



TEKNOFEST 2020

ROKET YARIŞMASI

Orta İrtifa Kategorisi

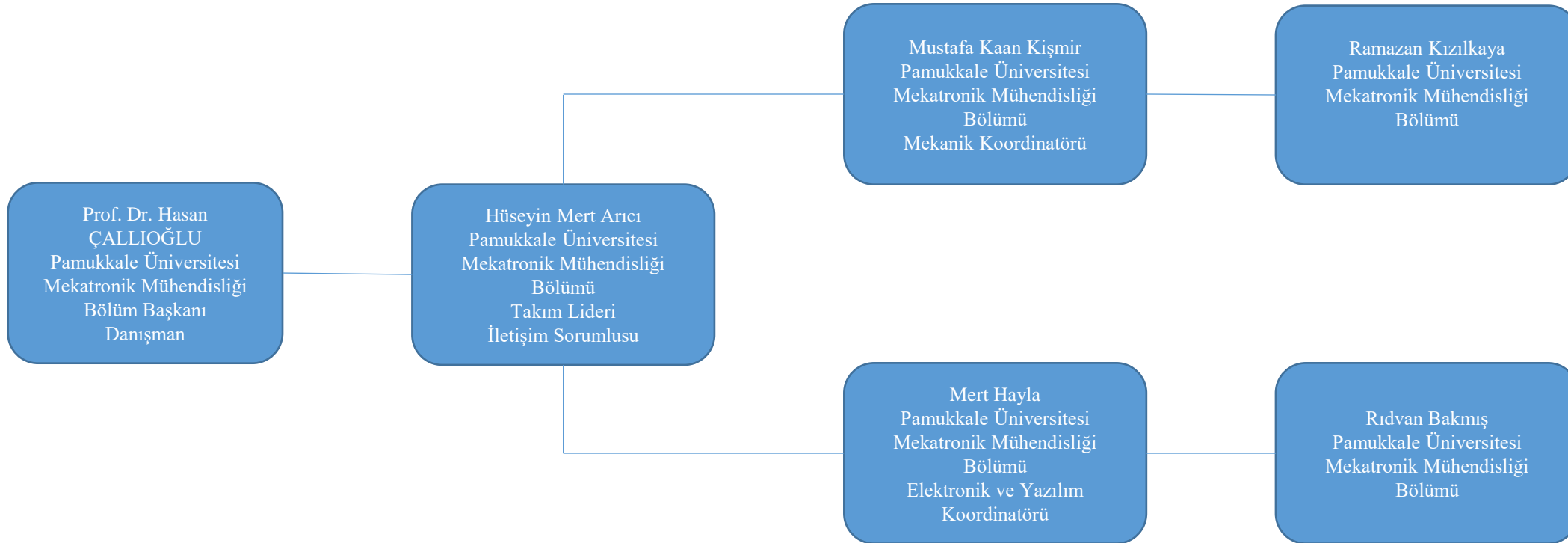
Ön Tasarım Raporu (ÖTR)

Sunuşu

Albedo Roket Takımı

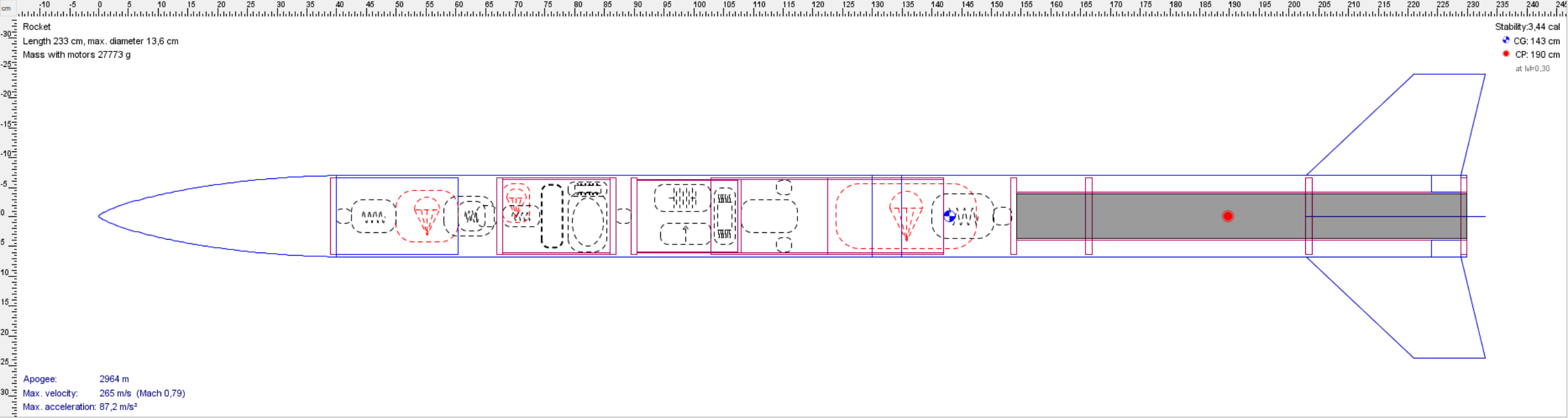


Takım Yapısı





Yarışma Roketi Genel Görünümü





Kabul Kriterleri Özeti



Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü	Yorum
Boy (metre):	2,33	OpenRocket ana sayfasından alınmıştır.
Çap (metre):	0,136	OpenRocket ana sayfasından alınmıştır.
Roketin Kuru Ağırlığı(kg.):	16,741	Motor ve faydalı yük ağırlığı çıkarılmıştır.
Yakıt Kütlesi(kg.):	4,349	Motor kataloğundaki detaylardan alınmıştır.
Motorun Kuru Ağırlığı(kg.):	2,683	Motor kataloğundaki detaylardan alınmıştır.
Faydalı Yük Ağırlığı (kg.):	4	Şartname de bu şekilde belirtilmiştir.
Toplam Kalkış Ağırlığı (kg.):	27,773	OpenRocket ana sayfasından alınmıştır.
İtki Tipi:	Kuru Yakıt	Yarışmada kullanılan yakıt tipidir.

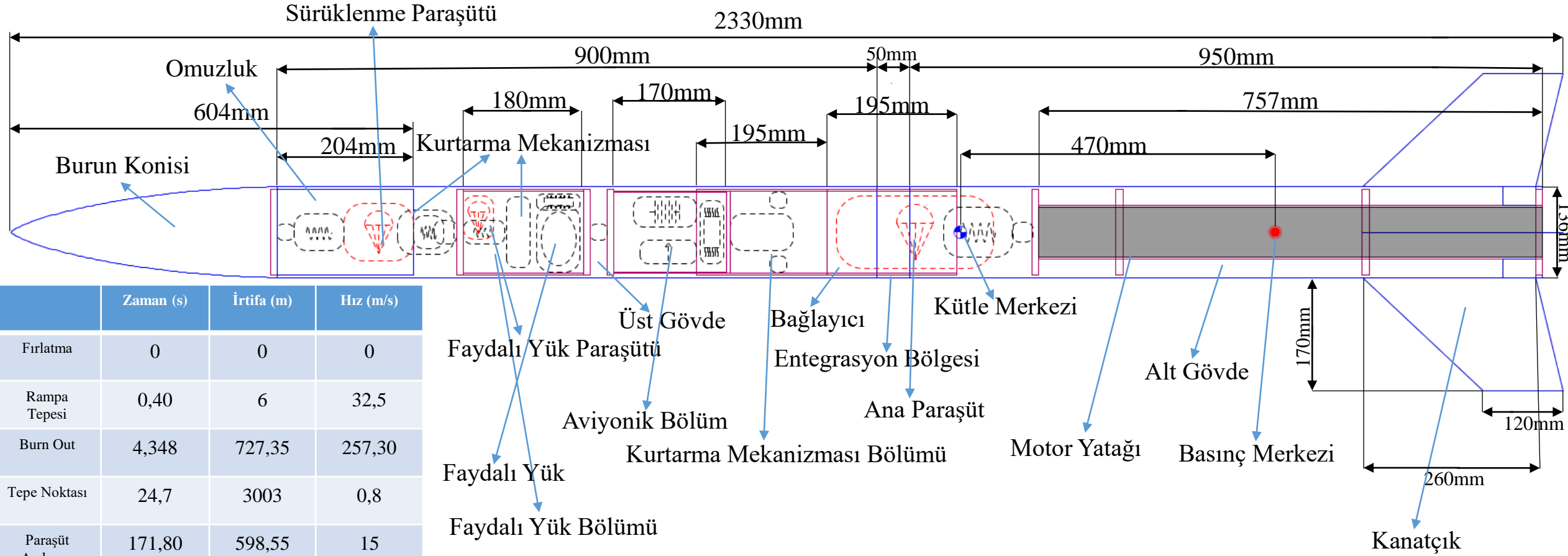
Motor Seçimleri

Marka :	Cesaroni	İsim: M2020	Sınıf:	M
Motorun Toplam İtke Değeri(Ns):			8429,4	
Marka :	Cesaroni	İsim: M2150	Sınıf:	M
Motorun Toplam İtke Değeri(Ns):			7455,4	

Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

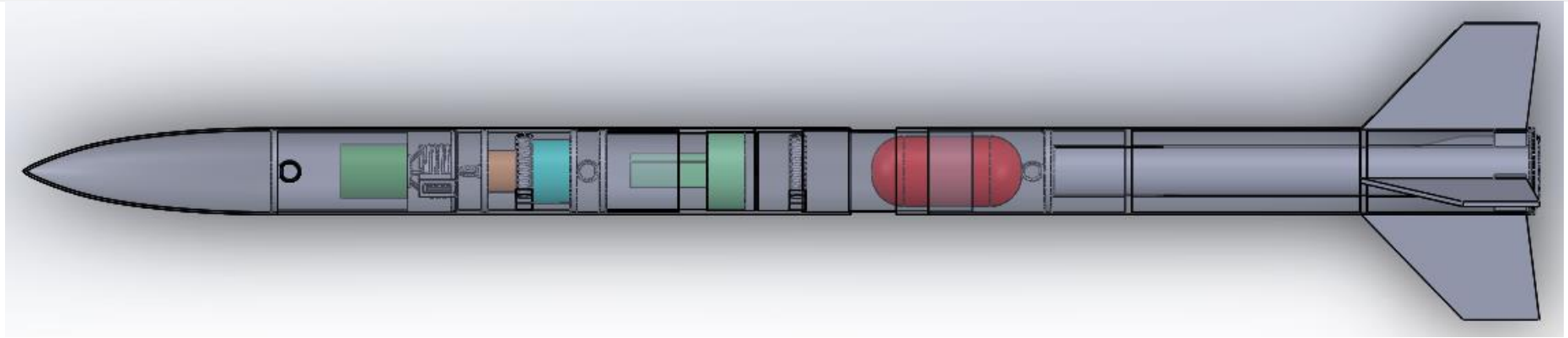
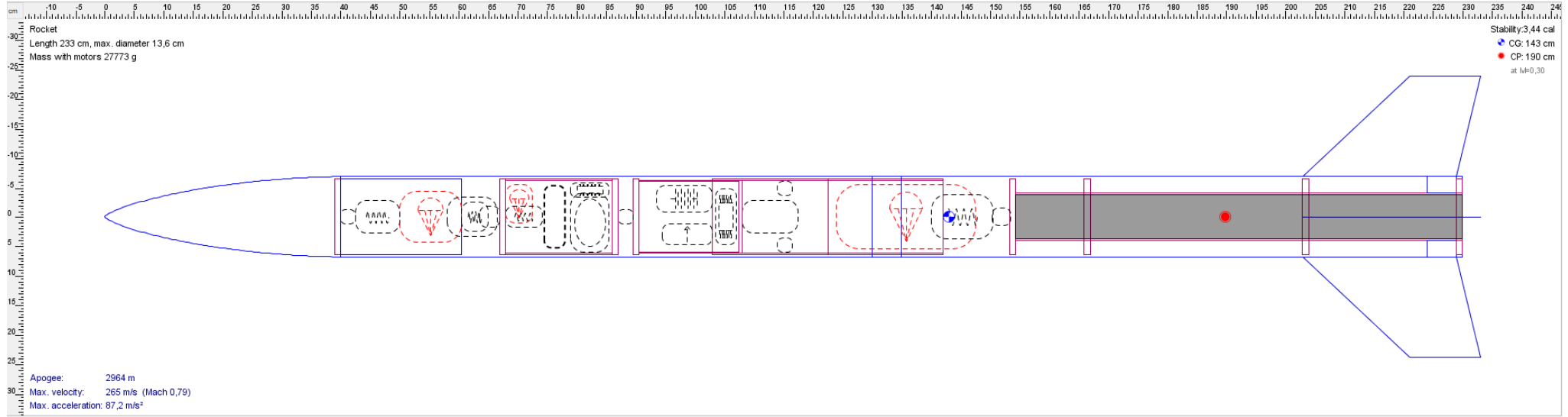
	Ölçü	Yorum
Kalkış İtke/Ağırlık Oranı:	1,65	Kalkıştaki itkinin kalkıştaki ağırlığa oranıdır.
Rampa Hızı(m/s):	32,6	OpenRocket simülasyon sayfasından alınmıştır.
Yanma Boyunca En az Statik Denge Değeri:	2,29	Simülasyon verilerinden alınmıştır.
En büyük ivme (g):	8,899	Maksimum ivmenin 9.81'e bölünmüş halidir.
En Yüksek Hız(m/s & M):	265	OpenRocket simülasyon sayfasından alınmıştır.
Belirlenen İrtifa(m):	3000	Yarışma şartnamesinde yer almaktadır.

Open Rocket Genel Tasarım

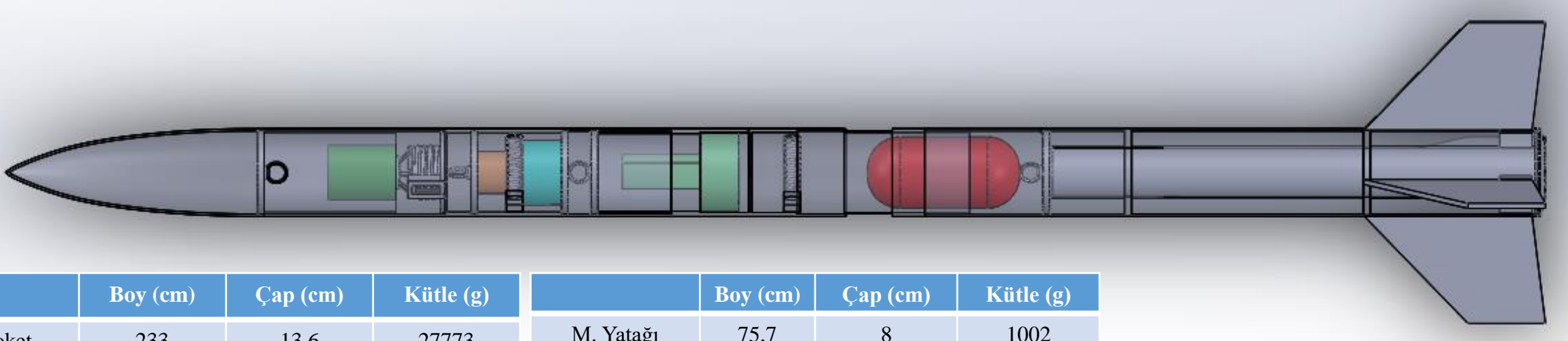


	Zaman (s)	İrtifa (m)	Hız (m/s)
Fırlatma	0	0	0
Rampa Tepesi	0,40	6	32,5
Burn Out	4,348	727,35	257,30
Tepe Noktası	24,7	3003	0,8
Paraşüt Açılması	171,80	598,55	15
Paraşüt Sonrası	251	-	7,34

Open Rocket/Roket Tasarımı Genel Görünüm



Roket Tasarımı Genel Görünüm



	Boy (cm)	Çap (cm)	Kütle (g)
Roket	233	13,6	27773
Burun Konisi	60,4	13,6	1301
Üst Gövde	90	13,6	2762
Entegrasyon Gövdesi	5	13,6	148
Alt Gövde	95	13,6	2915
Motor	75,7	7,5	7032

	Boy (cm)	Çap (cm)	Kütle (g)
M. Yatağı	75,7	8	1002
Bağlayıcı	19,5	12,8	417
Faydalı Yük Bölümü	18	12,8	392
Aviyonik Bölüm	17	12,4	241
Kurtarma Mekanizması	19,5	12,8	417
Kanatçık	12/26	17	2900

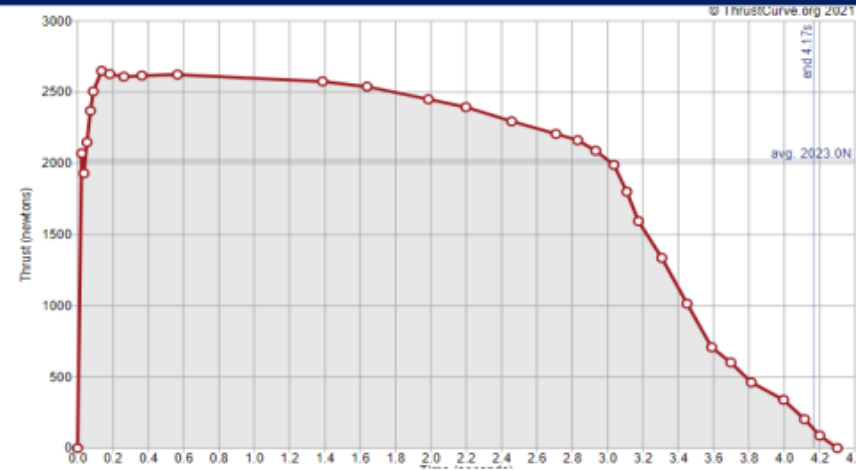
- Ağırlık hesaplamalarında mapa, kapak, merkezleme halkası, paraşüt gibi ağırlıklar dahil değildir.

Motor Seçimi

Seçilen 1. Motor

M2020 Stok Yüzdesi: %30

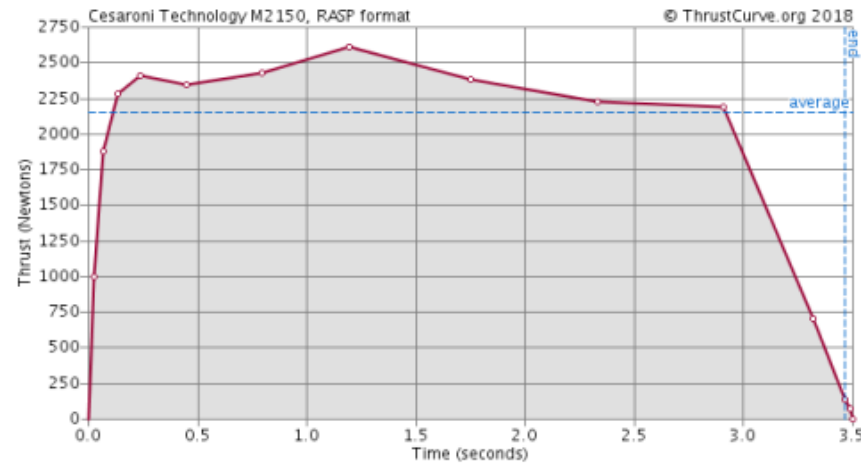
Diameter	75 mm
Length	757 mm
Total Weight	7,032 g
Propellant Weight	4,349 g
Average Thrust	2,021.9 N
Maximum Thrust	2,680.4 N
Total Impulse	8,429.4 Ns
Burn Time	4.2 s
Case Info	Pro75-6G
Propellant Info	Imax



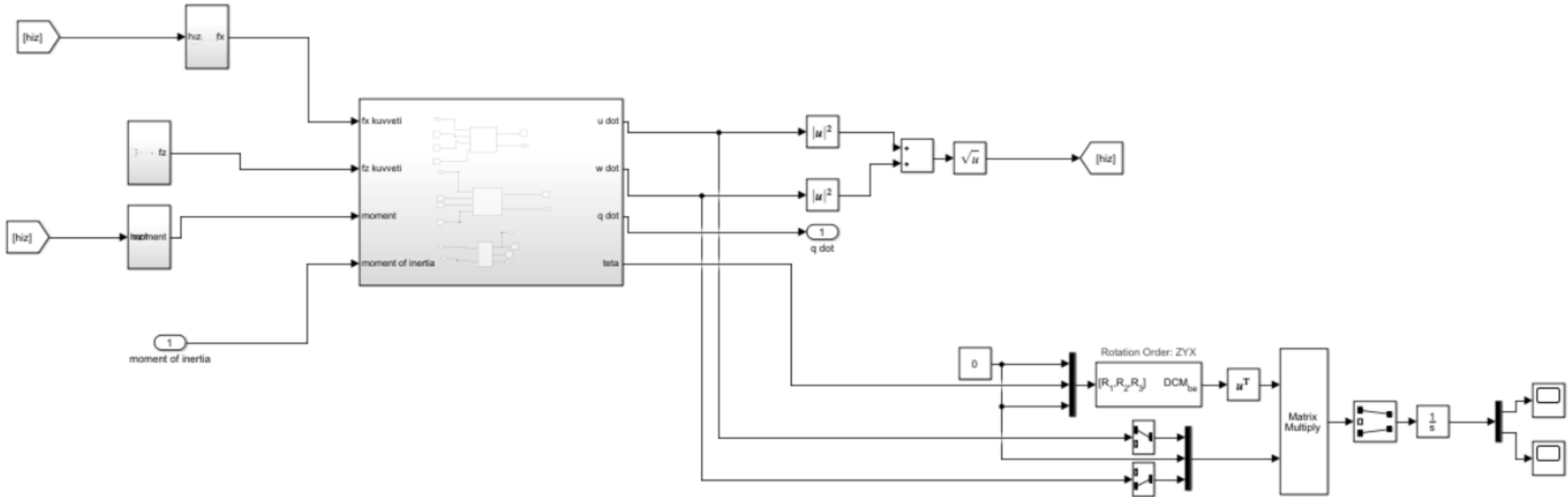
Seçilen 2. Motor

M2150 - Stok Yüzdesi: %30

Diameter:	75.0mm
Length:	89.3cm
Total Weight:	6324g
Prop. Weight:	3835g
Average Thrust:	2147.0N
Maximum Thrust:	2614.1N
Total impulse:	7455.4Ns
Burn Time:	3.5s
Isp:	198s



3 Serbestlik Dereceli Uçuş Benzetimi - 1



3 Serbestlik Dereceli Uçuş Benzetimi - 2

Edit simulation

Simulation name: Simulation 1

Flight configuration: [8429-M2020-IM-0]

