TEKNOFEST 2022
ROKET YARIŞMASI
Lise Kategorisi
Kritik Tasarım Raporu (KTR)
Sunuşu
Takım Adı
«KARoket»

Takım Yapısı

DANIŞMAN ÖĞRETMEN
Erhan HİMMETOĞLU
Fizik Öğretmeni
BİLSEM

Mehmet Burak URLUNÇ
Kurtarma Sistemi ve
İletişim Sorumlusu
Fen Lisesi 10. Sınıf
«PDFK BİLSEM» Proje Sınıfı
Öğrencisi

Ekin ARSLAN
Open Rocket ve
Raporlama Süreçleri Sorumlusu
Fen Lisesi 10. Sınıf
«Alaşehir Fen Lisesi»
10. Sınıfı Öğrencisi

TAKIM KAPTANI
Emirhan Samet KARADAĞ
Aviyonik Sistem Sorumlusu
Fen Lisesi 10. Sınıf
«PDFK BİLSEM» Proje Sınıfı Öğrencisi

Onur ALTAY
Aviyonik Sistem Sorumlusu
Fen Lisesi 10. Sınıf
«PDFK BİLSEM» Proje Sınıfı
Öğrencisi

Bilgehan AKDENİZ
Yapısal Sistem Sorumlusu
Fen Lisesi 10. Sınıf
«PDFK BİLSEM» Proje Sınıfı
Öğrencisi

Furkan ÖZYÜREK
Aerodinamik Sorumlusu
Lise 9. Sınıf
«Eti Sosyal Bilimler Lisesi»
9. Sınıfı Öğrencisi

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	1920 mm
Çap (mm):	117 mm
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	16,425g
Yakıt Kütlesi (g):	1863 g
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	1583 g
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	4000 g
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	18289 g

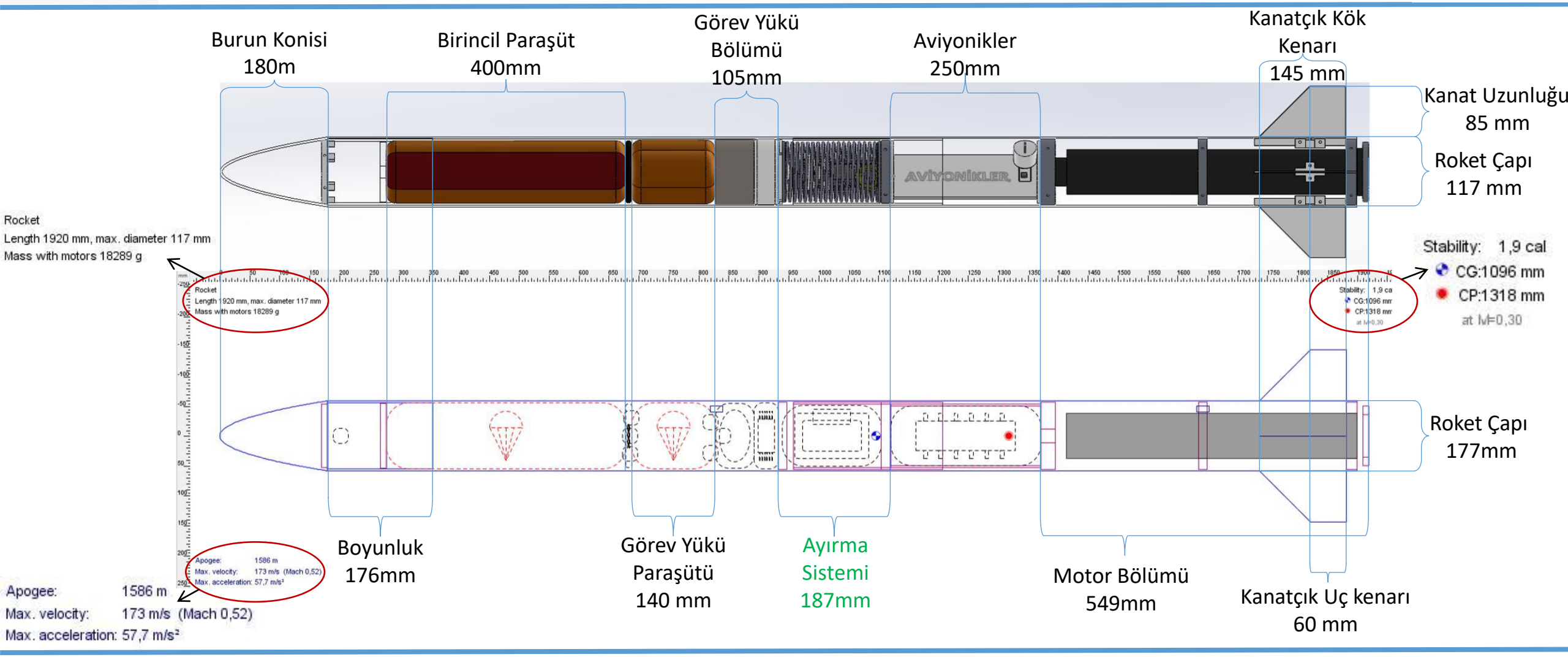
Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	6,01
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	25,2 m/s
Stabilite (0.3 Mach için):	1,9
En büyük ivme (g):	5,9g
En Yüksek Hız (m/s):	173m/s
En Yüksek Mach Sayısı:	0,51Mach
Tepe Noktası İrtifası (m):	1575 m

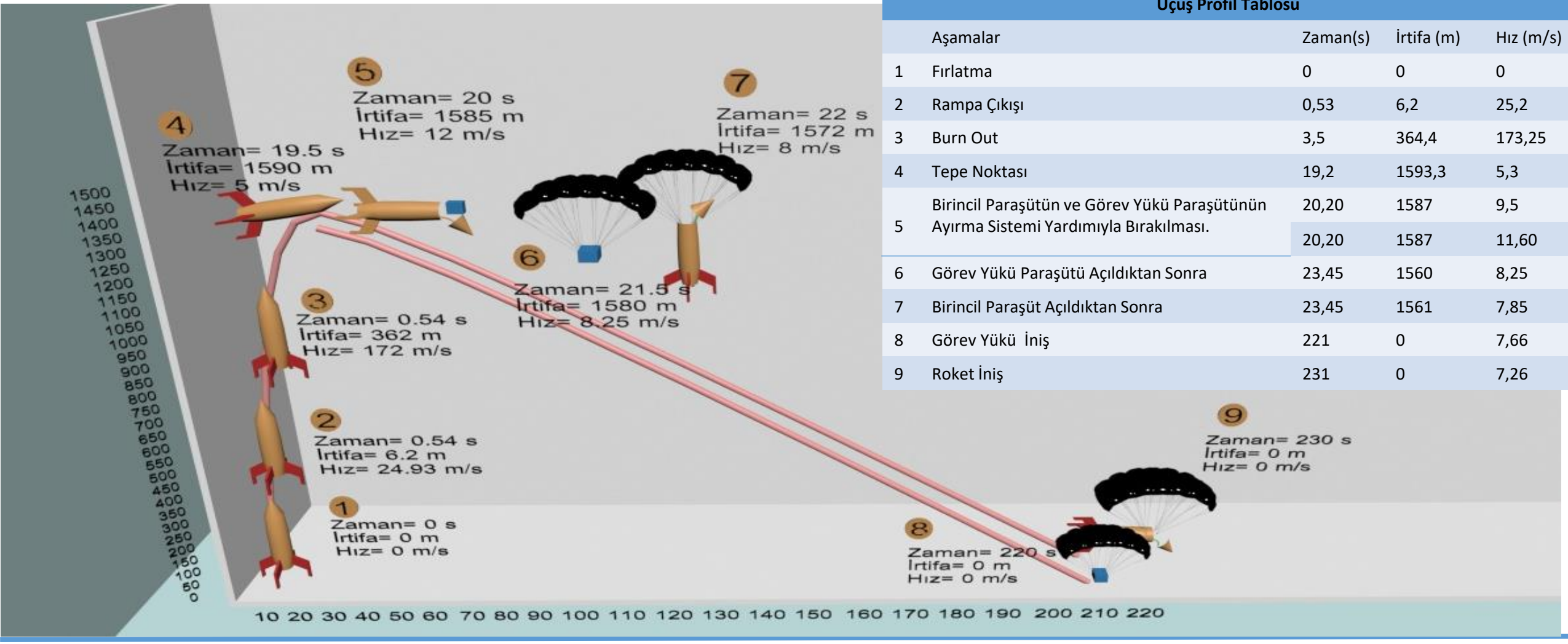
Motor

Cesaroni L1050

Genel Tasarım



Operasyon Konsepti (CONOPS)



Uçuş Profil Tablosu

	Aşamalar	Zaman(s)	İrtifa (m)	Hız (m/s)
1	Fırlatma	0	0	0
2	Rampa Çıkışı	0,53	6,2	25,2
3	Burn Out	3,5	364,4	173,25
4	Tepe Noktası	19,2	1593,3	5,3
5	Birincil Paraşütün ve Görev Yükü Paraşütünün Ayırma Sistemi Yardımıyla Bırakılması.	20,20	1587	9,5
		20,20	1587	11,60
6	Görev Yükü Paraşütü Açıldıktan Sonra	23,45	1560	8,25
7	Birincil Paraşüt Açıldıktan Sonra	23,45	1561	7,85
8	Görev Yükü İniş	221	0	7,66
9	Roket İniş	231	0	7,26

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada	ÖTR'de içerik neydi ?	KTR'de içerik ne oldu ?	KTR'de hangi Sayfada ?
Kanatçık Kalınlığı	11	4mm	3mm	13
Ayırma Sistem Boyu	19	175mm	172mm(Toplam187mm)	4
Ayırma Sistemi Malzemesi	18	Aliminyum	PLA+	36
GPS Değişimi	34	Neo7m	Ultimate GPS v3	57
GPS Değişimi	33	Ultimate GPS v3	Neo7m	56
3. Sistem Kontrolcüsü	34	Arduino Nano	Arduino Nano Every	57
Gövde Entegrasyon Boyu	13	278mm	250mm	15
Paraşüt Kutusu	4	Kullanıldı	Çıkarıldı	-

ÖTR - KTR Değişimler - 2

- ÖTR’de varolmayıp KTR sürecinde eklediğimiz bir düzenleme bulunmamaktadır.

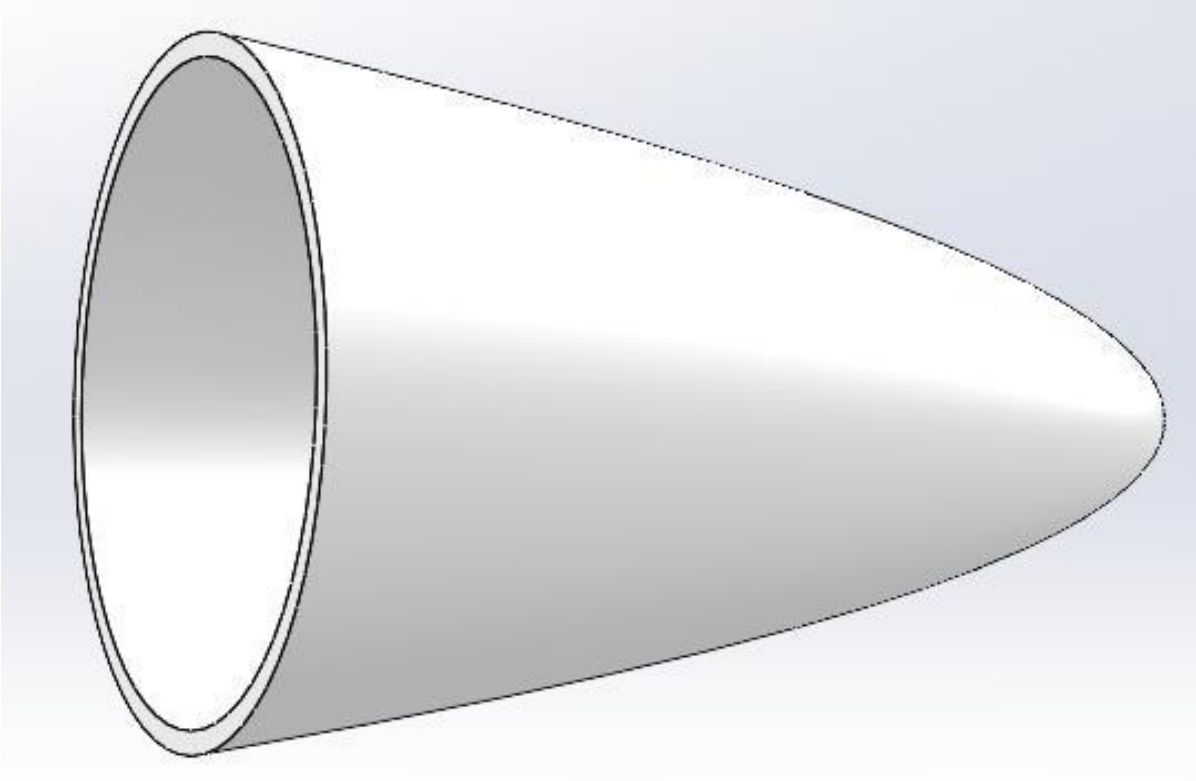
Kütle Bütçesi

- Kütle bütçesi excel formatında hazırlanarak ayrı bir dosya halinde sisteme yüklenmiştir.

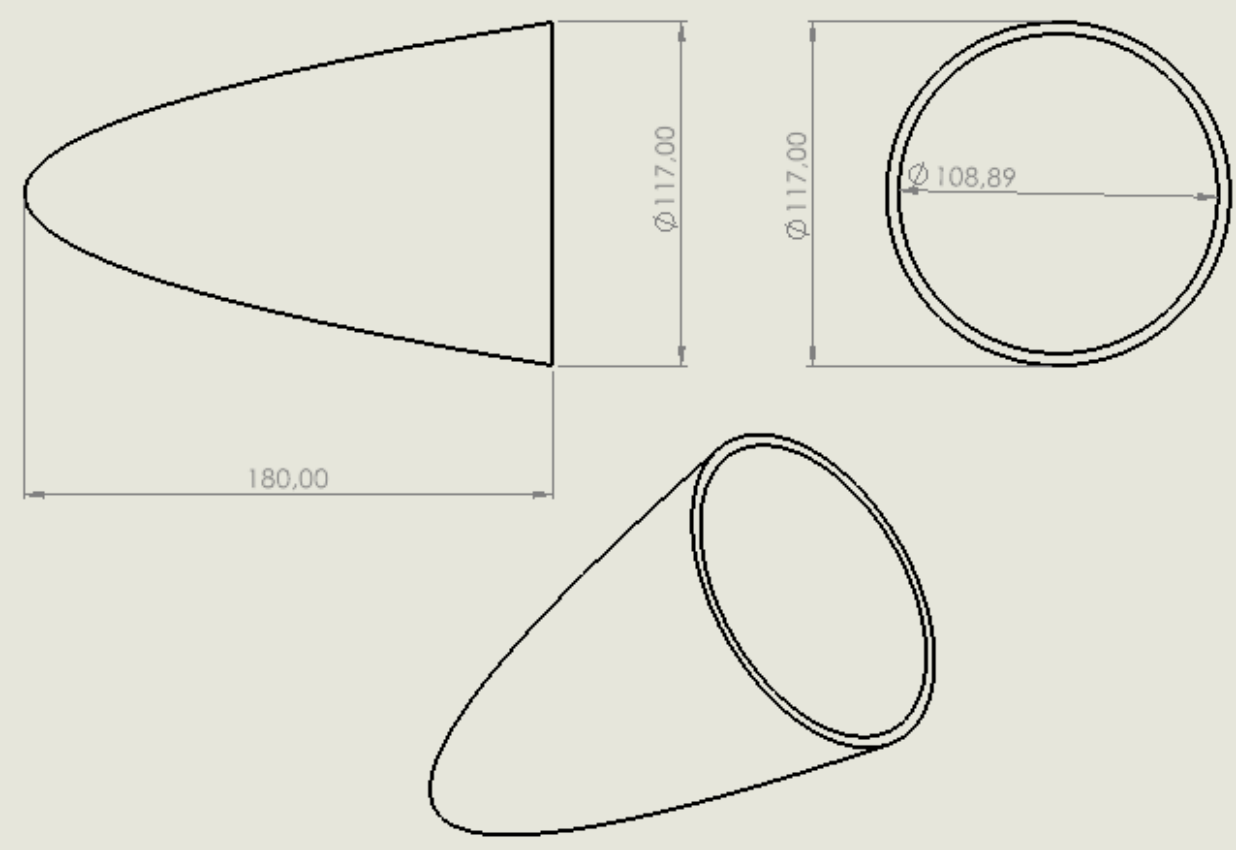
Örnek Kütle Bütçesi

Roket Alt Sistem Detayları

Burun Konisi Mekanik Görünüm



Burun Konisi CAD Görseli



BURUN KONİSİ EĞRİSİ DENKLEMİ: $y = 58,5 \cdot (x/180)^{1/2}$

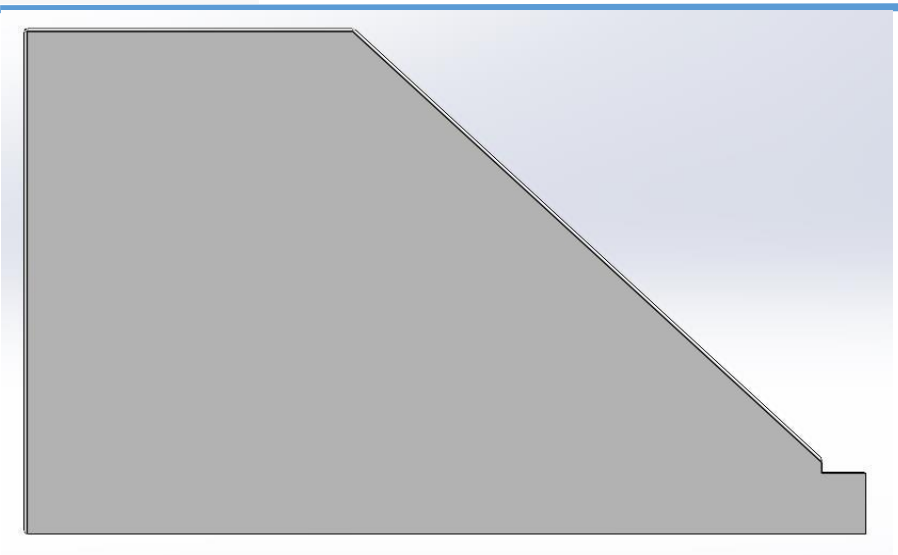
Burun Konisi Teknik Resim Görselleri

Burun Konisi – Detay

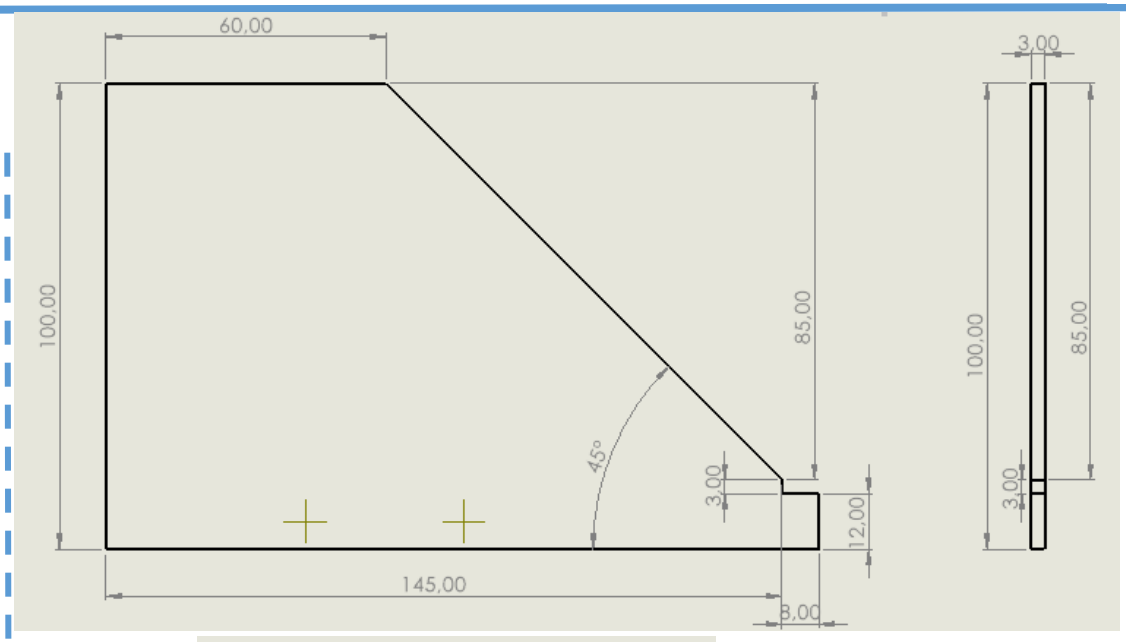
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Burun Konisinde kullanmak üzere ilk etapta alüminyum ile ABS+ plastik değerlendirilmiştir. Sonuç olarak dayanım değerleri ve maliyet kıyası sonucunda ABS+ kullanımına karar verilmiştir. ABS filamentten üretimi yapılacak olan parça 180 mm uzunluğa, 117 mm merkez çapa ve 4 mm et kalınlığına sahiptir. Üretim sonrası parçanın epoksi ile kaplanarak hem ısı dayanımı hem de mukavemeti artırılacaktır.
Üretim Yöntemleri	:	Bulunduğumuz bölgede ve üretim imkanlarının kısıtlı olmasından ötürü 3D yazıcıda ABS filamentten eklemeli üretim yapılmıştır. Üretim sonrası parçanın epoksi ile kaplanarak hem ısı dayanımı hem de mukavemeti artırılacaktır. BURUN KONİSİ EĞRİSİ DENKLEMİ: $y = 58{,}5 \cdot (x/180)^{1/2}$
Tercih Sebebi		Power Series burun konisi tasarımı roketimiz için irtifa ve statik marjin açısından en iyi değerleri sağladığından dolayı burun konisi seçiminde kullanılmıştır. Conical ve Elipsoid tipleri gerekli olan irtifaya ulaşamaması sebebiyle tercih edilmemiştir. Üretim için ise 3D yazıcıda eklemeli üretim tercih edilmiştir.

