TEKNOFEST 2022
ROKET YARIŞMASI
Lise Kategorisi
Kritik Tasarım Raporu (KTR)
Sunuşu
Artvin Fen Lisesi Roket Takımı

Takım Yapısı

Takım Kaptanı

Eylül GENÇ
Artvin Fen Lisesi-10. Sınıf

Danışman

Metehan AVCI
Artvin Fen Lisesi Fizik Öğretmeni

Melih Vaha HAVADAR Artvin Fen Lisesi-10. Sınıf **Mekanik**	Enes KIRMIZI Artvin Fen Lisesi-10. Sınıf **Elektronik**	Doruk SOYBİLGİN Artvin Fen Lisesi-10. Sınıf **Yazılım**
Mert GÜNEŞ Artvin Fen Lisesi-10. Sınıf **Mekanik**	Polat KARAKIŞ Artvin Fen Lisesi-10 Sınıf **Elektronik**	Arda PINAR Artvin Fen Lisesi-10. Sınıf **Yazılım**
Yiğit Hasan YILDIRIM Artvin Fen Lisesi-10. Sınıf **Mekanik**	Onur KESKİN Artvin Fen Lisesi-10. Sınıf **Elektronik**	Ahmet Hakan GÜNER Artvin Fen Lisesi-10. Sınıf **Yazılım**

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	1900 mm
Çap (mm):	130 mm
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	16.556 g
Yakıt Kütlesi (g):	1864 g
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	1584 g
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	4100 g
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	18.420 g

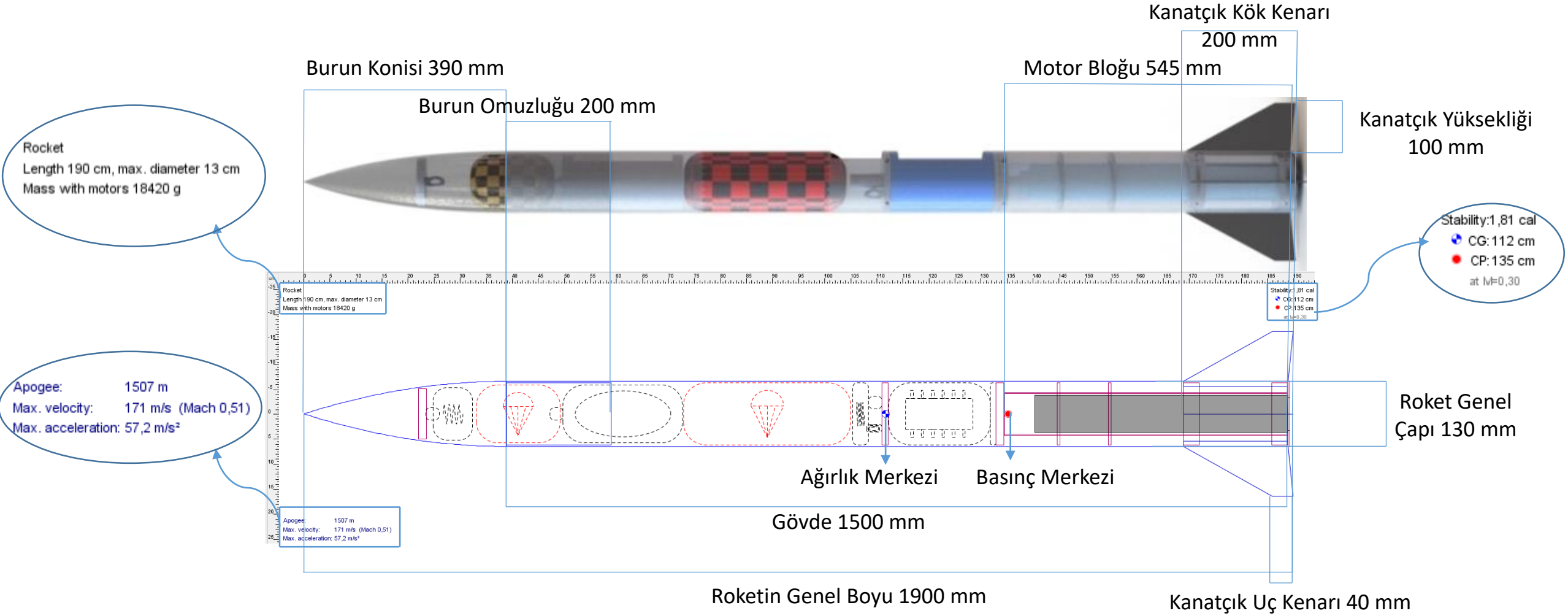
Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	6.679
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	25 m/s
Stabilite (0.3 Mach için):	1,81
En büyük ivme (g):	5,83 g
En Yüksek Hız (m/s):	171 m/s
En Yüksek Mach Sayısı:	0,51
Tepe Noktası İrtifası (m):	1507 m

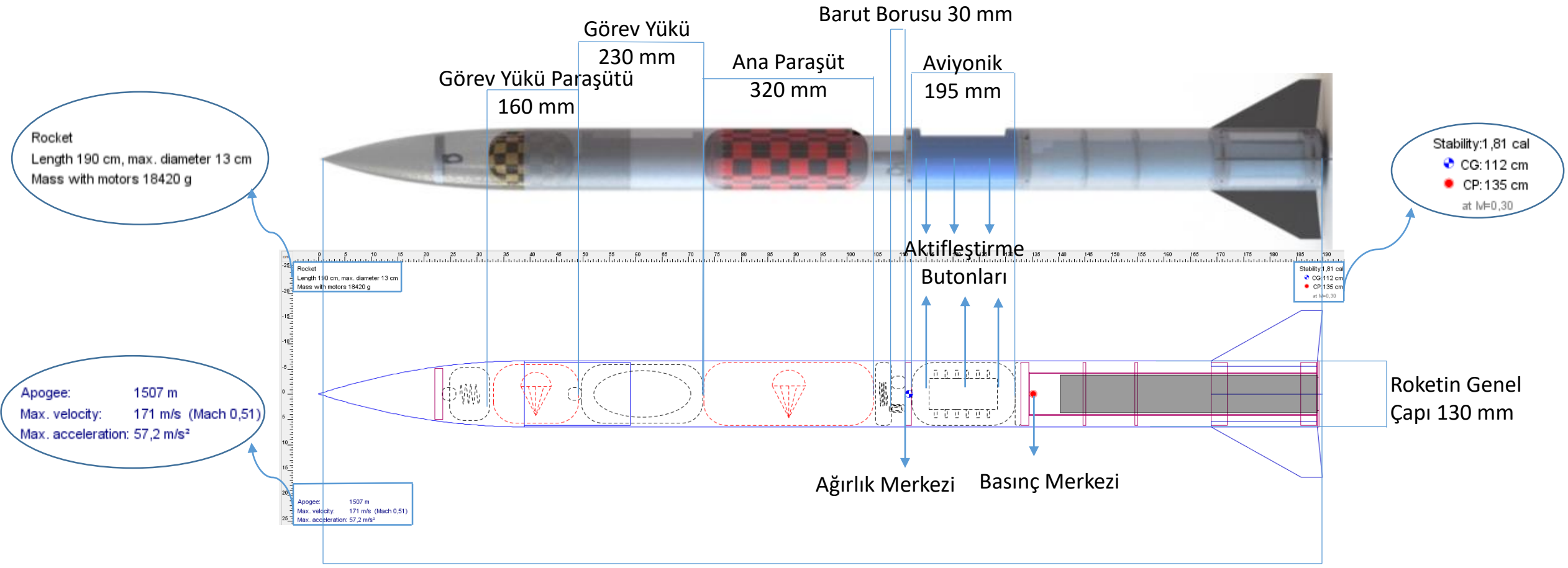
Motor

Motor Adı: L1050

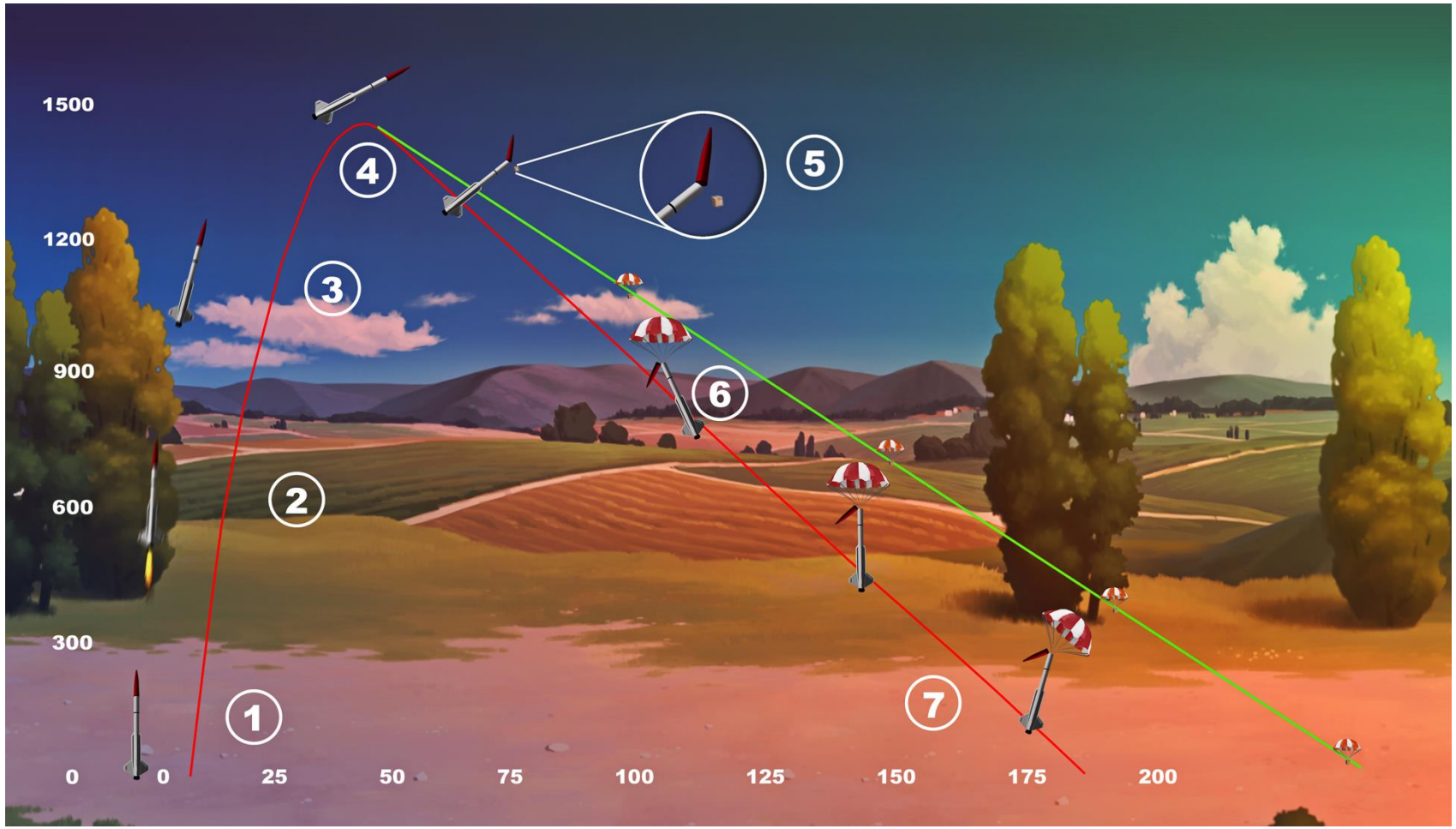
Genel Tasarım



Genel Tasarım



Operasyon Konsepti (CONOPS)



		Zaman(s)	İrtifa(m)	Hız (m/s)
1	Fırlatma	0	0	0
2	Rampa Tepesi	0,3	6	25
3	Burn Out	3,74	359,5	170,6
4	Tepe Noktası	18,74	1507	5,2
5	Ana Paraşüt	18,82	1506,37	6,99
6	Payload	19,23	1503,64	7,58
7	Roketin Yere İniş	190	0	0

Operasyon Konsepti Tablosu

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada?	ÖTR'de içerik neydi?	KTR'de içerik ne oldu?	KTR'de hangi sayfada?
Kanatçık	10	Yükseklik 105 mm, Hücum Tarama Açısı 58,8°	Yükselik 100 mm, Hücum Tarama Açısı 59,6°	16
Ticari Sistem Bilgisayarı	26	TELEMETRUM	EasyMini	33
Barut Haznesi	18	40 cm^3 olarak tasarlanması yeterli görülmüştür.	'EK-9_Sıcak_Gaz_Üreteci' adı altında yayınlanan doküman doğrultusunda tasarımda değişikliğe gidilmiştir.	40
Centering Ring	13	1 adet 125*85*20 mm	2 adet 125*85*5 mm	34
Motor Tutucu	13	85*85*10 mm	130*65*3 mm	28

ÖTR-KTR Değişimler-1 Tablosu

ÖTR - KTR Değişimler - 2

Değişim Konusu	Yeni İçerik Konusu?	KTR'deki içerik detayı?	KTR'de hangi sayfada?
Görev Yükü Sensörleri	Görev Yükü üzerinde bulunacak sensörler	Quectel L86 GNSS, Lora E32-868T20D, BNO055, BMP280, Arduino Nano, PX605080 3000 mAh Li-Polymer	29
El Anteni	Yer istasyonunda kullanılacak olan anten	868 Mhz 9 dBi Yagi Anten	42
Anten Kablosu	Yer istasyonunda kullanılacak olan anten kablosu	CLF200 Koaksiyel	42
Görev Yükü Alıcısı Anteni	Yer istasyonunda kullanılacak olan görev yükü alıcısı	840/900MHz 9dBi kazançlı Yagi N-type	29

ÖTR-KTR Değişimler-2 Tablosu

Kütle Bütçesi

Hazırlamış olduğumuz Kütle Bütçesi KTR raporuyla eş zamanlı olarak ‘’Artvin_Fen_Lisesi_Roket_Takımı_TEKNOFEST_2022_Roket_Yarışması_KTR_Kütle_Bütçesi’’ adıyla ‘’excel’’ formatında sisteme yüklenmiştir.

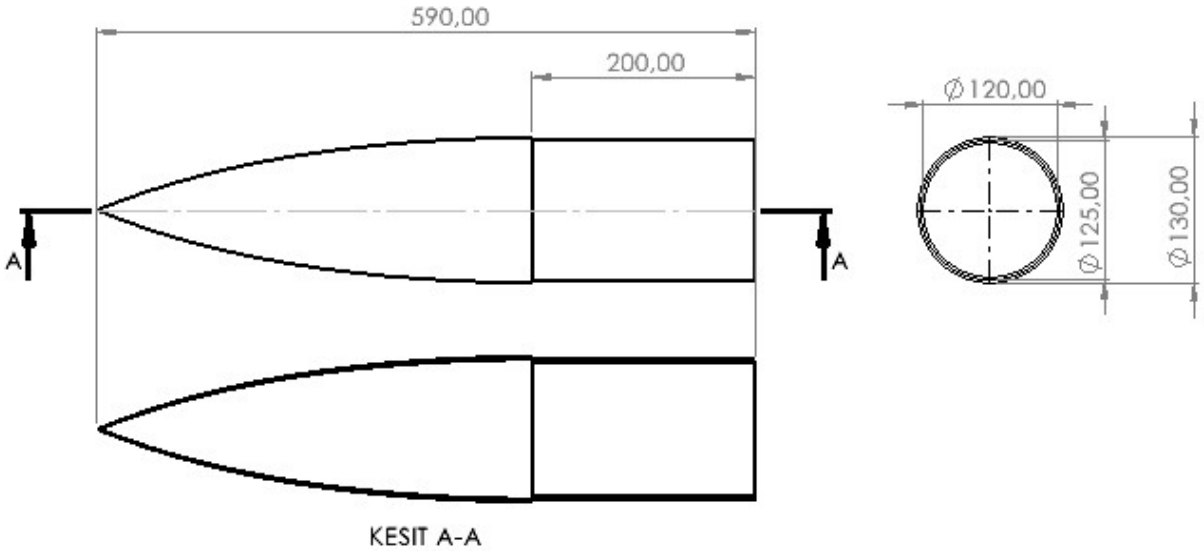
Roket Alt Sistem Detayları

Burun Konisi Mekanik Görünüm

Burun Konisi CAD Görüntüsü

Cad görüntüleri Solidworks uygulaması dahilinde yapılmıştır.

Burun Konisi Teknik Resim



Burun konisinin fiziksel özellikleri detaylı olarak verilmiştir. Bütün parametreler belirtilmiştir. Burun konisi şekli olarak parabolik seçilmiştir.

Burun Konisi – Detay

Burun Konisi Malzeme Bilgileri					
Üretilecek Parça Modeli	Karşılaştırma Sonucu Tercih Edilen Malzeme Türü	Malzeme Mekanik Bilgileri [1]			Seçim Nedeni
		Çekme	Elastisite	Yoğunluk	
Burun Konisi	Karbon Fiber	1650 MPa	140 GPa	1,78 g/cm^3	Fiberglas ve alüminyuma göre hafif olması, sürtünme katsayısı fiberglassa göre az olup aerodinamik olarak avantaj sağlaması ve üretime destek verecek personellerin deneyimi bulunan bir malzeme olması. Yaklaşık 400-550 °C dayanım sıcaklığı gibi çevresel etkilere olan mukavemeti sayesinde uçuş boyunca bütünsel yapısını korumaktadır.

Malzeme Bilgileri Tablosu

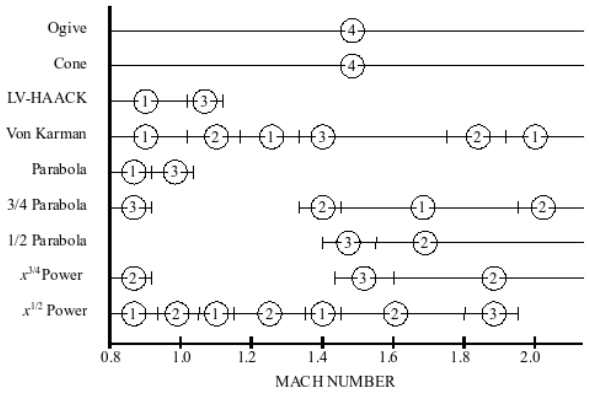
Malzeme	Yoğunluk (g/cm^3)	Elastisite(GPa)	Çekme Mukavemeti (Mpa)	Isıl Dayanım
Alüminyum	2,7	72	530	Yüksek
Karbon Fiber	1,78	140	1650	Yüksek
Cam Elyaf	1,85	56	1400	Orta

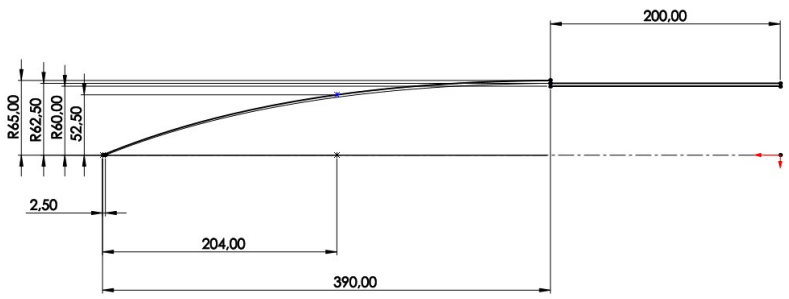
Malzeme Karşılaştırma Tablosu

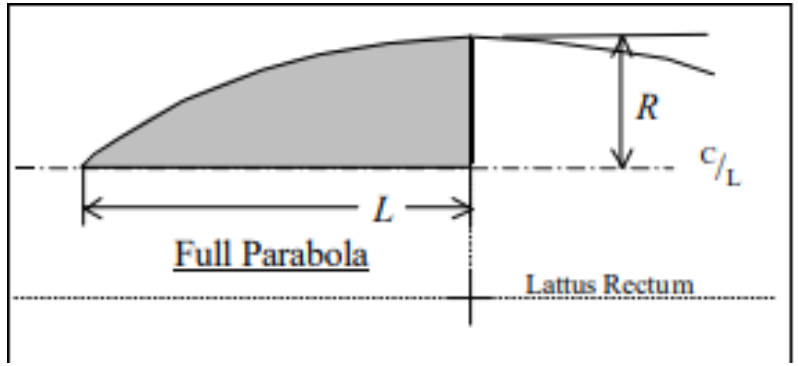
Burun Konisi Üretim Bilgisi	
Üretim Yöntemi	Seçim Nedeni
Elle Yatırma	Üretimde maliyet iş yükü gibi kriterler dikkate alınıp el yatırması tekniği kullanılması karar verilmiştir. El yatırması maliyet açısından ucuz olmasının yanı sıra üretilecek parçanın yekpare üretilmesine olanak sağlıyor. Burun konisi üretimi için 3d yazıcıdan burun konisi parametresine uygun PLA dişi kalıp basılacaktır. Basılan kalıbın iç yüzeyine gerekli yüzey işlemleri uygulanıp yüzey pürüzsüz hale getirilecektir. Daha sonra kesilen karbon fiber kumaşlar kalıp iç yüzeyine serilip epoksi reçine yedirilecektir. İşlem bittikten sonra hazırlanan parça kürleşmeye bırakılacaktır. Kürleşme sonrası parça kalıptan ayrılarak burun konisi elde edilecektir.

