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

Takım Yapısı

İmdat Taş
Akademik Danışman / 75. Yıl Mesleki ve Teknik Anadolu Lisesi Müdür Yardımcısı

Gökdeniz Töre
Takım Lideri ve Aerodinamik Sorumlusu /Çarşamba Gençlik Merkezi Gönüllüsü / 75. Yıl Mesleki ve Teknik Anadolu Lisesi 12. Sınıf Hemşirelik Bölümü Öğrencisi

Taha Berk Başer
Kurtarma sistemi ve Malzeme Sorumlusu/Çarşamba Gençlik Merkezi Gönüllüsü / 75. Yıl Mesleki ve Teknik Anadolu Lisesi 12. Sınıf Hemşirelik Bölümü Öğrencisi

Nisanur Alper
Sosyal Medya ve İletişim Sorumlusu /Çarşamba Gençlik Merkezi Gönüllüsü / 75. Yıl Mesleki ve Teknik Anadolu Lisesi 11. Sınıf Hemşirelik Bölümü Öğrencisi

Yağmur Erdoğan
Planlama ve Test Sorumlusu /Çarşamba Gençlik Merkezi Gönüllüsü / 75. Yıl Mesleki ve Teknik Anadolu Lisesi 11. Sınıf Hemşirelik Bölümü Öğrencisi

Ahmet Erkam Dalmış
Yazılım Haberleşme ve Elektrik-Elektronik Sorumlusu /Çarşamba Gençlik Merkezi Gönüllüsü / Çarşamba Fen Lisesi 11. Sınıf Öğrencisi

Esin Karakaya
Üretim ve Tedarik Sorumlusu /Çarşamba Gençlik Merkezi Gönüllüsü / 75. Yıl Mesleki ve Teknik Anadolu Lisesi 10. Sınıf Ebe Bölümü Öğrencisi

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	1880
Çap (mm):	140
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	9506
Yakıt Kütlesi (g):	1,774
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	1,674
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	4400
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	17654

Tablo 1.0

Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

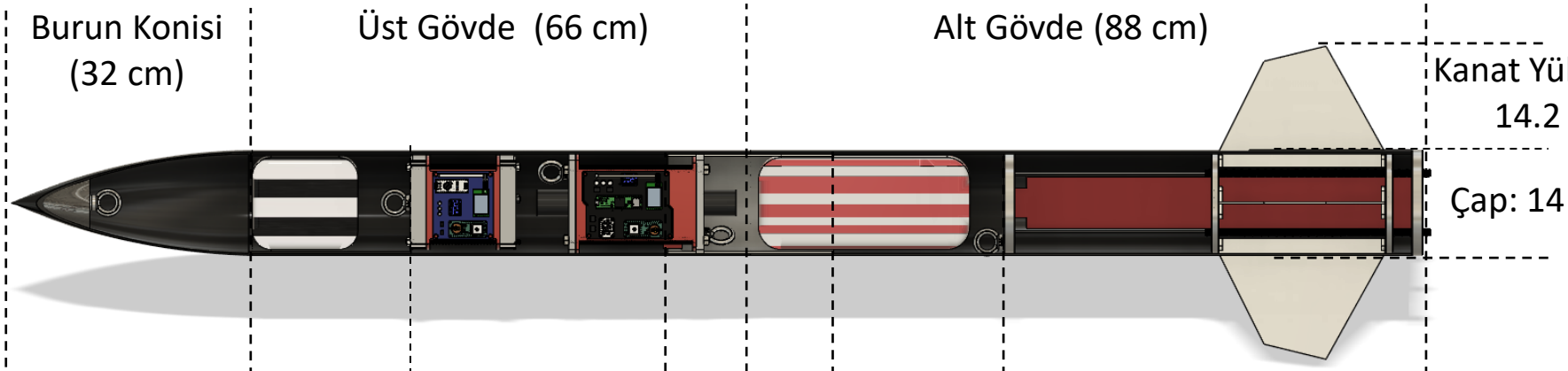
	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	5.7
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	25.7
Stabilite (0.3 Mach için):	2,39
En büyük ivme (g):	6,10
En Yüksek Hız (m/s):	179
En Yüksek Mach Sayısı:	0,53
Tepe Noktası İrtifası (m):	1580

Tablo 1.1

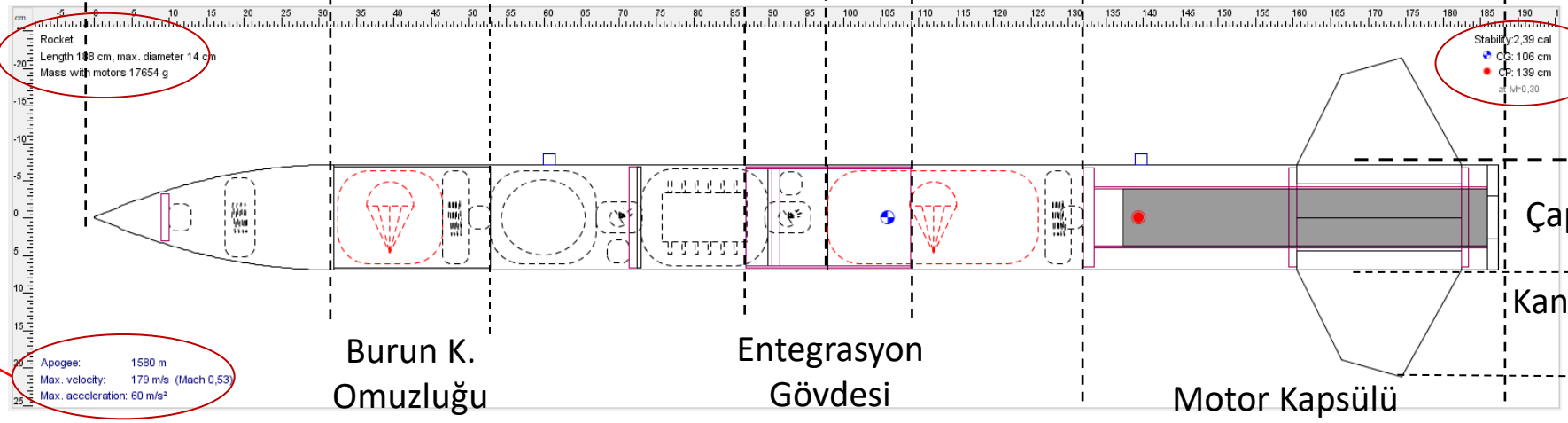
Motor

Cesaroni L-1050 Blue Streake

Genel Tasarım



Görsel 1.0



Görsel 1.1

Genel Tasarım

Roketin Fusion 360 3D Tasarım programı üzerinden çizilen genel CAD görseli Görsel 9.2 de yer verilmiştir.

Görsel 9.2

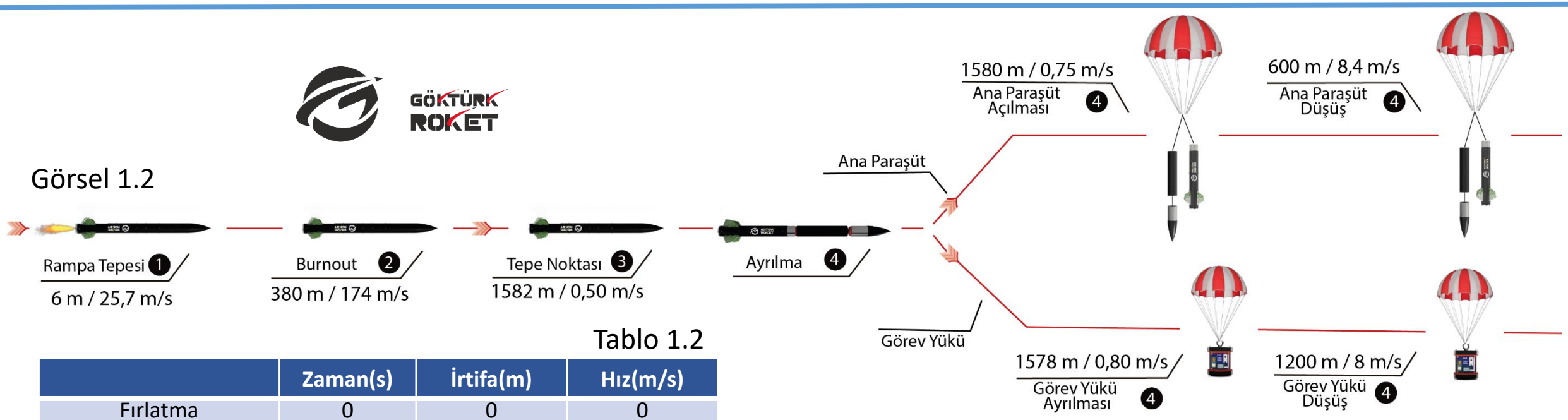
Roketin Fusion 360 Tasarım programı üzerinden çizilen şeffaf genel CAD görseli Görsel 9.3 de yer verilmiştir.

Görsel 9.3

Roketin detaylı montaj videosuna yukarıda verilen QR kod ile ulaşabilir veya linkten videoya erişim sağlayabilirsiniz.
https://youtu.be/2gmyzbH4u0A

Operasyon Konsepti (CONOPS)

Görsel 1.2



Tablo 1.2

	Zaman(s)	İrtifa(m)	Hız(m/s)
Fırlatma	0	0	0
Rampa Tepesi	0,51	6	25,7
Burn Out	3,77	380	174
Tepe Noktası	18.9	1582	0,50
Görev Yükü Ayrılması	19.5	1578	0,80
Görev Yükü Düşüşü	62	1200	8,0
Paraşüt Açılması	19	1580	0,75
Paraşüt Sonrası	130	600	8,4

Not: Görev yükü ve ana paraşüt tepe noktasında komite tarafından verilen piroteknik kapsüllerin ateşlenmesi sonucu roketten dışarıya çıkarılacaktır. Tabloya girilen değerler Open Rocket simülasyon değerleridir.

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR' de Bulunduğu Sayfa	ÖTR' de İçerik Neydi	KTR' de İçerik Ne Oldu	KTR' de Bulunduğu Sayfa
Ana Paraşüt Rengi	21. Sayfa	Ana Paraşüt Rengi: Kırmızı	Ana Paraşüt Rengi: Kırmızı / Siyah	33. Sayfa
Görev Paraşütü Rengi	21. Sayfa	Görev Paraşüt Rengi: Sarı	Görev Yükü Paraşüt Rengi: Siyah	33. Sayfa
Ana Paraşüt Kubbe Delik Çapı	21. Sayfa	Ana Paraşüt Kubbe Delik Çapı: 50 cm	Ana Paraşüt Kubbe Delik Çapı: 30 cm	33. Sayfa
Open Roket Değişimi	4. Sayfa	Kendi tasarımımız olan barut hazneleri bulunmaktadır.	Kara Barut hazneleri kaldırıldı. Yerine alanda verilecek olan piroteknik kapsül kullanılacak.	4. Sayfa

Tablo 1.3

Kütle Bütçesi

- Roketin tüm parçalarının kütle bilgisi ürün ağacı formatında Excel üzerinden oluşturulmuştur. Oluşturulan kütle bilgisine ek olarak , sisteme yüklenen zip klasörünün içerisinde Göktürk_Roket_Takımı_Kütle_Bütçesi.xlsx” olarak adlandırılmıştır.

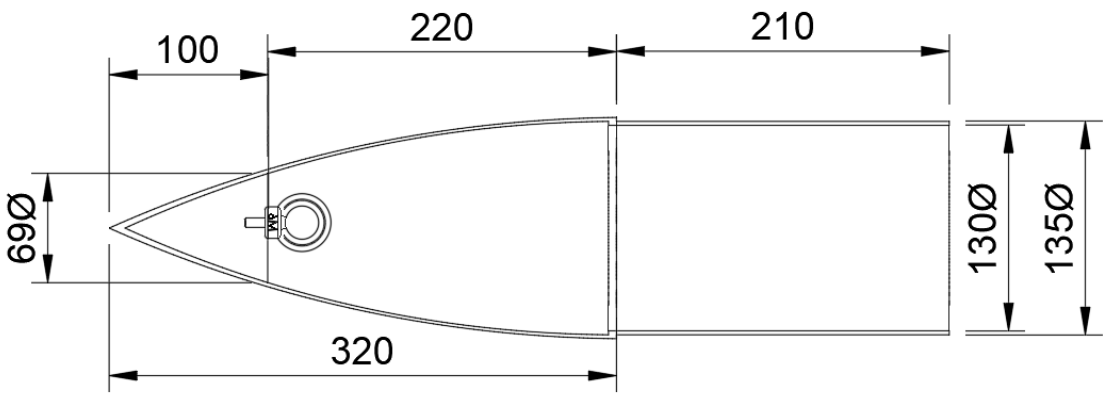
Roket Alt Sistem Detayları

Burun Konisi Mekanik Görünüm

Burun Konisi 3D CAD Modeli

Görsel 1.3

Burun Konisi Teknik Resmi



Ölçü Birimi mm'dir

Burun konisi dolgusunun ölçüleri teknik resimde belirtilmiştir. Burun konisi geometrisi parabolic series'dir.

Görsel 1.4

Burun Konisi – Detay

Görsel 1.5

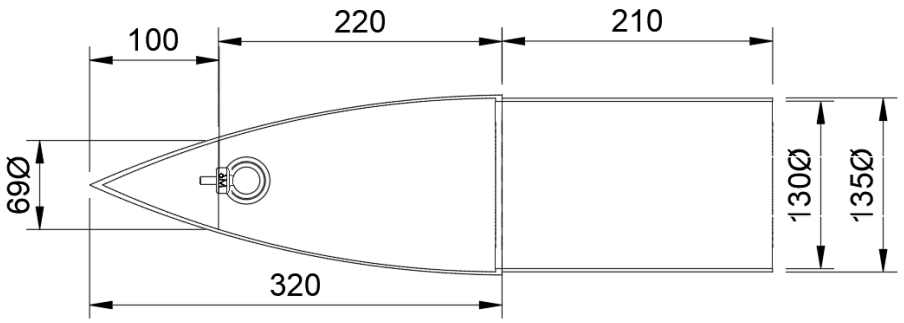
Burun Konisi Malzeme Tablosu			
Malzeme	**Yoğunluk (g/m^3)**	**Çekme Kuvveti (Mpa)**	**Elastisite (Gpa)**
Karbon Fiber	1.7	747	140
Alüminyum	2.7	100	72
Cam Fiber	1.85	450	56
ABS	1.4	70	79

Tablo 1.4

Malzeme olarak karbon fiber kullanılması planlanmaktadır. Kullanılacak karbon fiber miktarı (dolgu hariç) 940 gramdır. Dolgu hafif olmasından dolayı PLA'dan üretilecektir. Dolguda kullanılacak PLA miktarı 43 gramdır. Karbon fiber seçilme sebepleri aşağıda verilmiştir.

- Diğer malzemelere oranla ağırlığının daha az olması.
- Düşük yoğunluk, kolay üretim, yüksek mukavemet ve elastisite direncini diğer malzemelere oranla yüksek olması fiyatını makul kılmaktadır.
- Üretim olarak, denkleme uygun CAD çizimleri doğrultusunda kalıbı çıkarılır. Kalıp üzerine karbon fiber serimi yapılır. Vakum infüzyon yöntemiyle fabrika da üretilmesi planlanmaktadır. Bu üretim yöntemi diğer yöntemlere kıyasla homojen reçine dağılımı sağlayarak malzemenin dayanımı ve ömrünü yüksek kılması sebebiyle seçilmiştir.

Burun Konisi – Detay



Ölçü Birimi mm'dir

Görsel 1.6

Burun Konisi Geometrik Şekil Tablosu				
Geometri	**Sürüklenme (%)**	**Stabilite (cal)**	**Max. Hız (m/s)**	**İrtifa (m)**
Parabolic	0.01 (4%)	2.39	178	1580
Power Series	0.01 (4%)	2.41	175	1570
Conical	0.06 (15%)	2.47	168	1500
Elipsoid	0.03 (8%)	2.34	170	1541

Tablo 1.5

- Burun konisi olarak Parabolic bir şekil tercih edilmiştir. Open Rocket üzerinde burunları deneyerek elde ettiğimiz simülasyon verileri Tablo 1.5 de verilmiştir. Bu veriler doğrultusunda Parabolik burun konileri, diğer geometride ki burun konilerine göre daha az hava direnci yaratması ve irtifayı arttırması, diğer burun konilerine oranla daha stabil değer göstermesi ve bu değerler hususunda tasarımımıza en uygun geometriye sahip olmasından dolayı tercih edilmiştir. Burun konisinin ölçüleri mm cinsinden Görsel 1.6 da verilmiştir. Burun Konisi geometrisinin denklemi Denklem 1.0 da belirtilmiştir.

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

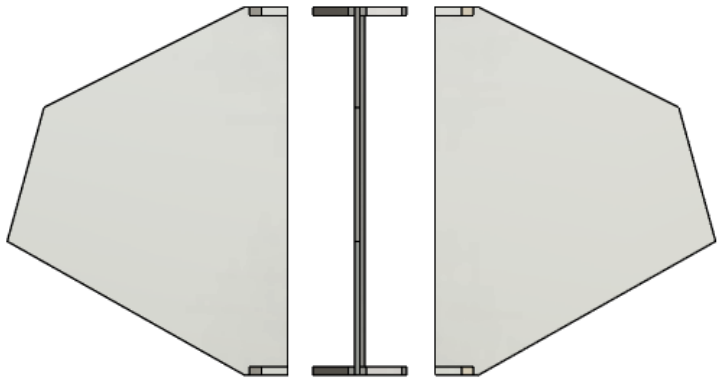
Denklem 1.0

R=Taban Yarıçapı
L=Uzunluk
y=Burun konisi üzerindeki herhangi bir x noktasının yarıçapıdır.