Malzeme	Yoğunluk (g/cm³)	Elastisite(GPa)	Çekme Dayanımı (Mpa)	Akma Mukavemeti(MPa)	Isıl Dayanım
Alüminyum	2,7	72	530	460-505	Yüksek
Cam fiber	2,1	~70	3000	-	Yüksek
ABS+	1,1-1,4	79	70	43,6	Orta

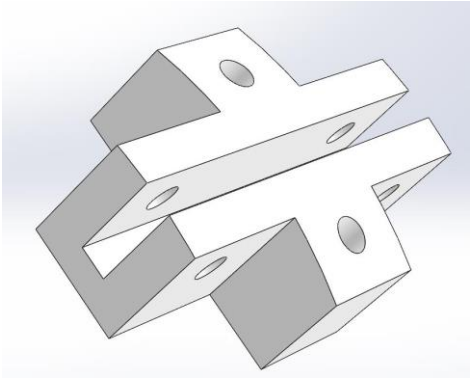
Kanatçık Mekanik Görünüm



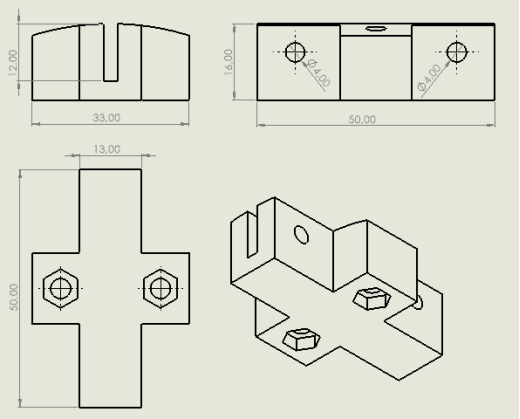
Kanatçık CAD Görseli



Kanatçık Teknik Resim Görseli



Kanatçık Entegrasyon parçası CAD Görseli



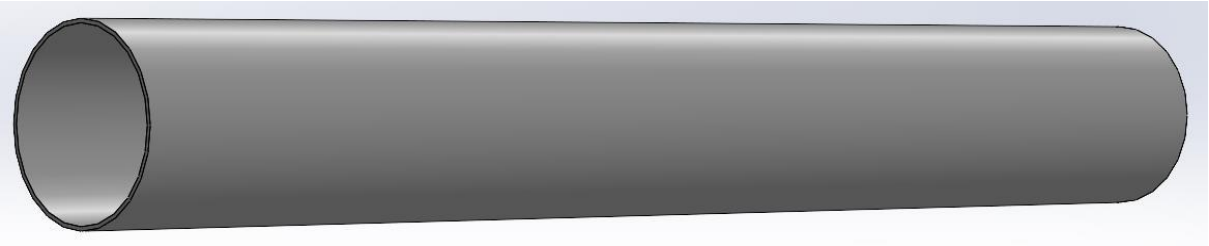
Kanatçık Entegrasyon parçası Teknik Resim Görseli

Kanatçık – Detay

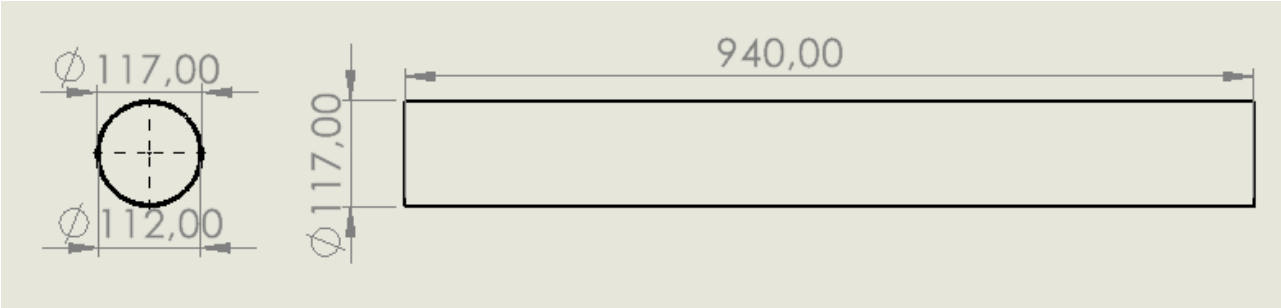
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Kanatçık üretiminde kullanılması için cam fiber malzeme tercih edilmiştir. Bunun sebebi ise maliyetinin yüksek olmasının yanında ağırlık, ısıl dayanım gibi teknik özelliklerinin iyi olmasıdır. ÖTRde hazır temini mümkün olmadığından 4mm belirlenen kanatçık kalınlıkları dayanımı yeterli olduğundan 3mm olarak güncellenmiştir. 4 adet üretilecek olan kanatçıklar 85 mm yüksekliğe, 145 mm kök uzunluğuna, ve 45° ok açısına sahiptir.
Üretim Yöntemi	:	Kanatçık üretimi için openrocket programı üzerinden kanatçık şekli, boyutu ve kanatçık tipi belirlenmiştir. İstenen stabilite değerlerini sağlayan ve aynı zamanda irtifa bakımından uygun değerleri sağlayan boyutlarda kanat tercih edilmiştir. Bu özellikler doğrultusunda kanatçığın tasarımı CAD programında yapılıp, Cam fiber levhadan hazır temin şeklinde kanatçık imalatı planlanmıştır. Kanatçıklar bir önceki slaytta görseli verilen entegrasyon parçasına sabitlenip alt gövdeye açılmış olan oyuklardan içeri ittirilecektir.
Tercih Sebebi		Yuvarlatılmış Kesit roketin kanat seçeneği olarak en uygun değerleri vermiştir. Kare Kesitin seçilmesinin nedeni ise gereken irtifaya tam olarak ulaşamaması, Airfoil Kesit üretim zorluğu nedeniyle tercih edilmemiştir.

Malzeme	Yoğunluk (g/cm³)	Elastisite(GPa)	Çekme Dayanımı (Mpa)	Akma Mukavemeti (MPa)	Isıl Dayanım
Alüminyum	2,7	72	530	460-505	Yüksek
Cam fiber	2,1	~70	3000	-	Yüksek
ABS+	1,1-1,4	79	70	43,6	Orta

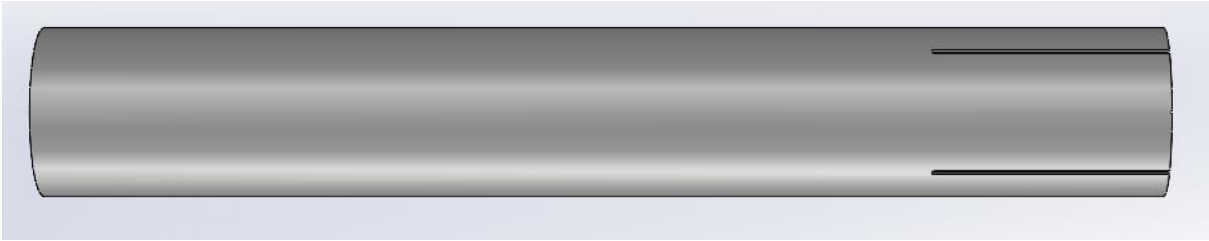
Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm



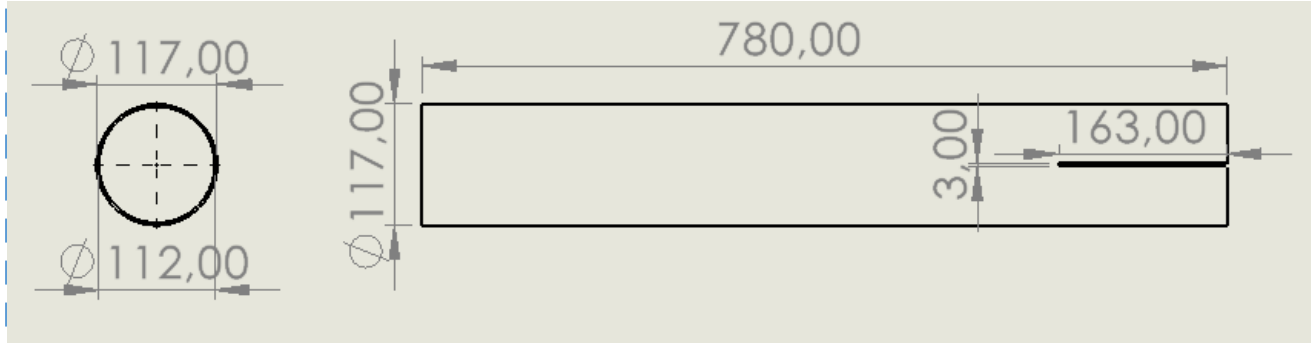
Üst Gövde CAD Görseli



Üst Gövde Teknik Resim Görseli

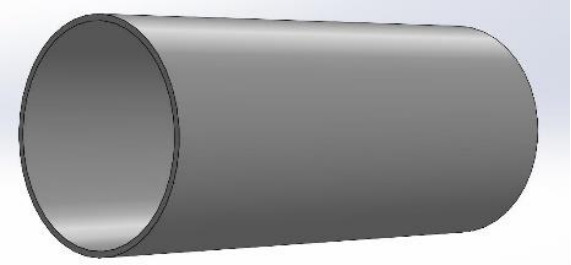


Alt Gövde CAD Görseli

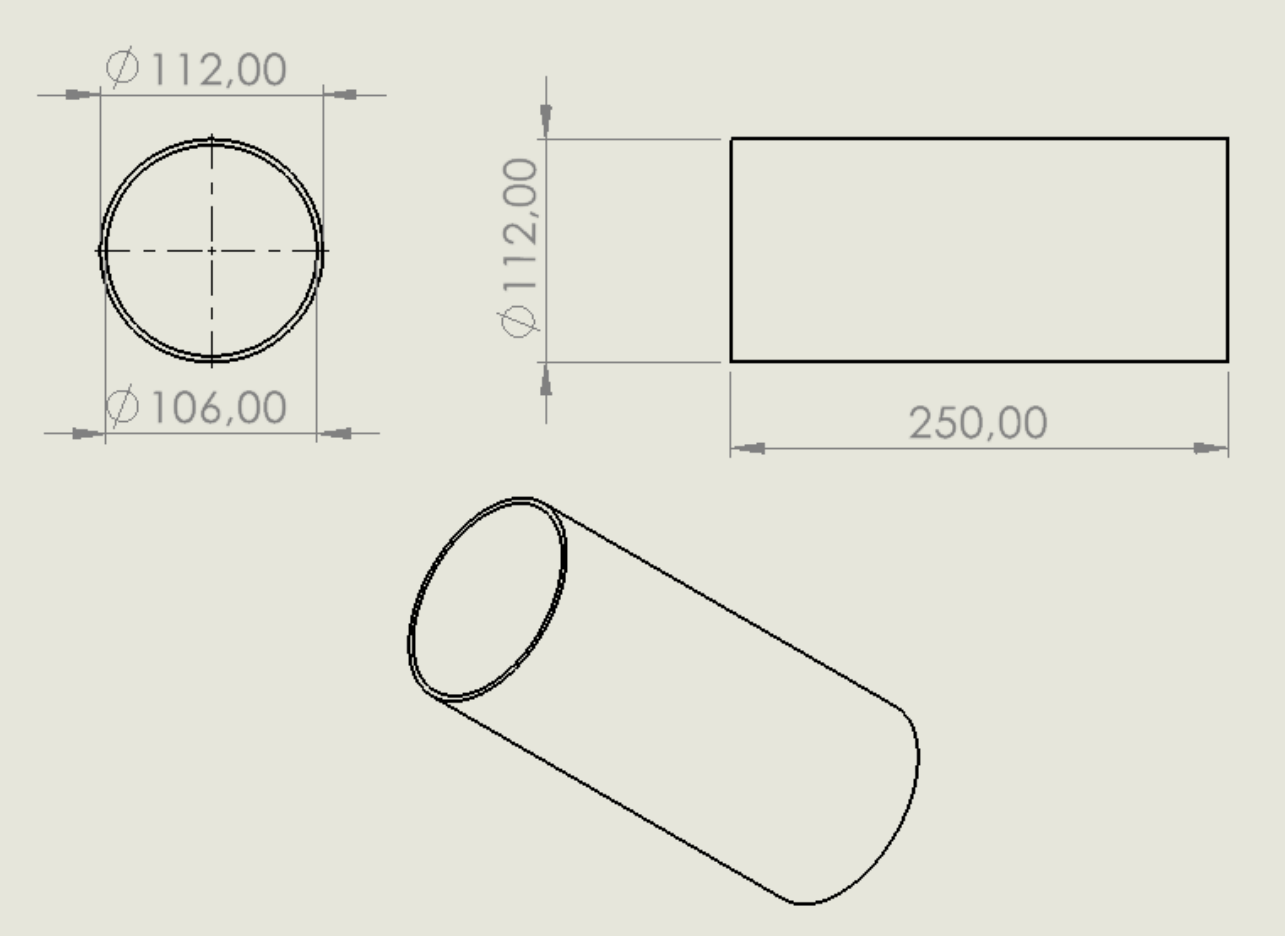


Alt Gövde Teknik Resim Görseli

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

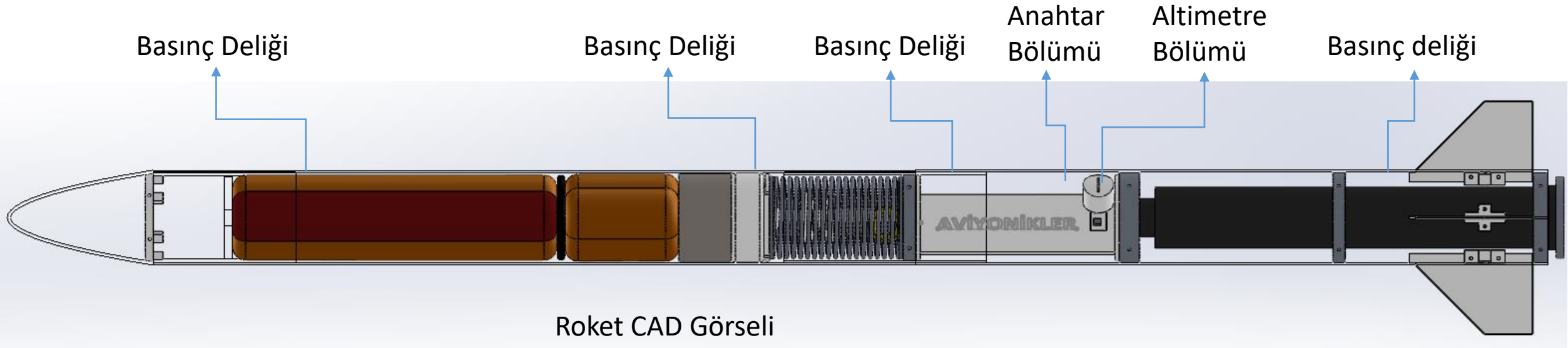


Entegrasyon gövdesi CAD görseli



Gövdeler Teknik Resim Görselleri

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm



Roket CAD Görseli

Gövde üzerinde 3mm çapında 3 adet ve 4,5mm çapında 1 adet basınç deliği bulunmaktadır. Ayrıca alt gövde üzerinde altimetrenin yerleştirilmesi için 38mm çapında çevrilerek yuvasına yerleştirilebilen 1 adet kapak bulunmaktadır. Bu kapak ABS+ malzemeden üretilecek olup yüzeyi epoksi ile kaplanacaktır. Altimetre bölümüne bitişik olmak üzere aviyoniklere güç sağlamak için anahtarlar bulunacaktır. Bu anahtarlar yardımıyla gövde dışından aviyoniklere güç verilebilecektir. Görev yükünün anahtarı ise hazırlanacak olan kapak yardımıyla kontrol edilecektir.

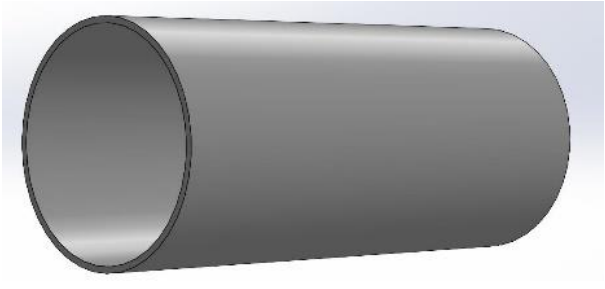
Yapısal – Gövde Parçaları

Özellik	Kapsam
Malzeme Bilgileri	Malzeme olarak tasarımda, sahip olan 2 parçalık gövde tasarımına uygun şekilde olan cam fiber borulardan temin sağlanacaktır. Malzemenin elastisite ve Dayanım gibi teknik değerleri iyidir. Üst gövde 940 mm uzunluğa, 117 mm dış ve 112 mm iç çapa sahiptir. Bu durumda 2,5 mm değerinde de et kalınlığına sahip olmaktadır. Alt gövde ise 780 mm uzunluğa ve üst gövdeyle aynı çap ve kalınlık değerlerine sahiptir.
Üretim Yöntemi	Kullanılacak malzemenin çap, kalite ve stok bilgisi gibi özelliklerinin tedarikçilerden sorgulanması sonucunda hazır teminin bize uygun olduğu kararlaştırılmıştır. Cam fiber boru üzerine kesme, delikler açma gibi işlemler yapılarak borunun gövde parçası olarak kullanımı için uygun hale getirilmesi planlanmaktadır. Ayrı olarak kanatçıkların montajı için alt gövdeye 4 adet oyuk açılacaktır.
Tercih Sebebi	Kütle değerleri ve maliyet kıyası sonucunda tercih cam fiber boru yönünde kullanılmıştır. Cam fiber gövdeyle hem yeterli irtifa değerine ulaşılabiliyor, hem de yeterli gövde dayanımını gösterirken maliyetler de düşük tutulabiliyor.

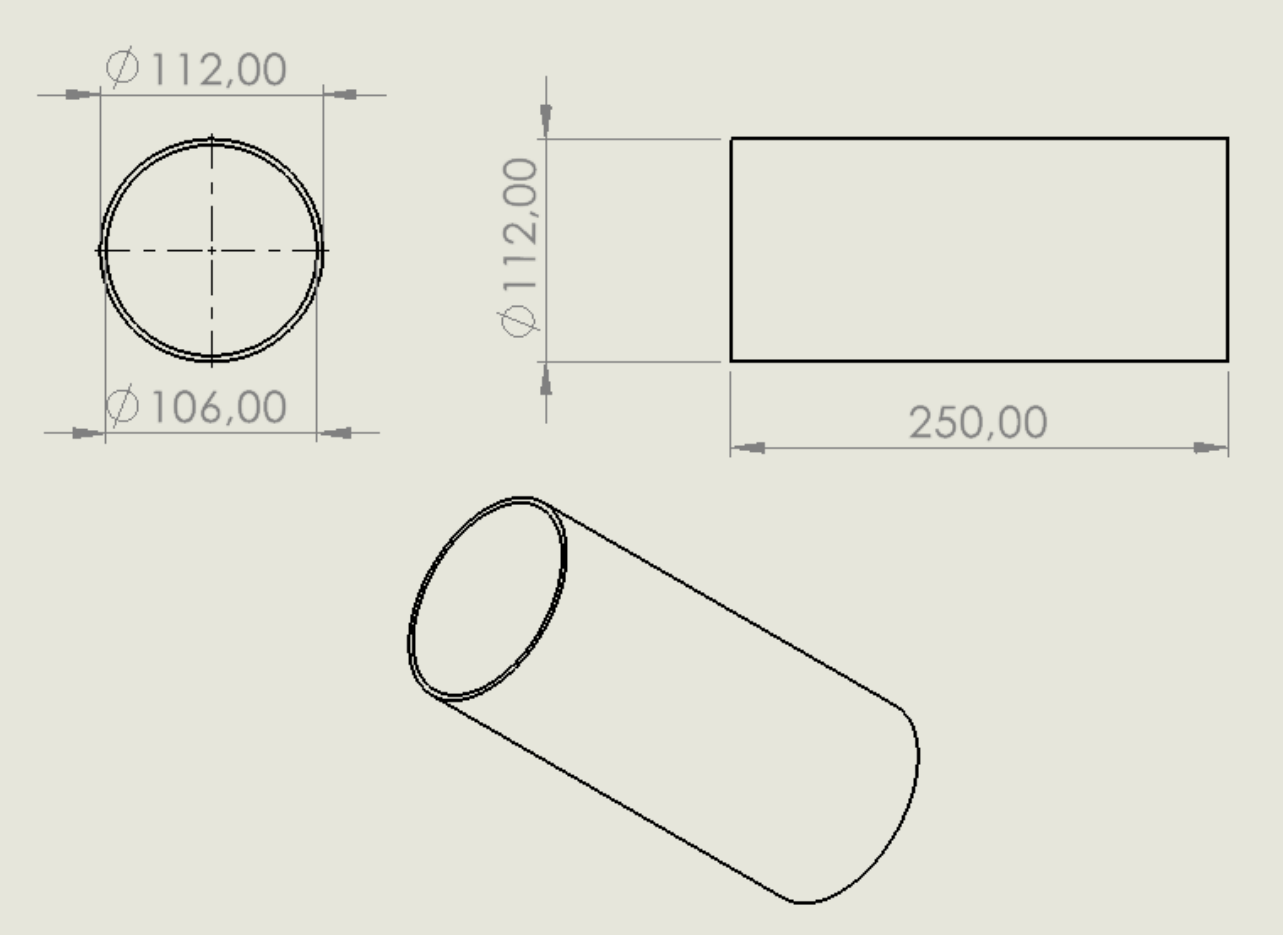
Malzeme	Yoğunluk (g/cm³)	Akma Mukavemeti(MPa)	Çekme Dayanımı (Mpa)	Elastisite(GPa)	Isıl Dayanım
Alüminyum	2,7	460-505	530	72	Yüksek
Cam fiber	2,1	-	3000	~70	Yüksek

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

Entegrasyon Gövdesi:
Kullanılan entegrasyon gövdesi iki gövdeyi bir araya getiren 250 mm uzunluk ve 3 mm kalınlığa sahip olan bir parçadır. Üretimi cam fiberden elle yatırma yöntemi ile hazır temin edilecektir. Vidalanarak gövdeye montajı yapılır. Entegrasyon gövdesine hem aviyonik bulkhead, hem de ayırma sistemi bulkhead bağlanacaktır. Ayrıca yay sıkıştırıldığında entegrasyon gövdesi dış kılıf görevi üstlenecektir. Bu parça alt gövdeye 88mm üst gövdeye ise 162 mm geçirilerek montajlanacaktır.



Entegrasyon Gövdesi CAD Görseli

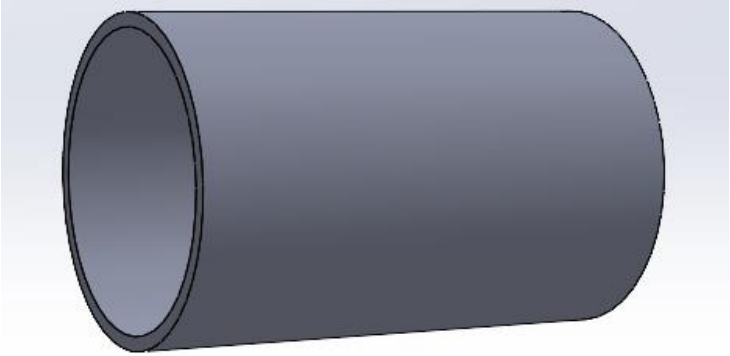


Entegrasyon Gövdesi Teknik Resim Görselleri

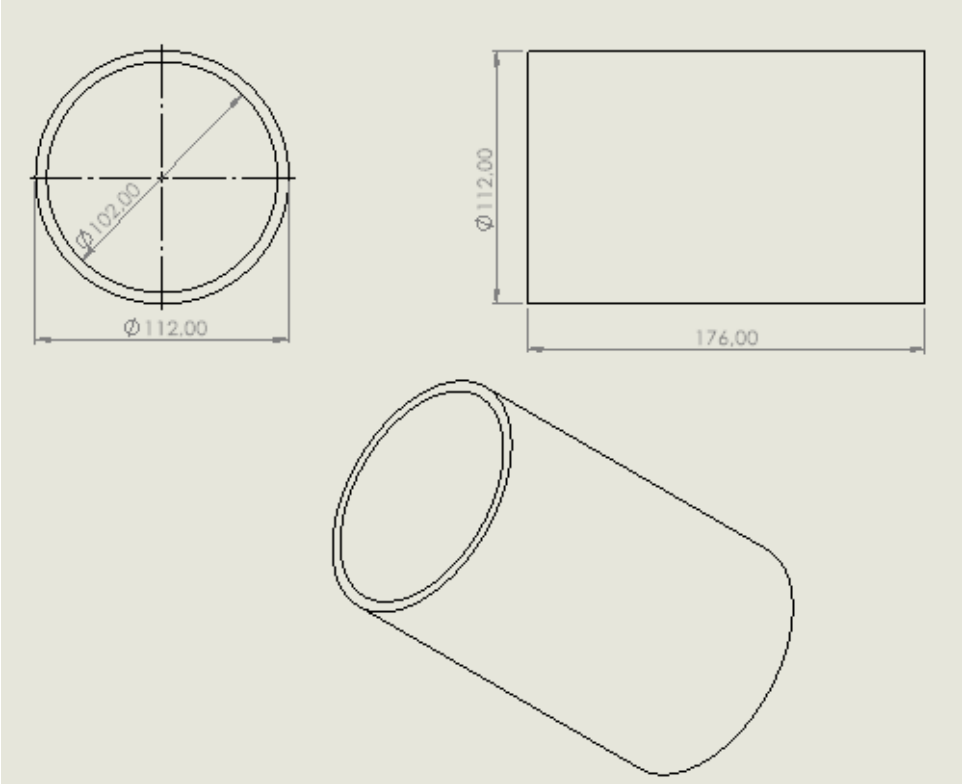
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Burun Konisi Boyunluk :

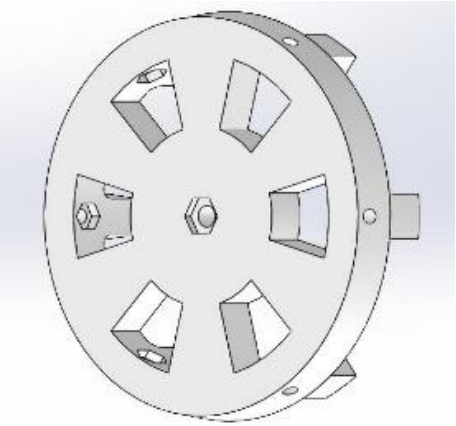
Burun Konisi ABS+ filamentten üretilecektir. 176 mm uzunluğa, 4 mm kalınlığa sahiptir. Boyunlukta ayrı olarak bir bulkhead bulunuyor. Bu bulkhead yardımıyla boyunluk, burun konisine monte edilecektir. Roket en yüksek irtifaya çıktığında boyunluk burunla beraber gövdeden ayrılacaktır.