Launch conditions Simulation options

Wind

Average windspeed: 6 m/s

Standard deviation: 0,6 m/s

Turbulence intensity: 10 % Medium

Wind direction: 180 °

Atmospheric conditions

☒ Use International Standard Atmosphere

Temperature: 15 °C

Pressure: 3 mbar

Launch site

Latitude: 38,4 ° N

Longitude: 34 ° E

Altitude: 970 m

Launch rod

Length: 600 cm

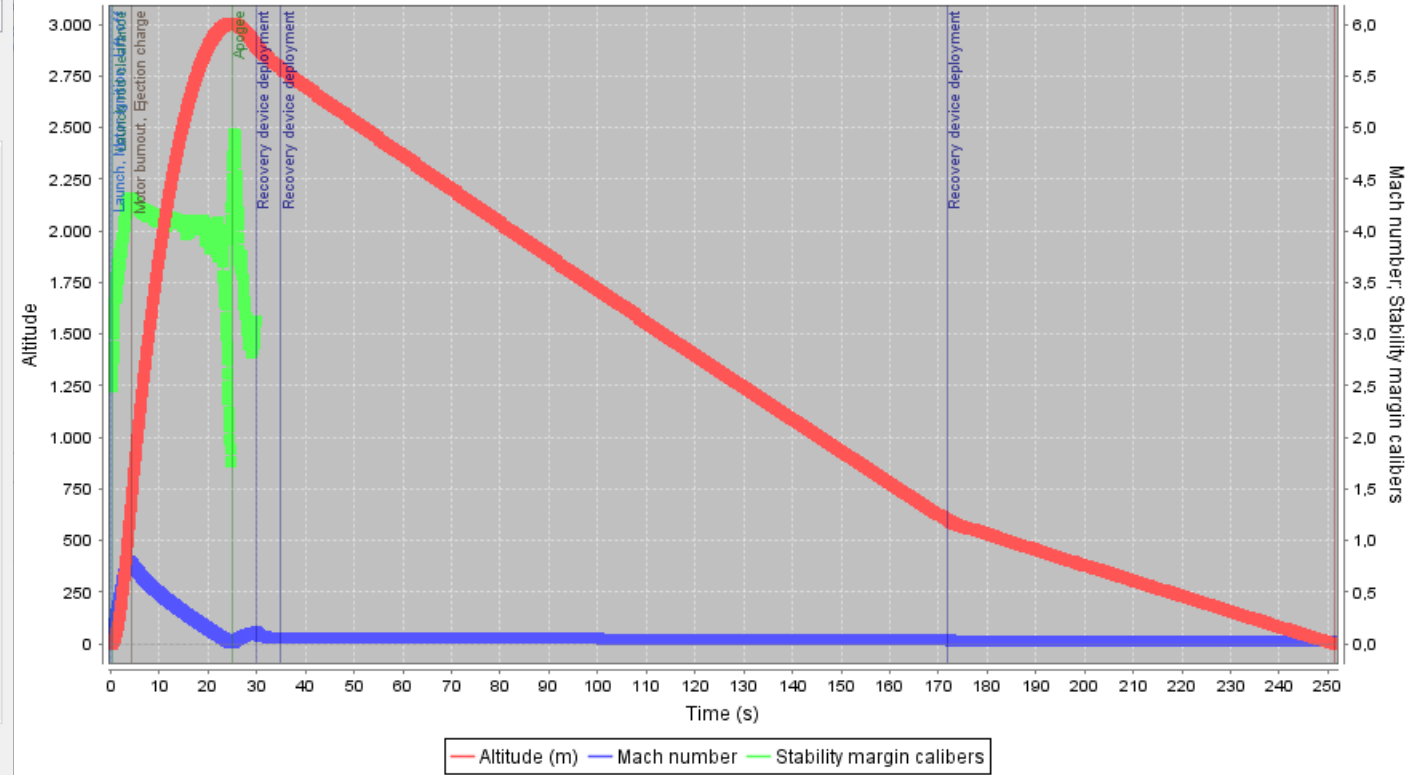
☐ Always launch directly up-wind or down-wind

Angle: 5 °

Direction: 0 °

Reset to default Save as default

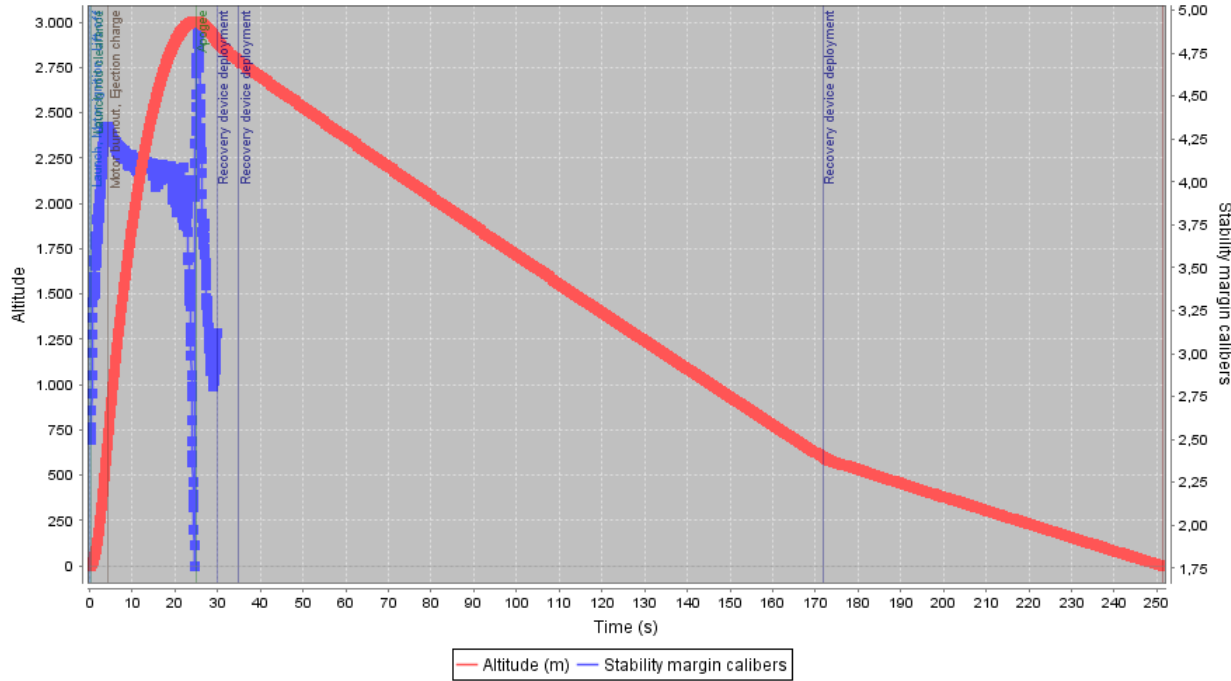
Plot >> Simulate & Plot Kapat



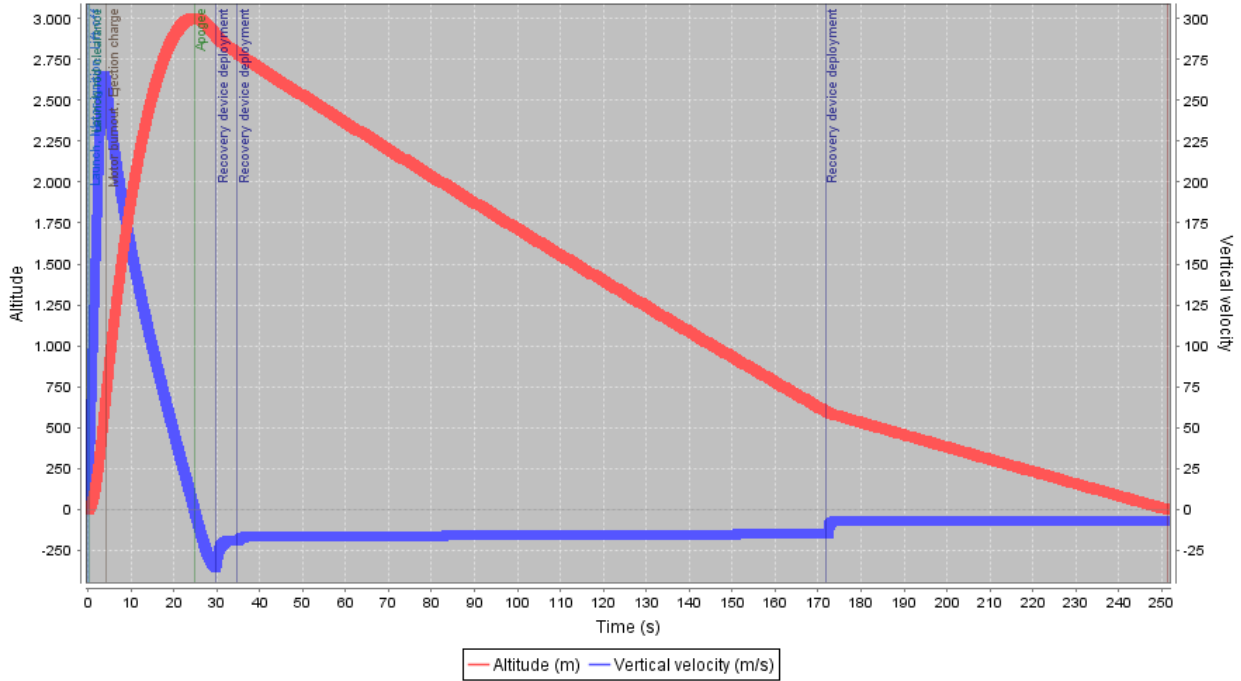
Uçuş Simülasyonu

- Yapılan simülasyonlar şartnamede verilen değerlerle benzetimi yapılmıştır. Değerler girildikten sonra 'Save as default' dememize rağmen program kapatılıp tekrar açıldığında Wind direction, pressure ve direction değerleri değişmektedir.

3 Serbestlik Dereceli Uçuş Benzetimi - 3



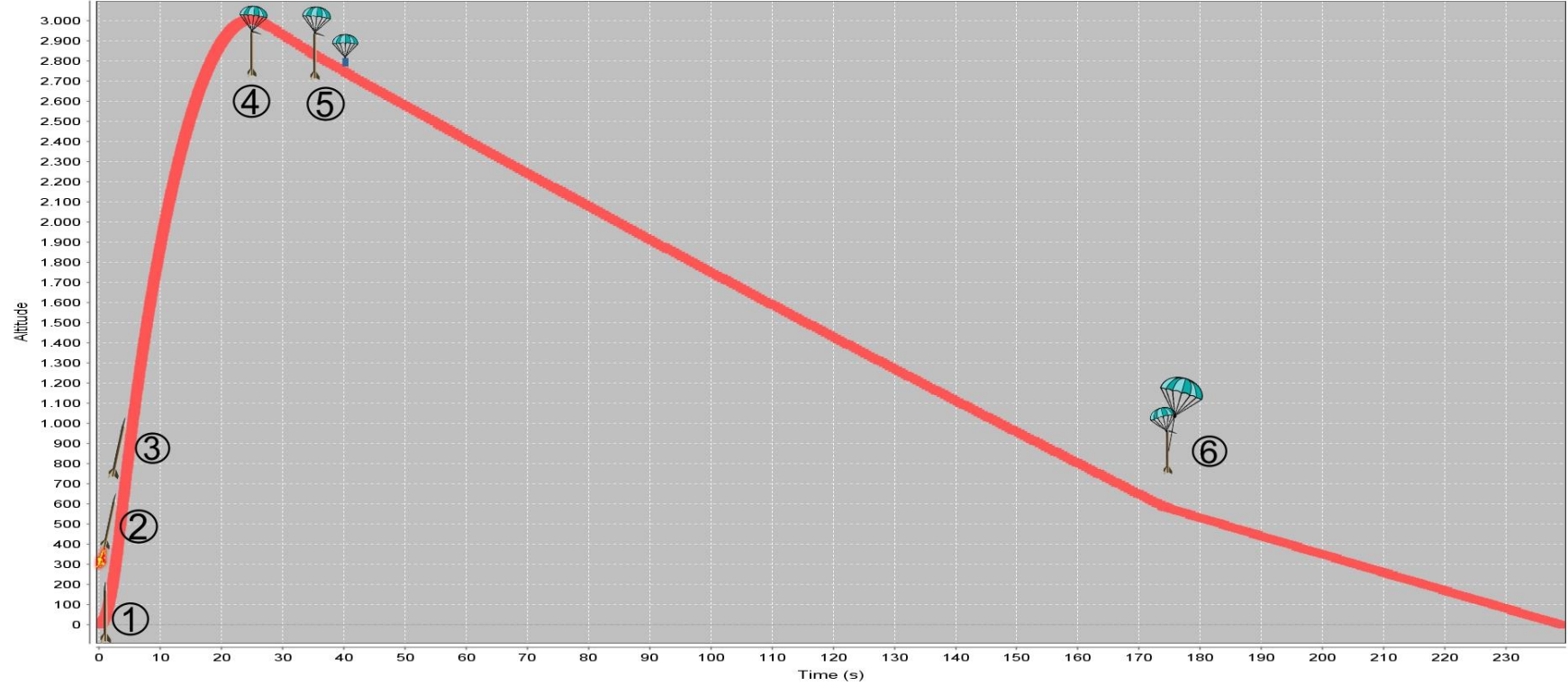
İrtifa-Stabilite Marjini Simülasyonu



İrtifa-Hız Simülasyonu

Operasyon Konsepti (CONOPS) - 1

	Fırlatma Süreci
1	Roketin rampaya taşınması
2	Roketin yakıtın yanması
3	Roketin yakıtının bitmesi
4	Roketin sürüklenme paraşütünün açılması
5	Roketten faydalı yükün ayrılması
6	Roketin ana paraşütünün açılması



Roketin Uçuş Süresince Yükseklik-Zaman Grafiği



Operasyon Konsepti (CONOPS) - 2



Operasyon Süreci

- Roket ilgili takım üyeleri tarafından elle taşınarak yarışma hakemlerinin belirlediği fırlatma rampasına götürülür ve rampaya yerleştirilir.
- Roket fırlatma rampasında aviyonik sistem düğme yardımıyla çalıştırılır.
- Yer üssünden veri akışı teyit edilir.

Görev	Görevli
Atış Sorumlusu	Mert Hayla, Hüseyin Mert Arıcı
Atış Alanı Sorumlusu	Rıdvan Bakmış, Mustafa Kaan Kışmir
İniş Alanı Sorumlusu	Ramazan Kızılkaya

- Fırlatma süreci ve uçuş evreleri operasyon konsepti – 1 sayfasında verilmiştir.
- Anlık alınan veriler yer üssündeki bilgisayarın hard diskine ve roketin içerisindeki SD karta depolanacaktır.
- Roketin fırlatma işlemi başarıyla tamamlandıktan sonra yer üssünden roketin GPS konumu anlık takip edilir. Roket inişini yaptıktan sonra iniş alanı sorumlusu yer üssü sorumlusu ile iletişime geçerek roketin konumunu saptar ve kurtarma işlemini gerçekleştirir.
- Roket rampasının eğiminin olduğu doğrultuda 1500-2000m tahmini iniş aralığıdır.



Kütle Bütçesi

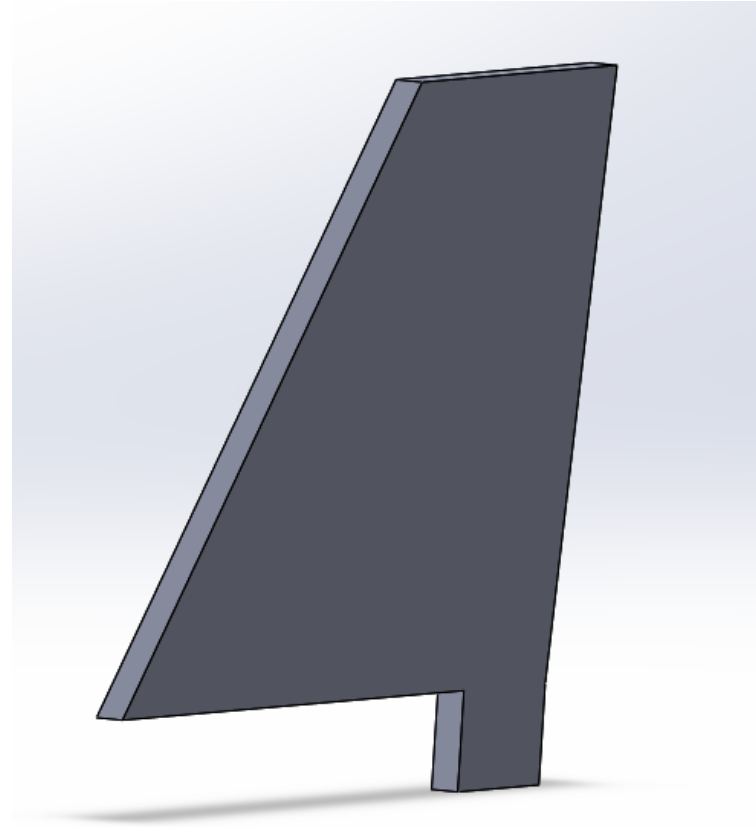
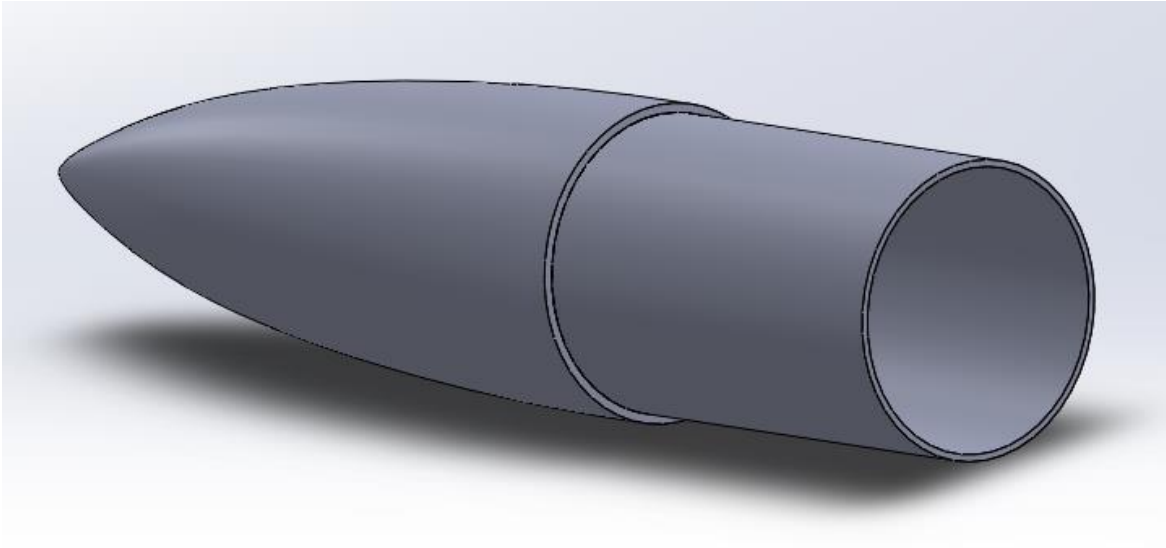


Roket Ürün Ağacı				
Alt Sistem	Komponent	Kütle (g)	Malzeme	Adet
Burun	Burun Konisi	856	Fiberglass	1
	Omuzluk	445	Fiberglass	1
	Kapak	347	Alüminyum	1
	Şok Kordonu	2,58	Elastik Kordon	1
	Mapa	50	Paslanmaz Çelik	1
	Sürüklenme Paraşütü	138	Yırtılmaz Naylon	1
Üst Gövde	Sürüklenme Paraşütü Kordonu	3,5	Örgülü Naylon	1
	Gövde	2762	Fiberglass	1
Aviyonik Bölüm	Mapa	50	Paslanmaz Çelik	1
	Aviyonik	150	?	1
	Batarya	300	Endüstriyel Alkalın	1
	Altimetre	50	?	1
	Kapak	347	Alüminyum	1
	Pin	10	?	2
Kurtarma Mekanizması	Kapak	112	Fiberglass	1
	Kurtarma Mekanizması 1	150	Fiberglass	1
	Kurtarma Mekanizması 2	150	Fiberglass	2
Faydalı Yük Bölümü	Faydalı Yük	4000	Paslanmaz Çelik	1
	Faydalı Yük Tüpü	392	Fiberglass	1
	Faydalı Yük Aviyonik	50	?	1
	Faydalı Yük Paraşütü	45,1	Yırtılmaz Naylon	1
	Şok Kordonu	3,5	Örgülü Naylon	1
	Kapak	347	Alüminyum	2
Entegrasyon Gövdesi	Mapa	50	Paslanmaz Çelik	1
	Gövde	148	Karbonfiber	1
Alt Gövde	Bağlayıcı	417	Alüminyum	1
	Gövde	2915	Fiberglass	1
	Mapa	50	Paslanmaz Çelik	1
	Ana Paraşüt	336	Yırtılmaz Naylon	1
	Ana Paraşüt Kordonu	56	Boru Şeklinde Naylon	1
	Kanatçık	726,5	Alüminyum	4
Motor	Motor Yatağı	1002	Alüminyum	1
	Motor Kapağı	347	Alüminyum	1
	Merkezleme Halkası	160	Fiberglass	2
	Motor Alt Kapağı	238	Fiberglass	1
	Motor	7032	?	1



Roket Alt Sistem Detayları

Burun Konisi & Kanatçık Mekanik Görünüm



Nose cone configuration

Component name: Burun Konisi Select preset

General Shoulder Override Appearance Comment

Nose cone shape: Haack series

Shape parameter: 0,333

Nose cone length: 40 cm

Base diameter: 13,6 cm

☐ Automatic

Wall thickness: 0,4 cm

☐ Filled

The Haack series nose cones are designed to minimize drag. The shape parameter 0 produces an **LD-Haack** or **Von Karman** nose cone, which minimizes drag for fixed length and diameter, while a value of 0.333

Component material: Fiberglass (1,85 g/cm³)

Component finish: Regular paint (60 µm) Set for all

Component mass: 1301 g Kapat

Nose cone configuration

Component name: Burun Konisi Select preset

General Shoulder Override Appearance Comment

Nose cone shoulder

Diameter: 12,8 cm

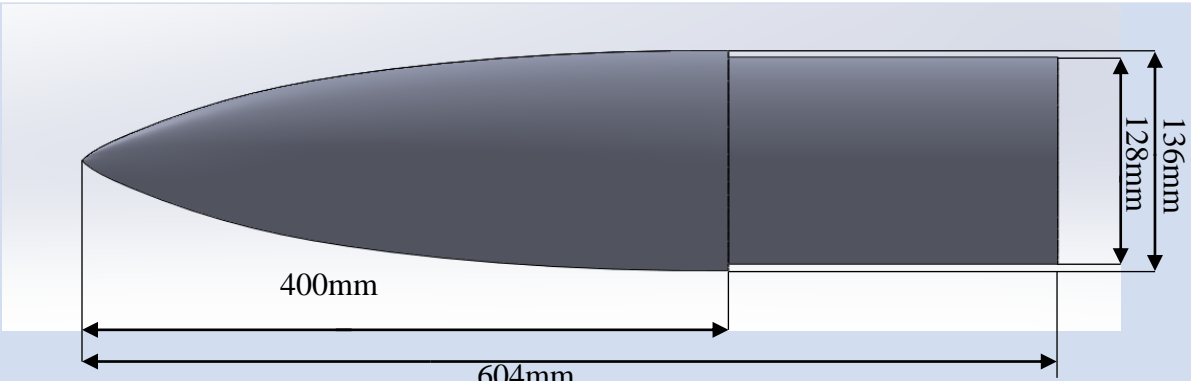
Length: 20,4 cm

Thickness: 0,3 cm

☐ End capped

Component mass: 1301 g Kapat

- Üretimde fiberglass seçilmiştir çünkü malzeme dayanımı, şekillendirilebilirliği gibi faktörler göz önünde bulundurulmuştur.