Üretim Bilgisi Tablosu

Burun Konisi – Detay







Burun omuzluğu uzunluğu gövde çapının bir buçuk (1.5) katından fazladır. Ve aynı zamanda Entegrasyon gövdelerinin entegre edilecekleri gövdelerin her ikisine de gövde dış çapının en az (0.75) katı kadar girecektir.

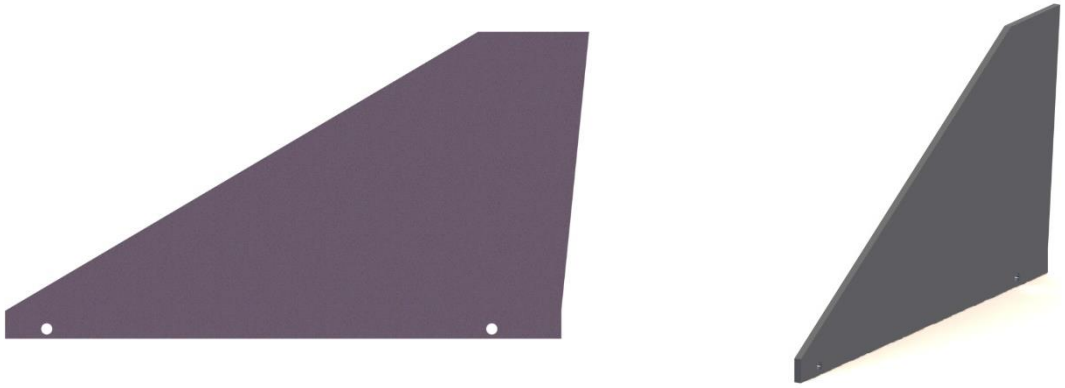
- Parabolik burun konisinin CAD tasarımları yapılırken çizilecek parabolik eğrinin düzgün olabilmesi için kullanılması gereken parametrik denklem kullanılmıştır. Bu sayede tam parabolik burun konisi CAD programı ile sağlanmıştır.

$$y = R\,\frac{2\left(\frac{x}{L}\right) - K'\left(\frac{x}{L}\right)^2}{2 - K'}$$

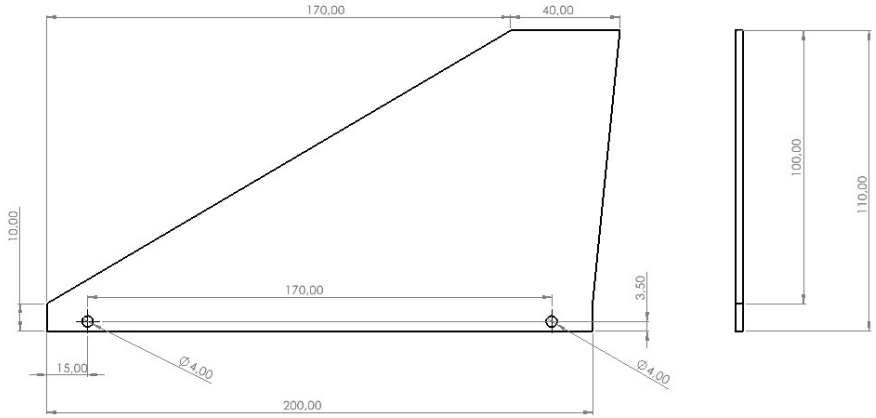
K’: Parametre
L: Burun konisinin toplam uzunluğu
R: Burun konisi tabanının yarıçapı
y: Burun konisinin ucundan L’ye kada değişiklik gösteren herhangi bir x noktasının yarıçapı

Kanatçık Mekanik Görünüm

Kanatçık 3 Boyutlu Görünümü (CAD)

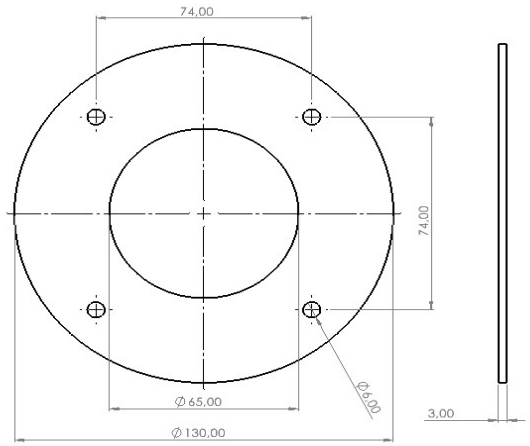


Kanatçık Teknik Resim



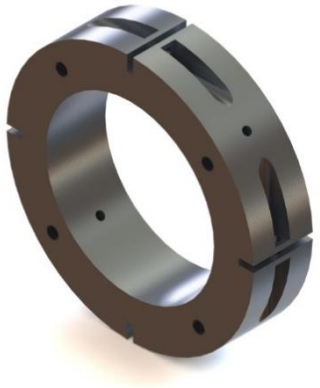
Motor Tutucu 3 Boyutlu Görünümü (CAD)

Motor Tutucu Teknik Resim

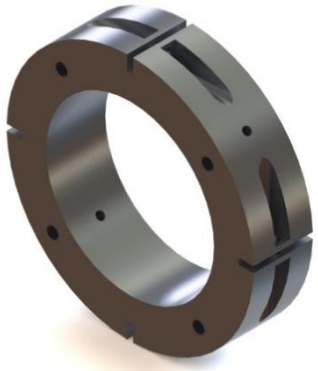


Kanatçık Mekanik Görünüm

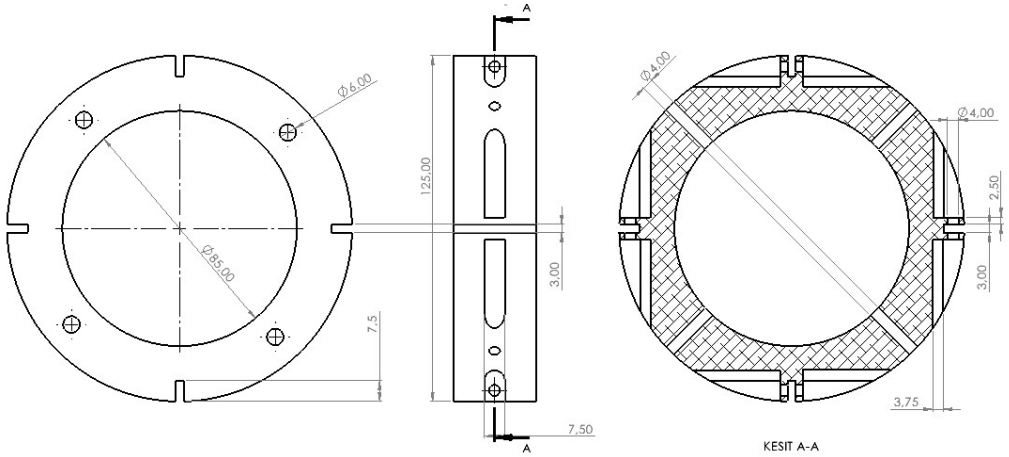
Kanatçık Ön Merkezleyici Yüzük 3 Boyutlu Görünümü (CAD)



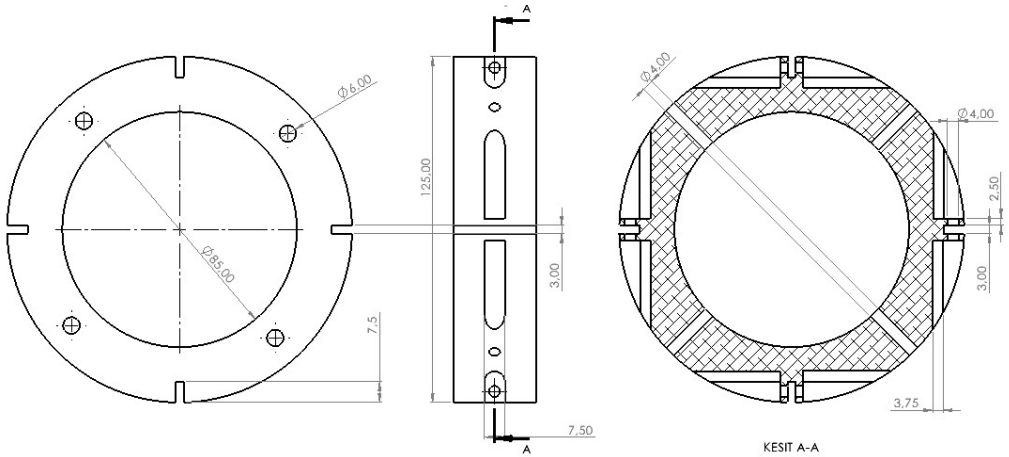
Kanatçık Arka Merkezleyici Yüzük 3 Boyutlu Görünümü (CAD)



Ön Merkezleyici Yüzük Teknik Resim



Arka Merkezleyici Yüzük Teknik Resim



Kanatçık – Detay

Kanatçık Malzeme Bilgileri

İlgili Parça Modeli	Kullanılması Düşünülen Malzeme	Malzeme Mekanik Bilgileri			Seçim Nedeni
		Çekme	Akma	Yoğunluk	
Kanatçık	Alüminyum 7075 Levha	560 MPa	480 MPa	2,81 g/cm³	Kanatçıklar roketin dışında bulunur ve aerodinamiği önemli ölçüde etkiler. Bu yüzden her bir kanatçık için rakiplerine göre daha hafif olmasına rağmen yeterli dayanıklılık gösteren lazer kesim 7075 serisi alüminyum tercih edilmiştir.
Kanatçık Sabitleyici Yüzükler	Alüminyum 6063 Boru	180 MPa	160 MPa	2,69 g/cm³	Kanatçıklar stabilizasyon değerleri göz önünde bulundurularak merkezleyici yüzüklerde bulunan kanallara sabitlenecektir. Gövde içerisinde bulunan merkezleyici yüzüklerin iyi işlenebilir ve dış etmenlere dayanıklı olması gereklidir. Bu yüzden işlenebilirlik değerleri yüksek olan 6063 serisi alüminyum tercih edilmiştir.

Kanatçık Malzeme Bilgileri Tablosu

Kanatçık Üretim Bilgisi

Üretim Yöntemi	Seçim Nedeni
Kanatçık	İstenilen irtifa değerindeki gereksinimlerini karşılaması ile roket üzerindeki kanatçıklar kare profil olarak seçilmiştir.350*150*3 mm ebatlarında temin edilen alüminyum profillerin yüksek hassasiyette ve hatasız kesilmesi gerekmektedir. Çünkü kanatçıklar uçuş stabilitesini ve aerodinamiği önemli oranda etkiler. Bu sebeple en iyi hassasiyet sağlayan lazer kesim tercih edilmiştir.
Kanatçık Sabitleyici Yüzükler	Hazır profilden temin edilecek olan merkezleyici yüzükler, yüksek hassasiyet sağlayan CNC torna tezgahında basınç merkezini korunmasına dikkat edilerek en az hata payıyla kanatçık kanalları, sabitleyici vida yuvaları ve motor tutucu bağlantı elemanları sırasıyla hazır profile işlenecektir.

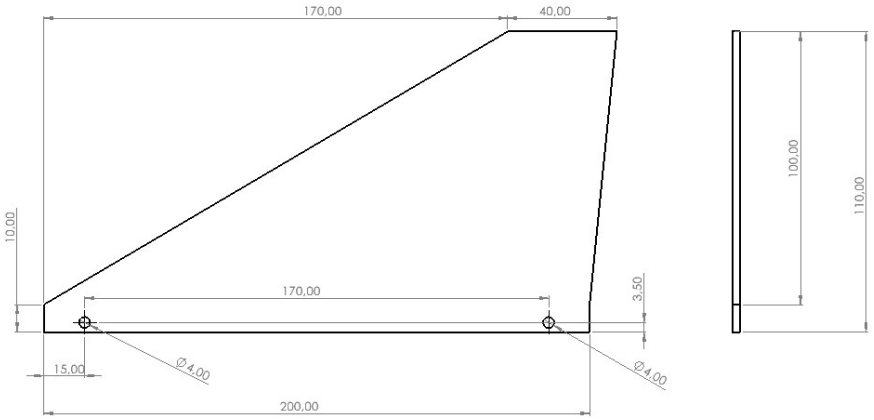
Kanatçık Üretim Bilgileri Tablosu

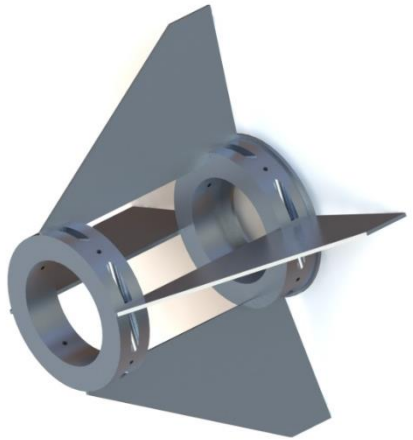
Kanatçık – Detay

Birbirine dik olmak üzere 4 adet kanatçık ; kök uzunluğu 200 mm, yüksekliği 100 mm, hücum tarama açısı 59,6° ölçülerinde kare profil 7075 alüminyumdan üretilecektir. Kanatçıklar, roketin dış ivmelenmesinden en az şekilde etkilenecek şekilde roketin içerisindeki merkezleyici yüzüklere metrik 3'lük vidalar yardımıyla sabitlenecektir. Kanatçıkların en iyi düzeyde sabit kalması için gövdeden merkezleyici halkalara karşılıklı metrik 4'lük vidalar atılacak. Kanatçıkların gövde kanallarına teğet olması uçuş sırasındaki stabilitesini etkiler bu sebeple open roket uygulamasında tasarlanırken fin tabs ölçüleri (uzunluk:200mm, yükseklik:10 mm) ile merkezleyici yüzüklerin kanallarının uyuşmasına önem verilmiştir. Bu sayede roket içerisine giren hava en aza inecek ve stabil uçuş sağlanacak. Kanatçıklar üretilirken roketin basınç merkezi ve statik marjin verilerini sağlamasına önem verilmiştir.

Kanatçık Bilgileri			
Kanatçık Geometrisi	Seçim Nedeni	Kanatçık Kesit Geometrisi	Seçim Nedeni
Trapezoidal	Minimum sürtünme ve stabil aerodinamik özelliklerinden dolayı tercih ettik.	Square	İstenilen irtifada open roket verileri de göz önüne alınarak en uygun geometri seçilmiştir.

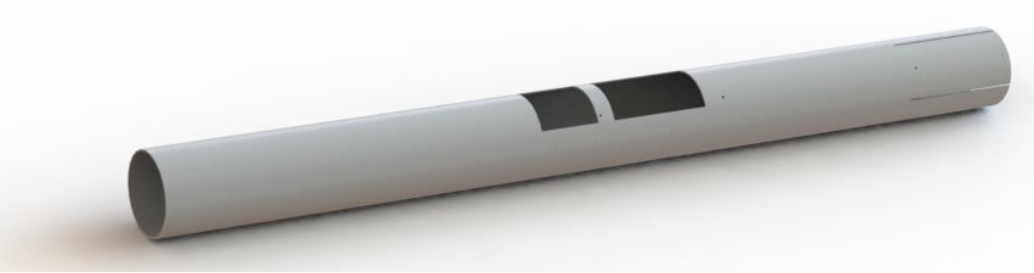
Kanatçık Geometrik Bilgileri Tablosu



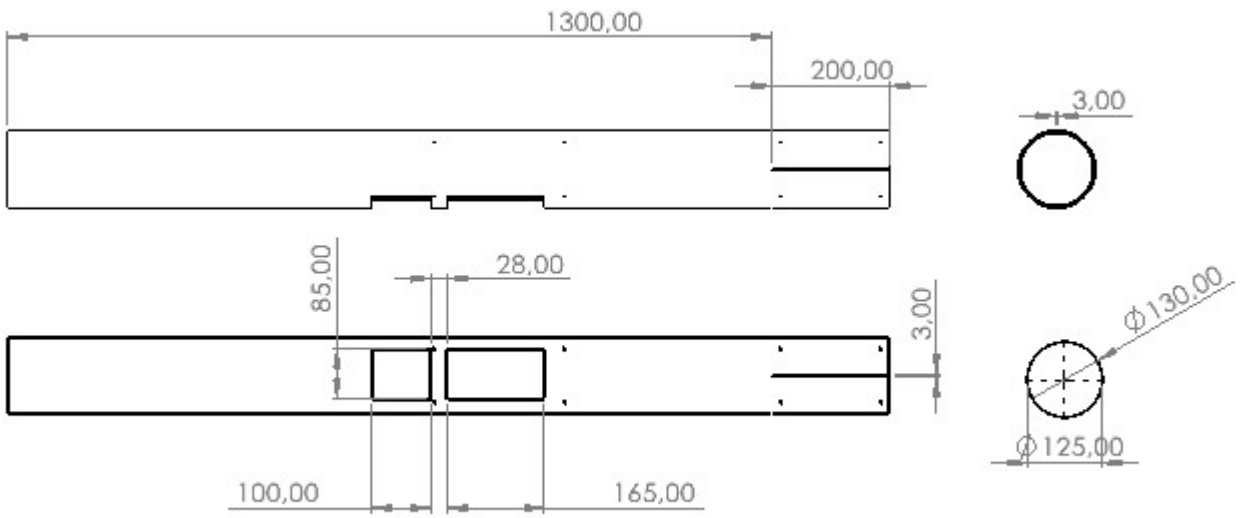


Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

Gövde CAD Görüntüsü



Gövde Teknik Resim

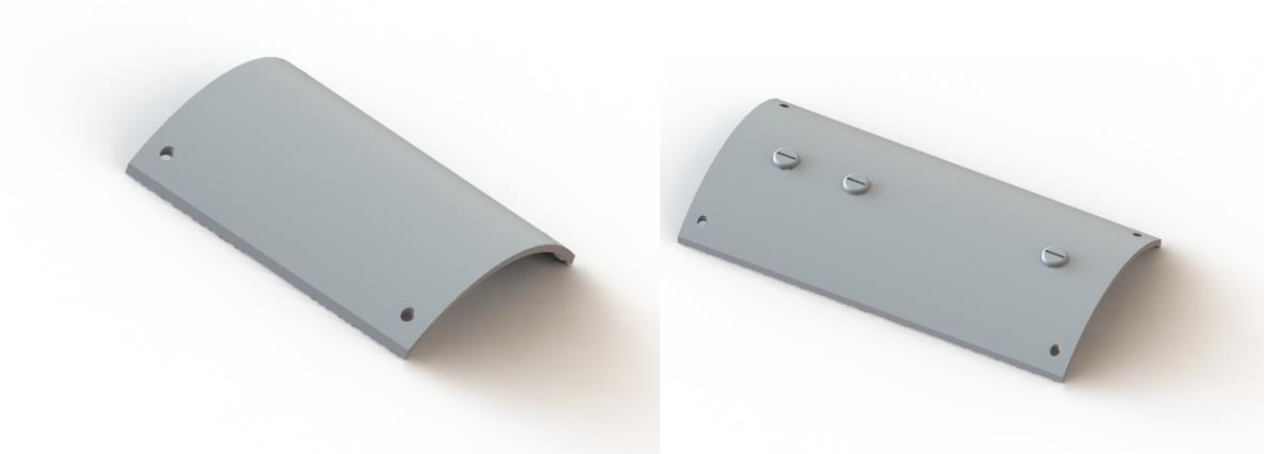


Cad görüntüleri Solidworks uygulaması dahilinde yapılmıştır.