Boyunluk CAD Görseli



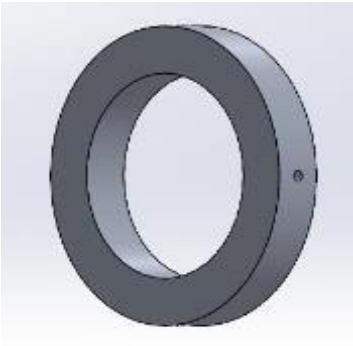
Boyunluk Teknik Resim Görselleri



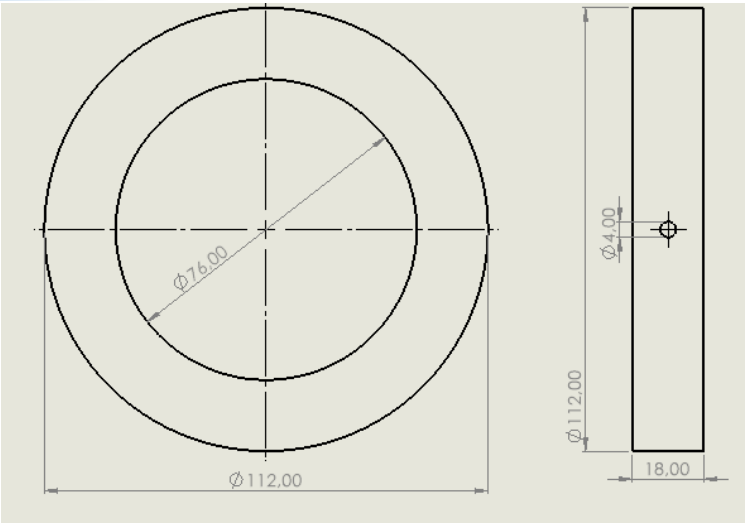
Burun-Boyunluk Bulkhead CAD Görseli

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

Motor Alt Merkezleyici:
Bu parça da alüminyumdan üretilmiştir. Motoru altından sabitler. Roketin gövdesine dıştan vidalayarak montajı yapılır. 112 mm dış çap, 75,8 mm iç çap ve 18 mm uzunluğa sahiptir.

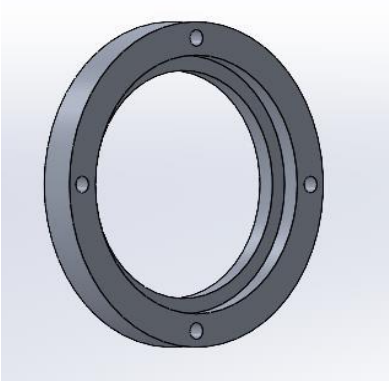


Motor Alt Merkezleyici CAD ve Teknik Resim Görselleri

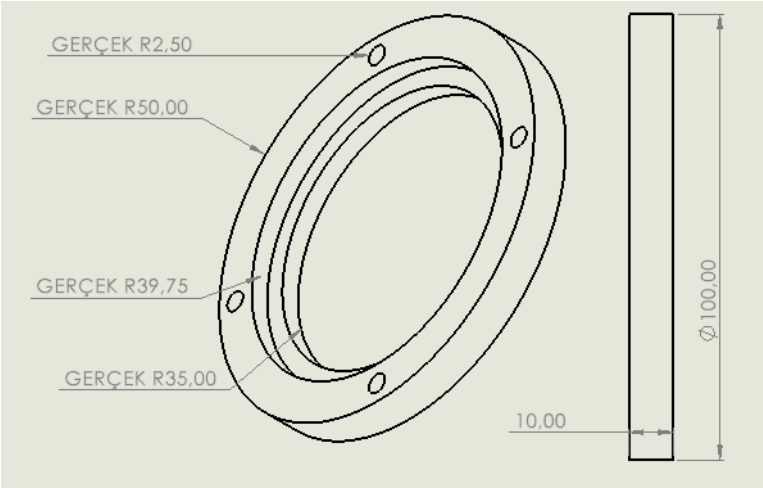


Motor Alt Merkezleyici Teknik Resim Görseli

Motor Alt Tutucu:
Üretimi alüminyum malzemeden yapılmıştır. Roketin motoruna altından vidalanarak motoru sabitler. 100 mm dış çap, 70 mm iç çap ve 10 mm uzunluğa sahiptir.



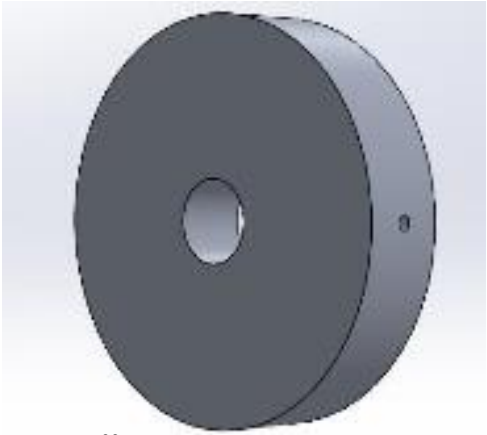
Motor Alt tutucu CAD ve Teknik Resim Görselleri



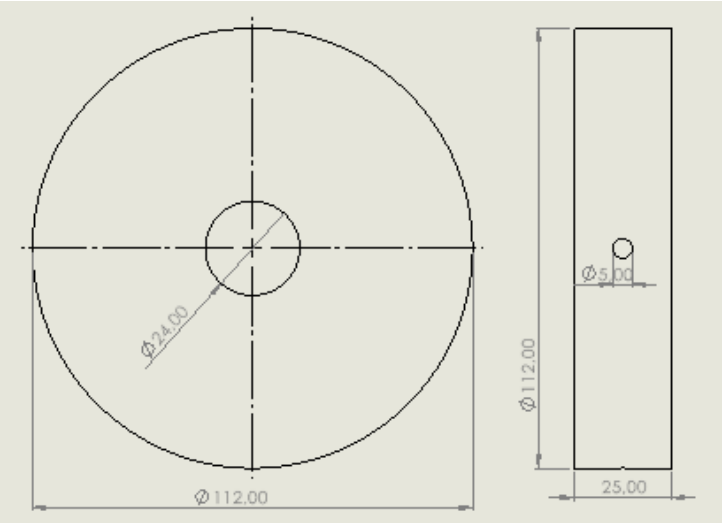
Motor Alt tutucu Teknik Resim Görseli

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

Üst Motor Tutucu:
Parça alüminyumdan üretilmiştir. Bu parça motorun üstten sabitlenmesini sağlamakta. Roketin gövdesine dıştan vidalayarak montajı yapılır. Motor ise çevrilerek yerine yerleştirilir. 112 mm dış çapa, 24 mm iç çapa ve 25 mm uzunluğa sahiptir.

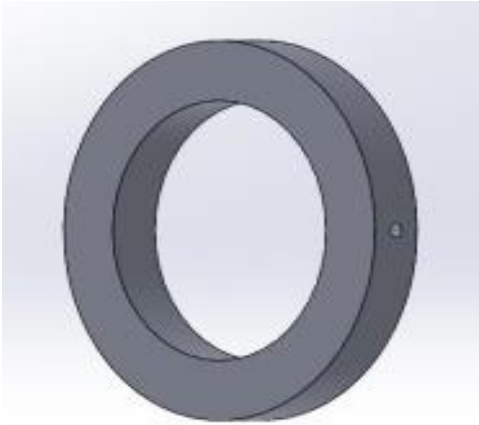


Motor Üst tutucu CAD Görseli

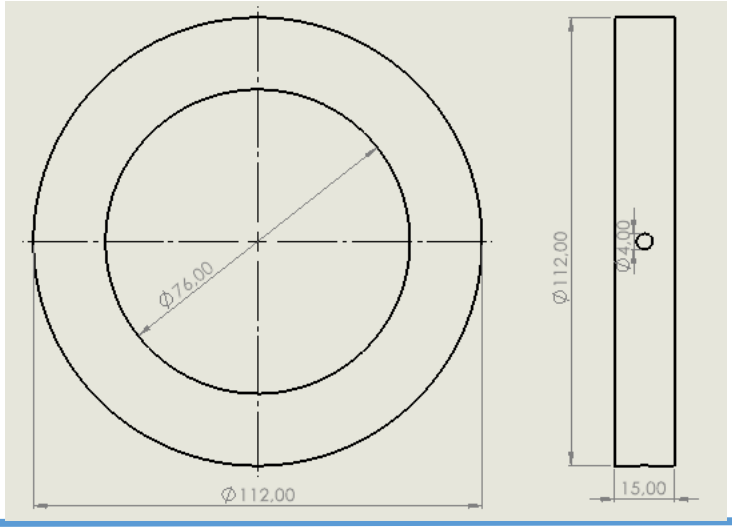


Motor Üst tutucu Teknik Resim Görseli

Motor Orta Merkezleyici:
Roket motorunu orta kısmından gövdeye sabitleyecek olan bu parça alüminyumdan üretilmiştir. Roketin gövdesine dıştan vidalayarak montajı yapılır. 112 mm dış çap, 75,8 mm iç çap ve 15 mm uzunluğa sahiptir.



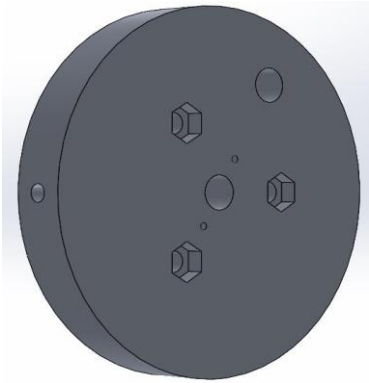
Motor Orta Merkezleyici CAD Görseli



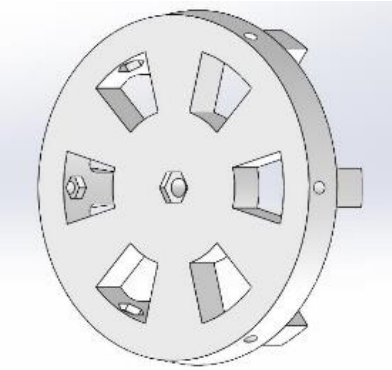
Motor Orta Merkezleyici Teknik Resim Görseli

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

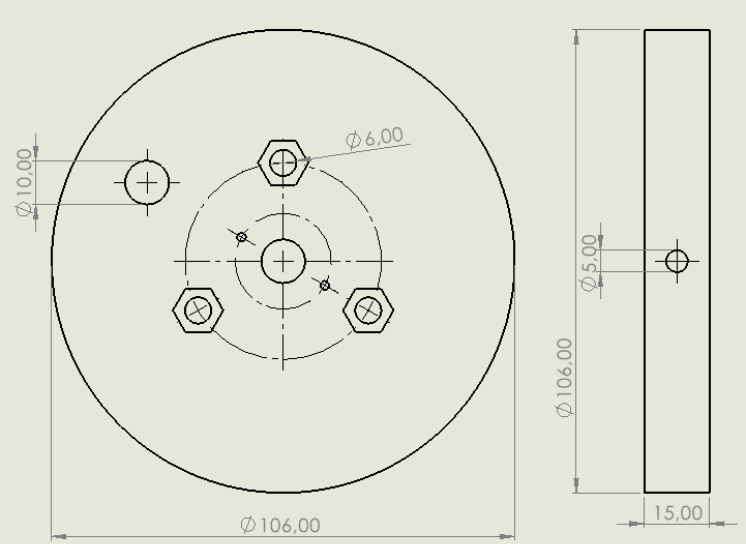
Bulkheadler :
Roketimizde toplam olarak 4 tane bulkhead yer alıyor. Bulkheadler ABS filament ve alüminyum malzemeden üretilmiştir. Burun konisi boyunluğunda bulunan bulkhead ABS+ veya PLA+, diğerleri ise 7075 serisi alüminyum malzemeden üretilecektir. Bulkheadlerin amacı gövdelerin birbirine bağlı tutulmasıdır. Gövdelere vidalanarak montajı yapılacaktır.



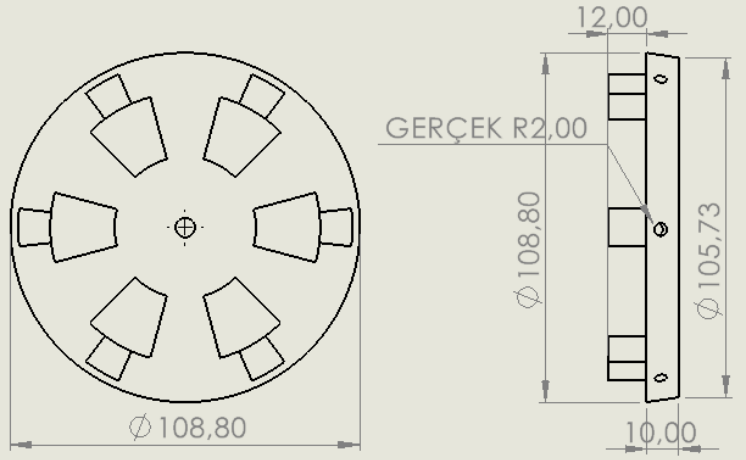
Ayırma Sistemi Bulkhead CAD Görselleri



Burun-Boyunluk Bulkhead CAD Görselleri



Ayırma Sistemi Bulkhead Teknik Resim Görseli



Burun-Boyunluk Bulkhead Teknik Resim Görseli

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

SOMUNLAR:
Kullanılan somunlar A2/A4 kalitedir ve M4/M5/M8/M10 boyutlarında çelik malzemeden imal edilmiştir.

[1]

Somun Görsel

CİVATALAR:
Kullanılan civatalar mercimek başlı civatalardır. Aynı zamanda M4/M5 boyutlarındadır. A4 kalite çelikten imal edilmiştir.

[1]

Civata Görsel

VİDALAR ve PERÇİNLER:
Kullanılan vidalar ve perçinler burun boyunluk, gövde entegrasyon aviyonik kutusu gibi parçalar sabitlenmesinde kullanılacaktır.

[1]. https://www.cetin.com.tr/somun. 05.05.2022 tarihinde erişilmiştir.

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

ENTEGRASYON GÖVDESİ		
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Dayanım değeri ve yoğunluğu ve sinyal geçirgenliği sebebiyle malzeme olarak cam fiberden üretilecek olan ürün 3 mm et kalınlığına, 250 mm boya, 112 dış ve 106 mm iç çapa sahiptir. Ürün tek parçadır.
Üretim Yöntemleri	:	Gövde tasarımı için uygun parçanın tasarımı CAD programı aracılığıyla yapılmıştır. Çizimi bitirilen malzeme Cam fiber boru olarak temini kolay olduğundan hazır temin edilecektir. Cam fiber kumaş elle sarım yöntemiyle epoksi ile kaplanıp istenilen ölçülerde boru haline getirilir. Sonrasında gerekli olursa tornalanabilir. Ürün üstünde delik açma gibi işlemler uygulanıp gövde parçası amacıyla kullanıma müsait duruma getirilecektir. Alt gövde ile üst gövdeyi birbiri ile birleştirmek için kullanılacaktır.

Malzeme	Yoğunluk (g/cm³)	Elastisite (GPa)	Dayanım (Mpa)	Isıl Dayanım
Alüminyum	2,7	72	530	Yüksek
Karbon fiber	1,78	140	1650	Yüksek
Cam fiber	2,1	~70	3000	Yüksek

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

BURUN KONİSİ BOYUNLUK		
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Malzeme olarak hem dayanım hem de ısı değerleri uygun olan ABS+ üretilen ve 5 mm' lik kalınlığa sahip olan burun konisi boyunluğu üretilecektir. 176 mm boya ve 112 mm çap değerlerine sahip olan ürün tek parçadır.
Üretim Yöntemleri	:	Gövde tasarımı için uygun parçanın tasarımı CAD programı aracılığıyla yapılmıştır. Çizimi bitirilen malzeme özel ölçülerde uygun açılarla 3D yazıcıyla ABS+ filamentten imal edilecektir. Gövde üstünde delikler açma gibi işlemler uygulanıp kullanım için uygun hale getirilecektir. Burun bölümünde kullanılan bulkhead boyunluk-burun kısımlarının dayanım değerlerini yükseltecektir. Burun konisi ile üst gövdeyi birleştirmek amacıyla kullanılacaktır. Burun konisinin bulkheadi boyunluk ile birleştirilir. Bulkheade eklenen mapa ve şok kordonu yardımıyla paraşüt açılması sonrası burun konisi ve boyunluğu gövde ile beraber güvenli bir şekilde yere indirilir.

Malzeme	Yoğunluk (g/cm^3)	Elastisite(GPa)	Çekme Dayanımı (Mpa)	Akma Mukavemeti (MPa)	Isıl Dayanım
Alüminyum	2,7	72	530	460-505	Yüksek
Cam fiber	2,1	~70	3000	-	Yüksek
ABS+	1,1-1,4	79	70	43,6	Orta

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

MOTOR SABİTLEYİCİLER		
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Alüminyumdan farklı kalınlıklara sahip merkezleyiciler ve sabitleyiciler üretilecektir. Bu parçaların üstünde kesme ve delme gibi işlemler uygulanarak motor Merkezleyici ve sabitleyici amacıyla kullanım için müsait hale getirilecektir. Alüminyum 7075 serisi tercih edilmesinin sebebi dayanım değerlerinin daha yüksek olması ve parçaların kütle değerlerinin istenilen sınırlarda kalması sebebiyledir.
Üretim Yöntemleri	:	CAD çizimleri tamamlanan motor sabitleyicilerden olan motor orta merkezleyici , motor üst sabitleyici, motor alt merkezleyici ve motor alt tutucu 7075 kalite alüminyum malzemeden torna ile talaş kaldırma yöntemi kullanılarak imal edilecektir. Bölgemizde CNC tezgah bulunmadığından bu üretim yöntemi tercih edilmiştir.

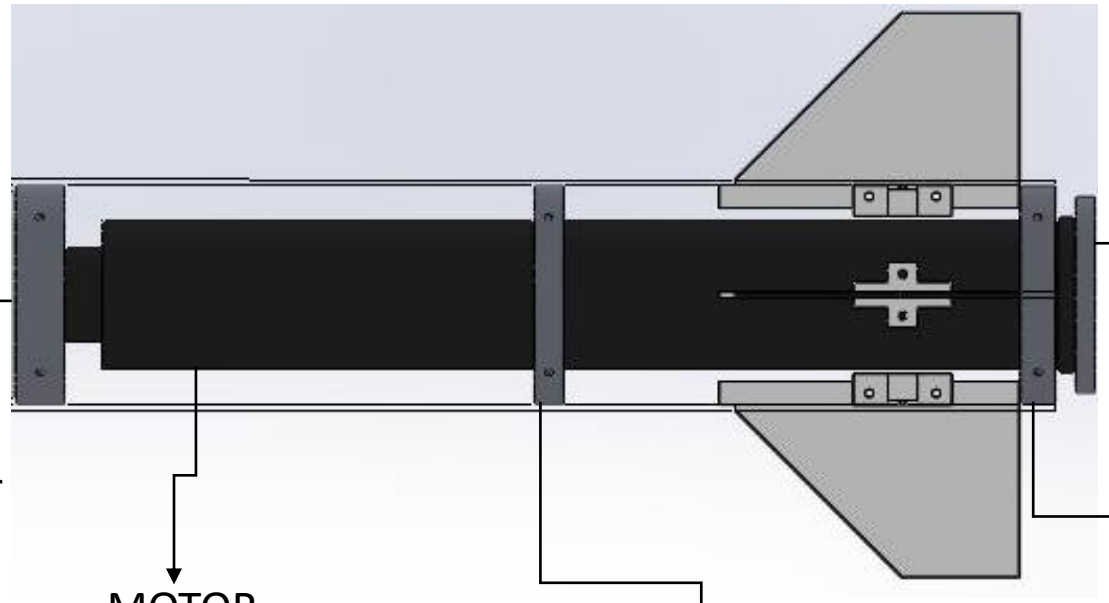
Malzeme	Yoğunluk (g/cm³)	Elastisite (GPa)	Çekme Mukavemeti (Mpa)	Akma Mukavemeti (MPa)	Isıl Dayanım
Alüminyum	2,7	72	530	460-505	Yüksek
Karbon fiber	1,78	140	1650	-	Yüksek
ABS	1,05	79	70	43,6	Orta
Çelik	7,7-7,85		340-1800		Yüksek

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

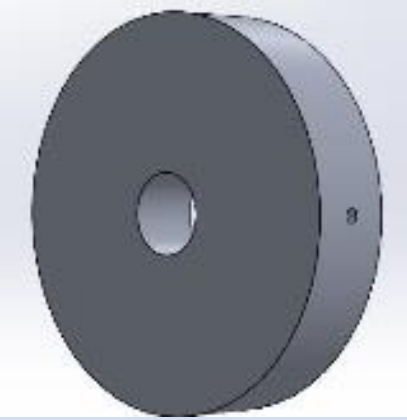
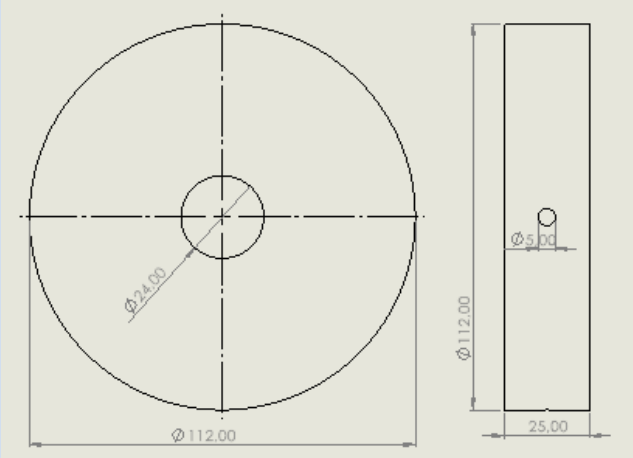
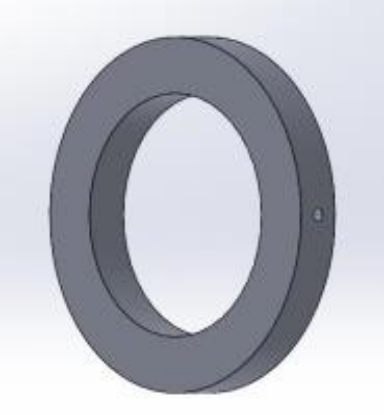
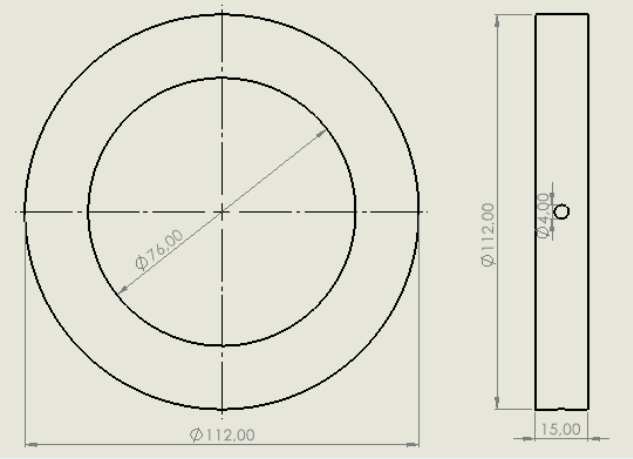
VİDALAR & CIVATALAR		
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	A4 kalitede çelik civatalar kullanılacaktır. Civataların tercihi sürtünmeyi azaltmak amacıyla bombe başlı tercih edilmiştir. Civatalar M4/M5 boyutlarındadır. Somunlar ise A4 kalite olmasının yanında M4/M5/M8/M10 kalite çelikten imal edilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	Tedarikçilerle görüşüp stok durumuna göre A4 kalite cıvata, somun ve diğer sabitleyici parçalar hazır bir şekilde temin edilecektir. Bütün sabitleyici ve tutucularda 4 tane cıvata bulunmaktadır. Üst motor tutucu, Ayırma sistemindeki bulkhead ve alt motor tutucu M5 boyutundadır. Bunların haricindekiler ise M4 boyutundadır. Parçaların birbirine montajı için kullanılacaktır.

