	0,1 m	0.1 m
Pil gücü $P_{\text{bat}}$	600 W	350 W
Mekanik verimlilik $\eta$	60%	60%
Deneyel katsayı $\kappa$	1,15	1,15
Sürükleme katsayısı $C_D$	0,03	0,03
Katılık $\sigma$	0,1819	0,21045

**Tablo 10.** Askıda Kalma Performans Sonuçlarının Karşılaştırılması

Sonuçlar		
Parametreler	Yeni Tasarım	Ingenuity
Mevcut güç $P_{\text{avb}}$	360 W	210 W
İndüklenmiş güç $P_i$	198,7 W	106,85 W
Profil gücü $P_0$	85,762 W	47,855 W
Gerekli güç $P_{\text{req}}$	284,47 W	154,71 W
İndüklenmiş güç katsayısı $C_{P_i}$	0,0015804	0,0017621
Profil güç katsayısı $C_{P_0}$	0,00068209	0,0007892
Gerekli güç katsayısı $C_{P_{\text{req}}}$	0,0022625	0,0025513
Fazla güç $P_e$	75,534 W	55,295 W
Tırmanma hızı $V_c$	6,7865 m/s	8,2802 m/s
Rotor verimliliği FM	0,60741	0,60058

mıştır. Bu helikopter, Ingenuity’de kullanılan aynı alt sistemleri ve sensörleri kullanmıştır. Bu nedenle daha önce incelenen alt sistemler, yapılar ve sensörler bu bölümde bir daha gözden geçirilmemiştir. İki helikopter arasındaki temel fark, performans sonuçlarıyla incelenmiştir.

#### 4.2 Askıda Kalma Performansı

Bu bölümde yeni tasarım helikopterin askıda kalma koşullarındaki performansı incelenecektir.

#### 4.3 İleri Uçuş Performansı

Bu bölümde yeni tasarım helikopterin ileri uçuş koşullarındaki performansı incelenecektir.

#### 4.4 Güç Sistemi

Yeni tasarlanan helikopterin güç ihtiyacı performans parametrelerine göre belirlenmiş ve bu parametreler önceki tablolarda gösterilmiştir. Bu ihtiyaç 600 W olarak belirlenmiştir. Buna göre Ingenuity’nin kullandığı gücün yaklaşık iki katı olduğu görülmektedir. Ingenuity’nin güç sistemi

**Tablo 11.** İleri Uçuş Giriş Parametrelerinin Karşılaştırılması

Giriş Parametreleri		
Parametreler	Yeni Tasarım	Ingenuity
Mars yerçekimi $g$	3,71 m/s <sup>2</sup>	3,71 m/s <sup>2</sup>
Mars atmosfer yoğunluğu $\rho$	0,015 kg/m <sup>3</sup>	0,015 kg/m <sup>3</sup>
Ingenuity’nin kütlesi $m$	3 kg	1,8 kg
Rotor hızı rpm	2400 rpm	2400 rpm
Açısal hız $\Omega$	251,3274 rad/s	251,3274 rad/s
Rotor yarıçapı $r$	0,7 meters	0,605 meters
Rotor alanı $A_{rotor}$	1,5394 m <sup>2</sup>	1,1499 m <sup>2</sup>
Seyir hızı $V_{inf}$	10 m/s	10 m/s
İtici $T$	11,13 N	6,678 N
Pal uç hızı $V_{tip}$	175,9292 m/s	150,7964 m/s
İtici katsayısı $C_T$	0,0156	0,0148
Avans oranı $\mu$	0,0568	0,0657
Kord uzunluğu $c$	0,1 m	0,1 m
Deneyel katsayı $\kappa$	1,2	1,2
Sürükleme katsayısı $C_D$	0,03	0,03
Katılık $\sigma$	0,1819	0,21045
Düz plaka alanı $f$	0,8571 m <sup>2</sup>	1,3058 m <sup>2</sup>
Hücum açısı $\alpha$	3°	3°
İleri uçuş içe-akış oranı $\lambda_i$	0,0814	0,0835

**Tablo 10.** Askıda Kalma Performans Sonuçlarının Karşılaştırılması

Sonuçlar		
Parametreler	Yeni Tasarım	Ingenuity
İndüklenmiş güç $P_i$	184,3337 W	97,095 W
Profil gücü $P_0$	87,0468 W	48,816 W
Parazit güç $P_p$	6,4022 W	9,7755 W
Gerekli güç $P_{req}$	277,7826 W	155,69 W
İndüklenmiş güç katsayısı $C_{Pi}$	0,0015	0,0016013
Profil güç katsayısı $C_{P0}$	0,00069231	0,00080505
Parazit güç katsayısı $C_{PP}$	0,00005092	0,00016121
Gerekli güç katsayısı $C_{Preq}$	0,0022	0,0025675