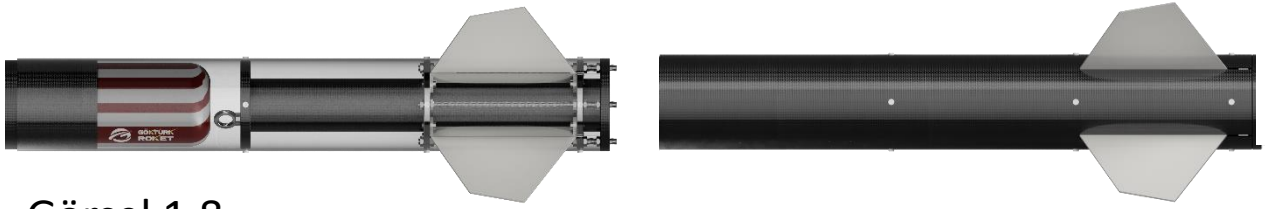
Burun konisi CAD montaj videosu:
https://youtu.be/2gmyzbH4u0A

Kanatçık Mekanik Görünüm

Kanatçıklar 3D CAD Modeli

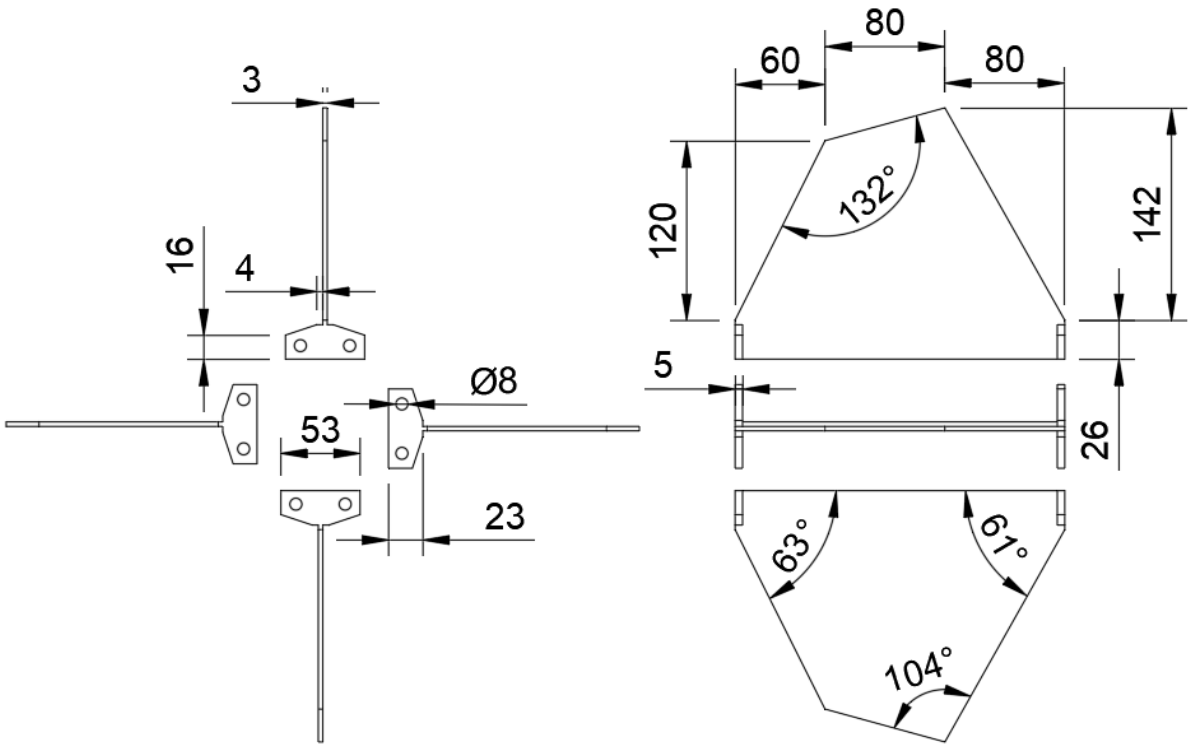


Görsel 1.7



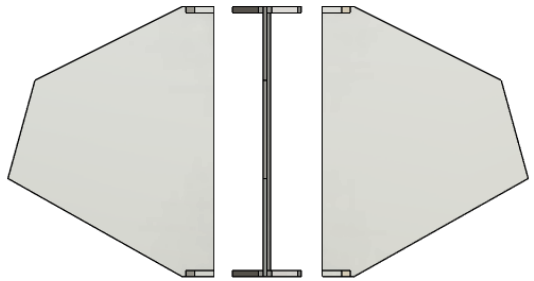
Görsel 1.8

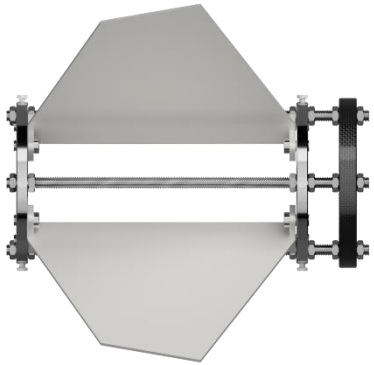
Kanatçıklar Teknik Resmi



Görsel 2.0

Kanatçık – Detay





Görsel 2.1

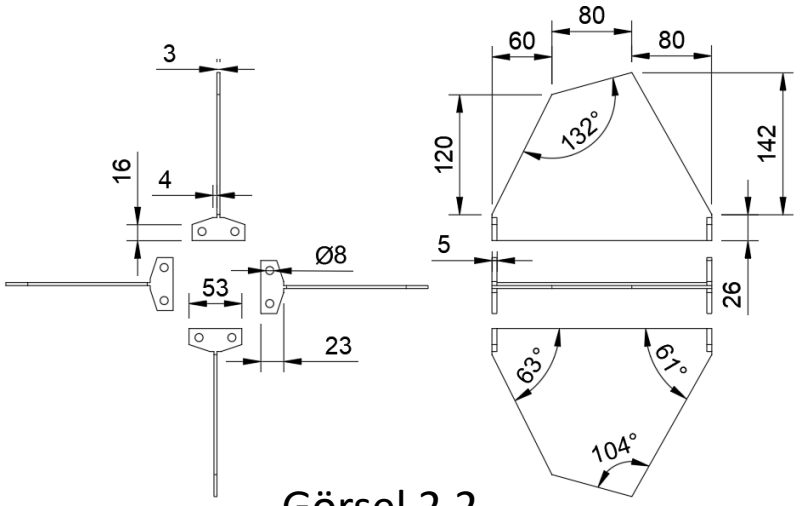
Kanatçık Malzeme Tablosu			
Malzeme	**Yoğunluk (g/m^3)**	**Çekme Kuvveti (Mpa)**	**İmalat Zorluğu**
Karbon Fiber	1.7	747	Yüksek
Alüminyum	2.7	100	Kolay
Cam Fiber	1.85	450	Yüksek
ABS	1.4	70	Orta

Tablo 1.6

- Kanat malzemesi olarak alüminyum seçilmiştir. Tablo 1.6 da verilen alternatiflerine göre fiyatı göz önünde bulundurularak mukavim ve özellikle kanat üzerinde vidalama ve metrik vida dişi açılacağından kolay işlenebilir olması önemli bir etken taşımaktadır. Kolay işlenebilmesinden dolayı tercih edilmiştir. Kanatların toplam ağırlığı 850 g birim ağırlığı 212 g dır.
- Üretim metodu olarak özgün üretim seçilmiştir. Belirlenen ölçülerde CAD çizimleri tamamlanan kanatçıkların anlaşılan firma tarafından Bilgisayar Destekli Kesim (CNC) Makinası aracılığıyla üretimi ve takibi gerçekleştirilecektir. Bu üretim yöntemi oldukça pratik, güvenli ve yaygın olmasından dolayı seçilmiştir.

Kanat CAD montaj videosu linkte verilmiştir : https://youtu.be/2gmyzbH4u0A

Kanatçık – Detay



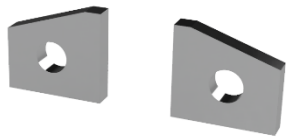
Görsel 2.2

Kanat Geometri / Profil Tablosu	
Geometri / Profil	**Açıklama**
Dikdörtgen (Rectangular) Profil	Kolay İmalat, yüksek sürtünme katsayısına sahiptir.
Yuvarlatılmış (Rounded) Profil	Orta Zorlukta İmalat, stabil aerodinamik performans sergiler.
Kanat (Airfoil) Profil	Ses altı hızlar için en uygunu, simetrik bir kesit.
Karma (Wedge) Profil	Daha çok süpersonik hızlar için tercih edilmektedir.

Tablo 1.7

- Rokette toplamda 4 adet kanatçık kullanılması planlanmaktadır. Rokete uygun profili, roketin yükseklik ve aerodinamik koşullar göz önünde bulundurularak gerekli hesaplama, simülasyon ve yarışma kıstasları esas alınarak ses altı hızlar için en uygun profile sahip olmasından dolayı Kanat (Airfoil) olarak belirlenmiştir.
- Rokette bulunan kanatçıklar sabittir, aktif yönetim bulunmamaktadır.
- Kanatçıklar merkezleme halkalarında gerektiğinde demonte edilebilecek şekilde montajlanacaktır.

Kanat Entegrasyon Parçası: Kanat üzerinde bulunan entegrasyon parçası ile kanat vida yardımıyla merkezleme halkalarına montajı yapılacaktır. Görsel 1.9 da entegrasyon parçası verilmiştir.



Görsel 1.9

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

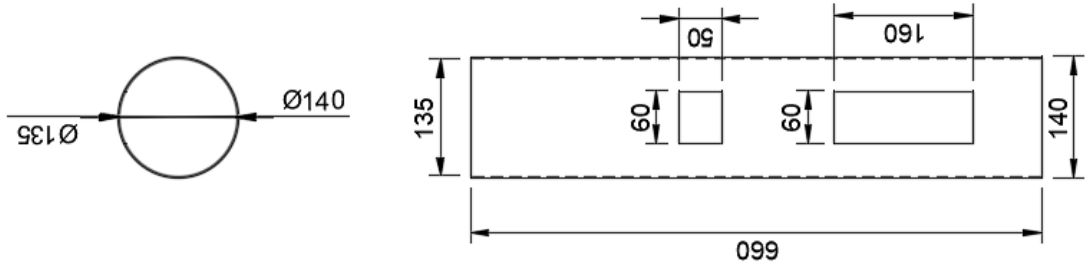
Gövde Parçaları 3D CAD Modeli

Üst Gövde

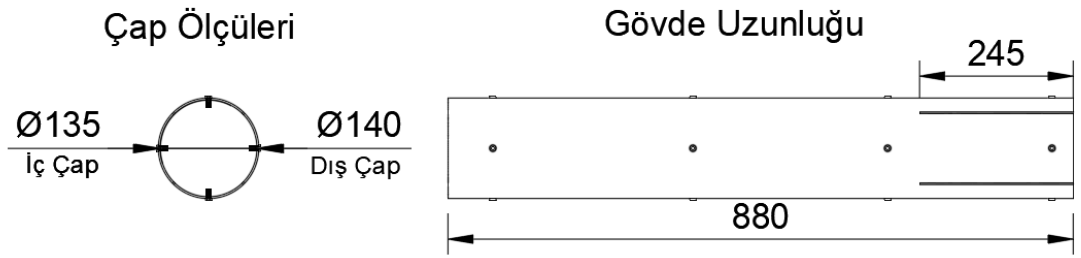
Alt Gövde

Görsel 2.3

Gövde Parçaları Teknik Resmi



Üst Gövde



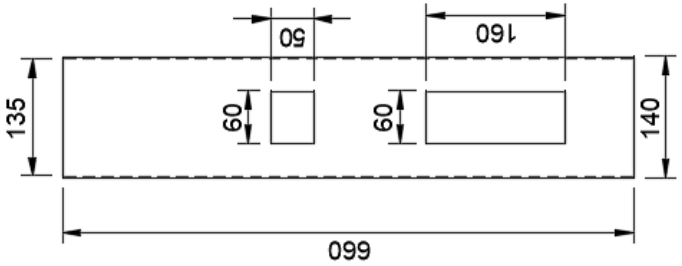
Alt Gövde

Görsel 2.4

Yapısal – Gövde Parçaları

Gövde Parçaları Malzeme Tablosu			
Malzeme	**Yoğunluk (g/m^3)**	**Çekme Kuvveti (Mpa)**	**Elastisite (Gpa)**
Karbon Fiber	1.7	747	140
Alüminyum	2.7	100	72
Cam Fiber	1.85	450	56
ABS	1.4	70	79

Tablo 1.8

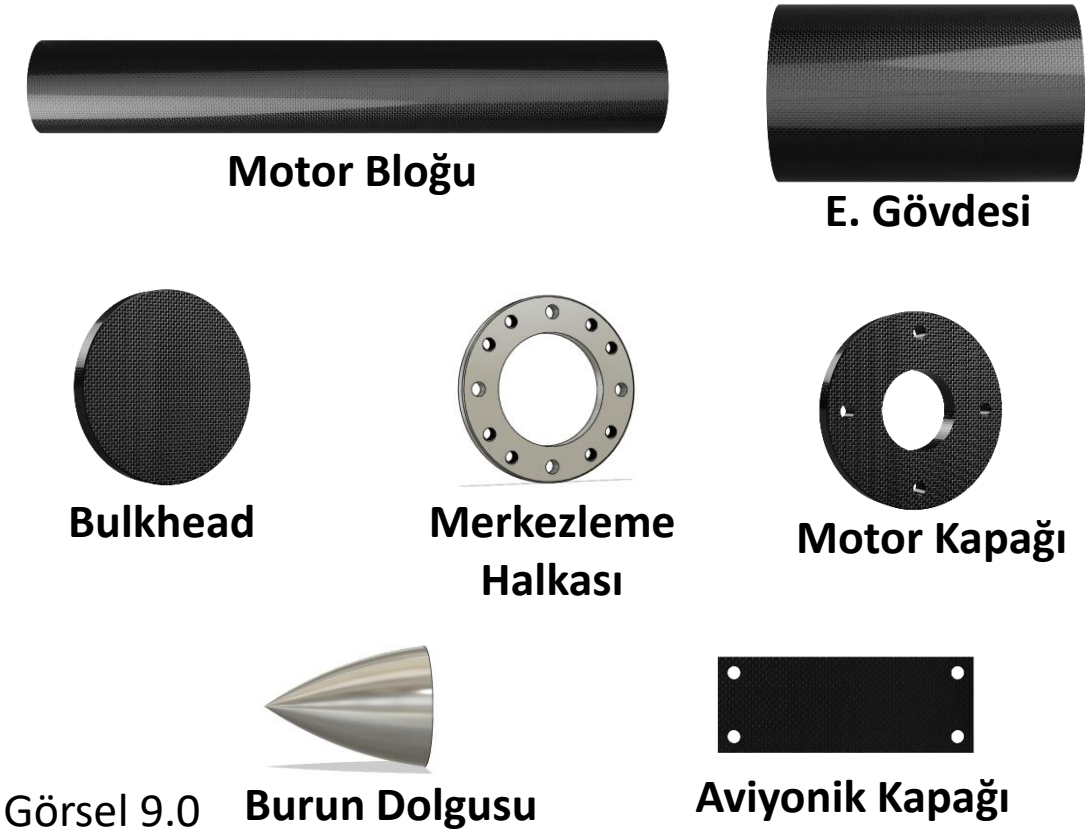


Görsel 2.5

- Roketin gövdelerinde karbon fiber kullanılacaktır. Bu bölgelerde motorun sağladığı itki, montaj, taşıma ve kurtarma esnasında roket bütünlüğünün korunması nedeniyle yüksek dayanıma, elastisiteye ve hafifliğe sahip olan bir malzeme tercih edilmiştir. Karbon fiberin hafifliği ve dayanımı bir başka kompozit malzeme olan cam elyafa göre çok daha yüksek olması, korozyon direnci (paslanma ve çürüme), soğuk sıcak dayanımının da yüksek olmasında dolayı tercih edilmiştir.
- Roketin üst gövdesinde aviyonik sistem ve Görev yükü bulunacağından bu gövde de Aviyonik sisteme ve Görev yüküne erişim sağlamak için bir kapak bulunacaktır. Kapak ölçüleri Görsel 2.5 de verilmiştir.
- Gövde ölçüleri 16. yansıda verilmiştir. Gövde ağırlıkları üst gövde 850 g, alt gövde 1000 g şeklindedir.
- Gövdeler filament sarım yöntemiyle fabrika da üretilmiştir. Üretim kolaylığı ve maliyet kriterleri gözetilerek belirtilen yöntemlerde üretimler gerçekleştirilmiştir.

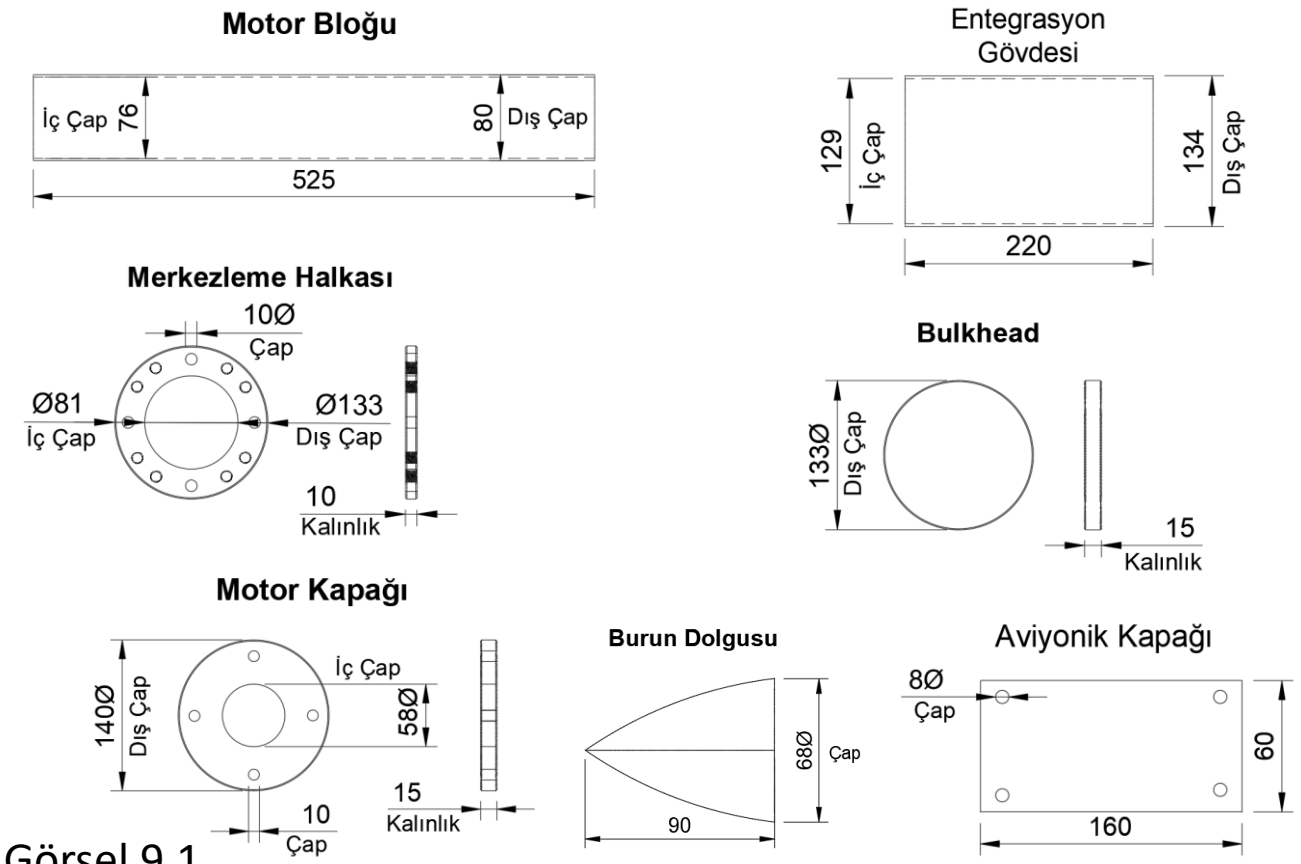
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Gövde İçi Yapısal Destekler 3D CAD Modeli



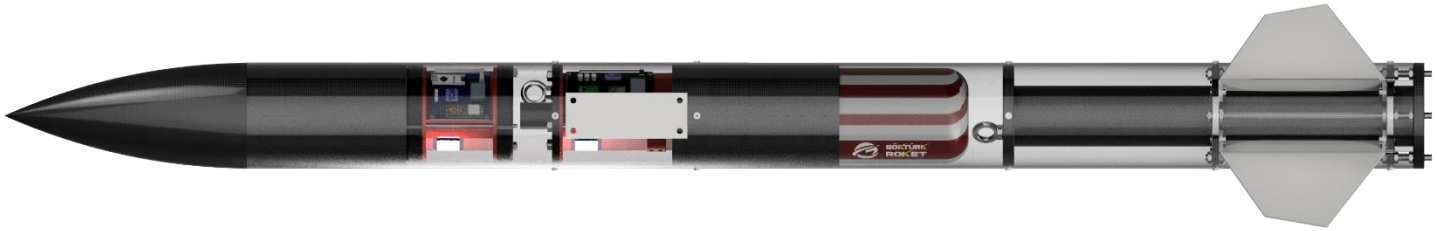
Görsel 9.0

Gövde İçi Yapısal Destekler Teknik Resmi



Görsel 9.1

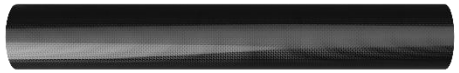
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)



Görsel 2.6

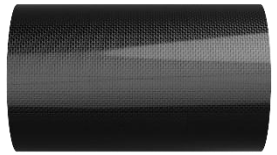
Malzeme	Yoğunluk (g/m^3)	Çekme Kuvveti (Mpa)	Elastisite (Gpa)
Karbon Fiber	1.7	747	140
Alüminyum	2.7	100	72
Cam Fiber	1.85	450	56

Tablo 1.9



Görsel 2.7

Motor Bloğu: Motor bloğu, motor mukavemeti taşıması sebebiyle yüksek dayanım gerektirdiğinden filament sarım yöntemiyle karbon fiberden üretilecektir. Motor bloğu alt gövde içerisinde merkezleme halkasına sıkı geçirilerek entegre edilecektir.