Malzeme	Yoğunluk (g/cm^3)	Elastisite (GPa)	Çekme Mukavemeti (MPa)	Akma Mukavemeti (MPa)	Isıl Dayanım
Alüminyum	2,7	72	530	460-505	Yüksek
Karbon fiber	1,78	140	1650	-	Yüksek
ABS	1,05	79	70	43,6	Orta
Çelik	7,7-7,85	-	340-1800	-	Yüksek

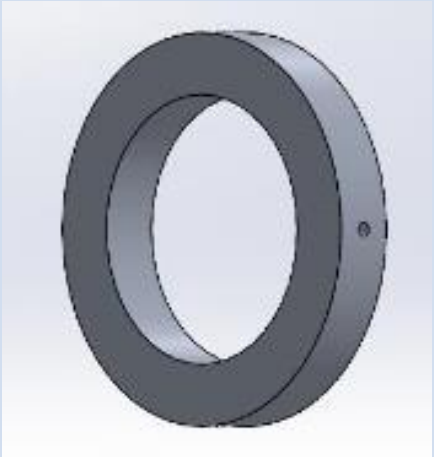
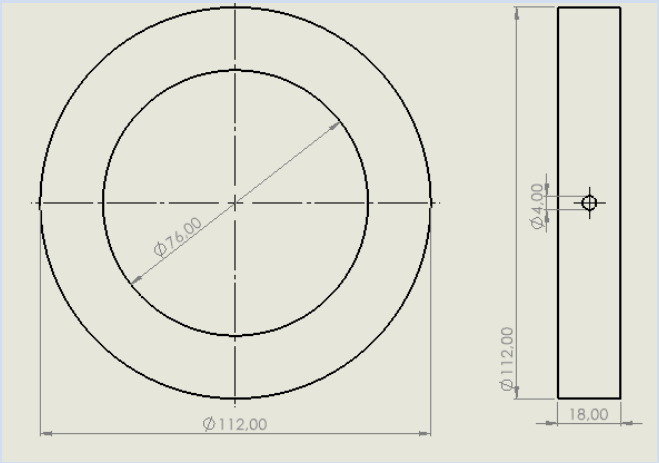
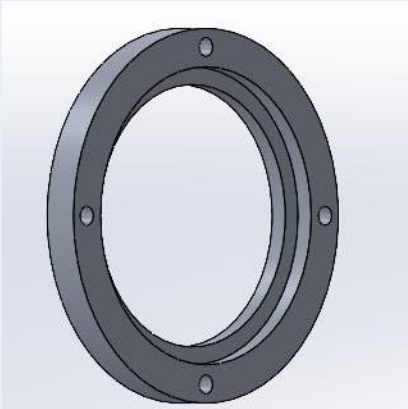
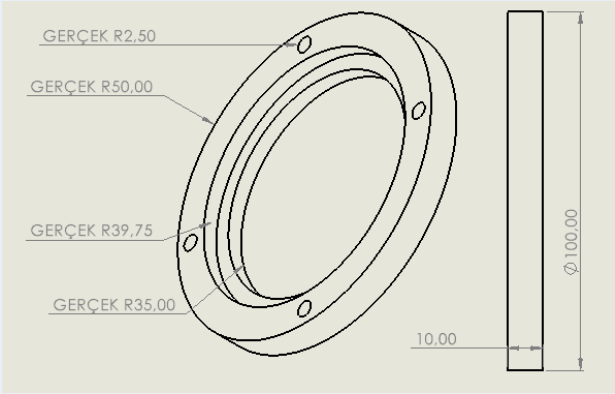
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



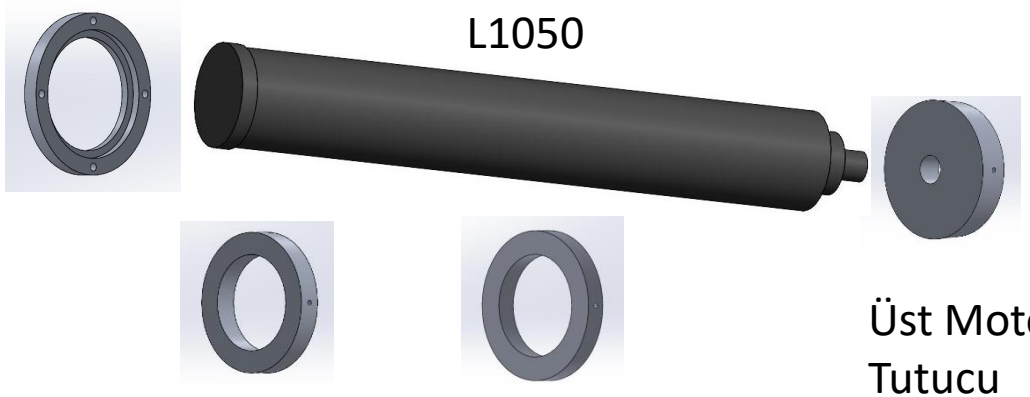
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

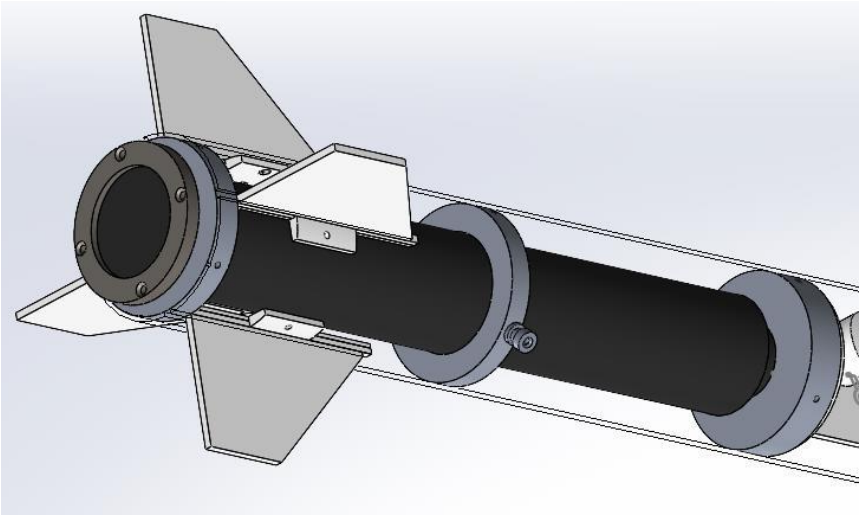
Parça adı	Cad görüntü	Teknik resim	Üretim Yöntemi	Malzeme bilgisi
Üst Motor Tutucu			İçi dolu alüminyum kütleden kesim ve torna ile şekillendirme.	Alüminyum
Orta Merkezleyici			İçi dolu alüminyum kütleden kesim ve torna ile şekillendirme.	Alüminyum

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

Parça adı	Cad görüntü	Teknik resim	Üretim Yöntemi	Malzeme bilgisi
Alt Merkezleyici			İçi dolu alüminyum kütleden kesim ve torna ile şekillendirme.	Alüminyum
Alt Motor Tutucu			İçi dolu alüminyum kütleden kesim ve torna ile şekillendirme.	Alüminyum

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay





Motor Bölümü Genel CAD Görünüm

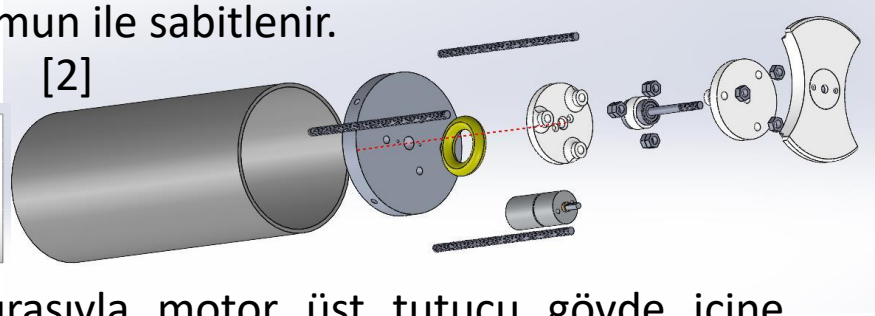
Roket gövdesi birleştirilirken motor üst tutucu, motor orta sabitleyici ve motor alt sabitleyici yerine yerleştirilir ve gövde dışından vidalanır. Ardından motor çevrilerek motor üs tutucuya yerleştirilir. Motor yerleştirildikten sonra alt motor tutucu, motor alt merkezleyiciye vidalanır ve motor yerine yerleştirilmiş olur. Böylelikle motorun rokete en son yerleştirilmesi kapsamında montajı tamamlanır.

Roket Montaj Stratejisi

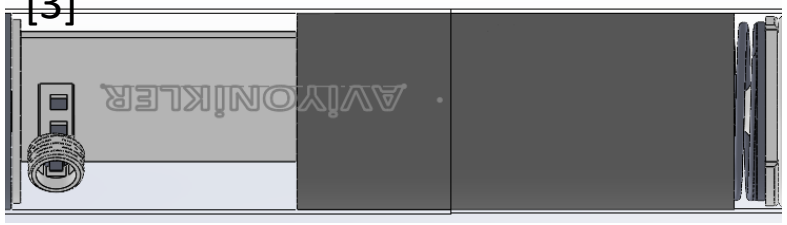
- Roket montajı için öncelikle Aviyonikler aviyonik kutusuna montajlanır[1]. Ayırma sistemi parçaları montajlandıktan sonra aviyonik kutusu ve ayırma sistemi bulkhead aracılığıyla birleştirilir[2]. Gövde entegrasyon parçası hem gövdeleri birbirine bağladığından hem de ayırma sistemi yayına kılıf rolü aldığından ayırma sistemi ve aviyonik kutusunun üzerine geçirilir[3]. Ardından yay sıkıştırılarak somun ile sabitlenir.

[1]

[2]



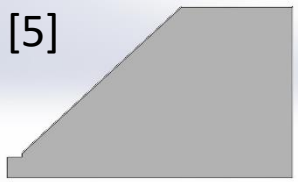
[3]



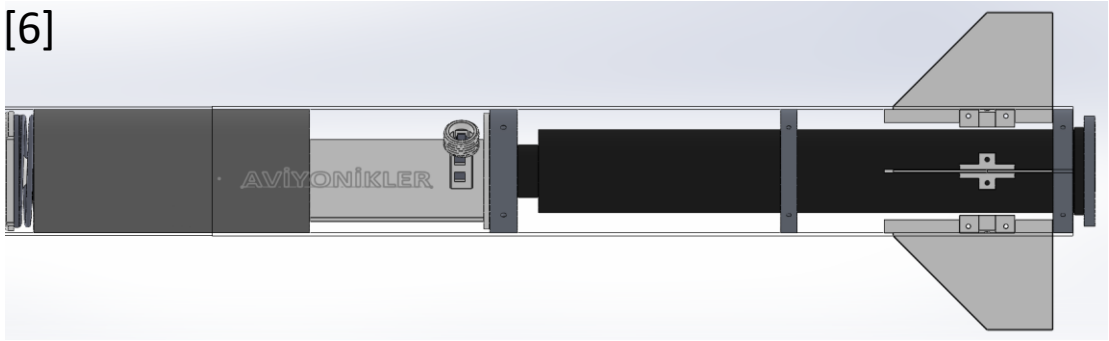
- Daha sonra alt gövdeye sırasıyla motor üst tutucu gövde içine yerleştirilip a4 kalite 4 adet M5 cıvata ile sabitlenir, motor orta merkezleyici gövde içine yerleştirilip a4 kalite 4 adet M4 cıvata ile sabitlenir. Kanat montaj parçası ile birleştirilmiş kanatçık alt gövde üzerinde açılmış yarıklara sürülerek yerine yerleştirilir [4-5]. Ardından hazırlanmış cıvata delikleri yardımıyla gövde dışından a4 kalite m4 cıvata ile 4 kanat sırasıyla sabitlenir. Motor alt merkezleyici gövde içine yerleştirilip a4 kalite 4 adet M4 cıvata ile montajlanır. Şekil 2 de olduğu gibi montajlanmış parça ile alt gövdenin son hali ile birleştirilir. Bu esnada aviyonik anahtarların bağlantıları yapılır [6].

[4]

[5]



[6]



Roket Montaj Stratejisi

- Kaydırma ayakları alt ve üst gövdede bulunan ve gövde arkalarına somun yerleştirilerek sağlamlaştırılmış kısımlara civatalanır.
- Ardından birincil paraşütü tutan şok kordonu ayırma sisteminde yer alan mapaya bağlanır. Görev yükü bölümü ve paraşütü de alt gövdeye sabitlenmiş olan ayrıma sisteminin üstüne yerleştirilir. Bu aşamadan sonra üst gövde geçirilerek entegrasyon gövdesi aracılığıyla 4 adet M5 cıvata kullanılarak alt gövdeyle birleştirilir. Ardından altimetre kapağı takılır.

- Burun ve boyunluk bulkheadin de yardımıyla birleştirildikten sonra boyunluk ana paraşüt ile birlikte üst gövdenin içine yerleştirilir. Böylece roket motor montajına hazır hale gelmiş olur. Motor kendine ayırılan yerine yerleştirildikten sonra alt motor tutucu montajlanarak motor sabitlenecektir.

Roket Montaj Stratejisi

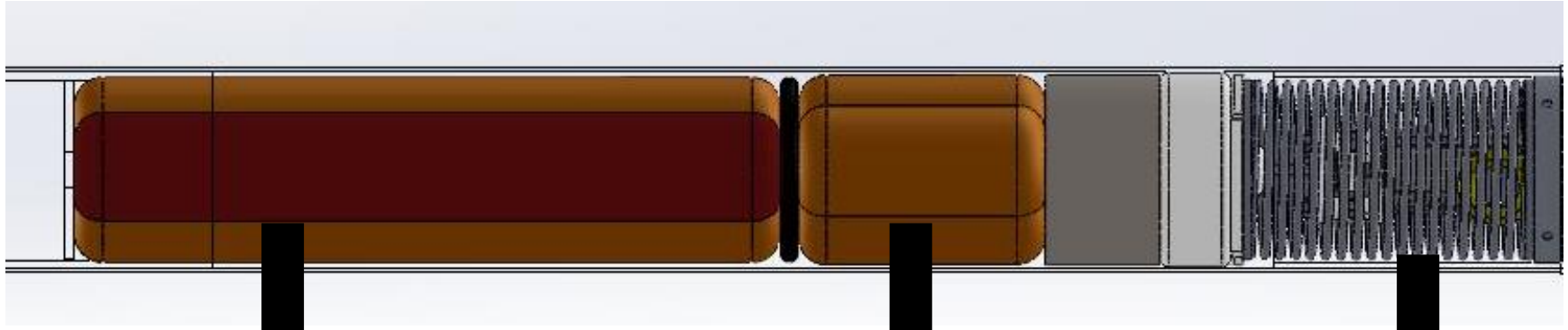
- Roket montajı tamamlandıktan sonra motor teslim alınır ve montajı gerçekleştirilir. Bu işlemden sonra roket teslim edilir. Ertesi gün atış alanına gidildiğinde altimetrenin yerleştirilmesi için altimetre kapağı açılır. Kapak açılırken tornavida benzeri bir malzeme kullanılacaktır. Kapak açıldıktan sonra altimetre yerine yerleştirilecek ve kapak kapatılacaktır. Gerekli görülürse kapağın titreşim sebebiyle açılmasını engellemek için teflon sargı kullanılacaktır.

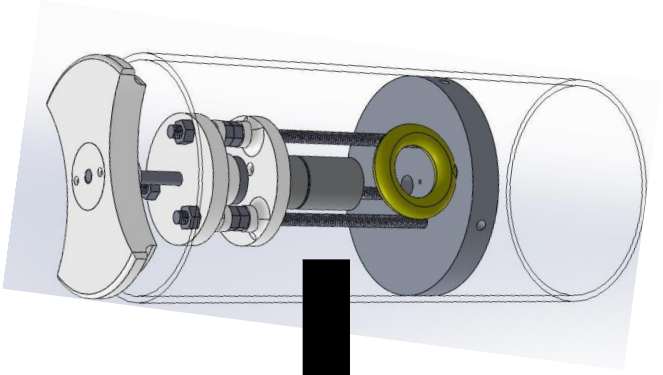
- Altimetre yerleştirildikten sonra roket taşınarak rampaya yerleştirilir. Gövde dışında olan aviyonik anahtarları üzerinden aviyoniklere güç sağlanarak yer istasyonu ile iletişim sağlanır ve roket atışa hazır hale getirilmiş olur.

CIVATA ÖZELLİKLERİ		
Teknik Özellikler	A2 Kalite	A4 Kalite
Boyut	M4/M5	M4/M5
Akma Dayanımı	205 MPa	515 MPa
Kopma Dayanımı	210 MPa	515 MPa

- Kullanılması planlanan M4 ve M5 ölçülerinde mercimek başlı imbus civatalar a4 kalitede temin edilecektir. Boyunluğu burun ile birleştirmek için ise 3,5mm kalınlığında 6 adet çelik vida kullanılacaktır.

Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm





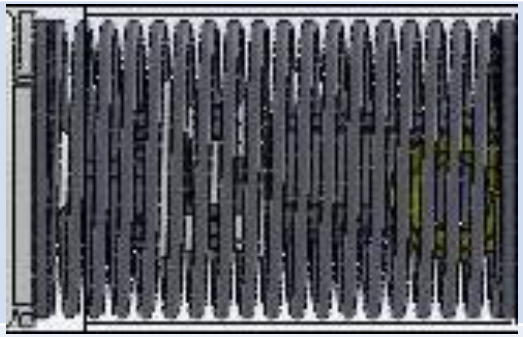
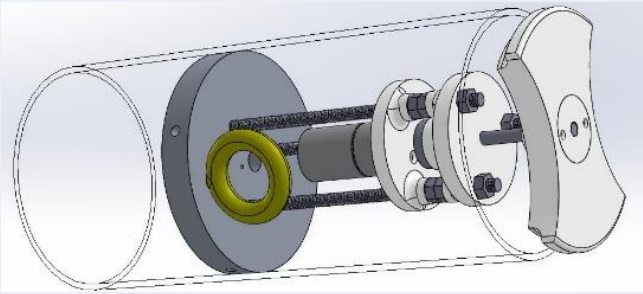
Ana Paraşüt

Görev Yükü Paraşütü

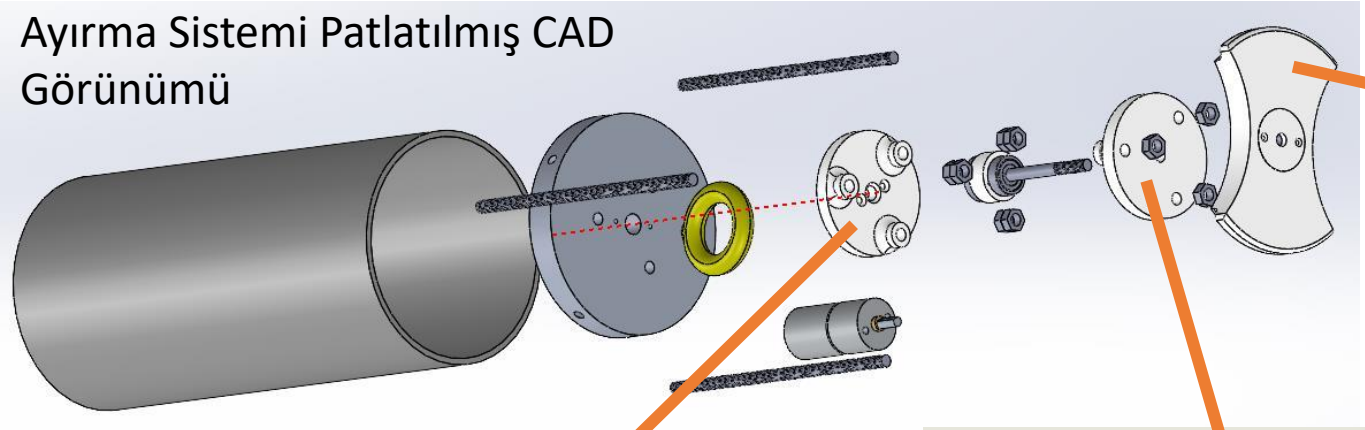
Paraşüt Açma Sistemi (entegrasyon gövdesi gizlenmiş hali)

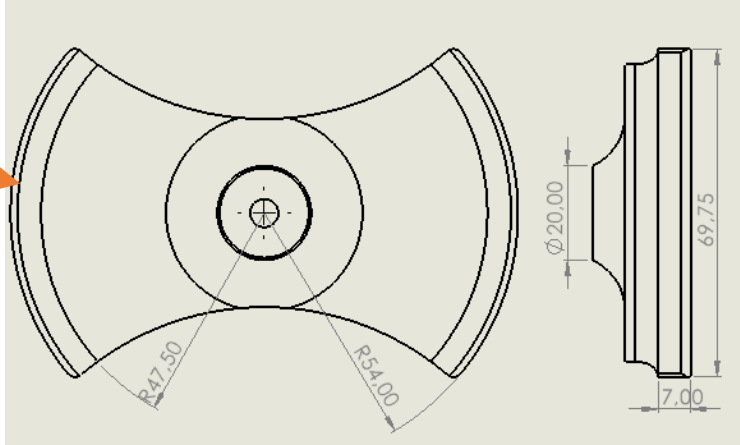
Paraşüt Açma Sistemi (yay gizlenmiş hali)

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

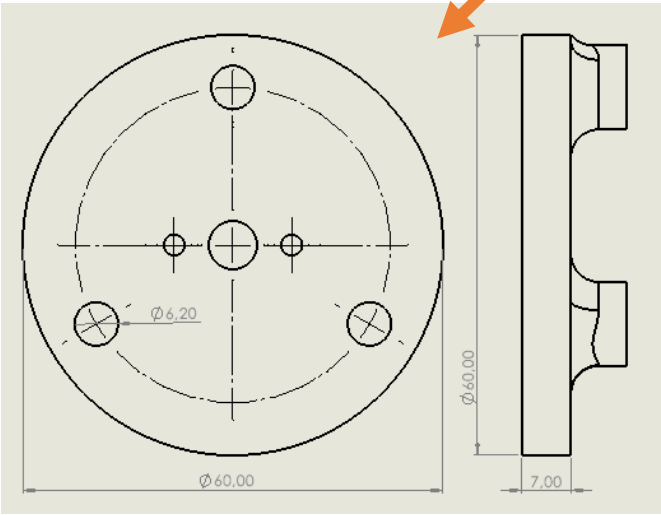
Parça adı	Cad görüntü	Üretim Yöntemi	Malzeme bilgisi
Sistem Yayı		Uygun ölçülerde hazır temin etme.	Çelik
Sistem		Bulkhead alüminyum dolu malzemeden torna yardımıyla hazırlanacaktır. Miller somunlar çelik malzemeden hazır temin edilecek. Milleri ve yayı tutan sistemde beyaz renkli olarak görünen parçalar ise Alüminyum yerine dayanımı yük asma testeleri sonucu yeterli görülen PLA+ malzemeden 3D yazıcıda üretilecektir.	PLA+, Alüminyum, Çelik
Paraşüt		Uygun ölçülerde hazır emin etme.	Ripstop Örgülü Hava Geçirmez Kumaş