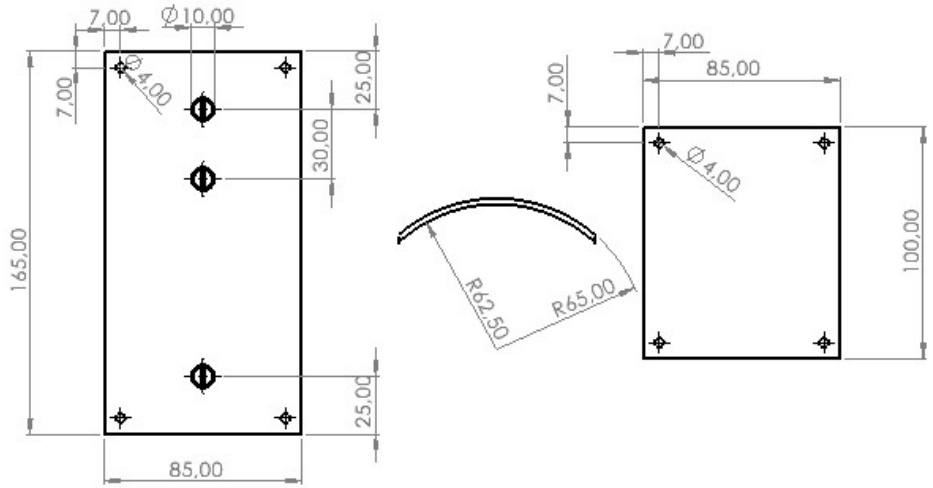
Gövdenin fiziksel özellikleri detaylı olarak verilmiştir. Bütün parametreler belirtilmiştir.

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

Gövde Kapakçıkları Cad Görünümü



Gövde Kapakçıkları Teknik Resim



Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları Yapısal Entegrasyon Ve İşlevi

Kapakçıklar aviyonik sisteme dışarıdan erişebilmek için açılmıştır. Kapakçıklar gövdeye vidalanarak montajlanacaktır. Kapakçık üzerinde üç adet mekanik aktifleştirme anahtarı bulunmaktadır. Anahtarlar kullanılarak aviyonik sistem dış gövdeden aktifleştirilecektir.

Yapısal – Gövde Parçaları

Yapısal-Gövde Malzeme Bilgileri					
Üretimi Düşünülmüş Parça Modeli	Karşılaştırma Sonucu Tercih Edilen Malzeme Türü	Malzeme Mekanik Bilgileri [1]			Seçim Nedeni
		Çekme	Elastisite	Yoğunluk	
Gövde	Fiberglass (Cam Elyaf)	1400 MPa	56 GPa	1,85 g/cm^3	Gövde de fiberglass tercih etmemizin sebebi düşük maliyet, yüksek mukavemet ve hafif olmasıdır. Fiberglass seçmemizdeki bir diğer amaç ise yüksek sinyal geçirgenliğinden ötürü yer istasyonu ile kesintisiz haberleşme sağlamasıdır.

Yapısal-Gövde Malzeme Bilgileri Tablosu

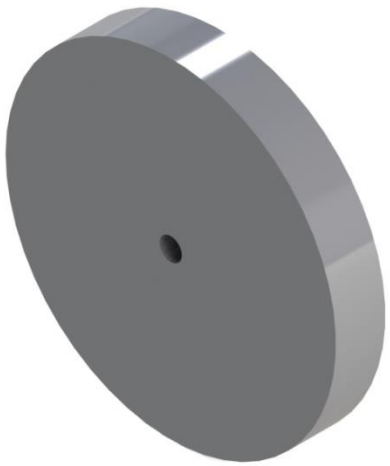
Yapısal-Gövde Üretim Bilgisi	
Üretim Yöntemi	Seçim Nedeni
Elle Yatırma	Üretimde maliyet, silindirik gövde üretmek ve iş yükü gibi kriterler dikkate alınıp el yatırması tekniği kullanılması karar verilmiştir. Silindirik bir kalıp üzerine gerekli olan kalıp ayırıcı işlemeleri uygulanarak yüzey pürüzsüzlüğü sağlanacaktır. Daha sonrasında cam elyaf kumaşlar istenilen miktarda uygun bir şekilde kesilir. Kesilen cam elyaf kumaşlar kalıp iç yüzeyine serilip epoksi reçine yedirilecektir. İşlem bittikten sonra hazırlanan parça kürleşmeye bırakılacaktır. Kürleşme sonrası parça kalıptan çekilerek ayrılır.

Yapısal-Gövde Üretim Bilgisi Tablosu

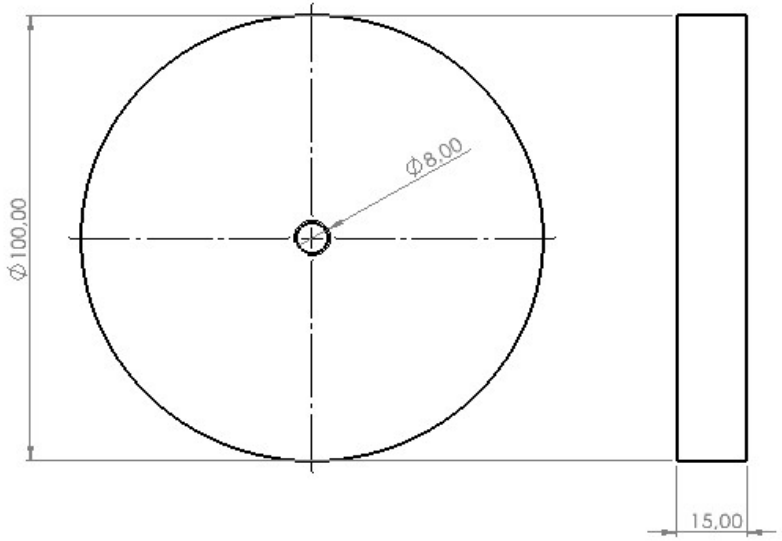
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Gövde İçi Yapısal Destek Elemanları Mekanik Görünüm

Burun Konisi Bulkheadi Cad Görünümü



Teknik Resim



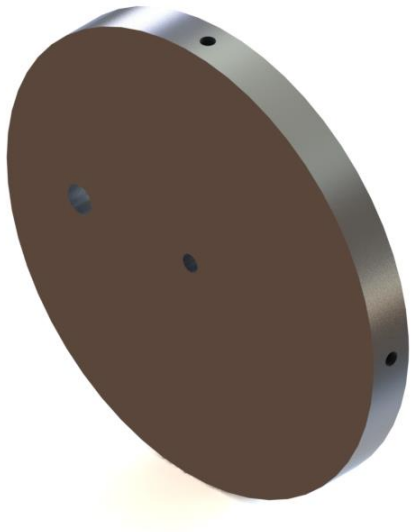
Gövde İçi Yapısal Destek Elemanları Entegrasyon Ve İşlevi

Burun bulkheadi yarışma alanına gelmeden önce yapısal yapıştırıcı ile burun konisi içerisine yerleştirilecektir. Burun bulkheadi üzerinde 1 adet mapa bulunmaktadır. Bulkhead, üst aviyonik bulkheade şok kordonu ile bağlanacaktır. Alüminyumdan CNC torna ile üretilecektir.

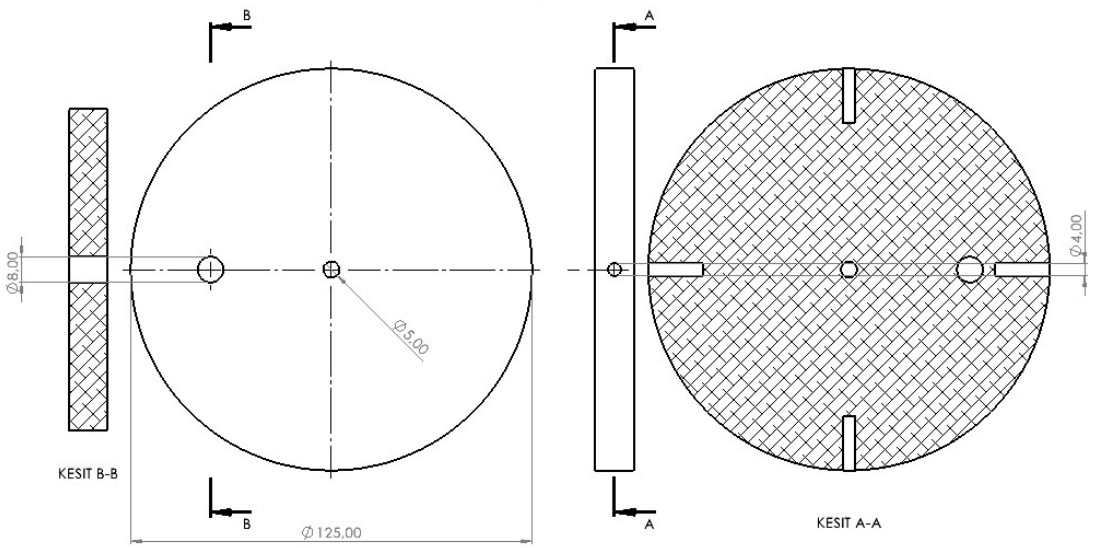
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Gövde İçi Yapısal Destek Elemanları Mekanik Görünüm

Aviyonik Bulkhead Cad Görünümü



Teknik Resim



Gövde İçi Yapısal Destek Elemanları Entegrasyon Ve İşlevi

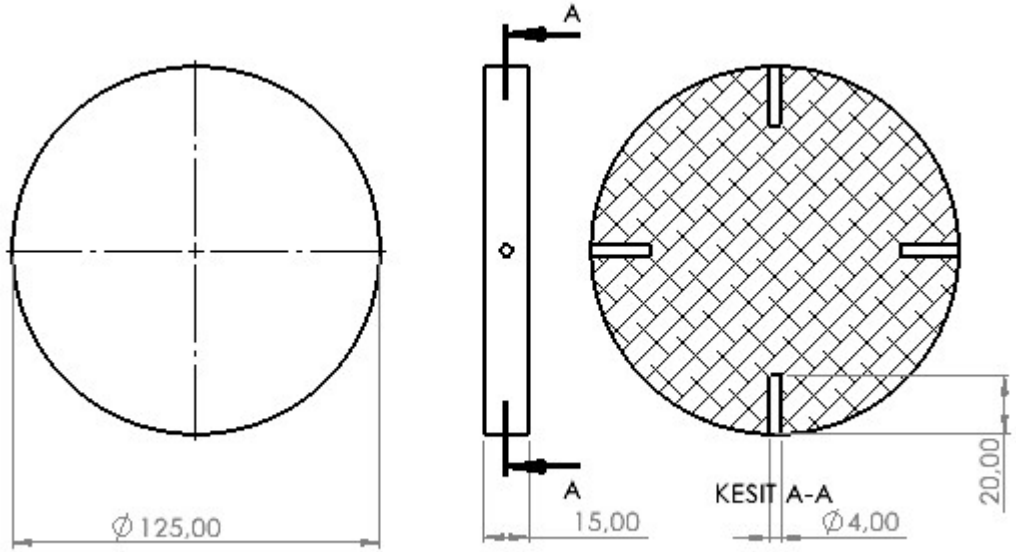
Aviyonik bulkhead aviyonik kasayı korumak ve sabit tutmak amacıyla gövdeye konulmuştur. Metrik 4'lük vidalar ile gövde içerisine dışarıdan sabitlenecektir. Bu olay yarışma alanında gerçekleşecektir. Bulkhead üzerinde 1 adet mapa ve ayrılma sistemleri mevcuttur. Burun konisindeki mapaya bağlanan şok kordonu aviyonik sistem bulkheadindeki mapaya bağlanacaktır. Ayrılma sistemleri destek elemanıdır. Alüminyumdan CNC torna yardımı ile üretilecektir.

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

Gövde İçi Yapısal Destek Elemanları Mekanik Görünüm

Motor Gövdesi Bulkheadi Cad Görünümü

Teknik Resim



Gövde İçi Yapısal Destek Elemanları Entegrasyon Ve İşlevi

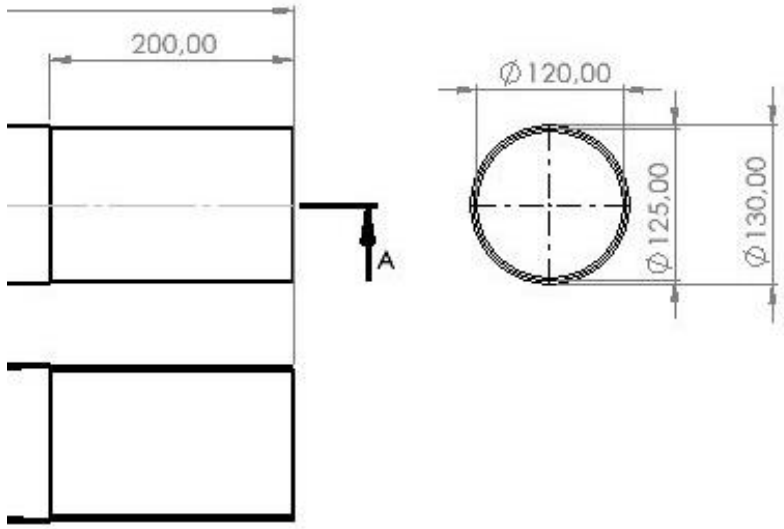
Motor gövdesinde bulunur ve motor bloğunun hemen önündedir. Metrik 4'lük vidalar ile gövde içerisine dışarıdan sabitlenecektir. Bu olay yarışma alanında gerçekleşecektir. Bulkhead üzerinde 1 adet mapa bulunmaktadır. Motor gövdesi bulkheadi ve gövde, şok kordonları aracılığı ile bağlanacaktır. Alüminyumdan CNC torna yardımı ile üretilecektir.

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

Gövde İçi Yapısal Destek Elemanları Mekanik Görünüm

Shoulder

Teknik Resim



Gövde İçi Yapısal Destek Elemanları Entegrasyon Ve İşlevi

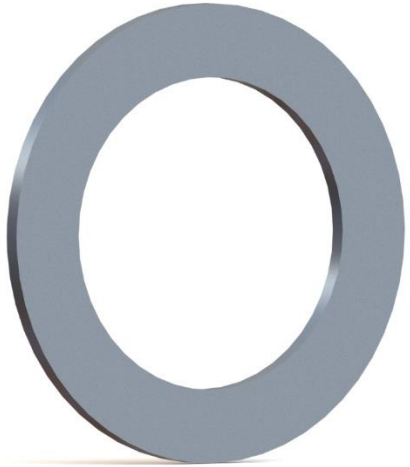
Shoulder şartnamede belirtildiği gibi burun konisinin 1,5 katından büyük ve burun konisi ile bütün olacak şekilde üretilmiştir. Ayrılma burun konisinden gerçekleşeceği için shoulder gövdeye sıkı geçme tekniği ile monte edilecektir.

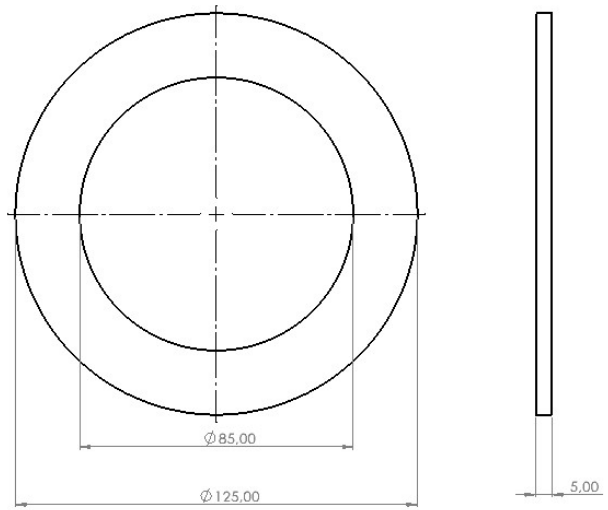
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Gövde İçi Yapısal Destek Elemanları Mekanik Görünüm

Motor Bloğu

Merkezleyici Yüzükler





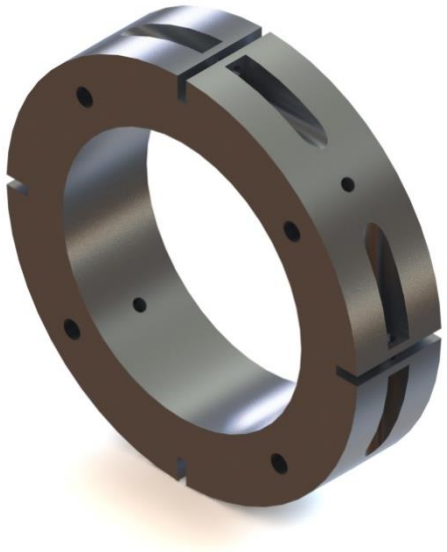
Gövde İçi Yapısal Destek Elemanları Entegrasyon Ve İşlevi

Yarışma alanına gelmeden önce merkezleyici yüzükler ve motor bloğu birbirlerine kuvvetli bir yapıştırıcı aracılığıyla yapıştırılacaktır. Sonrasında ise yapışan iki parça gövdeye sıkı geçme tekniği ile yerleştirilecektir. Bu sayede motor, motor bloğu demonte edilebilir bir yapıda olacaktır.

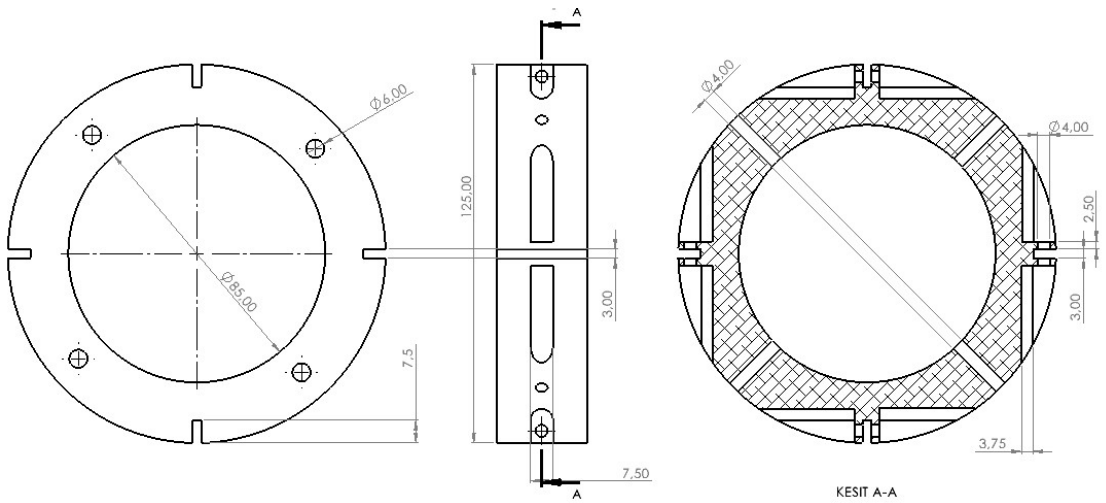
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Gövde İçi Yapısal Destek Elemanları Mekanik Görünüm

Ön Kanatçık Merkezleyici Yüzük



Teknik Resim



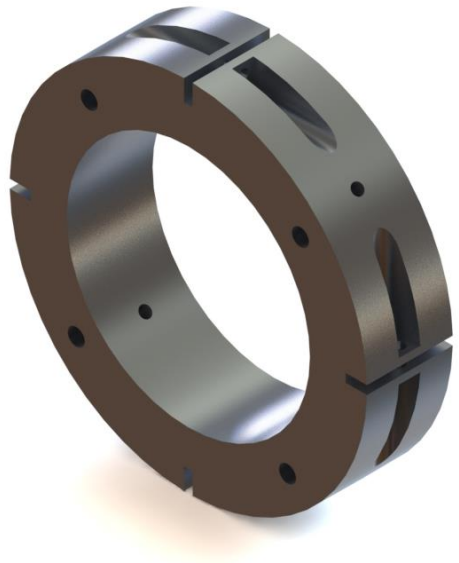
Gövde İçi Yapısal Destek Elemanları Entegrasyon Ve İşlevi

Ön kanatçık merkezleyici yüzük ve arka kanatçık merkezleyici yüzük, kanatçıkların yüzük kanallarına oturtulup montajlanması ile bütünsel entegrasyon gerçekleştirilecektir. Gövde içerisine yerleştirilen kanatçık sabitleyiciler gövde üzerinden M4'lük cıvatalar ile sabitlenecek ve kanatçık stabilizasyonu sağlanacaktır. Yüzükler alüminyumdan, CNC torna ile üretilecektir.