Özellik	Kapsam																		
CAD Modeli																			
Fiziksel Özellikler	Burun konisi şekli, seçilen burun konisinin parametreleri, boyutları, kütlesi ve burun konisinin üretileceği malzeme yandaki görselde verilmiştir.																		
Malzeme Bilgileri	<p>Alternatif malzeme olarak karbonfiber düşünülmektedir. Değerleri tablodaki gibidir.</p> <table><thead><tr><th>Malzeme</th><th>Yoğunluk (g/cm³)</th><th>Tokluk</th><th>Çekme Mukavemeti (MPa)</th><th>Şekillendirilebilirlik</th><th>Isı Dayanımı</th></tr></thead><tbody><tr><td>Fiberglass</td><td>1,85</td><td>İyi</td><td>3448</td><td>Kolay</td><td>Yüksek</td></tr><tr><td>Karbonfiber</td><td>1,78</td><td>İyi</td><td>4300</td><td>Kolay</td><td>Yüksek</td></tr></tbody></table>	Malzeme	Yoğunluk (g/cm ³)	Tokluk	Çekme Mukavemeti (MPa)	Şekillendirilebilirlik	Isı Dayanımı	Fiberglass	1,85	İyi	3448	Kolay	Yüksek	Karbonfiber	1,78	İyi	4300	Kolay	Yüksek
Malzeme	Yoğunluk (g/cm ³)	Tokluk	Çekme Mukavemeti (MPa)	Şekillendirilebilirlik	Isı Dayanımı														
Fiberglass	1,85	İyi	3448	Kolay	Yüksek														
Karbonfiber	1,78	İyi	4300	Kolay	Yüksek														
Üretim Yöntemleri	Prepreg dediğimiz önceden reçineye emdirilmiş hazır kumaşların kullanılmasına veya elyaf sarma yönteminin kullanılmasına karar verilmiştir.																		

Trapezoidal fin set configuration

Component name: Kanatçık

General Fin tabs Override Appearance Comment

Number of fins: 4

Fin rotation: 0°

Fin cant: 0°

Root chord: 26 cm

Tip chord: 12 cm

Height: 17 cm

Sweep length: 18 cm

Sweep angle: 46,6°

Position relative to: Bottom of the parent component

plus -1 cm

Fin cross section: Rounded

Thickness: 0,8 cm

Component material: Aluminum (2,7 g/cm³)

Component finish: Regular paint (60 µm) Set for all

Root Fillets

Fillet radius: 1 cm

Fillet material: Aluminum (2,7 g/cm³)

Component mass: 2907 g

Split fins Convert to freeform Kapat

Trapezoidal fin set configuration

Component name: Kanatçık

General Fin tabs Override Appearance Comment

Through-the-wall fin tabs:

Tab length: 5 cm

Tab height: 2,8 cm

Tab position: 10,5 cm

relative to: Root chord midpoint

Calculate automatically

Component mass: 2907 g

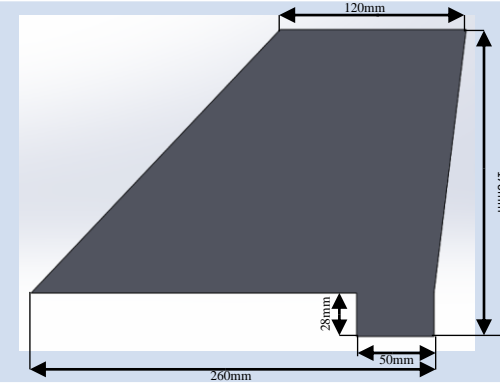
Split fins Convert to freeform Kapat

Özellik

15

CAD Modeli

:



Fiziksel Özellikler

:

Roket kanatçığının boyutları, kütlesi, kanatçığın üretileceği malzeme ve roket gövdesi içine girecek kısmın ölçüleri OpenRocket programından alınan görselde görülmektedir.

Malzeme Bilgileri

:

Alternatif malzeme olarak fiberglass düşünülmektedir. Değerleri tablodaki gibidir.

Malzeme	Yoğunluk (g/cm ³)	Çekme Dayanımı (MPa)	Elastite Modülü (GPa)
Alüminyum	2,70	572	72
Fiberglass	1,85	3448	72,4

Üretim Yöntemleri

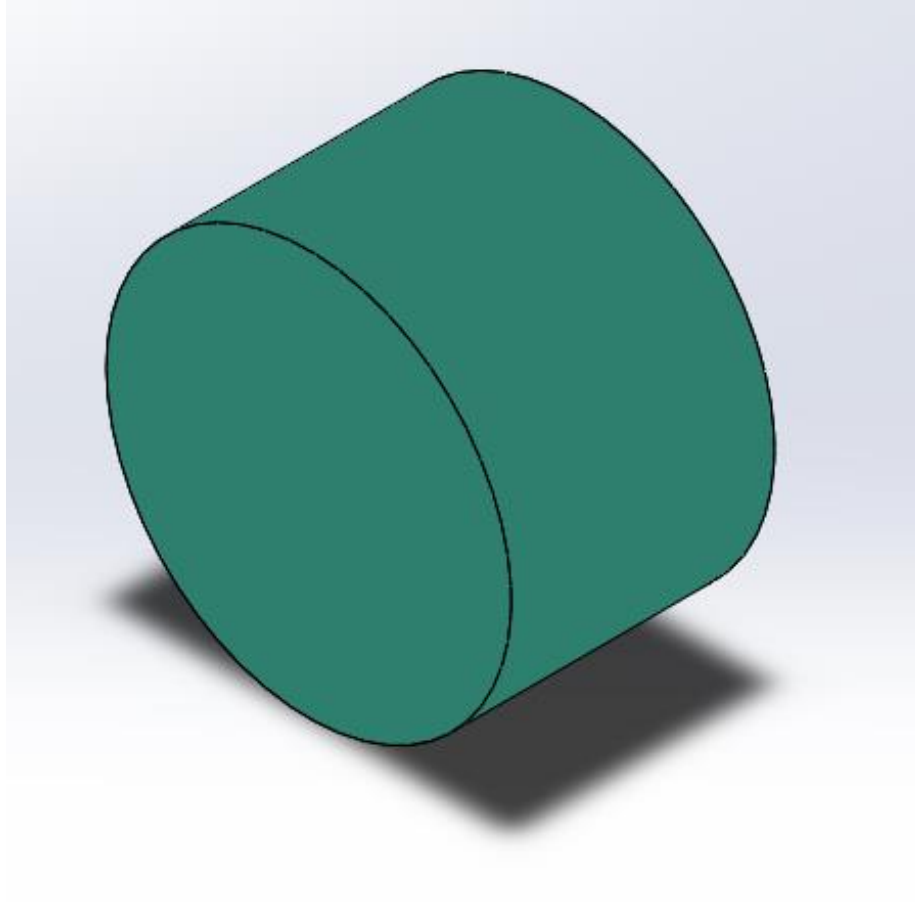
:

Kanatçık tasarımı özgün üretim olmasından dolayı CAD çizimi çıkarılarak CNC kesim işleme aktarılmasıyla 8mm et kalınlığındaki alüminyum levhadan üretimi yapılması planlanmaktadır.

- Üretimde alüminyum tercih edilmiştir çünkü malzemenin yoğunluğu, şartname için gerekli şartları sağlamakta yardımcı olmuştur.



Faydalı Yük Mekanik Görünüm





Faydalı Yük - Detay



Unspecified configuration

Component name: Faydalı Yük

General Radial position Override Appearance Comment

Mass type: Payload

Mass: 4000 g

Approximate density: 7,85 g/cm³

Length: 11,5 cm

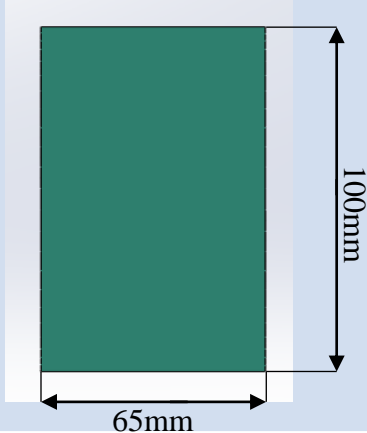
Diameter: 7,51 cm

Position relative to: Top of the parent component

plus 74 cm

Component mass: 4000 g

Kapat

Özellik	Kapsam
CAD Modeli	
Fiziksel Özellikler	Faydalı yükün herhangi bir işlevi bulunmamaktadır. Faydalı yük ağırlığı, yoğunluğu ve boyutları yandaki görselde görüldüğü gibidir.
Malzeme Bilgileri	Roketin yoğunluğu ve boyutları baz alındığında herhangi bir alternatif malzemeye gerek duyulmamıştır. Faydalı yük üretiminde paslanmaz çelik kullanılacaktır.
Üretim Yöntemleri	Faydalı yükün üretimi CNC torna işleme merkezinde, paslanmaz çelik malzemeden üretimi planlanmaktadır.

Faydalı Yükün Ayrılması

Sürüklenme paraşütü açıldıktan 10 saniye sonra aviyonik sistem yay mekanizmasını devreye sokar ve faydalı yük roketten dışarı bırakılır.

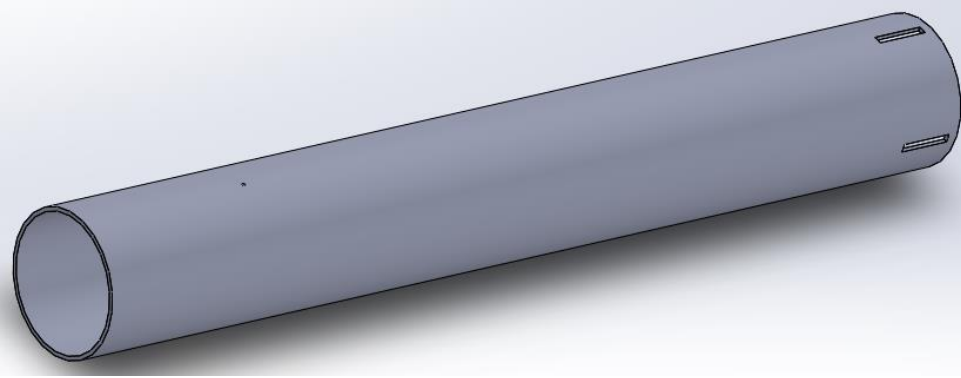
Faydalı Yükün Bulunması

Faydalı yüke bağlı buzzer ve GPS yardımıyla faydalı yükün yeri tespit edilir ve kurtarılır.

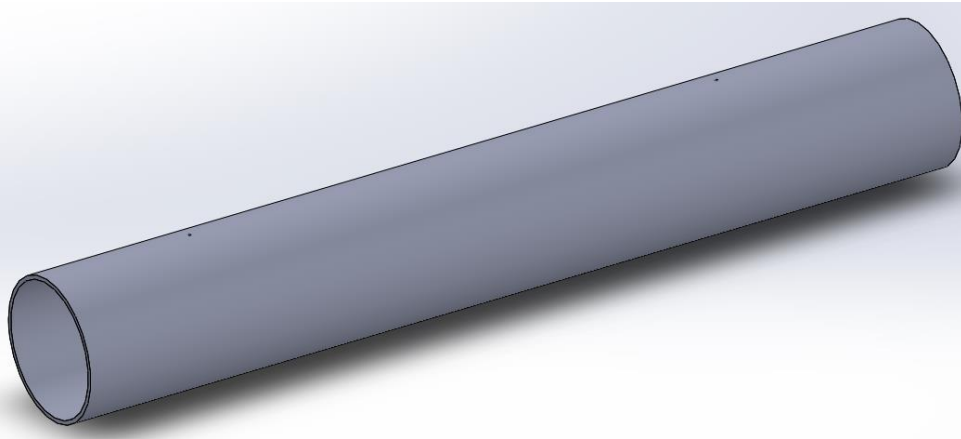
Neden Paslanmaz Çelik Seçildi ?

Faydalı yük boyutlarını bu şekilde tutmak için yoğunluğuna bakılarak çelikten yapılması kararlaştırılmıştır

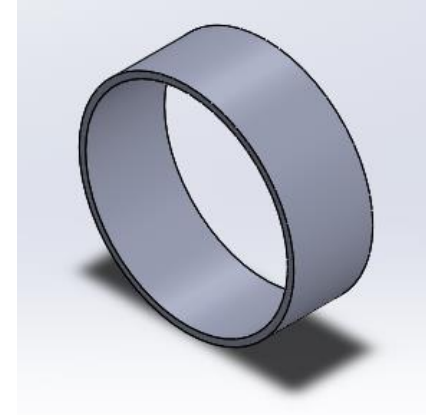
Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm



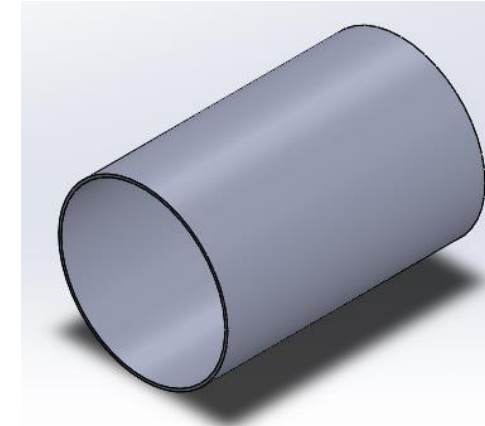
Alt Gövde



Üst Gövde



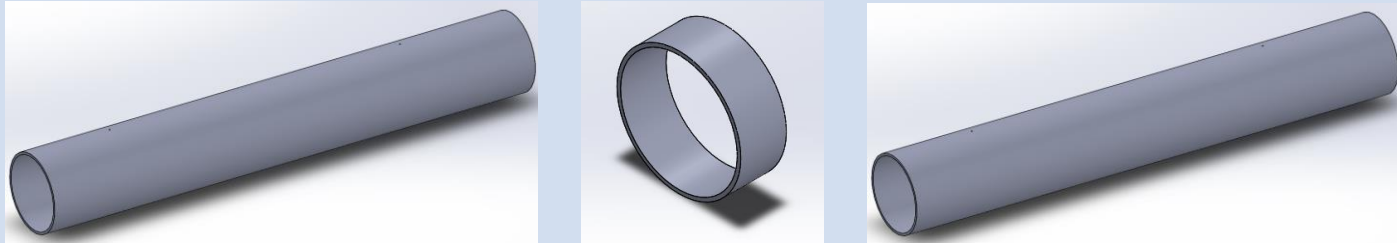
Entegrasyon Gövdesi



Entegrasyon Gövdesi Bağlayıcısı

Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Montaj Elemanları) - 1

- Roketimizde basınç sensöründen verimli bir veri almak için her biri 3mm çapa sahip 3 tane delik açılmıştır. Bunlardan biri burundan hemen önceki gövdenin bitim yerine, diğeri aviyonik sistemlerin olduğu yere ve son olarak da motor kapağının bulunduğu yere delikler açılmıştır.
- Roket motoru, motor yatağının içine girerek montajlanacaktır. Motor yatağını sabitleyen eleman merkezleme halkası olacaktır.

Özellik	Kapsam																							
CAD Modeli	:																							
Fiziksel Özellikler	:	Roket gövdesi, üst gövde, entegrasyon gövdesi ve alt gövdeden oluşmaktadır. Üst gövde 900mm uzunluğa, 136mm dış çapa, 4mm et kalınlığına sahiptir ve kütlesi 2,762 kg'dır. Entegrasyon gövdesi 50mm uzunluğa, 136mm dış çapa, 4mm et kalınlığına sahiptir ve kütlesi 0,148 kg'dır. Alt gövde ise 950mm uzunluğa, 136mm dış çapa, 4mm et kalınlığına sahiptir ve kütlesi 2,915 kg'dır.																						
Malzeme Bilgileri	:	<p>Üst ve alt gövde için fiberglass, entegre gövdesi üretimi için karbonfiber malzeme kullanılacaktır. Malzemeler şartnamede belirtildiği gibi kompozit malzemelerden seçilmiştir. Malzemelerin bu şekilde seçilmesinin bir diğer nedeni ise roketin stabil bir şekilde uçuşunu sağlamaktadır. Kompozit malzemeler kolay şekillendirilebilir, dayanıklı, hafif ve tasarım kolaylığı olan malzemelerdir.</p> <table><tr><th>Malzeme</th><th>Yoğunluk (g/cm^3)</th><th>Tokluk</th><th>Çekme Mukavemeti (MPa)</th><th>Şekillendirilebilirlik</th><th>Isı Dayanımı</th></tr><tr><td>Fiberglass</td><td>1,85</td><td>İyi</td><td>3448</td><td>Kolay</td><td>Yüksek</td></tr><tr><td>Karbonfiber</td><td>1,78</td><td>İyi</td><td>4300</td><td>Kolay</td><td>Yüksek</td></tr></table>					Malzeme	Yoğunluk (g/cm^3)	Tokluk	Çekme Mukavemeti (MPa)	Şekillendirilebilirlik	Isı Dayanımı	Fiberglass	1,85	İyi	3448	Kolay	Yüksek	Karbonfiber	1,78	İyi	4300	Kolay	Yüksek
Malzeme	Yoğunluk (g/cm^3)	Tokluk	Çekme Mukavemeti (MPa)	Şekillendirilebilirlik	Isı Dayanımı																			
Fiberglass	1,85	İyi	3448	Kolay	Yüksek																			
Karbonfiber	1,78	İyi	4300	Kolay	Yüksek																			
Üretim Yöntemleri	:	Prepreg dediğimiz önceden reçineye emdirilmiş hazır kumaşların kullanılmasına veya elyaf sarma yönteminin kullanılmasına karar verilmiştir.																						

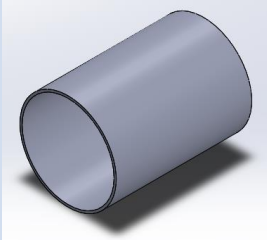
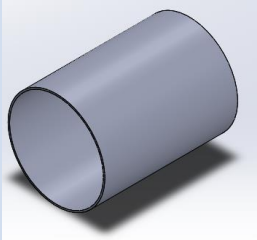
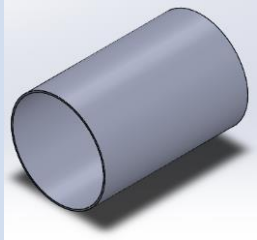
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Montaj Elemanları) - 2

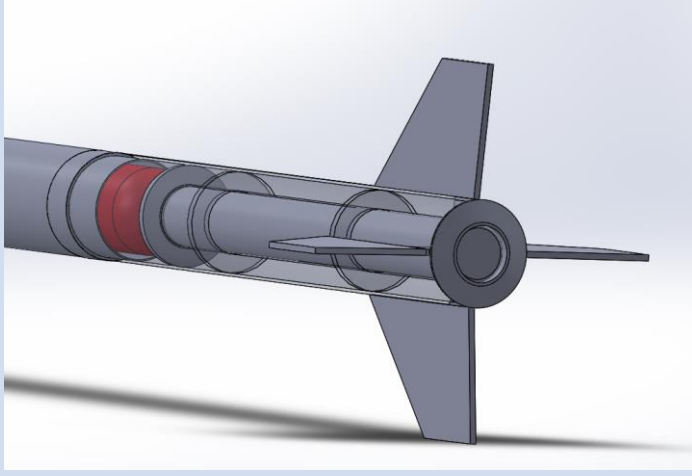
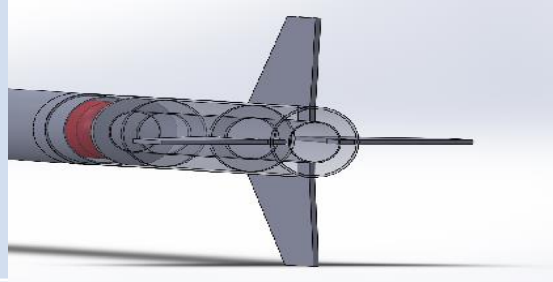
Özellik		Kapsam																		
CAD Modeli	:	   																		
Fiziksel Özellikler	:	Entegrasyon gövde bağlayıcısı 195mm uzunluğa, 124mm dış çapa, 2mm et kalınlığına ve 0,417 kg ağırlığa sahiptir. Burun konisi omuzluğu 204mm uzunluğa, 128mm dış çapa, 3mm et kalınlığına ve burun ile birlikte toplam 1,301 kg ağırlığa sahiptir. Merkezleme halkası 11mm uzunluğa, 128mm dış çapa, 24mm et kalınlığına ve 0,160 kg ağırlığa sahiptir. Mapa dövülmüş çelikten , şartnameye göre imal edilecektir.																		
Malzeme Bilgileri	:	<div>Entegrasyon gövdesi bağlayıcısı üretimi için alüminyum malzeme, burun konisi omuzluğu üretimi için burun konisi ile aynı malzeme yani fiberglasstan ve merkezleme halkası üretimi için de fiberglass tercih edilmiştir. Üretiminin kolay olması, dayanıklı olmaları ve roket stabilitesini sağlamaları nedeniyle malzeme seçimi bu şekilde yapılmıştır.</div> <table><thead><tr><th>Malzeme</th><th>Yoğunluk (g/cm^3)</th><th>Tokluk</th><th>Çekme Mukavemeti (MPa)</th><th>Şekillendirilebilirlik</th><th>Isı Dayanımı</th></tr></thead><tbody><tr><td>Alüminyum</td><td>2.7</td><td>İyi</td><td>572</td><td>Kolay</td><td>Orta</td></tr><tr><td>Fiberglass</td><td>1.85</td><td>İyi</td><td>3448</td><td>Kolay</td><td>Yüksek</td></tr></tbody></table>	Malzeme	Yoğunluk (g/cm^3)	Tokluk	Çekme Mukavemeti (MPa)	Şekillendirilebilirlik	Isı Dayanımı	Alüminyum	2.7	İyi	572	Kolay	Orta	Fiberglass	1.85	İyi	3448	Kolay	Yüksek
Malzeme	Yoğunluk (g/cm^3)	Tokluk	Çekme Mukavemeti (MPa)	Şekillendirilebilirlik	Isı Dayanımı															
Alüminyum	2.7	İyi	572	Kolay	Orta															
Fiberglass	1.85	İyi	3448	Kolay	Yüksek															
Üretim Yöntemleri	:	Üretimi kompozit malzemeden olacak parçalar için prepreg dediğimiz önceden reçineye emdirilmiş hazır kumaşların kullanılmasına veya elyaf sarma yönteminin kullanılmasına karar verilmiştir. Üretimi alüminyum malzemeden olan parçalar için CNC torna işleme merkezinde üretimi yapılacaktır.																		

