TEKNOFEST 2022
ROKET YARIŞMASI
Lise Kategorisi
Kritik Tasarım Raporu (KTR)
Sunuşu
Feza Roket Takımı

Takım Yapısı

Takım Danışmanı
Bursa Merkez AİHL Teknoloji ve Tasarım Öğretmeni
İlhan PAMUKÇU

Aviyonik Kaptanı
Bursa Merkez AİHL Öğrencisi
Ayşe Melek İŞÇİ
Görevler:
Aviyonik Sistemleri

Bursa Merkez AİHL Öğrencisi
Nida TORAMAN
Görevler:
Kurtarma Sistemleri

Takım Kaptanı
Bursa Merkez AİHL Öğrencisi
Elif Eslem YAVUZ
Görevler:
Mekanik

İletişim Sorumlusu
Bursa Merkez AİHL Öğrencisi
Rümeysa ÇİL
Görevler:
OpenRocket ve CAD Tasarım

Bursa Merkez AİHL Öğrencisi
Zeynepnur OKUR
Görevler:
Aviyonik Sistemleri

Bursa Merkez AİHL Öğrencisi
Züleyha ÇİL
Görevler:
Aviyonik Sistemleri

Bursa Merkez AİHL Öğrencisi
Abdulhamit HAZİNE
Görevler:
Aviyonik-Elektronik

Bursa Merkez AİHL Öğrencisi
Bedreddin AVFİZADE
Görevler:
Mekanik

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	1910
Çap (mm):	120
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	12267
Yakıt Kütlesi (g):	1864
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	1584
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	4000
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	18531

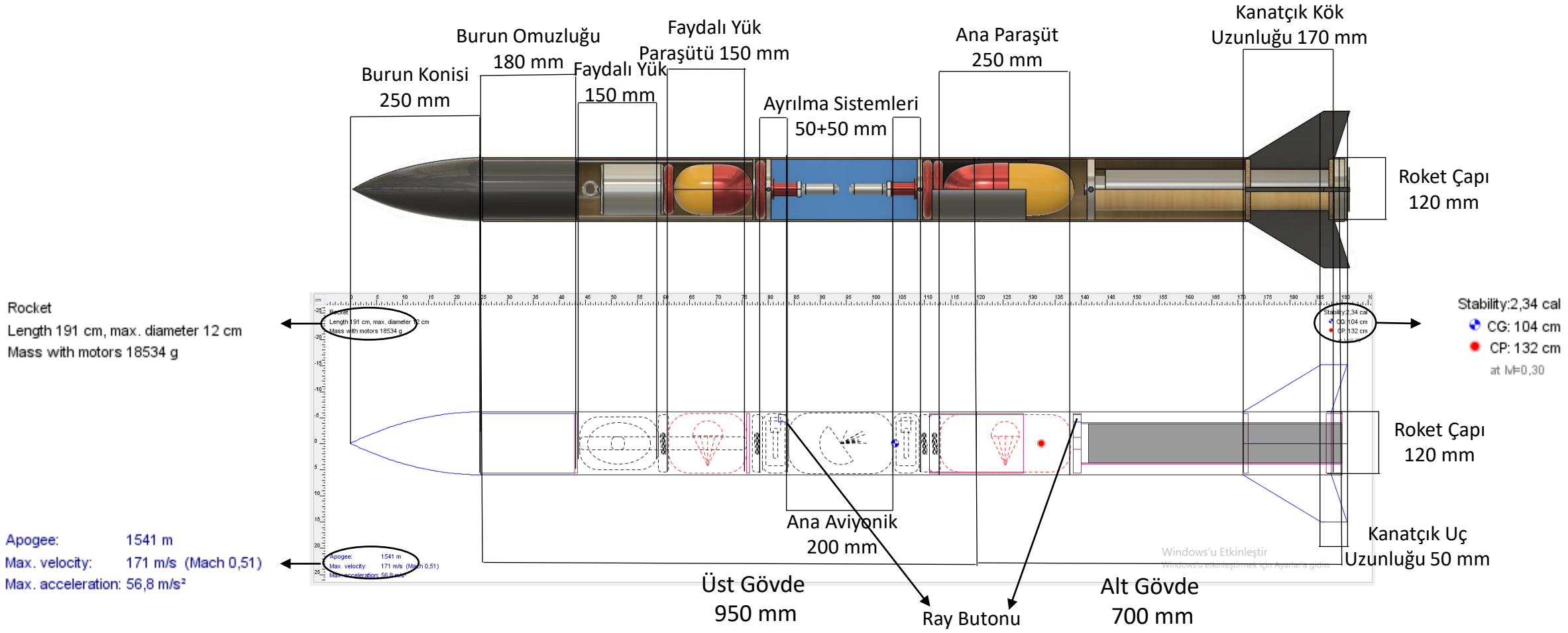
Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	20,28
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	24,7
Stabilite (0.3 Mach için):	2,34
En büyük ivme (g):	5,80
En Yüksek Hız (m/s):	171,28
En Yüksek Mach Sayısı:	0,51
Tepe Noktası İrtifası (m):	1526

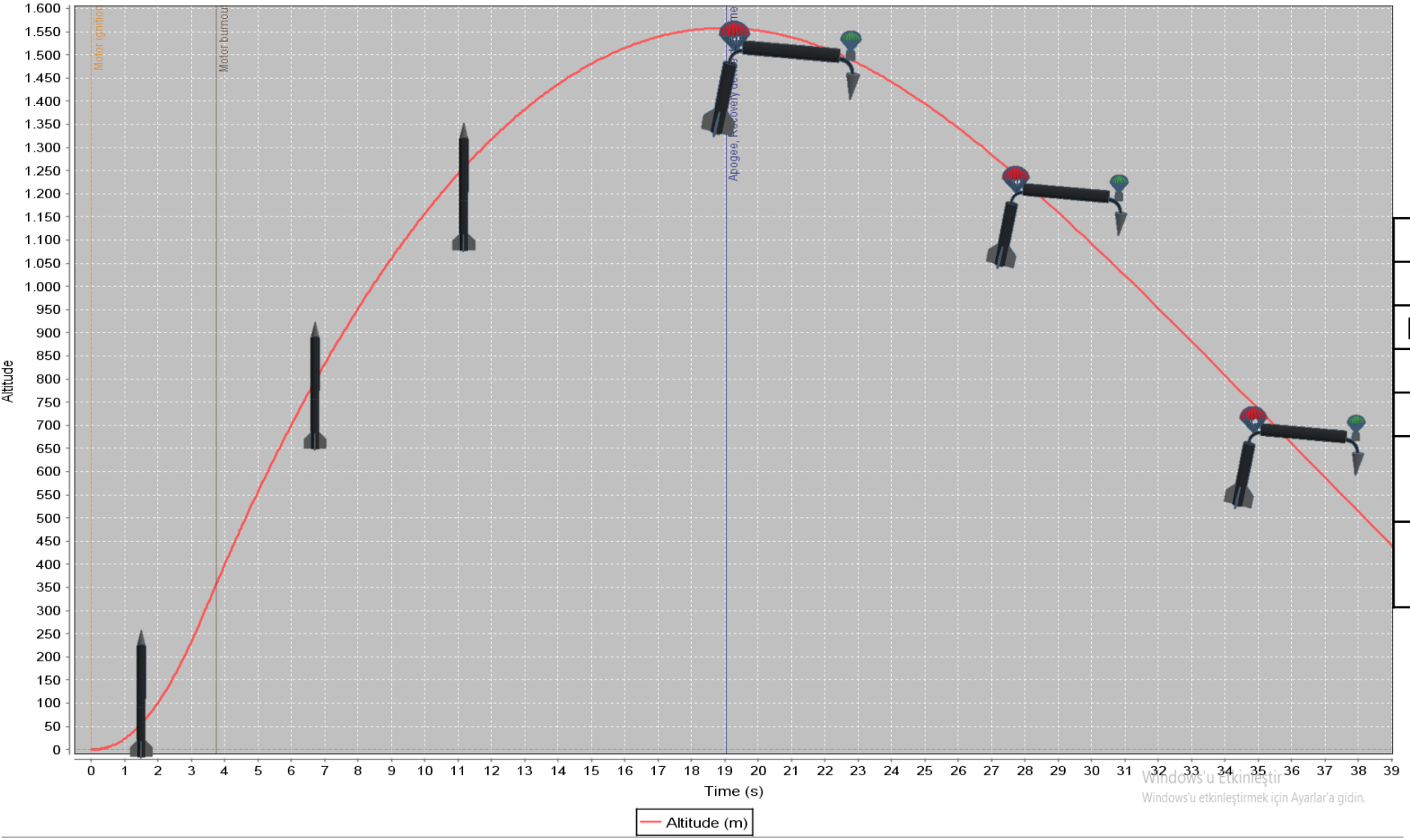
Motor

Cesaroni L1050

Genel Tasarım



Operasyon Konsepti (CONOPS)



	Zaman (s)	İrtifa (m)	Hız (m/s)
Fırlatma	0	0	0
Rampa Tepesi	0,5	6	24,6
Burn Out	3,7	355,5	167,9
Tepe Noktası	19	1553,9	0
Paraşüt Açılması	19	1553,9	6,78
Paraşüt Sonrası	-	-	-

ÖTR - KTR Değişimler - 1

DEĞİŞİM KONUSU	ÖTR'DE HANGİ SAYFADA?	ÖTR'DE İÇERİK NEYDİ?	KTR'DE İÇERİK NE OLDU?	KTR'DE HANGİ SAYFADA?
Üye Değişikliği	2	Takım Yapısı	Takım Yapısı	2
Roket Boyu	4	193 cm	191 cm	4
Paraşüt Düşüş Hızı	21	Ana Paraşüt Düşüş Hızı: 6,8	Ana Paraşüt Düşüş Hızı: 6,78	36
Paraşüt Boyu(Kapalı)	21	Ana Paraşüt Kapalı Boy: 18 cm Görev Yükü Paraşütü Kapalı Çap: 14 cm	Ana Paraşüt Kapalı Boy: 25 cm Görev Yükü Kapalı Çap: 15 cm	36
Paraşüt Kütlesi	21	Ana Paraşüt Kütlesi:501 g Görev Yükü Paraşütü Kütlesi: 222 g	Ana Paraşüt Kütlesi:650 g Görev Yükü Paraşütü Kütlesi: 400 g	36
Kurtarma Sistemi	17	CO2 Ayrılma Sistemi	Sıcak Gaz Üreteçli Ayrılma Sistemi	30
Ticari Sistem		EasyMini Altimetre	Entacore Aim Altimetre	42

ÖTR - KTR Değişimler - 1

DEĞİŞİM KONUSU	ÖTR'DE HANGİ SAYFADA?	ÖTR'DE İÇERİK NEYDİ?	KTR'DE İÇERİK NE OLDU?	KTR'DE HANGİ SAYFADA?
Yapısal Gövde İçi Destekler	16	Merkezleyici halkalar alüminyumdan üretikecekti.	Merkezleyici halkalar fiberglasstan üretilecek	18
Yapısal Gövde İçi Destekler	16	3 adet merkezleyici halka kullanılacaktı.	2 adet merkezleyici halka kullanılacak.	18

ÖTR - KTR Değişimler - 2

DEĞİŞİM KONUSU	YENİ İÇERİK KONUSU?	KTR'DE İÇERİK DETAYI ?	KTR'DE HANGİ SAYFADA?
Aviyonik	Yedek bilgisayar	Rokete yedek aviyonik bilgisayar eklenmiştir.	42
Yapısal Gövde İçi Destekler	Görev Yükü Cebi	Görev Yükünün daha rahat ayrılabilmesi için tasarlanmıştır.	18
Yapısal Gövde İçi Destekler	Motor Yatağı(İnner Tube)	Motorun daha iyi bir şekilde sabitlenebilmesi için eklenmiştir.	24

Kütle Bütçesi

Roket Ürün Ağacı			
Komponent	Malzeme	Kütle (gram)	Adet
Alt Gövde	Fiberglass	1428	1
Üst Gövde	Fiberglass	1938	1
Burun Konisi	Carbon Fiber	669	1
Entegrasyon Gövdesi	Fiberglass	234	1
Motor Kapağı	Alüminyum	313	1
Motor Ortalayıcı ve Kanat Sabitleyici	Fiberglass	2*98,1	2
Ray Butonu	Alüminyum	2*26	2
Ana Paraşüt	Ripstop	332	1

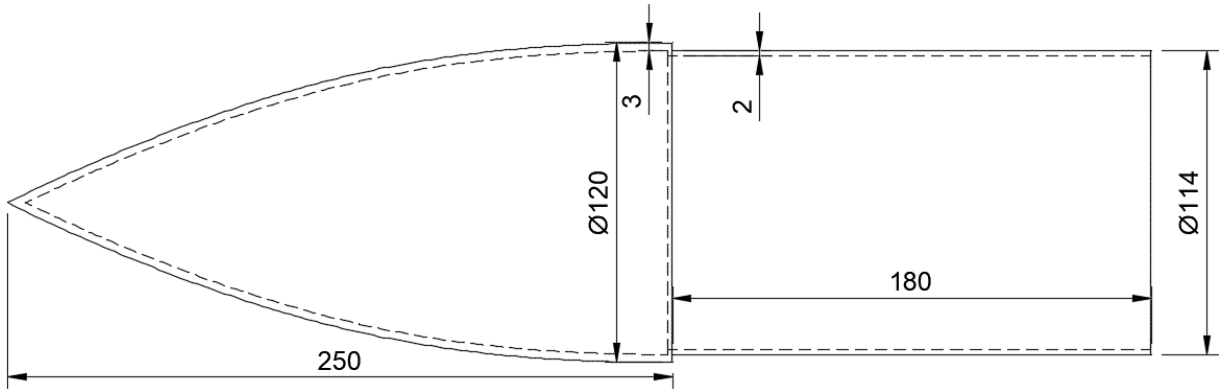
Roket Ürün Ağacı			
Komponent	Malzeme	Kütle (gram)	Adet
Faydalı Yük Paraşütü	Ripstop	122	1
Kanatlar	Fiberglass	782	4
Aviyonik		745	1
Mapa Ve Fırdöndüler	Dövülmüş Çelik	1000	
Faydalı Yük	Çelik	4000	1
Shock Cord	Polyester	1,8+3*3,6	4

- Kütle Bütçesi Kutle_Butcesi.xslx adıyla eklenmiştir.

Roket Alt Sistem Detayları

Burun Konisi Mekanik Görünüm

Burun Konisi CAD Görünümü



Burun konisinin Ojiv burun konisidir.

Burun Konisi Dış Çap: 120mm
Et Kalınlığı: 3mm
Boy: 250mm
Omuzluk Dış Çap: 114mm
Et Kalınlığı: 2mm
Boy: 180 mm

Burun Konisi – Detay

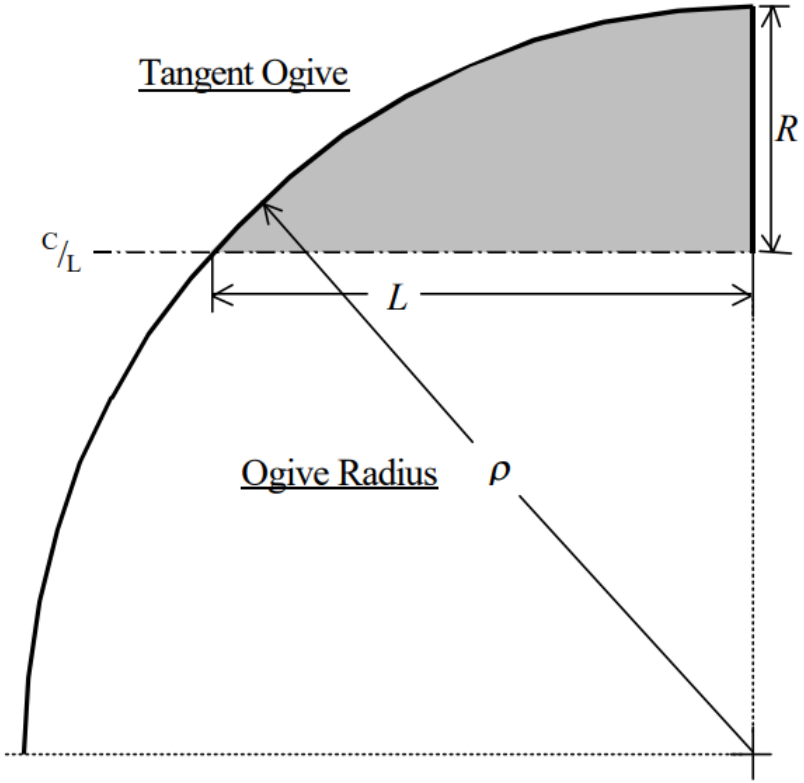
Unsur	Seçilen Kriter	Açıklama
Şekil	Tanjant Ojiv	Yapılan simülasyon ve araştırmalar sonucunda roket en uygun burun konisinin tanjant ojiv olduğuna karar verilmiştir.
Malzeme	Karbon Fiber	Düşük öz kütle ve yüksek dayanıma sahip olduğu için Karbon fiber tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemi	Elle Yatırma	Ekonomik olduğu için elle yatırma yöntemi tercih edilmiştir.

Kullanılacak Karbon Fiber Teknik Özellikleri:

Özellik	Değer
Karbon Fiber Türü	Carbon Fiber HT 200tex
Reçine Tüketimi	234 gr / m^2
Laminat kalınlığı	0.327 mm
Birim Alana Düşen Kütle	200 gr/m^2
Yoğunluk	1,76 g/cm^3
Germe Dayanımı	3530 Mpa
Erime Sıcaklığı	120 °C

Burun Konisi – Detay

Yapılan simülasyon ve araştırmalar sonucunda roket en uygun burun konisinin tanjant ojiv olduğu kanısına varılmıştır.