Görsel 2.8

Entegrasyon Gövdesi: Rokette ayrılmanın gerçekleştiği yerdir. Roketin alt ve üst gövdesini birbirine bağlayacağından ve entegre dayanımı taşıması gerektirdiğinden filament sarım yöntemiyle yüksek mukavemetli karbon fiberden üretilecektir. Entegrasyon gövdesi üst gövdeye M6 vida ile montajı yapılırken alt gövdeye sıkı geçirilecektir.

Görsel 2.9

Merkezleme Halkası: Belirtilen komponent motor bölümünü merkezlemesi ve kanat montajının yapılmasından dolayı CNC kesim yöntemiyle alüminyumdan üretilecektir. Merkezleme halkaları alt gövde içerisine M6 vida ile sabitlenecektir.

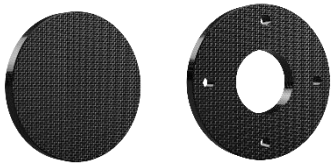
Yapısal – Gövde / Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Görsel 3.0

Burun Konisi Dolgusu: Burun dolgusu PLA malzemeden 3D printer ile üretilecektir. PLA seçilmesinin sebebi düşük ağırlıkta istenilen dayanımı karşılamasından dolayı tercih edilmiştir. Dolgu burun konisinin içerisine epoksi yapıştırıcı ile yapıştırılarak mukavemeti sağlanacaktır.

Görsel 3.1

Aviyonik Sistem Kapağı & Mapa: Belirtilen komponent herhangi bir yapısal dayanım gerektirmediğinden üst gövde de kesilen parça kapak olarak kullanılacaktır. Mapa ise dövülmüş çelik malzemeden ticari olarak tedarik edilecektir.



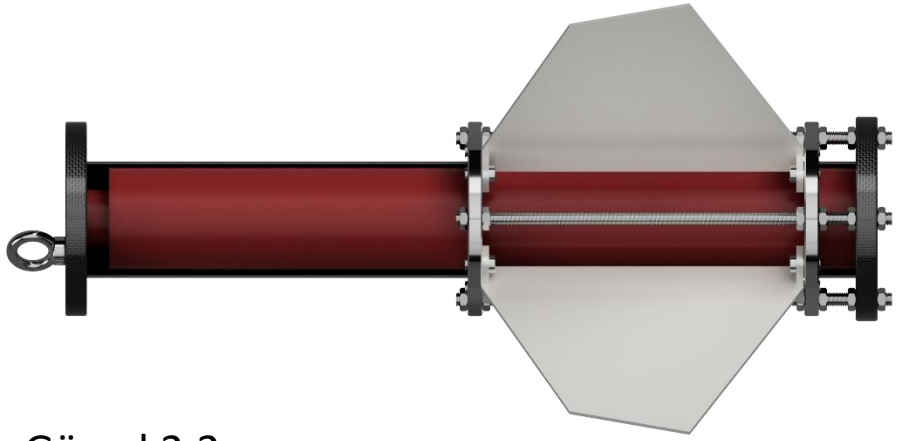
Görsel 3.2

Motor Kapağı & Motor Plakası: Motor kapağı motor mukavemeti ve motor ısısına maruz kalması sebebiyle, motor plakası ise motorun tüm mukavemetinin rokete yansıtması gerektiğinden esnek olmayan yüksek ısı ve dayanıma sahip olan karbon fiberden vakum infüzyon yöntemiyle üretilecektir. Motor plakası alt gövde içerisine M6 vida ile sabitlenecektir. Motor kapağı ise dişli çubuk ve somun yardımı ile mukavemeti sağlanacaktır.

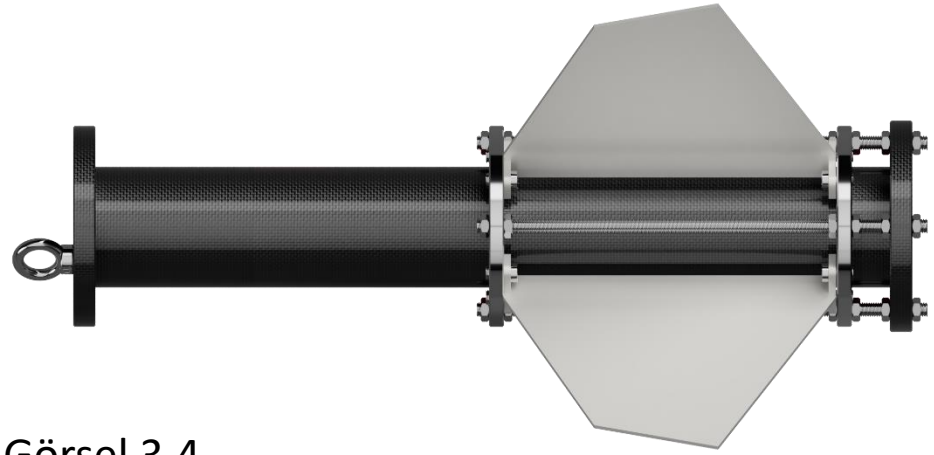
Gövde ve gövde içi yapısal destekler CAD montaj videosu linkte verilmiştir: https://youtu.be/2gmyzbH4u0A

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

Motor Bölümü 3D CAD Modeli ve Teknik Resmi



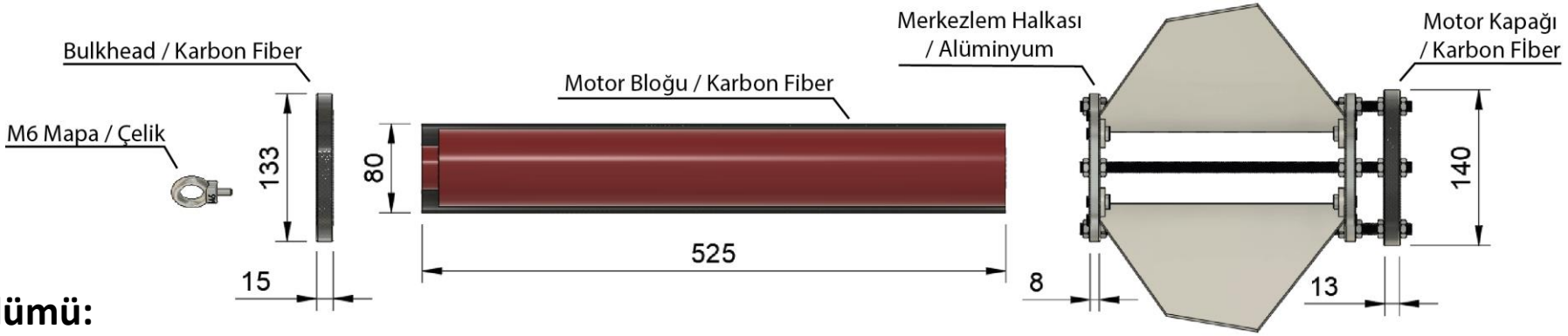
Görsel 3.3



Görsel 3.4

Görsel 3.5

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



Görsel 3.6

- **Motor Bölümü:**

Motor bloğu, motor kapağı ve bulkhead motor mukavemeti taşıması sebebiyle yüksek dayanım gerektirdiğinden vakum infüzyon yöntemiyle karbon fiberden üretilecektir. Merkezleme halkaları motor bölümünü merkezlemesi ve kanat montajının yapılması sebebiyle esnek olmayan ve kolay işlenebilen bir malzeme olan yüksek dayanıma sahip alüminyumdan CNC kesme yöntemiyle üretilecektir.

- **Karbon Fiber:**

Vakum infüzyon yöntemi diğer yöntemlere kıyasla homojen reçine dağılımı ile yüksek dayanıma ve ömre sahip malzeme çıkarması.

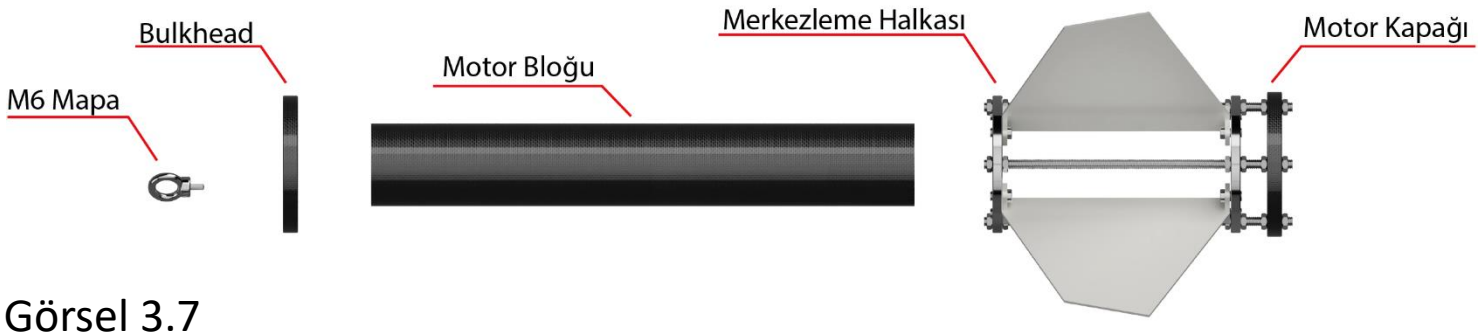
- **Alüminyum:**

Bilgisayar destekli CNC lazer kesim makinesi ile CAD dosyası üzerinden kolaylıkla üretim ve takibi yapılabilmektedir.

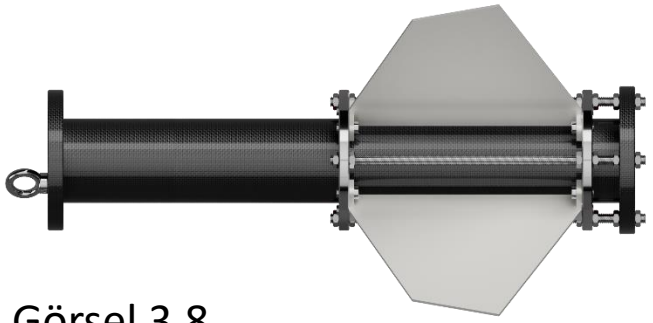
Malzeme	Yoğunluk (g/cm*3)	Çekme Mukavemeti (Mpa)	Üretim Yöntemi
Karbon Fiber	1.7	747	Vakum İnfüzyon
Alüminyum	2.7	100	CNC Lazer Kesim

Tablo 2.0

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



Görsel 3.7



Görsel 3.8

- İlk olarak kantalar merkezleme halkalarına M6 Vida yardımıyla entegre edilecektir. Sonrasın da merkezleme halkalarına dişli çubuk geçirilerek somun yardımı ile mukavemeti arttırılacaktır. Takibinde motor bloğu merkezleme halkalarının içerisine sıkı geçirilecektir. Ardından bulkhead motor bloğunun önüne yerleştirilecektir. Görsel 3.8 de ki hale gelen motor bölümü roketin alt gövdesine geçirilerek bulkhead ve merkezleme halkalarından M6 vida ile vidalanır. Tüm alt bileşenler rokete entegre ve montajı yapıldıktan sonra son olarak Görsel 3.9 belirtiği üzere Caseroni firmasının L-1050 motoru motor bloğuna yerleştirilir. Motor, motor kapağı ile kapatılır ve somun yardımıyla sıkıştırılır.

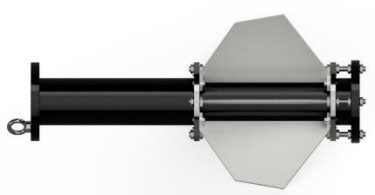
Görsel 3.9

Roket Montaj Stratejisi

Görsel 4.0

- **1- Burun Dolgusu Entegrasyon:**

Burun konisinin uç kısmı için hazırlanan PLA dolgu epoksi yapıştırıcı ile yapıştırılarak entegre edilecektir. Testler doğrultusunda gerekli dayanım sağlanamaz ise iç vidalama yapılarak entegrasyon mukavemeti arttırılacaktır.



Görsel 4.1

- **2- Motor Kapsülü Entegrasyon:**

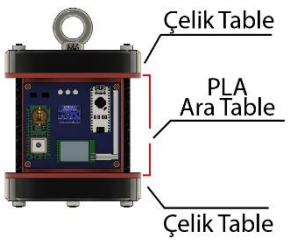
Merkezleme halkaları ve dişli çubuklar ile oluşturulan iskelete kanatçıklar entegre edilir. Motor bloğu merkezleme halkalarının içerisine geçirilir. Mapa ve motor vidası bulkhead'a entegre edilir. Sonrasında bulkhead motor bloğunun önüne yerleştirilir. Bu hazırlanan kapsül gövdeye sürülerek merkezleme halkaları ve bulkhead gövdeye M6 vidalar ile entegre edilir.

Görsel 4.2

- **3- Aviyonik Kapsülü Entegrasyon:**

Aviyonik sistem kapsülünü oluşturan alüminyum ve PLA tableler birbirilerine dişli çubuk ve somun yardımıyla entegre edilir. Aviyonik sistemlerin PCB'leri ise PLA tablelerin üzerine entegre edilir. Kendi içerisine montajlanan kapsül üst gövdeye alüminyum tableler üzerinden M6 impus vidalar ile entegre edilir.

Roket Montaj Stratejisi



Görsel 4.3

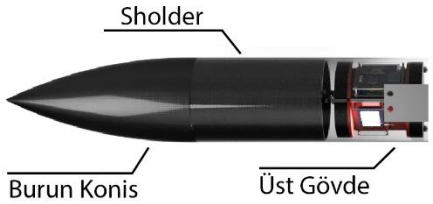
- **4- Görev Yükü Entegrasyon:**

Görev yükü oluşturan çelik tableler ve PLA' dan oluşan ara table dişli çubuk ve somunlar yardımıyla birbirine entegre edilir. PCB PLA' dan oluşan ara tableye vidalanarak entegrasyonu sağlanır. Görev yükü roketten bağımsız ayrılacağı için gövdeye herhangi bir şekilde entegre edilmeyecektir. Yalnızca gövde içerisindeki yerine yerleştirilecektir. Gövde üzerinde görev yüküne erişim sağlamak için bir kapak bulunacaktır.

Görsel 4.4

- **5- Paraşüt & Şok Kordonu Entegrasyon:**

Katlanarak navlakaların (paraşüt kılıfı) içerisine koyulan paraşütler şok kordonu bağlantısı mapalara ve fırdöndülere yapıldıktan sonra gövde içerisindeki yerlerine yerleştirilecektir.

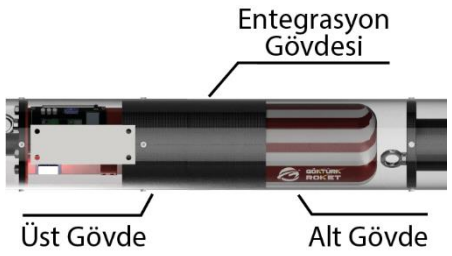


Görsel 4.5

- **6- Burun Konisi Entegrasyon:**

Burun konisi shoulder bölümü sayesinde üst gövdeye sıkı geçirilerek montajı yapılacaktır.

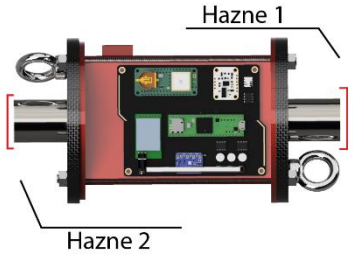
Roket Montaj Stratejisi



Görsel 4.6

- **7- Gövde 2 – Gövde 1 Entegrasyon:**

Üst gövde ve alt gövde birbirine entegrasyon gövdesi yardımıyla entegre edilecektir. Entegrasyon gövdesinin bir kısmı bulunduğu üst gövdeye vidalanarak entegre edilecek, diğer kısmı ise alt gövdeye sıkı geçme yöntemi ile entegre edilecektir.



Görsel 4.7

- **8- Piroteknik Entegrasyon/Yerleştirme:**

Komite tarafından verilen piroteknik kapsüller, roketin tüm montajının tamamlanmasının ardından sıkı geçirilen gövdeler açılarak aviyonik bulkhead'lerin üzerine M4 vida ile yerleştirilecektir. Takibin de piroteknik kapsüllerin ateşleyicilerinin kablolaması yapılacaktır.

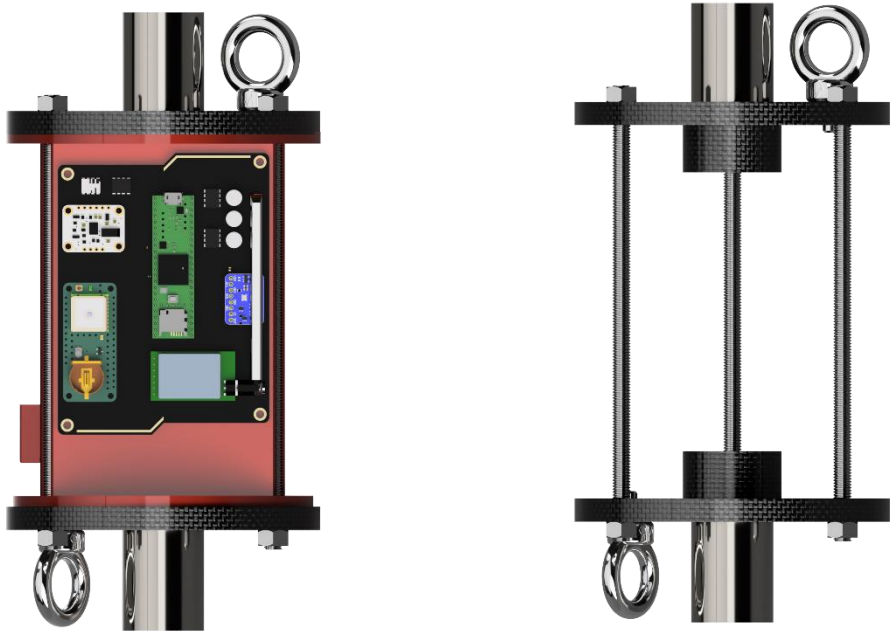
Görsel 4.8

- **9- AltimetreTwo Entegrasyon:**

AltimetreTwo cihazı için aviyonik sistem üzerine bir baskı yapılacaktır. AltimetreTwo, yarışma alanında uçuş öncesi üst gövde de bulunan aviyonik sistem kapağı açılarak bu baskının içerisine yerleştirilecektir.