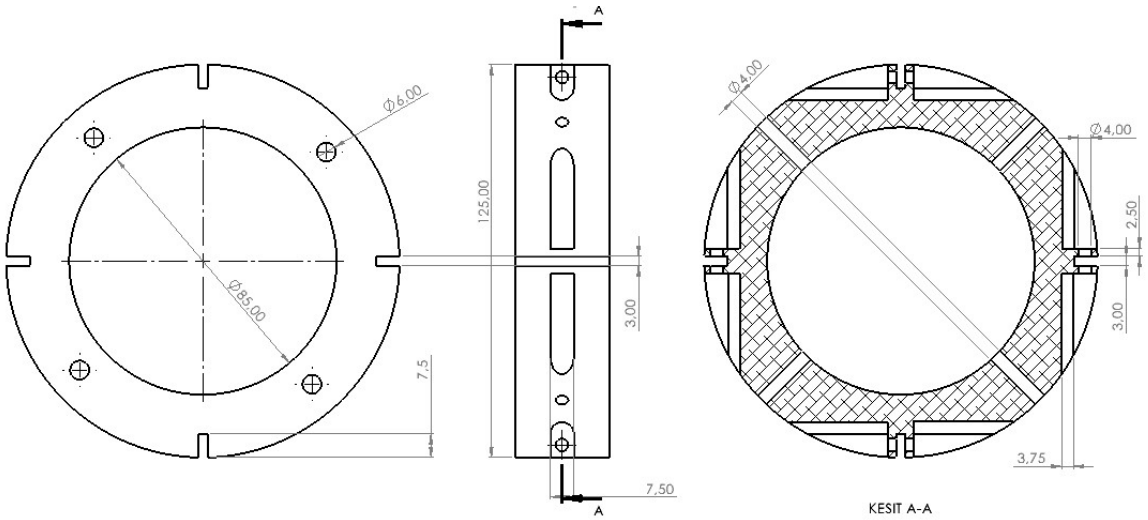
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Gövde İçi Yapısal Destek Elemanları Mekanik Görünüm

Arka Kanatçık Merkezleyici Yüzük



Teknik Resim



Gövde İçi Yapısal Destek Elemanları Entegrasyon Ve İşlevi

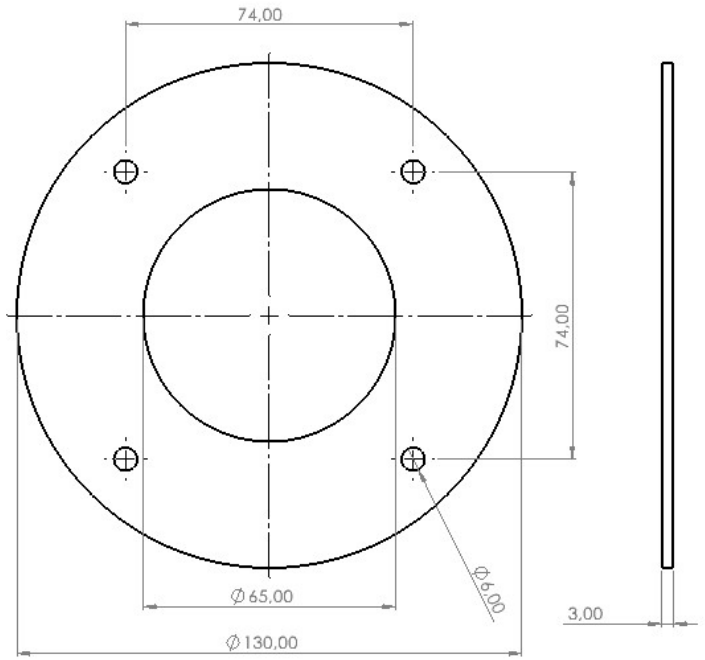
Gövde içerisine yerleştirilen kanatçık sabitleyiciler gövde üzerinden M4'lük cıvatalar ile sabitlenecek ve kanatçık stabilizasyonu sağlanacaktır. Yüzükler alüminyumdan, CNC torna ile üretilecektir.

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

Gövde İçi Yapısal Destek Elemanları Mekanik Görünüm

Motor Tutucu

Teknik Resim



Gövde İçi Yapısal Destek Elemanları Entegrasyon Ve İşlevi

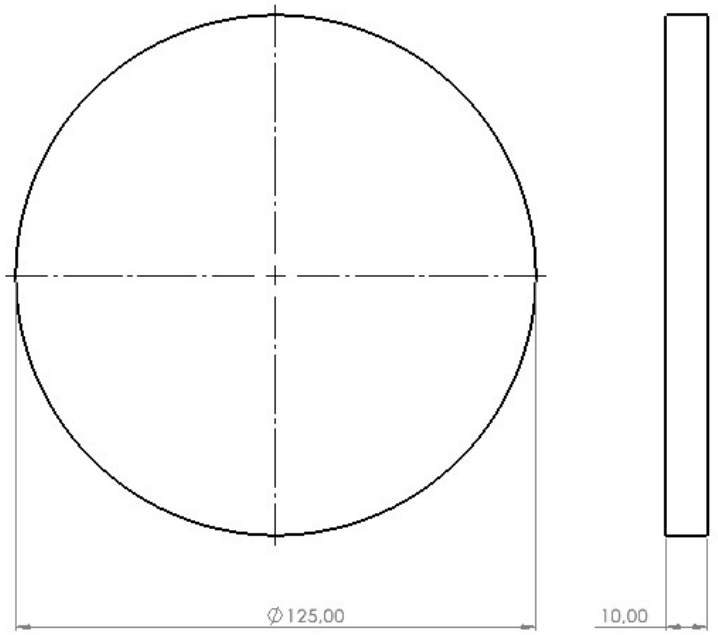
Motor tutucu, motordaki stabilizasyonu arttırmak ve uçuş esnasında motorun sabit durmasını sağlamak amacıyla arka kanatçık merkezleyici yüzüğe M4'lük cıvatalar ile sabitlenecektir.

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

Gövde İçi Yapısal Destek Elemanları Mekanik Görünüm

Plaka

Teknik Resim



Gövde İçi Yapısal Destek Elemanları Entegrasyon Ve İşlevi

Aviyonik kasanın üzerine binecek yükleri azaltmak amacıyla kullanılmıştır. Tahta plaka olarak üretilecektir. İstenilen ölçülerde (genişlik:125 mm, et kalınlığı:10 mm) marangoz dahilinde yapılacaktır. Tahta üzerine binen kuvvet testleri gerçekleştirilecektir.

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

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Yüksek mukavemeti, kolay işlenebilirliği ve ucuz olması sebebiyle burun konisi bulkhead parçalarında alüminyum 6063 serisi kullanılmasına karar verilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	Yüksek güce maruz kalacak burun konisi bulkheadi, tolerans payı hassas olduğu için CNC torna işleme yöntemi ile üretilecektir.

Burun Konisi Bulkhead Tablosu

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Yapılan analizlere göre yüksek mukavemeti, kolay işlenebilmesi ve ucuz olmasından ötürü üst ve alt aviyonik bulkhead parçalarında alüminyum 6063 serisi kullanılmasına karar verilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	Yüksek kuvvete maruz kalacak üst ve alt aviyonik Bulkheadleri, tolerans payı az olduğu için CNC torna işleme yöntemi ile üretilecektir.

Üst ve Alt Aviyonik Bulkhead Tablosu

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Yapılan analizler sonucu yüksek mukavemeti, kolay işlenebilirliği ve maliyet kolaylığı sebebiyle motor gövdesi bulkhead parçalarında alüminyum 6063 serisi kullanılmasına karar verilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	Yüksek kuvvete maruz kalacak motor gövdesi bulkheadi, hata payı hassas olduğu için CNC torna işleme yöntemi ile üretilecektir.

Motor Gövdesi Bulkhead Tablosu

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

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Yüksek mukavemeti, kolay işlenebilmesi ve ucuz olması sebebiyle centering ringlerde alüminyum 6063 serisi kullanılmasına karar verilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	Yüksek güce maruz kalacak centering ringler, tolerans payı az olduğu için CNC torna işleme yöntemi ile üretilecektir.

Centering Ringler Tablosu

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Yapılan analizler sonucu yüksek dayanım gücü, kolay işlenebilirliği ve maliyet kolaylığından dolayı motor tutucuda alüminyum 6063 serisi kullanılmasına karar verilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	Yüksek güce maruz kalacak motor tutucu, hata payı az olduğu için CNC torna işleme yöntemi ile üretilecektir.

Motor Tutucu Tablosu

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Yapılan analizlere göre yüksek dayanıklılık, kolay işlenebilir olması ve maliyet kolaylığından ötürü motor bloğunda alüminyum 6063 serisi kullanılmasına karar verilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	Sponsorlukların desteği ile istenilen ölçü, şekil ve profilde tedarik edilebilmesi ve hızlı olması nedeniyle hazır üretim yöntemi ile üretilecektir.

Motor Bloğu Tablosu

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

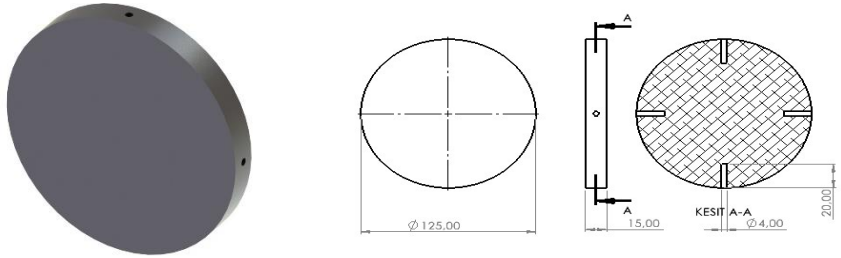
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Karbon fiber malzeme seçilmiştir. Mukavemetinin yüksek olması ve hafif olmasından ötürü tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	Elle yatırma yöntemi tercih edilmiştir. Shoulder Burun konisi ile tek parça halde elle yatırma yöntemiyle elde edilecektir.

Shoulder Tablosu

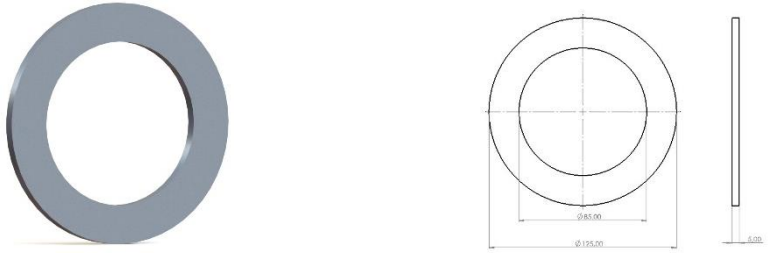
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Şok kordonu bağlantılarında dayanıklı olabilmesi ve yüksek hızda roketin stabilitesini koruyabilmek için dökme çelik tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	Hazır üretim yöntemi ile temin edilecektir.

Cıvata ve Vidalar Tablosu

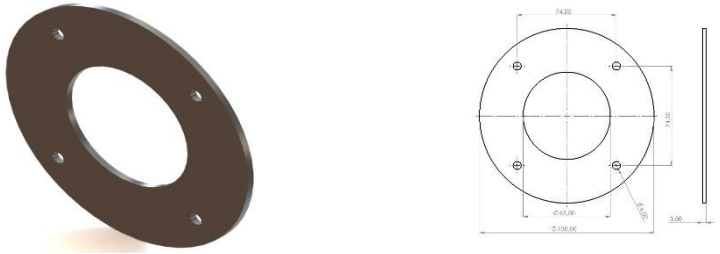
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



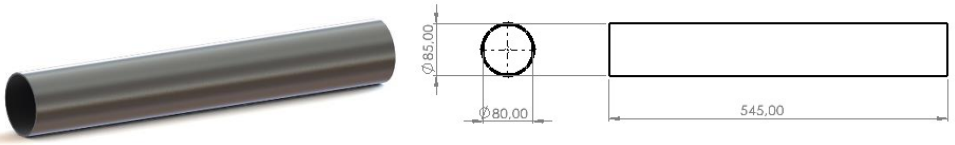
1) Motor bulkheadi gövde içerisinde yüksek kuvvetlerin etkisinde kalacak ilk yapısal destek parçasıdır. Motorun yüksek itki kuvvetine karşı mukavemeti yüksek olması gerekmektedir. Motor bulkheadi hazır alüminyum çubuk profili temin edilerek CNC işleme tezgahında düşük tolerans payı ile üretilecektir. Gövde dışarısından metrik 4lük vidalar ile entegrasyonu gerçekleştirilecektir.



2) Merkezleyici yüzükler motor ve kanatçık stabilizasyonu için önemli yapısal destek parçalarıdır. Merkezleyici yüzükler hazır alüminyum boru profili temin edilerek CNC işleme tezgahında düşük tolerans payı ile üretilecektir. Yüksek hassasiyete sahip merkezleyici yüzük cıvata delikleri CNC 4 eksen ile açılacaktır.



3) Motor tutucu hazır alüminyum boru profili temin edilerek CNC işleme tezgahında üretilecektir. Arka kanatçık merkezleyici yüzük ile olan bağlantı noktaları yüksek hassasiyete sahip CNC 4 eksen ile açılacaktır.



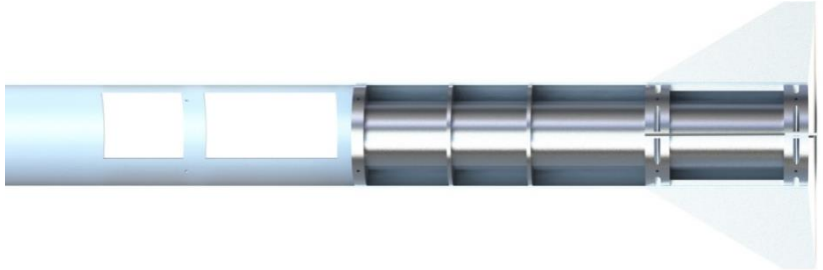
4) Motor bloğu hazır alüminyum boru profili temin edilerek roket içerisine entegrasyonu gerçekleştirilecektir. Motor bloğu içerisine entegrasyonu gerçekleştirilecek motorun stabilizasyon testleri yapılacaktır. Motor bloğu roket gövdesi içerisine demonte edilebilir şekilde montajlanması öngörülmüştür.

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

Motor gövdesi içerisine ilk olarak 125*15 mm ölçülerinde motor bulkheadi yerleştirilecektir. Bulkhead gövdeye birbirleriyle 90 derecelik açı yapan metrik 4'lük cıvatalar ile sabitlenecektir. Motor kuvveti ilk olarak motor bulkheadine etki edeceği için dayanımından emin olunmalıdır.

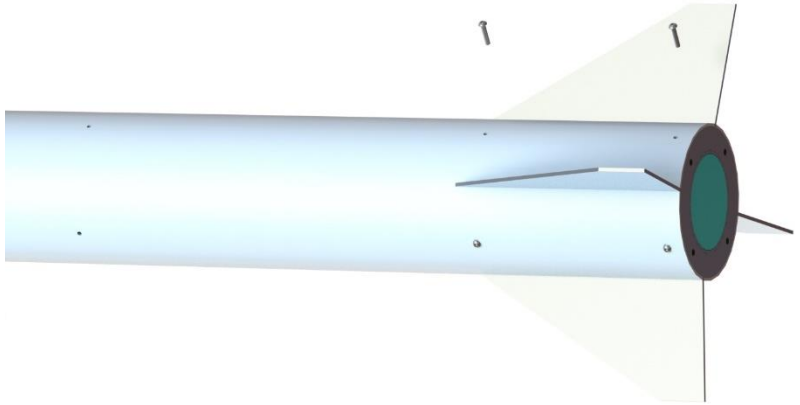
Bulkhead dayanımından emin olduktan sonra gövde içerisine 545*85*2.5 mm ölçülerinde alüminyum motor bloğu ve 2 adet 125*85*5 mm ölçülerinde merkezleyici yüzükler yerleştirilecektir. Gövde içerisine yerleştirilen merkezleyici yüzüklerin gövde dışarısından bağlantısı bulunmamaktadır. Merkezleyici yüzükler motor gövdesi içerisine sıkı geçme metodu ile yerleştirilecektir.

Ön ve arka kanatçık merkezleyici yüzükler ile kanat bağlantıları gövde dışarısında yapılarak motor gövdesi içerisine yerleştirilecektir. İlk olarak 125*85*30 mm ölçülere sahip ön kanatçık merkezleyici yüzük daha önceden açılmış olan kanallarına yerleştirilecek ve metrik 4'lük cıvata ve somunlar yardımıyla sabitlenecektir. Daha sonrasında 125*85*50 mm ölçülere sahip arka kanatçık merkezleyici yüzük kanallarına yerleştirilecek ve metrik 4'lük cıvata ve somunlar yardımıyla sabitlenecektir.

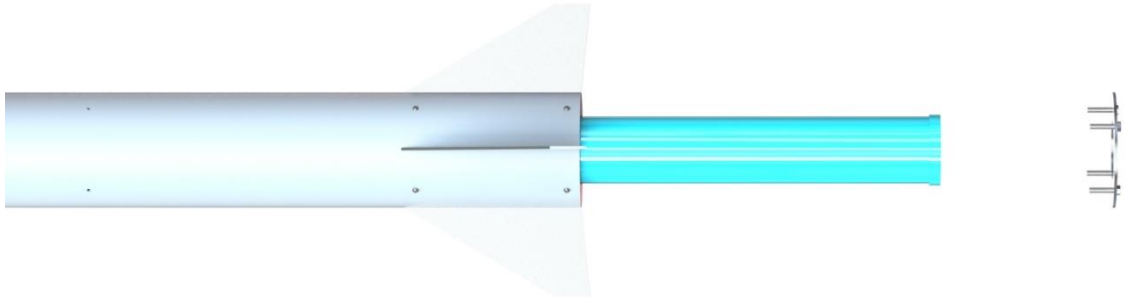


Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

Kanatçık ile merkezleyici yüzüklerin bağlantısı tamamlandıktan sonra kanatçık gövde içerisine sıkı geçme metodu ile yerleştirilecek ve gövde üzerinden 4 adet birbirlerine dik metrik 4'lük vidalar ile sabitlenecektir. Bu sayede uçuş esnasında motorun ve kanatların stabil kalması sağlanacaktır.



Motor, motor bütünleştirme stratejisine göre en son montajlanacak parça olarak belirlenmiştir. Motor, gövde içerisine yerleştirildikten sonra yatayda ve dikeyde hareket edip uçuş profilini bozmaması için motor tutucunun dayanımı kontrol edilecektir. Daha sonra motor tutucu gövdeye metrik 4'lük cıvatalar ile sabitlenecektir. Roket motoru, bütün bağlantılar tamamlandıktan sonra gerektiği zaman sökülüp takılabilecek şekilde tasarlanmıştır.



Roket Montaj Stratejisi

Roket Bütünleştirme Stratejisi:

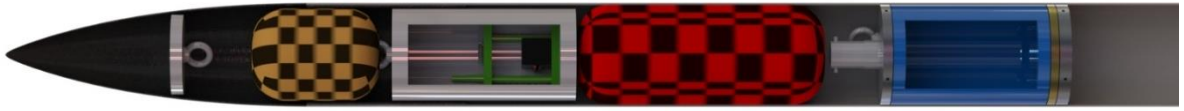
1-İlk olarak motor bulheadi gövde içerisine 4 adet metrik 4'lük cıvatalar yardımıyla montajlanacaktır. Burun bulkheadi burun konisi içerisine yapısal yapıştırıcı ile yapıştırılacaktır.

2-Daha sonrasında kuvvet emici parça aviyonik tabanına yerleştirilecek ve aviyonik kasa montajı ile birlikte roket gövdesi içerisine entegre edilecektir.

3- Ayrılma sistemi bulkheadi aviyonik kasa üzerine 4 adet metrik 4'lük cıvatalar yardımıyla montajlanacak ve kurtarma alt elemanları montajı gerçekleştirilecektir.

4-Kurtarma alt sistemi montajı sırası ile ana paraşüt, görev yükü ve görev yükü paraşütü entegresi olarak gerçekleştirilecektir.

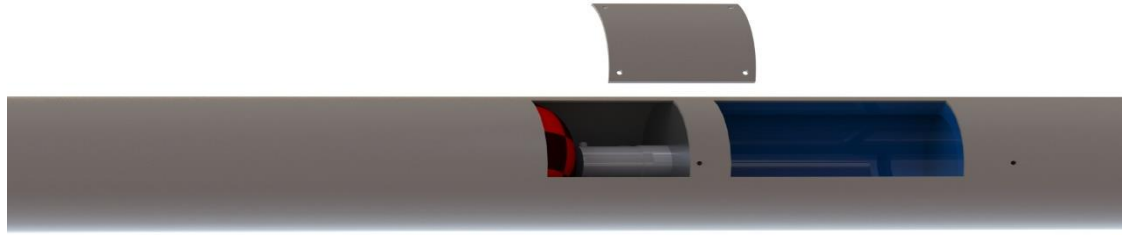
5-Aviyonik bulkhead ile burun konisi bulkheadi arasına şok kordonu bağlantısı gerçekleştirilecektir. Gövde içerisine yerleştirilen kurtarma alt sistemi montajı tamamlandıktan sonra burun konisi shoulderı gövde içerisine sıkı geçme metodu ile montajlanacaktır.