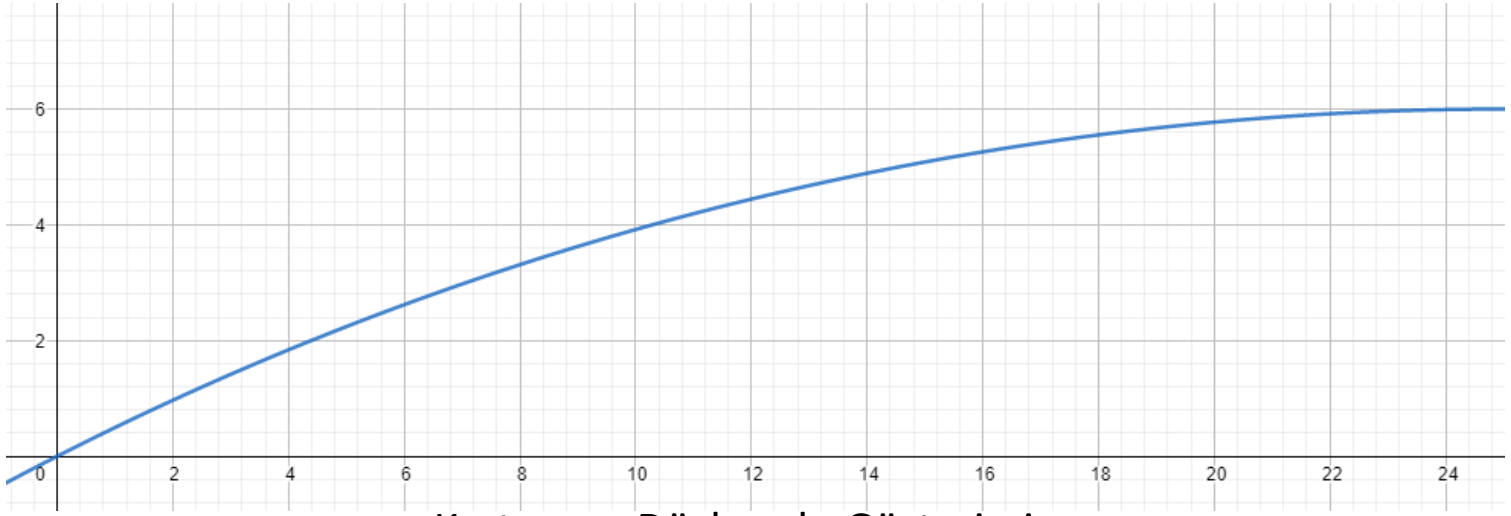


Tanjant Ojiv Burun Konisi Denklemi

$$\rho = \frac{R^2 + L^2}{2R} \qquad \frac{250^2 + 60^2}{2 \cdot 60} \approx 550{,}8$$

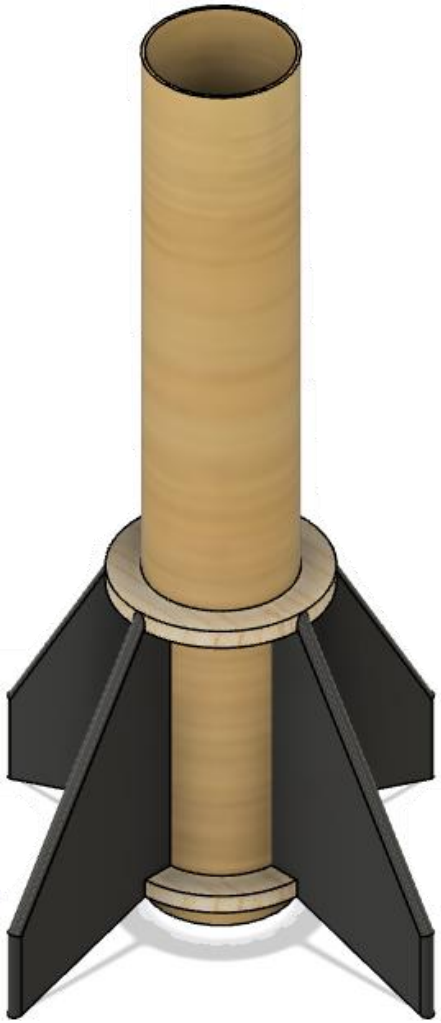
Fonksiyon olarak burun konisi eğrisi:

$$y = \sqrt{\left(\frac{661}{2}\right)^2 - (x - 25)^2} - \frac{589}{12}$$

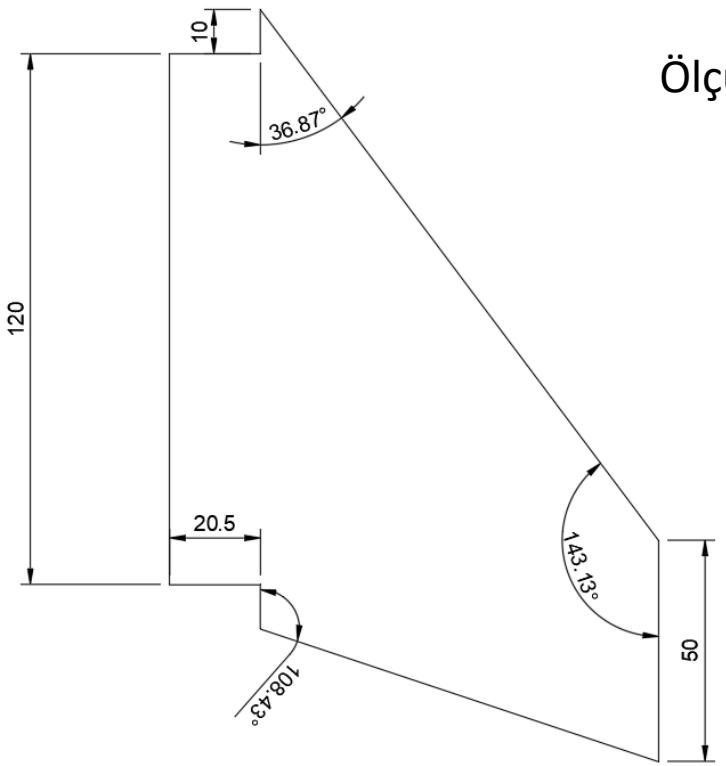


Kartezyen Düzlemde Gösterimi

Kanatçık Mekanik Görünüm



Kanatçık CAD Görünümü



Ölçü Birimi; mm

Kanatçık Teknik Resim
Et Kalınlığı:8mm

Kanatçık – Detay

Unsur	Seçilen Kriter	Açıklama
Malzeme	Karbon Fiber & Fiber Glass	Yüksek dayanım, sertlik ve düşük öz kütle
Üretim Yöntemi	Elle Yatırma & Lazer Kesim	Hassasiyet ve düşük maliyet

Rokette dört adet kanat yer alacaktır.

Özellik	Değer
Malzeme	Carbon Fiber HT 200tex
Birim Alana Düşen Kütle	200 gr/m^2
Yoğunluk	1,76 g/cm^3
Germe Dayanımı	3530 Mpa
Erime Sıcaklığı	120 °C

Kulanılacak malzemelerin teknik özellikleri:

Özellik	Değer
Malzeme	Fiberglass
Birim Alana Düşen Kütle	200 gr/m^2
Yoğunluk	1,8 g/cm^3
Erime Sıcaklığı	120 °C
Germe Dayanımı	2060 Mpa

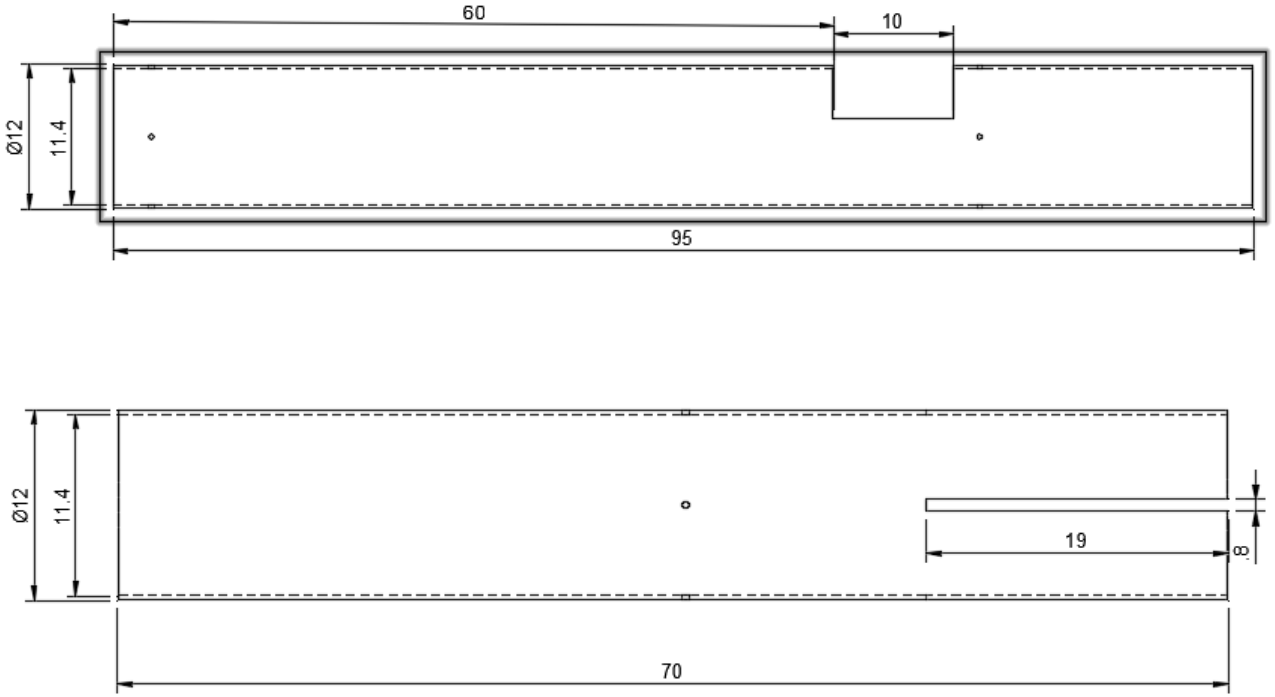
Karbon Fiber ve Fiber Glass'tan oluşanelle yatırma yöntemi ile üretilen 8mm kalınlığındaki kompozit levha lazer kesimde kanatçık şeklinde kesilecektir. Kesilen parçaların kenarları yuvarlatıldıktan sonra epoksi reçine ile merkezleyiciler ve inner tube ile birleştirilecektir.

Kanatların düzgün bir şekilde birleştirilip merkezlenmesi için tasarlanan aparat

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

Üst Gövde CAD Görünümü

Alt Gövde CAD Görünümü



Ölçü Birimi; cm

Yapısal – Gövde Parçaları

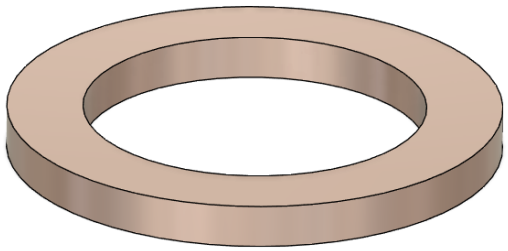
Unsur	Malzeme	Üretim Yöntemi
Alt Gövde	Fiberglass	Elle Yatırma
Üst Gövde	Fiberglass	Elle Yatırma
Açıklama	Yüksek çekme dayanımı, sinyal geçirgenliği ve düşük öz kütlesi nedeni ile tercih edilmiştir.	Hızlı, düşük maliyetli olması ve roket gövdesinin basit yapısı nedeni ile tercih edilmiştir.

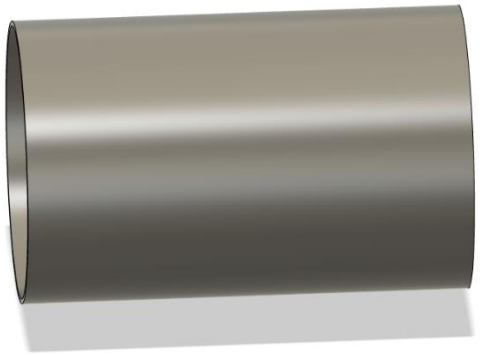
Gövdeler üzerinde çıkıntı yaratan tek unsur kaydırma ayaklarıdır. Onun dışında aerodinamik bütünlüğü bozan herhangi bir yapı bulunmamaktadır.

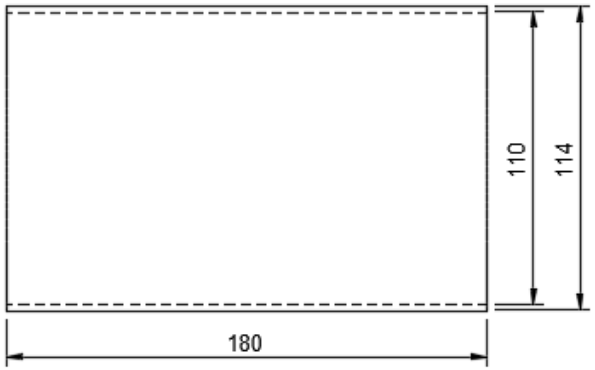
Kullanılacak malzemenini özellikleri:

Özellik	Değer
Malzeme	Fiberglass
Birim Alana Düşen Kütle	200 gr/m^2
Yoğunluk	1,8 g/cm^3
Erime Sıcaklığı	120 °C
Germe Dayanımı	2060 Mpa

Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

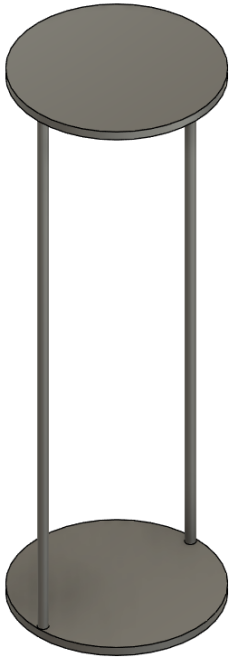




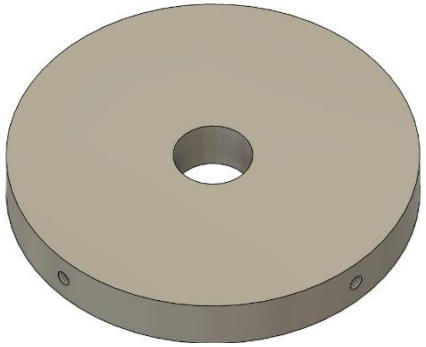


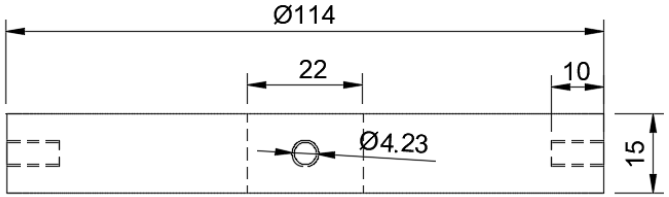
Merkezleyici:
Kalınlık:10mm
Dış Çap :114mm
İç Çap:79mm

- Roket içerisinde 2 adet merkezleyici halka yer alacaktır.