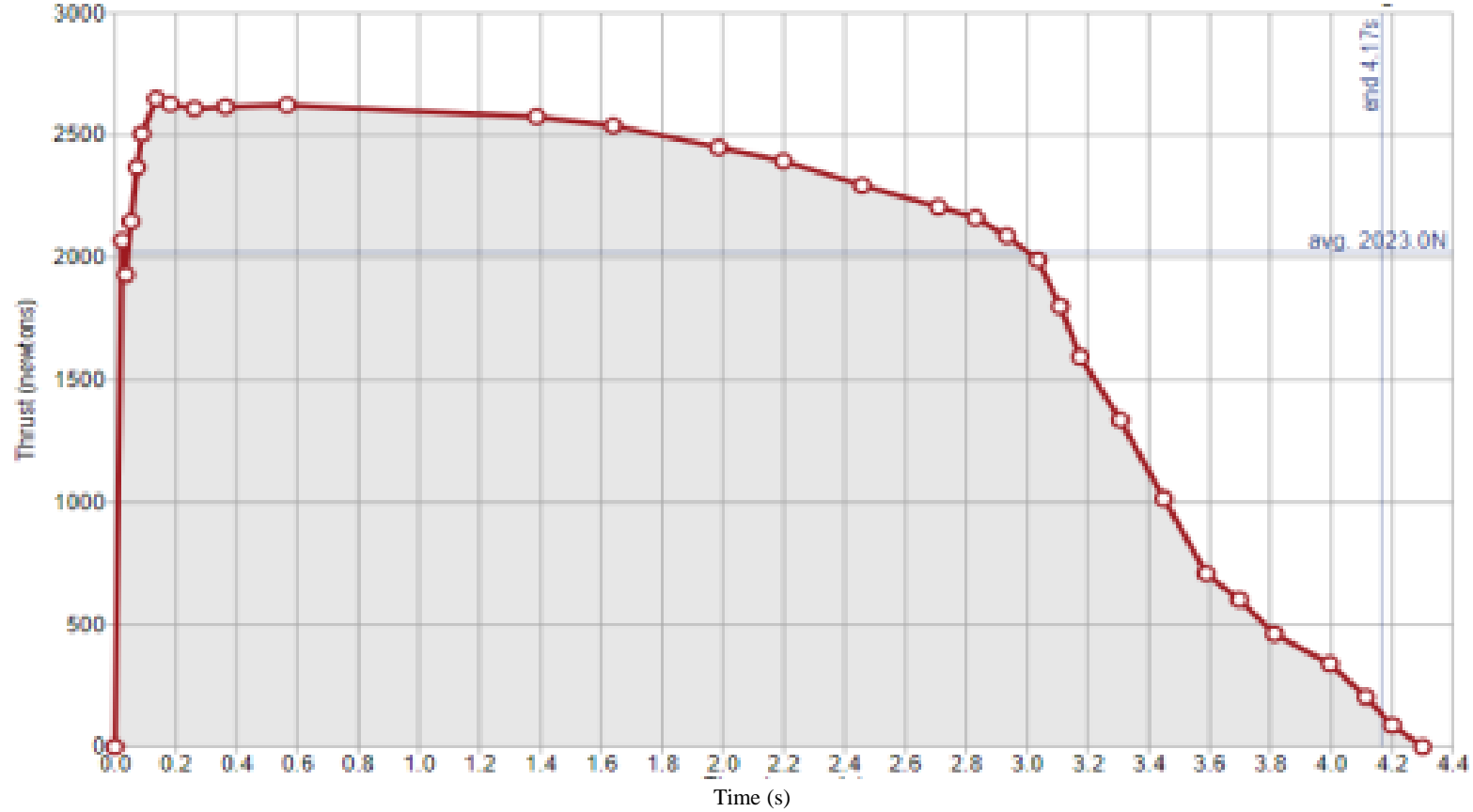


Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Montaj Elemanları) - 3



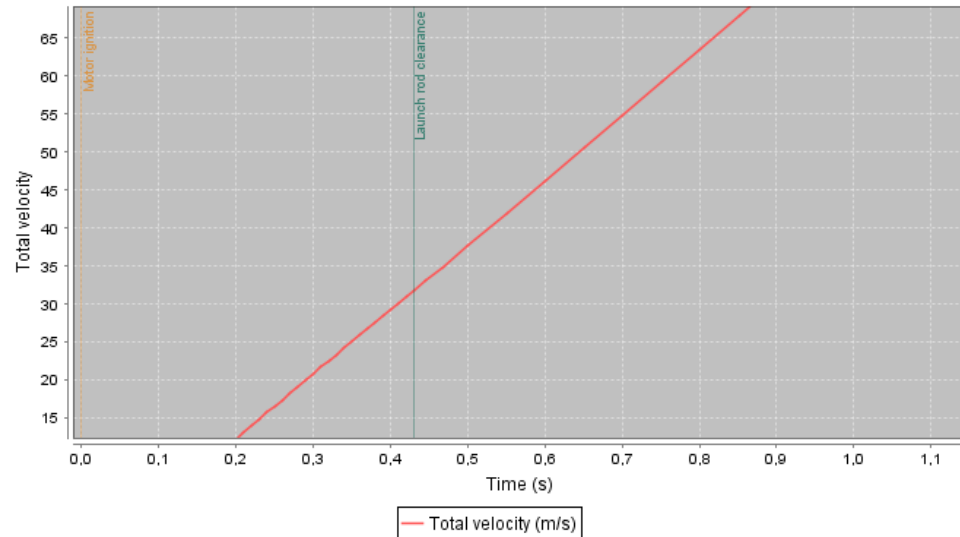
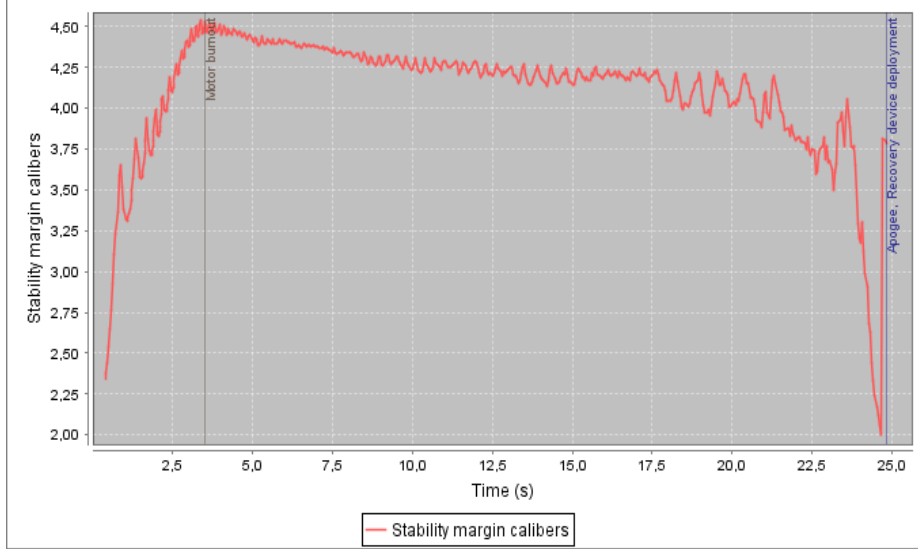
Özellik		Kapsam																		
CAD Modeli	:	  																		
Fiziksel Özellikler	:	Faydalı yük tüpü 180mm uzunluğa, 128mm dış çapa, 3mm et kalınlığına ve 0,392 kg ağırlığa sahiptir. Aviyonik kısım 170mm uzunluğa, 124mm dış çapa, 2mm et kalınlığına ve 0,241 kg ağırlığa sahiptir. Açılma mekanizması 195mm uzunluğa, 128mm dış çapa, 2mm et kalınlığına ve 0,417 kg ağırlığa sahiptir.																		
Malzeme Bilgileri	:	<p>Faydalı yük tüpü üretimi için fiberglass malzeme, aviyonik kısım üretimi için fiberglasstan ve açılma mekanizması üretimi için ise alüminyum tercih edilmiştir. Üretiminin kolay olması, dayanıklı olmaları ve roket stabilitesini sağlamaları nedeniyle malzeme seçimi bu şekilde yapılmıştır.</p> <table><thead><tr><th>Malzeme</th><th>Yoğunluk (g/cm^3)</th><th>Tokluk</th><th>Çekme Mukavemeti (MPa)</th><th>Şekillendirilebilirlik</th><th>Isı Dayanımı</th></tr></thead><tbody><tr><td>Alüminyum</td><td>2.7</td><td>İyi</td><td>572</td><td>Kolay</td><td>Orta</td></tr><tr><td>Fiberglass</td><td>1.85</td><td>İyi</td><td>3448</td><td>Kolay</td><td>Yüksek</td></tr></tbody></table>	Malzeme	Yoğunluk (g/cm^3)	Tokluk	Çekme Mukavemeti (MPa)	Şekillendirilebilirlik	Isı Dayanımı	Alüminyum	2.7	İyi	572	Kolay	Orta	Fiberglass	1.85	İyi	3448	Kolay	Yüksek
Malzeme	Yoğunluk (g/cm^3)	Tokluk	Çekme Mukavemeti (MPa)	Şekillendirilebilirlik	Isı Dayanımı															
Alüminyum	2.7	İyi	572	Kolay	Orta															
Fiberglass	1.85	İyi	3448	Kolay	Yüksek															
Üretim Yöntemleri	:	Üretimi kompozit malzemeden olacak parçalar için prepreg dediğimiz önceden reçineye emdirilmiş hazır kumaşların kullanılmasına veya elyaf sarma yönteminin kullanılmasına karar verilmiştir. Üretimi alüminyum malzemeden olan parçalar için CNC torna işleme merkezinde üretimi yapılacaktır.																		

Özellik		Kapsam
CAD Modeli	:	 <p>Yandaki CAD görselinde motor kısmı görülmektedir. Hakemler tarafından bize verilecek olan motor için 80mm çapında bir motor yatağı bulunmaktadır. Görsel de de görüldüğü üzere motor arka kapağı çıkarıldığında direkt motor yatağı başlamaktadır. Motor yatağına yerleştirildikten sonra motor kapağı yerine monte edilir ve roket motorunun hareket etmesi engellenir ve olası bir kazanın önüne geçilmiş olur. Alttaki görsel de de motor kapağı ve motor çıkarılmıştır.</p> 
Fiziksel Özellikler	:	Motor yatağı 80mm dış çapa sahiptir. 2mm et kalınlığından oluşan motor yatağının alüminyumdan üretilmesi planlanmaktadır. Motor yatağı merkezleme halkaları ile birlikte yerine sabitlenmiştir. Motor kapağının iç çapı 72mm olarak üretimi planlanmaktadır. Bu şekilde üretilecek bir kapak, roket motorunun motor yatağında sabit kalmasını sağlayacaktır. Motor yatağı, motor, alt gövde, motor ön ve arka kapağının toplam ağırlığı 11,854 kg'dır.
Malzeme Bilgileri	:	Roketin bu kısmında alt gövde fiberglass, motor yatağı alüminyum, merkezleme halkaları fiberglass, motor ön kapağı alüminyum, motor arka kapağı fiberglass malzemeden üretimi planlanmaktadır.
Üretim Yöntemleri	:	Üretimi kompozit malzemeden olacak parçalar için prepreg dediğimiz önceden reçineye emdirilmiş hazır kumaşların kullanılmasına veya elyaf sarma yönteminin kullanılmasına karar verilmiştir. Üretimi alüminyum malzemeden olan parçalar için CNC torna işleme merkezinde üretimi yapılacaktır.

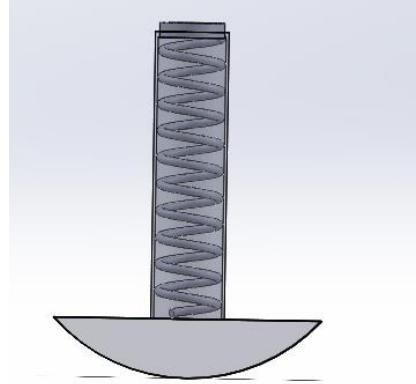
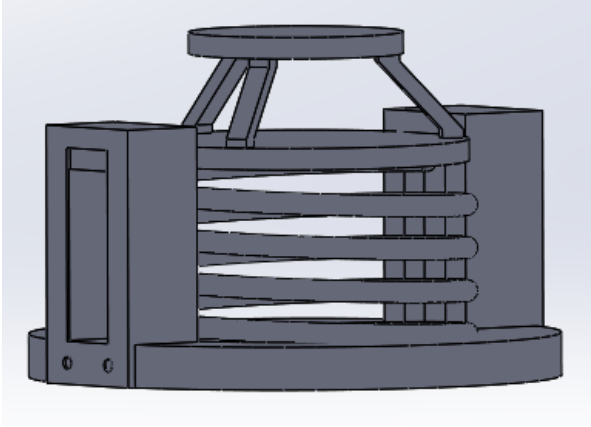


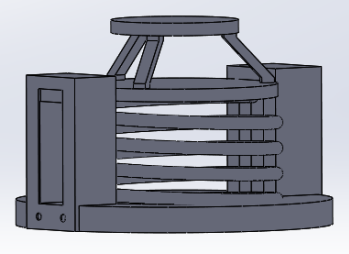
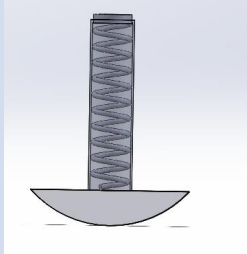
Motor İtki-Zaman Grafiği

- İkinci/Alternatif motor seçimi olarak M2150 motoru seçilmiştir.
 - İlk seçilen M2020 motoruyla çapları aynıdır fakat M2150 motoru uzunluğu 89,3cm iken 75,7cm'dir.
- Bu nedenle motor yatağı uzunluğu değişmek zorunda kalmış ve buna bağlı olarak roket içi yerleşimi biraz daha ön tarafa doğru kaymıştır.
- M2150 için tasarlanan roketteki burun konisi ve kanatçığında geometrik değişiklikler yapıldı.
 - Rokette bulunan bazı kapakların malzeme türünde değişikliğe gidildi ve roketin az bir miktar hafifletilmesi sağlandı.
 - Statik marjin ve rampadan çıkış hızıyla ilgili grafikler alt tarafta verildiği gibidir.



Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm



Özellik		Kapsam																		
CAD Modeli	:	 																		
Fiziksel Özellikler	:	Burun için tasarlanan paraşüt açma sisteminin çapı 124mm, uzunluğu 70mm ve ağırlığı 0,150 kg olarak belirlenmiştir. Faydalı yük ve ana paraşüt için tasarlanan paraşüt açma sisteminin ise dikey uzunluğu 118mm, yatay uzunluğu alt kısmı roket gövdesine oturacak şekilde 25mm, ağırlığı 0,120 kg olarak belirlenmiştir.																		
Malzeme Bilgileri	:	<p>Veri akışının sağlanması gibi durumlarda aksaklık olmaması nedeniyle paraşüt açma sistemi fiberglass malzemeden üretimi planlanmaktadır.</p> <table><thead><tr><th>Malzeme</th><th>Yoğunluk (g/cm^3)</th><th>Tokluk</th><th>Çekme Mukavemeti (MPa)</th><th>Şekillendirilebilirlik</th><th>Isı Dayanımı</th></tr></thead><tbody><tr><td>Fiberglass</td><td>1,85</td><td>İyi</td><td>3448</td><td>Kolay</td><td>Yüksek</td></tr><tr><td>Karbonfiber</td><td>1,78</td><td>İyi</td><td>4300</td><td>Kolay</td><td>Yüksek</td></tr></tbody></table>	Malzeme	Yoğunluk (g/cm^3)	Tokluk	Çekme Mukavemeti (MPa)	Şekillendirilebilirlik	Isı Dayanımı	Fiberglass	1,85	İyi	3448	Kolay	Yüksek	Karbonfiber	1,78	İyi	4300	Kolay	Yüksek
Malzeme	Yoğunluk (g/cm^3)	Tokluk	Çekme Mukavemeti (MPa)	Şekillendirilebilirlik	Isı Dayanımı															
Fiberglass	1,85	İyi	3448	Kolay	Yüksek															
Karbonfiber	1,78	İyi	4300	Kolay	Yüksek															
Üretim Yöntemleri	:	Uygun yayın bulunaması durumunda özel üretim yay kullanılacaktır. Sistem kompozit malzemeden olacağından Üretimi kompozit malzemeden olacak parçalar için prepreg dediğimiz önceden reçineye emdirilmiş hazır kumaşların kullanılmasına veya elyaf sarma yönteminin kullanılmasına karar verilmiştir.																		

Avantajlar

Yaylı Sistem	Barut	Karbondiyoksit Tüpü
Sınırsız tasarıma sahiptir.	Roketi kurtarma şansı çok yüksektir.	Hazır olarak satın alınabiliyor.
Yapılan testlerde malzeme harcamadan tekrar tekrar test yapılabilir.	Maliyeti azdır.	Patlama sonucu ısı vermiyor. Soğuk gaz salınımı mevcut.
Sızdırmaz bir sisteme gerek yok.	Malzemeleri kolayca tedarik edilebiliyor.	Sistem paraşüt ve iplere zarar vermiyor.
Sistemde gaz olmadığı için gazı yönlendirmek zorunda olunmuyor.	Sistemi üretilip hazır hale getirmek için fazla bir zaman ayırmaya gerek yok.	Sistem patladıktan sonra paraşüte ve paraşüt iplerine zarar vermez.

- Yandaki tabloda kurtarma sistemi tiplerinin avantaj ve dezavantajları yer almaktadır.
- Tasarladığımız rokette yaylı mekanik sistem kullanılacaktır.
- Tasarlanan rokette yaylı mekanik sistem kullanılacak olmasının en büyük sebebi sistemin güvenli olmasıdır. Belli bir gaza yön vermek zorunda kalmamak ve roketimize daha uygun olacağını düşündüğümüzden dolayı yaylı mekanik sistem kullanılacaktır.

Dezavantajlar

Yaylı Sistem	Barut	Karbondiyoksit Tüpü
Üretim öncesi kütle tahmini yapmak zordur.	Sistemin sızdırmazlığını sağlamak gerek.	Sistemin sızdırmazlığını sağlamak gerek.
Tasarımı ve hesaplaması dikkatle yapılmalıdır.	Şartlar gereği roketi, barutu en son entegre edilecek şekilde tasarlamalı.	Tüpler tek kullanımlık olduğundan maliyetlidir.
Barutlu sisteme göre pahalıdır.	Güvenlik açısından risklidir.	Hazneler metalden üretildiği için roketin ağırlığını artırır.
Barutlu sisteme göre daha ağırdır.	Isı yaydığından paraşütü yakabilir.	Tüplerin oturacağı hazneler ve tüpü deiecek parça için işlenilmesi gereken parçalara ihtiyaç olacak.



Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi -3



Kurtarma Sistemi Aktivasyonu:

- Basınç sensöründen gelen irtifa verisi ve ivme sensöründen gelen veriler istenilen değerlere ulaştığında servo motorlar yardımıyla ilk önce sürüklenme paraşütü sonra faydalı yük en son olarak da ana paraşüt mekanizması aktif olacaktır.

Kurtarma Stratejisi ve Aşamaları :

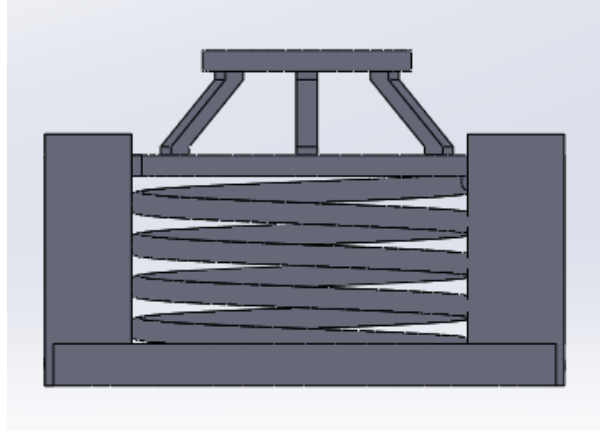
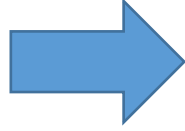
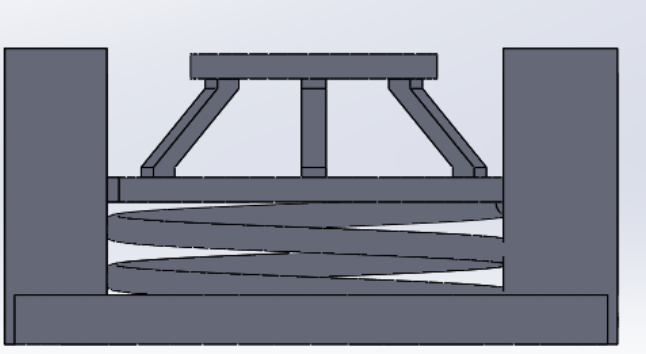
1. Roket istenilen irtifaya (apogee) geldiğinde kurtarma mekanizması aktif olacaktır.
2. Kurtarma sistemi aktif olduktan sonra roket güvenli bir şekilde inişe geçer ve tahmini iniş bölgesine ulaşır. Roketin fırlatmadan itibaren canlı olarak konum takibi GPS sinyali ile yapılır.
3. Roket yere güvenli iniş yaptıktan sonra GPS verisinden yararlanılarak roketin konumu tespit edilir ve kurtarma ekibi yola çıkar.
4. Kurtarma ekibi tespit edilen konuma ulaşınca buzzerdan gelen ses ile roket ve faydalı yük bulunup kurtarılır.

Parçanın işlevi:

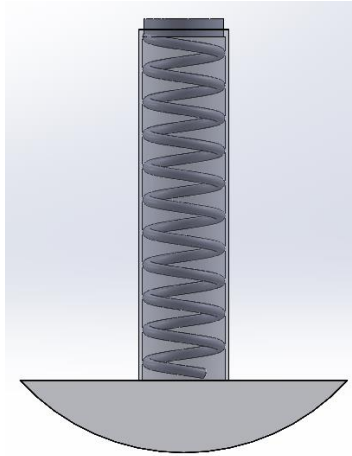
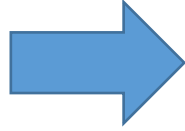
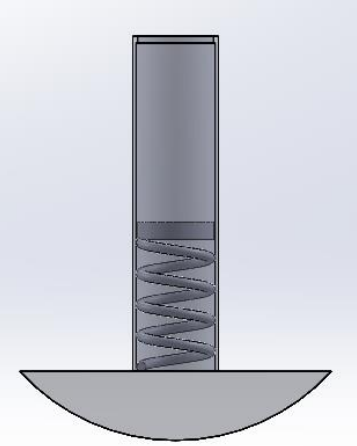
- Sistemde 3 adet yay mekanizması bulunmaktadır.
- Birinci yay mekanizması burun konisinin açılıp sürüklenme paraşütünün dışarı çıkmasını sağlar.
- İkinci yay mekanizması faydalı yük kapağının açılmasını ve faydalı yükün bırakılmasını sağlar.
- Üçüncü yay mekanizması ana paraşüt kapağının açılmasını ve ana paraşütün dışarı fırlatılmasını sağlar.

Alt Sistemlerin İşlevi:

- Kurtarma sisteminde bulunan servo motor yay mekanizmasının aktivasyonunda kullanılır.



- Raketimizde biri yatay diğeri dikey iki farklı yaylı mekanik kurtarma mekanizması mevcuttur.
- Roket tepe noktasına geldiğinde aviyonik sistem servo motorlara sinyal gönderir ve yaylar paraşütleri belirtilen sırayla açmaya başlar.
- Yandaki görselde görüldüğü üzere aviyonik sistem servo motorlara sinyal gönderdikten sonra yaylı mekanik sistem birinci görseldeki konumdan ikinci görseldeki konuma geçer ve dikey mekanizma burun konisinin açılmasını, yatay mekanizmalar ise faydalı yük ve ana paraşüt için olan kapakların paraşüt açılma sırasına göre açılmasını sağlar.