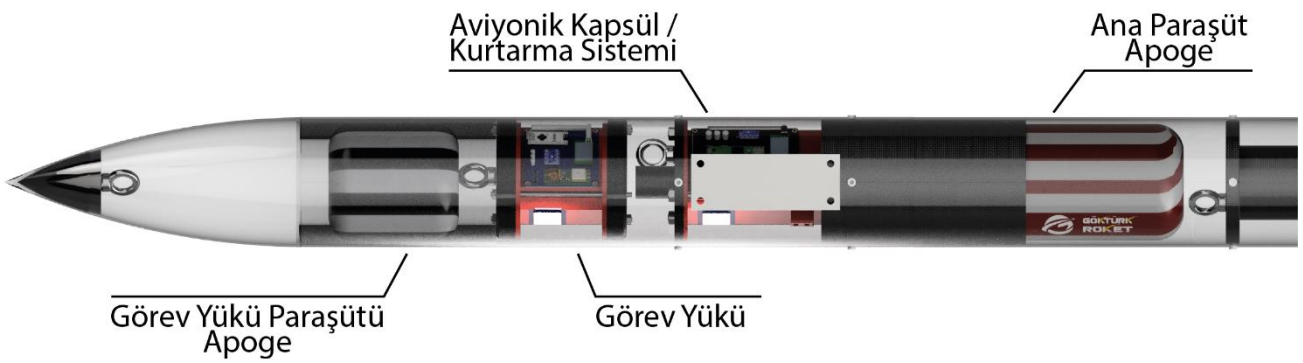
Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm

Paraşüt Açma (Ayırma Sistemi) 3D CAD Modeli



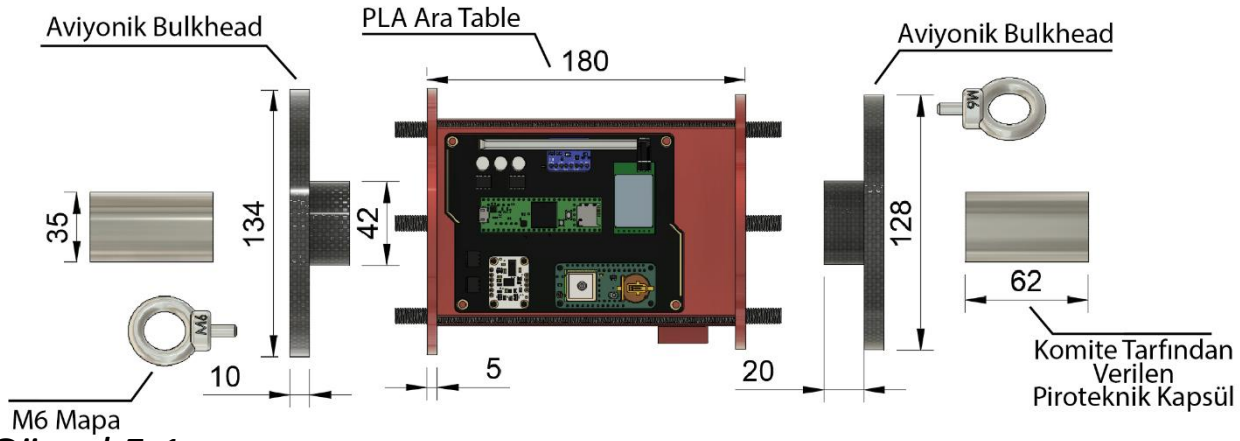
Görsel 4.9

Paraşüt Bölümleri 3D CAD Modeli



Görsel 5.0

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi



Görsel 5.1

Malzeme	Yoğunluk (g/m^3)	Çekme Kuvveti (Mpa)	Elastisite (Gpa)
Karbon Fiber	1.7	747	140
Alüminyum	2.7	100	72
Cam Fiber	1.85	450	56

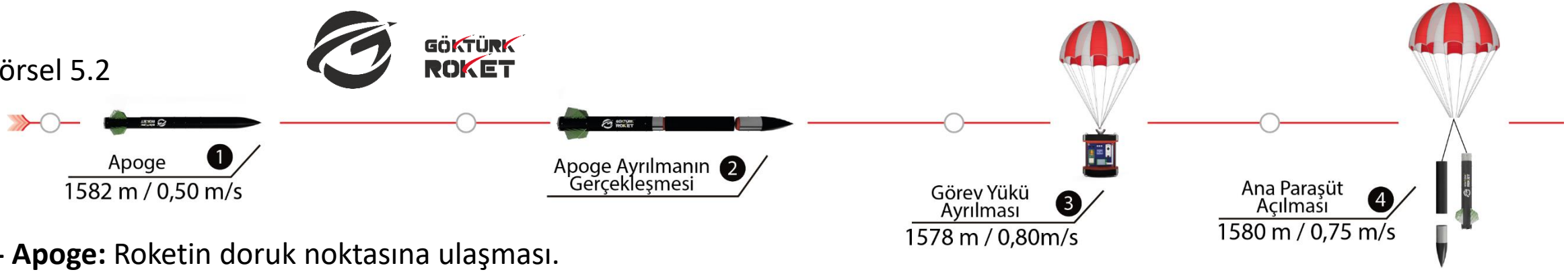
Tablo 2.1

Kurtarma sistemi olarak kara barut sistemi tercih edilmiştir. Diğer sistemlere kıyasla yüksek güçte itki kuvveti sağlayabilmesi ve az yer kaplayan hafif bir sistem olmasından dolayı tercih edilmiştir. Komite tarafından verilecek olan piroteknik kapsüller aviyonik sistem kapsülünün alt ve üst kısmında bulunan aviyonik bulkheadlere yerleştirecektir. Gövdeyi ayıracak ve paraşütleri çıkaracak piroteknik kapsüller aviyonik sistem kapsülü adı verilen ergonomik tasarım ile bütünleşiktir. Kurtarma sistemi ve aviyonik sistem alt sistemleri ortaktır.

Aviyonik plakasının imalatı CNC makinesi ile alüminyumdan yapılacaktır. Ara table 3D yazıcı ile PLA dan üretilecektir. Parçalar kendi içerisinde dişli çubuk ve somun yardımıyla birleştirilerek aviyonik sistem kapsülü adı verilen ergonomik tasarımı oluşturacaktır. Aviyonik kapsül üst gövde içerisine M6 vida ile sabitlenecektir.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Görsel 5.2



1- Apoge: Roketin doruk noktasına ulaşması.

2- Ayrılma: Ana ticari uçuş bilgisayarı (RRC3) basınç sensöründen yararlanarak «anlık yükseklik<önceki yükseklik» algoritması ile apogeyi algılayıp komite tarafıdan verilecek olan hazne 1 ve hazne 2'de ki piroteknik kapsüller ateşlenecektir. Takibin de gövdeler birbirlerinden ayrılacaktır.
(Burun konisi ve gövdeler şok kordonu ile bağlıdır.)

3- Görev Yükü Ayrılması: Hazne 1'in ateşlenmesiyle burun konisi ve üst gövde birbirinden ayrılacaktır. Burun konisi ayrılmasının ardından görev yükü ve paraşütü roketten bağımsız bir şekilde çıkarılacaktır. Görev yükü ayrılmasının ardından 8m/s hızla düşüşe geçecektir.

4- Ana Paraşüt Ayrılması: Hazne 2' nin ateşlenmesiyle üst gövde ve alt gövde birbirinden ayrılacaktır. Gövdelerin ayrılmasının ardından ana paraşüt roketten dışarıya çıkarak roketin 7.5 m/s hızla düşüşe devam etmesini sağlayacaktır. *(Her iki gövde de birbirine şok kordonu ile bağlıdır.)*

Hazne 1

Hazne 2

Görsel 5.3

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

PARÇALARIN & ALT SİSTEMLERİNİN ROKETTEKİ İŞLEVİ:

Piroteknik Kapsül: Basıncın oluşturulacağı ve ayrılmayı gerçekleştiren ana unsurumuz.
(Kurtarma sisteminin toplam hacmi: 59,6*2= 119,2 cm^3)

Barut: Ayrılmayı, başlatan yanmasıyla basınç sağlayan ana maddemiz.

Paraşütler: Roket ve görev yükü apoge noktasında ayrıldıktan sonra güvenli bir iniş yapmasını sağlayan Ripstop nylon kumaş ile üretilen unsur. *(Paraşütlerin roket içerisindeki toplam hacmi:* 1718.0 + 3436.1= 5.154 cm^3)

Shock Kordon: Gövde, paraşüt gibi unsurları birbirlerine bağlayan, şoka dayanıklı ip.
(Shock kordonunun roketteki hacmi: 490.8 + 490.8 = 981,6 cm^3)

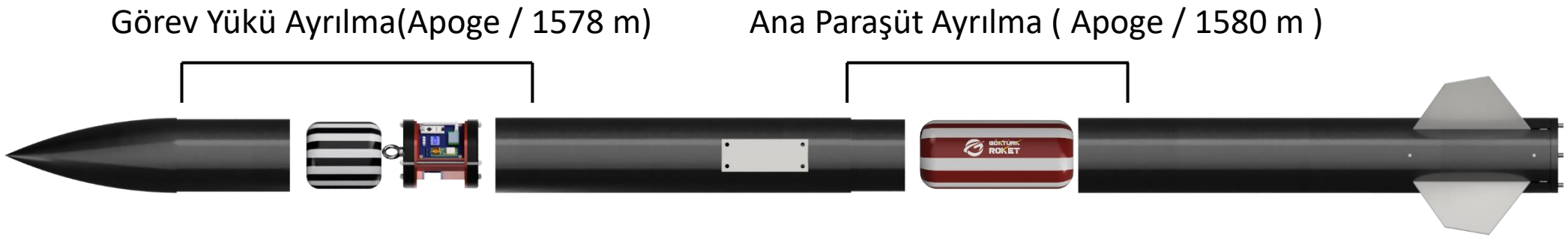
Yanmaz Kumaş: Barutun alev çıkararak paraşüt veya şok kordonlarına zarar vermesini önlemek amacıyla kullanılan unsur.

Mapa: Gövde, görev yükü gibi unsurların şok kordonuna bağlarken kullanılan dövülmüş çelikten üretilen ara aparat.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Roketin kurtarma esnasında patlamış CAD konfigürasyonu Fusion 360 3D tasarım programında hazırlanmış olan görseli Görsel 5.4 de verilmiştir.

- Roketin ayrılma, paraşüt ve faydalı yük çıkarma sekanslarını içeren 3D CAD ayrılma videosuna yan tarafta bulunan QR kod ile ulaşabildiği gibi https://youtu.be/H3g6uPS4Jfg adresinden de ulaşılabilinmektedir.



Görsel 5.4

Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

Ayrılma	Basınçlandırılacak hacim çapı (mm)	Basınçlandırılacak hacim (m^3)	Ulaşılmak istenen basınç (Bar)
Görev Yükü Ayrılması	135 mm	0,90	0.68
Ana Paraşüt Ayrılması	135 mm	0,120	0.72

Tablo 2.2

- Görev yükünün basınçlandırılacak hacim çapı 135 mm olup, basınçlandırılacak hacim tabloda verilmiştir. Ulaşılması gereken basınç hesaplamalar doğrultusunda 0.68 bar bulunmuştur. Bu basınca ulaşmak için gereken sıcak gaz üreteci, kara barutun kütlesi hesaplamalar doğrultusunda 1,6 gram bulunmuştur.
- Roketin ana paraşütünü fırlatmak için basınçlandırılacak hacim çapı 135 mm olup, basınçlandırılacak hacim tablo da verilmiştir. Ulaşılması gereken basınç hesaplamalar doğrultusunda 0.72 bar bulunmuştur. Bu basınca ulaşmak için gereken sıcak gaz üreteci, kara barutun kütlesi hesaplamalar doğrultusunda 1,8 gram bulunmuştur.

NOT: Yarışma komitesi tarafından verilecek olan piroteknik kapsüllere uygun tasarım ve üretim yapılmıştır.

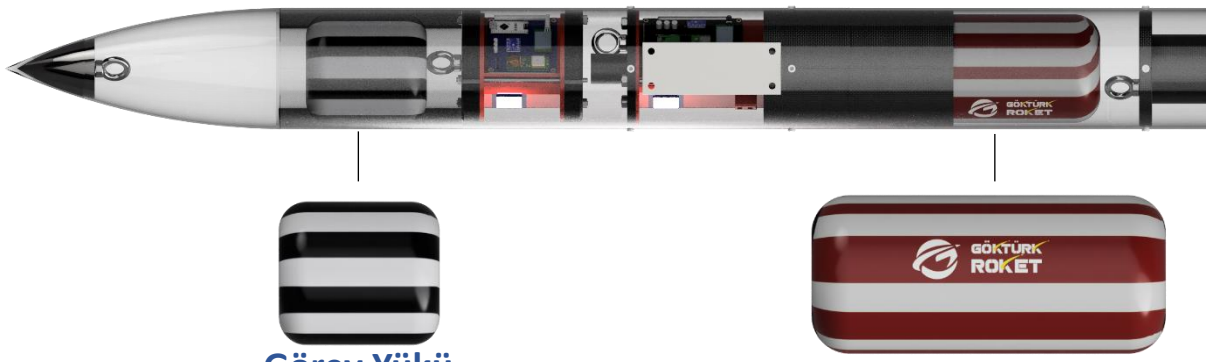
Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

- Paraşütler için seçilen malzemelerin teknik dökümüne ve üretim bilgilerine Tablo 7.0'da yer verilmiştir.

Paraşüt Malzeme Bilgisi			
Özellik			**Kapsam**
Malzeme Bilgisi	Paraşüt Kumaşı	:	Paraşütler hava geçirmeyen 4D Ripstop kumaştan yarım daire (dome) olacak şekilde özel olarak temin edilecektir. Paraşüt kumaşı 37 g/m² Ağırlığındadır. Paraşüt üçgen dilimli kırmızı ve siyah renklerde üretilecektir.
	Paraşüt İpi	:	2 mm kalınlığında Statik dayanımı (120 kg) yüksek katsayılı Polyester Paraşüt İpi seçilmiştir, yüksek dayanımlı olduğu için tercih edilmiştir. Geç açılma durumunda şok kuvveti dahil roketin tüm kütlesini kaldırabilecek dayanımdadır.
	Şok Kordonu	:	25 mm eninde tüp perlondan dikilmiş Ederlid şok kordonu kullanılacaktır. Çekeri 20kN, Ağırlık 43g/m ve EN 565, UIAA Sertifikalara sahip olmasından dolayı tercih edilmiştir.
	Mapa	:	Yarışma şartnamesine uygun olarak dövülmüş çelikten imal edilen M6 Mapalar kullanılacaktır.

Tablo 2.3

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1.1



Görsel 5.5

Paraşüt Bilgileri						
Paraşüt	**Renk**	**Açık Çap**	**Kapalı Ölçüleri**	**Kubbe Delik Çapı**	**Düşüş Hızı**	**Aviyonik Sistem**
Ana Paraşüt	Kırmızı / Siyah	250	28*12.5	30 cm	8.3 m/s	Ana ve yedek aviyonik sistem
Görev Yükü Paraşütü	Siyah	130	14*12.5	-	8 m/s	Görev yükü aviyonik sistem

Tablo 2.4

NOT: Kurtarma sistemi kara barut sistemi olmasından dolayı ateşe dayanıklı bir kordon tercih edilmiştir. Ederlid cord

Görev Yükü Paraşütü: Apoge noktasında kara barut ayrılma sistemiyle görev yükü ve paraşütü roketten dışarıya bağımsız bir şekilde atılacaktır. Paraşüt üçgen dilimli siyah renklerde üretilecektir. Paraşüt kumaşı olarak 40D Ripstop kumaş kullanılacaktır. Paraşüt ipleri 2 mm Polyester Paraşüt ipi kullanılacaktır.

Ana Paraşüt: Apoge noktasında Kara barut ayrılma sistemiyle ana paraşüt roketten dışarı çıkarılacaktır. Paraşüt üçgen dilimli kırmızı ve siyah renklerde üretilecektir. Paraşüt kumaşı olarak 40D Ripstop kumaş kullanılacaktır. Paraşüt ipleri 2 mm polyester paraşüt ipi kullanılacaktır. Paraşütün üst kısmında kubbe deliği bulunmaktadır. Kubbe deliğinin çapı 30 cm dir.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1.2

Denklem 1.1

$$V = \sqrt{\frac{2x\ (4{,}4\ kg)x\ (9{,}81\frac{m}{s^2})}{(1{,}32\ m\text{^}2)x\left(1{,}225\frac{kg}{m^3}\right)x\ 0{,}8}} = 60{,}667 \cong 8.0\ \text{m/s}$$

Görsel 5.6

Görev Yükü Paraşütü: Roket kurtarma operasyonu sırasında birincil ayrılma esnasında kurtarma sistemi devreye girerek Görsel 5.6 de ki görev yükü ve paraşütünü apoge noktasında roketten bağımsız bir şekilde dışarıya atacaktır. Görev yükü 8.0 m/s hızla düşüşe geçecektir. Görev yükün üzerinde bulunan GPS, sensör ve iletişim modülü sayesinde yörev yükün yeri anlık olarak tespit edilebilecektir.