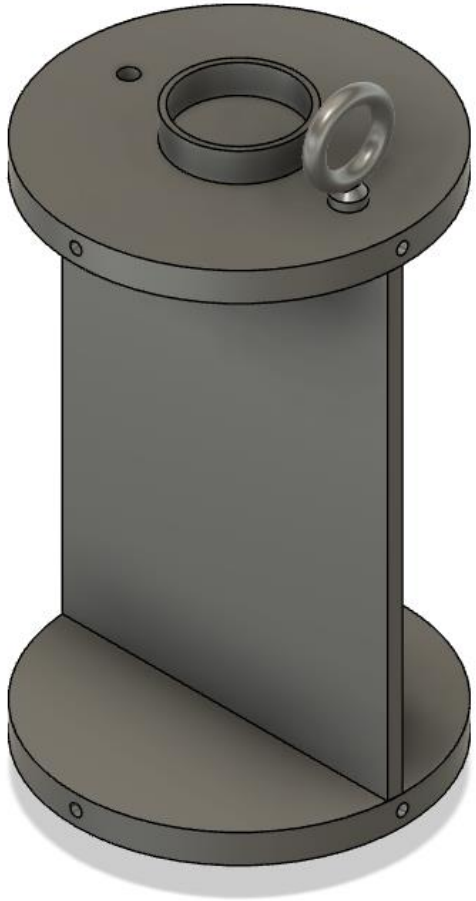
Görev Yükü Cebi CAD
Boy:330mm
Çap:114mm



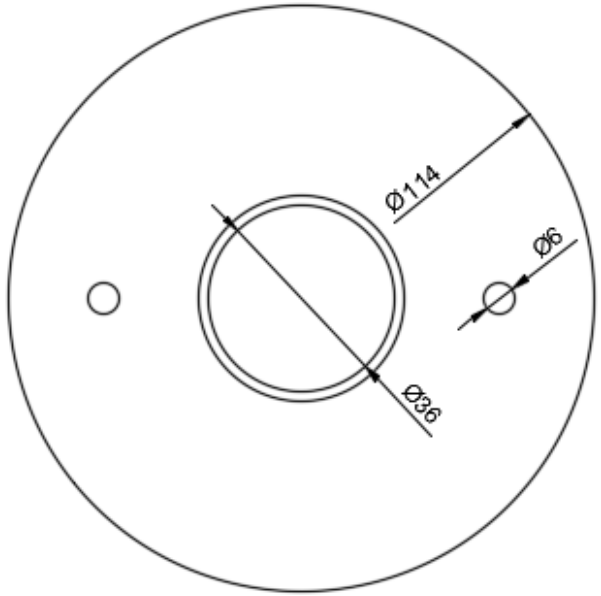


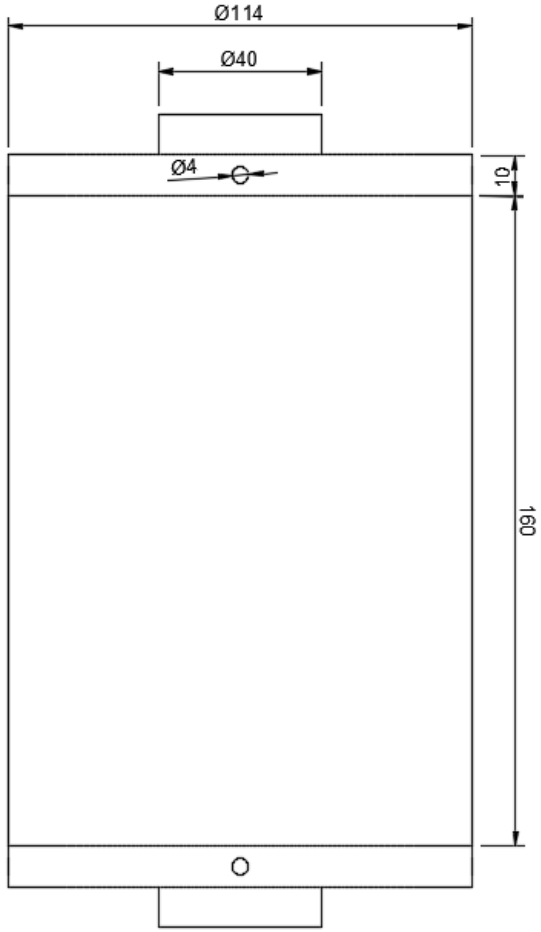
Ölçü Birimi; mm

Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)



Aviyonik kapsülü iki adet alüminyum bulkheadden ve plastik plakadan oluşacaktır. Mapa ve cıvatalar bulkheadlere bağlanacaktır.





Aviyonik Kapsülü Teknik Resim
ölçü birimi;mm

Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Öge	Malzeme	Üretim Yöntemi	İşlevi	Bağlandığı Yapı	Bağlanma Şekli
Merkezleyici	Fiberglass	Elle Yatırma	Motoru ortalamak	Alt Gövde	Epoksi Reçine
Motor Yatağı(İnner Tube)	Fiberglass	Elle Yatırma	Motoru Sabitlemek	Merkezleyici	Epoksi Reçine
Motor Bloğu	Alüminyum	Talaşlı İmalat	Motoru sabitlemek ve motorun itkisini karşılamak	Alt Gövde	4 adet m4 cıvata
Nozul	Alüminyum	Talaşlı İmalat	Motoru Sabitlemek	Alt Gövde	8 adet m6 cıvata
Entegrasyon Gövdesi	Fiberglass	Elle Yatırma	Üst ve alt gövdeyi birbirine bağlamak	Alt gövde	4 adet m4 cıvata

Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Öge	Malzeme	Üretim Yöntemi	İşlevi	Bağlandığı Yapı	Bağlanma Şekli
Aviyonik Kapsülü	Alüminyum,ABS	Talaşlı İmalat 3D Baskı	Aviyonik bilgisayarı barındırmak ve mapalara tutunacak alan oluşturmak	Üst Gövde	8 adet m4 cıvata
Görev Yükü Cebi	Alüminyum	Talaşlı İmalat	Görev yükünün ayrılmasını sağlamak	Burun Konisi	2 adet m4 cıvata

- Biri burun konisinden diğeri ortadan olmak üzere iki ayrılma gerçekleşecektir.

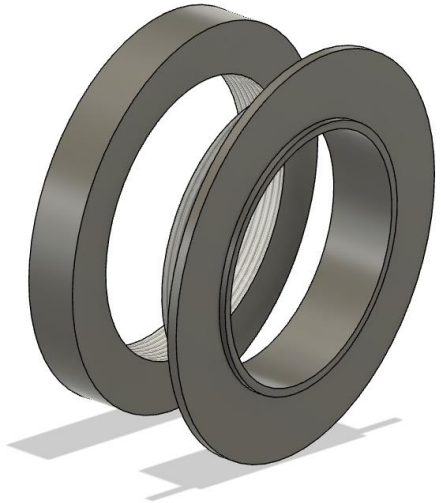
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Kullanılan malzemelerin teknik özellikleri;

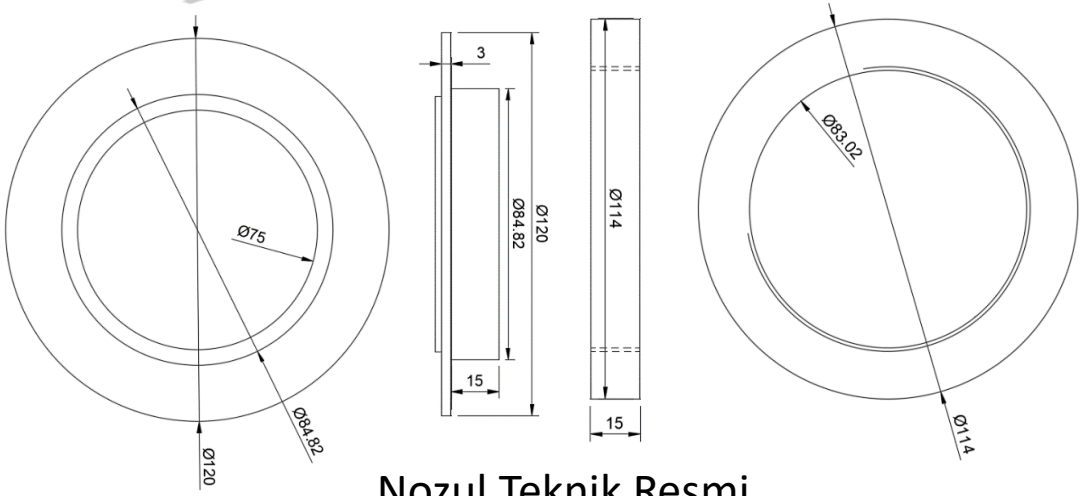
Özellik	Değer
Malzeme	Fiberglass
Birim Alana Düşen Kütle	200 gr/m^2
Yoğunluk	1,8 g/cm^3
Erime Sıcaklığı	120 °C
Germe Dayanımı	2060 Mpa

Özellik	Değer
Malzeme	Alüminyum 6082
Akma Dayanımı	170 Mpa
Germe Dayanımı	260 Mpa
Sertlik	70 HBN
Öz Kütle	2,7 g/cm^3
Erime Sıcaklığı	660,3 °C

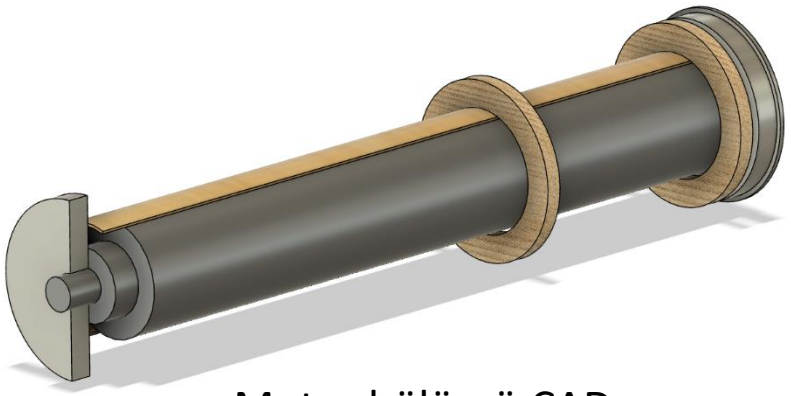
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



Motor Bölümü Teknik Resim



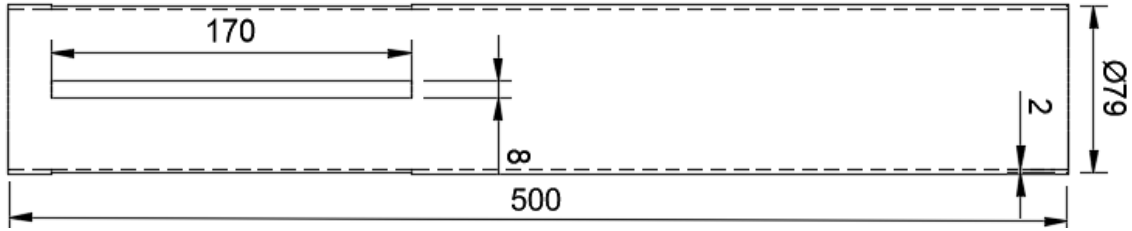
Nozul Teknik Resmi



Motor bölümü CAD

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

İnner Tube CAD görünümü



İnner Tube Teknik Resmi

Unsur	Malzeme	Üretim Yöntemi
Nozul	Alüminyum 6082	Talaşlı İmalat
Motor Bloğu	Alüminyum 6082	Talaşlı İmalat
İnner Tube	Fiberglass	Elle Yatırma

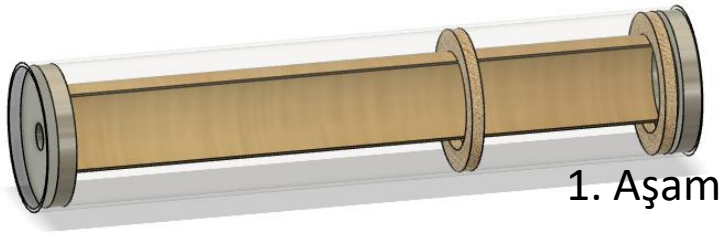
FiberglassTeknik Özellikler

Özellik	Değer
Birim Alana Düşen Kütle	200 gr/m^2
Yoğunluk	1,8 g/cm^3
Erime Sıcaklığı	120 °C
Germe Dayanımı	2060 Mpa

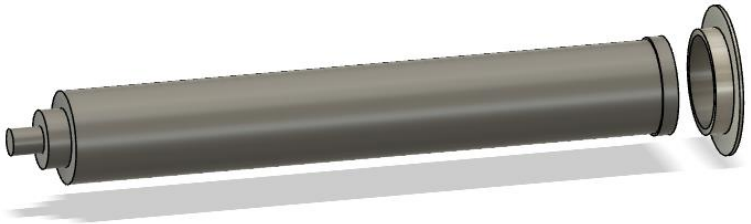
Alüminyum 6082 Teknik Özellikler

Özellik	Değer
Akma Dayanımı	170
Germe Dayanımı	260
Sertlik	70
Öz Kütle	2,7
Erime Sıcaklığı	660,3 °C

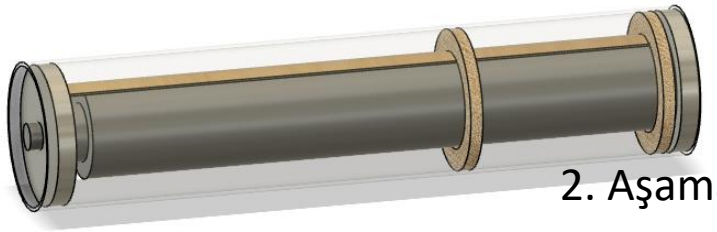
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



1. Aşama

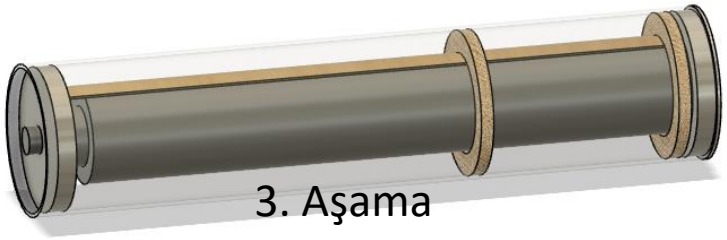


Roketin montajı tamamen bittikten sonra nozul çıkartılacaktır.



2. Aşama

Roketin ucu motor bloğuna dayanacak şekilde motor yerleştirilecektir.



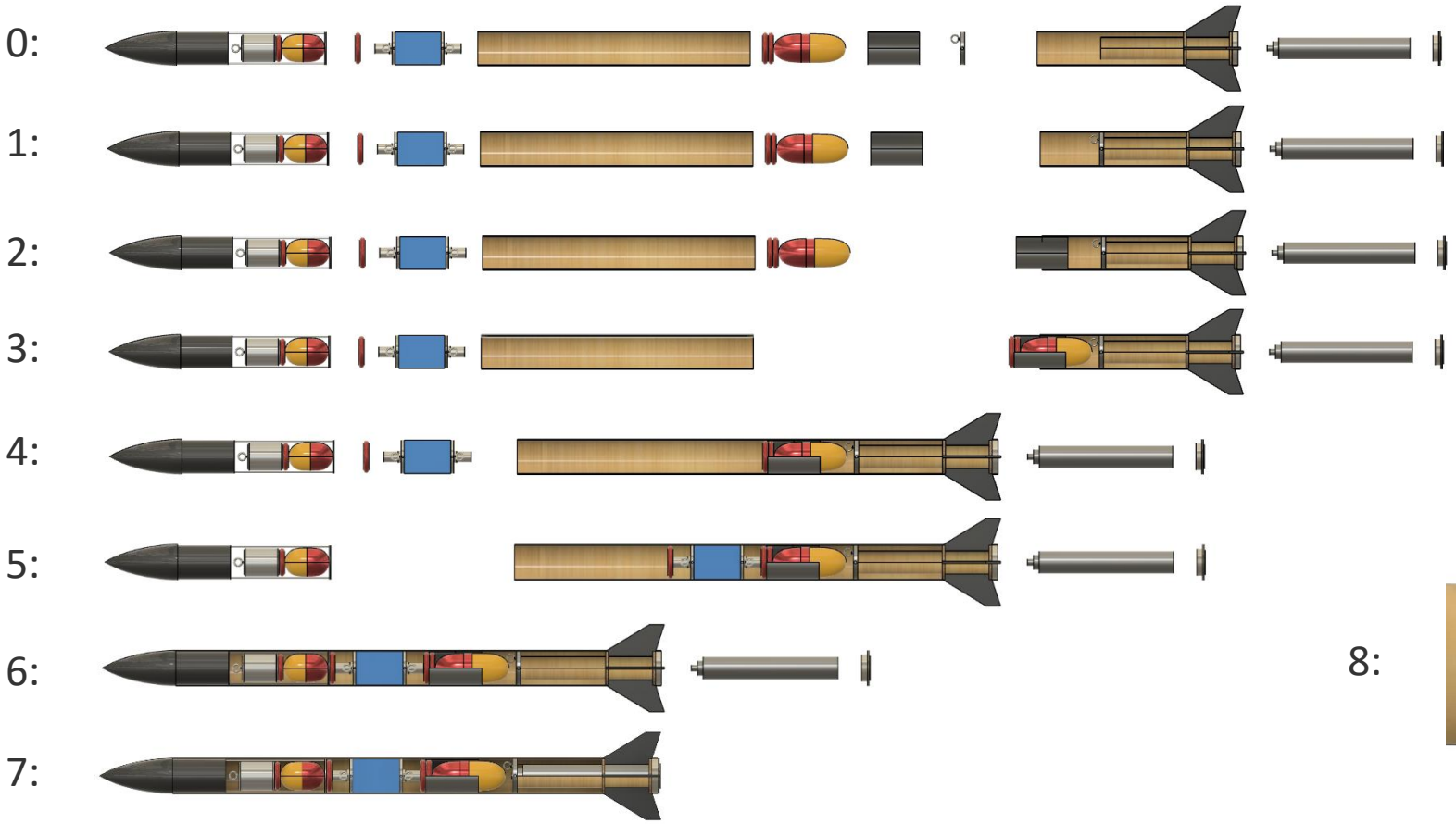
3. Aşama

Motor belirtilen şekilde yerleştirildikten sonra nozul kapatılacaktır.

Roket Montaj Stratejisi

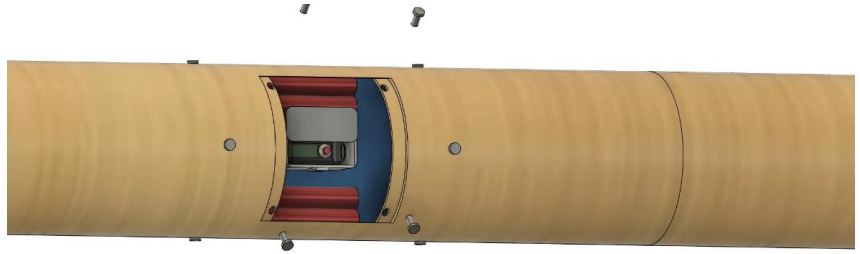
1. Motorbloğu alt gövdeye 4 adet M4 havşa başlı alyan 8.8 sınıfı vidalarla sabitlenecektir.
2. Alt gövdeye entegrasyon gövdesi bağlanacaktır.
3. Ana paraşüt, şok kordonu ve kurtarma ekipmanlarıyla (fırdöndü, karabina) mapaya takılacaktır ve roketin içine koyulacaktır.
4. Üst gövde, alt gövdeye entegrasyon gövdesi ve şok kordonları ile bağlanacaktır.
5. Kurtarma kapsüllerine hakemlerden alınan sıcak gaz üreteci (barut) eklendikten sonra aviyonikle beraber kurtarma sistemi rokete 8 adet M4 havşa başlı alyan 8.8 sınıfı vidalarla monte edilecektir ve aviyoniğin switch anahtarları gövdeye takılacaktır.
6. Faydalı yük mapasına paraşütün şok kordonuna takılı olan fırdöndü ve karabina bağlandıktan sonra faydalı yük cebine bırakılacaktır ve burun konisi üst gövdeye şok kordonu ile bağlanacaktır.
7. Son olarak roket bütünleştikten sonra L1050 motor alt gövdeden geçirilip roket nozulu yardımıyla sabitlenecektir.
8. Rampada hakemlerin verdikleri Hakem Altimetresi aviyonik kısmında yer alan kapak açılarak altimetre kapsülüne yerleştirilecektir.