Kurtarma Sistemi – Paraşütler - 1



Component name: Sürüklenme Paraşütü	Select preset	Component name: Ana Paraşüt	Select preset	Component name: Yük Paraşütü	Select preset
General Radial position Override Appearance Comment		General Radial position Override Appearance Comment		General Radial position Override Appearance Comment	
Canopy: Diameter: 155 cm Drag coefficient C_D : 0,80 Material: Ripstop nylon (67 g/m ²)		Canopy: Diameter: 300 cm Drag coefficient C_D : 0,80 Material: Ripstop nylon (67 g/m ²)		Canopy: Diameter: 80 cm Drag coefficient C_D : 0,80 Material: Ripstop nylon (67 g/m ²)	
Shroud lines: Number of lines: 8 Line length: 30 cm Material: Elastic cord (flat 6 mm, 1/4 in) (4,3 g/m)		Shroud lines: Number of lines: 12 Line length: 60 cm Material: Elastic cord (flat 12 mm, 1/2 in) (8 g/m)		Shroud lines: Number of lines: 8 Line length: 45 cm Material: Elastic cord (flat 6 mm, 1/4 in) (4,3 g/m)	
Position relative to: Top of the parent component plus 50 cm Packed length: 10,5 cm Packed diameter: 8,5 cm Deploys at: † Apogee plus 5 seconds Altitude: † 200 m † Bu durum bazı uçuş biçimlerinde geçersizdir.		Position relative to: Top of the parent component plus -11 cm Packed length: 23,5 cm Packed diameter: 11 cm Deploys at: † Specific altitude during descent plus 0 seconds Altitude: † 600 m † Bu durum bazı uçuş biçimlerinde geçersizdir.		Position relative to: Top of the parent component plus 0 cm Packed length: 4,5 cm Packed diameter: 6,5 cm Deploys at: † Apogee plus 10 seconds Altitude: † 200 m † Bu durum bazı uçuş biçimlerinde geçersizdir.	
Component mass: 137 g	Kapat	Component mass: 531 g	Kapat	Component mass: 49,2 g	Kapat

Sürüklenme Paraşütü

- Sürüklenme paraşütü ile ilgili değerler grafikteki gibidir.
- Paraşüt çapı 1550mm, paraşütü tutan ip uzunluğu 300mm ve rokette 105mm uzunluğunda 85mm çapta yer kaplamaktadır.
- Paraşüt ağırlığı 0,137 kg'dır.
- Paraşüt için yırtılmaz kumaş, paraşüt ipi için elastik kordon seçilmiştir.
- Sürüklenme paraşütü rengi yeşil olarak seçilmiştir.

Ana Paraşüt

- Ana paraşüt ile ilgili değerler grafikteki gibidir.
- Paraşüt çapı 3000mm, paraşütü tutan ip uzunluğu 600mm ve rokette 235mm uzunluğunda 110mm çapta yer kaplamaktadır.
- Paraşüt ağırlığı 0,531 kg'dır.
- Paraşüt için yırtılmaz kumaş, paraşüt ipi için elastik kordon seçilmiştir.
- Ana paraşütü rengi kırmızı olarak seçilmiştir.

Yük Paraşütü

- Faydalı yük paraşütü ile ilgili değerler grafikteki gibidir.
- Paraşüt çapı 800mm, paraşütü tutan ip uzunluğu 450mm ve rokette 45mm uzunluğunda 65mm çapta yer kaplamaktadır.
- Paraşüt ağırlığı 0,0492 kg'dır.
- Paraşüt için yırtılmaz kumaş, paraşüt ipi için elastik kordon seçilmiştir.
- Faydalı yük paraşütü rengi turuncu olarak seçilmiştir.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler - 2

$$v = \sqrt{\frac{8 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot C_d \cdot D^2 \cdot \pi}}$$

m = kütle [kg]

g = yer çekimi ivmesi [m/s²]

ρ = hava yoğunluğu [kg/m³]

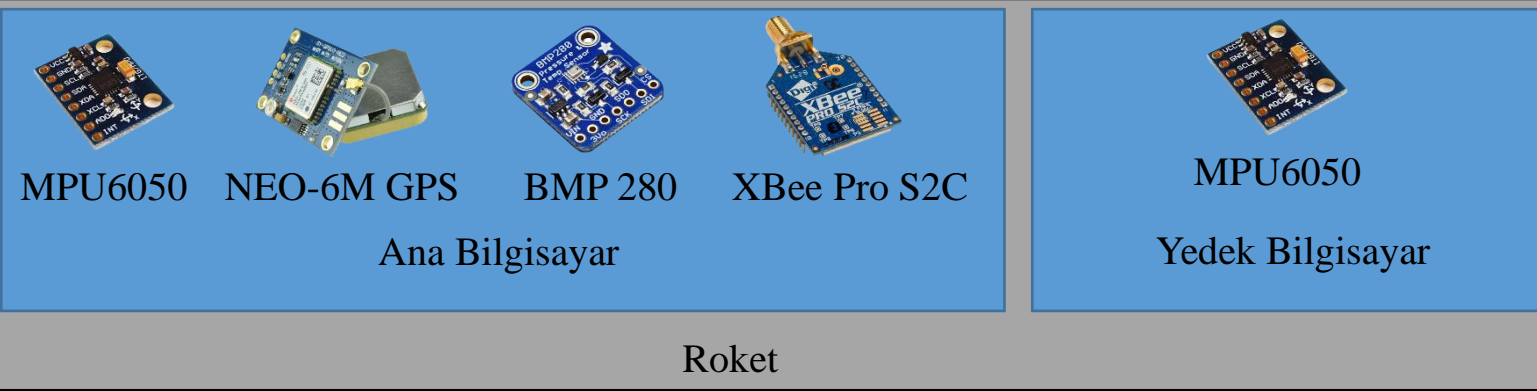
C_d = sürüklenme katsayısı

D = paraşüt çapı [m]

Birimler	Değerler
m	27,773
g	9,81
ρ	1,225
C_d	0,80
D	3

- Yan tarafta roketin düşüş hızı hesaplama formülü verilmiştir.
- Değerler tabloda verildiği gibi alınmıştır.
- Yapılan hesaplama sonucunda roket iniş hızı $v = 8,86 \text{ m/s}^2$ olarak hesaplanmıştır.
- Ana paraşüt rengi kırmızı, sürüklenme paraşüt rengi yeşil, faydalı yük paraşüt rengi turuncu renkte olacak paraşüt yırtılmaz naylondan imal edilecektir.
- Paraşüt ipi olarak elastik kordon seçilmiştir.
- Paraşütün görüntüsü yandaki şekilde verilen örnek gibi olacaktır.



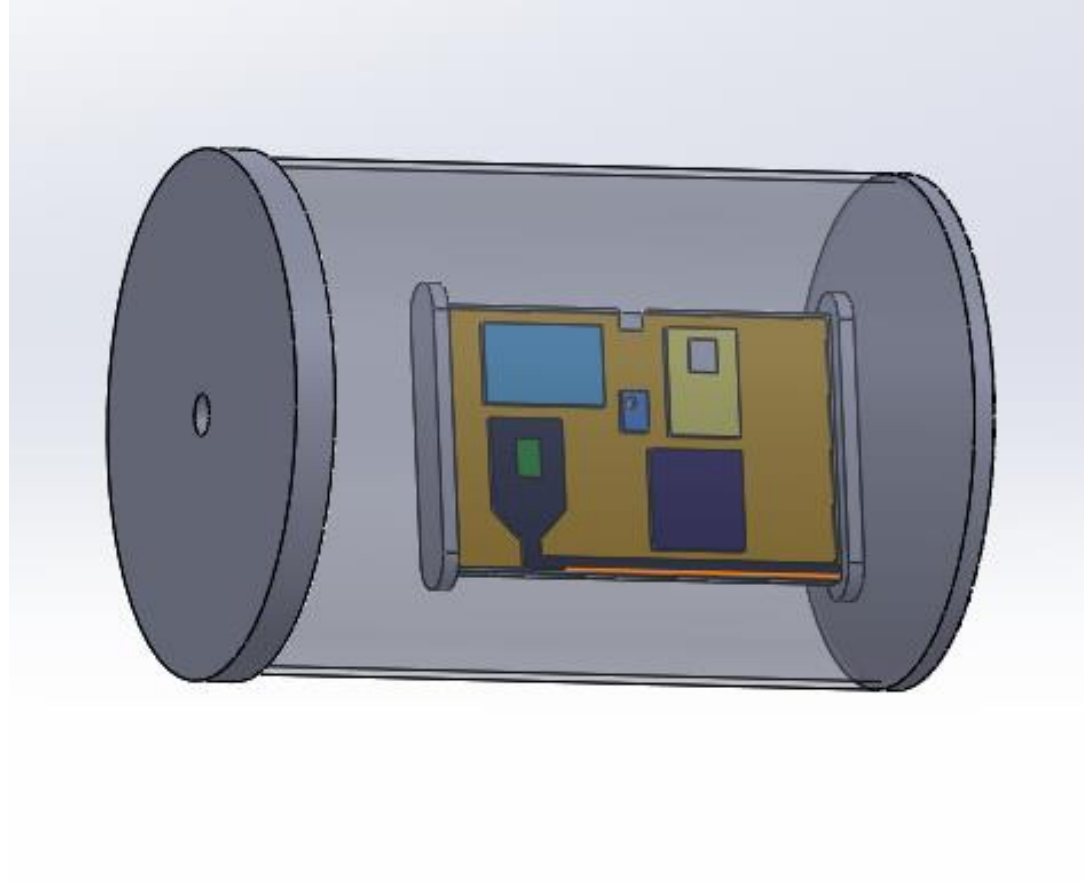


- **MPU6050:** Roketin paraşütünün açılmasında hem ana bilgisayarda hem de yedek bilgisayarda bu sensörden gelen veriler kullanılacaktır.
- **NEO 6M GPS:** Roketin konumunun tespitinde kullanılacaktır.
- **BMP 280 :** Roketin irtifa verisinin alınmasında ve roketin paraşüt açma sistemlerinin aktivasyonunda bu sensörün verileri kullanılacak.
- **Xbee Pro S2C :** Roketin iletişim modülüdür roketin yer üssüyle iletişimini sağlar.



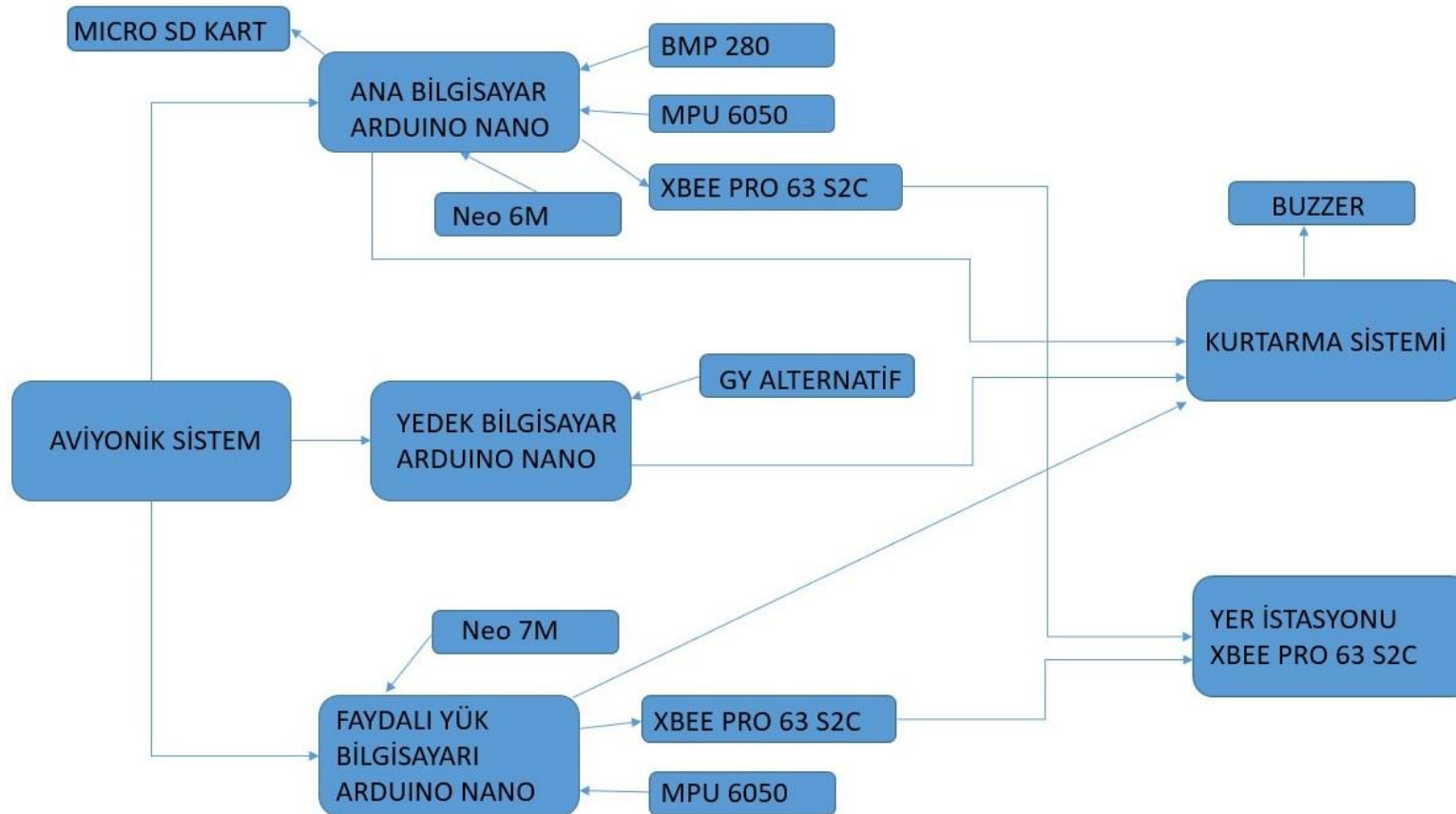
- **NEO 6M GPS:** Faydalı yükün konumunun tespitinde kullanılacaktır.
- **Xbee Pro S2C :** Faydalı yükün iletişim modülüdür roketin yer üssüyle iletişimini sağlar.
- **MPU6050:** Faydalı yükün paraşütünün açılmasında hem ana bilgisayarda hem de yedek bilgisayarda bu sensörden gelen veriler kullanılacaktır.

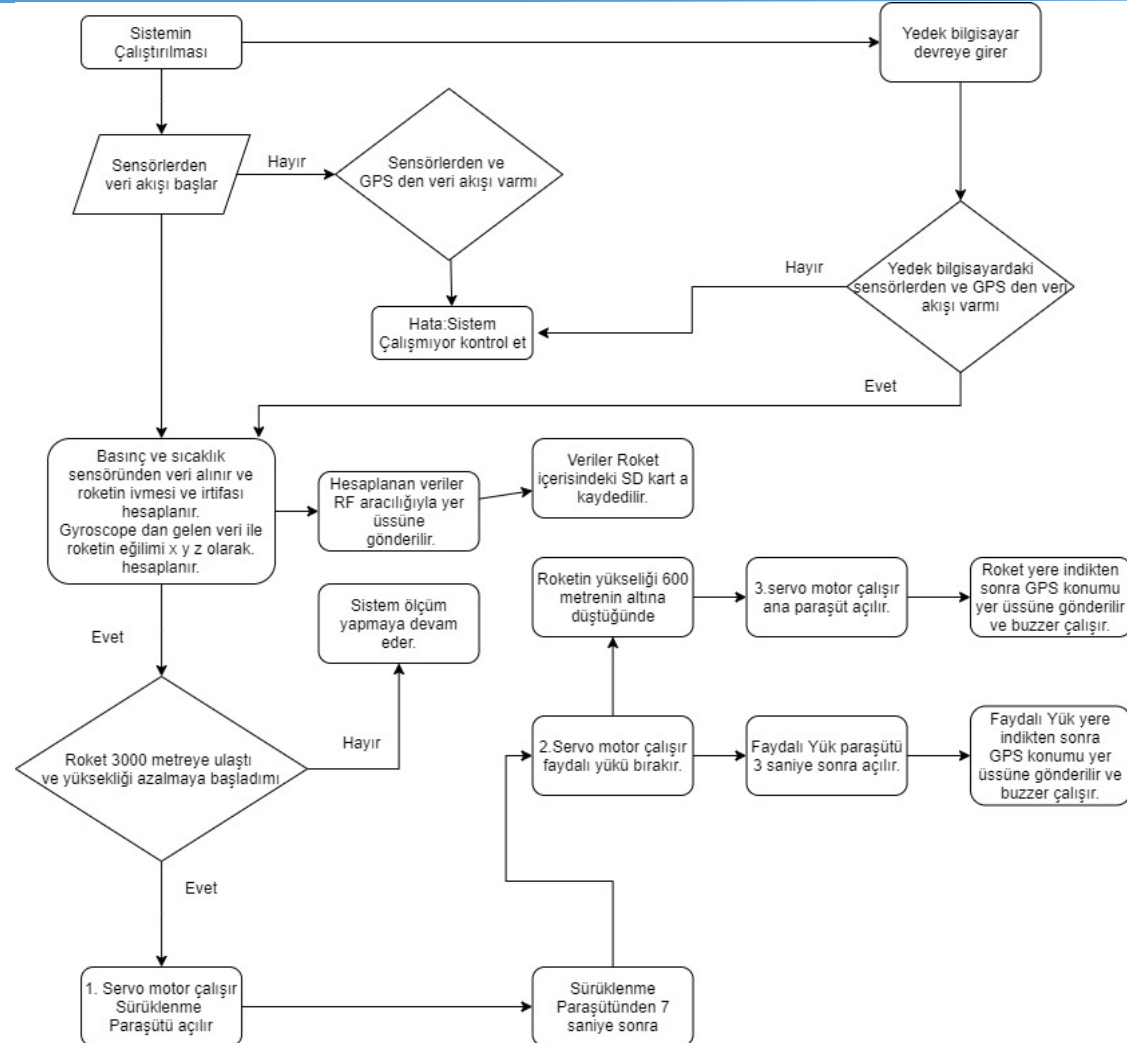
Aviyonik Mekanik Görünüm



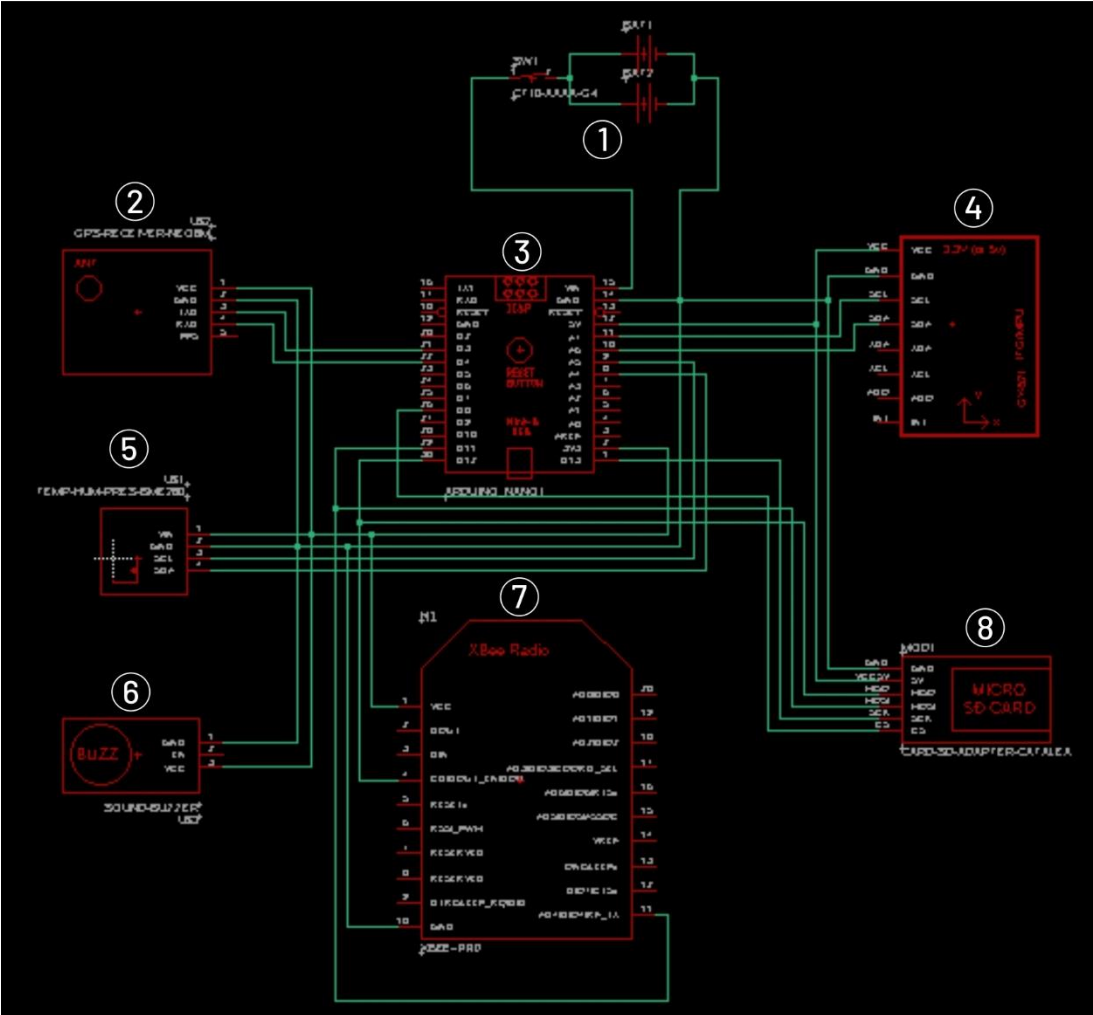
Aviyonik – Detay – 1.1

Algoritma & Sistem Blok Diyagramı:





- Sistemdeki yedek bilgisayar ve ana bilgisayar birbirinden bağımsız çalışacak.
- Yedek bilgisayar ana bilgisayardan birkaç saniye gecikmeyle çalışacak.
- Faydalı yük roketten ayrı düşeceği için kendi içinde bağımsız olarak çalışacaktır.
- Sistemde ve ölçümlerde oluşacak parazitler Kalman Filtresi ile filtrelenecektir. Kalman Filtresi ihtiyaçları karşılamadı taktirde alternatif yollara başvurulacaktır.