Roket Montaj Stratejisi

Sıcak Gaz üreteci montajı;

Piroteknik malzeme olan kara barut tüm alt sistemlerinin montajından hemen sonra, motor montajından önce sisteme entegre edilecektir. Yarışma dokümanları kısmında belirtilen barut haznesi ölçüleri referans alınarak tasarlanmış ve aviyonik bulkheadi üzerine montajı tamamlanacaktır. Barut haznesi montajı tamamlandıktan sonra gövde üzerinden sızdırmaz kapak montajı gerçekleştirilecektir.



Hakem Altimetresi:

Montaj günü tüm etiketlerin alınması ile altimeterTwo jolly logic model altimetre temin edilecektir. Daha sonrasında atış günü uçuş öncesi hakem heyetinin vermiş olduğu sürede aviyonik kapak açılarak daha öncesinden tasarlanan konumuna yerleştirilecektir. Altimetre gövde içerisine yerleştirildikten sonra gövde üzerinden aviyonik kapaklar montajlanacak ve roket uçuşa hazır hale gelecektir.

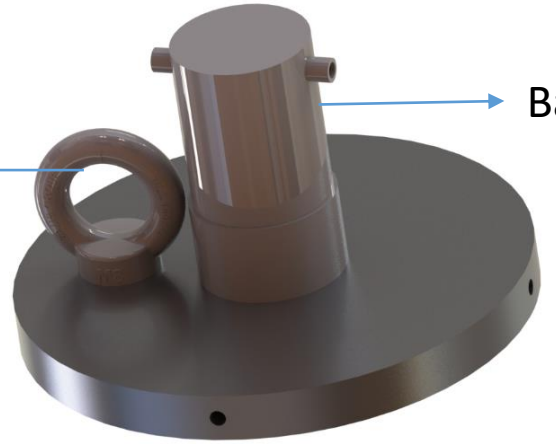
Roket Montaj Stratejisi

Bağlanma Stratejisi	Roket içerisindeki Montaj Yeri	Sistem Açıklaması
Yapısal yapıştırıcı	Burun konisi içerisine yerleştirilen burun bulkheadi montajı.	Eğimli bir yüzeye sahip olan burun konisi içerisine montaj stratejisi gereği burun bulkheadi yapısal yapıştırıcı ile yapıştırılacaktır. Roket uçuş süresi boyunca havayı ilk karşılayacak kısım olması sebebiyle dışarıdan cıvata atılmaması öngörülmüştür.
Cıvata ve vida bağlantısı	Bulkheadler ve merkezleyici yüzüklerin gövde ile montaj stratejisi, Kanatçıkların gövde ve merkezleyici yüzükler ile montaj stratejisi, Gövde kapaklarının montaj stratejisi.	Hassasiyeti yüksek CNC işleme tezgahında üretimi gerçekleştirilen cıvata ve vida yuvalarına entegreleri gerçekleştirilecektir. Şok anlarında binen yüksek yükleri karşılayacak olan yapısal destek parçalarıdır.
Sıkı Geçme bağlantısı	Burun shoulderı ile gövde montajı.	Burun shoulderı ile motor gövde birbirlerine sıkı geçme metodu ile montajlanacaktır. Shoulder h7/k6 sıkı geçme metodu ile üretilecektir. Apooge noktasında ayrılma sistemi aktifleştirildiği zaman shoulder ve gövde rahat bir şekilde ayrımı gerçekleştirilecektir.

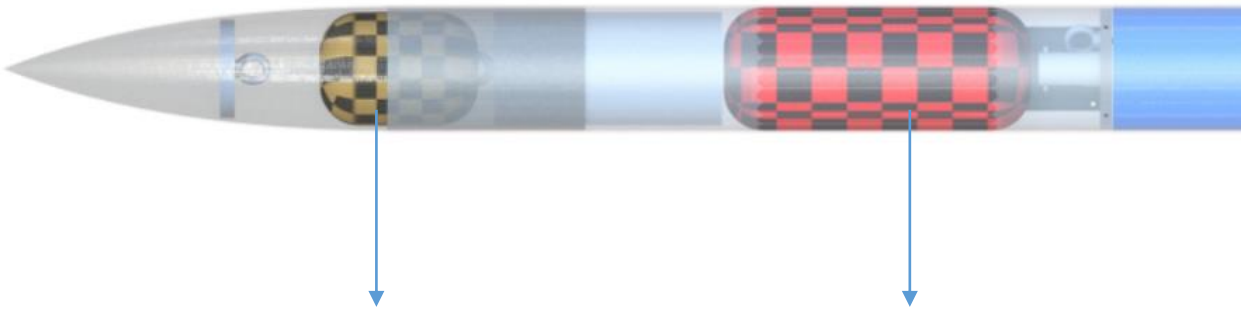
Roket Montaj Stratejisi Tablosu

Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm

Paraşüt Açma Sistemi 3 Boyutlu Görünümü (CAD)



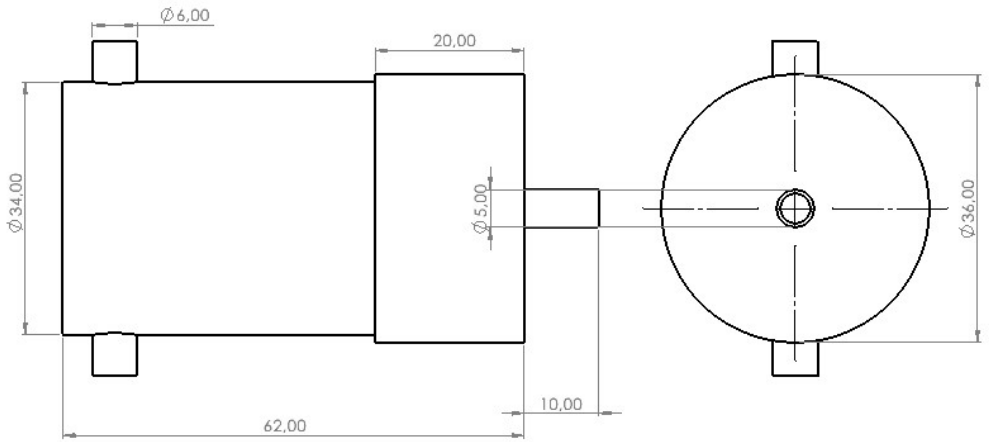
Paraşüt Bölümleri 3 Boyutlu Görünümü (CAD)



Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Kurtarma Sisteminin Tasarımı ve Üretimi

‘EK-9_Sıcak_Gaz_Üreteci’ dokümanın yayınlanmasıyla birlikte barut haznesi tasarımımızda değişime gidilmiştir. Doküman içerisinde verilen değerler göz önüne alınarak M4‘ lük mercimek başlı vidaya sabitlenmesi yapılacak şekilde yarışma isterlerine uygun bir piroteknik kapsül tasarımı oluşturulmuştur. Oluşturulan kapsüle aviyonik sistem içerisinden çekilen eyleyici kablolar bağlanarak uçuş kontrol bilgisayarlarının kurtarma sistemini tetiklemesi öngörülmüştür. Prototip olarak testleri gerçekleştirebilmek amacıyla uygun ölçülerde bir hazne üretimi yapılacaktır. Yarışma alanına gidildiğinde yarışma heyetinin teslim ettiği hazne uygun bölgeye monte edilecektir.



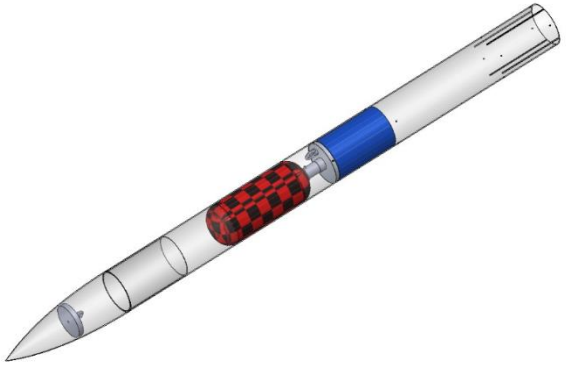
Bulkhead Teknik Resim

Bulkhead CAD Görüntüsü

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Kurtarma Stratejisi ve Aşamaları

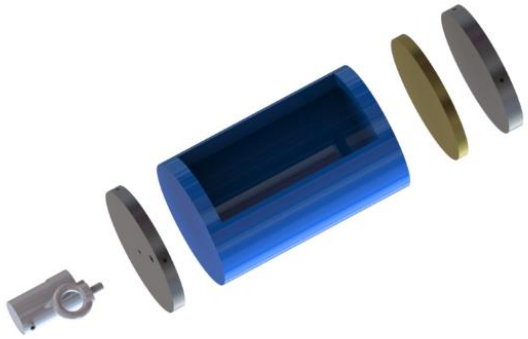
-Roketin aktifleştirmesi yapıldığı andan itibaren iki uçuş bilgisayarından (ticari ve özgün) ve faydalı yük bilgisayarından yer istasyonuna hız , enlem , boylam ve yükseklik verileri gönderilecektir. Apogee noktası ayrılması ile faydalı yük kendi paraşütü aracılığıyla roketten bağımsız olarak kurtarılacaktır. Roket ise yine apogee noktasında açılan paraşüt ile kurtarılacaktır.



Kurtarma Sistemi Roket İçi Görünüm

Paraşüt Açma Sistemi

- Ayrılma sistemi, aviyonik kasanın burun tarafındaki bulkhead içinde yer alan barut haznesi ile yapılması öngörülmüştür. Yapılan hesaplamalara göre barut haznesi 40 cm^3 olarak tasarlanması yeterli görünmüştür. Roket rampaya koyulduktan sonra dışarıdan aktifleştirme yapılacaktır. Basınç sensöründen aldığımız filtre uygulanarak güvenilirliği arttırılmış veriler ile algoritmada bir kilit mekanizması oluşturulacaktır. Bu mekanizmanın kullanım amacı istenmeyen kurtarma sistemi aktifleştirmesinin önüne geçmektir. Bu ister sağlandıktan sonra roketin apogee noktasına ulaşıp ulaşmadığını ivme verisi aracıyla kontrol edilecektir. Ayrıca kendi özgün tasarımımız olan ikinci uçuş bilgisayarı ile bu sistem yedeklenecektir. Apogee noktası tespit edildikten sonra iki uçuş bilgisayarından da birbirinden bağımsız eyleyiciler aracılığıyla paraşüt açma sistemi aktifleştirilecektir.



Aviyonik ve Paraşüt Açma Sistemi Görseli

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Alt Sistem	Teknik özellikler	Kullanım Sebebi	Kullanım Yeri
Fırdöndü	120 g ağırlığında ve 36kN mukavemetindedir.	Paraşüt açıldıktan sonra iplerin birbirlerine dolanmasını engeller.	Paraşüt ipleri ve şok kordonu arasında bulunur.
Şok kordonu	80 g/m ve 35 kN mukavemetindedir.	Hacim ve ağırlığının düşük, mukavemetinin yüksek olması.	Burun konisi bulkheadi ile motor gövdesi aviyonik üst bulkheadi arasındaki mapalara bağlıdır.
Hızlı bağlantı	180g ağırlığında ve 35kN mukavemetindedir.	Paraşüt ipleri ve şok kordonunun kolay entegrasyonunu sağlar.	Şok kordonu ve paraşüt ipleri arasında bulunur.
Paraşüt kumaşı	Ripstop nylon	Dayanıklı ve hafif bir kumaş olması.	Paraşüt açma sisteminin üzerinde bulunur.
Mapa	60g ağırlığında ve 15kN mukavemetindedir.	Bulkheadlere sabitlenerek kullanılır.	Bulkheadler üzerinde bulunur.
Paraşüt İpleri	4mm paracord ipleri	Hafif ve az hacim kaplayan yüksek mukavemetli ipler olmaları.	Katlanmış paraşüt kumaşına sarılı bir vaziyette bulunur.

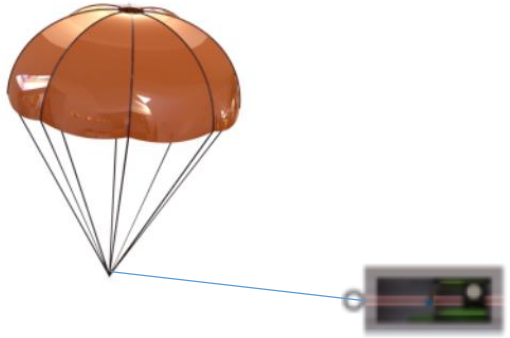
Paraşüt Açma Sistemi Detay Tablosu

-Bulkhead üzerinde konumlandırılan kurtarma sisteminin yani barut haznelerinin boyları yaklaşık 5-6 cm kadardır.

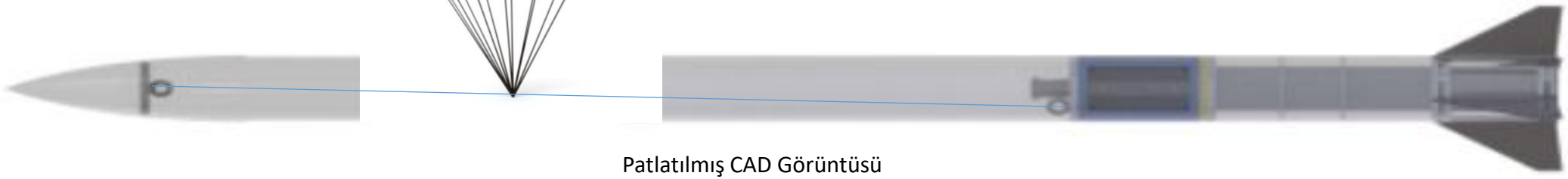
Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Kurtarmanın Aşamaları ve Paraşütün Ayrılması

Roket hedeflenen irtifaya ulaştıktan sonra apogee noktasını tespit edilmesiyle aviyonik sistemden gelen eyleyici sinyal barut haznesine ulaşacak ve barutu ateşleyecektir. Barutun ateşlenmesiyle oluşan itki ile paraşüt açma sistemi aktif hale getirilecektir. Bununla birlikte burun kısmı açılacak ve roketten bağımsız bir şekilde görev yükü kendi paraşütüyle birlikte belirlenen düşüş hızı ile iniş yapacaktır. Bununla birlikte roketin ana paraşütü açılacak ve düşüş hızı yavaşlatılacaktır. Düşüş hızı yavaşlatılan roketin ve bütün alt parçaların kurtarımı yer istasyonuna gelen konum verileri kullanılarak gerçekleştirilecektir. Roket ve bütün alt parçalar tekrar kullanılabilir olarak yarışma heyetine teslim edilecektir.



Faydalı Yükün Ayrılma Görüntüsü



Patlatılmış CAD Görüntüsü

Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

Ayrılma	Basınçlandırılacak hacim çapı (mm)	Basınçlandırılacak hacim (m^3)	Ulaşılmak istenen basınç (Bar)
1. Ayrılma	125 mm	0.011412 m^3	0.9653 bar

Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimler Tablosu

Karabarut hesabının için kullanılan denklem aşağıdaki gibidir:

$$Black\ Powder\ (grams):\ N = \frac{Pressure * Volume}{266\ {}^{in\ lbf}/_{lbm} * 3307°R}\left(\frac{454\ grams}{1\ lbf}\right)$$

-Karabarut miktarını belirlemek için yukardaki denklemin yanı sıra karabarut hesaplayıcı programlarından da yardım alınmıştır. Bu hesaplamalar sonucu yaklaşık olarak beş (5) gram baruta ihtiyaç duyulmuştur. Bu değer test aşamalarından sonra kesinleşecektir.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Paraşüt	Renk	Çap	Kubbe Deliği Çapı(Rx%10)	Kapalı Halde Çap	Kapalı Halde Uzunluk	Düşüş Hızı	Kütle	Dilim Sayısı
Ana Paraşüt	Kırmızı	2500 mm	250 mm	110 mm	320 mm	6.99 m/s	874g	14
Faydalı Yük Paraşütü	Turuncu	1500 mm	150 mm	90 mm	160 mm	7.58 m/s	246 g	8

Paraşüt Bilgileri Tablosu

-Kurtarılacak olan roket sistemi içerisinde yükseklik ölçümü amacıyla BMP280, roket anlık konumlandırması için BNO055, Enlem boylam verileri ve konum tespiti için L86 GPS modülü, yer istasyonuyla haberleşmenin sağlanabilmesi amacıyla lora modülü kullanılması öngörülmüştür.

-Kurtarılacak ikinci sistem olan görev yükü elektronik kartı üzerinde enlem, boylam ve konum verilerinin elde edilmesi amacıyla L86 GPS modülü ve bu verilerin yer istasyonuna ulaştırılması amacıyla RF modülü olarak LORA kullanılması öngörülmüştür.

-Tüm kurtarma süreçleri bu sistemlerden gelen verilerle gerçekleştirilecek ve her iki sistem de tekrar kullanılabilir olarak yarışma komitesine kurtarım sonrasında sunulacaktır.

Hacim Bilgisi

-Gökyüzünde daha rahat anlaşılabilmesi ve görülebilmesi için ana paraşütün rengi kırmızı, faydalı yük paraşütünün rengi turuncu seçilmiştir. Ana paraşütün kapalı halde boyu üç yüz yirmi (320) milimetreyken faydalı yük paraşütünün kapalı halde boyu yüz altmış (160) milimetredir.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Roketin Düşüş Hızı Hesaplamalar

Roketin paraşüt açıldıktan sonra düşüş hızı bulunması için sürüklenme kuvveti denklemi ve net kuvvet denkleminden faydalanılmıştır. Bu iki denklemin eşitlenmesi ve gerekli düzenlemeler ile birlikte hız hesaplamaları aşağıda gösterildiği gibi yapılmıştır.

$$\frac{1}{2} \times \rho \times C_d \times v^2 \times \pi \times r^2 = m \times g$$

$$v = \sqrt{\frac{2 \times m \times g}{\rho \times C_d \times \pi \times r^2}}$$

v= düşme hızı

ρ= hava yoğunluğu (1.225 Kg/m^3)

C_d= sürüklenme katsayısı (0.8)

$\pi \times r^2$ = dairesel alan

m= kütle , g= yer çekimi ivmesi

Ana Paraşüt Düşüş Hızı Hesaplaması

$$v = \sqrt{\frac{2 \times 11.988 \times 9.81}{1.225 \times 0.8 \times \pi \times 1.25^2}} = 6.995 \text{ m/s}$$

-Rokete ve parçalarına herhangi bir zarar gelmemesi için yere düşüş hızı 9 m/s'nin altında bir hız değerine sahiptir.

Faydalı Yük Paraşüt Düşüş Hızı Hesaplaması

$$v = \sqrt{\frac{2 \times 4.426 \times 9.81}{1.225 \times 0.8 \times \pi \times 0.7^2}} = 7.586 \text{ m/s}$$

-Faydalı yüke herhangi bir zarar gelmemesi için yere düşüş hızı 9 m/s'nin altında bir hız değerine sahiptir.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Paraşüt Tasarımı

Tasarım araştırmaları sonucu istenilen sürüklenme katsayısına sahip olan ve stabil düşüş sağlayan yarım dairesel (hemispherical) paraşüt tasarımına karar verilmiştir. Bunun ayrıca sebepleri ise anlaşılır ve kolay bir üretim süreci olmasıdır. Paraşüte yarım daire şeklini verebilmek için öncelikle dış bükey üçgen şeklinde parçalar kesilmektedir. Bunlar ana paraşüt için on dört (14) parça, payload için sekiz (8) parça olarak kararlaştırılmıştır yani paraşütün dilim sayısı belirlenmiştir. Kesilen parçalar birbirlerine dikilirken paracord ipleri bu dikim noktalarına- ana paraşüt için yaklaşık 30-40 cm içeri, payload paraşütü için 10-15 cm- dikilecektir. Dilimler kesilirken kubbe deliği ölçüsü çapın %10 u kadar belirlenmiştir. Paraşüt iplerinin boyları ise paraşüt çapının minimum bir buçuk (1,5) katı olacak şekilde esas alınmıştır.

Faydalı Yük Paraşüt Görseli

Ana Paraşüt Görseli

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşayacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı	Düşüş Hızı (m/s)
Birincil Paraşüt	4.908 m^2	11.998 kg	0.8	6.99 m/s
Görev Yükü Paraşütü	1.767 m^2	4.426 kg	0.8	7.58 m/s

Paraşütler Detay Tablosu

Bilgilendirme 1: Düşüş hızı hesaplaması yandaki denklem yardımıyla bulunmuştur.