Roket Montaj Stratejisi



Roket Montaj Videosu:
https://youtu.be/a6P-MWbZkzU

8:



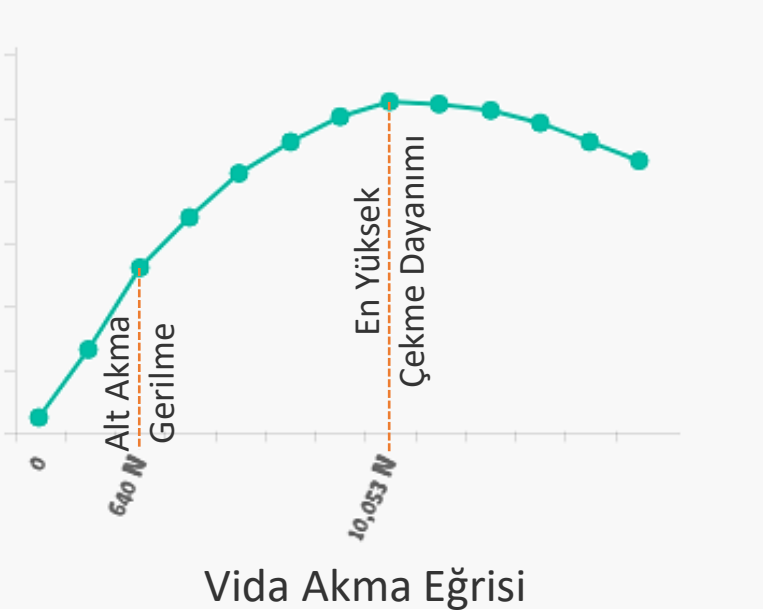
Altimetre Montaj Videosu:
https://youtu.be/GwT69QmIKQk

Roket Montaj Stratejisi

Vida Dayanımı(Mukavemeti) :

- 8.8 kalitesindeki bir vidanın çekme mukavemeti :
- 8x100=800 N/mm²'dir

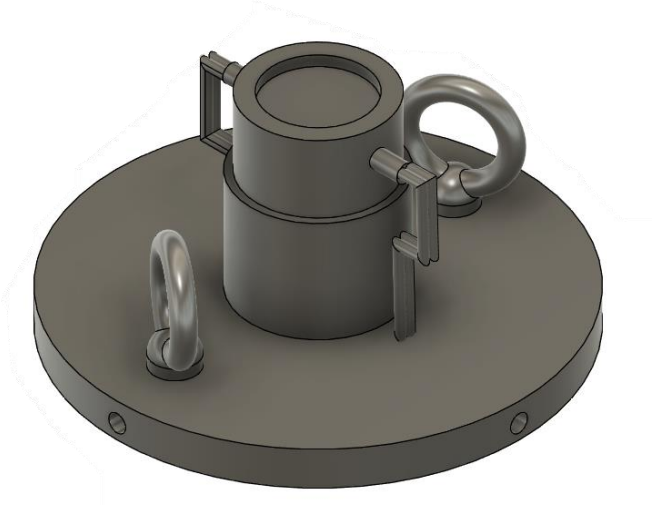
- 8.8'lik vida için alt akma gerilme değeri :
- 8/10x800= 640 N/mm²'dir



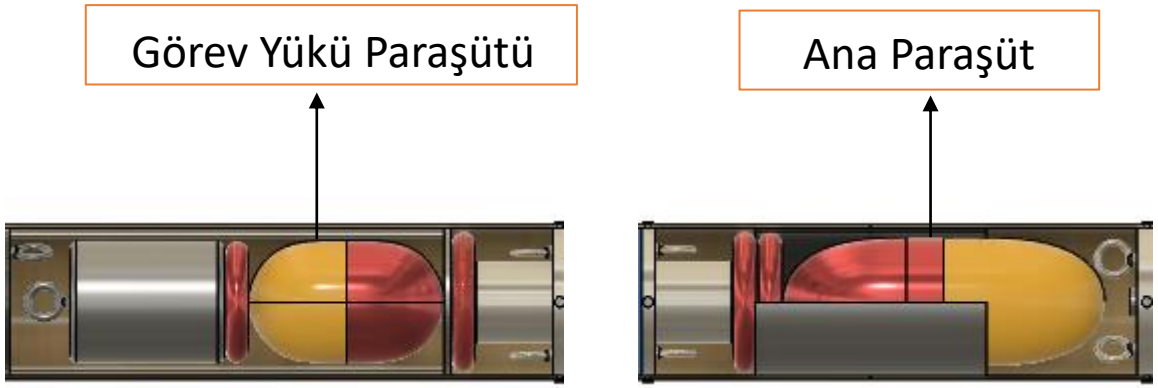
Vida Akma Eğrisi

- 8.8 kalitesinde M4'lük bir vidanın dayanabileceği maksimum kuvvet :
- Çekme mukavemetiyle dairenin alanı çarpılınca istenilen kuvvet değeri hesaplanmış olur.
- $800\ N/mm^2 * \pi * R^2/4 = 800\ N/mm^2 * \pi * (4\ mm)^2 /4 = 10{,}053.096491487\ N = 10.05\ kN$

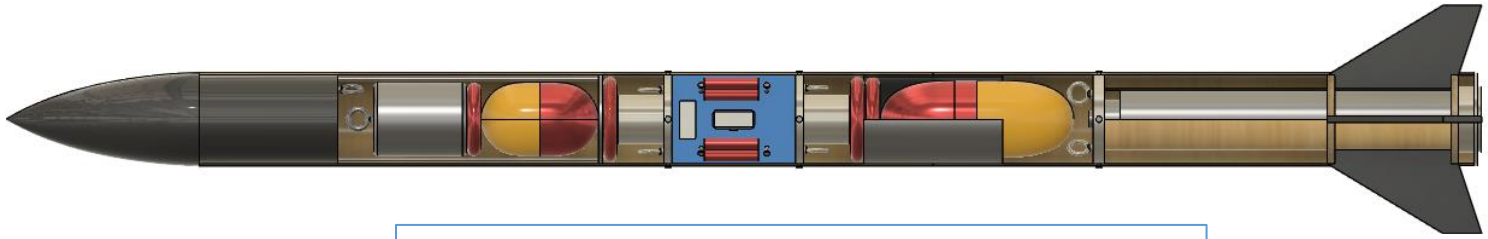
Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm



Paraşüt Açma Sistemi CAD Görünümü



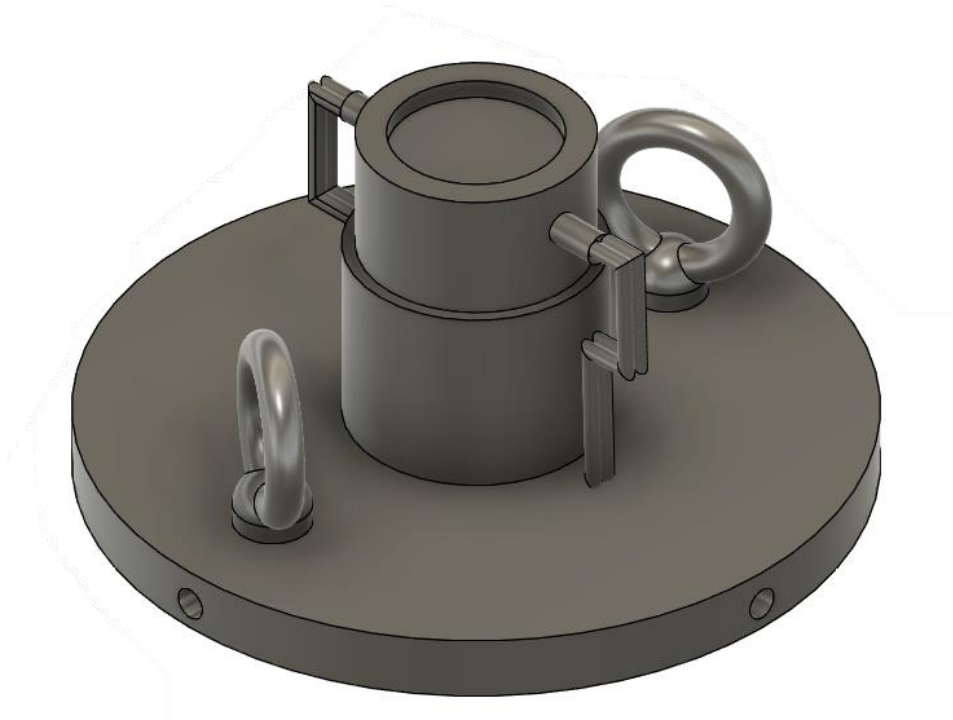
Paraşüt Bölümleri CAD Görünümü



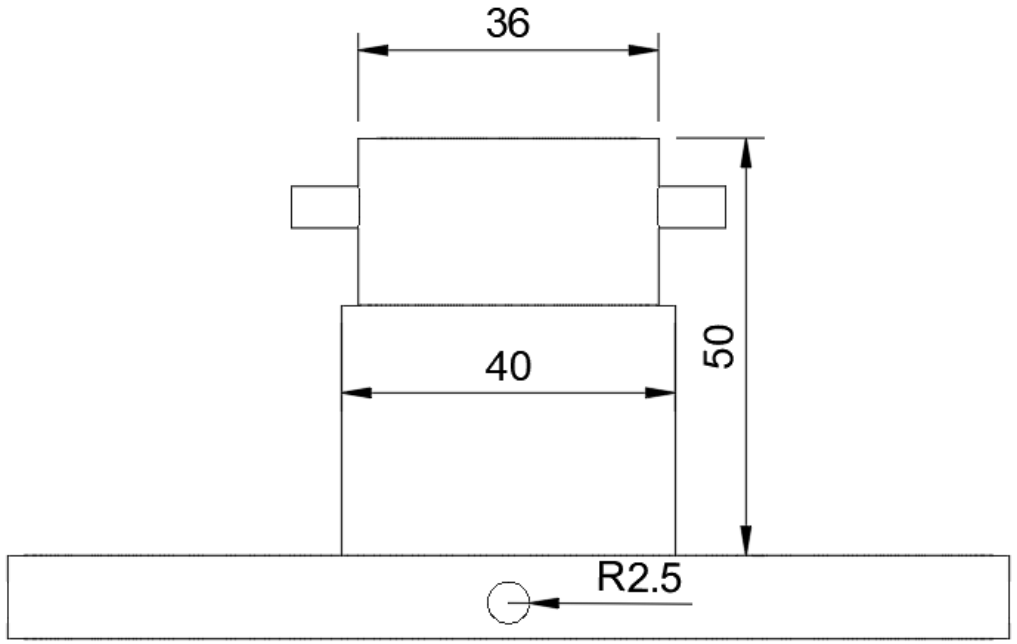
Roketin Nihai CAD Görünümü

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Sıcak Gaz Üreteçli Ayrılma Sistemi Tasarımı:



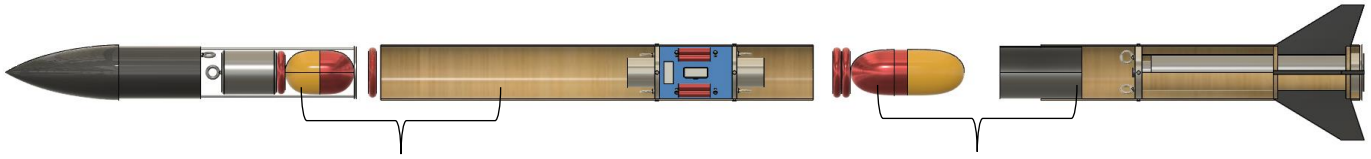
Teknik Resim:



- Kara barut kurtarma sisteminin üretimi talaşlı imalat olacaktır.
- Ölçü birimi mm'dir.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

- Paraşüt ayrılmasının nasıl gerçekleşeceği CAD tasarımı aşağıda gösterilmiştir.



- Üretilen kurtarma sistemi parçaları aşağıda gösterilmiştir.

Paraşüt

Mapa

Şok Kordonu

Kurtarma Stratejisi ve Aşamaları:

1) Roket tepe noktasına ulaşır.
2) Ana bilgisayardan akım gelir.
3) Tetikleme sistemi devreye girer.
4) Ateşleme gerçekleşir.
5) Teknofest'in temin edeceği kara barut tüpü patlar.
6) Bu ateşleme sonucu üst gövdede ayrılma gerçekleşir.
7) Faydalı yük ve paraşütü roketten bağımsız iniş yapar.
8) Alt tetikleme devreye girer.
9) Alt gövde üst gövdeden ayrılır.
10) Ana paraşüt açılır.
11) Yere inen parçalar GYNEO6MV2 GPS sensörü sayesinde bulunur.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Kurtarma Alt Sistemi	İşlevi	Malzeme Bilgisi	Üretim Yöntemi
Sıcak Gaz Üreteci	Roketi ayırmak için kullanılan materyal	-	Teknofest Yarışma Komitesi tarafından teslim edilecektir.
Paraşüt	Roket ve faydalı yükün birbirinden ayrıldıktan sonra güvenli bir şekilde yere iniş yapabilmesi için kullanılan materyal	Ripstop naylon	Hazır olarak alınacaktır.
Şok Kordonu	Faydalı yükü paraşüte, paraşütü gövdeye bağlayan ip	Polyester	Hazır olarak alınacaktır.
Mapa	Karabina yardımıyla fırdöndüye bağlanan yapı	Dövülmüş çelik	Hazır olarak alınacaktır.
Fırdöndü	Paraşüt ipleri ve şok kordonlarının dolanmamasını sağlamak	Dövülmüş çelik	Hazır olarak alınacaktır.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

KURTARMA SİSTEMİNİN KAPLAYACAĞI HACİM		
Ölçüler	Çap (mm)	Yükseklik (mm)
Kara Barut Tüpü	36	50

- Roket içerisinde aynı kurtarma sisteminden 2 adet bulunacaktır.

Roketin Alt Sistemlerinin Kurtarma Aşamaları:

1)Roket tepe noktasına ulaşır.

Uçuş bilgisayarından alınan basınç verileri doğrultusunda kurtarma sistemi tetiklenir.

Tekiklenen kurtarma sistemi burun konisi ve motor gövdesini ayırır.

Paraşütler açılır ve roket inişe geçer.

Roket ve görev yükü üzerinde bulunan GY NEO6MV2 modülünden veri alınır.

Yer istasyonuna gelen veriler doğrultusunda unsurların konumu belirlenir ve kurtarılır.

Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

- Roketin ayrılması kullanılacak olan sıcak gaz üreteci Teknofest Yarışma Komitesi tarafından alınacaktır.

Ayrılma	Basınçlandırılacak hacim çapı (mm)	Basınçlandırılacak hacim (m^3)	Ulaşılmak istenen basınç (Bar)
1. Ayrılma	114	0,00061	0,51
2. Ayrılma	114	0,00061	0,51

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

- Roketin düşüş hızının şartnameye uygun olduğu ,aşağıda verilen formül kullanılarak, gösterilmiştir.

Sürüklenme kuvveti denklemi:

$$D = \frac{1}{2} C_d \cdot r \cdot A \cdot v^2$$

$$w = \frac{1}{2} C_d \cdot r \cdot A \cdot v^2$$

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot w}{r \cdot A \cdot C_d}}$$

- r: Havanın Yoğunluğu kg/m^3
- C_d:Sürüklenme Katsayısı
- w:Roketin Ağırlığı N
- A:Paraşütün Kesit Alanı m^2
- v: Düşüş Hızı m/s

- Düşen cisim sabit hızla hareket edeceği için cisme etki eden kuvvetlerin bileşkesi ‘0’ olmalıdır. Yani ağırlık sürüklenme kuvvetine eşit olmalıdır.

- Hız yalnız bırakılırsa formülü elde edilecektir.