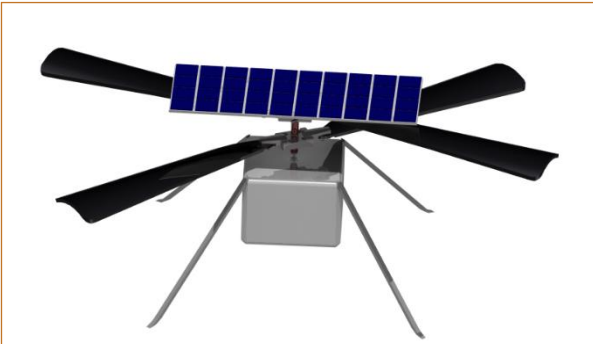
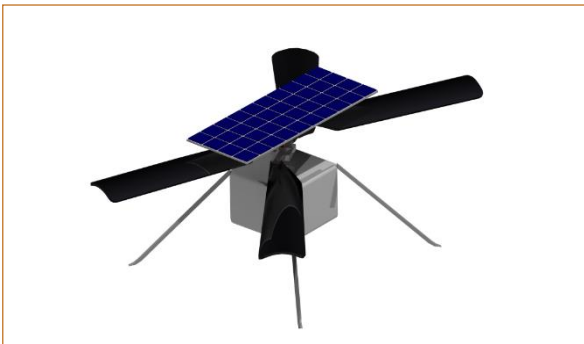
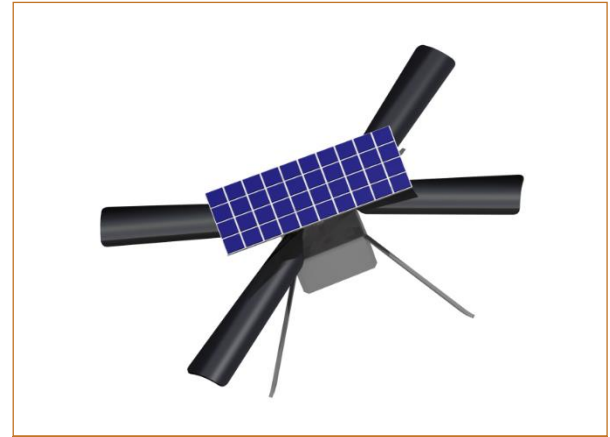
**Tablo 13. Yeni Tasarım Helikopterin Güç Sistemi Özellikleri**

Güç Sistemi	
Pil tipi	12 hücre lityum-iyon
Pil modeli	Sony SE US1865o VTCD
Güç	600 W
Pil kapasitesi	0,273 Ah/g
Mekanik verimlilik $\eta$	60%
Toplam pil kütlesi	546 g
Güneş paneli alanı	0,1166 m <sup>2</sup>

daha önce gösterilmiş, yeni helikopter için aynı tip piller ve güneş panelleri kullanılmış ve yeniden boyutlandırılmıştır. Yeni tasarım Mars helikopterinin güç sisteminin tüm parametreleri Tablo 13'te gösterilmiştir.

#### 4.5 CAD Tasarımı

Helikopter için belirlenen yeni parametreler sonucunda bu helikopterin bir modeli tasarlanmıştır. Bu tasarım Şekil 6'da gösterilmiştir. Bu tasarıma göre helikopterin genel hatları ayındır ancak bazı uzunlukları değişmiştir. Ayrıntılı tasarım fotoğrafları Şekil 5,6 ve 7'de gösterilmiştir.

**Şekil 4. CAD Tasarımı****Şekil 5. İzometrik Görünüm****Şekil 6. Önden Görünüm****Şekil 7. Üstten Görünüm**

## 5. SONUÇ

Bu çalışmada NASA tarafından tasarlanan Ingenuity incelenmiş ve Mars'ta uçacak bir helikopterin özellikleri ve gereksinimleri Ingenuity üzerinden belirlenmiştir. Ingenuity'den elde edilen bilgiler ve analizler ışığında Ingenuity'nin daha ağır ve daha büyük bir versiyonu tasarlanmıştır ve incelenmiştir. Buradaki amaç, "Daha fazla yük taşıyan, dolayısıyla daha ağır bir helikopter Mars şartlarında uçabilir mi?" sorusunun cevabını bulmaktır.