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

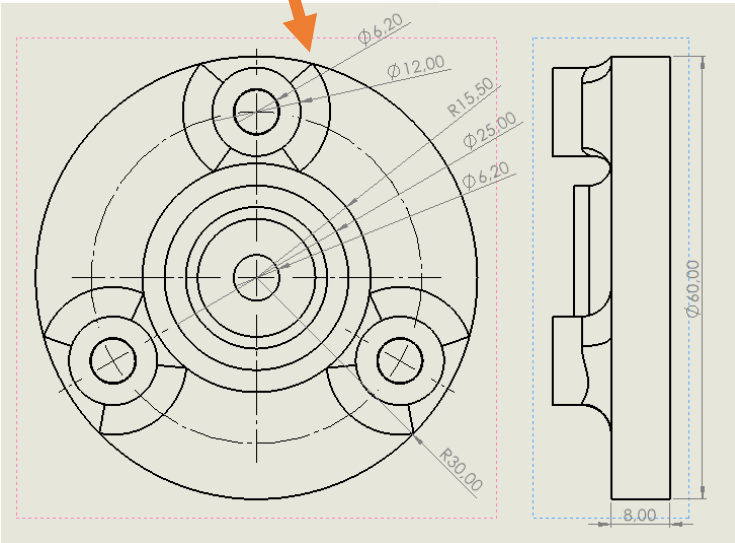




Yay Tutucu Teknik Resim Görünümü



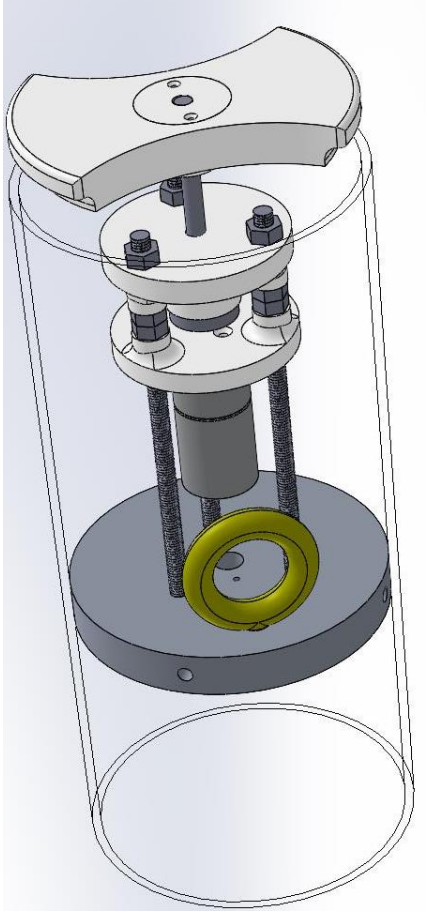
Motor Tutucu Teknik Resim Görünümü



Mil Tutucu Teknik Resim Görünümü

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

KURTARMA ALT SİSTEMLERİNİN ROKETTEKİ İŞLEVİ	
Alt Sistemler	İşlevi
Birincil Paraşüt	Roketin güvenli bir şekilde yere inmesini sağlar.
Göre Yükü Paraşütü	Görev yükünün güvenli bir şekilde yere inmesini sağlar.
Eyleyiciyi Kontrol Eden Motor	Roket en yüksek irtifaya ulaştığında basınç ve devre sensörlerinden aldığı veriyle ayırma sistemini devreye sokan elemandır.
Kurtarma Sistemi	Roket en yüksek noktaya ulaştıktan sonra motorlar aviyonik sistemden aldığı komutla sistemi devreye sokar bu sistem birincil paraşütün ve görev yükünün roketi terk etmesini sağlar.
Mil	Kurtarma Sisteminin açılmasını bağlı olduğu somun ile engelleyerek roket en yüksek noktaya geldiği anda motorlardan aldığı veriyle dönen somundan çıkarak yayı serbest bırakan elemandır.
Somun	Mili tutan elemandır.



Ayırma Sistemi CAD Görünümü

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

KURTARMA AKTİVASYONU & KURTARMA STRATEJİSİ	
KURTARMA AKTİVASYONU	Roket en yüksek noktaya ulaştıktan sonra düşüşe başladığı sensörlerden alınan verilerle işlemcilerce tespit edilir. Ticari sistem ve 2. sistem'den hangisi tetikleme koşulunun gerçekleştiğini önce tespit ederse tetikleme yapmak için mosfet üzerinden dc motoru çalıştırır. Çalışan dc motor mili döndürerek somunun milden ayrılmasını sağlar. Somun milden ayrıldıktan sonra yay serbest kalır. Serbest kalan yay ayrılmayı gerçekleştirir.
KURTARMA STRATEJİSİ	Kullandığımız sistem dış kapsül yaylı kurtarma sistemidir. Sistemde bulunan mil roket en yüksek irtifadayken motor yardımıyla döndürülerek yayı serbest bırakır. Böylece yay gövde boyunca ilerlemeye başlayıp görev yükünü ittirir. Görev yükü de önündeki burun konisine baskı uygulayarak roketin dışına atar. Böylece paraşütler serbest bir hale gelir ve açılır. Açılan görev yükü paraşütü ile görev yükü roketten bağımsız olarak iniş yapar. Ardından ana paraşüt açılır ve roketin sağlam bir şekilde iniş yapması sağlanır.

KURTARMA SİSTEMİNİN ROKET İÇİ HACMİ	
Boy	172 mm
Çap	101 mm

Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

Sistemimizde piroteknik malzeme kullanılmamaktadır.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

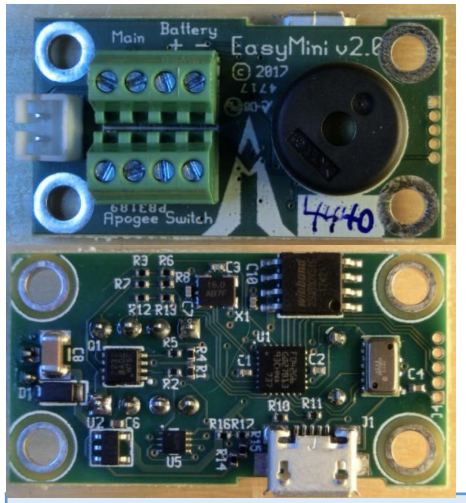
ANA PARAŞÜT

GÖREV YÜKÜ PARAŞÜTÜ

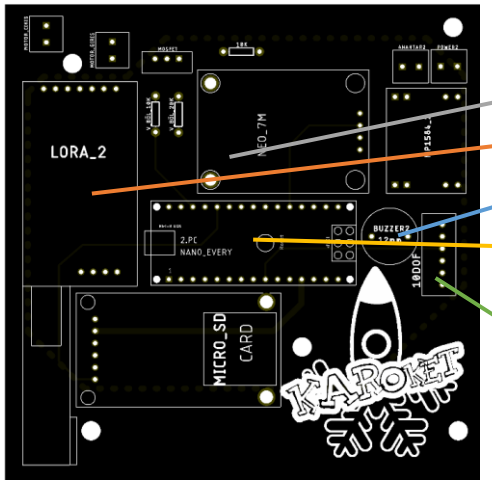
Düşüş Hızı (m/s)
Roket G = 115 = Fd Fd=1/2DρAϑ 2 (D=0,8 ρ=1,225) 115 = ½ .0,8.1,225.[πr^2] .ϑ^2 115 = ½ .0,8.1,225.[4,89] .ϑ^2 ϑ^2= 48,11 ϑ = 6,93m/s
Görev yükü G = 45,89 = Fd Fd=1/2DρAϑ 2 (D=0,8 ρ=1,225) 45,89 = ½ .0,8.1,225.[πr^2] .ϑ^2 45,89 = ½ .0,8.1,225.[1,76] .ϑ^2 ϑ^2= 53,21 ϑ = 7,29m/s

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

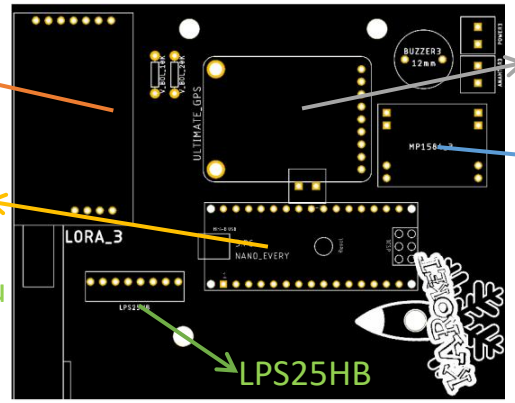
Ticari Sistem[1] Görseli



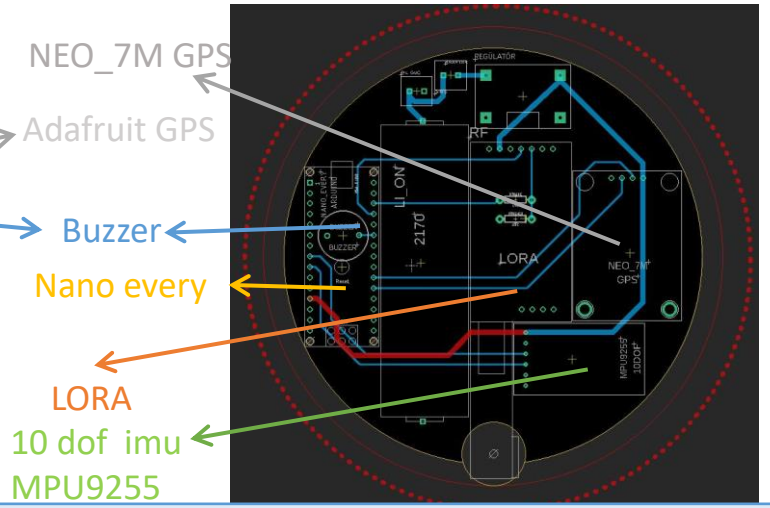
2. Sistem PCB Görünümü



3. Sistem PCB Görünümü



Görev Yükü Aviyoniği PCB Görünümü



1. Sistemde Altus Metrum firmasına ait EasyMini ticari sistemi kullanılacaktır. Bu sistemde STM32F042 çip ve MS5607 basınç sensörü bulunmaktadır. Ayrıca sistem uçuş anında verileri kaydetmektedir.
2. sistemimizde konumu bulmak için NEO_7M GPS, Nano every, Mpu9255, Bmp280, Lora ve Buzzer kullanılmıştır. Sensörlerden alınan veriler sd kart modülü aracılığı ile kaydedilmektedir.
3. sistemimizde konumu bulmak için Adafruit Ultimate GPS, Arduino Nano Every, LPS25HB, Lora , Buzzer kullanılmıştır.
Görev Yükü Aviyoniğimizde konumu bulmak için NEO_7M GPS, Nano every, Mpu9255, Bmp280, Lora , Buzzer kullanılmıştır.

[1] Altus, 2020. 25.02.2022 tarihinde erişilmiştir. https://altusmetrum.org/EasyMini/

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

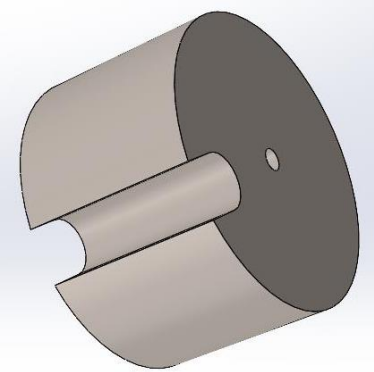
Paraşüt Bilgileri Tablosu	
Paraşüt Kumaşı	Paraşütler hava geçirmeyen ripstop örgülü kumaştan kubbe şeklinde hazırlanmış olarak temin edilecektir. Görev yükü paraşütü 150cm, birincil paraşüt 250cm çapındadır. Paraşüt kumaşı olarak kırmızı ve turuncu renkler kullanılacaktır.
Paraşüt İpi	4 mm çapında poliamit ip kullanılacaktır. 150 kilogramdan fazla taşıma kapasitesine sahip ipler kullanılacak.
Şok Kordonu	Paraşüt açılma anında oluşan kuvvet openrocketten elde edilen verilerle ve 10 kat güvenlik katsayısı dikkate alınarak rokete bağlı olan şok kordonu için 380N, görev yükü şok kordonu için 90N olarak hesaplanmıştır. Bu değerler dikkate alınarak uygun şok kordonu seçilecektir. Görev yükü bölümü hariç rokete ait tüm parçalar birlikte indirilecektir.

Paraşütlerin Katlanmış Ve Açık Çapları, Kubbe Delikleri Ölçüsü			
Detay		BİRİNCİL PARAŞÜT	GÖREV YÜKÜ PARAŞÜTÜ
Katlanmış Çapları	:	110mm	110mm
Açık Çapları	:	250 cm Delik Ölçüsü: 25 cm	150 cm Delik Ölçüsü: 15 cm
Kapalı Boyutlar	:	400mm	140mm
Renk	:	Kırmızı / Turuncu	Turuncu
Kütle	:	933 g	397 g

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

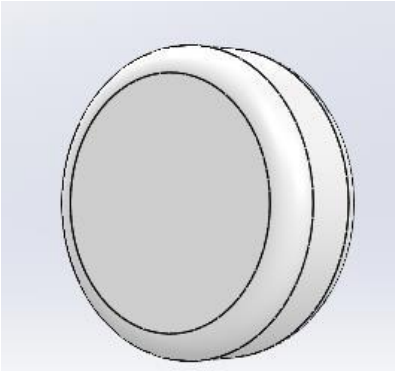
Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşayacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı	Düşüş Hızı (m/s)
Birincil Paraşüt	$A = \pi r^2$ A = $3{,}14.(1{,}25)^2$ = 3,14.1,56 = 4,89 m^2	11,750 kg	D=0,8	Roket G = 115 = Fd Fd=1/2DρAϑ 2 (D=0,8 ρ=1,225) 115 = ½ .0,8.1,225.[πr^2] .ϑ² 115 = ½ .0,8.1,225.[4,89] .ϑ² ϑ²= 48,11 ϑ = 6,93m/s
Görev Yükü Paraşütü	$A = \pi r^2$ A = $3{,}14.(0{,}75)^2$ = 3,14.0,56 = 1,76 m^2	4,678 kg	D=0,8	Görev yükü G = 45,89 = Fd Fd=1/2DρAϑ 2 (D=0,8 ρ=1,225) 45,89 = ½ .0,8.1,225.[πr^2] .ϑ² 45,89 = ½ .0,8.1,225.[1,76] .ϑ² ϑ²= 53,21 ϑ = 7,29m/s

Görev Yükü



Faydalı Yük Cad Görünüm

Görev Yükü Detay Bilgileri	
Özellikler	Değer
Malzeme	Çelik
Boy	65mm
Çap	109mm
Aviyonik ve Paraşüt Dahil Kütle	4678 g
Aviyoniksiz ve Paraşütsüz Kütle	4000 g



Faydalı Yük Aviyoniği Cad Görünüm

Görev Yükü

Görev Yükünün Roketten Ayrılması

Kurtarma Sistemi olarak Dış Kapsül yaylı sistem seçilmiştir. Sistem ile görev yükünün ayrılışı en yüksek irtifadan hemen sonra gerçekleşir. Roketin en yüksek irtifaya çıkmasından hemen sonra aviyoniklerden alınan komutla motor çalışarak yayı serbest bırakır. Böylece yay gövde boyunca ilerlemeye başlayıp görev yükünü ittirir. Görev yükü de önündeki burun konisine baskı uygulayarak roketin dışına atar. Görev yükü de eş zamanlı olarak roketi terk ederek inişe başladığı anda üzerinde bulunan paraşüt açılır ve saniyede 7,2m-7,5m hızında bağımsız olarak inmeye devam eder. Üzerinde bulunan GPS sensörü ile konum anlık olarak alınır. İmu sensörden alınan basınç ve ivme değerleri tespit edilir. Lora modülü yardımıyla yer istasyonuna konum ve diğer veriler iletilir. Veriler görev yükü yere indiğinde de iletilmeye devam eder. Bu sayede görev yükünün konum tespiti ve kurtarılması mümkün olacaktır. Ayrıca devreyi çalıştırmak için sistemde bir anahtar, bunun yanı sıra sistem açıldığında ses sinyali veren ve roket yere iniş yaptığında daha kolay bulunmasını sağlamak için ses çıkaran buzzer bulunmaktadır.

Görev Yükü Konum Belirleme Staratejisi

Görev yükü aviyoniğinde bulunan Neo 7M gps sayesinde enlem, boylam, irtifa ve hız değerleri aviyonikte bulunan Lora modülü tarafından yer istasyonuna iletilir. Yer istasyonuna gelen konum verileri sayesinde görev yükünün yer tespiti yapılacaktır. İnternet gerektirmeyen mobil uygulamalardan da yararlanarak enlem boylam bilgisi girilerek görev yükünün konumu telefon ekranından görüntülenecek ve kurtarma gerçekleştirilecektir. Görev yükü ile yer istasyonu arasında iletişim kopması gerçekleşirse tespit edilen son konuma ve önceki konumlara bakarak sürüklenme yönü tespit edilip tahmini düşüş alanı belirlenecektir.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Görev Adı		Başlangıç	Bitiş
KURTARMA SİSTEMİ TESTLERİ			
Kurtarma Prototip Mekanizması Açılma Testi		5.04.22	25.04.22
Kurtarma Prototip Mekanizması Yük Altında Açılma Testi		12.04.22	25.04.22
Kurtarma Prototip Mekanizması Konuma Bağlı (0 °°...85 °°) Açılma Testi		21.04.22	25.04.22
Paraşüt Sistemi 4 kg yük ile 15 m Yükseklikten Bırakılma Testi		25.04.22	28.04.22
Faydalı Yük Ayrılma Testleri		25.05.22	2.06.22
Şok Kordonu ile Mapa Arasında Gerilim Testi		28.05.22	5.06.22
Kurtarma Sistemleri Açılma Testleri		25.05.22	10.06.22
Kurtarma Sistemi Genel Testleri		20.05.22	10.06.22
Burun Açılma Testi		22.05.22	12.06.22
Kurtarma Sistemi Yapısal/Mekanik Mukavemet Testleri		12.0722	19.06.22

Aviyonik – Özet

	1. Sistem	2. Sistem	3. Sistem	Görev Yükü
Ticari / Özgün	Ticari Sistem Altus Metrum EasyMini v2.0	Özgün Sistem	Özgün Sistem	Özgün Sistem
Görevi	Basınç Sensörü roket düşüşe geçtiği anda üzerinden tetikleme yaparak paraşütlerin çıkarılması	Basınç ve İvme Sensörü üzerinden roket düşüşe geçtiği anda tetikleme gerçekleştirerek paraşütlerin çıkarılması ve yer istasyonu ile iletişim kurulması	Yer istasyonu ile iletişim kurulması. Konum ve diğer verilerin yer istasyonuna iletilmesinden sorumlular	
Benzerlik	Tetiklemede basınç(MS5607) verilerini kullanır. Kart üzerine sensörler yerleştirilmiştir. Buzzer bulundurur. Anahtarlama çıkışı bulunur. Uçuş verilerini kaydedebilir. Yazılımında veri filtrelemesi bulunur.(Kalman)	Tetiklemede basınç(Bmp280) ve ivme(Mpu9255) verilerini kullanır. Yazılımı özgün olarak hazırlanacaktır. İletişimde Lora E32900T30D modülünü kullanır Kart üzerine sensörler yerleştirilmiştir. Buzzer bulundurur. Anahtarlama çıkışı bulunur. Uçuş verilerini kaydedebilir. Yazılımında veri filtrelemesi bulunur. (Medyan Filtre)	Lora E22 900T30DC modülünü kullanır	Lora E32 900T30D modülünü kullanır

Aviyonik – Özet

	1. Sistem	2. Sistem
Farklılıkları	Ticari sistemdir. Küçük ayarlamalar sonrası kullanıma hazırdır. Konum tespiti yapamaz. İletişim özelliği bulunmaz. Düşük pil tüketimine sahiptir. Boyutları küçüktür. (3,8cmx2,0cm)	Hem tetiklemeden hem de iletişimden sorumlu özgün sistemdir. Tasarlanan elektronik karta sensörler yerleştirilerek kullanılır. Yazılımı da kullanıcı tarafından hazırlanarak kullanılabilir. Konum tespiti yapabilir. Yer istasyonuna uçuş verilerini iletebilir İletişim modülünün yüksek enerji kullanması sebebiyle yüksek pil tüketimine sahiptir. Boyutları kullanıcının tasarımına göre değişir. Bizim tasarımımız 10cmx10cm
Bilgisayarlar arası bağlantı	Kullandığımız uçuş bilgisayarlarında aynı DC motoru kontrol etmeleri dışında herhangi bir elektriksel , kablolu veya kablosuz bir bağlantı bulunmamaktadır. Bu iki uçuş bilgisayarı sistemi birbirinden tamamen bağımsız çalışmaktadır ve tetiklemeyi de tamamen birbirlerinden etkilenmeden gerçekleştirebilmektedirler.	
Bilgisayarlar Arası Geçiş	İki uçuş kontrol bilgisayarı da mosfet üzerinden Dc motoru tetikleyecek şekilde, ayrı kartlar üzerinde, ayrı güç kaynaklarıyla, ayrı kablolama ve anahtarlama yapısıyla tasarlanmışlardır. Tetikleme hangi bilgisayar koşulların oluştuğunu önce tespit ederse onun üzerinden gerçekleşecektir. Aynı anda oluşabilecek tetiklemede problem oluşmaması için özgün sistemde diyot kullanılması planlanmıştır.	