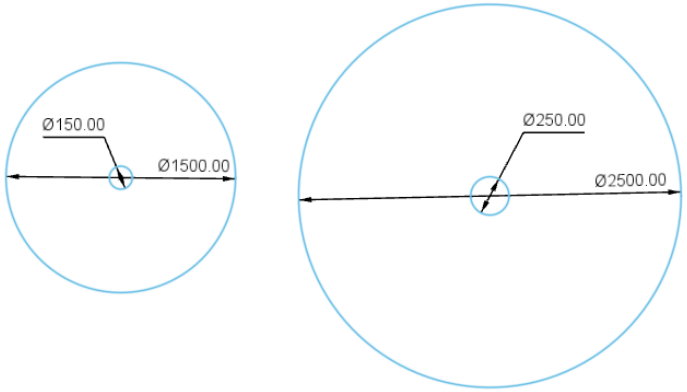
- Formül ana paraşüt için uygulandığında

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot 123}{1{,}3 \cdot 0{,}8 \cdot \pi \cdot (1{,}25)^2}}$$

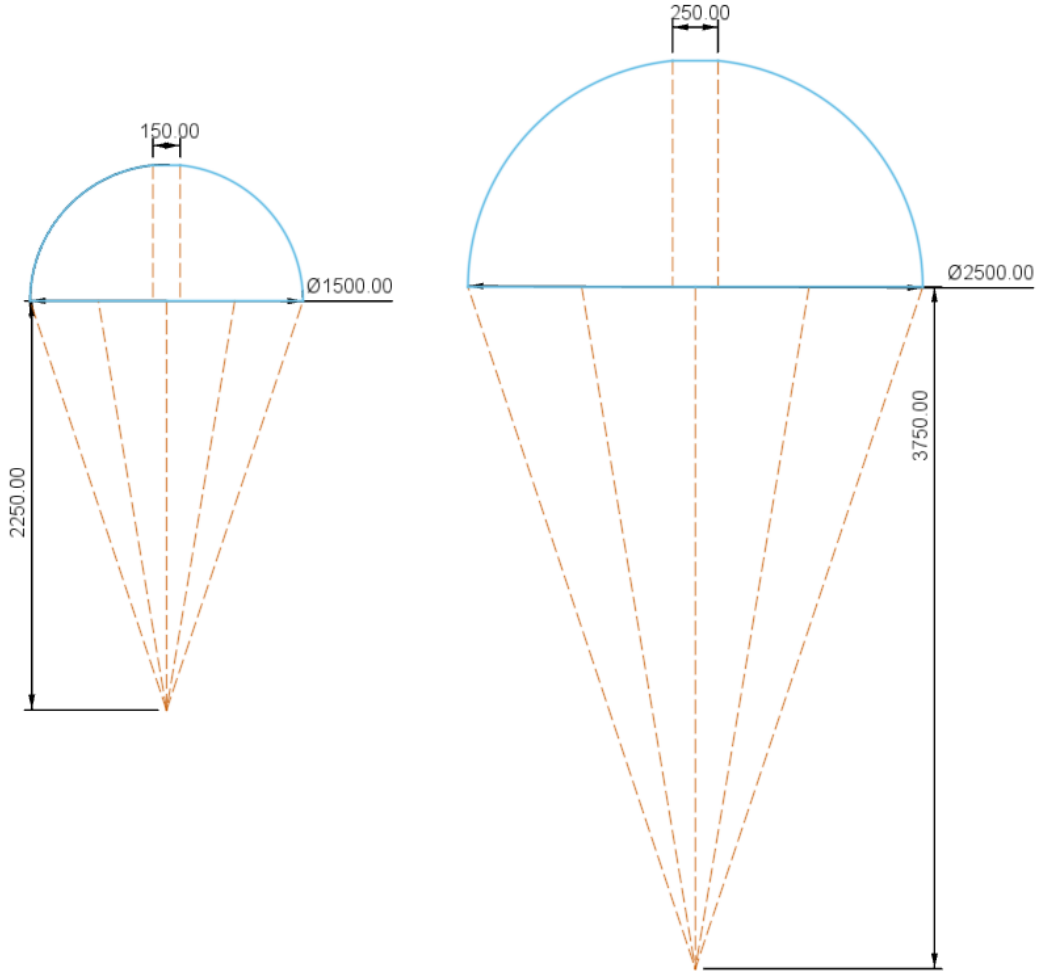
$$v \approx 6{,}94$$

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Özellik/ Paraşüt	Ana Paraşüt	Görev Yükü Paraşütü
Renk	Turuncu	Kırmızı
Çap	250 cm	150 cm
Düşüş Hızı	6,94 m/s	6,78 m/s
Kütle	650 gr	400 gr
Boy(Kapalı)	10 cm	7 cm



Paraşütler Üst görünüm



Paraşütler Teknik Resim

Paraşüt Tasarımı:

- Paraşütler ripstop naylon kumaştan üretilecektir.
- Her paraşütün sekizer ipi ve sekizer dilimi bulunmaktadır. Paraşüt ipleri paraşütlere gemici düğümleri ile bağlı olacaktır.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Roket Üzerinde Yer Alan Unsurlar		
Komponent:	**Ürün Adı:**	**Ürün Özellikleri:**
GPS Modülü	GY-NEO6MV2	Yaklaşık 5 metrelik bir hassasiyete sahiptir. u-blox Antenli ve UART haberleşme (RX-TX) protokulünde çalışmaktadır. Yüksek hassasiyetli konum bulma özelliğine sahiptir.
RF Haberleşme Modülü	Lora E32 SX1278 TTL100	SX1278 tabanlı kablosuz bir verici-alıcı modülüdür. UART haberleşme protokolünde ve 410-441MHz frekanslarında haberleşmekte. 5km mesafeye kadar veri iletme özelliğine sahiptir.
Basınç Sensörü	Adafruit BME280	Bosch'un sensörü ve 0,25 m'lik çözünürlüğe sahip, irtifa verisini toplayan sensördür.
Basınç Sensörü	MPL3115A2	1,5 P / 0,3 m yükseklik çözünürlüğüne sahip. irtifa verisini toplayan sensördür.

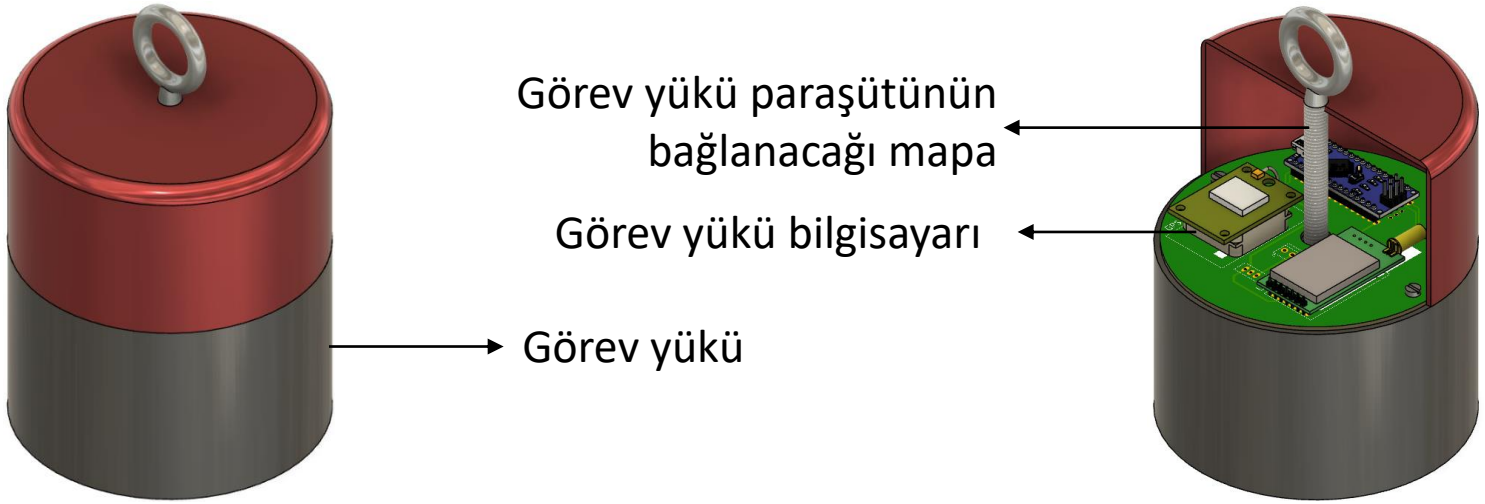
Görev Yükü Üzerinde Yer Alan Unsurlar		
Komponent:	**Ürün Adı:**	**Ürün Özellikleri:**
GPS Modülü	GY-NEO6MV2	Yaklaşık 5 metrelik bir hassasiyete sahiptir. u-blox Antenli ve UART haberleşme (RX-TX) protokulünde çalışmaktadır. Yüksek hassasiyetli konum bulma özelliğine sahiptir.
RF Haberleşme Modülü	Lora E32 SX1278 TTL100	SX1278 tabanlı kablosuz bir verici-alıcı modülüdür. UART haberleşme protokolünde ve 410-441MHz frekanslarında haberleşmekte. 5km mesafeye kadar veri iletme özelliğine sahiptir.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

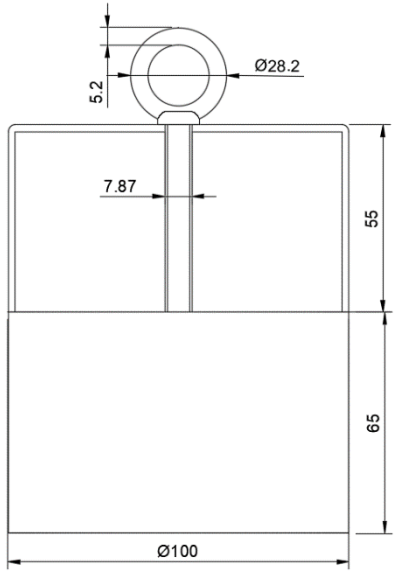
Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşayacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı	Düşüş Hızı (m/s)
Ana Paraşüt	4,9	12,3	0,8	6,94
Görev Yükü Paraşütü	1,76	4	0,75	6,78

Görev Yükü

Görev Yükü CAD Tasarımı



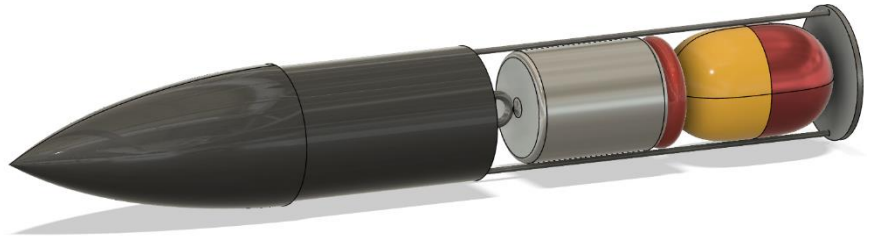
Teknik Resim



- Ölçü birimi mm'dir.

- Görev yükünün herhangi bir bilimsel işlevi bulunmamaktadır.
- Görev yükü üzerinde yer alacak elektronik bileşenler: GPS sensörü; GY-NEO6MV2, ARDUİNO NANO mikro işlemcisi, Haberleşme Modülü; LORA E32 ve SMA anten
- Görev yükünün kütlesi 4 kg olarak belirlenmiştir.
- Görev yükü ST37 paslanmaz çelikten imal edilecektir.

Görev Yükü

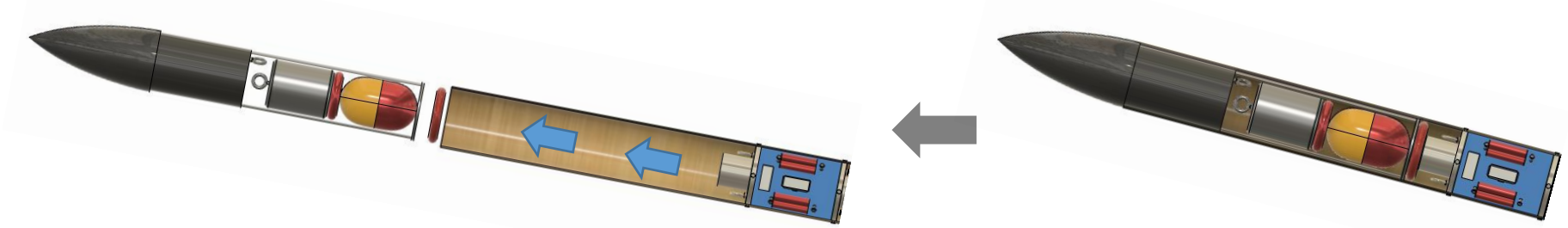


- Görev yükü, paraşütü ve şok kordonu görüldüğü üzere bir cep içinde yer alacaktır.

- Roket tepe noktasına ulaşıp düşmeye başladığı zaman kara barut kurtarma sistemi tetiklenerek roketin üst kısmından görev yükünü ayıracaktır.

- Görev yükü 150 cm çaplı paraşüt ile 6,78 m/s hızla roketten bağımsız bir şekilde yere iniş yapacaktır. Yükün üzerinde yer alan GY-NEO6MV2 GPS sensörü 5 metre hassasiyet ile çalışmaktadır.

- GPS sensöründen alınan veriler LORA E32 aracılığı ile yer istasyonuna iletilecek ve alınan konum verisiyle görev yükü bulunacaktır.



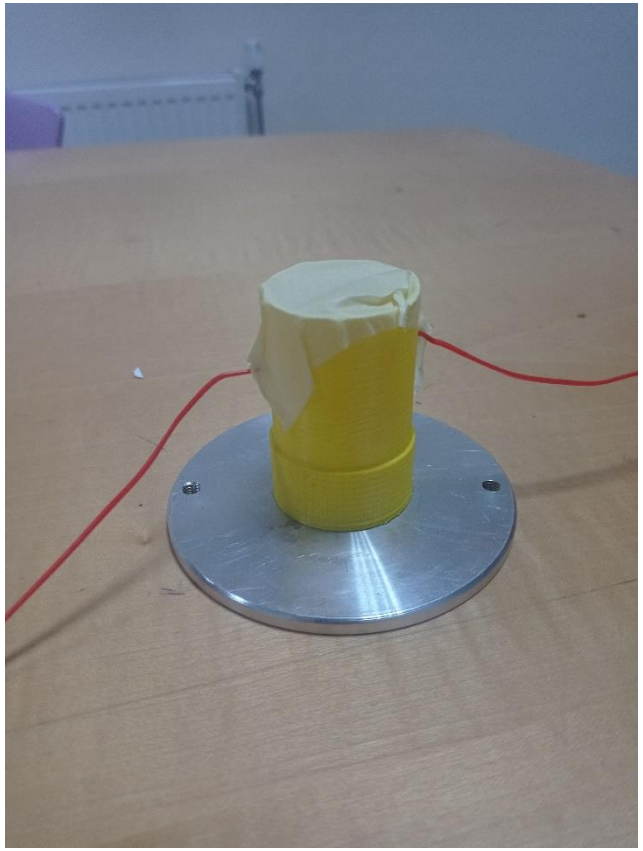
Kurtarma Sistemi Prototip Testi

TESTLER	TEST METODU	TEST YERİ	TEST TARİHİ
Ayrılma Sistemi Testi	Ayrılma sisteminin tam bir şekilde çalışıp çalışmadığı kontrol edilecektir.	Okul Atölyesi	11.05.2022
Ana Paraşüt Testi	Ana paraşütün açılıp açılmama durumları kontrol edilecektir.	Okul Çatı Katı	11.05.2022
Görev Yükü Testi	Görev yükü paraşütünün açılıp açılmama durumları kontrol edilecektir.	Okul Çatı Katı	11.05.2022

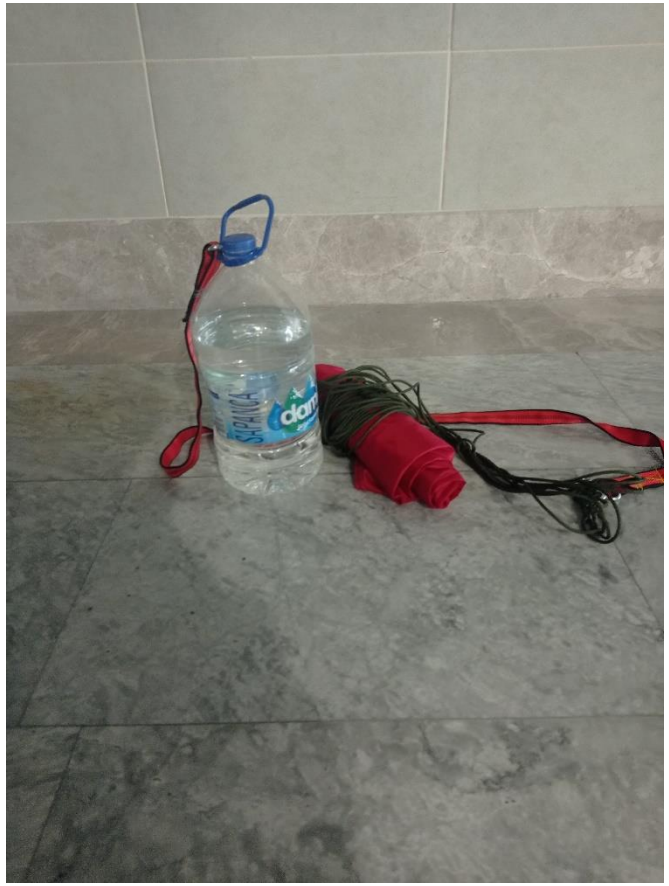
Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Test Düzenekleri Görselleri:

Ayrılma Sistemi Testi:



Paraşüt Atış Testi:



Aviyonik – Özet

- Aviyonik sistemlerde ana aviyonik ve yedek aviyonik tetiklemeyi etkileyecektir. Ana ve yedek aviyonik dışında faydalı yük bilgisayarı bulunmaktadır. Uçuş kontrol bilgisayarları arasında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bağlantı bulunmamaktadır.
- Ana Aviyonik (Ticari Sistem: Entacore Aim Altimeter):
  *Sistemin içindeki basınç sensöründen alınan veriler ile kurtarma sistemi devreye girecektir.
  *Kurtarma sistemine bağlıdır.
  -Mikrodenetleyici: PİC18F47J53
  -Basınç Sensörü: MSL Basınç Sensörü

- Faydalı Yük Aviyoniği (Özgün Tasarım):
  *Yer istasyonuna bağlıdır
  -Mikrodenetleyici : Arduino 2560Mega Pro Mini
  -Telemetri Modülü: Lora E32 SX1278
  -GPS Modülü : GY NEO6MV2
  -Buzzer
  -Sd Kart Modülü
  - LM Serisi Voltaj Regulatörü
  - 0.33 µF ve 0.1 µF Kapasitör

- Yedek Aviyonik (Özgün Tasarım):
  *Basınç sensörlerinden alınan veriler ile kurtarma sistemi devreye girecektir.
  *Yer istasyonuna ve kurtarma sistemine bağlıdır.
  -Basınç Sensörü: MPL3115A2
  -Basınç Sensörü: BME 280
  -Mikrodenetleyici: Arduino 2560Mega Pro Mini
  -Telemetri Modülü: Lora E32 SX1278
  -GPS Modülü: GY NEO6MV2
  -Sd Kart Modülü
  -Buzzer
  - LM Serisi Voltaj Regülatörü
  - 0.33 µF ve 0.1 µF Kapasitör

- Stok sıkıntısından dolayı EasyMini Altimeter yerine Entacor Aim Altimeter tercih edilmiştir.
- Roketin görevini daha sağlıklı yerine getirebilmesi için yedek aviyonik eklenmiştir.