Denklem 1.2

$$V = \sqrt{\frac{2x\ (14{,}208kg)x\ (9{,}81\frac{m}{s^2})}{(4{,}9\ m\text{^}2)x\left(1{,}225\frac{kg}{m^3}\right)x\ 0{,}8}} = 58{,}55 \cong 7.5\ \text{m/s}$$

Görsel 5.7

Ana Paraşüt: Ana ve yedek aviyonik sistem rokete entegre haldedir. Ana paraşüt şok kordonları vasıtasıyla Görsel 5.7 de ki aviyonik kasaya bağlanacaktır. Apoge noktasında kurtarma sistemi devreye girerek ana paraşütü roketten dışarıya çıkaracaktır. Roket ana paraşüt vasıtasıyla 7.5 m/s hızla düşüşe geçecektir. Aviyonik sistem üzerinde bulunan sensör, GPS ve iletişim modülü sayesinde roketin yeri anlık olarak tespit edilecektir.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

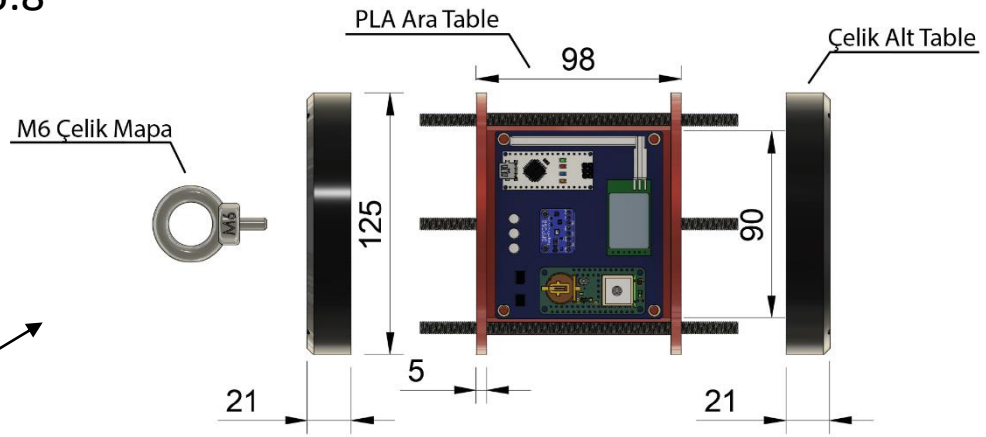
Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşayacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı (cd)	Düşüş Hızı (m/s)
Görev Yükü Paraşütü	1.32	4.400	0,8	8.0
Ana Paraşüt	4.90	13.287	0,8	7,8

Tablo 2.5

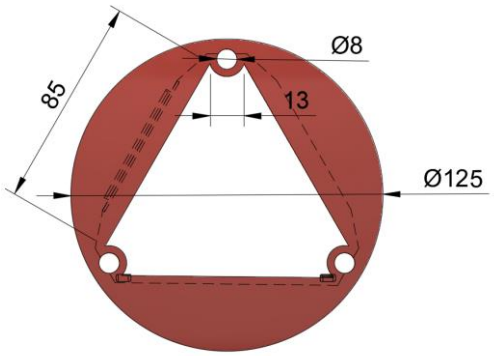
- Paraşütlerin düşüş hızı hesaplamaları yapılırken hava yoğunluğu ve yer çekim ivmesi değerleri dikkate alınarak uygun şekilde hesaplanmıştır.
- Ana paraşütün düşüş hızı değeri hesaplanırken görev yükü ve görev yükü paraşütünün ağırlıkları roketin toplam ağırlığından çıkarılarak hesaplanmıştır.
- Tabloda verilmiş olan düşüş hızı değerleri kendi hesaplamalarımız doğrultusunda çıkan değerler girilmiştir.

Görev Yükü

Görsel 5.8



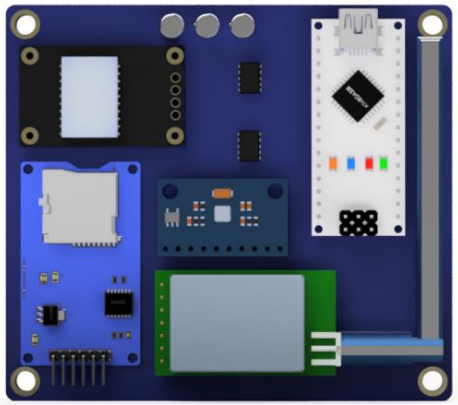
Görsel 5.9



Görsel 6.0

- Görev yükünün herhangi bir bilimsel işlevi bulunmamaktadır. Üzerinde GPS, ivme ölçer, basınç ölçer, buzzer ve telemetri sistemi bulunan bir adet aviyonik sistem bulunacaktır. Bu aviyonik sisteme bulunduğu gövde üzerinden kapak vasıtasıyla erişim sağlanacaktır.
- Görev yükü roketten apogede komite tarafından verilen piroteknik kapsulün tetiklenmesiyle birlikte görev yükü paraşütüyle beraber roketten bağımsız olarak dışarıya çıkacaktır. Ardından 8m/s hızla düşüşe geçecektir. Yere inişinin ardından üzerinde bulunan GPS modülünün göndereceği veri ile konum tespiti yapılacaktır.
- Görev Yükü; üç adet dişli çubuk, bir adet çelik alt table, bir adet çelik üst table, bir adet PLA ara table ve aviyonik sistemden oluşmaktadır. Görev yükünün ağırlığı 4.400 gramdır. (Bu ağırlığa görev yükünün aviyonik sistemi dahildir.)

Görev Yükü



Görsel 6.1

Görev Yükü Sensör bilgisi		
Adı	**Kodu**	**Kapsam**
Arduıno Nano	USB Chip CH340	Sensör verilerinin yorumlanarak yer istasyonuna gönderilmesini sağlar.
Lora E32	E32433T30D	Görev yükü ve yer istasyonu arasındaki haberleşmeyi sağlar.
MPU9255-IMU	9255-IMU	Görev yükünün yükseklik ve eksen verilerini belirler.
GY-NEO6MV2	GY-Neo6MV2	Görev yükünün anlık Konumunu belirler.

Tablo 2.6

- Görev yükünün sensör ve kontürolcü bilgisi tablo 3.2 de belirtilmiştir. Görev yükünün kart tasarımı görsel 3.1 de verilmiştir. Kart tasarımı Fusion 360 üzerinden çizilmiştir. Görev yükü'nün kart üretimi firma tarafından gerekli dayanım ve koşullara uygun şekilde yapılacaktır.

- Görev yükü kart tasarımımız, CAD Fusion 360 baskı devre kartı tasarım programında tasarlandı. Gerekli komponentlerin kütüphaneleri oluşturuldu ve elemanlarının kart üzerindeki konumunu, top ve bottom katmanlarındaki iletken yolların kalınlığı, yolların yakınlığı, komponent ayaklarının geçtiği deliklerin iç ve dış çapları tamamen ekibimiz tarafından çizilip, düzenlendi.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Paraşüt Açılma/Düşüş Hızı Testi:

- Ana paraşüt, birincil paraşüt ve faydalı yük paraşütü katlanmış halde 20 metre yükseklikteki itfaiye merdiveninden 4 kg yük ile atılarak açılması test edilmiş, başarılı sonuç alınmıştır. Ana paraşüt düşüş hızı testinde ise 14 kg'lık yük ile açık olarak atılmış ve başarılı sonuç alınmıştır. Testler Samsun/Çarşamba'da Doğal Yaşam Parkında yapılmıştır. İlgili test videosunun linki 12.05.2022 tarihine kadar KYS sistemine yüklenecektir.

Ayırma Sistemi Testi (Gövde Ayırma):

- Roket gövdelerinin ayırılma testinde 1,8 gr. kara barut kullanılmıştır. Kara barut hazneleri olarak komite tarafından verilecek olan hazneler ile bire bir boyuta sahip kapsüller üretilerek testler yapılmıştır. Kapsüllere ateşleyiciler yerleştirilerek güç kaynağına bağlanmıştır. Alt gövde içerisinde yer alan alt sistemler (Ana Paraşüt) alt gövde içerisine yerleştirilmiştir. Ayrılma testinden başarılı sonuç alınmış, ana paraşüt gövdeden başarılı bir şekilde ayrılmıştır. Testler Samsun/Çarşamba Doğal Yaşam Parkında yapılmıştır. İlgili test videosunun linki 12.05.2022 tarihine kadar KYS sistemine yüklenecektir.

Görsel 6.2

Görsel 6.3

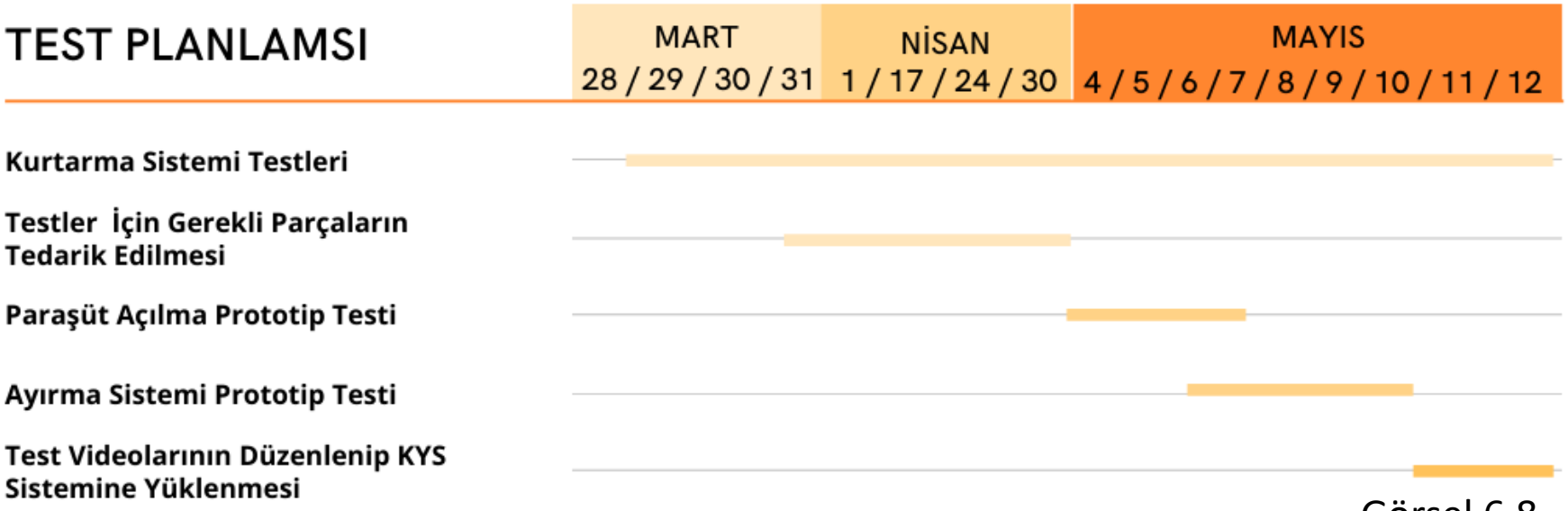
Görsel 6.4

Görsel 6.5

Görsel 6.7

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

- Kurtarma sistemi paraşüt açılma ve ayırma sistemi testlerini kapsayan planlama takvimine Görsel 6.8'de yer verilmiştir.



Görsel 6.8

Aviyonik – Özet

Aviyonik sistem için 2 adet uçuş bilgisayarı kullanılmaktadır. Ana uçuş bilgisayarı için ticari sistem olan RRC3+ spor altimetresi, yedek uçuş bilgisayarı için ise özgün sistem tasarlanmıştır.

Ana Uçuş Bilgisayarı

Ana uçuş bilgisayarımız model roketçilikte sıklıkla kullanılan RRC3+ sport altimetresidir, bu altimetre ticari bir sistem olup yüksek hassasiyete sahip barometrik çift dağıtımlı bir uçuş bilgisayarıdır. Ana uçuş bilgisayarı uçuş esnasındaki görevi roket kurtarma kontrolörü olarak kurtarma sistemlerini tetikleyecektir. RRC3 altimetresi üzerinde bulunan yüksek hassasiyete sahip barometre sensörü sayesinde yükseklik ölçümleri yapabilmektedir. Bu ölçümler sayesinde roketin apoge noktasına ulaştığını algılayarak roketin kurtarma sistemlerini aktif edecektir.

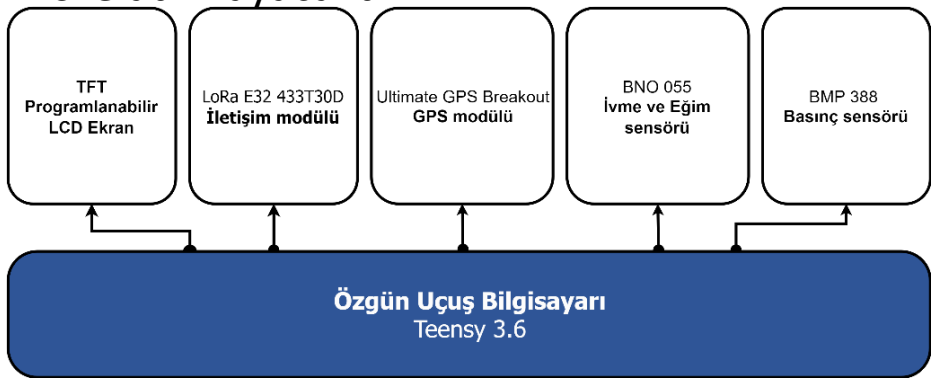
Görev Yükü / Roket Aviyonik Bilgisayarları Tablo 2.7

Aviyonik Sistem	Ticari / Özgünlük Durumu	Ürün Tam Adı ve Kodu	Temel Görevi
Ana Uçuş Bilgisayarı	Ticari	RRC3+ SPOR ALTİMETRE Model No: 09095	Roketin apoge noktasına ulaştığını algılayıp kurtarma sistemini tetiklenmesini sağlar.
Yedek Uçuş Bilgisayarı	Özgün	-	Ana uçuş bilgisayarı ile aynı anda devreye girer ve roketin kurtarma sistemini tetikler. Roketin yer istasyonu ile iletişiminde belirlenen verilerin yer istasyonuna gönderilmesini sağlar.
Görev Yükü	Özgün	-	Özel bir görevi bulunmayan görev yükümüz, yer istasyonuna GPS verilerini göndererek yer istasyonu ile iletişimini sağlar.

Aviyonik – Özet

Özgün Yedek Uçuş Bilgisayarı

Özgün uçuş bilgisayarımız, üzerinde bulunan sensör ve kontrolcü sayesinde roketin anlık irtifa, GPS vb. verilerini filtreleyerek, verileri anlık olarak yer istasyonuna iletecektir. Filtrelenen sensör verileri doğrultusunda karar verme parametreleri kurtarma sistemini aktif edecektir. Yedek uçuş bilgisayarında kullanılacak sensör ve kontrolcü bağlantı şeması genel olarak Görsel 6.9 da verilmiştir. Yedek uçuş bilgisayarı aktif hale geldikten sonra bulunduğu irtifayı 0 olarak kabul edecektir. Roket ateşlendiğinde roketimizin apogeyi algılaya bilmesi için BMP388 (Barometre) ve BNO055 (İvme) sensörlerimiz aracılığıyla apoge'nin tespiti yapılacaktır. Olası bir hata doğrultusunda, yedek uçuş bilgisayarından bağımsız olan ana uçuş bilgisayarı kendi parametreleri doğrultusunda kurtarma sistemlerini aktif edecektir. Her iki durumda da sonuç olarak roket kurtarma sistemi devreye girecektir. Ana ve yedek uçuş bilgisayarı arasında herhangi bir fiziksel veya sistemsel bağlantı bulunmamaktadır. Sistemlerin her ikisi de eş zamanlı aktif olarak başlatılacaktır. Bu şekilde uçuş bilgisayarlarının arıza tespiti yaparak çalışma ve barutları ateşleme durumu riske atılmayacaktır.



Görsel 6.9

İki Uçuş Bilgisayarı Arasındaki Benzerlik Ve Farklılık Tablosu

Uçuş Bilgisayarı	Basınç Sensörü	Telemetri	İvme	GPS	Mikro Denetleyici
RRc3 SPORT Altimetre	MSI MS 5607	-	-	--	MSP430 mCU
Yedek Uçuş Bilgisayarı	BMP388	LoRa E32	BNO055	Ultimate GPS	Teensy 3.6

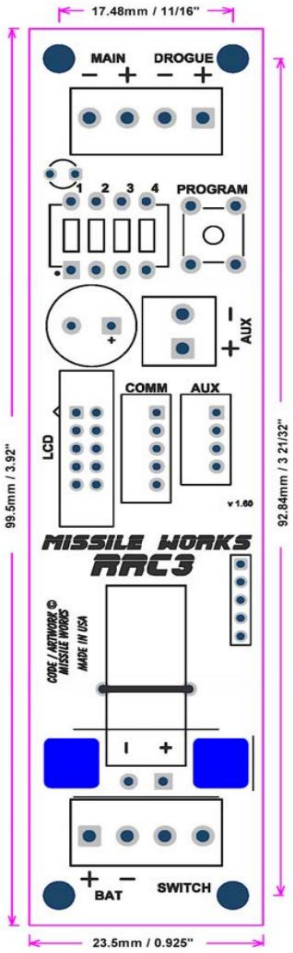
Tablo 2.8

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

Ticari Ana Uçuş Bilgisayarı RRC3 Altimetre

RRC3, "barometrik" tabanlı bir altimetredir. Parametreleri elde etmesi ve doğru çalışması için havayı örneklemesi gerekir. Üzerinde bulunan yüksek hassasiyetli barometre sensörü sayesinde doğruluk oranı yüksek, irtifa ölçümleri yapabilmektedir. Bu sayede apogeyi kolaylıkla algılaya bilmektedir. RRC3 aynı zamanda bir kayıt altimetresidir. Bu sayede uçuş boyunca barometrik verileri yakalar ve belleğine kaydeder. Bu veriler günün sonunda indirilebilir ve ardından MissileWorks mDACS PC yazılımı kullanılarak incelenebilir. Görsel 3.4 te kart genel görünüm verilmiştir.

RRC3+ "spor" altimetresini yeniden yapılandırmak için üç farklı yöntemden herhangi biri kullanılabilir; deep switch ve press button, RRC3 LCD terminal ve RRC3 USB arabirim modülleri ile programlanabilir. Üzerinde bulunan deep switch ve buton sayesinde karmaşık bir yolla da olsa ana paraşüt ve görev yükü irtifa ayarları yapılabilmektedir. RRC3 USB arabirim modülü sayesinde RRC3 altimetresini bilgisayara bağlayarak programlanabilmektedir. Ancak biz LCDT ekran üzerinden ana paraşüt ve görev yükü ayrılmalarını bilgisayar kullanmadan kolaylıkla, programlamasını ve fırlatma alanındaki kontrolünü kolaylık ile yapabilir olacağız.



Görsel 7.0

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

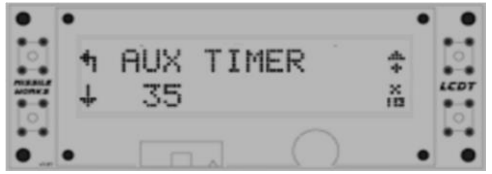
Ticari Sistemi Kullanmadan Önce Yapılacak Ayarlar

- LCDT (LCD Terminali), m3 (MissileWorks Mini Modülü) bileşen ailesine aittir ve fırlatma alanında RRC3 altimetre etkileşim kurmak için kullanışlı bir yol sağlar.
- LCDT kontrol paneli, bir dizüstü bilgisayar getirme ihtiyacını ortadan kaldırır ve yapılandırma, uçuş verilerini gözden geçirmek ve teşhis gerçekleştirmek için kullanılan anında metin ve simge tabanlı görüntüler sağlar. Bu yüzden hem sahada hem de testler de ana uçuş bilgisayarı RRC3 ün ayarlanması ve checkup yapılmasını bu ekran üzerinden gerçekleştireceğiz.