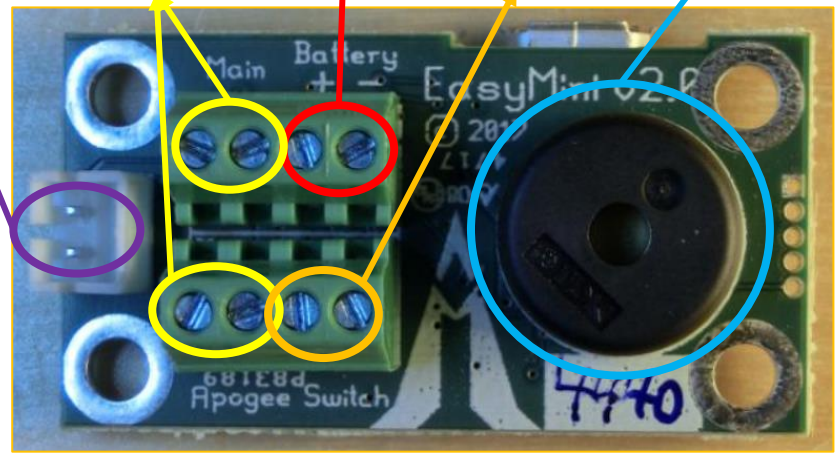
Aviyonik – 1.Sistem Detay/1 (Ticari Sistem)

1.Sistem için şartnamenin “EK-7 Ticari Uçuş Bilgisayarları” ek’inde listelenmiş olan ticari uçuş kontrol bilgisayarları arasından “Altus Metrum EasyMini v2.0” isimli ticari bilgisayarı seçtik. Bu, model roketçilik için oldukça hafif (6.5 gram) ve oldukça küçük boyutlarda (1,5 x 0,8 inçlik pano) olan, sadece baro kayıt yapabilen çift dağıtımlı bir ticari sistemdir. [1]

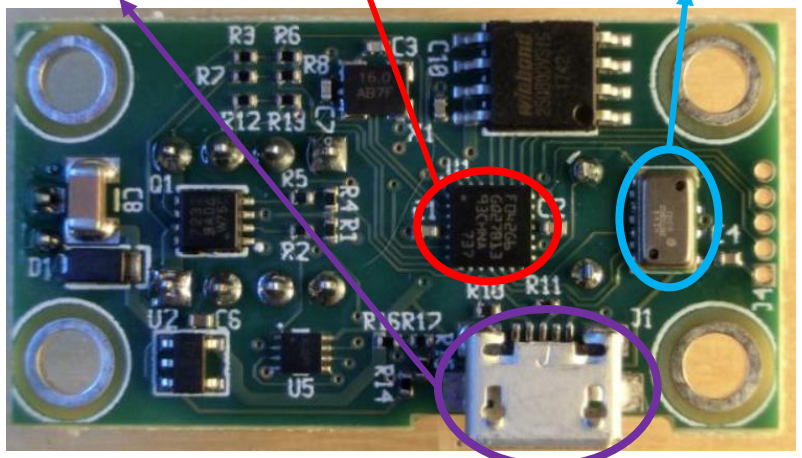
Donanım Özellikleri

- STM32F042 Çip
- KOL Korteks-M0 MCU
- 32k Flaş
- 6k RAM
- USB 2.0
- 8 adet 12 bit analog giriş
- I2C, SPI, zaman uyumsuz seri dijital G/Ç
- MS5607 basınç sensörü
- 1MB SPI flaş
- 38mm x 20mm x 15mm Boyutlarında

[1]: https://altusmetrum.org/EasyMini/
[2]: https://altusmetrum.org/EasyMini/



EasyMini v2.0 Ön Görünüm [1]



EasyMini v2.0 Arka Görünüm [1]

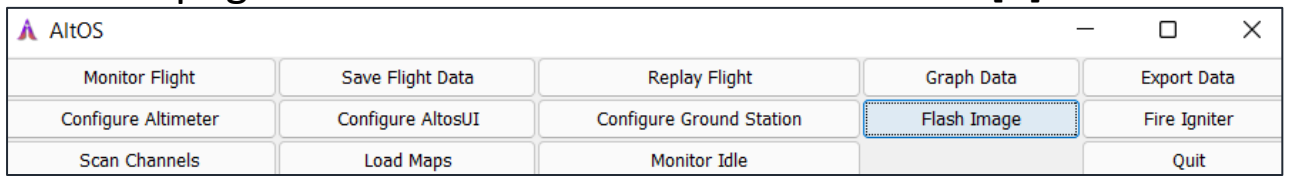
Aviyonik – 1.Sistem Detay/1 (Ticari Sistem)

Ticari Sistem Ayarları:

Sistemi çalıştırmak için batarya ve anahtar bağlantıları yapılır. Batarya ve anahtar bağlantıları için doğrudan girişler bulunmaktadır. Belirtilen kutuplara göre bağlantılar gerçekleştirilir. Testlerde tetiklemeleri simüle etmek için tetikleme çıkışlarına mosfet anahtarlaması ile led bağlanabilir. [1]

Usb kablosu ile bilgisayara bağlanır. Ardından anahtardan sistem başlatılır. Bilgisayara indirilmiş altos uygulaması açıldığında ticari sistemin ayarlarını yapabileceğimiz bir menü açılır. Menüde tetikleme ayarları, buzzer ses ayarları, eski uçuş kayıtları, yazılım güncellemeleri gibi bölümler bulunmaktadır. Tetikleme ayarlarından apogee ayarları bölümünden istenildiği takdirde apogee gecikmesi ve apogee tetikleme kilitlemesi ayarı yapılabilmektedir. Bu ayarlar ürün temin edildiğinde test edilerek. Sistemimize en uygun olan ayarlar tercih edilecektir. [1]

Ticari sistemde hem apogee hemde ana paraşüt tetiklemesi yapılabilmektedir. Lise kategorisinde yalnızca birincil paraşüt olacağından ve bu tetiklemenin roket düşüşe başladığında olması gerektiğinden tetikleyiciler apogee bölümü girişlerine bağlanacak ve Altos uygulamasından apogee tetiklemesi aktif olarak bırakılacak. [1]

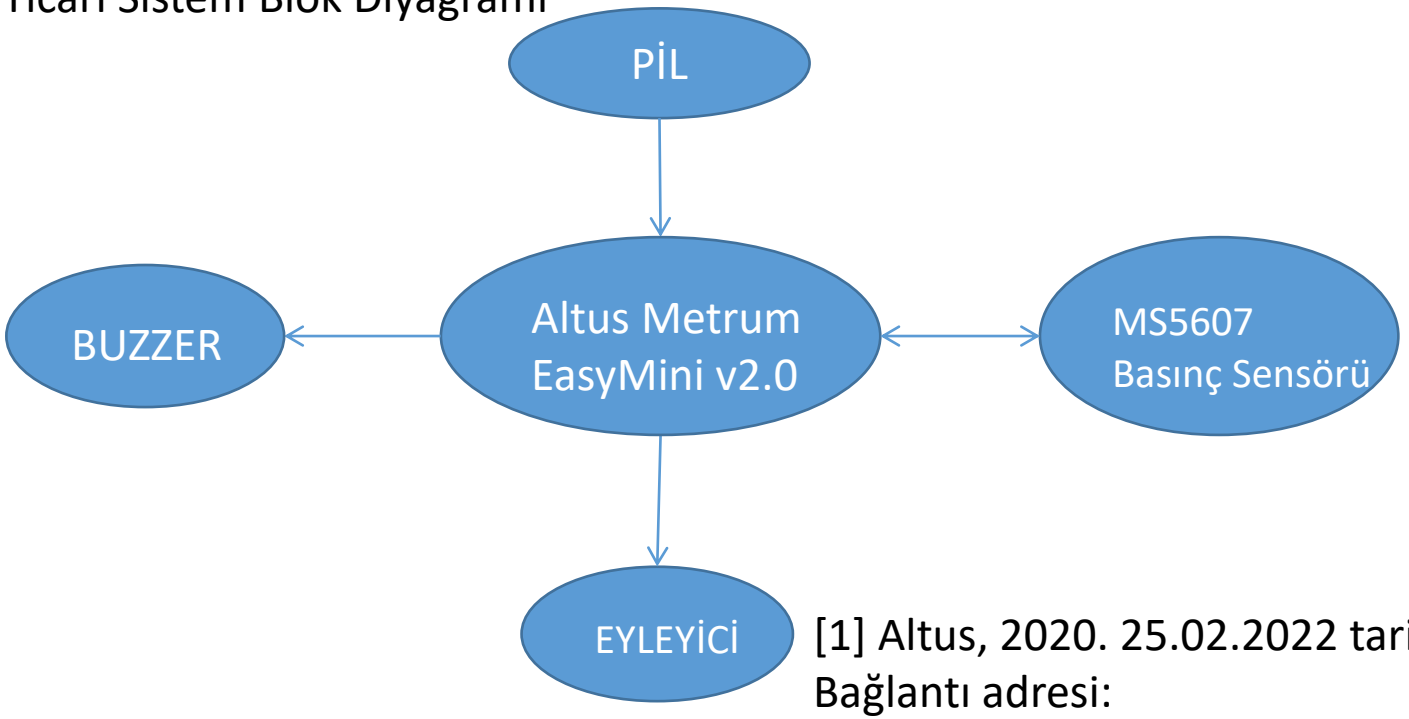


[1]: TEKNOFEST ROKET YARIŞMASI ÖN TASARIM RAPORU (ÖTR) YANSI 32

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

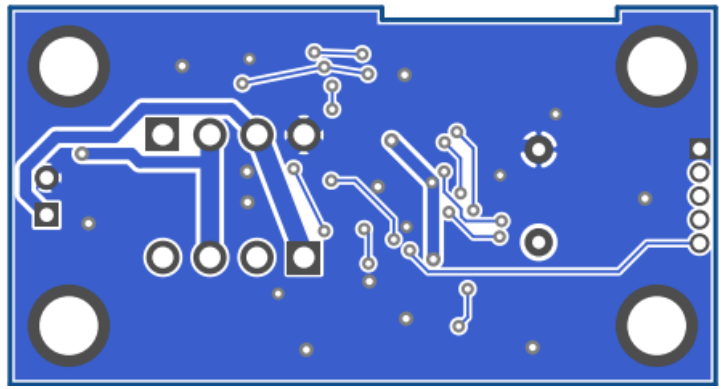
Aviyonik 1.sistemde kullandığımız ticari bilgisayar Altus Metrum EasyMini v2.0 olup Şekil1'de 1.sistem (ticari sistem) bağlantıları blok diyagramı gösterilmiştir.

Ticari Sistem Blok Diyagramı

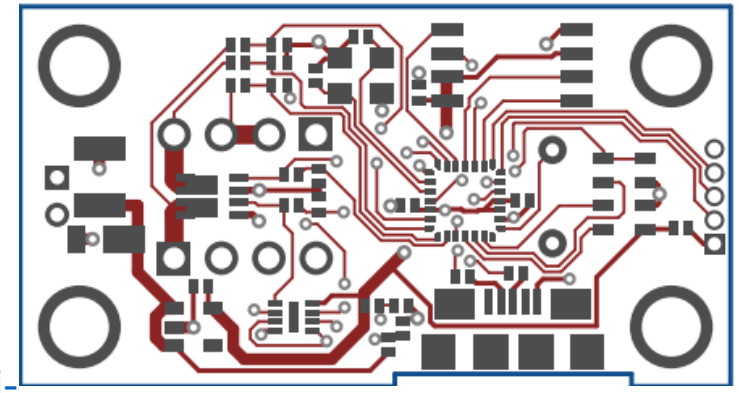


Şekil1

[1] Altus, 2020. 25.02.2022 tarihinde erişilmiştir. Bağlantı adresi: https://altusmetrum.org/EasyMini/v2.0/easymini-pcb.pdf



EasyMini v2.0 PCB Ön Görünüm [1]

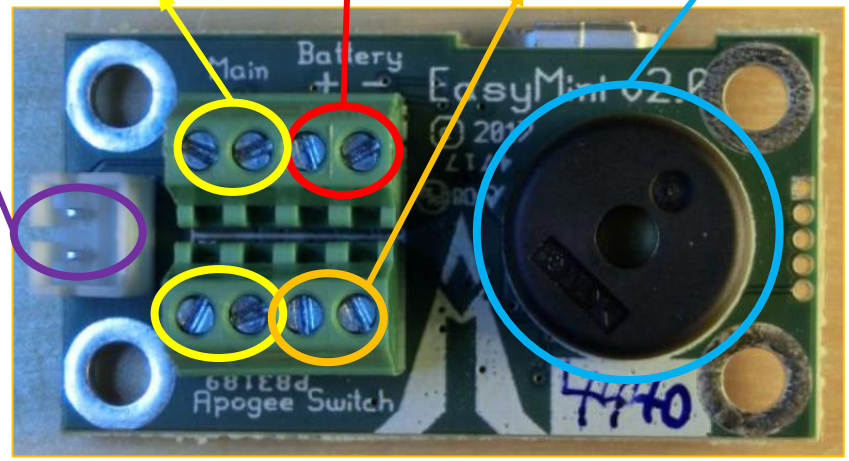


EasyMini v2.0 PCB Arka Görünüm [1]

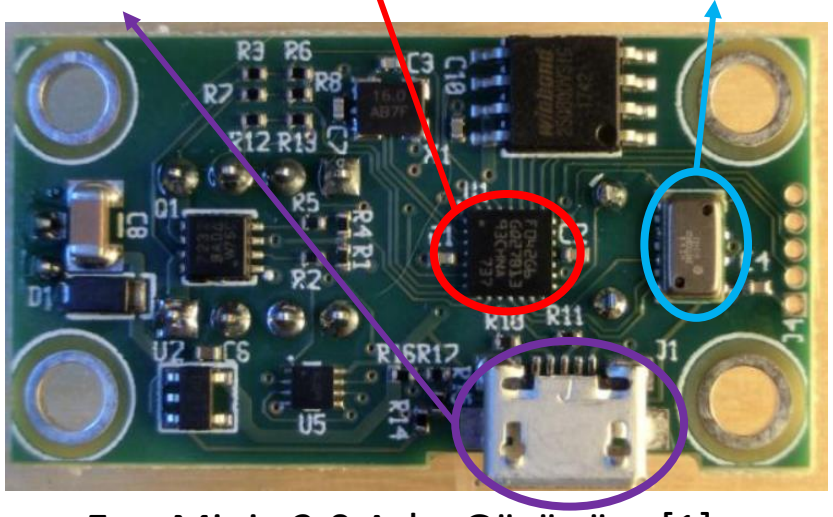
Aviyonik – 1.Sistem Detay/2 (Ticari Sistem)

Donanım Özellikleri

- STM32F042 Çip
- KOL Korteks-M0 MCU
- 32k Flaş
- 6k RAM
- USB 2.0
- 8 adet 12 bit analog giriş
- I2C, SPI, zaman uyumsuz seri dijital G/Ç
- MS5607 basınç sensörü
- 1MB SPI flaş
- 38mm x 20mm x 15mm Boyutlarında



EasyMini v2.0 Ön Görünüm [1]



EasyMini v2.0 Arka Görünüm [1]

[1] Altus, 2020. 25.02.2022 tarihinde erişilmiştir. https://altusmetrum.org/EasyMini/

Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

•İşlemci: 2.sistemde kullanılacak olan işlemci “Arduino Nano Every Atmega4809”dur. Kendinden önceki modellere göre çok daha fazla hafızası vardır. 950mA akımına kadar çıkış verir. [1]

•1.Sensör (İvme Sensörü): Çalışma gerilimi 3.3V-5.5V arasında olan MPU 9255 ivme sensörü ile 3 ayrı eksende ivme, jiroskop ve manyetik alan ölçümleri yapıp veri alabilen bir ivme sensörüdür. [2]

•2.Sensör (Basınç Sensörü): Kullanacağımız basınç sensörü BMP 280 olup 3V beslenme gerilimine sahiptir. Boyutunun küçük olması, PCB kartta fazla yer kaplamaması bizim için büyük bir avantajdır. [3]

•Haberleşme Modülü: Haberleşme modülü olarak “Lora E32900T30D” modülünü seçtik. 30dBm çıkış gücüne sahiptir ve birçok haberleşme modülüne göre daha fazla menzili vardır. 3.3V-7V arası bir enerji tüketimi yapar.

•GPS Modülü: “Neo 7M” GPS modülü sadece 40mA akım çekmektedir. Maliyeti Ultimate GPS’e göre daha uygundur.

[1]: https://www.kompent.com/orijinal-arduino-nano-every--yeni-arduino-nano-modeli-333

[2]: https://www.direnc.net/10-dof-imu-sensor-dusuk-guc

[3]: https://www.robotekno.com/bmp280-atmosferik-basinc-sensoru-bmp-280-barometre-yukseklik

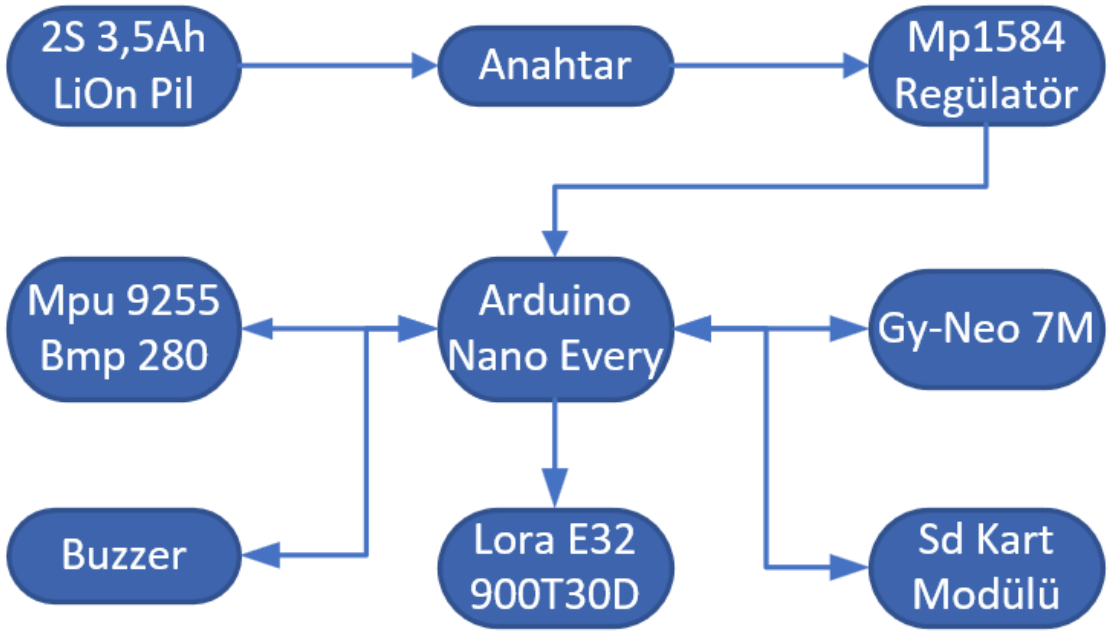
[4]: https://www.direnc.net/ultimate-gps-breakout-66-channel-w10-hz-updates-version-3-adafruit

Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

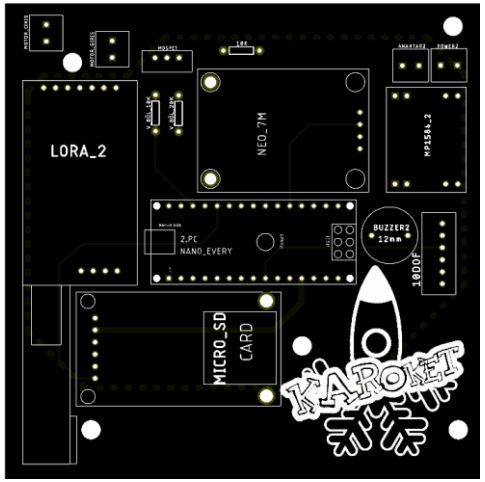
Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	Arduino Nano Every Atmega4809	-	-
1.Sensör	MPU 9255 İvme Sensörü	Evet	3 eksenden veriler alınır. Roketin yükselme durumu, apogee noktasındaki durumu ve iniş yaptığı durumu verilerden alınır ve kurtarma sistemi tetiklenir
2.Sensör	BMP 280 Basınç Sensörü	Evet	Roketin en yüksek noktaya çıktıktan sonra düşeceği, alınan verilerden anlaşılır ve kurtarma sistemi tetiklenir.
Haberleşme Modülü	Lora E32900T30D	Evet	Gps modülü, basınç ve ivme sensöründen alına verileri yer istasyonuna aktarır.
GPS Modülü	Neo 7M	Hayır	-

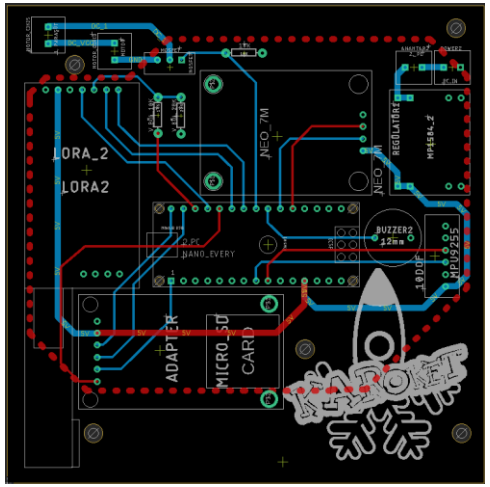
Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

2.Sistem



2.Sistem Uçuş Kontrol Bilgisayarı Blok Diyagramı





Aviyonik Kartlar CAD ve PCB Görünümü

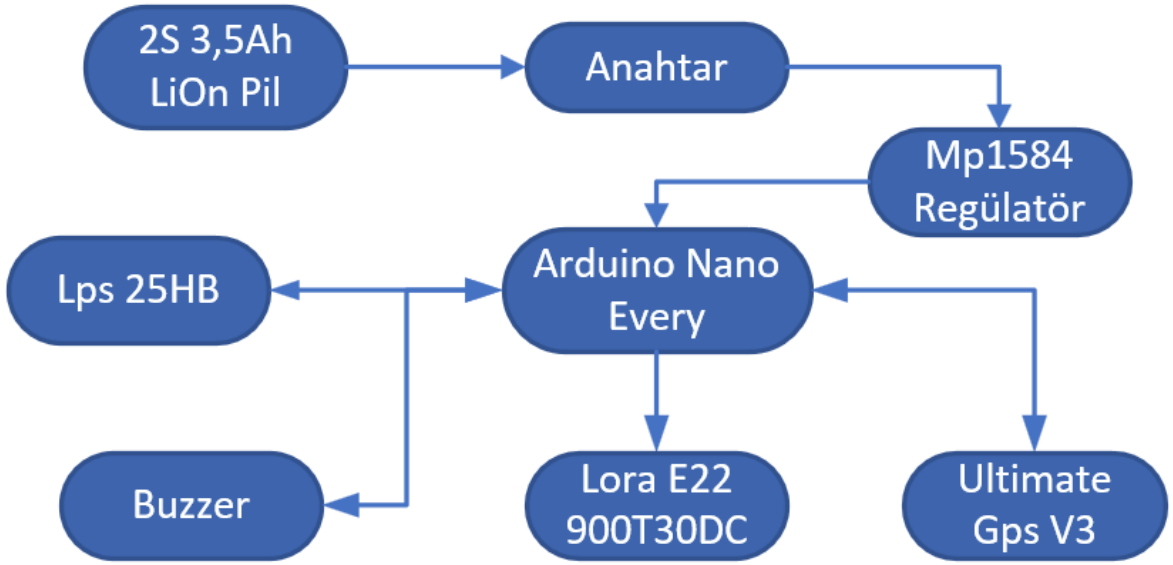
Yazılım boyutunun yüksek olması sebebiyle ultimate gps yerine neo 7M gps tercih edilmiştir.

Üretilmesini planladığımız PCB elektronik kartın çizimini Eagle kart çizim programı aracılığıyla hazırladık.

Kartın üretimi için gerber dosyaları üzerinden siparişler oluşturulmuş kartların üretimleri tamamlanmış ve kargolaması gerçekleşmiştir. 15.05.2022 tarihine kadar kartların elimize ulaşmasını beklemekteyiz.

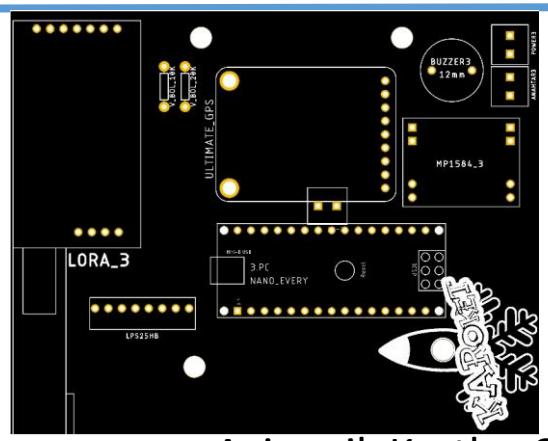
Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

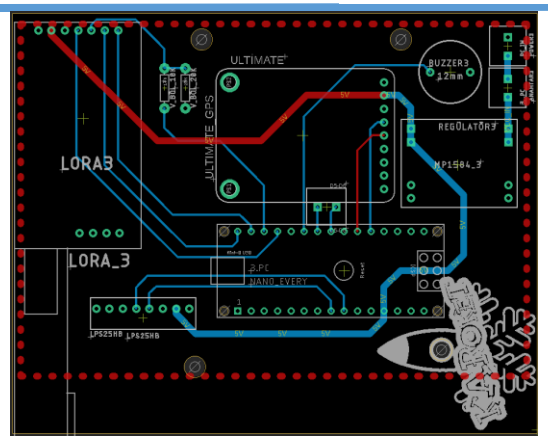
3.Sistem



3.Sistem Uçuş Kontrol Bilgisayarı Blok Diyagramı

3.Sistem uçuş bilgisayarı iletişim amacıyla kullanılacak olup tetiklemelerde görev almayacaktır.