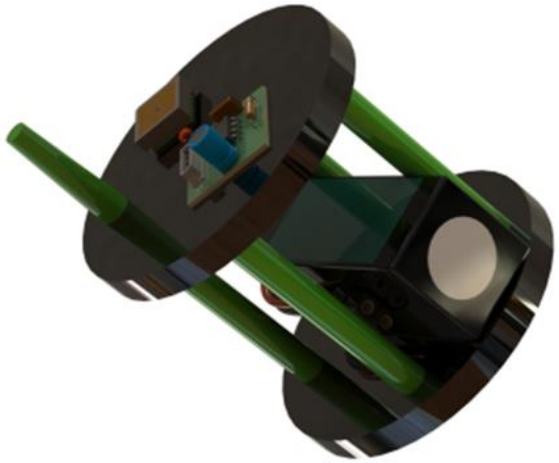
$$\frac{1}{2} \times \rho \times C_d \times v^2 \times \pi \times r^2 = m \times g$$

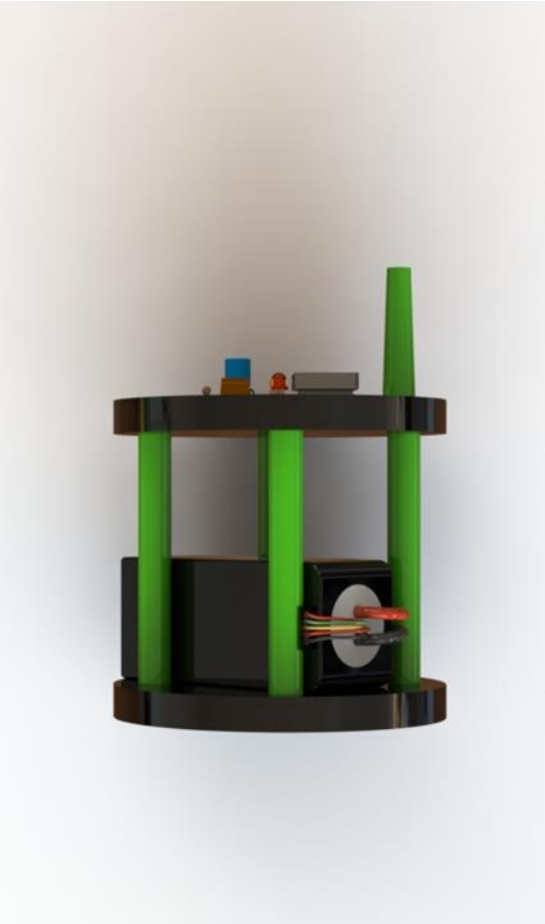
$$v = \sqrt{\frac{2 \times m \times g}{\rho \times C_d \times \pi \times r^2}}$$

Bilgilendirme 2: Paraşüte etki edecek olan net kütle şöyle bulunmuştur: Yakıt kütlesi, faydalı yük kütlesi ve faydalı yük paraşütü kütlesi toplanıp genel kütleden çıkarılmıştır.

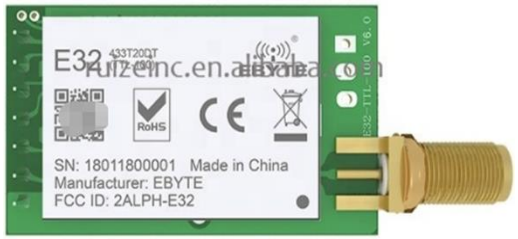
Görev Yükü

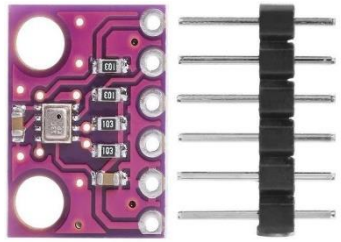
- Görev yükünün roketten ayrılması için kara barut kullanılacaktır.
- Görev yükü roketten tepe noktası ile ana paraşüt açılma zaman aralığında ayrılacaktır.
- Roketin burun kısmından ayrılmasının ardından görev yükü dışarı çıkar ve paraşüt yardımı ile sürüklenerek güvenli bir şekilde yere iniş yapar.
- Roketten ayrılan görev yükü paraşüt ile azami 9m/s, asgari 5m/s hızları aralığında 7.5869 m/s hızında yere indirilecektir.
- Görev yükünün ağırlığı KTR aşamasında 4100 gram olarak belirlenmiştir.
- Görev yükünün konum, hız , basınç, sıcaklık ve nem sensörlerinden aldığı verilerinin yer istasyonuna anlık olarak iletilecektir.





Görev Yükü





- Görev yükü üzerinde bulunan aviyonik sistem içerisindeki Quectel L86 GNSS modülü aracılığı ile konum verileri yer istasyonuna anlık olarak iletilecektir. Görev yükü içerisinde bulunan PCB kartın üzerinde sırası ile haberleşme modülü için Lora E32-868T20D , ivme verilerini almak için BNO055 modülü, basınç verilerini almak için BMP280 sensörü kullanılacaktır. Aynı zamanda denetleyici olarak Arduino Nano, pil olarak ise PX605080 3000 mAh Li-Polymer pil kullanılacaktır.
- Yer istasyonunda görev yükü alıcısı olarak 840/900MHz 9dBi kazançlı Yagi N-type anten kullanılacaktır.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Paraşüt Açma Sistemi Testi

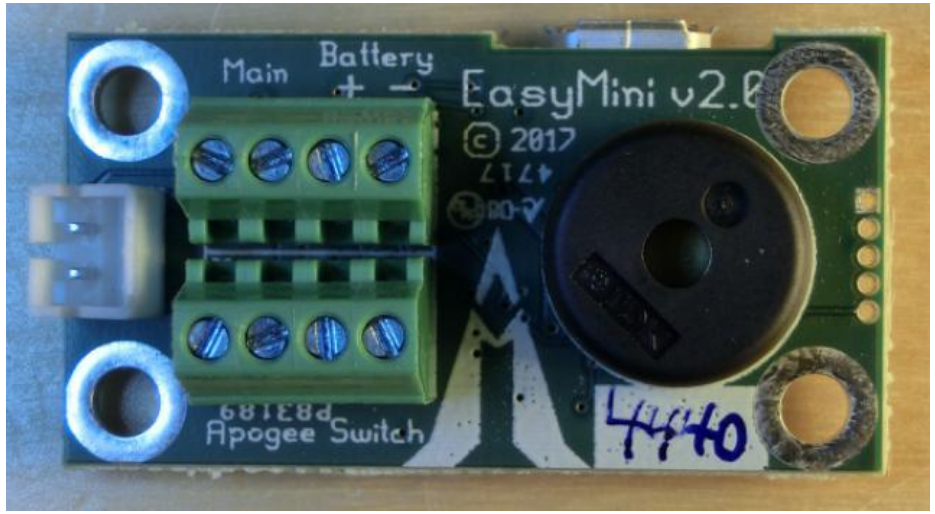
-‘EK-9_Sıcak_Gaz_Üreteci’ dokümanına uygun bir şekilde üretilmiş olan prototip barut haznesinin içi test amaçlı kara barut ile doldurulacak ve eyleyici kullanılarak infilak ettirilecektir. Oluşan etki ile prototip olarak oluşturduğumuz burun konisi ayrılacak ve içerisinden paraşüt çıkacaktır. Paraşüte zarar gelmemesi amacıyla yanmaz kumaş kullanılacaktır. Test sonucunda paraşüte hiçbir zarar gelmediği doğrulanacaktır.

Paraşüt Fonksiyonellik Testi

-Görev yükünün ölçülerine uygun olacak şekilde kesimi ve dikimi ekibimizce yapılmış olan paraşüt ucuna dört (4) kilogram ağırlığında bir yük bağlanarak Artvin Fen Lisesi binasının üst kısmından atılacaktır. Bu test ile birlikte paraşüt kumaşının, paraşüt iplerinin ve paraşüt üretim yönteminin yarışma isterlerini karşılayacağı doğrulanacaktır.

Testlerin Yapıldığı Alanın Görseli

Aviyonik – Özet



EasyMini Uçuş Bilgisayarı

Ticari sistem olarak “EasyMini uçuş bilgisayarı”nı tercih ettik. EasyMini uçuş bilgisayarı içinde bulundurduğu barometre yardımıyla irtifa ölçümü yapacak ve haberleşme bilgisayarı özelliği taşımayacaktır.
Ticari sistemin kurtarma tetikleyici parametresi: Basınç

- ✓ İki aviyonik bilgisayar arasında hiçbir bağlantı bulunmamaktadır.

Özgün sistemimizin mikro denetleyicisi olarak Arduino Nano’yu tercih ettik. Ayrıca haberleşme bilgisayarı işlevinde bulunan sistemimizin kart tasarımı KiCAD yazılımı üzerinden yapılmıştır. Özgün sistem bütün kurtarma sistemi gereksinimlerini karşılayabilecek biçimde tasarlanmıştır. Aktifleştirilmesi gövde üzerinden mekanik anahtarlama ile dışarıdan yapılacaktır.
Özgün sistemin kurtarma tetikleyici parametresi: Basınç-Gyro

Özgün sistemde kullanılacak modüller:

Komponent	Ürün adı
İşlemci	Arduino Nano
GPS modülü	L86-M33
LORA modülü	E32-900T20D
Barometre	BMP280
Jiroskop	BNO055

Özgün Sistemde Kullanılan Modüller Tablosu

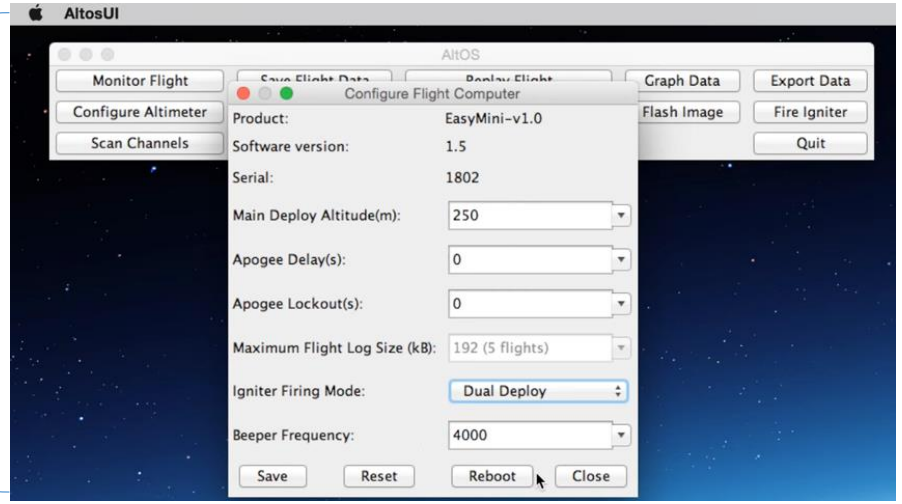
Aviyonik – Özet

Özgün Sistem ve Ticari Sistem Arasındaki Benzerlikler	Farklılıklar
•İki sistem de basınç sensörü üzerinden irtifa ölçümü yapmaktadır. •İki sistem de roketin bütün kurtarma gereksinimlerini karşılayabilecek özelliktedir. •İki sistem arasında kablolu/kablosuz hiçbir bağlantı bulunmamaktadır. •Her iki sistem de gövdeden aktifleştirilecektir. •Her iki sistem de lityum polimer(LiPo) batarya ile beslenecektir.(Lipo safe bag kullanılarak güvenliği sağlanacaktır.) •Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmalıdır.	•Ticari sistemin işlemcisi STM32 tabanlı iken özgün sistemin işlemcisi Arduino Nano'dur. •Ticari sistemde kurtarma sistemi tetikleyicisi parametresinde kullanılan veri basınç verisiyken özgün sistemde kullanılan veri gyro verisidir. •Özgün sistem haberleşme bilgisayarı özelliği taşımaktadır. Ticari sistemde bu özellik bulunmamakta. •İki sistem birbirinden bağımsız mekanik anahtarlar ile ayrı ayrı aktifleştirilecektir.

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

Ticari uçuş bilgisayarımız dual-deploy EasyMini'dir. ÖTR raporunda Telemetrum tercih etmemize rağmen şu anda piyasada bulunmadığından EasyMini'yi tercih ettik.

- ✓ Batarya gerilimi: 3.7 volt ile 10 volt arası
- ✓ Mikrodenetleyici: STM32F042
- ✓ Basınç sensörü: 24 bit ΔΣ ADC ile MS5607 basınç sensörü



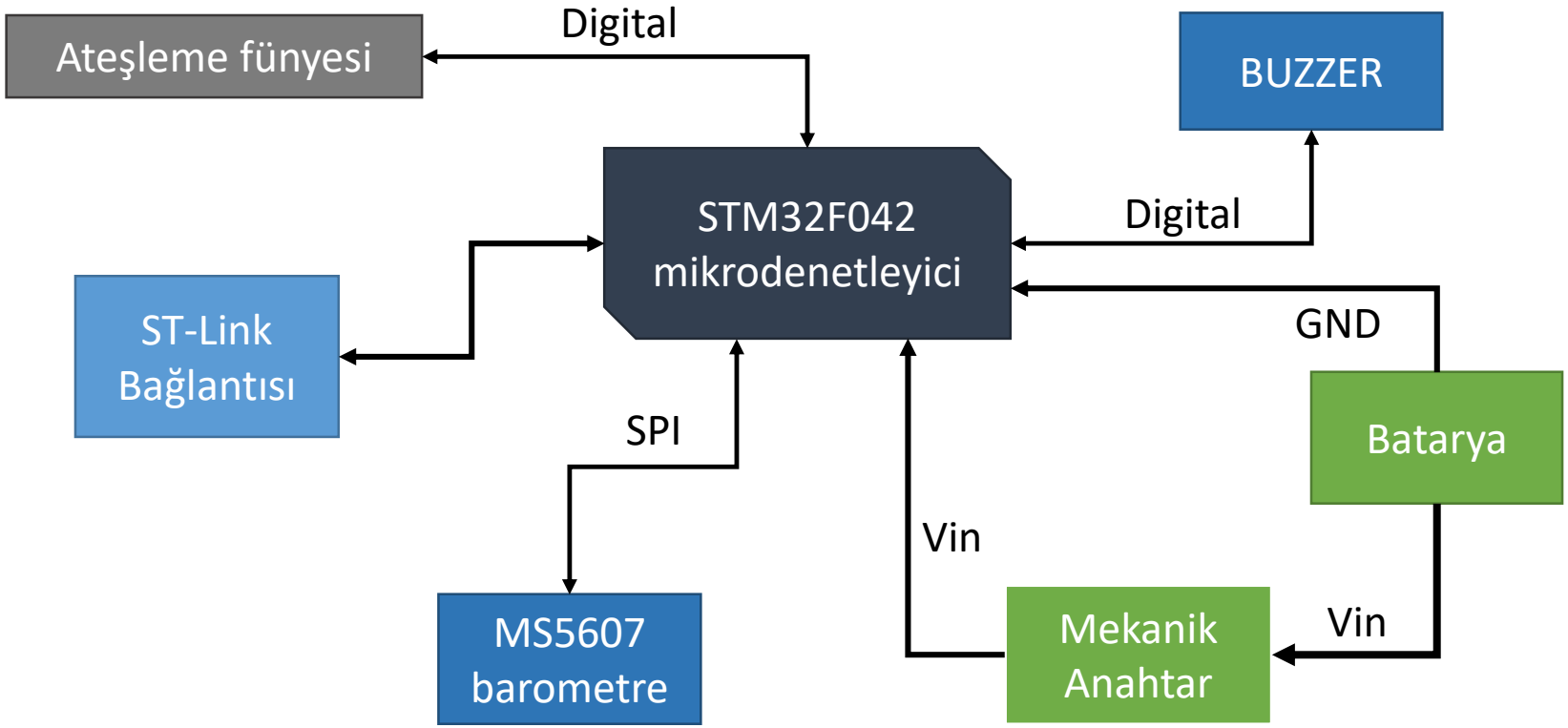
AltOS yer istasyonu yazılım arayüzü

<u>EasyMini Özellikleri ve Kullanım Detaylar</u>

Basınç sensörü yüz bin fite kadar çalışabilir. Ayrıca sistem basıncı ölçebilmesi için aviyonik kutusunun boyutlarına göre kutuda delikler açılacaktır. Sistem aviyonik kutusuna vidalandıktan sonra bir adet 200 mAh pil bağlanacaktır. Roketin kasasının aviyoniğe açılan tarafı delikli yapıda olacak, bu sayede barometre daha sağlıklı ölçümler yapabilecek. Ticari sistemin mikrodenetleyicisi olan STM32F042'nin programlanması için temin ettiğimiz st-link cihazını programlama sürecinde kullanacağız. EasyMini uçuş bilgisayarını pazarlayan AltusMetrum oluşumunun WEB sitesinde bulunan AltOS yazılımı üzerinden öncelikle ram kullanım ayarı yapılacak ve yazılım arayüzünden main ateşleme yüksekliği 500 metreye alınacaktır. Main ateşlemesi tek main ateşleme olarak değiştirilecektir. Buzzer frekansı ayarı default bırakılacak, Apogee gecikmesi kullanılmayacak.

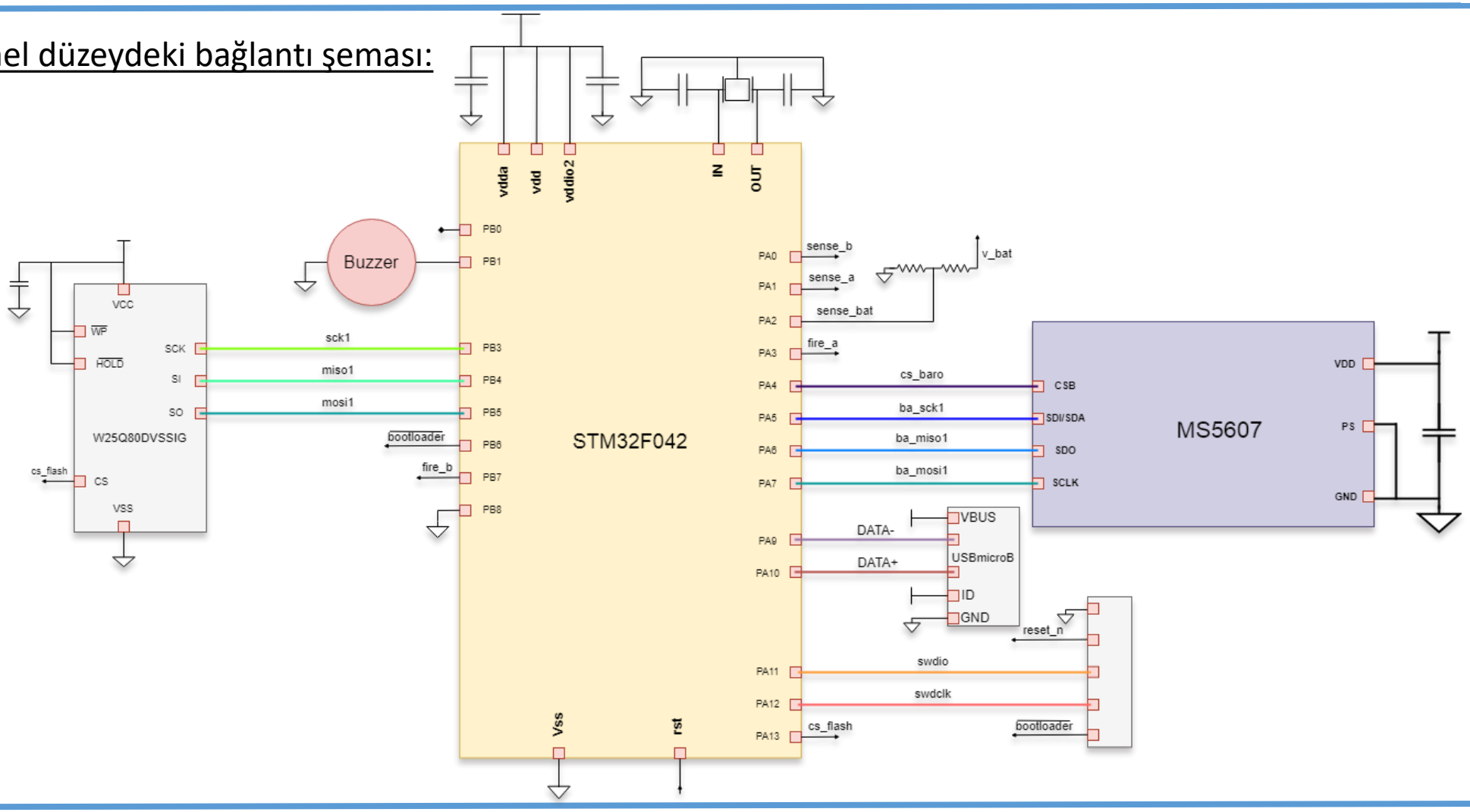
Aviyonik – 1.Sistem Detay/2 (Ticari Sistem)

Ticari Sistem Blok Diyagramı:



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

Ticari sistemin temel düzeydeki bağlantı şeması:



Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	Arduino Nano		
1. Sensör	BMP 280 Basınç Sensörü	Evet	İrtifa verisinin elde edilmesi amacıyla kullanılmaktadır. Ayrılma sistemi tetikleyici parametrelerinde rol oynamaktadır
2. Sensör	BNO055 Jiroskop	Evet	Gyro verinin elde edilmesi amacıyla kullanılmaktadır. Apogee noktası tespitinde rol oynamaktadır.
3. Sensör	Buzzer	Evet	Roket yere iniş yaptıktan sonra kurtarma işlemini kolaylaştırmak için sesli destek sunacaktır.
4. Sensör	Micro SD kart	Hayır	Elde edilen verilerin kayıt edilmesi amacıyla kullanılmaktadır.