Görsel 7.1

Görsel 7.2

Görsel 7.3

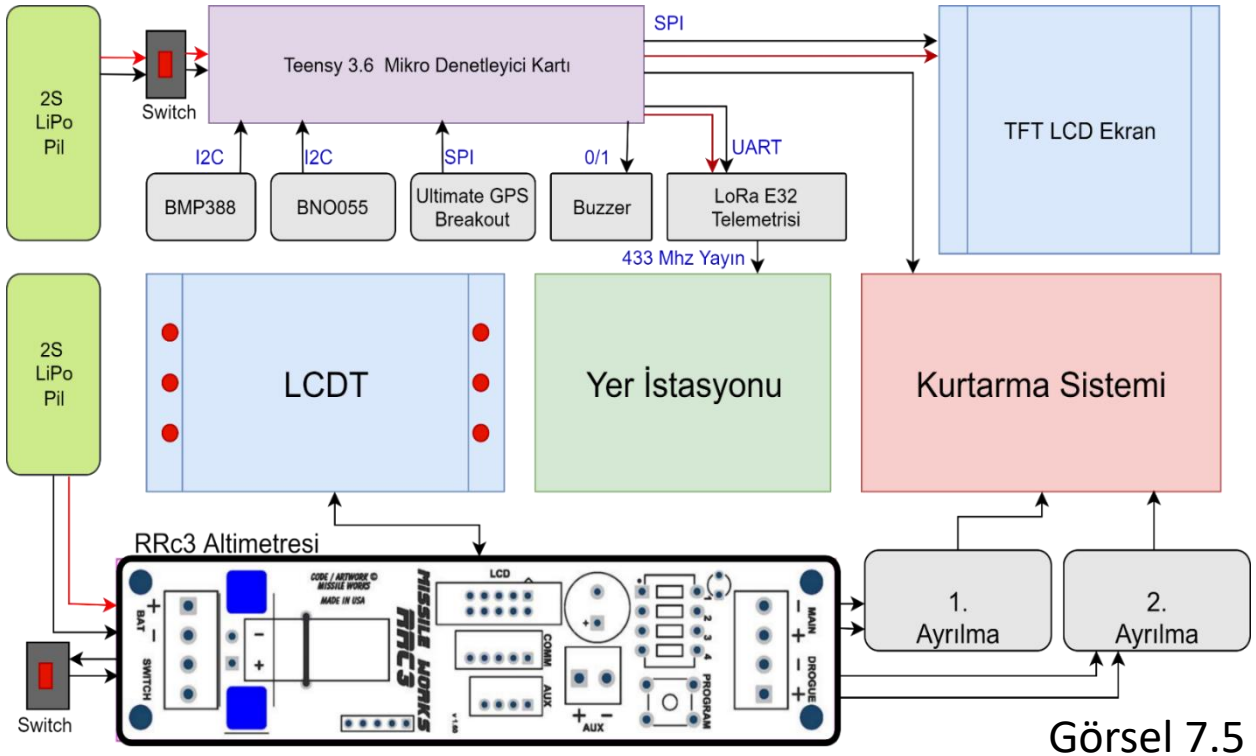


Görsel 7.4

- İlk olarak Görsel 7.1 de ki menüden set kısmına geçmek için sağ alttaki tuşa basıyoruz ardından ekrana gelen menüden Görsel 7.2 de ki sol üstteki tuştan deploy modumuzu seçiyoruz; 3. Apogee Only (Drogue @ Apogee / Main @ Apogee + 1 sec) Deploy modumuzu da ayarladıktan sonara sıra apoge noktamızı yani ana paraşüt, görev yükü ve görev yükü paraşütünü fırlatma aşamalarını seçmemiz gerekiyor, bunun için Görsel 7.3 te göründüğü üzere arming altitude ve main altitude ayarlarını yapıyoruz. Son olarak ise Görsel 7.4 deki ekran üzerinden iki paraşütün ayrılmalarının arasındaki zamanı seçiyoruz.

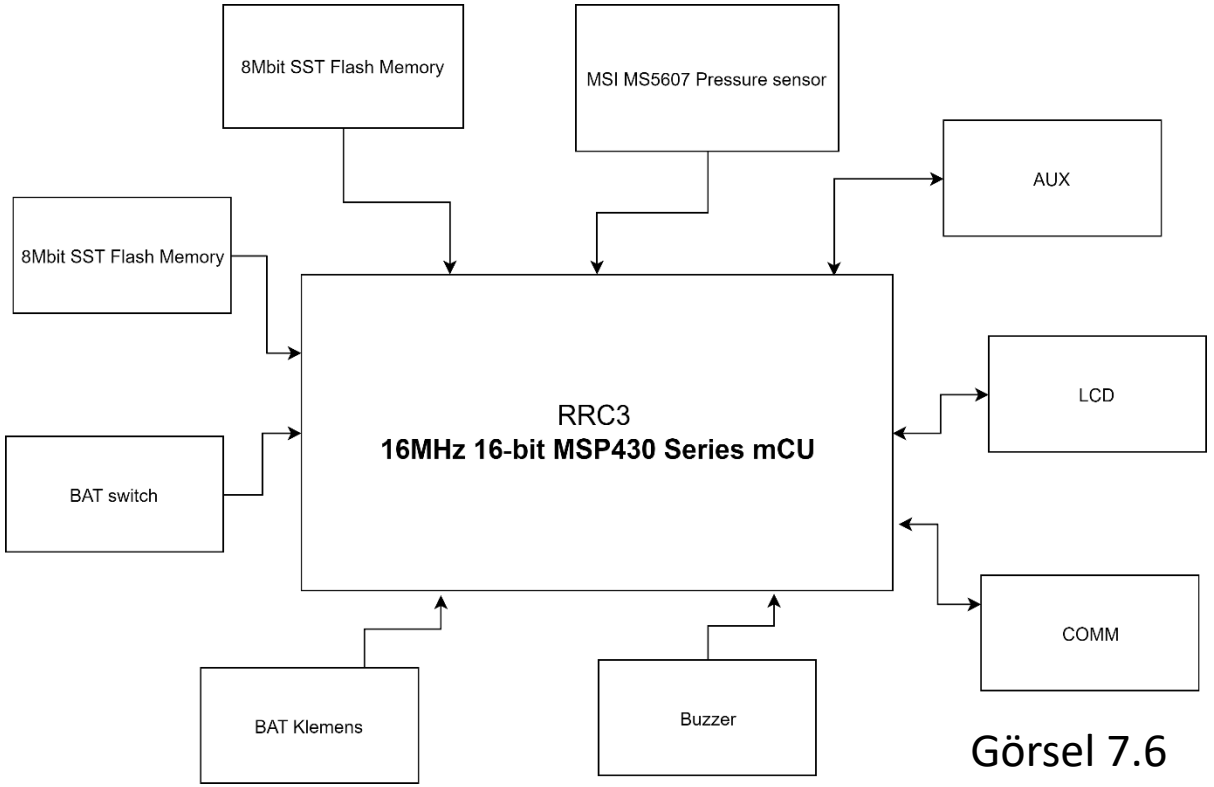
Aviyonik – 1.Sistem Detay/2 (Ticari Sistem)

Sistemde bulunan tüm kartların sistemler ile olan bağlantıları



Görsel 7.5

Ana Uçuş bilgisayarının yapısını gösteren devre blok diyagramı



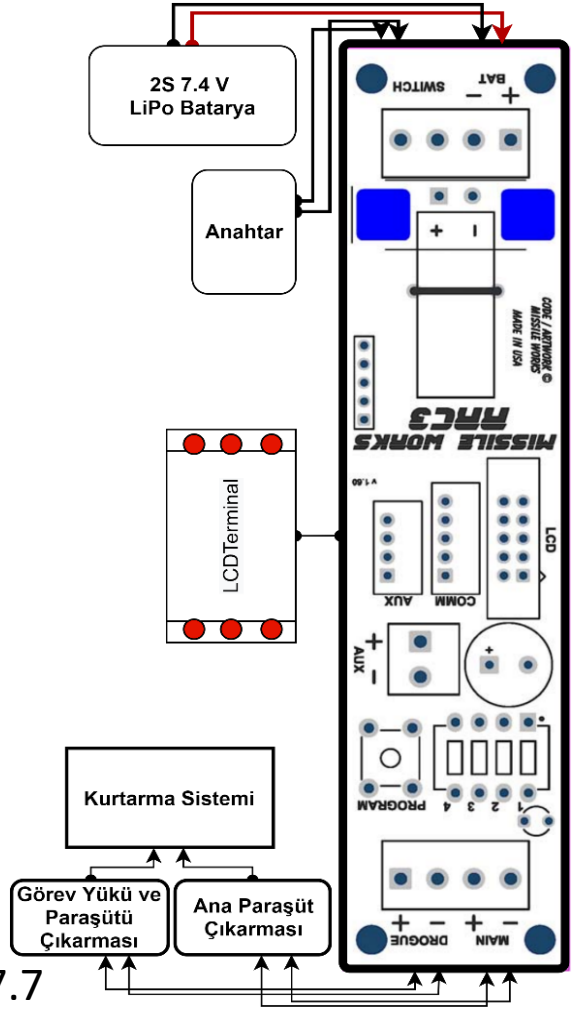
Görsel 7.6

- Uçuş kontrol bilgisayarının yapısını gösteren devre blok diyagramı ve bu diyagramda sistemde bulunan tüm modül, sensör ve diğer sistemler ile olan bağlantıları Görsel 7.5 te verilmiştir. LiPo pillerin kart ile bağlantısı anahtar üzerinden yapılacaktır. Bu anahtara roketin dışından erişile bilinecektir. Ticari bilgisayarın yapısını gösteren devre blok diyagramı Görsel 7.6 da verilmiştir.

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

Ticari Uçuş Bilgisayarı RRC3 Altimetre Bağlantı Şeması:

- Üzerinde bulunan deep switch ve buton sayesinde apoge irtifa ayarları yapılabilmektedir. Ancak biz LCD ekran üzerinden ana paraşüt ve görev yükü ayrılma sekanslarının programlamasını kolaylıkla yapabilir durumda olacağız.
- Ticari sistem olan RRC3 altimetre ‘Sport’. Toplam da 4 dijital giriş 4 dijital çıkış ve switch olarak pin bulunmaktadır. Görsel 7.7 de görüldüğü gibi sol tarafta batarya girişi ve switch pinleri sağ tarafta ise Main ve drogue olmak üzere 4 çıkış pini bulunmaktadır.
- Görsel 7.7 de görüldüğü üzere BAT+ ve BAT- girişi pilden gelen gücün bağlanma noktası, switch ise güç anahtarı bağlama noktasıdır, Drogue apoge noktasında görev yükünü fırlatmak için düşük güçte bir akım gönderir. Main çıkışı ise apoge de ana paraşüt ayrılması için düşük akımlı bir elektrik akımı gönderir, Aux, COMM, LCD pinleri aracılığı ile apoge ayarları, deploy modu gibi ana uçuş bilgisayarı ayarları yapılandırılabilir ve görüntülene bilinmektedir.
- Aux çıkışı ,son derece esnek ve düzenlenebilir ayar kontrol seçenekleri sağlar ve kullanıcıların RRC3 tarafından gerçekleştirilen standart Drogue ve Main akım sağlayıcılarından standart işlevlerden bağımsız özel bir kontrol dizisi oluşturmamızı sağlar.



Görsel 7.7

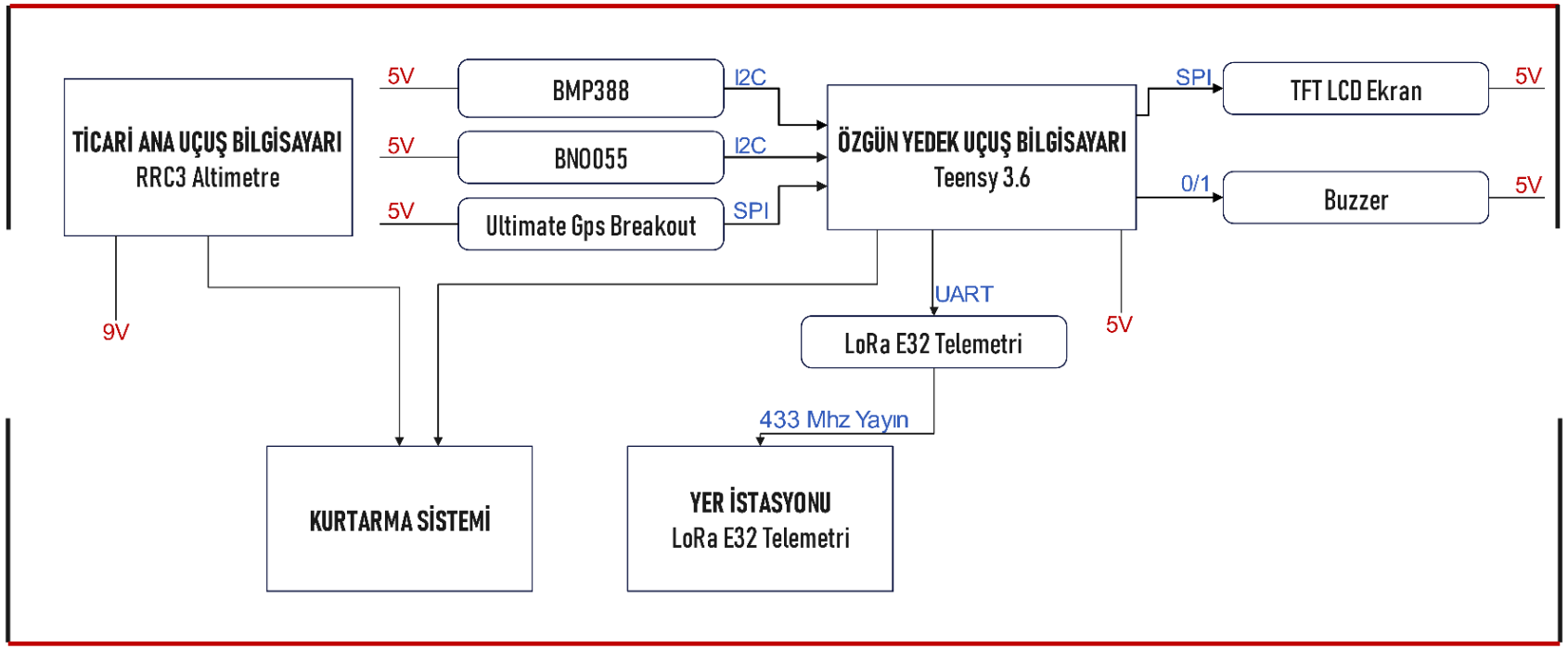
Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

Yeden Uçuş Bilgisayarı Devre Elemanları Tanıtım Tablosu			
Komponent	**Ürün Adı / Kodu / Türü**	**Kurtarma Algoritmasında Veriler Kullanılıyor mu?**	**Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi**
Mikrodenetleyici	Teensy 3.6 Mikrodenetleyicisi		
Barometresi	BMP388 GY-912 Barometresi	Evet	Barometre verisini irtifa parametresine dönüştürerek, roketin gerekli irtifayı kazanmadan önce ayrılma gerçekleştirmesini önlemek ve apogeyi algılamak.
İvme Sensörü	BNO055 GY-bno055 İvme ve eğim sensörü	Evet	Algoritmanın roketin apoge noktasına ulaştığını algılamasına yardım eder.
İletişim modülü	Lora E32 E32433T30D İletişim modülü	Evet	Roketin anlık olarak bütün verilerini ileteceğe gibi aynı zamanda kurtarma esnasında roketin konumunu bize bildirecek.
Konumlama modülü (GPS)	Ultimate Gps Breakout GPS MTK3339	Evet	Roketin anlık konumunu saptamak için kullanılır.
TFT LCD Ekran	2.8 Inch Nextion HMI Dokunmatik TFT Lcd Ekran Nextion Enhanced NX3224K028		

Tablo 2.9

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

Aviyonik Sistem Devre Blok Diyagramı

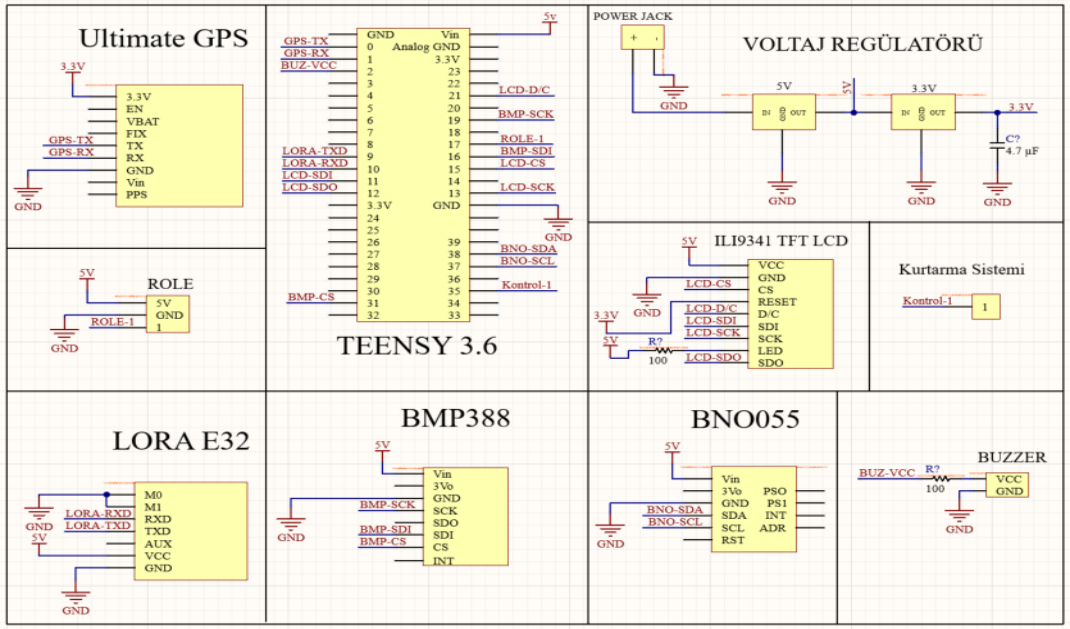


Görsel 7.8

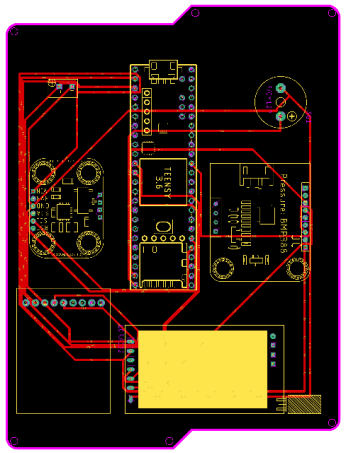
- Yedek aviyonik devre blok diyagramı Görsel 7.8 de verilmiştir. Bu diyagramda sensör bağlantıları, haberleşme çeşitleri vb. bilgilerede yer verilmiştir. Ticari ana uçuş bilgisayarı ile özgün yedek uçuş bilgisayarı arasında herhangi bir fiziksel veya sistemsel bağlantı bulunmamaktadır.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

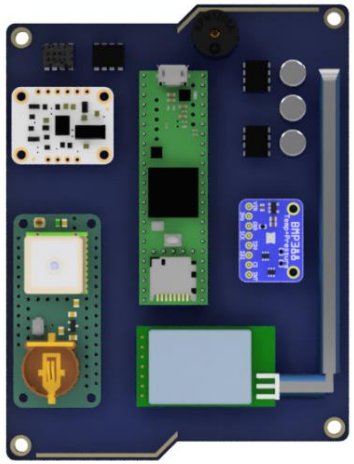
Yedek Aviyonik Devre Kart Şematiği Görsel 7.9