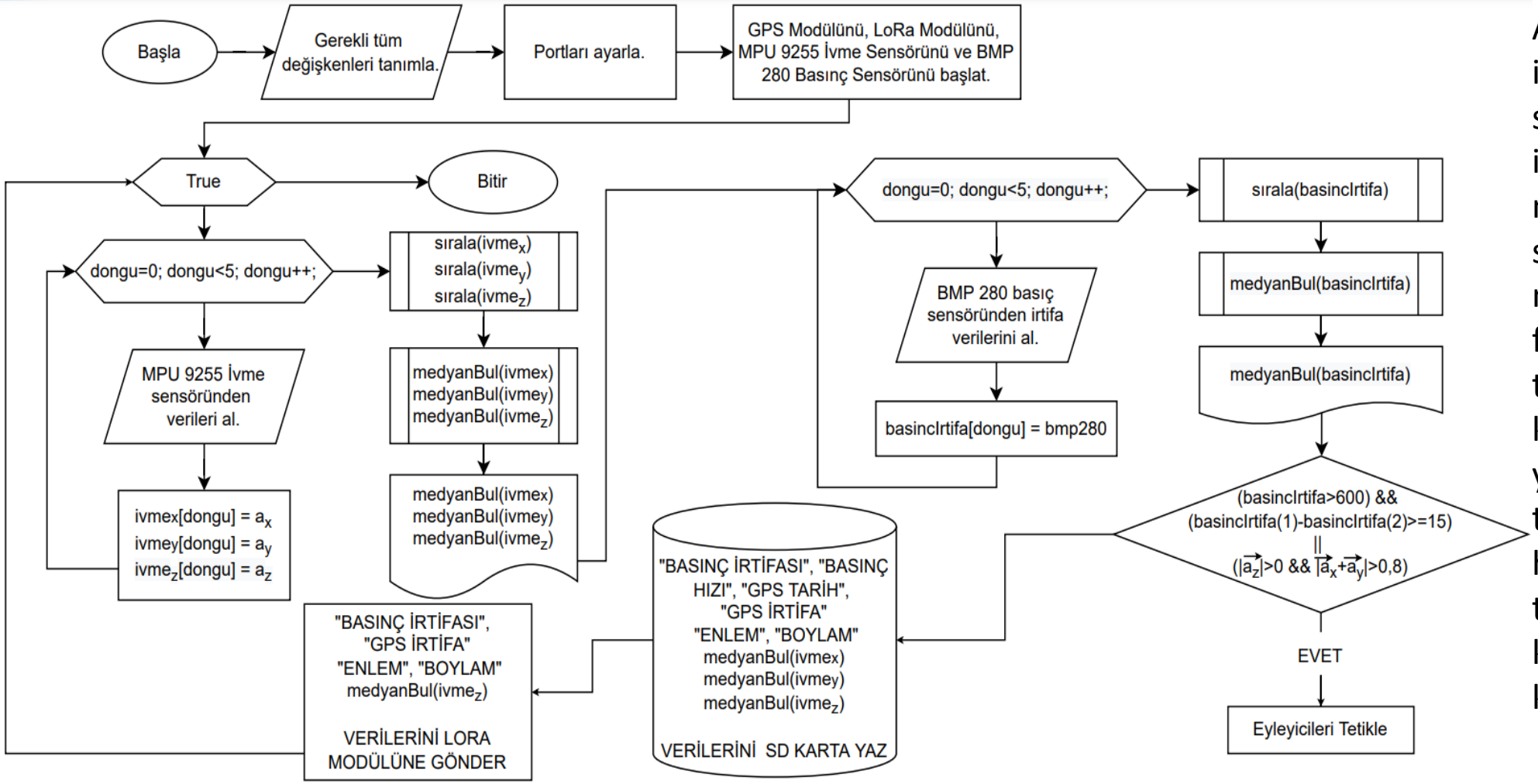
Aviyonik Kartlar CAD ve PCB Görünümü

2. Yazılım boyutunun yüksek olması sebebiyle 3. sistemde neo 7M yerine ultimate gps gps tercih edilmiştir. Ayrıca aynı sebebpten ötürü bu sistemde işlemci Arduino nano yerine Arduino nano every olarak güncellenmiştir.

Üretilmesini planladığımız PCB elektronik kartın çizimini Eagle kart çizim programı aracılığıyla hazırladık.

Kartın üretimi için gerber dosyaları üzerinden siparişler oluşturulmuş kartların üretimleri tamamlanmış ve kargolaması gerçekleşmiştir. 15.05.2022 tarihine kadar kartların elimize ulaşmasını beklemekteyiz.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3



Ayırma sistemini tetiklemek için 2. sistemde basınç sensörü olarak Bmp280 ve ivme sensörü olarak mpu9255 kullanılmıştır. Bu sensörerden gelen veriler medyan filtresi ile filtrelendikten sonra tetiklemelerde kullanılmıştır. Ayrıca roket yükselirken motor bitiminde tetikleme gerçekleşmesi için hem basınç kaynaklı tetiklemede hem de ivme kaynaklı tetiklemede gerekli koşullar oluşturulmuştur.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

Parametreler	Seçilme Sebebi
Basınç	Roketin çıktığı en yüksek nokta, basınç sensörü ile tespit edilebildiği için bu sensör paraşütün açılmasında tetikleyici olarak tercih edilmiştir.
İvme	Basınç sensörünün yanında ivme sensörünü de kullanmamızın sebebi basınç sensöründe oluşan herhangi bir sorunda ivme verisi alarak sorunsuz bir şekilde kurtarma sistemini aktif etmek içindir.

Kullanılacak Veri Filtreleme Yöntemi	Filtrelenecek Parametreler
Kalman Filtresi: Kalman filtresi sistemin önceki durumlarına göre bir sonraki durumlarını tahmin eden optimal bir tahmin algoritmasıdır.	-
Medyan Filtresi:İstenilen kadar değeri alarak bu değerler arasından ortanca değeri sensörden gelen değer olarak kabul eder ve işlemlerin bu değerle yapılmasını sağlar. Böylece gürültü değerler filtrelenmiş olur.	İvme ve basınç sensöründen gelen veriler medyan veri filtreleme yöntemi ile filtrelenecektir.

Aviyonik – İletişim

Yer istasyonunda mikroişlemci olarak Arduino Nano Every ve iletilim modülü olarak iletici Lora ile uyumlu E22 ve E32 modülleri kullanılacaktır. 18dBi yagi anten ile görev yükü 2.sistem Lora modülünden veri alınmaya çalışılacak ayrıca 3. sistemde bulunan e22 Lora modülünden yer istasyonunda bulunan 5dBi anten aracılığıyla veri alınmaya çalışılacaktır.

Modül	Seçim Kriteri
Lora E32900T30D (2. sistemde)	Geçen yıl kullandığımız modül 2.4GHz frekans değerinde çalışmaktaydı. 3km'nin üstü mesafelerde bağlantı sorunları oluştuğundan Lora E32900T30D modülüne geçiş yaptık. Bu modül 862MHz – 931MHz aralığında çalışabildiğinden ve 30dBm gücünde olduğundan 6km uzaklıktan iletişim sağlayabilmekteyiz.
Lora E22900T30DC (3. sistemde)	E32900T30D modeli ile benzer özelliklere sahip ve farklı çipleri kullandıkları için daha yüksek menzile sahip olduğundan tercih edilmiştir. Ayrıca roketin ateşleme anında 2. sistem zarar görürse veya titreşimden etkilenerek devre dışı kalırsa bu modülün iletişimi sağlamaya devam edebilir olması diğer bir seçim sebebidir.

İletişim ve Veri Paketi:

- GPS'ten elde edilen enlem, boylam ve hız değeri ile basınç sensöründen elde edilen düşey hız ve irtifa verileri paketler halinde 868MHz bandında Fixed Mod yöntemiyle alıcı istasyona iletilecektir.

PRX : Link budget PTX : Çıkış kazancı GTX : Anten kazancı
LTX : Kablo kaybı LFS : Yol kaybı GRX : Anten kazancı
LRX : Kablo kaybı LM : Diğer kayıp

PRX = PTX+GTX-LTX-LFS+GRX-LRX-LM
PRX = +30 + 2.3 – 3 – 85 + 18 – 3 – 3
= -43,7 dBm

Link Marjin = PRX – PRS
= -43,7 - (-147)
=+103,3 dBm

Aviyonik Prototip Testi

Aviyonik Testler			
	Algoritma Testleri	Kart Fonksiyonellik Testleri	İletişim Testleri
Yer	FK Bilsem	FK Bilsem	FK Bilsem ve Digor Yolu Mevkii
Yöntem	Arduino Yazılımı	Donanım ve Arduino yazılımı	Donanım ve Arduino yazılımı
Detay	• Medyan Filtresi: Alınan değerlerden ortanca değeri esas alır. • Sensör tetikleme testleri: Sensörler yazılımına uygun çalışıyor mu diye kontrol edildi düşük basınç ortamında ve farklı ivmelerde testler gerçekleştirildi. Bu sonuçlara bağlı olarak yazılım güncellemeleri yapıldı.	• Vakum ortamında basınç testleri • Soğuk ve sıcak ortamda aviyonik dayanıklılık testi • Titreşim testi	• 6,0-6,2km iletişim testi
Sonuç	Filtre uygulandı ve çalıştı. Sensör verilerinin filtrelendiği gözlemlendi.	Sistem vakumlu, soğuk ve sıcak ortamda doğru ölçüm yaptı. Titreşim testinde veri iletimi doğru şekilde gerçekleştirildi.	Veri iletimi doğru şekilde gerçekleştirildi.
Yorum	Sistem Algoritma testlerini başarılı bir şekilde geçmiştir. Roket yazılımında kullanılabileceği görülmüştür.	Sistem Kart Fonksiyonellik Testlerini başarılı bir şekilde geçmiştir.	Sistem İletişim Testlerini başarılı bir şekilde geçmiştir.

Fotoğraflar

Aviyonik Prototip Testi

AVİYONİK SİSTEM TESTLERİ		
Farklı Ortamlarda Sıcaklık ve Basınç Testleri	15.04.22	23.04.22
Gyroscope Eğim, Hız, İvme Testleri	9.04.22	25.04.22
Yazılım ve Algoritma Testleri	6.04.22	26.04.22
Filtreleme yazılımı testleri	02.04.22	20.04.22
Gps Hassasiyet Testi	15.04.22	21.04.22
Aviyonik Sistem Basınç Testi	21.04.22	27.04.22
Aviyonik Sistem Sıcaklık Testi	18.04.22	26.04.22
Testlerin (-4°C)'de Tekrarlanması	22.04.22	30.04.22
Sd Kart Kayıt Testi	22.04.22	27.04.22
Aviyonik Fonksiyonellik Testleri	24.03.22	28.04.22
Ana ve Yedek Bilgisayar Aviyonik Sistem Testleri	20.05.22	10.06.22
Prototip Testlerinin Gerçek Sistem İle Tekrar Testleri	15.05.22	06.06.22
PCB Kart Fonksiyonellik Testleri	8.05.22	26.05.22

TELEMETRİ TESTLERİ		
Anten Performans Testi	19.04.22	24.04.22
6 km Uzaklıkta Alıcı Verici Testi	18.04.22	25.04.22
(-4°C ile 25°C) Arası Veri Aktarım Testi	22.04.22	26.04.22
Ana ve Faydalı Yük Bilgisayarı İletişim Modülü Telemetri Testleri	20.05.22	10.06.22
İletişim Testleri	18.04.22	26.04.22
Aviyonik-Yer istasyonu Veri Aktarımı Testi	03.04.22	09.04.22
Aviyonik-Yer istasyonu Farklı Boyutlarda Veri Aktarımı Testi	09.04.22	15.04.22

Bütçe

Malzeme	Adet	Birim fiyat(TL)	Toplam fiyat(TL)
Alt Gövde ve Üst Gövde	1	5000	5000
Entegrasyon Gövdesi	1	600	600
Kanatçıklar	4	200	800
Burun ve Boyunluk	1	300	300
Aviyonik Kutusu	1	100	100
Ana Paraşüt	1	750	750
Görev Yükü Paraşütü	1	350	350
Şok Kordonu	1	200	200
Bölme Duvarları	7	150	1050
Mapalar	3	30	90
Görev Yükü	1	200	200
Ayırma Sistemi Yayı	2	0	0
Ayırma Sistemi Motoru	1	375	375
Ayırma Sistemi Milleri	4	10	40
Bağlantı Civataları	25	2	50
18650 Li on Pil	6	150	900
21700 Li on Pil	2	250	500
ARA TOPLAM			11305

Malzeme	Adet	Birim fiyat(TL)	Toplam fiyat(TL)
PCB Kart Üretimleri	3	250	750
Arduino Nano Every	5	200	200
MPU9255 ve BMP280 imu Sensör	2	300	600
LPS25HB Basınç sensörü	1	120	120
Adafruit Ultimate GPS	1	600	600
Neo 7M GPS	3	250	750
Lora E32 900T30D	4	250	100
Lora E22 900T30DC	2	200	400
İletişim Antenleri	5	150	750
Yagi Anten	1	1000	1000
MSd Kart Adaptörü	2	10	10
Msd Kart	2	40	80
Buzzer	5	5	25
MP1584 Regülatör	4	20	80
SX1308 Regülatör	2	15	30
Anahtarlar	3	10	30
Mosfet/Diyot/Direnç/Buzzer			50
Ticari Bilgisayar	1		2000
ARA TOPLAM			7575
GENEL TOPLAM			**18880**

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.1.2.	Yarışmaya katılan yarışmacılardan Yarışma Şartnamesi'nde belirtilmiş olan gereksinimleri karşılayacak bir roket tasarımı yapması, roketi üretmesi ve Yarışma Komitesi tarafından finalist takımlara sağlanacak roket motoru kullanılarak başarılı bir şekilde roketin ateşlenip görevini yerine getirecek şekilde uçurulması beklenmektedir.			
3.1.3.	Yarışmaya Lise Kategorisinde yalnızca lise öğrencileri katılabilir.	Tamamlandı.	Takım Yapısı	Takım lise öğrencilerinden oluşturuldu
3.1.6.	Farklı öğrenim/öğretim kurumlarından kurulan karma takımlar yarışmaya kabul edilir.	Tamamlandı.	Takım Yapısı	Belirtilen koşullarda takım oluşturuldu

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.1.8.	Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur.	Tamamlandı.	Takım Yapısı	Belirtilen koşullarda takım oluşturuldu
3.1.9	Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla 6 takım üyesi gelebilecektir.	Tamamlandı.	Takım Yapısı	Belirtilen koşullarda takım oluşturuldu
3.1.10.	Bir takımın üyesi başka bir takımda üye olarak yer alamaz.	Tamamlandı	Takım Yapısı	
3.1.11.	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur. Takım danışmanı ile ilgili özellikler ilgili maddede açıklanmıştır.	Tamamlandı	Takım Yapısı	Takımımız yarışmaya bir danışmanla katılmaktadır.

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
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.	Tamamlandı.		Sadece bir kategoriden başvuru yaptık.
3.1.13.	Her takım yarışmaya sadece bir (1) adet roket ile katılabilir.	Tamamlandı		Sadece bir roketle katılacağız.
3.1.14.	Son başvuru tarihinden sonra yapılan başvurular değerlendirilmeyecektir.	Tamamlandı		Başvurumuzu son başvuru tarihinden önce yaptık.
3.1.15.	Yarışmacılar gerekli görülen hesaplamaları, raporları, sunumları ve ilgili diğer dokümantasyonları Yarışma Komitesinin belirlediği standartlara uygun olarak hazırlamakla sorumludurlar.			

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.1.24.	Danışman aşağıdaki kriterleri sağlamalıdır.			
3.1.24.1.	Danışman olarak eğitim/öğretim kurumlarında görevli, aşağıdaki maddelerdeki tanımlara uyan öğretmenler/akademisyenler veya daha önce yurtiçi ve/veya yurtdışında düzenlenen roket yarışmalarına katılım sağlamış takımlarına aşağıdaki maddelere uyan üyeleri veya danışmanları kabul edilecektir.	Tamamlandı		
3.1.24.2.	Danışman olarak görev yapacak kişiler, çalıştığı ilgili eğitim/öğretim kurumlarından alacakları öğretmenlik/eğitmenlik/akademisyenlik yaptığına ve kurum tarafından yarışma takımı için danışman olarak görevlendirildiğine dair belgeyi KTR ile sisteme yüklemelidir.	Tamamlandı		
3.1.24.3.	Danışman olarak görev yapacak kişilerin danışmanlık görevlerini yerine getireceğine dair belgenin ıslak imzalı hali KTR ile sisteme yüklenmelidir.	Tamamlandı		

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.1.24.4.	Danışman değişikliği olması durumunda yazılı olarak ilgili TEKNOFEST Yarışma Komitesi'nin ivedi olarak bilgilendirilmesi zorunludur.			
3.1.24.5.	Lise takımlarının öğretmen danışmanları fen bilimleri ve meslek lisesi alanından bir öğretmen veya daha önce yurt içi veya yurt dışında roket yarışmalarına katılım sağlamış herhangi bir alandan öğretmen olmalıdır. (Bu koşul DENEYAP ve BİLSEM kurumlarından kurulan takımlar için uygulanmayacaktır).	Tamamlandı		
3.1.25.	Takım içerisinde takım kaptanı bulunmalıdır.	Tamamlandı		
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.	Tamamlandı		

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
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.	Tamamlandı	Paraşüt, Görev Yükü	Paraşüt ekleme
3.2.1.2.	Farklı kategoriler için operasyon konseptleri ayrı ayrı belirlenmiş olup roket bileşenleri OrtaYüksek İrtifa Kategorisinde iki paraşütle (Şekil 1'de gösterilen Sarı renkli "Birincil Paraşüt", yeşil renkli "İkincil Paraşüt"), Lise Kategorisinde ise tek paraşütle (Şekil 2'de gösterilen Yeşil renkli paraşüt) kurtarılırken Görev Yükü tüm kategorilerde roket bileşenlerinden farklı bir paraşütle kurtarılacaktır.	Tamamlandı	Paraşüt	Paraşütler farklı renkte seçildi.
3.2.1.7.	Lise kategorisindeki roketler Şekil 2'de örnek olarak belirtilen operasyon konseptini icra etmekle yükümlüdürler.	Tamamlandı	Operasyon Konsepti	

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
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.	Tamamlandı	Paraşüt	
3.2.1.10.	TEKNOFEST Roket Yarışmasında takımların kullanacağı motorlar Yarışma Komitesi tarafından temin ve tedarik edilecek olup takımlar ayırıca motor tedariki yapmayacaktır.	Tamamlandı		
3.2.1.11.	TEKNOFEST Roket Yarışmasında Yarışma Komitesi tarafından takımlara sağlanacak motorlar her kategori için standart olup;			
3.2.1.11.1.	Lise Kategorisi için L1050 model motor kullanılacaktır.	Tamamlandı	Motor	Open Rocket Verileri

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.2.1.12.	Atışa Hazırlık Raporu (AHR) uygun değerendirilen takımlara bir (1) adet motor TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından montaj/entegrasyon gününde ve sahadaverilecektir.	Tamamlandı		
3.2.1.14.	Takımların motor ve motora dair herhangi bir alt bileşen için tasarım ya da üretim yapması kesinlikle yasaktır (Lise, Orta ve Yüksek İrtifa ile Zorlu Görev kategorilerinde motordan çıkacak olan ısı, gaz vb. gibi etkenler roket tasarımını etkileyen faktörler değildir).	Tamamlandı		
3.2.1.15.	Lise, Orta ve Yüksek İrtifa kategorilerinde paralel ya da seri kademeli roket tasarımları ve küme (İng. cluster) denilen tek gövde içerisindeki çoklu motor sistemleri yarışma konseptine dâhil değildir.	Tamamlandı		

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.2.1.16.	Bütün takımlar roket tasarımlarını TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından sağlanacak motor için yapacaklardır. TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından tahsis edilecek motor dışında başka bir motor dikkate alınarak roket tasarımı yapılması kabul edilmeyecektir.	Tamamlandı	Genel Tasarım	
3.2.1.17.	Roketlerin çıktığı azamî irtifanın ispatlanabilmesi için atış hakkını kazanan takımlara birer adet hakem altimetresi TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından entegrasyon/montaj günü sonunda elden teslim edilecektir.	Tamamlandı		
3.2.1.18.	Altimetre cihazlarının şarj edilmesi ve atış günü çalıştırılması tamamen takımların sorumluluğunda olacaktır.	Tamamlandı		

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.2.1.19.	Kurtarma işlemini yapan takımların, roketin kurtarılan bileşenleriyle birlikte altimetreyi de değerlendirmek üzere hakem heyetine teslim etmesi ve herhangi bir ek müdahaleye gerek kalmadan altimetreden irtifa verisinin okunabilmesi gerekmektedir.	Tamamlandı		Open Rocket Verileri
3.2.1.20.	Görev yükü roketten bağımsız olarak kurtarılacak olup rokete ait tüm parçalar bir arada kurtarılacaktır. Hem Görev Yükü hem de söz konusu parçaların konumunu belirleyen bir sistem (GPS, radyo vericisi vb.) bulunacaktır.	Tamamlandı	Görev Yükü	
3.2.1.21.	Takımların “Open Rocket Simulation” menüsüne (Şekil 3) uygun olarak yörünge benzetimlerini gerçekleştirmesi zorunludur. Open Rocket dosyasına Şekil 3’te belirtilen simülasyonu eklemeyen takımlar değerlendirmeye alınmayacaktır.	Tamamlandı		

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.2.1.22.	Roketler yerden 85°'lik yükseliş açısı ve yarışma hakemleri tarafından hakim rüzgar yönüne göre tanımlanacak atış istikamet açısı ile fırlatılacaktır. Fırlatma rampası 6 m uzunluğunda bir raya sahip olacaktır. (Ek-2'de fırlatma rampası ile ilgili teknik resim paylaşılmıştır.)	Tamamlandı		
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. Şekil 3 ile verilen "Fırlatma Simülasyonu- Launch Simulation" ekranında yer alan değerler simülasyona girilmelidir. Bu değerler ile benzetim yapmamış olan takımlar elenecektir.	Tamamlandı	Görev Yükü	Görev Yükü 4 kg.
3.2.1.24.	Tüm rapor şablonlarındaki tüm isterler de işbu şartnamenin birer parçasıdır.	Tamamlandı		

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.2.2.1.	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmalıdır.	Tamamlandı	Paraşüt	Paraşüt kullanıldı
3.2.2.2.	Roketin ve parçaların hasar görmemesi için ikincil paraşütle taşınan yüklerin hızı azami 9 m/s, asgari ise 5 m/s olmalıdır.	Tamamlandı	Paraşüt	Open Rocket Verileri
3.2.2.3	Birincil paraşüt ile roketin takla atması önlenmelidir. Bu paraşüt ile roketin düşüş hızı azaltılmalıdır; ancak düşüş hızı 20 m/s'den daha yavaş olmamalıdır.	Tamamlandı	Paraşüt	
3.2.2.4	Lise Kategorisi için;			
3.2.2.4.1.	Lise kategorisinde roketin bütün parçaları birbirine bağlı olarak tek bir paraşüt sistemi ile kurtarılmalıdır.	Tamamlandı	Kurtarma Sistemi	Tek sistem kulanıldı

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
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.	Tamamlandı	Paraşüt	Open Rocket Verileri
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.	Tamamlandı	Görev Yükü	Görev Yükü bağımsız iner.
3.2.2.6.	Kurtarma sisteminde (paraşüt) ayırma işlemi için kimyasal sıcak gaz üreteçleri (kara barut vb.), pnömatik, hidrolik mekanik ya da soğuk gaz içeren bir sistem kullanılabilir.	Tamamlandı		

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.2.2.7.	Paraşüt ayırma işleminde güvenlik sebebiyle ticarî olmayan basınçlı kapların (basınçlı tank, tüp vb.) kullanılmasına kesinlikle müsaade edilmeyecektir.	Tamamlandı		Bahsedilen sistemler kullanılmadı.
3.2.2.8.	Takımların sıcak gaz üreteç sistemlerinde kendi piroteknik malzemelerini kullanmalarına izin verilmeyecektir. Söz konusu tipte sistem kullanacak takımlara Yarışma Komitesi tarafından piroteknik kapsüller verilecektir. Bu kapsüller kullanıma hazır bir şekilde yarışma alanında ekiplere teslim edilecektir.	Tamamlandı		Piroteknik malzeme kullanılmadı.
3.2.2.9.	Sahaya piroteknik malzeme getiren takımlar elenecektir.	Tamamlandı		

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.2.2.10.	Yarışmada kullanılabilecek ticarî basınçlı kapların entegrasyon alanında doldurulması gerekmektedir. Ticari basınçlı kapların atış alanında doldurulması kesinlikle yasaktır.	Tamamlandı		
3.2.2.11.	Takımlar, tüm etiketleri aldıktan sonra sıcak gaz üreteçlerini hakemlerden teslim alacaklar ve hakem kontrolünde roketlerine entegre edeceklerdir.	Tamamlandı		
3.2.2.12.	Sistem üzerinde bulunan haberleşme bilgisayarları yer istasyonuyla anlık konum verisini kesintisiz paylaşacaktır.	Tamamlandı	Aviyonik İletişim	
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).	Tamamlandı	Paraşüt	CAD görseli

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.2.2.14.	Takımlar, kurtarma işlemlerinde Görev Yükü ve roketin tüm bileşenlerini azami bir saat içerisinde bulmakla yükümlüdür.	Tamamlandı		
3.2.2.15.	Alan gereksinimlerinde detayları açıklanan telemetri verisi paylaşma kuralları çerçevesinde konum verisini aktarmayan takımlar uçuş sonrası kurtarma operasyonuna çıkamayacaklardır.	Tamamlandı		
3.2.3.1.	Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.	Tamamlandı	Görev Yükü	Görev Yükü 4 kg.
3.2.3.2.	Entegrasyon alanında Görev Yükü kütle ölçümü hakem heyeti tarafından yapılacak olup, ölçümün rahat bir şekilde yapılabilmesi için Görev Yükünün roketten kolay bir şekilde ayrılması sağlanacak şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.	Tamamlandı	Genel Tasarım	Tasarım kriterlere uygun.