Aviyonik – Özet

İKİ UÇUŞ KONTROL BİLGİSAYARI ARASINDAKİ FARKLAR	
ANA AVİYONİK	YEDEK AVİYONİK
Ticari sistemdir	Özgün tasarımdır
Bir adet basınç sensörü bulunur	İki adet basınç sensörü bulunur
GPS sensörü bulunmaz	GPS sensörü bulunur
Veriler yer istasyonuna aktarılmaz	Veriler yer istasyonuna aktarılır
İKİ UÇUŞ KONTROL BİLGİSAYARI ARASINDAKİ BENZERLİKLER	
Kurtarma sistemi iki bilgisayarda da ölçülen basınç verileri ile tetiklenecektir.	

- Sd Kart Modülü: Ölçülen değerlerin hafızada kalmasını sağlar.
- LM Serisi Voltaj Regülatörü: Sabit voltaj seviyesini otomatik olarak korur.
- 0.33 µF ve 0.1 µF Kapasitör: Gerilimin düzenlenmesini ve güç akışının kontrolünü sağlar.

- PİC18F47J53 : Sensörlerin belirli bir düzende çalışmasını sağlar.
- Arduino 2560Mega Pro Mini: Sensörlerin belirli bir düzende çalışmasını sağlar.
- MSL Basınç Sensörü: Roketin bulunduğu irtifayı bildirerek kurtarma sisteminin aktif hale gelmesini sağlar.
- MPL3115A2 : Roketin bulunduğu irtifayı bildirerek kurtarma sisteminin aktif hale gelmesini sağlar.
- BME 280 : Roketin bulunduğu irtifayı bildirerek kurtarma sisteminin aktif hale gelmesini sağlar.
- GY NEO6MV2: Roketin anlık konum verisini sağlar.
- Lora E32 SX1278: Ölçülen verileri yer istasyonuna aktarır ve iletişimi sağlar.
- Buzzer: Roketin bulunması için sesli ikaz sağlar.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/1 (Ticari Sistem)

1. sistem olarak şartnamenin “EK-7 Ticari Uçuş Bilgisayarları” ek’inde listelenmiş olan ticari uçuş kontrol bilgisayarları arasından seçilmiş olan “ ENTACORE AIM ALTIMETER“dir.

ENTACORE AIM ALTIMETER ÖZELLİKLERİ
Elektronik Sınıfı : İkili çıkış
Ağırlık : 12.81 gram
Boyut : 65mm*25mm*15mm
Tavsiye Edilen Harici Batarya Gerilimi: 9v
Tetikleme Alt Sınırı : 60m/200ft
Bellek Kapasitesi : Uçuş başına 6 dakika
Azami Çalışma Yüksekliği : 30.480m/100.000ft
Çalışma Akımı : 1.5ma
Ayrılma Ateşlenmesi İçin Maksimum Akım : 16A (Pil destekli)
Çalışma Sıcaklığı: -40° ile 85°C arası
Barometrik basınç sensörü bulunur
En yüksek hızı ve rakımı kaydeder

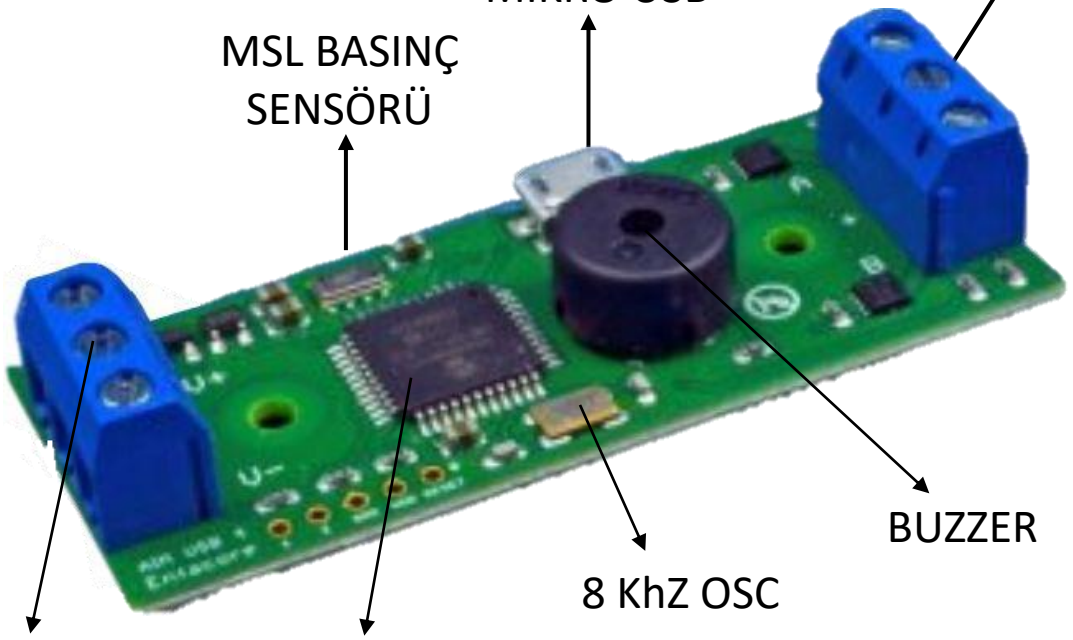
Belirtilen özellikler aşağıdaki web sitesinden alınmıştır. https://www.apogeerockets.com/Electronics-Payloads/Altimeters/Entacore-AIM-3-Altimeter

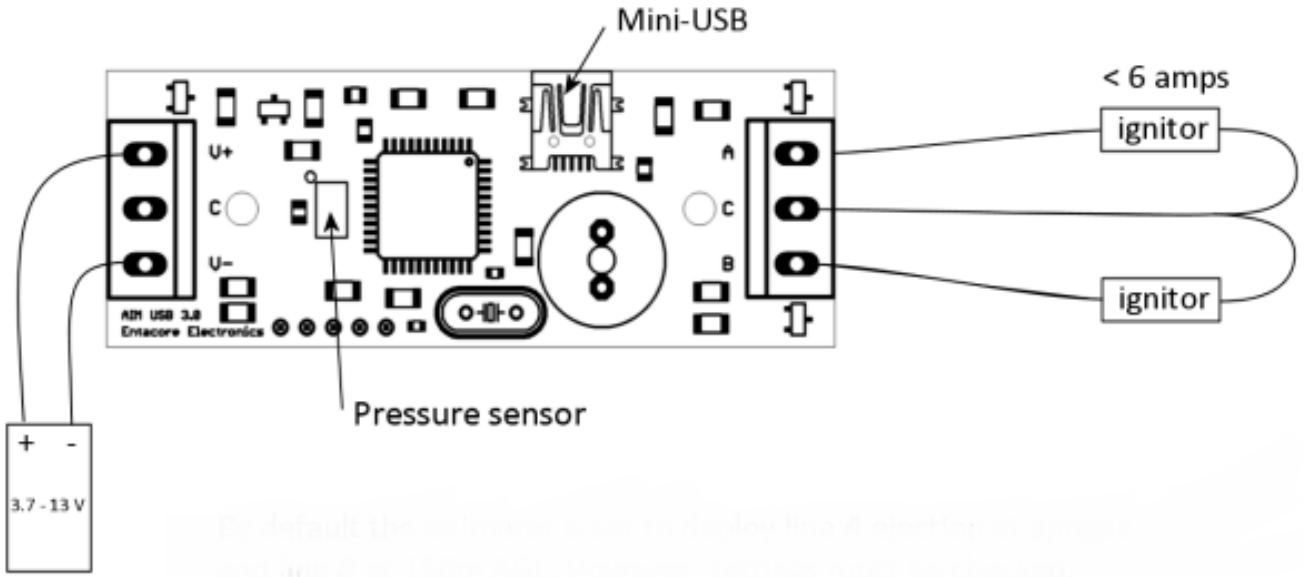
Aviyonik – 1.Sistem Detay/1 (Ticari Sistem)

Yapılacak ticari sistem ayarları şunlardır;
*Ticari sistem üzerinde herhangi bir ekleme veya çıkarma işlemi yapılmayacaktır.
-Kablolama ve elektriksel bağlantı yapılır
-Piller bağlanır
-Yazılım yapılır
-Tetikleyiciler bağlanır
-Güç anahtarları bağlanır
-Uçuş verileri kaydedilir
-Altimetre yapılandırılır

Belirtilen ayarlar aşağıdaki web itesinden alıntı yapılarak yazılmıştır:
https://www.apogeerockets.com/downloads/PDFs/AIM3_Manual_3.01.pdf

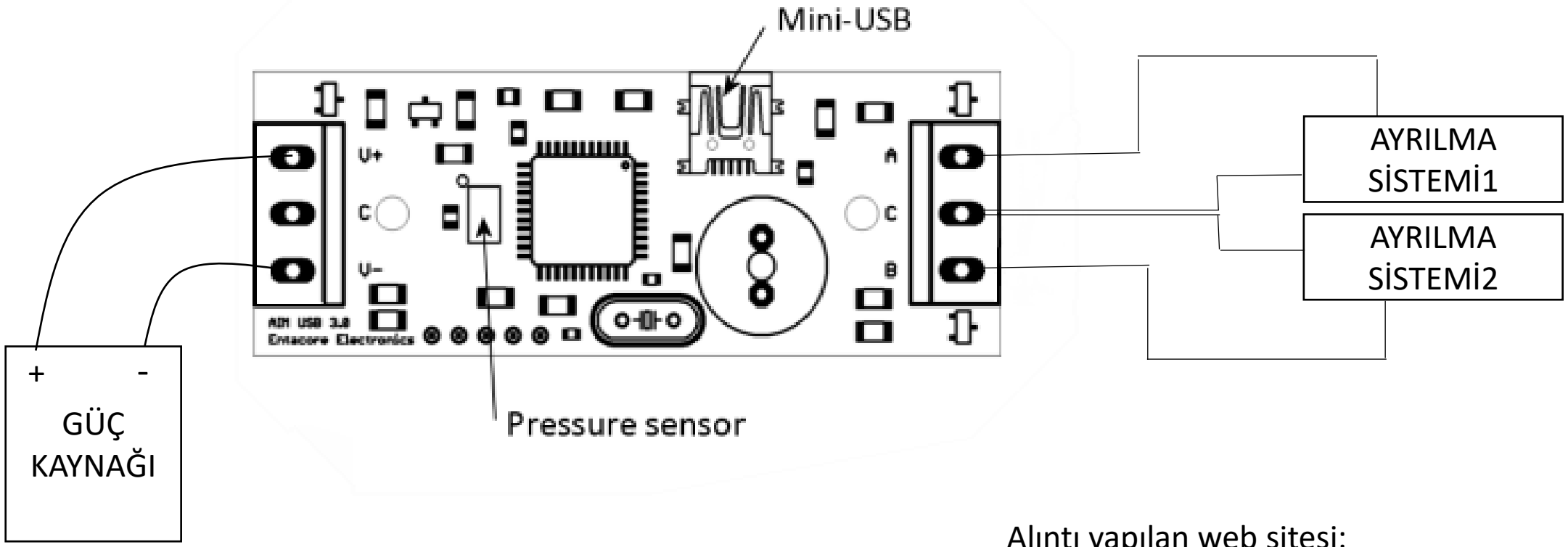
Aviyonik – 1.Sistem Detay/2 (Ticari Sistem)





Alıntı yapılan web sitesi:
vhttps://www.apogeerockets.com/downloads/PDFs/09139-AIM-Manual.pdf

Aviyonik – 1.Sistem Detay/2 (Ticari Sistem)



Alıntı yapılan web sitesi:
vhttps://www.apogeerockets.com/downloads/PDFs/09139-AIM-Manual.pdf

Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

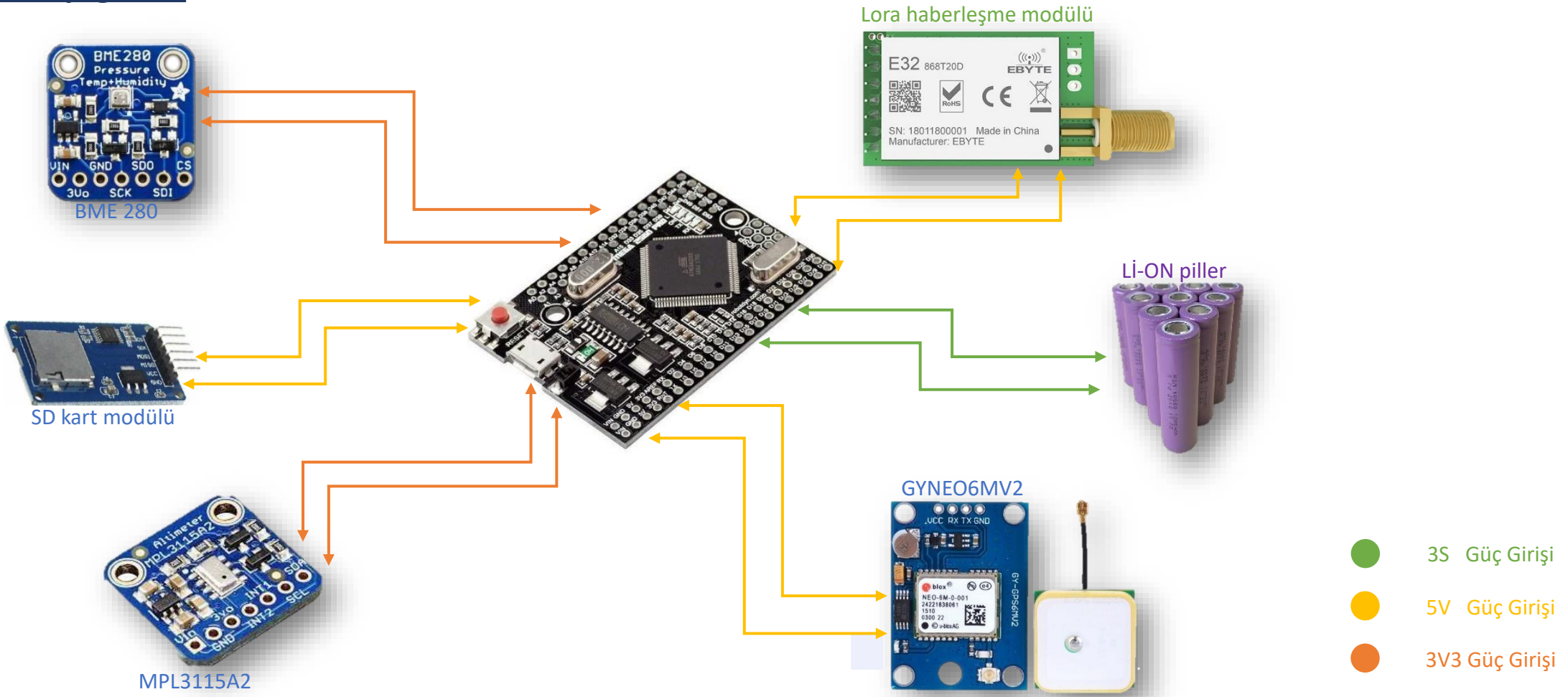
Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	Arduino Mega 2560 Pro Mini Mikrodenetleyici	Hayır	
1. Sensör	BME280 Sıcaklık/Basınç/Nem Sensörü	Evet	Sıcaklık, basınç ve nem verilerini alarak yükseklik verisine dönüştürmektedir. Yükseklik verisi ile düşüşe başlayınca kurtarmayı tetikliyecektir.
2. Sensör	MPL3115A2 Barometrik Basınç, Yükseklik ve Sıcaklık	Evet	Sıcaklık ve basınç verilerini alarak yükseklik verisine dönüştürmektedir. Yükseklik verisi ile düşüşe başlayınca kurtarmayı tetikliyecektir.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
Haberleşme Modülü	LORA E32 SX 1278 433 MHz Haberleşme Modülü	Hayır	
GPS Modülü	GY-NEO6M V2 GPS Modülü	Hayır	
SD Kart Modülü	Micro SD Card Adapter	Hayır	
Voltaj Düşürücü Regulatör	LM Serisi Voltaj Regulatörü	Hayır	
Kapasitör	0.33 µF ve 0.1 µF Kapasitör	Hayır	