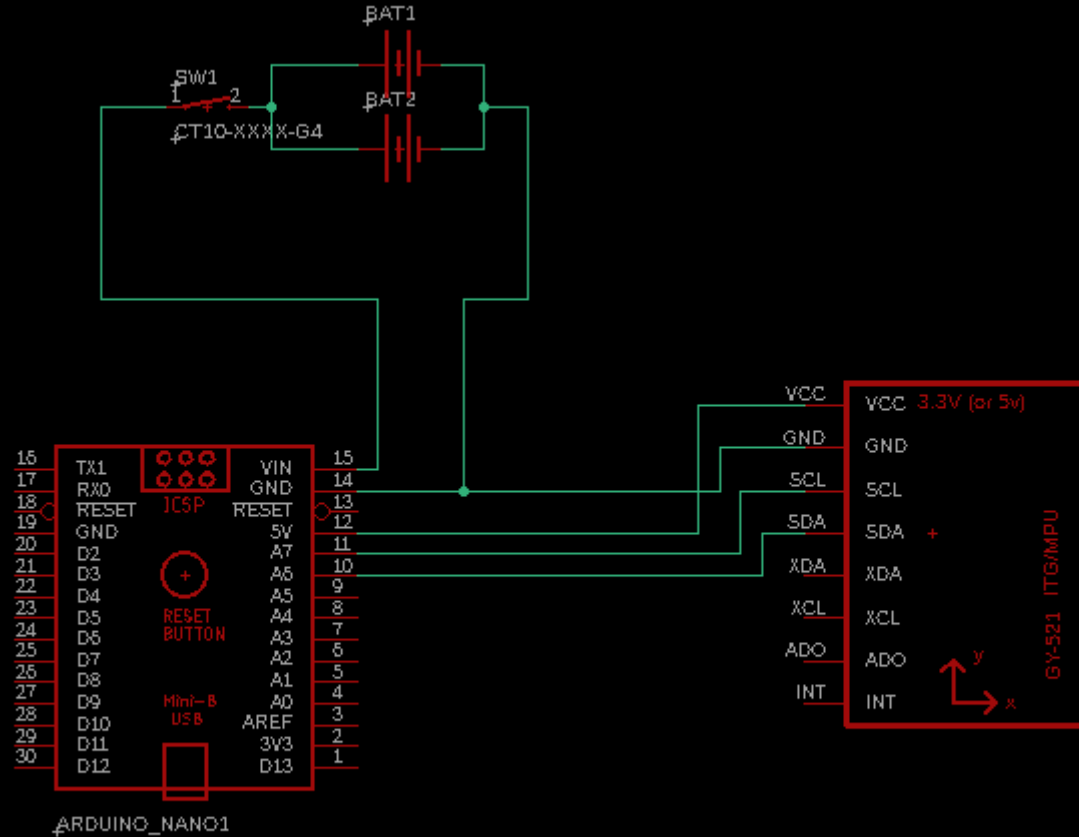
Ana Uçuş Bilgisayarı :

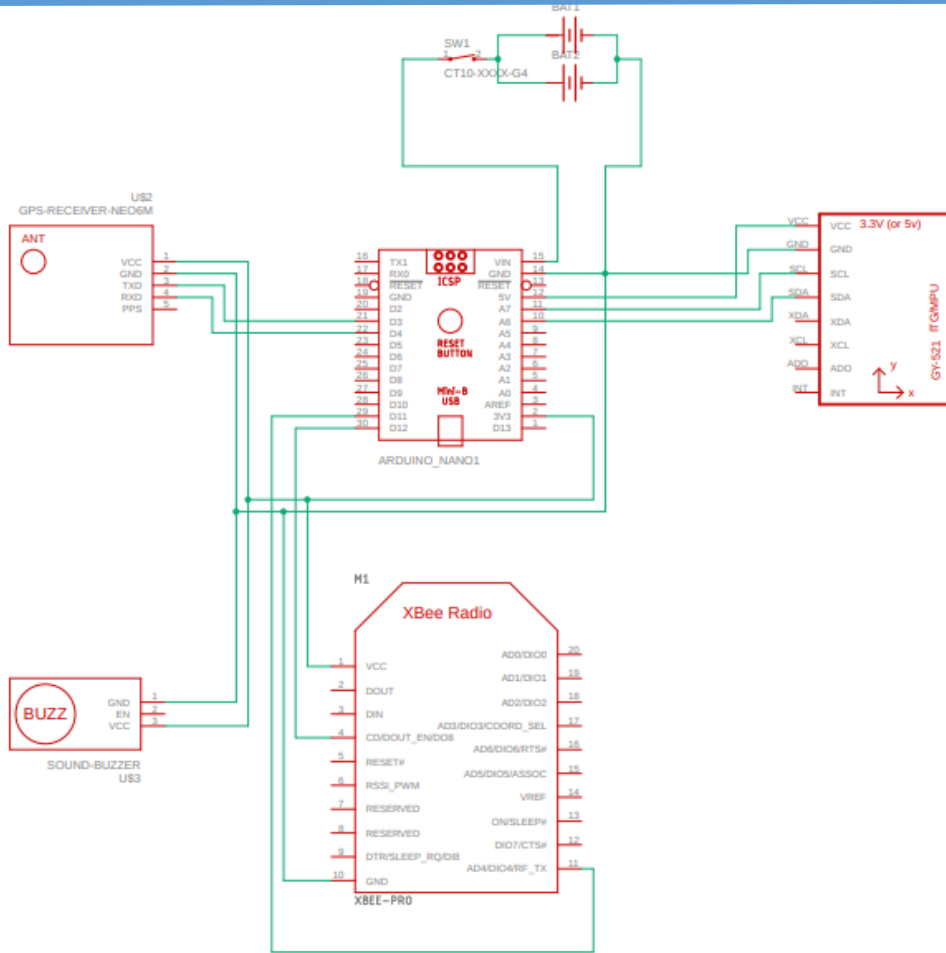
1. 9V Endüstriyel Alkalin Pil : Sistemin ihtiyaçlarına göre değiştirilebilir optimum ihtiyaçlara cevap vermesi için 9V endüstriyel alkalin pil tercih edilmiştir.
2. NEO6MV2 GPS Modülü : Roketin iniş alanının tespiti için kullanılacaktır. Tercih edilme nedeni arduino nano ile uyumlu çalışması, uygun fiyatlı olmasıdır. İhtiyaca binaen değiştirilebilir.
3. Ardunio Nano: Küçük boyutu, uygun fiyatlı ve kullanım kolaylığından dolayı bu mikrodenetleyici tercih edilmiştir.
4. MPU6050 6 Eksen İvme ve Gyro Sensörü: Roketin ekseninin tespiti için sisteme eklenmiştir. Yedek bilgisayarda bulunacağı gibi ihtiyaca binaen ana bilgisayara da eklenebilir.
5. BMP-280 Basınç Sensörü: Roketimizin irtifasını hesaplamada kullanacağımız sensördür. Tercih edilme nedeni kalitesi ve arduino'ya uyumluluğudur.
6. Buzzer : Roketin inişten sonra kurtarılmasında kolaylık sağlamak için sisteme eklenmiştir
7. XBee Pro S2C: Sistemin yer üssü ile iletişimi sağlar. Tercih edilme nedeni çok önerilmesi ve sisteme kolay entegre olması.
8. SD Card : Sensörlerden gelen veriyi kaydetmek için sisteme eklenmiştir.

Yedek Uçuş Bilgisayarı :

1. 9V Endüstriyel Alkalın Pil : Sistemin ihtiyaçlarına göre değiştirilebilir optimum ihtiyaçlara cevap vermesi için 9V endüstriyel alkalın pil tercih edilmiştir.
2. Ardunio Nano: Yedek bilgisayarın mikrodenetleyicisidir. Ana bilgisayar ve faydalı yük bilgisayarında da aynı parçanın kullanılmasından ötürü kullanılmıştır.
3. MPU6050 6 Eksen İvme ve Gyro Sensörü: Ana bilgisayarın hata vermesi durumunda sistemi devreye sokmak için kullanılacaktır.

NOT: Yedek Bilgisayar ana bilgisayardan bağımsız ve birkaç saniye gecikmeli olarak çalışacaktır ana bilgisayarın hata vermesi ve görevini yerine getirememesi durumunda birkaç saniye içinde ana bilgisayarın görevlerini gerçekleştirecektir.

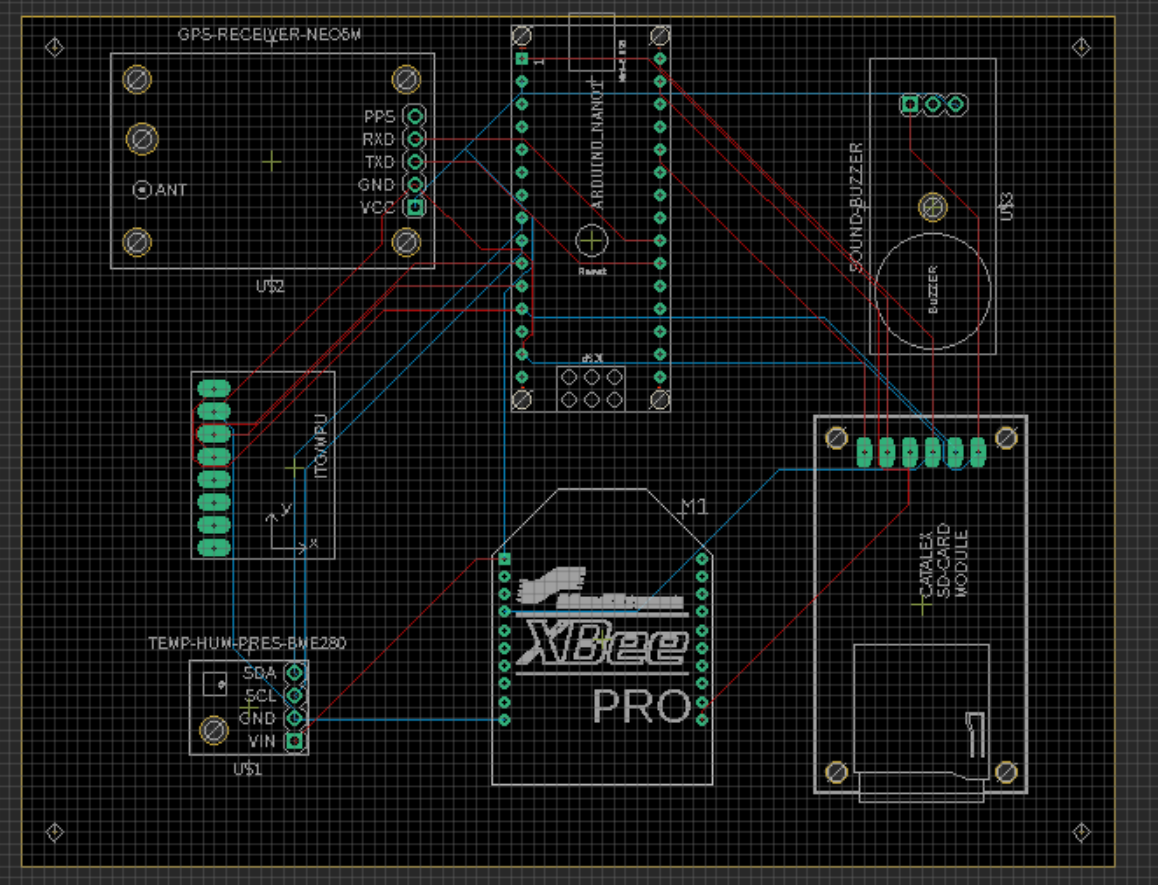




Faydalı Yük Bilgisayarı :


1. 9V Endüstriyel Alkalın Pil : Faydalı yük sisteminin ihtiyaçlarına göre değiştirilebilir optimum ihtiyaçlara cevap vermesi için 9V endüstriyel alkalın pil tercih edilmiştir.
2. Ardunio Nano: Temini kolay ve sistemin geri kalanı ile uyumlu olduğu için tercih edilmiştir.
3. MPU6050 6 Eksen İvme ve Gyro Sensörü: Faydalı yükün bırakılmasından sonra paraşütünün açılmasında kullanılmak için sisteme eklenmiştir.
4. NEO6MV2 GPS Modülü : Faydalı yükün iniş alanının tespiti için kullanılacaktır. Tercih edilme nedeni arduino nano ile uyumlu çalışması, uygun fiyatlı olmasıdır ihtiyaca binaen değiştirilebilir.
5. Buzzer: Faydalı yük yere inişini yaptıktan sonra buzzer aktif olacak ve ses ile faydalı yükün konum tespiti yapılacaktır.

NOT: Faydalı yük bilgisayarı fırlatmadan hemen önce aktif edilecek. Faydalı yük bırakıldıktan hemen sonra faydalı yük bilgisayarı görevini yerine getirmeye başlayacaktır.



- Modüller ve sensörler üretim aşamasına kadar test yapımında kolaylık olması için baskı devre haline getirilmeyecektir.
- Rokette kullanılacak kartlar baskı devre olarak üretilip toz ve dış ortam etkilerinden muhafaza olacak şekilde paketleneyecektir. (Sensörler ve buzzer hariç)
- Kartlar ve sensörler KTR teslim sürecinde eldeki imkanlar dahilinde soğuk, sıcak, kapalı ve açık ortamlarda test edilecek ve verilerin değişkenliği not edilerek yazılımsal ve mekanik önlemler alınacaktır.

SERIAL DATA INTERFACE	UART, SPI		
CONFIGURATION METHOD	API or AT commands, local or over-the-air (OTA)		
FREQUENCY BAND	ISM 2.4 GHz		
FORM FACTOR	Through-hole, surface mount	Surface mount	
INTERFERENCE IMMUNITY	DSSS (Direct Sequence Spread Spectrum)		
ADC INPUTS	(4) 10-bit ADC inputs		
DIGITAL I/O	15		
ANTENNA OPTIONS	Through-hole: PCB antenna, U.FL connector, RPSMA connector, or integrated wire SMT: RF pad, PCB antenna, or U.FL connector		
OPERATING TEMPERATURE	-40° C to 85° C (-40° F to 185° CF)		
DIMENSIONS (L X W X H) AND WEIGHT	Through-hole: 2.438 x 2.761 cm (0.960 x 1.087 in) SMT: 2.199 x 3.4 x 0.305 cm (0.866 x 1.33 x 0.120 in)		SMT: 2.199 x 3.4 x 0.305 cm (0.866 x 1.33 x 0.120 in)
PROGRAMMABILITY			
MEMORY	N/A	32 KB flash / 2 KB RAM	N/A
CPU/CLOCK SPEED	N/A	HCS08 / up to 50.33 MHz	N/A
NETWORKING AND SECURITY			
PROTOCOL	ZigBee PRO 2007, HA-Ready with support for binding/multicasting		
ENCRYPTION	128-bit AES		
RELIABLE PACKET DELIVERY	Retries/Acknowledgements		
IDS	PAN ID and addresses, cluster IDs and endpoints (optional)		
CHANNELS	16 channels	16 channels	
POWER REQUIREMENTS			
SUPPLY VOLTAGE	2.1 to 3.6 V	2.7 to 3.6 V	
TRANSMIT CURRENT	33 mA @ 3.3 VDC / 45 mA boost mode	47 mA @ 3.3 VDC / 59 mA boost mode	33 mA @ 3.3 VDC / 45 mA boost mode
RECEIVE CURRENT	28 mA @ 3.3 VDC / 31 mA boost mode	42 mA @ 3.3 VDC / 45 mA boost mode	28 mA @ 3.3 VDC / 31 mA boost mode
POWER-DOWN CURRENT	<1 µA @ 25° C (77° F)	1.5 µA @ 25° C (77° F)	<3 µA at 25° C (77° F)
REGULATORY APPROVALS			



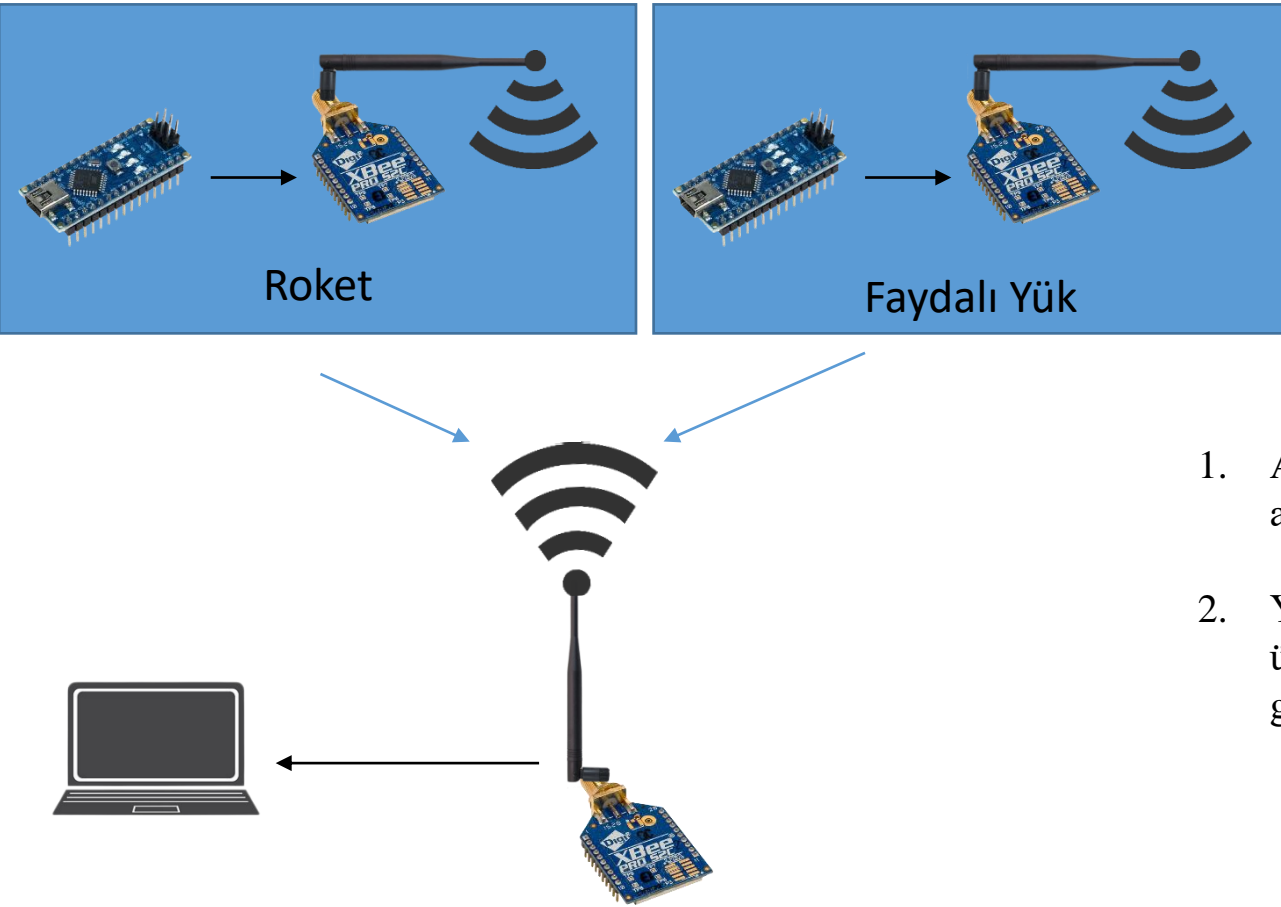


İletişim & Yer İstasyonu:

İletişim için tercih edilen modül: xBee Pro S2C

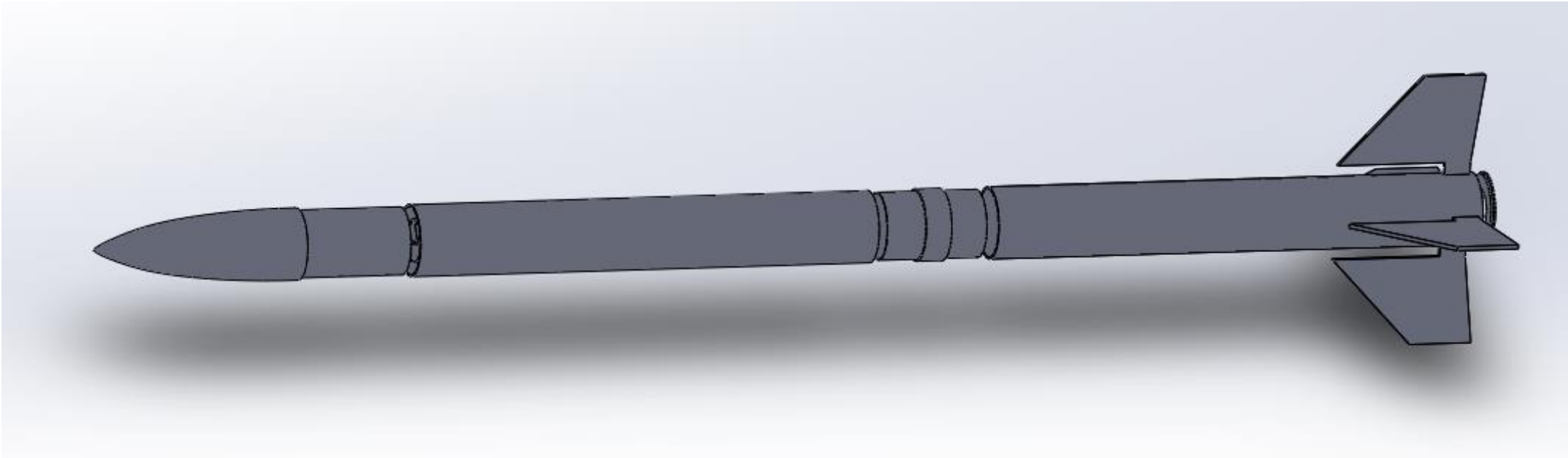
- Modülün dış mekanda menzili 3.2 km anten kullanıldığında bu menzil roketimizin tahmini düşeceği mesafenin üzerinde olacağından modül ihtiyacımızı karşılamaktadır.
- Modül «ISM 2.4 Ghz » hızında veri iletimi sağlamaktadır.
- Sistemde 2.4 Ghz RP-SMA Anten kullanılması planlanmaktadır.
- Yer üssü C# ve C++ dilleri yardımıyla oluşturulacaktır. Oluşturulan yer üssü programında bir hata çıkması ihtimaline karşın Arduino Nano'nun kendi ara yüzünden de sistemin takibi yapılacaktır.

İletişim & Yer İstasyonu:

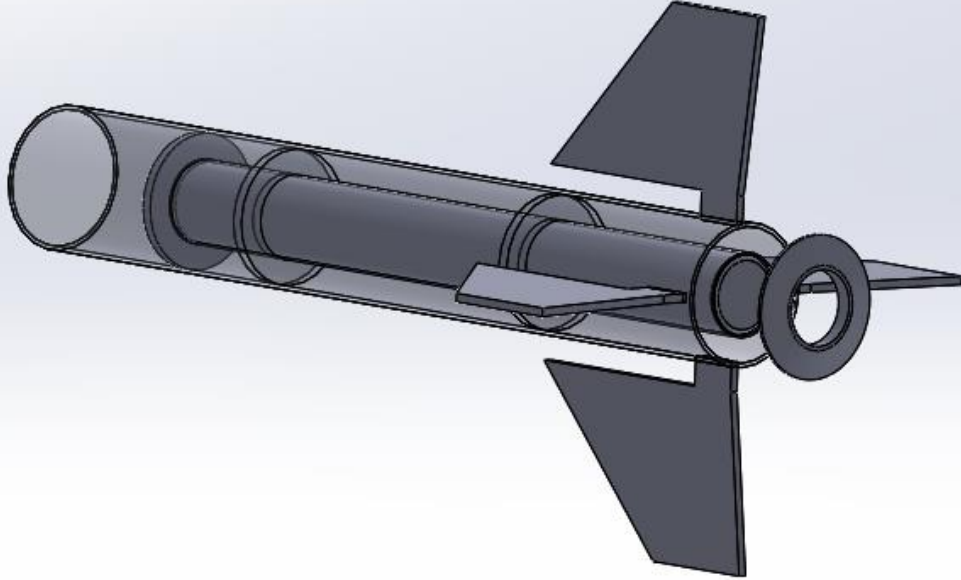


1. Ardunio Nano'ya bağlı sensörlerden gelen veriler xBee Pro S2C vericisi aracılığı ile yer üssüne 2.4 Ghz hızında aktarılır.
2. Yer üssündeki xBee Pro S2C alıcısı ile roketten gelen veriler alınır ve yer üssü bilgisayarındaki yazılım aracılığıyla yer üssü sorumlusu tarafından görüntülenir.