Temel Devre Elemanları ve İşlevleri Tablosu-1

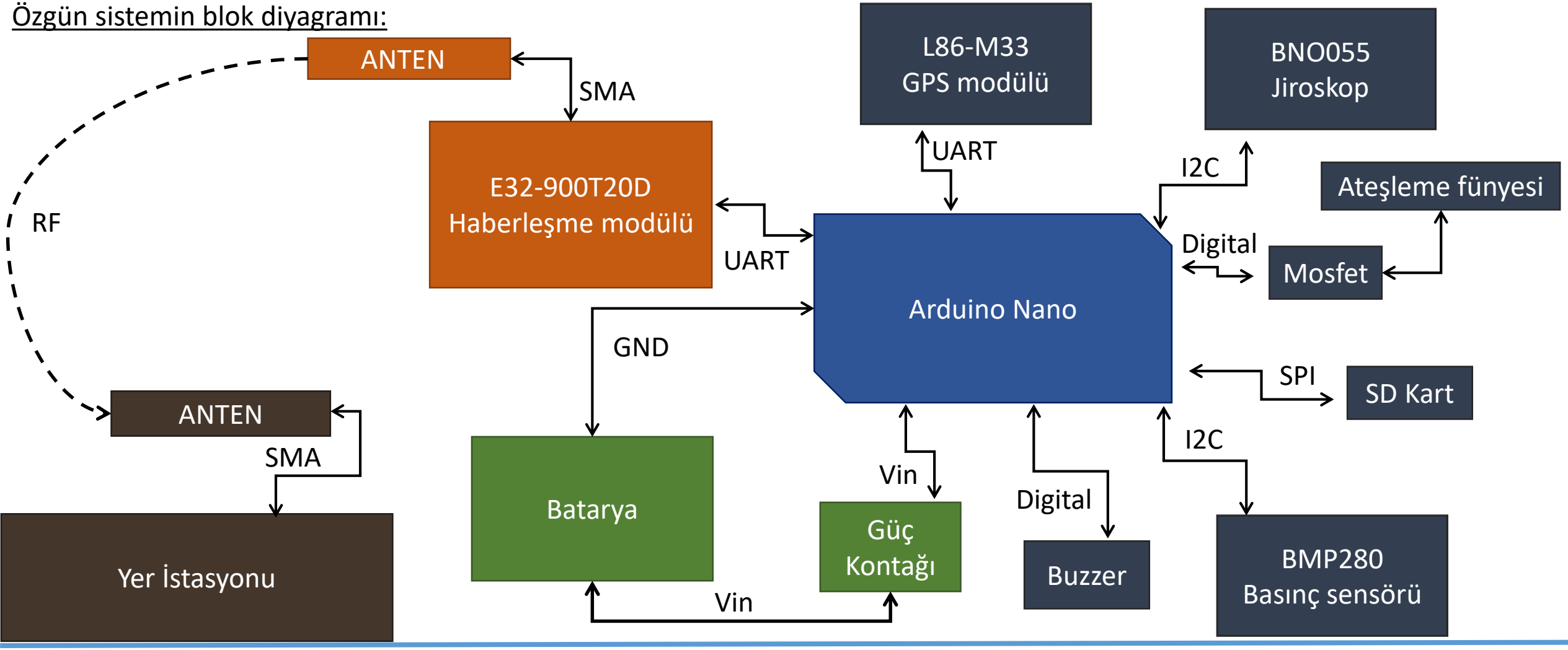
Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
GPS Modülü	L86-M33/L86NR01A05S	Evet	Roketin kalkışından inişine kadar olan süreçte yer istasyonuna anlık olarak konum bilgisi gönderecek ve inişten sonra roketin bulunmasını sağlayacaktır
Haberleşme Modülü	E32-900T20D	Evet	Sensörlerden gelen verileri yer istasyonundan anlık olarak görmek için kullanılacaktır
RF anten	BT-UCG-401-1	Evet	Haberleşme modülü ile yer istasyonu arasındaki iletişim menzilinin artmasını sağlayacaktır

Temel Devre Elemanları ve İşlevleri Tablosu-2

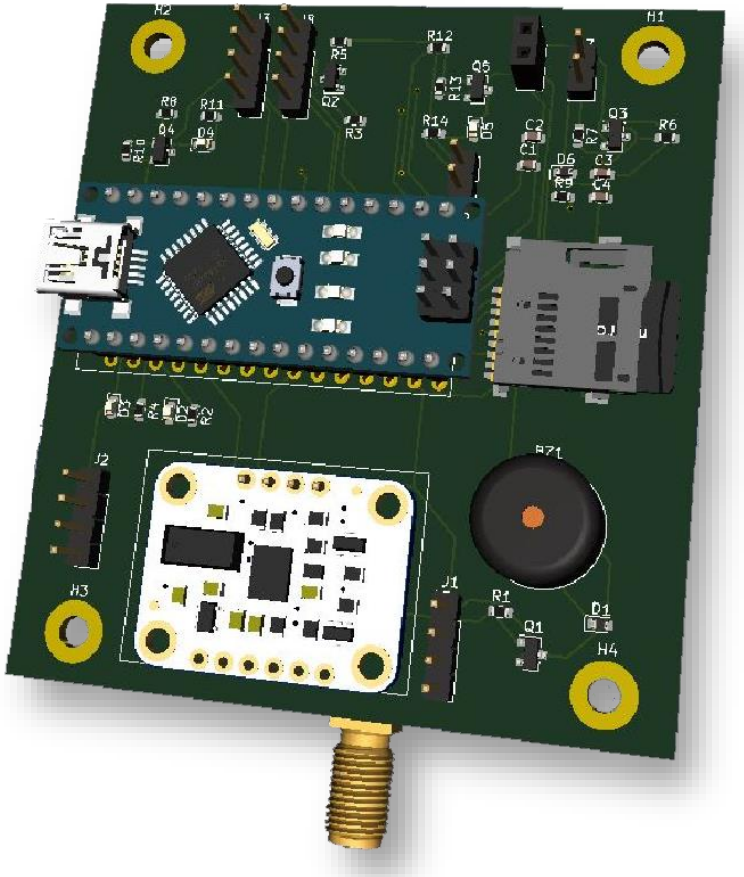
Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

Özgün sistemin blok diyagramı:



Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

2.Uçuş Kontrol Bilgisayarı 3 Boyutlu Kart Tasarımı



Yandaki fotoğrafta özgün sistemin detaylı bir 3B fotoğrafını görüyoruz.

Özgün Sistem Kart Üretim Detayları

Uçuş bilgisayarı kartını önce Prototip olarak breadboard kullanarak kurduk. Kesinleşen sistemimizi KiCad programı üzerinden tasarladık.Tasarımı tamamlanan özgün sistemi yurt dışından sipariş verdik. KTR aşamasından sonra elimize ulaşacak olan özgün sistem uçuş kontrol kartının bütün dizgi işlemleri ekibimiz tarafından yapılacaktır.
Gerekli bütün dizgi işlemleri tamamlanan özgün sistem kontrol kartının üzerinde bulunan bileşenlerin çalıştığını ve doğru veri verdiğini kontrol etmek amacıyla Kart fonksiyonellik testleri yapılacaktır. Yapılacak testlerin sonuçları AHR içerisinde sunulacaktır.

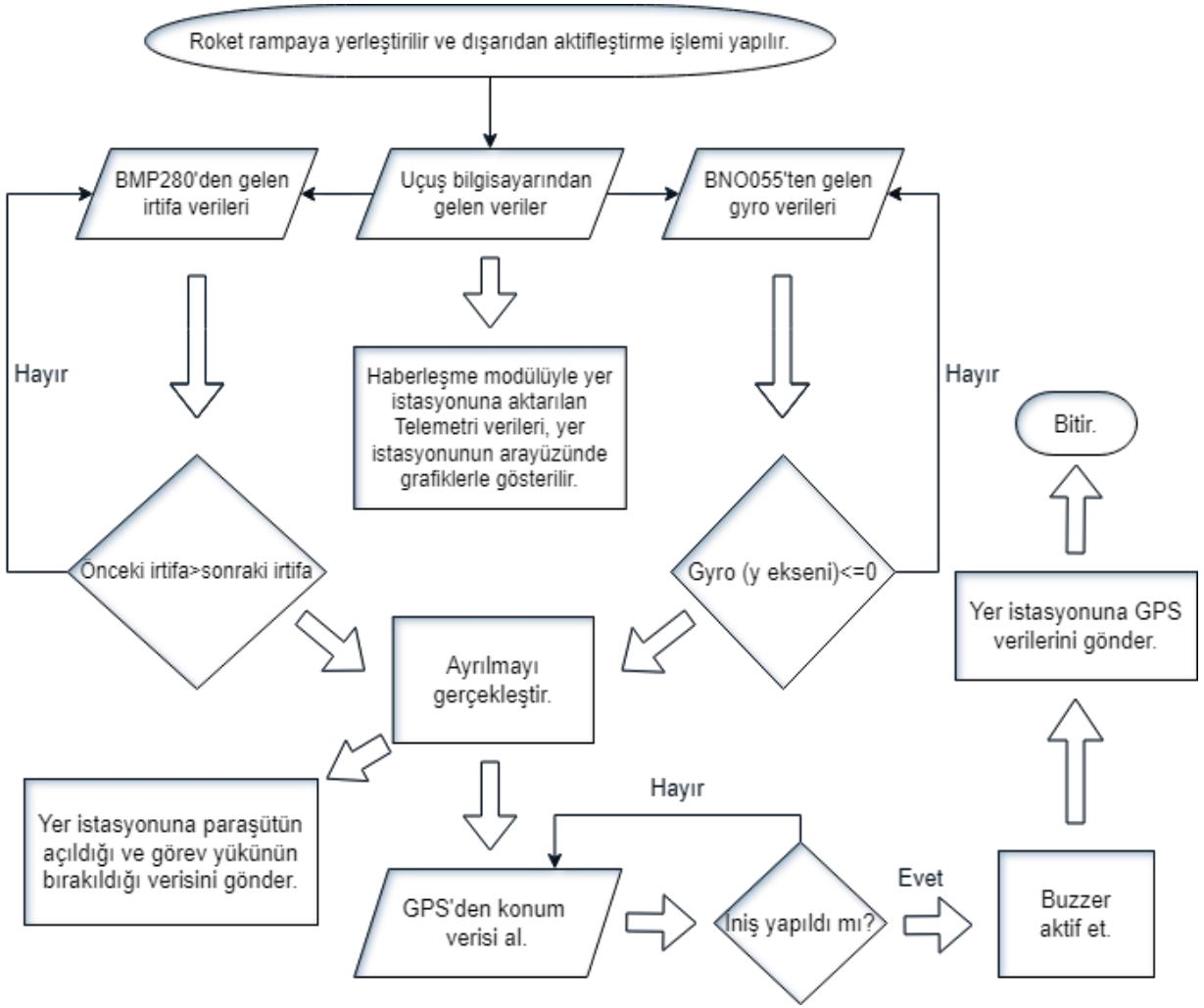
Tasarlanan kart üzerinde Arduino Nano işlemci ve BMP280,BNO055, L86-M33, E32-900T20D, Buzzer ve Micro SD kart bileşenleri bulunmaktadır.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

Özgün Sistemin Algoritması ve Temel Çalışma Mantığı:

Mekanik anahtarla roket gövdesinden uçuş bilgisayarı aktifleştirilecektir. Roket kalkışa geçtiğinde hatalı bir kurtarma sistemi aktifleşmesinin önüne geçmek amacıyla BMP280'den gelen basınç verileri, kurtarma sistemi algoritmasında kilit mekanizması görevi görecektir. Bu sayede istenmeyen bir aktifleşmenin önüne geçilmiş olacaktır. Barometre yardımıyla tespit edilen irtifa verisi, 500 ila 2000 metre arasına geldiğinde BNO055'den gelen kalman filtresiyle filtrelenmiş gyro verilerine bakılacaktır. Jiroskoptan elde edilen gyro verileriyle apogee tespiti yapılacak ve kurtarma sistemi tetiklenecektir. Kurtarma sistemi aktifleşmesiyle görev yükü roketten bağımsız olarak kendi paraşütü ile bırakılacak ve roketin ana paraşütü açılacaktır. Paraşüt ile düşüş hızı yavaşlatılan roketten gelen GPS konum bilgisi kullanılarak roketin yere iniş yaptığı anlaşılınca Buzzer ötmeye başlayacak ve uçuş tamamlanmış olacaktır. Süreç boyunca GPS modülünden gelen konum verisiyle beraber diğer sensörlerden gelen veriler haberleşme modülü üzerinden yer istasyonuna gönderilecek ve yer istasyonunda anlık olarak modellenecektir.

Kurtarma Sistemi Algoritması Akış Şeması:



Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

Özgün sistemde kullanılacak olan kurtarma sistemi parametreleri ve kullanım nedenleri:

1) Basınç verisi: Roketin rampadan kalkış anında maruz kaldığı aşırı ivmeden dolayı kurtarma sisteminde istenmeyen bir aktifleşmenin önüne geçmek amacıyla basınç verisi ile algoritma içerisinde bir aralık oluşturulmuştur. Bu aralık sayesinde BMP280 sensöründen ölçülen irtifa verisi yalnızca 500-2000 metre arasındaysa kurtarma sistemini aktifleştirmesi amacıyla gyro verilerine bakılacaktır. Bu şekilde hatalı bir aktifleştirmenin önüne geçilecektir. En doğru ölçümler için basınç verilerine kalman filtresi uygulanmıştır.

2) Gyro verisi: BNO055 IMU modülü üzerinde bulunarak okunan gyro verileri ile apogee noktası tespit edilecek ve kurtarma sistemi tetiklenecektir. Hatalı bir ölçümün önüne geçmek amacıyla gyro verilerine kalman filtresi kullanılması uygun görülmüştür ve algoritma testleri yaparak doğrulanmıştır.

Kalman Filtresi Detayı:

Kalman Filtresi sistemin durumu hakkında optimize edilmiş bir tahmin sağlayan algoritmadır. Algoritma, gürültülü sensör verilerini kullanarak hatayı en aza indirecek biçimde filtreleme yapıp sistemin fiziksel özelliklerinin modellenmesi ile gelecek durumu matematiksel olarak tahmin eder.

Sensör verileri iki farklı P, I, D değerlerine sahip iki farklı veri filtreleme sisteminden geçmektedir. Birinci filtreleme sensörde meydana gelen küçük ölçekli dalgalanmaları sönümlemek için kullanılacaktır. İkinci filtreleme ise okunan değerlerde meydana gelen büyük ölçekli ani hataların giderilmesi için kullanılacaktır. Bu sayede burnout'ta oluşabilecek anlık büyük değişimler dahil büyük ölçekli hatalar sönümlenecek ve paraşüt sistemlerinin hatalı bir işlem yapılarak açılmasının önüne geçilecektir.

Aviyonik – İletişim

Telemetri verileri roket yer istasyonu ve HYİ ile kesintisiz bir biçimde anlık olarak paylaşılacaktır. HYİ'ye anlık olarak iletilmesi gereken zorunlu veri "USB-TTL" aracılığı ile iletilecektir. Telemetri verileri tercih etmiş olduğumuz haberleşme modülü olan "Lora E32-900T20D" sayesinde yer istasyonuna aktarılacaktır. Harici antensiz 3000 metre menzili olan Lora haberleşme modülünün aktarım gücü 20 dBm'dir. Lora haberleşme modülü istenilen uçuş profilini karşılaması sebebiyle tercih edilmiştir. Haberleşme modülünden gelen veriler yer istasyonunda tercih etmiş olduğumuz mikro denetleyici olan "Arduino Nano" sayesinde depolanacaktır. Yer istasyonunda kullanmayı tercih ettiğimiz anten olan "868 Mhz 9 dBi Yagi Anten", 840-900 Mhz frekans bandı aralığında 868 Mhz'de kullanılacaktır. Yer istasyonu ile anten arasında ise verici kaybının 5,8 dBm gibi düşük bir değerde olması sebebiyle "CLF200 Koaksiyel" anten kablosu kullanılacaktır.

Yer istasyonunun ara yüzünün ön arayüzü QML, arka arayüzü ise C++ ile Qt arayüz programı üzerinden yazılmıştır. Yer istasyonunda 7 farklı veri kesintisiz olarak takip edilebilecektir. Hız ve yükseklik verileri BMP280 basınç sensörü, enlem ve boylam verileri Quectel L86-M33 GPS modülü ve ivme verileri ise BNO055 IMU sensörü sayesinde yer istasyonuna aktarılacaktır. Yer istasyonuna 868 Mhz frekans bandında aktarılacak olan veri formatı aşağıdaki gibidir.

"GYRO-X"<<"GYRO-Y"<<" GYRO-Z "<<"HIZ"<<"ENLEM"<<"BOYLAM"<<"YUKSEKLIK"

<u>Link Bütçesi Hesaplama Formülü:</u>

$$P_{OUT} = P_{\text{İletim gücü}} + G_{Verici} - L_{Verici} - L_{Serbest\ uzay} - L_{Atmosferik} + G_{Alıcı} - L_{Alıcı}$$

$$P_{OUT} = 20(dBm) - 6(dBm) + 3(dBi) + 3(dBi) - 5{,}8(dBm) - 105{,}19(dBm) + 9(dBi) - 2(dBi) = -83{,}99(dBm)$$

Aviyonik Prototip Testi

Test Takvimi

Testin Adı	Testin Tarihi
Özgün Sistem Algoritma Testi	05.05.2022- 11.05.2022
Özgün Sistem İletişim Testi	05.05.2022- 11.05.2022
Özgün Sistem Kart Fonksiyonellik Testi	15.05.2022- 25.05.2022
Ticari Sistem Algoritma Testi	20.05.2022- 30.05.2022
Ticari Sistem Kart Fonksiyonellik Testi	20.05.2022- 30.05.2022

Test Takvimi Tablosu

Her iki aviyonik sistem için istenen prototip düzeydeki testler 30 Mayıs tarihine kadar 2. yansıdaki tabloda belirtilen mekanlarda ve belirtilen yöntemlerle gerçekleştirilecektir.

Aviyonik Prototip Testi

Test Adı	Testin Yapıldığı Yer	Test Yöntemi ve Test Düzeneği	Testten Elde Edilen Veriler ve Verilerin Yorumlanması
Algoritma Testi	Artvin Fen Lisesi Teknoloji Atölyesi	Test için oluşturmuş olduğumuz prototip sistemimizi bir saydam kap içerisine koyacağız. Bu kabın havasını vakumlayarak irtifa artışını simüle edeceğiz. İrtifa değeri istenilen seviyeye ulaştığında sistemi yan çevirerek apogee noktasındaki konumuna getireceğiz. Bunun sonucunda kurtarma sistemi tetiklenmesini temsil etmesi amacıyla bir led yakılarak algoritmanın uygunluğunu doğrulayacağız	Test sonucunda elde edilen kurtarma sistemi tetikleyici parametrelerinin sistemimize uygun olduğunu ve filtre yönteminin doğruluğu kanıtlanacaktır.
İletişim Testi	Artvin Çoruh Üniversitesi	Aktif hale getirilen prototip aviyoniğimiz ile yer istasyonu arasındaki mesafeyi artırarak verilerin uzak mesafeden ulaşabildiği doğrulanacaktır. Prototip seviyede olan yer istasyonu arayüzünde bu veriler gösterilecektir.	Kurtarmanın sağlanabilmesi için gerekli olan haberleşme menziline ulaşıldığı ve verilerin stabil bir şekilde yer istasyonunda işlenebildiği doğrulanacaktır.
Kart Fonksiyonellik Testleri	Artvin Fen Lisesi Teknoloji Atölyesi	KTR aşamasında tasarımı tamamlanan ve siparişi verilen özgün sistemi uçuş kontrol kartı KTR sonrasında elimize ulaşacaktır. Temini tamamlanan uçuş kartının üzerinde bulunan sensörlerin doğru bir şekilde çalıştığı ve sistemimize uygunluğu AHR aşamasında sunulacaktır.	Ekibimiz tarafından tasarımı ve dizgi işlemleri tamamlanan özgün uçuş kontrol kartının aviyonik sisteme uygunluğu ve yarışma kriterlerini sağladığı doğrulanacaktır.