Kart Tasarımı



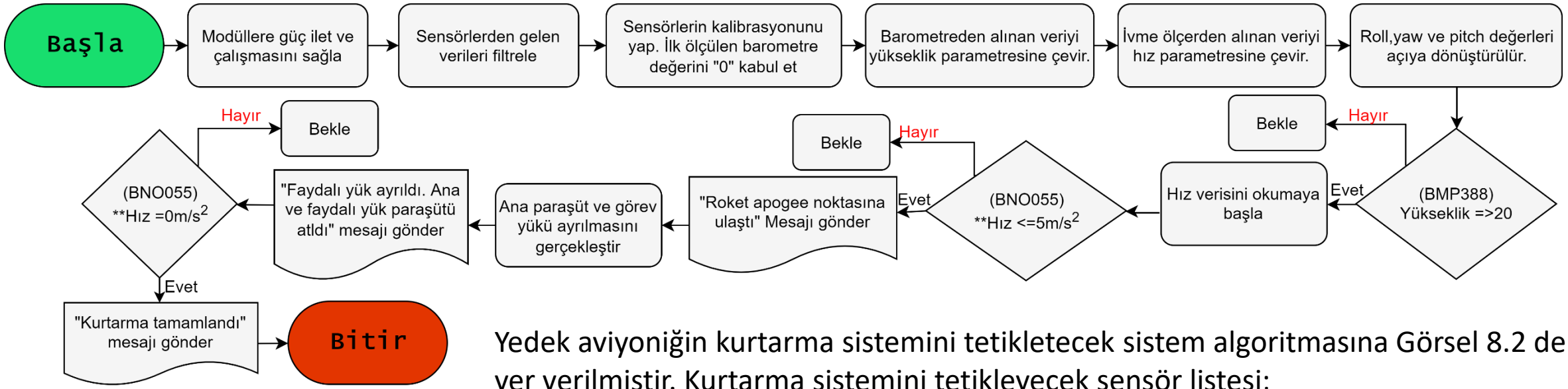
Görsel 8.0



Görsel 8.1

- Kartlar, baskılı devre kartı (PCB) ile üretildi. Yedek aviyonik sistem kartı, Eagle'ın baskı devre kartı tasarım programında tasarlandı. Kullanılan baskı devre çizim programı ile elemanların pano üzerindeki konumunu, iletken yolların kalınlığını, yolların yakınlığını, elemanın ayaklarının geçtiği deliklerin çapını ve panonun dış ölçüleri ekibimiz tarafından ayarlandı. Gerekli testler yapıldıktan sonra kararlı çalışma gösteren modülleri elektronik devre üzerinde birleştirilip montajı tamamlandığında kartın aynı stabiliteyi sunduğu doğrulanarak kartın çalışma durumu kontrol edildi.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3



Yedek aviyoniğin kurtarma sistemini tetikletecek sistem algoritmasına Görsel 8.2 de yer verilmiştir. Kurtarma sistemini tetikleyecek sensör listesi;

Görsel 8.2

- **BNO 055 (İvme):** Üzerinde bulunan ivme sensörü sayesinde roketin anlık hızı hesaplanarak roketin apoge noktasına ulaşıp ulaşmadığı algılanacaktır. Ana tetikleyici parametre olarak ivme tercih edilmiştir, çünkü apoge noktasında roketimizin hızı, ivmesi azalacağı için ivme parametresi tercih edilmiştir.

- **BMP 388 (Barometre):** Barometre sensörü sayesinde roketin yüksekliği hesaplanacaktır. Bu sayede roket rampada veya apogede olup olmadığı yedek aviyonik tarafından algılanacaktır. Roketin apoge ve irtifasını algılamak için kullanılır.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

Veri Filtreleme:

Sensörlerin birleştirilmesiyle oluşturulan sensör füzyonu ile elde edilen veriler, algoritma, filtre ve yapay zeka ile değerlendirilmesi işlemidir. Filtreleme işleminin nedenlerinden bağzıları aşağıdaki gibidir;

- Sensörlerin ölçümlerinde bir miktar hata payı olması.
- Ölçümlere gürültü karışması.

Bu durumlarda ölçülen çıkışları daha temiz bir hale getirmek ve sistemin dinamiklerini yöneten durum değişkenlerini tahmin etmek için kalman filtresi kullanılacaktır.

Veri Filtreleme Yöntemi

- Roketimizdeki verilerin filtrelenmesi aşamasında kullanacağımız filtre kalman filtresidir Bu filtre, istikrarsız ölçüm yapılan bir sistemi tahmin etmek için oldukça güçlü ve yetenekli bir algoritmadır. Bu yüzden yazılımımızda bu filtreyi kullanmayı uygun gördük.
- Kalman filtresi kısaca şu şekilde çalışır; model tahmini, gözlem ile karşılaştırılır. Elde edilen fark, kalman kazancı (Kalman gain) olarak bilinen bir çarpan ile ölçeklendirilir. Daha sonra sıradaki tahminleri iyileştirmek için modele bir girdi olarak geri besleme uygulanır. (feedback)
- Roketimizin kurtarma ve karar verme parametrelerinde GPS, Basınç ve İvme verilerinde istikrarsız ölçüm sonucu kurtarma sisteminin etkilenmemesi için kalman filtresi kullanılacaktır.

Aviyonik – İletişim

Görsel 8.3

GPS → İVME → ROLL , PİTCH , YAW → BASINÇ →

Veriler yer istasyonuna 433mhz bandında saniyede 0.3kb paket ile gönderilecektir. Roketin yer istasyonuna göndereceği veriler yukarıda verilmiştir.

Görsel 8.4

İletişim İçin Kullanılacak Modüller Tablo 3.0

	Modül	Kapsam
RF Haberleşme Modülü	LoRa E32-433T30D	Haberleşmeyi sağlayan ana unsur roket verilerini yer istasyonuna aktarır.
Anten	Anten TX433-JKD-20P	Haberleşme ağını güçlendirir ve menzilini arttırır.
Yer İstasyonu Anteni	Yagi Anten	Yer istasyonunun roket ile olan bağlantısını güçlendirir.

Verici Güç Çıkışı (P_v):	30
Verici Anten Kazancı(dBi) (G_v):	3
Verici Kayıpları (dB) (L_v):	2
Serbest Uzay Kaybı (Lsu)	95
Diğer Kayıplar (dB) (L_{at}):	6
Alıcı Anten Kazancı (dBi) (G_a):	12
Alıcı Kayıpları (dB) (L_a):	2

ALICI HASSASIYETI: -60 DBM

Alıcı hassasiyetimiz Görsel 8.4 de verilen link bütçesine göre -60.00 dbm bulunmuştur. Kullandığımız LoRa e32 433T30D modülünün alıcı hassasiyeti ise -145.00 dbm dir. İletişimde kullanacağımız antenler ile beraber Sonuç olarak 10 km ye kadar kesintisiz bir iletişim kurulmasını bekliyoruz.

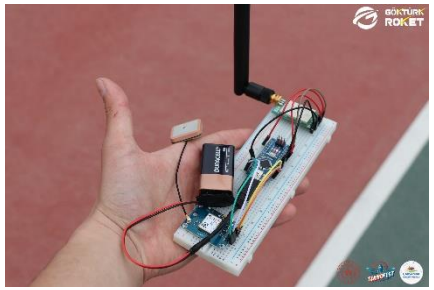
Aviyonik Prototip Testi

Yedek Aviyonik Donanım, Fonksiyonellik ve Algoritma Testleri:

- Yedek Uçuş Bilgisayarı sistemin sensörleri breadbord üzerinde birleştirilerek fonksiyonellik ve sensör testleri gerçekleştirilmiştir. Hazırlanan yazılımlar sistemlere entegre edilerek reel ortamda aynı zamanda da sanal ortamda algoritma test edilmiştir. Testler Samsun/Çarşamba'da Gençlik Merkezinde gerçekleştirilmiş, başarılı sonuç alınmıştır.

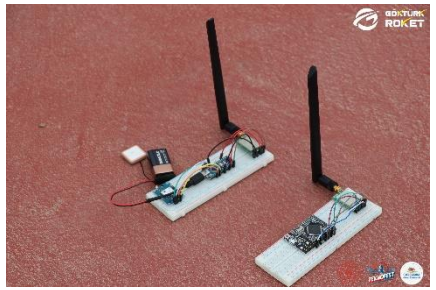
Ana/Yedek Aviyonik Telekomünikasyon Testleri:

- Telekomünikasyon testleri Çarşamba Doğal Yaşam Parkı ile Gençlik Merkezimiz arasında 5- 6 km mesafe arasında testlerimiz yapılmıştır. Tüm telekomünikasyon testlerinde başarıyla yer istasyonu veri aktarımı yapılmış testlerde kullanılan anten roket içi anten ve yer istasyonu anteni olan Yagi anten kullanılmıştır. Testlerimiz devam etmektedir. Yer istasyonu anteni ile azami iletişim menzilinin 10+ km üzerine çıkarılması hedeflenmektedir.
- Yukarıda verilen ilgili testlerin videosunun linki 12.05.2022 tarihine kadar KYS sistemine yüklenecektir.


Görsel 8.5

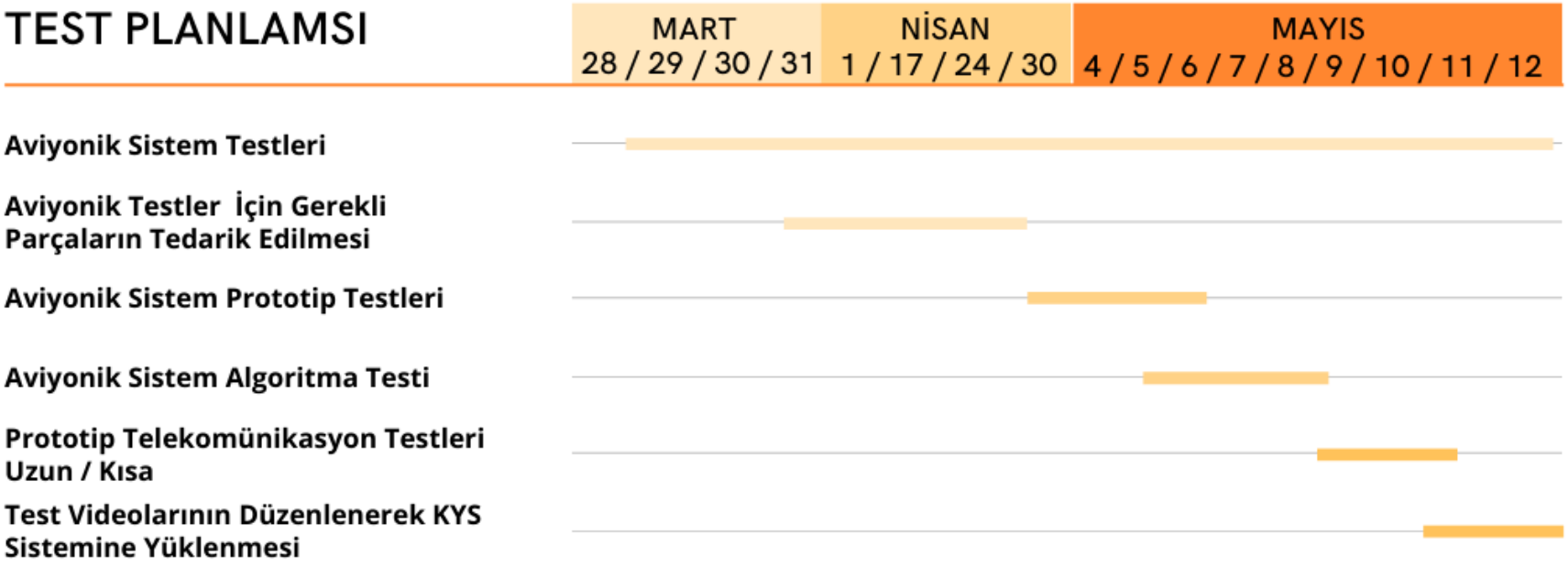
Görsel 8.6

Görsel 8.7


Görsel 8.8

Aviyonik Prototip Testi

- Aviyonik sistem Algoritma, Kart Fonksiyonellik ve Telekomünikasyon testlerinin kapsayan test planlama takvimine Görsel 8.9 da yer verilmiştir.



Görsel 8.9

Bütçe

Ürün	Fiyat (₺)
Ana Aviyonik Ticari Uçuş Bilgisayarı	1550 ₺
Yedek Aviyonik Sensörler ve Mikroişlemci	4500 ₺
Faydalı Yük Sensörler ve Mikroişlemci	1000 ₺
Diğer Konektörler	150 ₺
PCB Üretim	2.000 ₺
Gövde 1	4700 ₺
Gövde 2	3600 ₺
Burun Konisi	4600 ₺
Motor Bloğu	1100 ₺
Tube Coupler	850 ₺
Kanatçıklar	1200 ₺
İç Montaj Bileşenleri	2.150 ₺
Vida	500 ₺

Ürün	Fiyat (₺)
Aviyonik Sistem Kapsülü	750 ₺
Faydalı Yük	800 ₺
Ripstop Siyah Kumaş	2020 ₺
Ripstop Kırmızı Kumaş	694 ₺
Karabina	120 ₺
Mapa	78 ₺
Şok Kordonu	300 ₺
Nomex Yanmaz Kumaş	70 ₺
Yer İstasyonu Anteni	350 ₺
Prototip testler	500 ₺
Genel Testler	1000 ₺
TOPLAM	34.532 ₺

Tablo 3.1

NOT: Roket parçaları ve alt sistemler için daha önceden firmalar belirlenmiştir girilen fiyatlar firmalardan alınan güncel fiyatlardır.

Kontrol Listesi

- Gereksinimleri karşılama matrisi kontrol listesine benzer bir yapıya sahip olduğu için ekstra bir rapor yazılmamıştır.

Gereksinim Türü	Gereksinim	Madde No	Karşılanma Durumu	Karşılama Metodu	Sayfa	Açıklama
Temel Gereksinimler	Takımlar, yarışma komitesinin kendilerine sağlayacağı motoru kullanmakla sorumludurlar.	**3.1.23.**	**Karşılandı**	Açıklama	23	Yarışma komitesi lise kategorisi için L1050 motoru kullanılmıştır. Sayfa 23 de açıklamış bulunmaktayız.
	Takımlar en az altı (6) en fazla (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla 6 takım üyesi gelebilecektir.	**3.1.9.**	**Karşılandı**	Takım Yapısı	2	Sayfa 2 de açıklandı. Görsellerle desteklendi.
	Her takım yarışmaya sadece bir (1) adet roket ile katılabilir.	**3.1.13.**	**Karşılandı**	Görsel	4	Roketimizin görseli sayfa 4 de verilmiştir.
	Takım içerisin de takım kaptanı bulunmalıdır.	**3.1.25.**	**Karşılandı**	Takım Yapısı	2	Sayfa 2 de detaylı bir şekilde açıklanmıştır.
Tablo 3.2	Takımlar; Proje Planı, Proje Bütçesi, Kontrol Listesi, Görevli Personel Listesi (Takım danışmanın dahil olacak şekilde) hazırlamakla sorumludurlar.	**3.1.20.**	**Karşılandı**	Tablo	-	2,55,56,57,58,59,60, 61,62,63,64,65,66 ve 67. sayfa da tablolar ile belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

Gereksinim Türü	Gereksinim	Madde No	Karşılanma Durumu	Karşılama Metodu	Sayfa	Açıklama
Temel Gereksinimler	Takımlar, yarışmada görev alacak takım üyeleri ve takım danışmanını tüm raporlarında (ÖTR, KTR, AHR ve ASDR) listelemekle sorumludurlar.	**3.1.22.**	**Karşılandı**	Takım Yapısı Açıklama	2	Sayfa 2 de takım yapısı içerisinde verilmiştir.
	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.	**3.1.24.2.**	**Karşılandı**	Belge	-	İstenilen belgeler KTR ile birlikte sisteme yüklenecektir.
	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.	**3.1.26.**	**Karşılandı**	Takım Yapısı Açıklama	2	Komite tarafından yapılacak bilgilendirmeler için iletişim sorumlusu belirlenmiştir. Sayfa 2 de açıklanmıştır.
Roket Gereksinimler	Lise kategorisindeki roketler operasyon konseptini icra etmekle yükümlüdürler.	**3.2.1.7.**	**Karşılandı**	Açıklama	6	Sayfa 6 da açıklanmıştır, görsellerle desteklenmiştir.

Tablo 3.3

Kontrol Listesi

Gereksinim Türü	Gereksinim	Madde No	Karşılanma Durumu	Karşılama Metodu	Sayfa	Açıklama
Roket Gereksinimleri	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.	**3.2.1.8.**	**Karşılandı**	Görsel	6	Sayfa 6 da açıklanmıştır, görsel ve tablo ile desteklenmiştir.
	TEKNOFEST Roket Yarışmasında yarışma komitesi tarafından takımlara sağlanacak motorlar her kategori için standart olup ; Lise kategorisi için L-1050 model motor kullanılacaktır.	**3.2.1.11** **3.2.1.11.1**	**Karşılandı**	Açıklama Görsel	23	Sayfa 23 de açıklanıp görsellerle desteklenmiştir.
	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.	**3.2.1.1.**	**Karşılandı**	Görsel Tablo	6	Ana paraşüt ve görev yükü paraşütü olmak üzere iki paraşüt kullanılacaktır. Sayfa 6 da görsellerle desteklenmiştir.
	Roket, tepe noktasına ulaşmadan önce herhangi bir ayrılma gerçekleştiremez (Görev Yükünün bırakılması, paraşütün açılması vb.).	**3.2.1.6.**	**Karşılandı**	Görsel Tablo	6	Sayfa 6 da gerekli anlatım yapılmıştır.

Tablo 3.4

Kontrol Listesi

Gereksinim Türü	Gereksinim	Madde No	Karşılanma Durumu	Karşılama Metodu	Sayfa	Açıklama
Roket Gereksinimler	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.	**3.2.1.20.**	**Karşılandı**	Açıklama Görsel	37,38,46	Sayfa 37,38 ve 46 da açıklaması net bir şekilde yapılmış olup görseller ile desteklenmiştir.
	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.	**3.2.1.16.**	**Karşılandı**	Açıklama	23	Sayfa 23 de gerekli açıklama yapılmıştır.
	Takımların “Open Rocket Simulation” menüsüne uygun olarak yörünge benzetimlerini gerçekleştirmesi zorunludur. Open Rocket dosyasına simülasyonu eklemeyen takımlar değerlendirmeye alınmayacaktır.	**3.2.1.21.**	**Karşılandı**	Açıklama	4	Yarışma şartnamesine göre gerekli koşullara uygun simülasyonlar yapılmıştır. Yapılan simülasyonlar doğrultusunda Genel Tasarıma sunulmuştur.

Tablo 3.5

Kontrol Listesi

Gereksinim Türü	Gereksinim	Madde No	Karşılanma Durumu	Karşılama Metodu	Sayfa	Açıklama
Roket Gereksinimler	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.	**3.2.1.23.**	**Karşılandı**	Open Rocket	-	Open Rocket programına Görev Yükü Paylod olarak girilmiştir.
Kurtarma Sistemi Gereksinimleri	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 teslime dilecektir.	**3.2.2.8.**	**Karşılandı**	Görsel Açıklama	28	Sayfa 28 de açıklması yapılmıştır. Piroteknik Kapsüllere uygun tasarım ve üretim yapılmıştır.
	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.	**3.2.2.4.2**	**Karşılandı**	Açıklama Tablo	34,36	Detaylı bir şekilde açıklanmıştır. Gerekli hesaplamalar yapılmıştır.
	Takımlar, tüm etiketleri aldıktan sonra sıcak gaz üreteçlerini hakemlerden teslim alacaklar ve hakem kontrolünde roketlerine entegre edeceklerdir.	**3.2.2.11**	**Karşılandı**	Açıklama	32	Sayfa 32 de sıcak gaz üreteçleri hakkında bilgi verilmiştir.