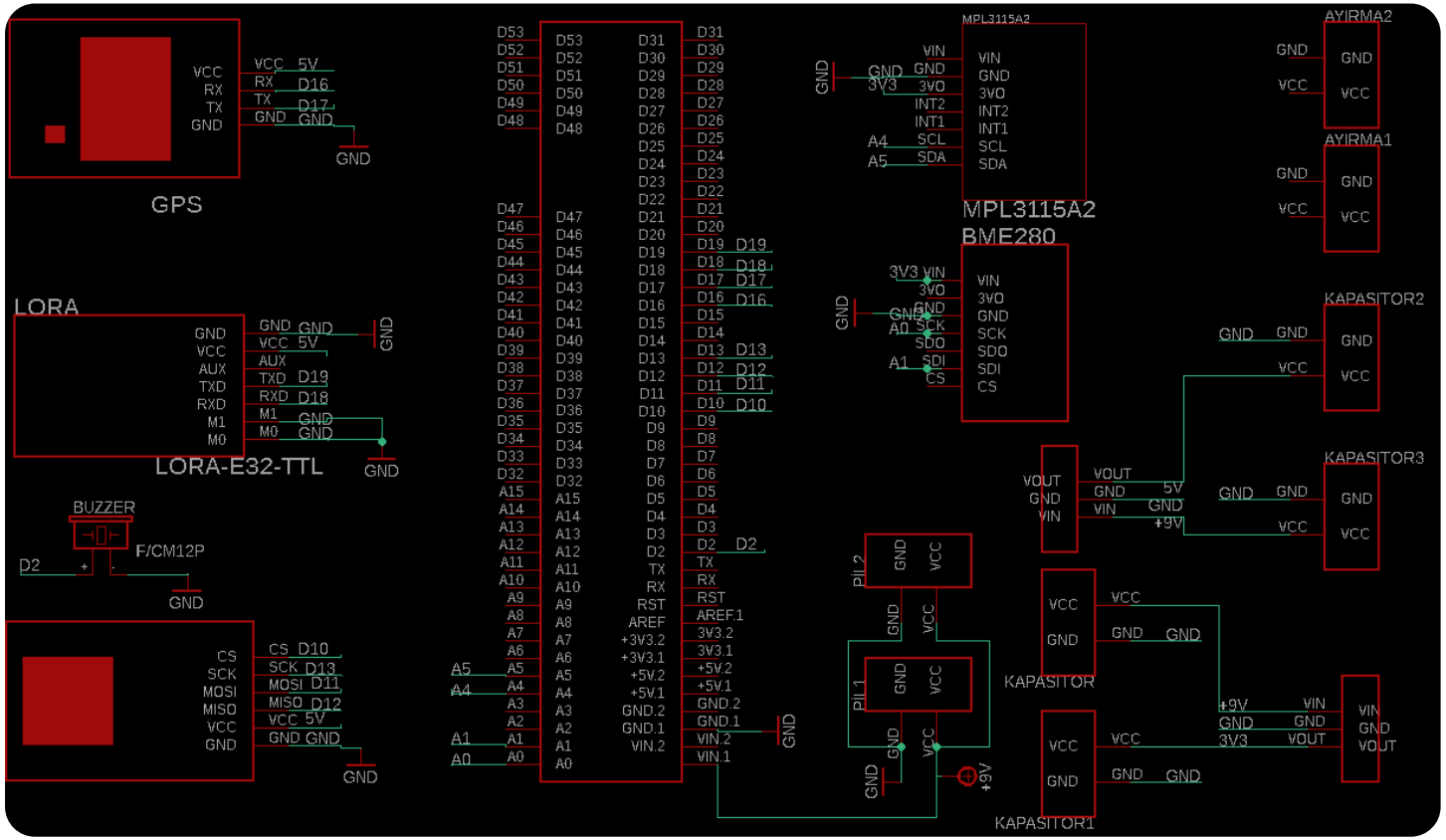
Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

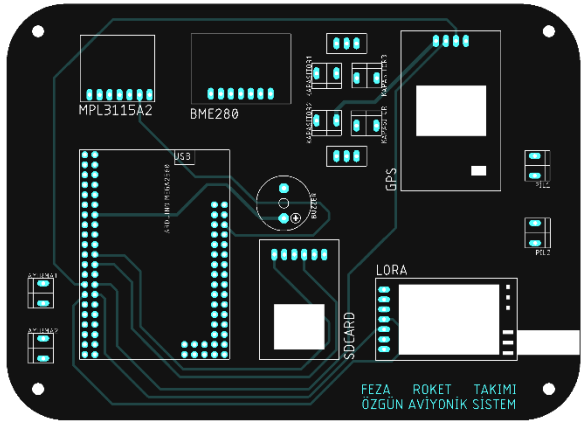
Sistem Blok Diyagramı:

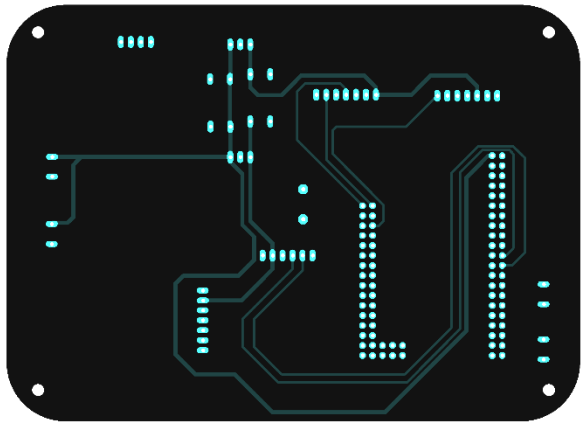


Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

Kart Tasarımı:

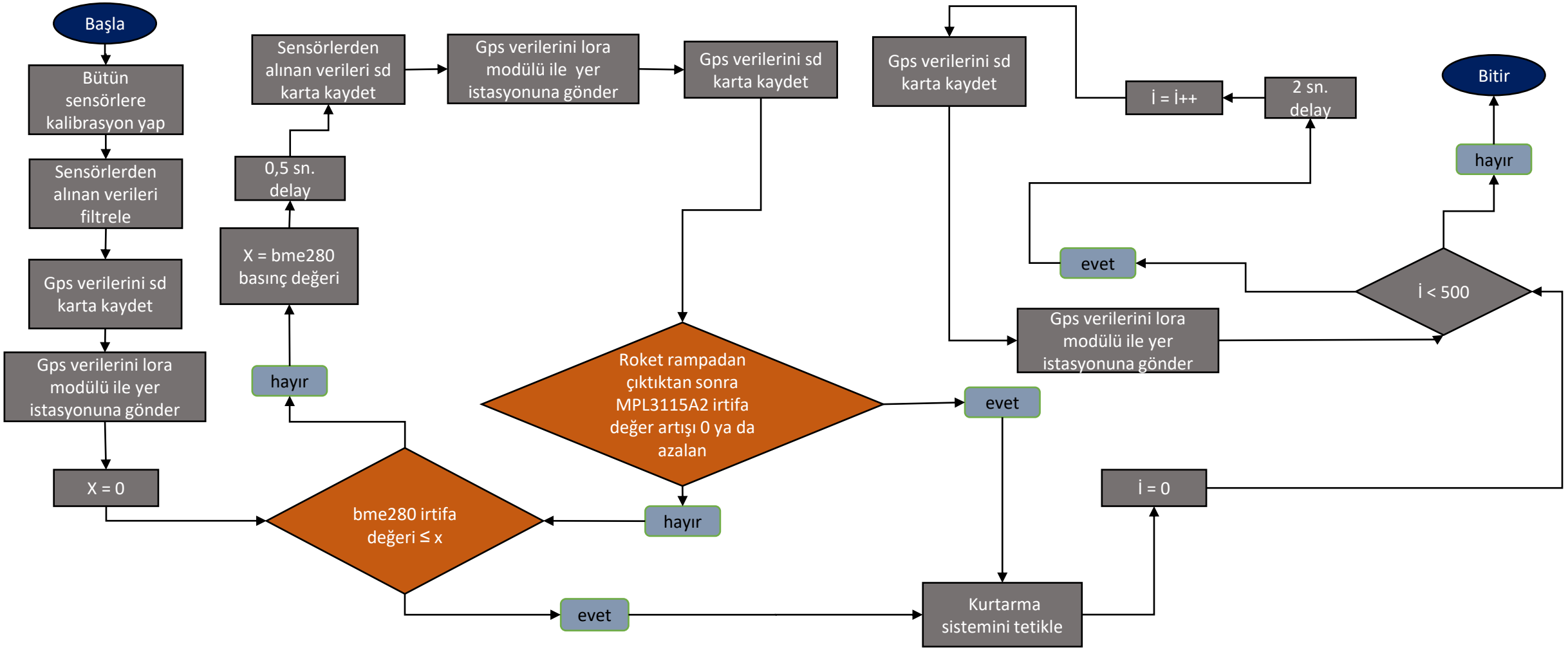






- Takım tarafından çizimi ve tasarımı yapılan PCB'ler (Devre Kartları), Pcbway firmasından sipariş edilecektir.
- Devre kartları üzerine header pin lehimlenecektir.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3



Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

Algoritma ve veri filtreleme yöntemleri:

- Yedek uçuş kontrol bilgisayarında, verilere hatasız işlemler yapılabilmesi için bütün sensörlere kalibrasyon yapılacaktır. BME280 ve MPL3115A2 basınç sensörlerinden alınan verilerin doğru olması için filtreleme yapılacaktır. GPS verilerini Lora haberleşme modülü ile yer istasyonuna gönderecektir. GPS ve Basınç sensörlerinden gelen veriler Sd karta kaydedilecektir. Yedek uçuş kontrol bilgisayarında Median filtresi kullanılacaktır.

- Yedek uçuş kontrol bilgisayar algoritmasına göre BME280'den gelen irtifa değeri yükselmeyi durdurduğunda veya düşüşe geçtiğinde kurtarma sistemi tetiklenecektir. İrtifa değerinin düşüşe geçmemesi durumunda MPL3115A2 basınç sensöründen gelen irtifa değerine bakılacak ve düşüşe geçme durumunda kurtarma sistemi tetiklenecektir. BME280 veya MPL3115A2 sensörlerinden birisinin tetiklenmesi durumunda kurtarma sistemi tetiklenicektir. Kurtarma algoritmasında kullanılacak sensörler yalnızca BME280 ve MPL3115A2'dir.

- Roket aviyoniğinde kullanılması planlanan filtre median (ortanca) filtresidir. Bu filtre sensörlerden gelen birkaç veriyi küçükten büyüğe sıralıyor ve ortadaki iki değerin ortalamasını alıyor. Bu filtre sayesinde olası bir yanlış veri alınması durumunda yanlış veri dikkate alınmayacaktır.
- Median filtresinin yanısıra aviyoniğin rampada güç almaya başlamasıyla beraber ilk 10 veriyi atıyor daha sonrasında 5 veri alıyor ve onun ortalamasını «0» yüksekliği olarak kaydediyor.

Aviyonik – İletişim

İletişim:

- Yer İstasyonu Bileşenleri:

Ürün Adı:	Özellikleri:
Arduino Uno	ATmega328 Mikrodenetleyicili, 32 KB Flash Hafızalı, 16MHz hızlıdır.
LORA E32 SX 1278 433 MHz Haberleşme Modülü	3000 metreye kadar iletişim alanına sahiptir. 433 MHz bandında haberleşmektedir.
Yagi Anten	Diğer anten çeşitlerine göre daha yüksek db değerine sahiptir.

- İki adet yer istasyonu üretilecektir. Biri görev yükünden diğeri ise roketten veri toplayacaktır.
- Yer istasyonuna; roketten GPS, yükseklik ve hız verisi Görev yükünden GPS verisi kesintisiz bir şekilde iletilecektir.
- Lora haberleşme modülleri 433 MHz bandında haberleşecektir.

Link Bütçesi:

- KAYIPLAR:
- Serbest uzay kaybı = 20* log(MHz) +20*log (m) -27.55
- SUK = 20*log(433)+ 20*log(1800)-27.55 = 90.285 dpm
- İletim Kaybı: = 3dbm
- Atmosferik Kayıp: ~ 3dbm
- Polarizasyon kaybı: ~ 3dbm

- KAZANÇLAR:
- Transmitting Power: = 20 dbi
- Verici Anten Kazancı: = 2.15 dbi
- Alıcı Anten Kazancı: = 10 dbi

- Reciving Sensivity = -69,7
- Modülün link bütçesi kazancı -144
- -69,7 > -144 olduğu için link bütçesi yeterlidir

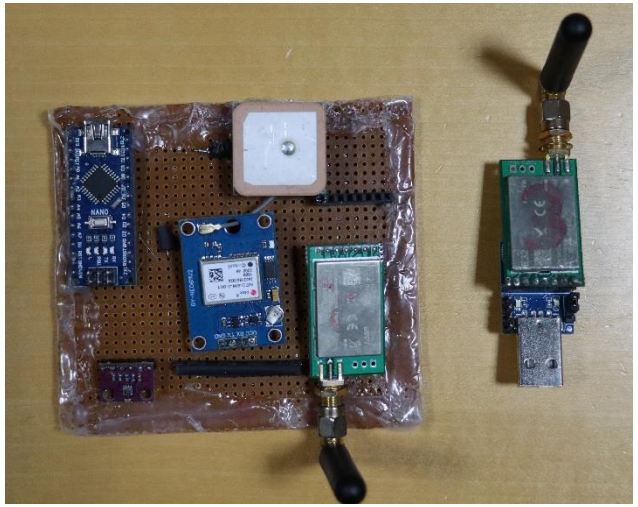
Aviyonik Prototip Testi

TESTLER1	TEST METODU	TEST YERİ	TEST TARİHİ
Apogee'den Yere Veri Aktarım Testi	5000 fit yükseklikten yere veri aktarılıp sonuçlar gözlemlenecektir.	Teleferik	15.05.2022
FiberGlass Gövdenin Elektromanyetik Dalga İletkenliği Testi	Aviyonik sistemler FiberGlass gövdenin içine yerleştirilip 5000 fit uzaklıktan test yapılp sonuçlar gözlemlenecektir.	Okul Atölyesi	15.05.2022
GPS Hassasiyet Testi	GPS hassasiyet ölçer ile uygun koşullarda ölçüm yapılacaktır.	Okul Atölyesi	14.05.2022
Basınç Testi (Algoritma Testi)	Basınç seviyesi aniden düşürülerek kurtarma sisteminin tetiklenip tetiklenmediği gözlemlenecektir.	Okul Atölyesi	11.05.2022
İletişim Testi	5000 fit uzaklıktan alıcı verici testi yapılacaktır.	Okul Bahçesi	11.05.2022
Anten Performans Testi	5000 fit uzaklıktan çekim testi yapılacaktır.	Okul Bahçesi	14.05.2022

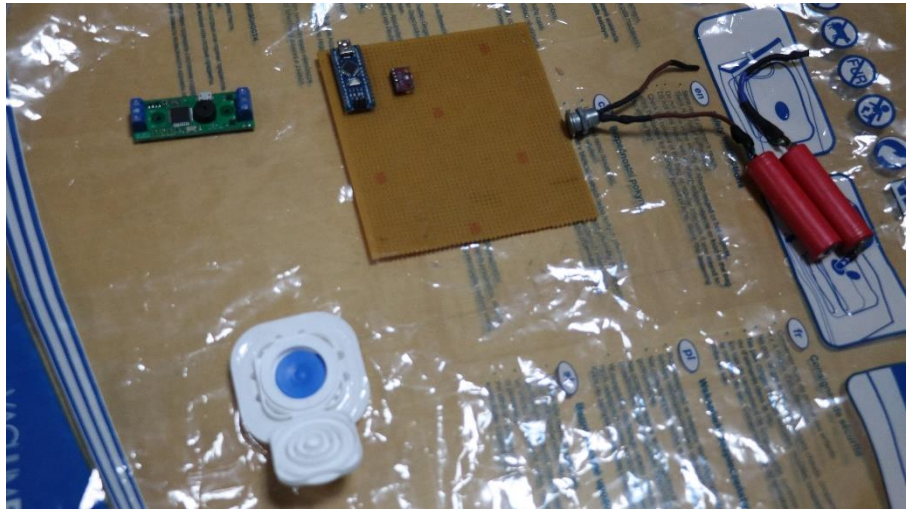
Aviyonik Prototip Testi

TEST DÜZENEKLERİ FOTOĞRAFLARI :

İletişim Testi



İletişim Testi



Basınç Testi
(Algoritma Testi)

Bütçe

ÜRÜN	ADET	FİYAT
Entecore Aım Altımetre	1	1797,06₺
MPL3115A2	1	9,95$
BME280	1	14,95$
Lora E32 SX12787	4	4*222,15₺
GY-NEO-6MV2	3	3*105,2₺
Arduıno Mega 2560 Pro Mını	1	284,35₺
Arduıno Nano	3	3*147,9₺
Sd Card Module	2	2*25₺
LM Tipi Regulatör	8	8*15,78₺
Kapasitör	8	8*0,50₺
Jumper Kablo Seti	1	16,25₺

Bütçe

ÜRÜN	ADET	FİYAT
Küçük Anten	2	2*29,60₺
Yagi Anten	2	2*672,51₺
Ana Paraşüt	1	2385₺
Faydalı Yük Paraşütü	1	1105₺
Shock Cord	2	2*30₺
Shock Cord	2	2*35₺
Mapa Ve Fırdöndüler	7	140₺
Fiberglass	-	2200₺
Carbonfiber	-	1809₺
Alüminyum	-	786₺
Epoksi-Reçine	3 kg	3*80₺

Toplam: 14.495
(05.05.2022 tarihi 14.86 TL dolar kuruna göre hesaplanmıştır.)