Ingenuity için yapılan performans analizleri sonucunda, askıda kalma durumu ve ileri uçuş için helikopterin itme, itme katsayısı, pal uç hızı, ilerleme oranı ve içe-akış oranı gibi performans açısından önemli parametreleri bulunmuştur. Bu parametreler ileriki aşamalarda yol gösterici olmuştur. Ingenuity'nin bu performans parametreleri bulunduğundan sonra, Ingenuity'nin havada asılı kalma ve ileri uçuş durumlarındaki performans kapasitesi ve yetenekleri incelenmiştir. Bu inceleme sonucunda Ingenuity'nin yapması gereken uçuş görevleri için gerekli özelliklere

sahip olduğu ve Mars helikopteri olmasına rağmen yüksek rotor verimliliğine sahip olduğu görülmüştür. Daha sonra Ingenuity'nin daha ağır versiyonu özellikle içe-akış oranı baz alınarak tasarlanmış, askıda kalma ve ileri uçuş durumlarında performansı incelenmiştir. Helikopterlerin bu durumlardaki performansları karşılaştırılırsa eğer:

İki helikopterin askıda kalma durumundaki performansları incelendiğinde, yeni tasarlanan helikopterin Ingenuity'den daha fazla kütleyle ve rotor kanat uzunluğuna sahip olduğu görülüyor. Tablo 9'da görüldüğü gibi, yeni tasarımda kütle değerindeki artış sonucunda, giriş parametreleri olarak itki ve itme katsayısı kütle ile doğru orantılı olacak şekilde artmıştır. İtme arttıkça daha fazla güce ihtiyaç duyulmuştur ve bu nedenle pil gücü de artmıştır. Artan rotor yarıçapı sonucunda pal uç hızı ve rotor alanı artarken katılık azalmıştır. Ingenuity ile karşılaştırıldığında, bu tasarım daha fazla yük taşıyabilir ancak daha fazla güç gerektirecektir. Tablo 10'a göre askıda kalma durumunda, yeni tasarım helikopterin rotor verimliliğinin, indüklenen ve toplam güçlerinin Ingenuity'e göre daha yüksek; fazla güç ve tırmanma hızının daha düşük; profil gücünün ise aynı olduğu söylenebilir.

İki helikopterin ileri uçuş durumundaki performans analizi için gerekli giriş parametreleri Tablo 11'de verilmiştir. Tablo 12'de Ingenuity ve yeni tasarım helikopterin ileri uçuş durumundaki performans analizi sonuçları bulunmaktadır. Bu değerler incelendiğinde, yeni helikopterin indüklenen ve profil güç değerleri daha büyük iken, parazit güç değeri daha küçüktür. Toplam güç gereksinimi, Ingenuity'ye kıyasla daha yüksek bir değerdir.

Bu performans değerlendirmeleri sonucunda Ingenuity'ye göre daha ağır bir helikopterin Mars'ta uçuşması mümkün görünüyor. Bu helikopterin Ingenuity'den farkı, daha ağır olması, daha büyük rotor çapına ve daha fazla güce ihtiyaç duymasıdır. Yeni helikopterin ağırlığı 3 kg ve buna göre güç gereksinimi 600 W ve rotor çapı 1,4 m olarak belirlenmiştir. Bu güç gereksinimi, daha büyük bir güneş paneli ve daha fazla pil kullanılarak çözülebilir.

Yeni helikopterin güç sistemi tasarlanırken, Ingenuity'ye tamamen bağlı kalınmıştır. Sadece ihtiyaçlar doğrultusunda kullanılan parametrelerin boyutları ve miktarları değiştirilmiştir.

Yeni tasarlanan helikopterin modeli CATIA yazılımı ile yapılmıştır. Performans analizleri yapılırken kullanılan tüm kodlar MATLAB üzerinden yapılmıştır.

## KAYNAKÇA

1. **Shah, P.** 2017. "Heading Estimation via Sun Sensing for Autonomous Navigation", California.
2. **May, S.** 2014. "What is a Helicopter", NASA Knows.
3. **May, S.** 2020. "What is Mars", NASA Knows, published online 11 Aug. 2020.
4. NASA, Jet Propulsion Laboratory. 2020 "Mars 2020 Perseverance Launch Kit".
5. **Balaram, J., Canham, T., Duncan, C., Golombek, M., Grip, H. F., Johnson, W., Maki, J., Quon, A., Stern, R. ve Zhu, D.** 2018. "Mars Helicopter Technology Demonstrator", January 8–12, 2018, Kissimmee, Florida.
6. <https://mars.nasa.gov/technology/helicopter/> (10/11/2021)
7. **Rabinovitch, J., Lorenz, R., Slimko, E. ve Wang, K.C.** 2021. "Scaling sediment mobilization beneath rotorcraft for Titan and Mars", USA
8. **Koning, W. J. F., Wayne, J., Allan, B. G.** 2018. "Generation of Mars Helicopter Rotor Model for Comprehensive Analysis", California, USA, January 16-18, 2018.
9. Veritasium, "First flight on another planet", 10 Aug. 2019, url: <https://www.youtube.com/watch?v=GhsZUZmJvaM> (10/11/2021)
10. **Zhao, P., Quan, Q., Chen, S., Tang, D. ve Deng, Z.** 2018. "Experimental investigation on hover performance of a single-rotor system for Mars helicopter", China.
11. NASA. 2021. "Ingenuity Mars Helicopter Landing Press Kit", USA.
12. **Wayne, J.** 2013, "Rotorcraft Aeromechanics", New York, Chaps. 1,5.