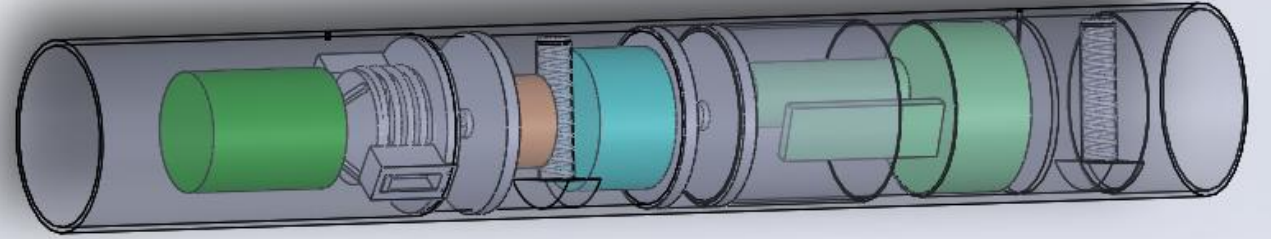
Roket Bütünleştirme Stratejisi - 1



- Yukarıda tasarlanan roketin montajdan önceki görüntüsü verilmiştir.
- Roketimiz burun konisi, üst gövde, entegrasyon gövdesi ve alt gövdeden oluşmaktadır.
- Burun konisi üst gövdeye sıkı geçme yöntemiyle bağlanacaktır.
- Üst gövde ve alt gövde entegrasyon gövdesi bağlayıcısına sıkıca geçirilerek yuvarlak başlı vida ile sabitlenecektir.
- Entegrasyon bağlayıcısı sıkı geçme yöntemiyle entegrasyon gövdesine montajı yapılacaktır.
- Kanatçıklar yataklarına oturtturularak kaynaklama yöntemi ile montajının yapılması planlanmaktadır.
- Kurtarma sistemi olarak mekanik yaylı sistem kullanılacaktır.



- Kanatçıkların montajı yapılmadan önce alt gövdeye merkezleme halkalarının montajı yuvarlak başlı vida yardımıyla gövdeye sabitlenir.
- Motor yatağı yerine oturtulur ve motor ön kapağı motor yatağına vidayla sabitlenir.
- Motor, motor yatağına kolayca yerleştirilir.
- Kanatlar gövdedeki kanat için bulunan yuvaya oturtturularak sabitlenir ve kaynak işlemi yapılır.
- Motor kapağı yerine yerleştirilir ve vidalanarak sabitlenir.



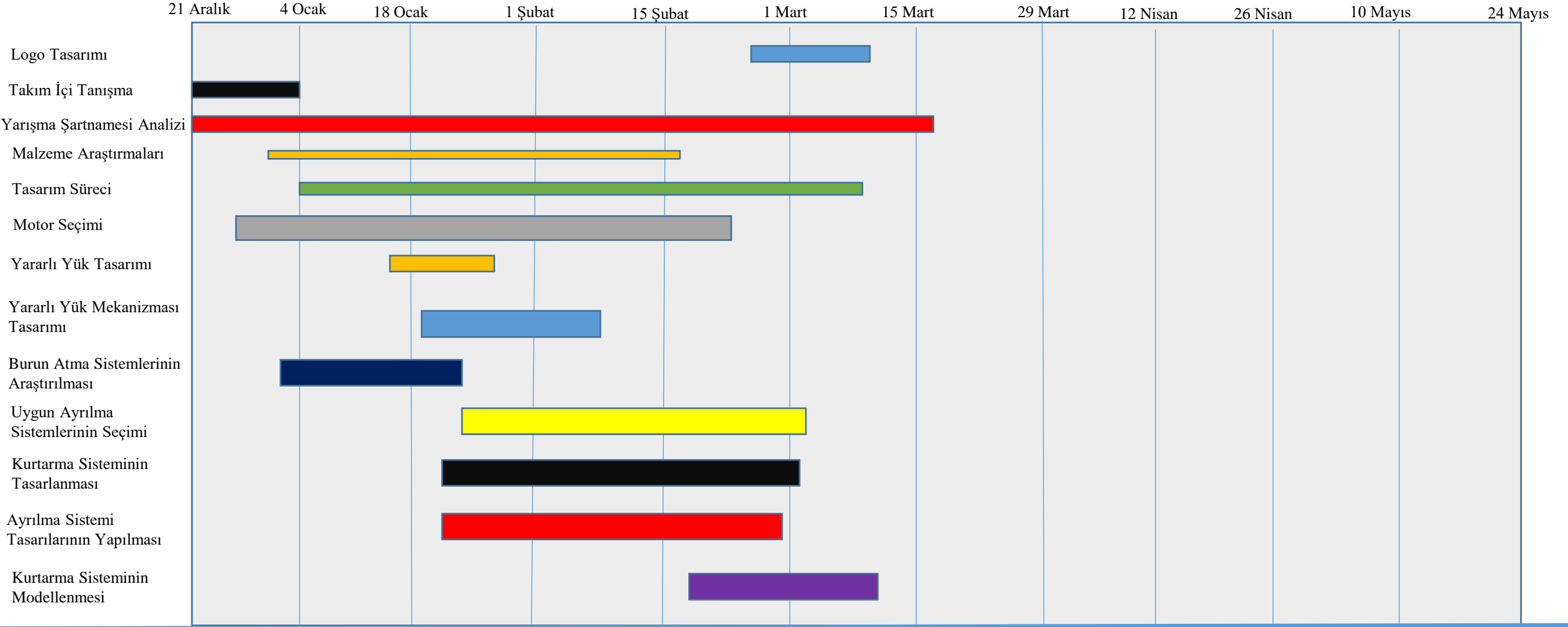
- Yukarıda üst gövdenin yerleşim CAD görseli verilmiştir.
- Sistemde kurtarma, aviyonik ve faydalı yük tüpü bulunmaktadır. Bu tüpler sıkı geçme yöntemiyle, tüplere bağlı kapakları yuvarlak başlı vida ile sabitlenecektir.
- Paraşütler şok kordonu yardımıyla mapalara sabitlenecektir.
- Kurtarma sistemi mekanizmaları yuvarlak başlı vida ile sabitlenecek ve hareket etmesinin önüne geçilecektir.
- AltimeterTwo cihazı spreyci yapıştırıcı madde yardımıyla, aviyonik tüpün içine montajı yapılır. Aviyonik sistemden çıkacak soketle bağlantısı yapılır.



Proje Planı

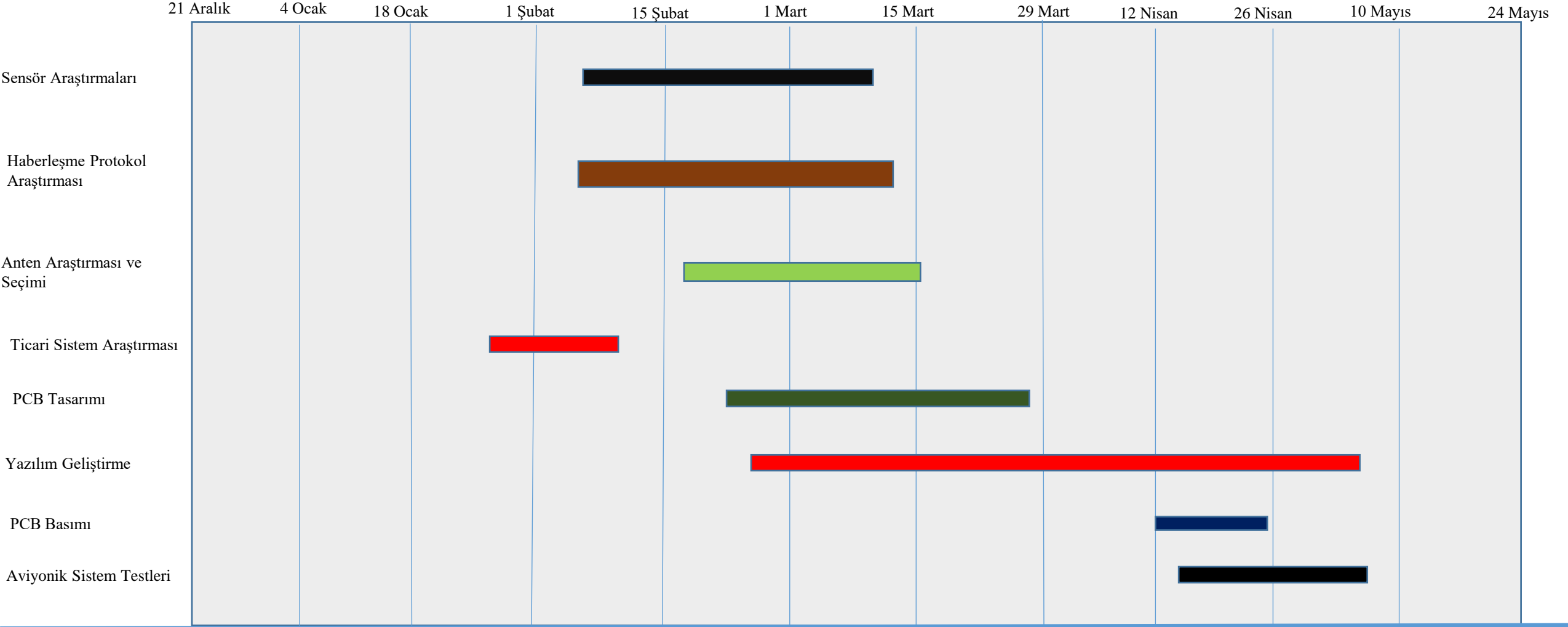


Proje Takvimi - 1



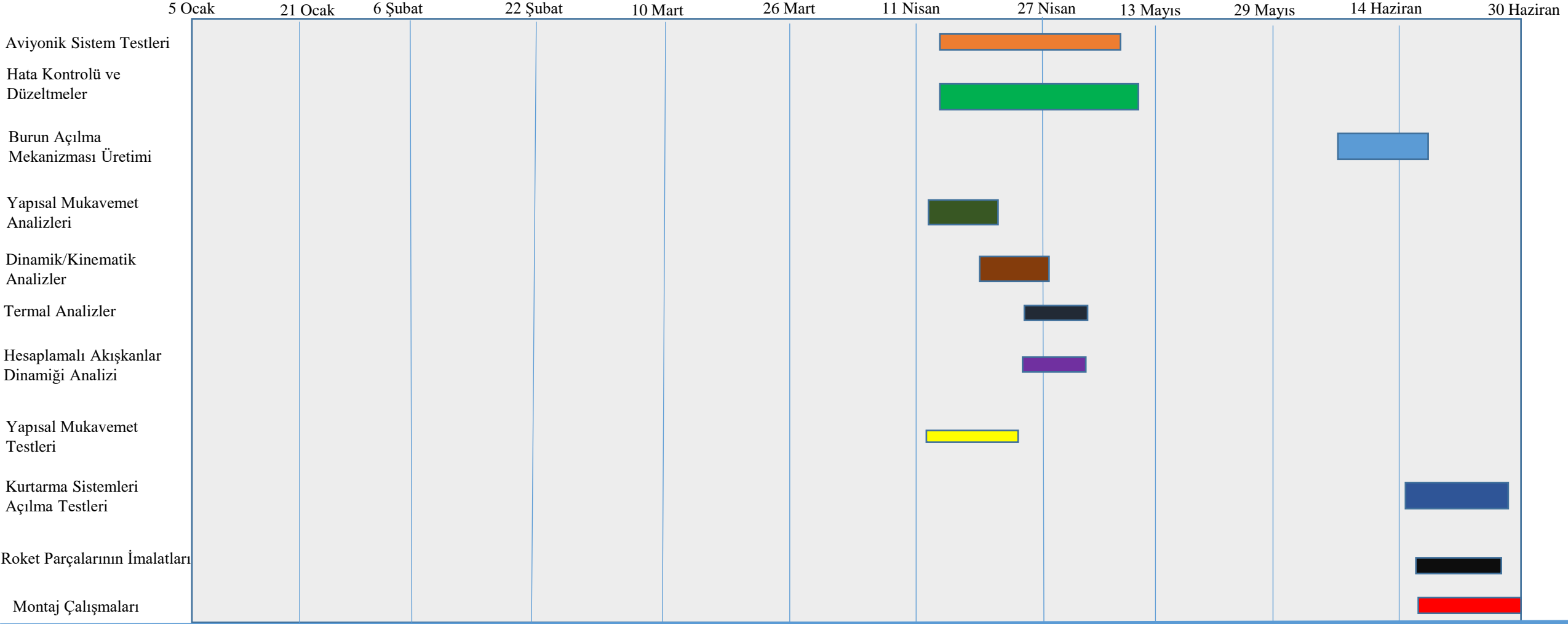


Proje Takvimi - 2





Proje Takvimi - 3





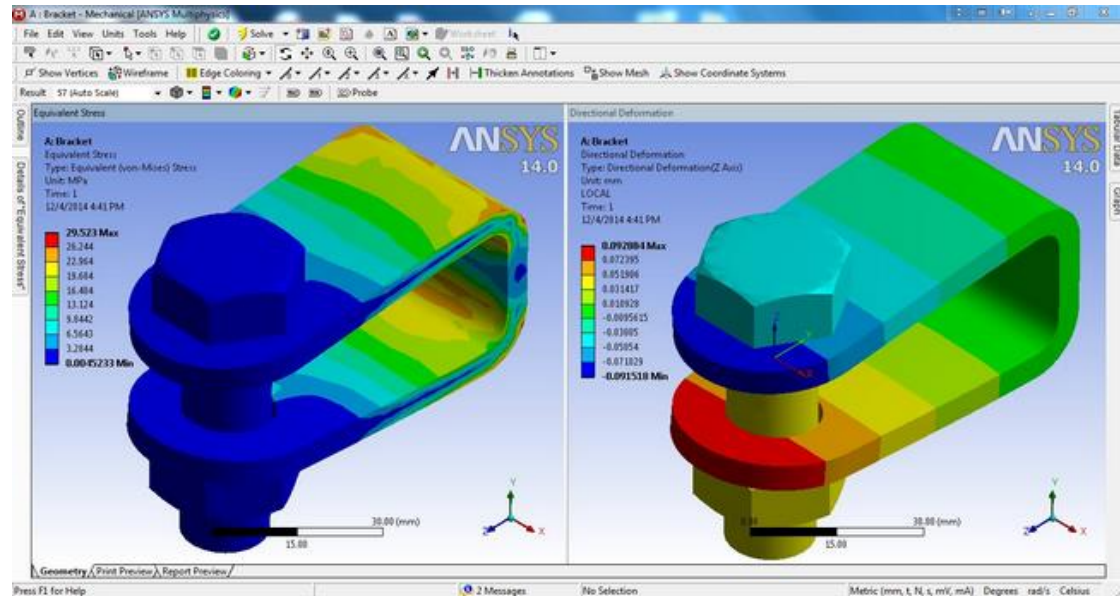
Analizler - 1



TARİH ARALIĞI ANALİZLER	12.04.2021- 19.04.2021	19.04.2021- 26.04.2021	03.05.2021- 10.05.2021	10.05.2021- 17.05.2021
Yapısal/Mekanik Mukavemet Analizleri				
Dinamik/Kinematik Analizler				
Termal Analizler				
Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizleri				

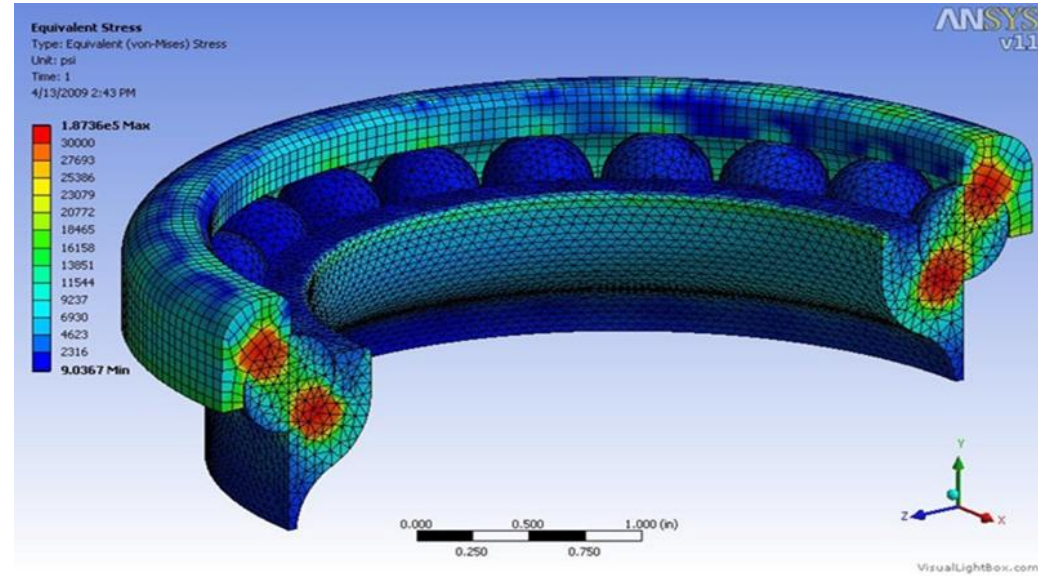
Yapısal/Mekanik Mukavemet Analizleri

- Analizler ANSYS veya SOLIDWORKS isimli program ile yapılacaktır.
- Sonlu elemanlar yöntemi kullanılacaktır.
- Statik analiz yapılır.
- Elde edilen ANSYS statik analiz yorumlama sonuçlarından gerilmeler, deformasyonlar, yorulma ömrü, gerinim değerleri raporlanır.
- Sonrasında hasar kritik değerlerine göre araçta değişikliğe gidilir.



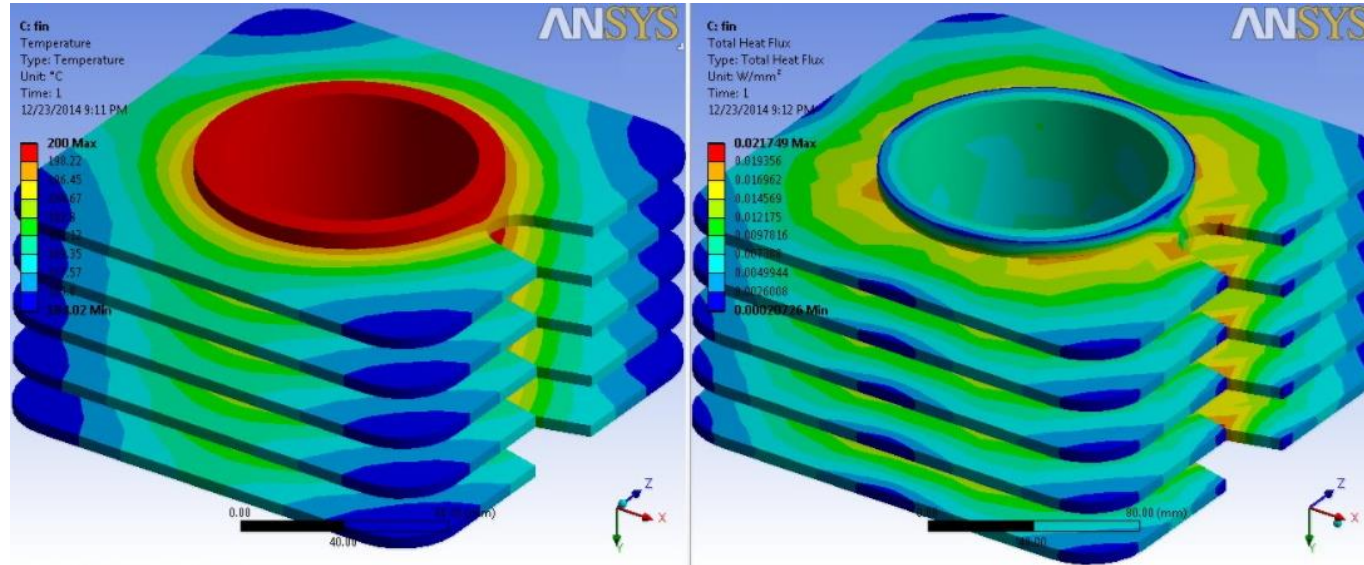
Dinamik/Kinematik Analizler

- **Modal Analiz :** Doğal frekans analizleri ve mod şekilleri için yapılır.
- **Harmonik Analiz :** Harmonik olarak zamanla değişen yüklere yapının cevabını inceler.
- **Transient Dinamik Analiz :** Yapının doğrusal veya doğrusal olmayan simülasyonları gösterir.
- **Spektrum Analiz :** Bir yanıt spektrumu için analiz metodudur.
- Bu analizler doğrultusunda maksimum yer değiştirme ne zaman ve ne olur , harmonik olarak zamanla değişen yükler, transient olarak zamanla değişen yükler ve gerilmeleri ve gerilmeleri hesapları raporlanır.
- Sonrasında standart değerlere göre araçta değişikliğe gidilir.
- Analizler ANSYS veya SOLIDWORKS isimli programlar yardımıyla yapılacaktır.
- Sonlu elemanlar yöntemi kullanılacaktır.



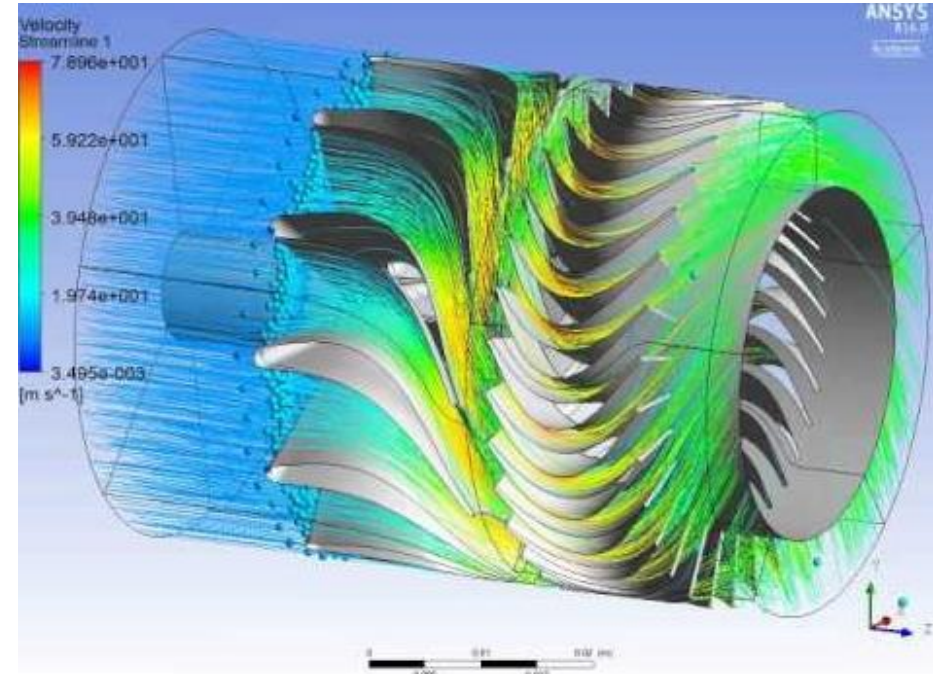
Termal Analizler

- Analizler ANSYS veya SOLIDWORKS isimli programlarla yapılacaktır.
- Sonlu elemanlar yöntemi ile termal analiz genel olarak karmaşık şekillere sahip komponent ve montajlarda üç temel ısı transferi olan iletim, taşınım ve ışıınım yolu ile olan ısı transferi neticesindeki sıcaklık ve ısı akısı dağılımı bulunur.
- Veriler doğrultusunda araçta modifikasyona başvurulur.



Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizleri

- Analizler ANSYS veya SOLIDWORKS isimli programlarla yapılacaktır.
- Burada CFD analiz ile çok fazlı akışlar, newtonian veya newtonian olmayan akışlar, katı-sıvı etkileşim analizleri, ileri türbülans modelleri, dönen parçaların analizleri gibi bir çok uygulamada ANSYS CFD analizleri doğru ve hızlı sonuç elde etmemizi sağlar.
- İlk olarak yapının akışkan hacmi oluşturulur ve model üzerindeki hatalar ve eksiklikler giderilir. Sonrasında yapı sonlu elemanlara ayrılır ve sınır şartları ve kontak yüzeyleri belirlendikten sonra zamana bağlı veya steady-state çözüm alınarak sonuçlar incelenir ve raporlanır.
- Sonrasında verilere göre araçta modifikasyon yapılır.





Testler - 1



Testler	Test Tipi	Tarih
Yapısal/Mekanik Mukavemet Testleri	Basma Testi	20.04.2021-21.04.2021
	Düşme Testi	22.04.2021-23.04.2021
	Eğilme Testi	24.04.2021-25.04.2021
	Sıcaklık Dağılım Testi	26.04.2021-27.04.2021
	Termal Şok Testi	28.04.2021-29.04.2021
Kurtarma Sistemleri Testleri	Paraşüt Açılma Testi	18.06.2021-19.06.2021
	Burun Açılma Testi	20.06.2021-21.06.2021
	Şok Kordonu Testi	22.06.2021-23.06.2021
	Kurtarma Mekanizması Testi	25.06.2021-28.06.2021
Aviyonik Sistem Testleri	Sensör Testi	15.04.2021-19.04.2021
	Elektrik Sistemi Testi	17.04.2021-18.04.2021
	Basınç Sensörü Testi	15.04.2021-16.04.2021
	SD Kart Testi	18.04.2021-19.04.2021
	Sıcaklık Sensörü Testi	15.04.2021-16.04.2021
	İvme ve Gyro Sensörleri Testi	17.04.2021-18.04.2021
	Faydalı Yük Bilgisayar Testi	19.04.2021-21.04.2021
	Aviyonik Genel Testi	22.04.2021-03.05.2021



Testler - 2



Yapısal/Mekanik Mukavemet Testleri

- Yapısal/Mekanik mukavemet testi kapsamında basma deneyi, çekme deneyi, düşme deneyleri yapılacaktır.
- Roket gövdesinin üretiminde kullanılacak olan fiberglass ve karbonfiber, alt sistemlerin üretiminde kullanılacak olan alüminyum malzemelerin mukavemet testleri laboratuvar ortamında test edilecektir.

Basma Testi

- Yapılan basma testinden alınacak verilerle malzemenin akma mukavemeti, basma kuvveti, elastisite modülü, % birim şekil değişimi, % kesit değişimi gibi veriler elde edilecektir.
- Basma deneyi de universal cihazlarında yapılır ve iki basma kafası arasına yerleştirilen numuneye sabit hızla artan bir basma yükü uygulanır.
- Basma testi numunesine uygulanan kuvvet sonucu, numunedeki % şekil değişikliği gibi elde edilecek verilerin gerçekçiliğine göre üretimi yapılır.

Eğilme Testi

- Eğilme gerilmesi hesabı, eğilme mukavemeti hesabı, akma mukavemeti, maksimum şekil değiştirme, elastisite modülü gibi veriler elde edilir.
- İki desteğe serbest olarak oturtulan, genellikle daire veya dikdörtgen kesitli düz bir deney parçasının yön değiştirmeksizin ortasına bir kuvvet uygulandığında oluşan biçim değiştirmesiyle yapılan bir deneydir.
- Eğilme deneyinde numuneden elde edilecek verilerin gerçekçiliğine göre üretimi yapılır.

Düşme Testi

- Gerçek dünyadaki etkilerin ögeyi nasıl etkileyeceğini simüle edilecek, bir ürünü hükümet, endüstri veya şirket standartlarına uygunluğu açısından değerlendirilecek, etkilenen ögenin performansı hakkında ayrıntılı veriler elde edilecektir.
- Bu test farklı şartlarda, farklı yüksekliklerden numunenin yere bırakılması halinde yapılması planlanmaktadır.
- Düşme testi farklı yüksekliklerden numunenin yere bırakılması şeklinde olacağından yere her seferinde daha hızlı çarpacak ve daha büyük bir kuvvete maruz kalacak bu şekilde malzemenin dayanımı test edilmiş olur ve bu testin gerçekçiliğine göre üretimi yapılır.

Kurtarma Sistemi Testleri

- Kurtarma sistemi testleri kapsamında paraşüt açılma testi, burun açılma testi, şok kordonu testi, kurtarma mekanizması testi yapılacaktır.
- Kurtarma sistemiyle ilgili olan bu testler laboratuvar / atölye ortamında yapılacaktır.

Paraşüt Açılma Testi

- Hedeflenen test irtifasına ulaşıldığında paraşütün açılıp açılmayacağı test edilecektir.
- Sistem tetiklenerek kurtarma sistemindeki paraşütün istenilen koşullarda açılıp açılmaması denenecektir.
- Testten elde edilen veriler neticesinde rokette tasarlanan paraşütün güvenli olup olmadığı verisi elde edilmiş olacaktır.
- Paraşüt açılma testinden elde edilecek verilerin gerçekçiliğine göre sistem düzenlenecektir.

Burun Açılma Testi

- Sinyal geldiğinde burun konisinin yerinden çıkıp çıkmadığı test edilecektir.
- Test edilen yerde burun konisi için sinyal gönderilecek ve çalışıp çalışmadığı görülmüş olacaktır.
- Yapılan test sonrasında sistemin çalışıp çalışmadığı bu doğrultuda roket uçuşunda sorun çıkıp çıkmayacağı ile ilgili veri elde edilmiş olacaktır.
- Bu veriler roketin uçuş esnasında kullanılacağından gerçekçi olması gerekir. Verilerin gerçekçiliğine göre sistem düzenlenecektir.

Şok Kordonu Testi

- Bu test bir bakıma çekme deneyidir. Farklı bir anlık yüksek kuvvet uygulanmasıdır.
- Bu testle birlikte şok kordonunun maruz kaldığı kuvvet sonrasında şok kordonunun dayanıp dayanmadığı test edilecektir.
- Şok kordonunun dayanıklılığı hakkında veriler elde edilecektir.
- Bu veriler neticesinde şok kordonun roketin uçuş esnasında herhangi bir sorun çıkması engellenmiş olacaktır.
- Yapılan şok kordonu testinin gerçekçiliği neticesinde sistem düzenlenecektir.

Kurtarma Mekanizması

- Buzzer'ın çıkarttığı ses düzeyi açık ortamda test edilecek ve yeterli olup olmadığı gözlemlenecektir.
- Yay mekanizmasının sistem içerisinde yeterli olup olmadığını ve çalışıp çalışmadığını test etmek amacıyla yapılacaktır.
- Bu testle mekanizmanın sistem için yeterli olup olmadığı ve uçuş esnasında herhangi bir sorun oluşturup oluşturmayacağı gözlemlenmiş olacaktır.



Testler - 4



Aviyonik Sistem Testleri :

Algoritma Testleri :

- Basınç sensörü ve ivme sensöründen gelen veriler ilgili algoritmasından geçirilerek irtifa ve ivme değerleri elde edilir. Elde edilen bu değer kapalı-açık ortamlarda sıcaklık değiştirilerek değişimler not edilir ve analiz yapılır. Yapılan analizler sonucu elde edilen değerlerin gerçekçiliğine göre algoritmalar düzenlenir.
- Aynı testler yedek bilgisayar ve faydalı yük bilgisayarı içinde tekrarlanır ve verilerin tutarlılığı göz önünde bulundurularak algoritmalar düzenlenir.

Kart Fonksiyonellik Testleri :

- Aviyonik sistemde kullanılan iletişim modülü, GPS modülü gibi modüllerin üst sistemleri menzilleri ve hassasiyet değerleri ölçülecek bu testlere göre modüller yetersizse modüller değiştirilecektir. Sistemlerde kullanılan pillerin ihtiyacı karşılayıp karşılamadığı da test edilecektir.
- Roketin gövde tasarımında kullanılan malzeme ve açılan deliklerin kullanılan sensörler ve iletişim modülünün işlevine uygun çalışmasına engel olup olmadığı test edilecektir. Bu test roket gövdesinin ve diğer unsurların yapıldığı malzemelerden kapalı kutular yapılarak aviyonik sistem bu kutuların içinde denenecektir.
- Elde edilen sonuçlara göre roket malzemelerinde değişikliğe gidilecektir.

İletişim Testleri :

- Sistemde kullanılan iletişim modülünün menzili yatay düzlemde ve dikey düzlemde sinyal gücü ölçülerek yapılacaktır.
- İletişim modülü üzerinde bağlantı testi, text sending testi, sensör verisi gönderme testi, paket iletim testi gibi testler yapılacaktır.
- Elde edilen veriler ile modülün verimliliği ve ihtiyacı karşılayıp karşılamaması durumuna göre modül değişikliği yapılacaktır.



Testler - 5



Aviyonik Sistem Testleri :

Elektronik Sistem Testi:

Sistemdeki modüller ve sensörler algoritma testinden geçirildikten sonra sistem birleştirilip sistemin güç kaynağının yeterli olup olmadığı test edilecektir. Bu test de kriter bataryanın sistemi çalıştırmaya yetip yetmemesi ve sistemin ihtiyaç duyulan süreden fazla olacak şekilde faal bir şekilde çalışıp çalışmayacağıdır.

Basınç ve İvme Sensörü Testi:

Basınç ve ivme sensörü roketin içerisinde düzgün çalışıp çalışmadığı ve istenilen kriterleri karşılayıp karşılamadığı test edilecektir.

SD Kart Testi:

Sensörlerden gelen veriler SD karta kaydedilecektir. Bu test de verilerin SD karta kaydolup olmadığı test edilecektir.

Sıcaklık Sensörü Testi:

Bu test de sıcaklık sensörünün kapalı ortamda gerçekçi ölçümler yapıp yapmadığı termometre kullanılarak test edilecektir.

Faydalı Yük Bilgisayarı Testi:

Faydalı yük bilgisayarının işlevini yerine getirip getirmediği ve faydalı yük bilgisayarında bulunan modüllerin, bataryanın ve iletişim modülünün yeterliliği test edilecektir.

Aviyonik Genel Testi:

Bu test en son yapılacaktır. Sistemin tamamı birleştirilerek herhangi bir aksaklık çıkmadan istenilen verimde çalışıp çalışmadığı test edilecektir. Eğer bu testten de olumlu sonuç alınırsa devreler baskı devre haline getirilip dış etkenlerden korucu jelatin paketlere konularak rokete entegre etmeye hazır duruma getirilecektir.



Bütçe 1



Ürün	Malzeme	Alan (m2)	Adet	Fiyat (₺)
Mapa	Dövülmüş Çelik	-	3	67,5
Paraşüt Kumaşı	Yırtılmaz Naylon	10	1	300
Paraşüt İpi (6mm)	Elastik Kordon	5 metre	1	15
Paraşüt İpi (12mm)	Elastik Kordon	10 metre	1	60
Üst Gövde + Alt Gövde	Fiberglass	4	1	623,88
Entegrasyon Gövdesi	Karbonfiber	0,3	1	65
Yapıştırıcı	Epoksi (250g)	-	1	120
Burun Konisi	Fiberglass	0,3	1	71,4
Faydalı Yük	Paslanmaz Çelik	-	1	160
Şok Kordonu	Elastik Kordon	10 metre	4	110
Motor Yatağı	Alüminyum	0,4	1	84,5
Kanatçık	Alüminyum	0,5	4	224,24
Mekanizma Tüpü + E. G. Bağlayıcısı	Alüminyum	0,300	1+1	42,5
Aviyonik ve Yük Tüpü	Fiberglass	0,760	1+1	140,6
Kapak + Merkezleme Halkası	Fiberglass	-	3+2	25
Kapak	Alüminyum	-	4	60



Bütçe - 2



Ürün	Adet	Fiyat
Ardunio Nano	3	394,74
Micro SD kart ve modülü	1+1	57,71
NEO-6M GPS Modülü	2	260,2
BMP 280	1	10,46
MPU 6050	3	24,72
xBee Pro S2C	2	898,76
Duracell 9V Alkalin 9V Pil	4	72
Epoksi (Duratek DTE 1200 ve Sertleştirici (Duratek DTS 1151)	1	320
Servo Motor	4	602,72
Kablo	1 rulo	40
Yay	3	300
Servo Motor Kablosu (JST)	10m	80
Toplam		5,230.93



Risk Analizi



Risk	Önlem
Aviyonik sistem arızasının oluşması	Aviyonik sistem arızasının oluşması durumunda yedek aviyonik sistemi bulunmaktadır.
Ana bilgisayarın batarya bağlantısında sorun oluşması	Yedek batarya yardımıyla ana bilgisayarda herhangi bir güç eksikliğinin önüne geçilmiştir.
Basınç sensörünün çalışmaması	Basınç sensörünün çalışmaması durumunda sistem ivme sensörü yardımıyla aktif hale getirilecektir.
Aviyonik sistemin ortam etkilerinden zarar görmesi	Aviyonik sistemin ortam etkilerinden zarar görmesini engellemek amacıyla devreler jelatin paketler halinde paketleneyecektir.



Kontrol Listesi - 1



NO	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	ÖTR Slayt No	Açıklama
1	3.1.11.	Takımlar en az dört (4) en fazla altı (6) kişiden oluşmalıdır.		2	
2	3.1.13.	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur. Takım danışmanı ile ilgili özellikler 3.1.26 no'lu maddede yer almaktadır.		2	3.1.26 no'lu maddede yer alan Takım danışmanı ile ilgili özellikler ilgili kriterlere uygundur.
3	3.1.21.	Takımlar; Proje Planı, Proje Bütçesi, Kontrol Listesi, Görevli Personel Listesi (Takım Danışmanı dâhil olacak şekilde) hazırlamalıdır.		2, 47-61	Mevcut durum için proje bütçesi hazırlanmış olup sponsor bilgileri KTR raporunda kesinleşecek ve belirtilecektir.
4	3.2.1.18.	Takımlar faydalı yüklerini “Unspecified Mass” ismiyle giremezler. Faydalı yük “PAYLOAD” ismi ile adlandırılıp, kütlesi en az 4000 gram olarak girilecektir. Şekil 1 ile verilen “Fırlatma Simülasyonu Launch Simulation” ekranında yer alan değerler simülasyona girilmelidir. Bu değerler ile benzetim yapmamış olan takımlar elenecektir.		10, 19, 20	
5	3.2.1.19.	Lise kategorisindeki takımlar hariç tüm takımlar üç (3) serbestlik dereceli uçuş benzetim ve modellemesini kendileri yapacak şekilde bir kod (açık kaynak kodları kullanılarak) geliştirecek ve ilgili tasarım raporlarında bu kod ve kodun çıktılarını (Tasarım Raporları şablonlarında hangi çıktılar isteneceği takımlara iletilecektir) TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesine sunulacaktır.		9	Kod akış şeması 9 numaralı slayt da verilmiştir. Kod detayları KTR raporunda sunulacaktır.
6	3.2.2.	KURTARMA SİSTEMİ GEREKSİNİMLERİ		28-35	3.2.2 ile ilgili maddelerin gereksinimleri 28-35 arası numaralı slayt da mevcuttur



Kontrol Listesi - 2



NO	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	ÖTR Slayt No	Açıklama
7	3.2.3	Faydalı Yük Gereksinimleri		19-20	3.2.3 ile ilgili maddelerin tamamı 19-20 numaralı slayt da belirtilmiştir.
8	3.2.4.3.	Roketin tüm parçalarının azamî dış çapları aynı değerde olmalıdır (Kademelerin farklı çaplara sahip olması ve kademeler arasında çap değişimine izin verilmemektedir).		5	Open Rocket Programındaki çizim üzerinde ölçülendirilerek belirtilmiştir.
9	3.2.6.1	Roket içerisinde biri “ANA” diğeri “YEDEK” olacak şekilde iki (2) adet, birbirinden farklı uçuş bilgisayarı bulunmalıdır.		39-40	.
10	4.1.6	Hata Modları ve Etkileri Analizi ile sonuçları da ÖTR’de sunulacaktır (Takımların Hata Modları ve Etkileri Analizi çalışmalarını yapabilmeleri için şablon dokümanlar internet sitesi üzerinden paylaşılacaktır).		64-65	

- Yeşil —————> Tam karşılanmaktadır
- Sarı —————> Kısmen karşılanmaktadır
- Kırmızı —————> Karşılanmamaktadır.



Hata Türleri ve Etkileri Analizi - 1

Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
İncelenen öge ve süreç adımı nedir?	Fonksiyonun gerçekleşmesi için gereken nedir?/ Fonksiyon tanımı nedir?	Tanımlanmış gereksinimin sağlanamama durumu nedir?	Hatanın oluşmasına sebep olan yetersizlikler/olaylar nelerdir?	Hatanın gözlemlendiği ömür/ görev evresi nedir?	Yerel Etki	Son Etki	Söz konusu görev evresinde hatanın tespiti ne şekilde olmaktadır?	Önleyici (P) Hata türünü ve/veya hata nedenini engelleyen mevcut kontroller nelerdir?	Tespit Edici (D) Hatanın tespit edilmesini sağlayan mevcut kontroller nelerdir?	Hata oluştuğundan sonra hatanın etkisini ortadan kaldıran ya da azaltan tasarım tedbirleri nelerdir?	Görev başarımları ve Değerlendirme Komitesi beklentileri açısından bu etki ne derece önemlidir?
Kablo	Enerjiyi iletmek	Kopması, aşınması	Keskin bir kenar tarafından bir kuvvete maruz kalması	Taşıma	Enerjiyi iletememesi	Roketin fonksiyonlarının doğru çalışmaması	Görsel muayene	Kabloları daha dikkatli bir şekilde yerleştirmek	Multimetre ile akım kontrolü yapmak	Kabloları özel bir giriş yaparak onları güvenli bir yerden geçirmek	7
Cıvata	İki parçayı birbirine bağlamak	Cıvatanın paslanması	Yüksek neme maruziyet	Depolama, Taşıma	Cıvatanın mukavemetinin azalması	Roketin yapısal bütünlüğünü yitirmesi	Görsel muayene	Rokette kullanılan cıvataların korozyona dayanıklı malzeme ile kaplanması	Nem testi yapılması	İkinci bir bağlantı elemanının aynı yapısal parçaların bağlantısı için kullanılması	7
Uçuş Bilgisayarı	Uçuş verilerinin analiz edilmesi ve görev komutlarının oluşturulması	İşlemci arızası	Yüksek titreşim ve şok seviyeleri	Uçuş	UB yazılımının çalıştırılamaması	Görev adımlarının başarılı bir şekilde gerçekleştirilememesi	Telemetre verileri	Uçuşta beklenen titreşim ve şok seviyelerinde çalışabilecek UB seçimi	Uçuş öncesi yer testleri	Yedek UB kullanımı	10
Sensörler	Dış dünyadaki verileri ölçüp sanala aktarması	Soket bağlantısının kopması	Yüksek titreşim ve şok seviyeleri	Uçuş	Görevini yerine getirememesi	Kurtarma sisteminin ve istenilen verilerin alınamaması	Görsel muayene, Telemetre verileri	Sensörlerin lehim bağlantıları sağlamlaştırılır	Uçuş öncesi yer testleri	Jelatinle kaplamak	7



Hata Türleri ve Etkileri Analizi -2

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
Hata No	İncelenen öge ve süreç adımı nedir?	Fonksiyonun gerçekleşmesi için gereken nedir?/ Fonksiyon tanımı nedir?	Tanımlanmış gereksinimin sağlanamama durumu nedir?	Hatanın oluşmasına sebep olan yetersizlikler/olaylar nelerdir?	Hatanın gözlemlendiği ömür/ görev evresi nedir?	Yerel Etki	Son Etki	Söz konusu görev evresinde hatanın tespiti ne şekilde olmaktadır?	Önleyici (P) Hata türünü ve/veya hata nedenini engelleyen mevcut kontroller nelerdir?	Tespit Edici (D) Hatanın tespit edilmesini sağlayan mevcut kontroller nelerdir?	Hata oluşuktan sonra hatanın etkisini ortadan kaldıran ya da azaltan tasarım tedbirleri nelerdir?	Görev başarımları ve Değerlendirme Komitesi beklentileri açısından bu etki ne derece önemlidir?
HT 5	Batarya	Aviyoniklere güç sağlanması	Arayüzde temassızlık sonucu bataryanın güç aktarımı yapamaması	Montaj hatası ve uçuş titreşimi	Uçuş	Rokette bulunan aviyoniklerin çalışmaması	Görev komutlarının üretimememesi ve roket ile iletişim kurulamaması	Aviyonik güç kontrolü ve Telemetre veriler	Kilit mekanizmalı konektör seçimi	Uçuş öncesi yer testleri	Besleme hattı yedeklenmesi	7
HT 6	Faydalı yük ayırma mekanizması	Faydalı Yük'ün istenen koşullarda sistemden ayrılması	İstemsiz Faydalı Yük ayrılması	Hatalı sinyal iletim	Uçuş	Faydalı Yük'ün yanlış irtifada sistemden ayrılması	Yanlış irtifada Faydalı Yük ayrılması sonucu kurtarma işleminin başarısız olması	Telemetre verileri	Faydalı Yük ayrılma koşullarının uçuş algoritmasında birkaç defa kontrol edilmesi	Algoritma hata koşullarının yerde test edilmesi	Hatalı ayrılma sonrası Faydalı Yük'ün sistem dışına nominal bir şekilde çıkıp paraşütün açılmasına olanak verecek şekilde yerleştirilmesi	7
HT 7	Kurtarma mekanizması	Roketi kurtarmak	Sistemin aviyonik tarafından tetiklenmemesi	Hatalı sinyal iletim, iletim hattında kopukluk, sistem arızası	Uçuş, kurtarma	Sistemin açılmaması	Roket çakılması	Ölçüm muayene, görsel muayene	Yedek aviyonik ile ana aviyonik bilgisayarın birbirinden bağımsız çalışması	Algoritma hata koşullarının yerde test edilmesi	Yedek aviyonik bilgisayarın aktif olması	10



Optimizasyona Tabii Gereksinimler



Gereksinim	Tasarım Seçenekleri	Optimizasyon Kriteri - 1	Optimizasyon Kriteri - 2	Sonuç ve Tasarıma Etkisi
Gövde Malzemesi Seçimi	Fiberglass/ Karbonfiber Gövde	Kütle (kg) (5,825-5,6109)	Hız (m/s) (265-267)	Yapılan optimizasyon sonucu roketin daha yüksek bir irtifaya çıkması sağlanmış ve hızında artmış görülmüştür. Roket stabilitesini sağlamak için bu şekilde yapılmıştır.
Burun Konisi Seçimi	Haack Series/ Parabolic Series	Kütle (kg) (1,238-1,259)	Şekil Parametresi (0,333-1)	Kütlede artış görülmesine rağmen burun konisindeki değişim roket irtifasını arttırmıştır. Roket stabilitesini sağlamak için bu şekilde yapılmıştır.
Kurtarma Mekanizması Tüpünün Malzeme Seçimi	Alüminyum/ Fiberglass	Kütle (kg) (0,417-0,286)	Hız (m/s) (265-266)	Kurtarma mekanizması tüpünün malzemesi değiştirilerek roketin daha yüksek irtifaya çıkması sağlanmış ve hızında artış görülmüştür. Roket stabilitesini sağlamak için bu şekilde yapılmıştır.