Kontrol Listesi

No	Madde No.	Gereksinim	Karşılanma Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
1	3.1.3.	Yarışmaya Lise Kategorisinde yalnızca lise öğrencileri katılabilir.		2	Tüm takım üyeleri lise öğrencisidir.
2	3.1.8.	Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur.		2	
3	3.1.9.	Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla altı takım üyesi gelebilecektir.		2	Takımımız 8 kişiden oluşmaktadır.
4	3.1.10.	Bir takımın üyesi başka bir takımda üye olarak yer alamaz.		2	Takım üyelerimizin hiçbiri diğer roket takımlarında üye değildir.
5	3.1.11.	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur. Takım danışmanı ile ilgili özellikler ilgili maddede açıklanmıştır.		2	Takımımız içerisinde bir danışman mevcuttur.

KARŞILANMAKTADIR

KISMEN KARŞILANMAKTADIR

KARŞILANAMAMAKTADIR

Kontrol Listesi

No	Madde No.	Gereksinim	Karşılanma Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
6	3.1.12.	Bir takım sadece bir kategoriden başvuru yapabilir. İki farklı kategoriden başvuru yaptığı tespit edilen takımlar (ve üyeleri) değerlenmeye tabi olmadan yarışmadan elenecektir.			Takımımız yalnızca roket kategorisinden yarışmaya katılmıştır.
7	3.1.13.	Her takım yarışmaya sadece bir (1) adet roket ile katılabilir.		4	Takımımız bir adet roket üretecektir.
8	3.1.17.	Uçuş benzetim raporu hem ÖTR hem de KTR aşamalarında hazırlanacak ve teslim edilecektir.			Uçuş benzetim raporu hem ÖTR hem de KTR raporunda yüklenmiştir.
9	3.1.20.	Takımlar; Proje Planı, Proje Bütçesi, Kontrol Listesi, Görevli Personel Listesi (Takım Danışmanı dâhil olacak şekilde) hazırlamakla sorumludurlar.			İstenen maddeler ÖTR ve KTR aşamasında gerekli sayfalarda belirtilmiştir.
10	3.1.22.	Takımlar, yarışmada görev alacak takım üyeleri ve takım danışmanını tüm raporlarında (ÖTR, KTR, AHR ve ASDR) listelemekle sorumludurlar.		2	2. yansıda belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Madde No.	Gereksinim	Karşılanma Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
11	3.1.23.	Takımlar, yarışma komitesinin kendilerine sağlayacağı motoru kullanmakla sorumludurlar.		24	Yarışma komitesinin sağladığı Csaroni L1050 motoru kullanılacaktır.
12	3.1.25.	Takım içerisinde takım kaptanı bulunmalıdır.		2	Takım kaptanımız bu yansıda belirtilmiştir.
13	3.1.26.	Yarışma süreci boyunca TEKNOFEST yarışmalar komitesi tarafından yapılacak olan tüm bilgilendirmeler takımın iletişim sorumlusu olarak belirlediği kişiye yapılacaktır. Bu sebeple her takım bir iletişim sorumlusu belirlemelidir.		2	Takım yapısı yansısında iletişim sorumlusu belirtilmiştir.
14	3.1.31.	Üye ekleme/çıkarma işlemleri Kritik Tasarım Raporu teslim tarihine kadar yapılmaktadır.		2	Üye işlemlerimiz tamamlanmıştır.
15	3.1.33.	Yarışmacı, başvuru yapmadan önce yarışma hakkındaki tüm açıklamaları ve katılım koşullarını okuyup onaylamak (başvurunun yapılması yarışmacının kuralları onayladığının göstergesi olarak kabul edilecektir) suretiyle yarışmaya katılacaktır.			Tüm açıklamalar ve katılım koşulları takımımız tarafından okunup onaylanmıştır.

Kontrol Listesi

No	Madde No.	Gereksinim	Karşılanma Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
16	3.2.1.1.	Takımlar, fırlatma sonrası rokete ait tüm bileşenleri (alt bileşenler ve sistemler dahil) ve Görev Yükünü tekrar kullanılabilir şekilde kurtarmaktan sorumludurlar. Kurtarmayı sağlamak için paraşütlerin kullanılması zorunludur.		33	Paraşüt kullanılmıştır.
17	3.2.2.4.1.	Lise kategorisinde roketin bütün parçaları birbirine bağlı olarak tek bir paraşüt sistemi ile kurtarılmalıdır.		33	Roketin tüm parçaları shock kordonu ile birbirine bağlanıp paraşüt ile kurtarılacaktır.
18	3.2.2.4.2.	Lise kategorisinde kullanılan tek paraşüt ile roketin ve parçaların hasar görmemesi için paraşütle taşınan yüklerin hızı azami 9 m/s, asgari ise 5 m/s olmalıdır.		33	Paraşütle taşınan yüklerin hızı verilen iki değer arasındadır.
19	3.2.2.5.	Görev Yükü, roketin parçalarına herhangi bir bağlantısı olmadan (hiçbir noktaya şok kordonu vb. herhangi bir ekipman ile bağlanmadan) tek başına kendi paraşütü ile "bağımsız" olarak indirilmelidir.		37	Görev yükü roketten bağımsız bir şekilde kendi paraşütü ile yere iniş yapacaktır.
20	3.2.2.12.	Sistem üzerinde bulunan haberleşme bilgisayarları yer istasyonuyla anlık konum verisini kesintisiz paylaşacaktır.		51	Yapmış olduğumuz testler doğrultusunda kesintisiz veri aktarımı gerçekleştirilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Madde No.	Gereksinim	Karşılanma Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
21	3.2.2.13.	Her paraşüt birbirinden farklı renkte ve çıplak gözle uzaktan rahat seçilebilir olacaktır (paraşütlerin kesinlikle beyaz ve mavi renklerde veya bu renklerin farklı tonlarında olmaması önemlidir).		33	Paraşütlerimizin rengi kırmızı ve yeşil olarak belirlenmiştir.
22	3.2.3.3.	Lise kategorisinde asgari 4 kg'lık herhangi bir ağırlık Görev Yükü olarak kabul edilecektir.		36	Görev yükümüz 4 kg'dır
23	3.2.4.1.	Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.		4	OpenRocket verilerine göre roketimizin uçuş hızı 1 Mach'dan düşüktür.
24	3.2.4.5.	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.		4	OpenRocket verilerine göre roketin stabilitesi 2.43'dür.
25	3.2.4.7.	Rampadan asgari çıkış hızları; Lise Kategorisi için 15 m/s, Orta İrtifa Kategorisi için 25 m/s, Yüksek İrtifa Kategorisi için 30 m/s ve Zorlu Görev Kategorisi için 20 m/s'dir.		5	OpenRocket verilerine göre roketin rampadan çıkış hızı 24.75'dir

Kontrol Listesi

No	Madde No.	Gereksinim	Karşılanma Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
26	3.2.5.1.	Roketin iç ve dış basıncı dengeli olmalıdır. Basınç dengesini sağlamak için burun ile gövde ön bölgesi arasında, aviyonik sistemlerin bulunduğu gövde parçasında ve gövde arkası ile motor arasındaki gövde üzerinde 3.0-4.5 mm arasında çapa sahip asgari üç (3) delik bulunmalıdır.		15	Roketimiz üzerinde 4.2 mm çapında 12 tane basınç deliği bulunmaktadır.
27	3.2.5.5.	Burun omuzluğunun diğer gövdeye girecek kısmının gövde dış çapının en az bir buçuk (1.5) katı olması gerekmektedir. Entegrasyon gövdelerinin entegre edilecekleri gövdelerin her ikisine de gövde dış çapının en az (0.75) katı kadar girmesi beklenmektedir. Bu duruma uymamak diskalifiye sebebidir.		4	Roketin çapı 12 cm'dir. Burun omuzluğunun çapı 12*1.5= 18 cm'dir.
28	3.2.5.7.	Kaydırma ayakları, gövdenin yapısal olarak güçlendirilmiş bölgelerine takılmalıdır. Bir rokette asgari iki (2) adet kaydırma ayağı bulunmalıdır. Bunlardan bir tanesi motor bölgesinde, motorun ağırlık merkezi ile gövde sonu arasında olmalıdır. Roketin ağırlık merkezi iki kaydırma ayağının arasında olmalıdır.		4	Roketimizde biri motor bloğunun üzerinde diğeri üst gövdede olmak üzere toplam iki tane kaydırma ayağı bulunmaktadır.

Kontrol Listesi

No	Madde No.	Gereksinim	Karşılanma Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
29	3.2.5.11.	Roket motoru, bütün gövde bağlantıları tamamlandıktan sonra gerektiğinde demonte edilebilir bir şekilde montajlanmalıdır.			Roket motoru montaj tamamlandıktan sonra demonte edilebilir şekilde yerleştirilmiştir.
30	3.2.6.1.	Rokette bulunan ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilir.			Roketteki tüm sistemler uçuş kontrol bilgisayarları tarafından yönetilir.
31	3.2.6.3.	Lise kategorisinde asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarı kullanılması zorunludur (iki (2)adet uçuş kontrol bilgisayarı kullanma zorunluluğu yoktur).			Ana ve yedek aviyonik olmak üzere rokette iki adet uçuş kontrol bilgisayarı bulunur.
32	3.2.6.4.	Lise kategorisinde kullanılacak asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarının ticari ürün olması zorunludur.			Ana aviyoniğimiz ticari sistemdir.
33	3.2.6.9.	Sistemde kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarının arasında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bağlantı olamaz.			İki uçuş kontrol bilgisayarı arasında herhangi bir bağlantı bulunmamaktadır.

Kontrol Listesi

No	Madde No.	Gereksinim	Karşılanma Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
34	3.2.6.11.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmalıdır.			Bilgisayarlarımız ayrlma sistemine birbirinden bağımsız hatlarla bağlanmıştır.
35	3.2.6.12.	Uçuş kontrol bilgisayarları ve/veya bağlı oldukları sistemlerden biri kısmen veya tamamen bozulsa bile diğeri roketin kurtarma işlevlerini aksaksız ve durmaksızın yerine getirmelidir.			Ana aviyoniğimizin çalışmaması durumunda yedek aviyonik devreye girerek ana aviyoniğin görevini yerine getirecektir.
36	3.2.6.14.	Kullanılacak olan her bir uçuş kontrol bilgisayarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır.			Her bilgisayarda bir adet basınç sensörü bulunaktadır.
37	3.2.6.15.	Uçuş kontrol bilgisayarında iki (2) adet basınç sensörü kullanılması durumunda kullanılan sensörlerin birbirinden farklı olması gerekmektedir (Farklı uçuş kontrol bilgisayarlarında kullanılan sensörler birbirleri ile aynı olabilir).			Aynı bilgisayarda kullanılan iki basınç sensörü birbirinden farklıdır.

Kontrol Listesi

No	Madde No.	Gereksinim	Karşılanma Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
38	3.2.6.20.	Bütün takımların, roketlerinden ve faydalı yüklerinden anlık olarak veri alan bir yer istasyonuna sahip olması gerekmektedir.			Yer istasyonumuza anlık veri aktarımı gerçekleşmektedir.
39	3.2.6.36.	Özgün uçuş bilgisayarları ve tüm uçuş algoritmaları takım üyelerinin kendi özgün tasarımları olmalıdır. Takım üyeleri özgün sistemler ile ilgili detayları açıklayabilmeli ve özellikle uçuş algoritmalarını değiştirebilecek yetkinlikte olmalıdır. Tasarımlarının özgün olmadığı tespit edilen takımlar diskalifiye edilecektir			Yapılan tasarımlar özgün tasarımımızdır.
40	4.3.1.	Takımlar, Kritik Tasarım Raporunda (KTR) tasarımlarının nihaî üretim, entegrasyon ve test aşamalarına geçmeye hazır olduğuna dair gerekli analiz ile testleri yapmaktan ve sunmaktan sorumludurlar.			Gerekli analiz ve testler KTR raporunda belirtildiği üzere yapılmıştır.

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

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? (Rokete ait ürün ağacı üzerinden giderek, kritik her kalem için meydana gelebilecek hatalar incelenmeli ve listelenmelidir.)	Fonsiyonun gerçekleşmesi için gereken nedir?/ Fonksiyon tanımı nedir?	Tanımlanmış gereksinimin sağlanamama durumu nedir? (Hatanın ne olduğu tanımlanacaktır)	Hatanın oluşmasına sebep olan yetersizlikler/olaylar nelerdir? (Aynı hata türü farklı sebeplerden oluşabiliyor ise, farklı sebepler için ayrı satırlarda hatayı tek tek ele alınız.)	Hatanın gözlemlendiği ömür/ görev evresi nedir? -Depolama -Taşıma -Rampaya Yükleme ve Ateşleme hazırlık -Uçuş (Aynı hata türü sistemin farklı ömür evrelerinde gözlenebiliyor ise, bu ömür evreleri için ayrı satırlarda tek tek ele alınız.)	Yerel Etki (Hata türünün kendi üzerindeki etkisi)	Son Etki (Hata türünün görev başarımı ve Değerlendirme Komitesi beklentileri üzerindeki etkisi)	Söz konusu görev evresinde hatanın tespiti ne şekilde olmakta? (Periyodik test, ölçüm, muayene, kullanıcıyı görsel ve/veya işitsel yollarla uyaran işaretler, insan-kullanıcı arayüzlerinde yer alan uyarı mesajları, gözle muayene vb)	Önleyici (P) Hat+I4+I3:J7+I3:J11+I3:J7+I3:J9+H3:J9+H3:J8+H3:J7+I3:J7	**Tespit Edici (D)** **Hatanın tespit edilmesini sağlayan mevcut kontroller nelerdir?**	Hata oluştuktan sonra hatanın etkisini ortadan kaldıran ya da azaltan tasarım tedbirleri nelerdir? (Yedekleme, başka bir sistemin devreye girmesi, algoritmada alınan önlemler vb.)	Görev başarımı ve Değerlendirme Komitesi beklentileri açısından bu etki ne derece önemlidir?
HT-1	GPS	Konum verisini sağlar.	Konumun algılanamaması	Kalibrasyonun yapılmaması	Test aşaması, Uçuş anı	Değerlerin ölçülmemesi	Roketin konum verisinin algılanamaması	Yapılacak testler	Kalibrasyon yapılması	Yapılacak aviyonik testleri	Yapılacak testler	7
HT-2	BAROMETRE	Yükseklik verisini sağlar	İrtifanın algılanamaması	Kalibrasyonun yapılmaması	Test aşaması, Uçuş anı	Değerlerin yanlış ölçülmesi ya da ölçülmemesi	Kurtarma sisteminin yanlış zamanda tetiklenmesi ya da tetiklenmemesi	Yapılacak aviyonik testleri	Yapılacak aviyonik testleri	Uçuş öncesi yer testleri	Başka bir sistemin devreye girmesi	10
HT-3	TELEMETRİ	Haberleşmeyi sağlar	Gerekli verilerin yer istasyonuna iletilmemesi	Temassızlık	Test aşaması, Uçuş anı	Yetersiz veri iletimi	Verilerin yer istasyonuna aktarılmaması	Haberleşme testleri	Haberleşme testleri	Uçuş öncesi yer testleri	Yapılacak testler	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-4	Faydalı Yük Ayrılma Sistemi	Faydalı Yük'ün istenen koşullarda ve istenen zamanda sistemden ayrılması	Faydalı yükün yanlış yer ve zamanda ayrılama veya ayrılmama durumu	Fayalı yük bilgisayarında sorun oluşması	Uçuş anı	Faydalı Yük'ün yanlış irtafada sistemden ayrılması veya ayrılmaması	Yanlış irtifada Faydalı Yük ayrılması sonucu kurtarma işleminin başarısız olması	Haberleşme testleri	Faydalı Yük ayrılma koşullarının uçuş algoritmasında birkaç defa kontrol edilmesi	Algoritma hata koşullarının yerde test edilmesi	Haberleşme testleri	7
HT-5	Paraşüt	Faydalı yük ve roketin yere güvenli iniş yapmasını sağlar	Paraşütün açılmaması	Paraşüt iplerinin dolanması	Test aşaması, Uçuş	Paraşüt iplerinin düğüm oluşturması	Roket ve faydalı yükün yere sert iniş yapması	Yapılacak paraşüt testleri	Paraşütlerin dolanmayacak bir şekilde yereleştirilmesi	Yapılacak paraşüt testleri	Paraşütün dolanmayacak bir biçimde erleştirilmesi	7
HT-6	Batarya	Aviyonik sistemlere güç sağlanması	Temassızlık	Sistemin titreşimden etkilenmesi	Uçuş	Aviyonik sistemlerin çalışmaması	Kurtarma sistemlerinin tetiklenememesi	Verilerde yetersizlik		Uçuş öncesi testler	Yapılacak testler	7
HT-7	Üst Gövde	Alt gövdeyi ve burun konisini birbirine bağlayan bölüm	Montaj aşamasında kırılma ihtimali	Kullanılan malzemenin kırılma ihtimali	Rampaya yükleme ve ateşlemeye hazırlık	Zarar görmesi	Montajın tamamlanamaması ve uçuşun sağlanamaması	Gözlemleme	Malzemenin kırılganlığını azaltmak için epoksi kaplama yapılması	Gözlemleme	Uçuş alanına yedek malzeme götürülmesi	4
HT-8	Kurtarma Sistemi	Roketin başarıyla inişini sağlar	Kontrol dışı patlama	Elektrik iletkenliği	Uçuş	Kurtarma sistemi hasarı	Zamansız ayrılma sonucunda hedef irtifaya ulaşamama	Test verileri	Yuvanın yalıtkan malzemeden imal edilmesi	Elektrik testleri	CO2 yuvasının haricen yalıtkan malzeme ile kaplanması	4