Test Detay Tablosu

Bütçe

Malzeme Ve Alt Sistemler	Maliyet Ve Bütçe Bilgisi
Elektronik	
Devre kartı (1. ve 2. uçuş bilgisayarı, faydalı yük bilgisayarı , yer bilgisayarı)	384,74 ₺
Devre elemanları (1. ve 2. uçuş bilgisayarı, faydalı yük bilgisayarı , yer bilgisayarı)	5.731,32 ₺
Bataryalar ve koruyucu çantaları	1.144,45 ₺
Anten	4000,77 ₺
Mekanik	
Ripstop kumaş (Paraşüt kumaşı)	1.080,00 ₺
Paracord (Paraşüt ipleri)	388,00 ₺
Cam elyaf kumaş (Entegrasyon gövdesi , üst gövde üretimi , alt gövde üretimi)	1.224,64 ₺
Karbon fiber kumaş (Burun konisi)	5.862,34 ₺
Alüminyum (Kanatçıklar, kanatçık tutucusu , bulkhead , motor tutucusu)	980,00 ₺
Kevlar (Şok kordonu)	546,83 ₺
Krom (Fırdöndü)	105,00 ₺
Dökme çelik (M8 mapa)	94,00 ₺

Bütçe Tablosu

Toplam	21,542,09 ₺

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
1	3.1.3.	Yarışmaya Lise Kategorisinde yalnızca lise öğrencileri katılabilir		2	Takım Yapısı kısmında belirtilmiştir.
2	3.1.8.	Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur.		2	Yarışmaya takım halinde katılmaktayız.
3	3.1.9.	Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla 6 takım üyesi gelebilecektir.		2	Takımımız 10 kişiden oluşmaktadır.
4	3.1.10.	Bir takımın üyesi başka bir takımda üye olarak yer alamaz.		2	Takım üyelerimizden hiçbiri başka bir takımda üye değildir.

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
5	3.1.11.	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur. Takım danışmanı ile ilgili özellikler ilgili maddede açıklanmıştır.		2	Takımımız yarışmaya bir (1) danışmanla katılmaktadır.
6	3.1.12.	Bir takım sadece bir kategoriden başvuru yapabilir. İki farklı kategoriden başvuru yaptığı tespit edilen takımlar (ve üyeleri) değerlendirilmeye tabi olmadan yarışmadan elenecektir.		2	Takımımız bir katagoriden başruvu yapmıştır.
7	3.1.13.	Her takım yarışmaya sadece bir (1) adet roket ile katılabilir.		4,5	Takımımız yarışmaya bir adet roket ile katılmıştır.

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
8	3.1.22.	Takımlar, yarışmada görev alacak takım üyeleri ve takım danışmanını tüm raporlarında (ÖTR, KTR, AHR ve ASDR) listelemekle sorumludurlar.		2	Takım yapısında listelenmiştir.
9	3.2.1.4.	Roketler tepe noktasında (apogee noktasında) Görev Yükünü ayırmakla ve birincil paraşütünü açmakla yükümlüdürler.		6	Operasyon Konsepti kısmında görsel üzerinde gösterilmiştir.
10	3.2.1.8.	Lise kategorisindeki roketlerin tek bir paraşüt ile kurtarılması sağlanacaktır (İkincil paraşüt olmayacaktır). Takımlar, paraşütün uçuşun tepe noktasında açılmasını sağlayarak roketi kurtarmaktan ve görev yükünü de tepe noktasında roketten ayırmaktan yükümlüdürler.		6	Operasyon Konsepti görseli üzerinde gösterilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
11	3.2.1.23.	Takımlar Görev Yüklerini “Unspecified Mass” ismiyle girmeyecektir. Görev Yükü “PAYLOAD” ismi ile adlandırılıp, kütlesi en az 4000 gram (4 kg) ve tek bir parça olarak girilecektir. “Fırlatma Simülasyonu-Launch Simulation” ekranında yer alan değerler simülasyona girilmelidir. Bu değerler ile benzetim yapmamış olan takımlar elenecektir		49	Görev Yükü kısmında belirtilmiştir.
12	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.		45	Kurtarma Sistemi-Paraşütler-1 kısmında tabloda belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
13	3.2.2.12.	Sistem üzerinde bulunan haberleşme bilgisayarları yer istasyonuyla anlık konum verisini kesintisiz paylaşacaktır.		52	Haberleşme bilgisayarı anlık konum verisini kesintisiz paylaşmaktadır.
14	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).		45	Kurtarma Sistemi-Paraşütler-1 kısmında tabloda belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
15	3.2.3.1.	Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.		49	Görev Yükü kısmında belirtilmiştir.
16	3.2.3.3.	Lise kategorisinde asgari 4 kg'lık herhangi bir ağırlık Görev Yükü olarak kabul edilecektir.		49	Görev Yükü kısmında belirtilmiştir.
17	3.2.4.1.	Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.		3	Genel Bilgiler kısmında tablo içerisinde belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
18	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. Rampa yerleşim kısıtları dahilinde Boat-Tail kullanımına izin verilmektedir.)		4,5	Genel Tasarım kısmında belirtilmiştir.
19	3.2.4.5.	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.		3	Genel Bilgiler kısmında tablo içerisinde belirtilmiştir.
20	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.		3	Genel Bilgiler kısmında tablo içerisinde belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
21	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.		18	Burun ile gövde ön bölgesi arasında, aviyonik sistemin bulunduğu parçada ve motor arasındaki gövde üzerinde iç-dış basınç dengesi sağlanmak amacıyla delikler açılmıştır.

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
22	3.2.6.3.	Lise kategorisinde asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarı kullanılması zorunludur. İki (2) adet uçuş kontrol bilgisayarı kullanma zorunluluğu yoktur.		52	Aviyonik-Özet kısmında belirtilmiştir.
23	3.2.6.4.	Lise kategorisinde kullanılacak asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarının ticari ürün olması zorunludur.		52	Aviyonik-Özet kısmında belirtilmiştir.
24	3.2.6.9.	Sistemde kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarının arasında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bağlantı olamaz.		52	Aviyonik-Özet kısmında belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
25	3.2.6.10.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır. Her bilgisayarın kendisine ait işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması olmalıdır.		52,53	Aviyonik-Özet kısmında belirtilmiştir.
26	3.2.6.11.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmalıdır.		53	Aviyonik-Özet kısmında belirtilmiştir
27	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.		53	Aviyonik-Özet kısmında tablo içerisinde belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
28	3.2.6.13.	Uçuş kontrol bilgisayarlarında en az iki (2) adet sensör bulunmalıdır ve uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmalıdır.		52	Aviyonik-Özet kısmında belirtilmiştir.
29	3.2.6.14.	Bütün uçuş kontrol bilgisayarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır.		52	Aviyonik-Özet kısmında belirtilmiştir.
30	3.2.6.16.	Uçuş kontrol algoritmasında GPS'den gelen veriler ile ayrılma sistemi tetiklenmemelidir.		52	Aviyonik-Özet kısmında belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
31	3.2.6.20.	Bütün takımların, roketlerinden ve faydalı yüklerinden anlık olarak veri alan bir yer istasyonuna sahip olması gerekmektedir.		49,50,63	Faydalı Yük ve Roket yer istasyonu olmak üzere 2 adet yer istasyonu kullanılacaktır.
32	3.2.6.24.	Roket üzerindeki aviyonik alt sistemler ve sensörler uçuş esnasında maruz kalacakları titreşim, basınç ve şok gibi etkiler altında görevlerini rahatlıkla yerine getirmelidir. Bu kapsamda gerekli koruyucu önlemler alınmalı, tasarım doğrulama aşamasında ilgili testler gerçekleştirilmeli ve sonuçları ilgili tasarım raporlarında sunulmalıdır.		61,62	Aviyonik-2.Sistem Detay/3 kısmında belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
33	3.2.6.33.	Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir.		52	Aviyonik-Özet kısmında belirtilmiştir.
34	3.2.6.34.	Karar verme parametrelerinde sensörlerden okunan veriler esas olmalıdır.		61	Aviyonik Algoritma kısmında belirtilmiştir.
35	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.		57-62	Takımızca bir adet özgün sistem tasarlanmıştır.

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
36	3.2.6.37.	Kullanılacak ticari uçuş kontrol bilgisayarlarının EK-7'de yer alan listedeki ürünlerden (Yarışma Komitesi tarafından onaylanmış olan ürünler) seçilmesi gerekmektedir		52	Aviyonik-Özet kısmında belirtilmiştir.
37	4.1.4.	İlgili raporların (ÖTR ve KTR) teslimatında takımlar tarafında kontrol listesi doldurulacak ve Yarışma Komitesine raporla birlikte teslim edilecektir. Örnek kontrol listesi EK-1'de sunulmuştur.		67-82	Takımımız tarafınca Kontrol Listesi doldurulmuştur.

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
HT-1	Sürükleme paraşütü ip bağlantıları	Roket ile sürüklen-me paraşütünü bir-birine bağlamak.	Sürüklenme paraşütü iplerinin ayrılma sırasında diğer iplere dolanması	Sürüklenme paraşütü iplerinin bulunduğu yerden başka bağlantıların geçmesi	Uçuş	Sürüklenme paraşütünün görevini yerine getirmemesi	Sürüklenme paraşütünün görevini yerine getirmemesi durumunda roket istenilen hız aralığında düşüş sağlamayacak ve kurtarma işlemi istenilen şeklilde gerçekleşemeyecektir	Uçuş bilgisayarından elde edilen verilerin incelenip değerlendirilmesi	Aliminyum tüp	Uçuş bilgisayarı	Roket içersinde sürükleme paraşüt iplerinin istenmeyen bir yere dolanmasını engellemek için alüminyum haznelere koymaktayız	7
HT-2	Burun Konisi	Rokete aerodinamik form sağlamak	Isıl etkilerden dolayı öz formunda ortaya çıkan değişim	PLA ısıl dayanımının uzun sürelere çıkamaması	Atışa Hazırlık	Yapısal formunda ortaya çıkabilecek değişim	Hedef irtifaya ulaşamama	Görsel muayene ve periyodik test	Smooth-On XTC -3D 3D örtücü astar uygulanarak ısıl dayanımının artırılması (400 derce/3 dk)	Isıl dayanımının ısı üreteçleri karşısında test edilmesi	Örtücü astar uygulaması veya karbonfiber katkılı filamentle yeniden imal edilmesi	7
HT-3	Faydalı Yük	4 kilogramlık yük	Gövde içerisindeki serbest hareketi	Roketimizde meydana gelen yüksek ivmeyleme sonucunda faydalı yükün serbest hareketi	Uçuş	Serbest hareketi ve hasar alması	Zamansız ayrılma sonucunda sistemlerin zarar görmesi veya hedef irtifaya ulaşamama	Görsel muayene ve periyodik test	Kırılır pinlerle gövde dışından sabitleme merkezleme halkaları ve omuzluk arasında harektini sınıflandırma	Karabarut testlerini sonucunda ayrılıp ayrılmadığını test edilecek	Kırılır pinlerin doluluk oranlarının arttırılması	7
HT-4	Cıvata	Bütünleştirici unsur	Paslanması	Neme maruzıyet	Depolama,Taşıma	Makavemet eksikliği	Yapısal bütünlüğün yitirilmesi	Görsel muayene ölçüm	Kanatçıklara açılan yuvaların yüksek dikkatle yapılması ve test edilmesi	Montaj testleri	Açılan yuva doğruluğunun alandan önce tekrar ve tekrar test edilmesi	7
HT-5	Kanatçıklar	Roketin stabil uçuşunu sağlamaktadır	Yanlış açıda montajı	Açılan yuvadaki yamukluk montaj hatası	Taşıma, Ateşe Hazırlık	Yok	Roketin istikametinden şaşması	Görsel muayene, ölçüm	Yuvanın yalıtkan malzemeden imal (harc) edilmesi	Elektrik testleri	Barut yuvasının haricen yalıtkan malzeme ile kaplanması	7
HT-6	Batarya	Aviyoniğe güç sağlanması	Pilin bozulması, Hücre ölmesi	Pilin dengesi kullanımı ve şarzı	Alana gelmeden önce test aşamasında	Pilin bozulması veya deforme olması	Kurtarma sisteminin tetiklenmemesi	Uyarıcı devre elemanı	Anılık akım ve voltaj değerleri elemandan takip edilir	Değerler tehikeli dereceye gelince şiddetle sesle uyarır	Yedek aviyoniğin devreye girmesi	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
HT-7	Batarya	Aviyoniğe güç sağlanması	Temassızlık	Güç sisteminin titreşimden etkilenmesi	Uçuş	Rokette bulunan aviyoniklerin çalışmasında	Kurtarma sisteminin tetiklenmemesi	Verilerde zayıflık	Yollarla kabloların ve klemenslerle uçların sabitlenmesi	Uuş öncesi yer testleri	Yollarla kabloların ve klemenslerle uçların sabitlenmesi	7
HT-8	Uçuş bilgisayarı	Uçuşun yönetimi	Temassızlık	Hatalı montaj, gövdede defotmasyon üretim hatası	Uçuş	Yerel sensörün veya elemanın çalışmaması	Gerekli görevlerin tetiklenmemesi	Uçuş öncesi temas testi	Baskı devre kartının hazırlanması	Uçuş öncesi temas testi	Baskı devre kartının hazırlanmayın	6
HT-9	Paraşüt	Faydalı yük ve roketin yere güvenle inmesini sağlamak	Paraşütün açılmaması	Paraşüt ipinin dolanması	Uçuş	Şok kordonlarının ve paraşüt ipinin karışması	Roketin yere çakılması	Görsel Muayene	Paraşüt iplerinin özenle sarılması	Uçuş öncesi yer tesetleri	Paraşüt iplerinin dolanmayacağı şeklinde sarılması	10
HT-10	Ateşleyici	Enerjiyi sağlayacak kara barutun sağlanamaması	Enerjiyi kara baruta aktaramaması	Ateşleyici ucundaki piroteknik maddenin zarar görmesi	Depolama-Taşıma	Ateşleyicinin vereceği enerjinin azalması	Barutun düşük enerji alıp alevlenmemesi	Görsel muayane periyodik test	Ateşleyicilerin dikkatli şekilde taşınması ve korunaklı kaplarda tutulması	Ateşleyiciye elektrik verilmesi	Yedek ateşleyicilerin bulundurulması , depolamada dikkat edilmesi	8
HT-11	Merkezleme halkası	Motor ve bloğunun roket içinde sabitlenmesi	Gövde ile motor bloğunu sabitlememe	Montaj hatası ve uçuş titreşimi	uçuş	yüksek titreşim sonucu roketin istenen yönde gitmemesi	roketin kaybedilmesi	Görsel Muayene	sabitleme halkası civatalarının iyi sıkıldığından emin olunması	uçuş öncesi yer testleri	sabitleme halkası ve gövde bilşenlerinin uygun üretildiğinin kontrol edilmesi	10
HT-12	Kara Barut	Ayrılmayı sağlayacak olan enerji oluşturmak	Kara barutun patlamaması	Neme maruz kalması	Depolama	Enerji çıkaramaması	Roketin ayrılmasının gerçekleşmemesi	Görsel muayane periyodik test	Ayrılma sisteminde kullanılacak barutların uygun şartlarda muhafaza edilmesi	Barut ateşleme testi yapılması	Depolana alanların uygun kurularda depolanması	10
HT-13	Şok Kordonu	Roket gövdelerini birbirine bağlamak	Şok kordonunun yanması	Enerji sisteminden çıkan alevlerin şok kordonuna temas etmesi	Uçuş	Şok kordonunun devre dışı kalması	Gövdelerin birbirine bağlanmasının kopması	Muayane	Şok kordonunun yanmaz bantlarla kaplanması, olası hatanın önlenmesi	Pereiyodik testler ve muayanelerde testler ve görsel muayanelerle testlerin deneylerin yapılması	Şok kordonunun olası bir barut alevinden korumak için yanmaz kumaşla kaplanması	8

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
HT-14	Mapa	Roketin içerisinde paraşüt ve roketin geri kalan sistemlerini birbirine bağlamak için kullanılır?	Mapanın paslanmas	Neme maruz kalması	Depolama Taşıma	Mapanın mukavemetinin azalması	Kurtarma sisteminin yapısal olarak bütünlüğünü yitirmesi	Görsel muayane periyodik test	Kullanılacak mapanın paslanmaz çelik malzeme olarak tercih edilmesi korozyona dayanıklı malzeme ile kaplanması	Uçuş öncesi görsel muayane	Yedek mapaların bulundurması	4
HT-15	Bulkhead	Ara duvar görevi görmesi	Bulkheadlerin patlama etkileriyle yerlerinden çıkmaları	Vidaların inceliği-kısalığı	Uçuş	Vida hasarları ve bulkheadin çıkması	Sistemlere hasar vermesi	Test verileri	Yüksek mukavemete sahip olan vidalar kullanılması	Alan öncesi mukavemet-patlama testleri	Vida sayısının arttırılması ve çapının kalınlaştırılması	5
HT-16	Motor	Rokete havalanması için güç saplaması	Motorun motor yuvasına sığmaması/ Motor bloğunun motora geniş gelmesi	Hatalı ölçülerde motor yuvası tasarlanması, motorun teknik çizim ölçülerinden minimal düzeyde farklı olması	Rampaya yükleme ve atışa hazırlık	Uçuşun gerçekleşememesi	Uçuş izni verilememesi	Görsel muayene, görsel	%20' lik tolerans düzeyine sahip tasarım yapıldı	Teknik çizim odaklı testler	Zımparalama, kondansatör kağıdının motora sarılması	10
HT-17	Faydalı yük bırakma tetikleyicisi	Faydalı yük kurtarımı boyunca istenilen verilerin takip edilmesi	Tetiklenmemesi	Yetersiz veya kesik sinyal	Uçuş	Yok	Genel görevin yerine getirilememesi roketin çakılması	Telemetri verileri	Tetiklenmenin tek noktada değil belli değer aralıklarında tetiklenmes	Birim ve Entegrasyon testleri	Sistemin çalışmaya devam edilebilecek durumda olması	8
HT-18	GPS sensörü	Konum tespiti	Değerlerin tutarsızlığı	Kalibrasyonun yapılmaması	Rampaya Yükleme ve Ateşleme hazırlık	Modül ısınması	Roketin konumunun yanlış tespit edilmesi nedeniyle kurtarılamaması	Telemetri verileri	Kalibrasyon yapılması	Uçuş öncesi yer testleri	Sistem tam açıldıktan sonra sistem kendini kalibre edicektir	9

Referanslar

KTR Slayt No	Referanslar
12,16,20	https://www.matweb.com/
52	https://www.alldatasheet.com/view.jsp?Searchword=LM324&gclid=CjwKCAjw682TBhATEiwA9crl332hslCbK2Qn-pZyqL0kU_OGphsBu3hlEXXxCTlI4ezjAEnwFEO1fhoCBW4QAvD_BwE
52	https://altusmetrum.org/EasyMini/
38	https://www.tasarimdanimalata.com/gecme-toleranslari/
54	https://www.youtube.com/watch?v=RuyoAwgDsV8
50	https://rocketturk.com/urun/868-mhz-9-dbi-yagi-anten/
50	https://www.quectel.com/product/gnss-l86
13	THE DESCRIPTIVE GEOMETRY OF NOSE CONES © 1996 Gary A. Crowell Sr.

Referanslar

KTR Slayt No	Referanslar
50	https://www.robolinkmarket.com/power-xtra-px605080-37v-3000mah-li-po-pil-devreli
50	https://www.robotistan.com/arduino-nano-328-usb-kablolu
50	https://www.motorobit.com/urun/bmp280-basinc-sensoru
50	https://tur.grandado.com/products/ebyte-868-mhz-lora-sx1276-rf-verici-alici-kablosuz-rf-modulu-e32-868t20d-uart-uzun-menzilli-868-mhz-rf-alici-verici?variant=UHJvZHVjdFZhcmlhbnQ6OTk3MDE3MDE
16,30,31,32	http://www.referansmetal.com/alasimli-aluminyum/product/345/otomotiv/en-aw-almg0-7si-6063-t5-t52
16,30,31,33,38	https://www.cnc.com.tr/cnc-torna-tezgahi-nedir-torna-tezgahi-fiyatlari/#:~:text=CNC%20Torna%20Tezgahlar%C4%B1%2C%20d%C3%B6nen%20bir,vas%C4%B1tas%C4%B1yla%20frezeleme%20kabiliyeti%20de%20kazanm%C4%B1%C5%9Ft%C4%B1r