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.2.3.3.	Lise kategorisinde asgari 4 kg'lık herhangi bir ağırlık Görev Yükü olarak kabul edilecektir.	Tamamlandı		
3.2.4.1.	Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.	Tamamlandı	Yarışma Roketi Genel Bilgiler	Ses altı hızlarda uçmakta.
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.)	Tamamlandı	Yapısal Gövde Parçaları	Open Rocket Verileri
3.2.4.4.	Uçuş kontrol yüzeyleri sabit olmalıdır. Hareketli kontrol yüzeylerine ve aktif kontrol yapılmasına izin verilmemektedir.	Tamamlandı.	Kanatçık Detay	

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.2.4.5.	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.	Tamamlandı	Genel Tasarım	Open Rocket Verileri
3.2.4.6.	Open Rocket ana tasarım sayfasında 0.3 Mach için stabilite değeri hesaplanmakta olup takımlar bu değeri dikkate almalıdırlar.	Tamamlandı	Genel Tasarım	
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.	Tamamlandı	Yarışma Roketi Genel Bilgiler	
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.	Tamamlandı.	Gövde Dayanımı Teknik Değerler	

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.2.5.2.	Roketler hem uçuş boyunca maruz kalacağı yapısal yüklere hem de taşıma/rampaya yerleştirme esnasında maruz kalacağı yüklere dayanıklı olmalıdır. Orta irtifa, Yüksek İrtifave Zorlu Görev Kategorilerinde takımlar roketlerin maruz kalacağı kuvvetleri analizler ve hesaplar ile göstereceklerdir.	Tamamlandı	Gövde Dayanımı Teknik Değerler	Roket yeterli dayanıma sahiptir.
3.2.5.3.	Aerodinamik yüzey (gövde, kanatçık, burun) malzemesi olarak PVC, sıkıştırılmış kağıt/kraft ve PLA kullanılamaz. Aerodinamik yüzeylerde ve roket içerisinde mukavemet gerektiren yerlerde sağlamlığı testler ve analizler ile kanıtlanmamış, tasarım raporlarında belirtilmemiş malzemelerin kullanılması durumunda takım elenecektir.	Tamamlandı.	Yapısal Gövde Parçaları	Aerodinamik yüzeylerde belirtilen türde malzemeler kullanılmamıştır.

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.2.5.4	Kullanılacak mapaların (İng. eye bolt) tek parça ve dövülmüş çelikten imal edilmiş olması gerekmektedir. Büküm mapalarının kullanımına izin verilmeyecektir. Bu kural mapa yerine kullanılabilecek veya mapa ile benzer kuvvetlere maruz kalabilecek her parça için de geçerlidir.	Tamamlandı		Mapalar gösterilen şartlara uygundur.
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. Örnek burun omuzluğu Şekil 4'te ve örnek entegrasyon gövdesi Şekil 5'te gösterilmiştir.	Tamamlandı.	Burun Konisi Detay-1/Bu-run Konisi Mekanik Görünüm	Tasarım belirtilen şartlara uygundur.

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
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.	Tamamlandı	Genel Tasarım	Ayaklar kriterlere uygun olarak yerleştirildi.
3.2.5.9.	Roket kesit alanında çıkıntı yaratan ve roketin yapısal/aerodinamik bütünlüğünü bozacak parçaların (bu kapsamda sadece sensör, anten ve kamera gibi zarurî elemanlara izin verilecektir) roketin yanması bittikten sonra kütle merkezinin ilerisinde yer alması sağlanacak şekilde önceden sabitlenmiş olmalıdır.	Tamamlandı.	Genel Tasarım	Roketin tasarımında böyle bir sorun yaratacak parça yoktur.
3.2.5.10.	Uçuş bilgisayarı ve görev yükündeki tüm anahtarlar roketin nozülünden azami 2500 mm mesafede olmalıdır (Şekil 6).	Tamamlandı.		

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.2.5.11.	Roket motoru, bütün gövde bağlantıları tamamlandıktan sonra gerektiğinde demonte edilebilir bir şekilde montajlanmalıdır.	Tamamlandı.	Roket Montaj Stratejisi	Tasarım buna uygun yapıldı.
3.2.6.1.	Rokette bulunan ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilir.	Tamamlandı.		
3.2.6.2.	Roketlerin uçuş boyunca telemetri verilerinin yer istasyonuna aktarılmasını sağlayan haberleşme bilgisayarı bağımsız olabileceği gibi Uçuş Kontrol Bilgisayarına da entegre görev yapabilir.	Tamamlandı.		
3.2.6.3.	Lise kategorisinde asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarı kullanılması zorunludur (iki (2) adet uçuş kontrol bilgisayarı kullanma zorunluluğu yoktur).	Tamamlandı.	Aviyonik Özet	
3.2.6.4.	Lise kategorisinde kullanılacak asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarının ticari ürün olması zorunludur.	Tamamlandı.		

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.2.6.5.	Özgün uçuş kontrol bilgisayarı geliştiren Lise takımları geliştirdikleri uçuş kontrol bilgisayarını (yedek uçuş kontrol bilgisayarı olarak) ticari bilgisayara (asıl uçuş kontrol bilgisayarı olarak) ilave olarak kullanabilirler. Bunu tercih eden Lise takımları özgün tasarım ödülü değerlendirmesine alınacaktır.	Tamamlandı.	Aviyonik Özet	
3.2.6.6.	Ticari uçuş kontrol bilgisayarında konum belirleme ve haberleşme sistemi bulunmuyorsa takımların ayırıca haberleşme bilgisayarı geliştirmesi zorunludur.	Tamamlandı.	Aviyonik Özet	
3.2.6.9	Sistemde kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarının arasında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bağlantı olamaz.	Tamamlandı.	Aviyonik Özet	
3.2.6.10.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır. Her bilgisayarın kendisine ait işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması olmalıdır.	Tamamlandı.	Aviyonik Özet	

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.2.6.11.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmalıdır.	Tamamlandı	Aviyonik özet	
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.	Tamamlandı.	Aviyonik özet	
3.2.6.13.	Uçuş kontrol bilgisayarlarında en az iki (2) adet sensör bulunmalıdır ve uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmalıdır.	Tamamlandı.	Aviyonik özet	
3.2.6.14.	Bütün uçuş kontrol bilgisayarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır	Tamamlandı.	Aviyonik özet	
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).	Tamamlandı.	Aviyonik özet	

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunuğu Bölüm	Yöntem
3.2.6.16.	Uçuş kontrol algoritmasında GPS'den gelen veriler ile ayrılma sistemi tetiklenmemelidir.	Tamamlandı.	Aviyonik – 2.Sistem Detay/2	Algoritma
3.2.6.17.	Ayrılma sistemlerine bağlı eyleyiciler yedekli olmak zorunda değildir (yaylı bir sistemde yay, DC motorlu bir sistemde DC motor ya da ateşleme teli).	Tamamlandı.		
3.2.6.18	Eğer eyleyici tek ise, ana ve yedek uçuş bilgisayarı tarafından kontrol edilmelidir. Bu eyleyici sistemler kontrolsüz bir şekilde çalışmamalıdır (Örneğin sistemin açılışı ve kurulumu) ve istemsiz olarak kurtarma sisteminin aktive edilmediğinden emin olunmalıdır.	Tamamlandı.		
3.2.6.19.	Kurtarma sistemleri istemsiz olarak aktif konuma gelmemelidir.	Tamamlandı.		

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.2.6.20.	Bütün takımların, roketlerinden ve faydalı yüklerinden anlık olarak veri alan bir yer istasyonuna sahip olması gerekmektedir.	Tamamlandı	Aviyonik	
3.2.6.21.	Yer istasyonu gereksinimleri aşağıda sıralanmıştır;			
3.2.6.21.1	Roketlerin kurtarılmasına çıkılması için rokete ait konum verilerinin yarışmacı yer istasyonuna anlık olarak iletilmiş olması gerekmektedir.	Tamamlandı.	Aviyonik Testler	
3.2.6.22.	Roket parçalarının yer istasyonundan uzak yerlere düşeceği göz önüne alınmalı ve alıcı-verici antenlerin menzili roketlerin uçuş yörüngesi dikkate alınacak şekilde seçilmelidir.	Tamamlandı.	Aviyonik Testler	
3.2.6.23.	RF modülünün gücü değerlendirilerek link bant genişliği bütçesinin yapılması ve ilgili tasarım raporlarında sunulması gerekmektedir.	Tamamlandı	Aviyonik İletişim	

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
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.	Tamamlandı.	Aviyonik Testler	
3.2.6.25.	Roketin üzerinde bulunan uçuş bilgisayarları roket rampada iken anahtarlar açılarak kontrol edilmelidir	Tamamlandı	Gövde parçaları (Yapısal) Mekanik görünüm	
3.2.6.26.	Uçuş kontrol bilgisayarlarına dışarıdan erişilebilir (Örneğin gövde üzerinden erişilebilir anahtar bulunmalıdır) bir şekilde güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır. İpli, şöntlü veya rokete dışarıdan tornavida vb. aletler kullanılarak sistemlerin başlatılmasına izin verilmeyecektir.	Tamamlandı	Roket Montaj Stratejisi	

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.2.6.28.	Görev Yükü içerisindeki elektronik devrelere de roket gövdesi üzerinde yer alacak uygun anahtarlarla güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.	Tamamlandı.		
3.2.6.29.	Sisteme güç sağlayan her türlü güç kaynağı (akü, pil , süperkapasitör vb.) ile besledikleri ilk devreler arasında mekanik açma/kapama anahtarı (Ing. on/off switch) bulunacaktır. Mekanik anahtar vasıtasıyla bağlantı kesildiğinde güç besleme elemaninin herhangi bir sistem elemanıyla (LED göstergeler, güç çeviriciler, regülatorler de dahil olmak üzere) bağlantısı olmayacaktır.	Tamamlandı		
3.2.6.30.	Sistemde Li-Po vb. pil kullanacak takımların “Li-Po Safe Bag” kullanmaları gerekmektedir.			
3.2.6.31.	Kullanılacak pilin güvenliğinden takım sorumludur.			

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
3.2.6.32.	Kullanılacak piller roketin ihtiyacını karşılayabilecek kapasitede ve yeterince dolu olmalıdır.			
3.2.6.33.	Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir.	Tamamlandı.	Aviyonik – 2.Sistem Detay/3	Algoritma
3.2.6.34.	Karar verme parametrelerinde sensörlerden okunan veriler esas olmalıdır.	Tamamlandı	Aviyonik – 2.Sistem Detay/3	Algoritma
3.2.6.35.	Sensörlerden okunan veriler doğrudan kullanılmamalı ve herhangi bir hatalı okuma ya da sensör hatası durumu göz önünde bulundurulmalıdır. Bu gibi durumlar için alınacak önlemler (filtreleme vs.) ilgili tasarım raporlarında detaylı anlatılmalıdır.	Tamamlandı	Aviyonik – 2.Sistem Detay/3	Medyan Filtre

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
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.	Tamamlandı.		
3.2.6.37.	Kullanılacak ticari uçuş kontrol bilgisayarlarının EK-7'de yer alan listedeki ürünlerden (Yarışma Komitesi tarafından onaylanmış olan ürünler) seçilmesi gerekmektedir	Tamamlandı.	Aviyonik Özet	
4.1.2.	Takımların rapor içeriklerinde kendi üretmedikleri tablolar, görseller, denklemler ve benzeri içeriklerin kullanımında ilgili içeriğin alındığı belgeye referans vererek kullanması beklenmektedir. Bu 21/31 duruma aykırı bir içerik tespit edildiğinde takım kopya çekmiş sayılacak ve yarışmadan diskalifiye edilecektir.			

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
4.1.3.	Takımların, referans verecekleri içeriklerde APA (American Psychological Association) referans tipini kullanmaları gerekmektedir. (İsmi verilen referans tipi ile alakalı ihtiyaç duyulan bilgilere “American Psychological Association. (2020). Publication manual of the American Psychological Association (7th ed.).” belgesinden ulaşılabilir.)	Tamamlandı.		
4.3.1.	Takımlar, Kritik Tasarım Raporunda (KTR) tasarımlarının nihaî üretim, entegrasyon ve test aşamalarına geçmeye hazır olduğuna dair gerekli gerekli analiz ile testleri yapmaktan ve sunmaktan sorumludurlar.	Tamamlandı.		
4.3.2.	Takımların tasarladıkları roketin şartnamede verilen araç gereksinimleri ile görev başarım kriterlerini eksiksiz sağlayacağına yönelik tüm kanıtlar eksiksiz olarak Yarışma Komitesine sunulacaktır.	Tamamlandı.		

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
4.3.3	ÖTR'de ilk versiyonu sunulacak Hata Modları ve Etkileri Analizine yönelik olarak takımlar tasarım süreci sonunda bu analizi son haline getirmiş olmaları gerekmektedir (Tasarlanmış olan roketle ilgili tüm yapısal, akışkanlar dinamiği, uçuş algoritması yeterlilik vb. analizleri tamamlanmış olmalıdır. Böylece, seçimi yapılmış olan malzemeler, üretim yöntemleri, roket ve bileşenlerinin uçuş koşullarına dayanıklılığı ve uçuş algoritmasının uygunluğu kanıtlanmış olmalıdır).	Tamamlandı.		
4.3.4.	Benzetim süreçleri iteratif olup, roket tasarımının geçirdiği aşamalar neden-sonuç ilişkileriyle birlikte KTR'de sunulmalıdır.			
4.3.5	Detaylı Bilgisayar Destekli Tasarımların (İng. CAD), kullanılan CAD programı üzerinden entegrasyon videolarının hazırlanması gerekmektedir. Raporda yazan ya da yazmayan her detay CAD tasarımında gösterilmeli ve anlatılmalıdır.	Tamamlandı.		

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
4.3.6.	Sistem entegrasyon şeması kullanılarak açıklanmalıdır (Yani, “Zorlu Görev kategorisi için kademeler birbirlerine nasıl bağlanır” “Burun gövdeye nasıl bağlanır”, “Paraşüt gövdeye nasıl bağlanır”, “Motor yeniden çıkartılabilecek şekilde gövde içerisine nasıl sabitlenir” vb. gibi sorulara yanıt niteliğinde, tüm sistemlerin montajının detayları CAD programından alınmış görseller ile desteklenerek sunumda anlatılmalıdır).			
4.3.7.	Gövde, burun, elektronik kart vb. gibi tüm sistemlerin nerede, nasıl ve hangi malzemeler ile üretileceğinin bilgisi detaylı olarak verilmelidir.	Tamamlandı.	Burun Konisi Detay/ Kanatçık Detay/ Yapısal Gövde/Göv-de İçi Yapısal Destekler Detay	

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
4.3.8.	Zaman, üretim ve test planlarının hazırlanmış olması gerekmektedir (Planların içeriğinde hangi hafta hangi üretimlerin yapılacağı, hangi tarihlerde bileşenlerin test edileceği gibi detaylı bilgilere yer verilmelidir).	Tamamlandı.	Aviyonik Prototip Testi	
4.3.9.	Tasarımın üretilebilir olduğunun kanıtlanması ve analiz/test sonuçlarının TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesine sunulması gerekmektedir.	Tamamlandı.	Aviyonik Prototip Testi	
4.3.10.	KTR'de belirtilen her kriter ve tasarım detayının yarışmada kullanılacak sistem/alt sistem/bileşen için kullanılacağı değerlendirilecek ve Yarışma Komitesi bu doğrultuda geri bildirimlerde bulunacaktır.			
4.3.11.	TEKNOFEST Yarışma Komitesi tarafından takımlara sağlanacak sıcak gaz üretecine esas olacak nihaî analizler (basınç, sıcaklık vb. beklentileri) KTR'de sunulmalıdır.			

Kontrol Listesi

Numara	İster	Tamamlanma Durumu	Bulunduğu Bölüm	Yöntem
4.3.12.	Raporu destekleyici “.ork” uzantılı Open Rocket dosyaları da rapor ile birlikte teslim edilmelidir	Tamamlandı.		
4.3.13.	Takımların KTR’de istenilen tüm bilgileri ilgili bölümlerde sunmaları beklenmektedir. Raporun yanlış yerlerine eklenmiş bilgiler değerlendirmeye alınmayacaktır.	Tamamlandı.		
4.3.15.	KTR’de sunulmak üzere TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından istenilen bilgiler, analiz ve değerlendirmeler Türkçe dilbilgisi kurallarına uygun ve rahat anlaşılır ve takip edilebilir şekilde raporda sunulmalıdır. Bu şartı yerine getiremeyen takımlar için raporun ilgili bölümünde gerektiğinde %20 (yüzde yirmi) nispetinde puan eksiltmesi uygulanacaktır.			
4.3.17.	Sistem üzerinde bulunan ve bataryalar tarafından beslenen tüm elektronik bileşenler anahtarlama devre şematiklerini içerecek şekilde KTR’de belirtilecektir	Tamamlandı.	Aviyonik – 2.Sistem Detay/2	

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev	Hata Etkisi	
Ht-1	Kanatçık	Uçuş Kararalılığına Yardımcı Olmak	Uçuş Anında Kanatçığın Yerinden Çıkması	Uygun Olmayan Bağlantı	Taşıma, Rampaya Yükleme	Kanatçığın Gövdeden Ayrılması	Roketin Kararlı Uçuşunun Bozulması
Ht-2	Uçuş Bilgisayarı	Uçuş Verilerinin Analiz	İşlemci Arızası	Yüksek Titreşim Ve Şok	Uçuş	Ub Yazılımının	Görev Adımlarının Başarılı
Ht-3	Batarya	Aviyoniklere Güç	Arayüzde Temassızlık	Montaj Hatası Ve Uçuş	Uçuş	Rokette Bulunan	Görev Komutlarının
Ht-4	Faydalı Yük Ayırma	Faydalı Yük'ün İstenen	İstemsiz Faydalı Yük	Hatalı Sinyal İletimi	Uçuş	Faydalı Yük'ün Yanlış	Yanlış İrtifada Faydalı Yük
Ht-5	Paraşüt	Güvenli İnişin	Paraşüt İplerinin	Uygun Çap Ve	Uçuş	Roketin Güvenli İniş	Roketin Yere Çakılması
Ht-6	Sensör	Veri Toplama	Sensör Arızası	Uçuş Koşulları	Uçuş	Verilerin Alınamaması	Kurtarma İşleminin
Ht-7	Motor	İtki Sağlanma	Motorun Yerinden	Uygun Sabitleme	Uçuş	Roket Bütünlüğünün	Roketin Parçalanması
Ht-8	Pil	Ana Ve Yedek	Pilin Gücünün Yetersiz	Güç Kullanımının Doğru	Uçuş	Aviyonik Sistemin	Roketin Yere Çakılması
Ht-9	Anten	Yer İstasyonu Ve Roket	Antenin Roket Ve Yer	Antenin Çekim Gücünü	Uçuş	Veri İletiminde	Roketin Bulunamaması
Ht-10	Paraşüt	Roketin Güvenli İniiş	Paraşütün	Dayanımı Yetersiz	Uçuş	Paraşütün Yırtılması	Roketin Güvenli İniş
Ht-11	İletişim Modülü	Yer İstasyonu Ve Roket	Sensörün Arızası	Uçuş Koşulları	Uçuş	Roketitten Veri	Roketin Bulunamaması
Ht-12	Kurtarma Sistemi	Güvenli İnişin	Roketin Yere Çakılması	Kurtarma Sistemi' Nde	Uçuş	Kurtarma Sistemi' Nin	Roketin Güvenli İniş
Ht-13	Open Rocket	Rocketin Tasarlanması	Tasarımın verilerinin	Yazılan bilgilerin güncel	Uçuş	Rocket parçalarının	Rocketin uçamaması veya
Ht-15	Gövde	Uçuş için gerekli olan	Gövde dayanımının	Malzemenin	Uçuş	Uygun aerodinamik	Yere güvenli iniş
Ht-16	Aviyonik	Verileri alıp yer	Sensörlerin titreşim	Kalitesiz lehim teli	Uçuş	Verilerin alınamaması ve	Yere güvenli iniş
Ht-17	Pil	Aviyoniklere Güç	Pilin tükenmiş olması	Önceden kullanılmış	Uçuş	Güç yetmediğinden	Verilerin doğru veya

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
Ht-1	Görsel Muayene	Kanatçıkların Vidalanarak Emniyetli Bir Şekilde Bağlanması	Uçuş Öncesi Yer Testleri	İkinci Bir Bağlantı Elemanının Aynı Yapısal Parçaların Bağlantısı İçin Kullanılması	7
Ht-2	Telemetre Verileri	Tireşimleri Sönümlerek	Uçuş Öncesi Yer Testleri	Yedek Ub Kullanımı	10
Ht-3	Aviyonik Güç Kontrolü Ve	Kilit Mekanizmalı Konektör	Uçuş Öncesi Yer Testleri	Besleme Hattı Yedeklenmesi Ve	7
Ht-4	Telemetre Verileri	Faydalı Yük Ayrılma Koşullarının	Algoritma Hata Koşullarının Yerde	Hatalı Ayrılma Sonrası Faydalı Yük'ün	7
Ht-5	Görsel Muayene	Uygun Çap Ve Dayanımda İp	Kuvvet Testlerinin Tekrarlanarak	İp Sayısının Artırılmasıyla Kopan İpten	7
Ht-6	Telemetre Verileri	Tireşimleri Sönümleyerek	Uçuş Öncesi Yer Testleri	Yedek Bilgisayarda Farklı Sensör	10
Ht-7	Görsel Muayene	Uygun Motor Tutucularının	Uçuş Öncesi Yer Testleri	Roket İç Düzeninde Motor	10
Ht-8	Görsel Muayene	Roketin Güç Kullanımını	Uçuş Öncesi Yer Testleri	Roketin Güç Kullanımını Detaylı	10
Ht-9	Yer İstasyonu Telemetri	Çekim Gücü Yüksek Bir Anten	Uçuş Öncesi Yer Testleri	Yarışılacak İrtifaya Göre Yüksek Çekim	4
Ht-10	Görsel Muayene	Sürtünmeye Ve Ağırlığa	Uçuş Öncesi Yer Testleri	Bölme Sayısı Fazla Olan Paraşüt	7
Ht-11	Yer İstasyonu Telemetri	Uçuş Koşullarına Uygun Modül	Uçuş Öncesi Yer Testleri	Uçuşa Uygun İletişim Modülü	4
Ht-12	Periyodik Test	Özellik Değerleri Uygun Yay	Uçuş Öncesi Yer Testleri	Yer Testlerinde Hata Gözlemlernir İse	10
Ht-13	Veriler alinirken Güncel hali	Düzenli Kontroller.	Üretim öncesi veriler kontrol	Tasarım düzeltilebilir .	7
Ht-15	Verilerin kontrolü ve		Üretim öncesinde verilerin kontrol		10
Ht-16	Verilerin eksik veya hiç	Kullanılan lehim teli kaliteli ve	Titreşim testleri.	Lehimin sağlam yapılması.	10
Ht-17	Pilin sisteme bağlanmadan	Pilin daha önceden	Pil kapasite ölçüm testleri.	Pilin kapasitesini ölçüp daha	8