Tablo 3.6

Kontrol Listesi

Gereksinim Türü	Gereksinim	Madde No	Karşılanma Durumu	Karşılama Metodu	Sayfa	Açıklama
Kurtarma Sistemi Gereksinimleri	Kurtarma sisteminde (paraşüt) ayırma işlemi için kimyasal sıcak gaz üreteçleri (kara barut vb.), pnömatik, hidrolik mekanik ya da soğuk gaz içeren bir sistem kullanılabilir.	**3.2.2.6.**	**Karşılandı**	Açıklama	28	Kurtarma Sistemi olarak Kara Barut kullanılacaktır. Sayfa 28 de belirtilmiştir.
	Her paraşüt birbirinden farklı renkte ve çıplak gözle rahat seçilebilir olacaktır. (Paraşütlerin kesinlikle beyaz ve mavi renklerde veya bu renklerin farklı tonlarında olmaması önemlidir.)	**3.2.2.13.**	**Karşılandı**	Açıklama	34	Sayfa 34 de İmalat ve Paraşüt bilgiler verilmiştir.
	Sistem üzerinde bulunan haberleşme bilgisayarları yer istasyonuyla anlık konum verisini kesintisiz paylaşacaktır.	**3.2.2.12.**	**Karşılandı**	Açıklama	35,37,46	Belirtilen sayfalarda bu duruma açıkça değinilmiştir.
	Takımlar, kurtarma işlemlerinde Görev Yükü ve roketin tüm bileşenlerini azami bir saat içerisinde bulmakla yükümlüdür.	**3.2.2.14.**	**Karşılandı**	-	-	Bu durum göz önüne alınarak tasarım ve üretim yapılmaktadır.
Tablo 3.7	Birincil paraşüt ile roketin takla atması önlenmelidir. Bu paraşüt ile roketin düşüş hızı azaltılmalıdır; ancak düşüş hızı 20 m/s'den daha yavaş olmamalıdır.	**3.2.2.3.**	**Karşılandı**	Açıklama	35	Sayfa 35 de detaylı bir şekilde belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

Gereksinim Türü	Gereksinim	Madde No	Karşılanma Durumu	Karşılama Metodu	Sayfa	Açıklama
Kurtarma Sistemi Gereksinimleri	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmalıdır.	**3.2.2.1.**	**Karşılandı**	Açıklama Görsel	6,34,35	Belirtilen sayfalar da paraşüt kullanılacağı açıkça belirtilmiştir.
	Görev Yükü, roketin parçalarına herhangi bir bağlantısı olmadan tek başına kendi paraşütü ile “bağımsız” olarak indirilmelidir.	**3.2.2.5**	**Karşılandı**	Açıklama	29,37	Sayfa 29 ve 37 de gerekli açıklama yapılmıştır.
Görev Yükü Gereksinimleri	Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.	**3.2.3.1**	**Karşılandı**	Açıklama	37	Sayfa 37 de Görev Yükü Kütlesi paylaşılmıştır.
	Lise kategorisinde asgari 4 kg’lık herhangi bir ağırlık Görev Yükü olarak kabul edilecektir.	**3.2.3.3.**	**Karşılandı**	Açıklama	37	Görev Yükünün herhangi bir işlevi yoktur. Sayfa 37 de belirtilmiştir.
	Bilimsel bir görevi yerine getirmeye yönelik Görev Yükleri canlı organizma, aşındırıcı kimyasal malzeme ve radyoaktif materyal barındıramaz ve çevreye/canlılara zararlı olmazlar.	**3.2.3.7.**	**Karşılandı**	Açıklama	37	Görev yükü olarak çelik kullanılmıştır. Sayfa 37 de açıklanmıştır.

Tablo 3.8

Kontrol Listesi

Gereksinim Türü	Gereksinim	Madde No	Karşılanma Durumu	Karşılama Metodu	Sayfa	Açıklama
Görev Yükü Gereksinimleri	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.	**3.2.3.2**	Karşılandı	Görsel	31,37	Sayfa 31 ve 37 de görseller ile belirtilmiştir.
Aerodinamik Gereksinimleri	Lise, orta irtifa ve zorlu görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.	**3.2.4.1**	Karşılandı	Görsel	3,4	Sayfa 3 ve 4 de açıklanmış olup görsellerle desteklenmiştir.
	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.	**3.2.4.5.**	Karşılandı	Açıklama	3,4	Stabilite değeri 2,39 olup sayfa 4 te detayları verilmiştir.
	Roketin tüm parçalarının azami dış çapları aynı değerde olmalıdır. (Kademelerin farklı çaplara sahip olması kademeler arasında çap değişimine izin verilmemektedir.)	**3.2.4.3.**	Karşılandı	Görsel	4	Sayfa 4 de görseller üzerinden açıklanmıştır.
	Open Rocket ana tasarım sayfasında 0.3 Mach için stabilite değeri hesaplanmakta olup takımlar bu değeri dikkate almalıdırlar.	**3.2.4.6.**	Karşılandı	Açıklama	4	Sayfa 4 de detaylı bir şekilde açıklanmıştır.

Tablo 3.9

Kontrol Listesi

Gereksinim Türü	Gereksinim	Madde No	Karşılanma Durumu	Karşılama Metodu	Sayfa	Açıklama
Aerodinamik Gereksinimleri	Rampadan asgari çıkış hızları; Lise Kategorisi için 15 m/s, Orta İrtifa Kategorisi için 25 m/s, Yüksek İrtifa Kategorisi için 30 m/s, Zorlu Görev Kategorisi 20 m/s' dir.	**3.2.4.7.**	**Karşılandı**	Açıklama	3,6	Sayfa 3 de net bir şekilde açıklanmış, sayfa 6 da görsel ile desteklenmiştir.
Yapısal Bütünlük Gereksinimleri	Kaydırma ayakları gövdenin yapısal olarak güçlendirilmiş bölgelerine takılmalıdır. Bir rokette asgari iki (2) adet kaydırma ayağı bulunmalıdır. Bunlar bir tanesi motor bölgesinde motorun ağırlık merkezi ile gövde sonu arasında olmalıdır. Roketin ağırlık merkezi iki kaydırma ayağının arasında olmalıdır.	**3.2.5.7.**	**Karşılandı**	Görsel	4	Sayfa 4 de görsel üzerinde belirtilmiştir.
	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.	**3.2.5.3.**	**Karşılandı**	Açıklama	10,13, 16,18, 19	Belirtilen sayfalarda Aerodinamik Yüzeylerde kullanılan mukavemeti yüksek parçalar belirtilmiştir.

Tablo 4.0

Kontrol Listesi

Gereksinim Türü	Gereksinim	Madde No	Karşılanma Durumu	Karşılama Metodu	Sayfa	Açıklama
Yapısal Bütünlük Gereksinimleri	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.	**3.2.5.1**	Karşılandı	-	-	Roket üzerindeki basınç delik noktaları belirlenmiştir.
	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.	**3.2.5.5.**	Karşılandı	Açıklama Görsel	10,18,19	Roketimizin çapı 14 cm'dir. omuzluk ve entegrasyon gövdesi istenilen şartları karşılamaktadır.
	Kullanılacak mapaların 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.	**3.2.5.4.**	Karşılandı	Açıklama	20	Mapalar dövülmüş çelikten ticari olarak imal edilecektir.
	Roket motoru, bütün gövde bağlantıları tamamlandıktan sonra gerektiğinde demonte edilebilir bir şekilde montajlanmalıdır.	**3.2.5.11.**	Karşılandı	Açıklama Görsel	21,22, 23	Belirtilen sayfalarda Motor montajı hakkında istenilen bilgiler mevcuttur.

Tablo 4.1

Kontrol Listesi

Gereksinim Türü	Gereksinim	Madde No	Karşılanma Durumu	Karşılama Metodu	Sayfa	Açıklama
Aviyonik Gereksinimleri	Roket parçalarının yer istasyonundan uzak yerlere düşeceği göz önüne alınmalı ve alıcı-verici antenlerin menzil roketlerin uçuş yörüngesi dikkate alınacak şekilde seçilmelidir.	**3.2.6.22.**	**Karşılandı**	Açıklama Görsel	52	Sayfa 52 de detaylı bir şekilde açıklanmış olup link bütçesi yapılmıştır.
	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır. Her bilgisayarın kendisine ait işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması olmalıdır.	**3.2.6.10.**	**Karşılandı**	Görsel	45	Sayfa 45 de Uçuş Bilgisayarlarının bağlantı şeması verilmiştir.
	Uçuş kontrol bilgisayarlarında en az iki (2) adet sensör bulunmalıdır ve uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmalıdır.	**3.2.6.13.**	**Karşılandı**	Açıklama Görsel	43,49 ,50	Sayfa 43,49 ve 50 de görsellerle desteklenerek açıklanmıştır.
	Uçuş kontrol bilgisayarları ve bağlı oldukları sistemlerden biri kısmen veya tamamen bozulsa bile diğeri roketin kurtarma işlevlerini aksaksız durmaksızın yerine getirilmelidir.	**3.2.6.12.**	**Karşılandı**	Açıklama	41	Sayfa 41 de uçuş kontrol bilgisayarı verilmiştir.
	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 gerçekleştirilmelidir.	**3.2.6.24.**	**Karşılandı**	Açıklama	43	Sayfa 43 de kart şematiği verilmiştir. Uçuşa dayanıklı kart tasarımı yapılacaktır.

Tablo 4.2

Kontrol Listesi

Gereksinim Türü	Gereksinim	Madde No	Karşılanma Durumu	Karşılama Metodu	Sayfa	Açıklama
Aviyonik Gereksinimleri	Rokette bulunan ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilir.	**3.2.6.1.**	**Karşılandı**	Açıklama Görsel	50	Sayfa 50 de algoritma verilmiştir.
	Lise kategorisinde kullanılacak asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarının ticari ürün olması zorunludur.	**3.2.6.4.**	**Karşılandı**	Tablo	41	Sayfa 41 de Uçuş Bilgisayarları tablo halinde verilmiştir.
	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).	**3.2.6.15.**	**Karşılandı**	Açıklama	44	Sayfa 44 de detaylı bir şekil de açıklanmıştır, kart şematiği verilmiştir.
	Uçuş kontrol bilgisayarlarına dışarıdan erişilebilir bir şekilde güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır. İpli, şöntlü veya rokete dışarıdan tornavida vb. aletler kullanılarak sistemlerin başlatılmasına izin verilmeyecektir.	**3.2.6.26.**	**Karşılandı**	-	-	Aviyonik sistem aktivasyonu roketin dış kısmından erişile bilen bir anahtar kullanılacaktır.
	Ticari uçuş kontrol bilgisayarında konum belirleme ve haberleşme sistemi bulunmuyorsa takımların ayırıca haberleşme bilgisayarı geliştirmesi zorunludur.	**3.2.6.6.**	**Karşılandı**	Açıklama Görsel	41,45	Belirtilen sayfalarda Aviyonik detaylar verilmiştir.

Tablo 4.3

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Excel formatında oluşturulan Hata Türleri ve Etkileri Analizi (HTEA) Raporuna; Tablo 4.4, Tablo 4.5, ve Tablo 4.6 da yer verilmiştir. Ek olarak zip klasörünün içerisinde sunulmuştur

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
Hata No	İncelenen öge ve süreç adımı nedir? (Rokete ait ürün ağacı üzerinden giderek, kritik her kalem için meydana gelebilecek hatalar incelenmeli ve listelenmelidir.)	Fonsiyonun gerçekleşmesi için gereken nedir?/ Fonksiyon tanımı nedir?	Tanımlanmış gereksinimin sağlanamama durumu nedir? (Hatanın ne olduğu tanımlanacaktır)	Hatanın oluşmasına sebep olan yetersizlikler/olaylar nelerdir? (Aynı hata türü farklı sebeplerden oluşabiliyor ise, farklı sebepler için ayrı satırlarda hatayı tek tek ele alınız.)	Hatanın gözlemlendiği ömür/ görev evresi nedir? -Depolama -Taşıma -Rampaya Yükleme ve Ateşleme hazırlık -Uçuş (Aynı hata türü sistemin farklı ömür evrelerinde gözlenebiliyor ise, bu ömür evreleri için ayrı satırlarda tek tek ele alınız.)	Yerel Etki (Hata türünün kendi üzerindeki etkisi)	Son Etki (Hata türünün görev başarımı ve Değerlendirme Komitesi beklentileri üzerindeki etkisi)	Söz konusu görev evresinde hatanın tespiti ne şekilde olmakta? (Periyodik test, ölçüm, muayene, kullanıcıyı görsel ve/veya işitsel yollarla uyaran işaretler, insan-kullanıcı arayüzlerinde yer alan uyarı mesajları, gözle muayene vb)	Önleyici (P) Hata türünü ve/veya hata nedenini engelleyen mevcut kontroller nelerdir?	Tespit Edici (D) Hatanın tespit edilmesini sağlayan mevcut kontroller nelerdir?	Hata oluştuktan sonra hatanın etkisini ortadan kaldıran ya da azaltan tasarım tedbirleri nelerdir? (Yedekleme, başka bir sistemin devreye girmesi, algoritmada alınan önlemler vb.)	Görev başarımı ve Değerlendirme Komitesi beklentileri açısından bu etki ne derece önemlidir?
HT-1	Kara Barut	Roketin üçe ayrılmasını sağlayacak olan enerjiyi oluşturmak.	Karabarutun patlamaması.	Yüksek ısı ve nemden etkilenmesi/ maruz kalması.	Depolama	Enerji oluşturamaması.	Roketin ayrılımının gerçekleşememesi.	Periyodik test ölçüm, görsel muayene.	Sistemde kulanılacak barutların uygun konumda ve şartlarda bulundurulması.	Ateşleme testi yapılması.	Depolama için uygun yerler seçilmesi, uygun yerler de depolanması.	10
HT-2	Sensör	Roketin sistemsel verilerinin ölçümünde planlanan gereksinimleri yerine getirmesi.	Sensörlerin hatalı ölçüm yapması.	Olabilecek herhangi sensör ve bağlantı arızası.	Uçuş	Bağlantı arızaları ve sensörlerden gelen hatalı veriler sonucu uçuş bilgisayarının yanlış karar vermesi.	Görev işleyişinin doğru bir şekilde gerçekleşememesi.	Telemetre verileri.	Doğruluk hassasiyetine sahip sensörler seçilmesi.	Uçuş öncesi kontrol testleri.	Veri filtrelemesi ve sensörler kullanıldı.	9
HT-3	Uçuş Bilgisayar	Veri toplamak, ölçüm yapmak, yer istasyonuna göndermek.	İşlemci arızası	Yüksek titreşim ve şok seviyeleri.	Uçuş	UB yazılımının çalıştırılamaması.	Kurtarma görevinini başarısız bir şekilde sonuçlanması.	Telemetre verileri.	Titreşim sönümleyici takozların kullanılması .	Uçuş öncesi yer testleri.	Yedek UB kullanımı.	10

Tablo 4.4

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-4	Batarya	Avyoniklere güç sağlanması.	Temassızlık sonucu bataryanın güç aktarımı yapamaması.	Uçuş titreşimi veya montaj sorunu.	Uçuş	Roketteki avyoniklerin çalışamaması.	Roket ile iletişim kurulamaması.	Avyoniklerin güç kontrolü.	Kilit mekanizmalı konektör seçimi.	Uçuş öncesi yer testleri.	Besleme hattı yedekleme.	8
HT-5	Cıvata	İki parçayı birbirine bağlamak.	Cıvatanın paslanması.	Yüksek sıcaklığa/ neme maruziyet.	Depolama/ taşıma	Cıvatanın özelliğinin/ mukavemetinin azalması.	Roketin yapısal bütünlüğünü yitirmesi.	Görsel muayene.	Rokette kullanılan cıvataların korozyona dayanıklı malzeme ile kaplanması.	Nem testi yapılması.	İkincil bir bağlantı elamanının aynı yapısal parçaların bağlantısı için kullanılması.	9
HT-6	Şok Kordonu	Roket gövdelerini birbirine sabitlemek/ bağlamak.	Şok kordonunun yazması.	Enerjik sistemden geçen alevlerin şok kordonuna teması.	Uçuş	Şok kordonunun devre dışı olması.	Görvdelerin birbirine bağlantısının kopması.	Muayene.	Şok kordonunun yanmaz bantlarla kaplanması.	Periyodik testler.	Şok kordonunun olası bir hatadan korumak için yanmaz bantlarla kaplanması.	8
HT-7	Ateşleyici	Enerjiyi sağlayacak Kara Barutun patlamasını sağlar.	Enerjiyi Kara Barut'a aktaramayıp dışarı vermesi.	Ateşleyici ucundaki piroteknik maddenin zarar vermesi.	Depolama/ taşıma	Ateşleyicinin enerjisinin azalması.	Kara Barutun düşük enerji nedeniyle alevlenememesi.	Görsel muayene.	Ateşleyicilerin korunaklı kaplarda saklanması/ dikkatli taşınması.	Ateşleyici elektrik verilmesi.	Yedek ateşleyici bulundururulması.	7
HT-8	Motor	Rokete itki kuvveti/ enerjisi sağlanması.	Motor bloğunun motora geniş/ büyük gelmesi.	Hatalı ölçüler sonucu motorun teknik çizim ölçülerinde minimal düzeyde farklı olması.	Uçuş/ atışa hazırlık	Uçuşun gerçekleşememesi.	Uçuş izni verilememesi.	Görsel muayene.	Tolerans düzeyine sahip tasarım yapıldı.	Teknik çizim odaklı testler.	Zımparalama, kondansatör kağıdın motora sarılması.	9
HT-9	Kaydırma Ayağı	Roketi rampaya yerleştirmek için kullanılır.	Kaydırma Ayağı'nın rokete iyi sabitlenememesi.	Montajcının cıvatayı iyi sıkamaması.	Rampaya yükleme	Kaydırma Ayağı'nın rampaya düzgün oturmaması.	Rampa çıkışının düzgün olmaması ve uçuş verimliliğinin azalması.	Görsel ve fiziki muayene.	Montajdan sonra genel kontrol yapılması.	Montaj öncesi parçaların yerlerinin sabitlenip sabitlenmediğinin kontrolünün yapılması.	Kaydırma Ayağı'nın yerine sabitlenmesi.	7
HT-10	Algoritma	Uçuş bilgisayarını yönetme.	Yanlış algoritma	Algoritmanın plan aşamasındaki hatalı işlem.	Uçuş	Aviyonik sistemin hatalı çalışması.	Sürecin ve beklenen sonucun yanlış adımlarla ilerlemesi.	Telemetre verileri.	Olabildiğince en doğru, dikkatli algoritma planlaması yapıldı.	Algoritma yeterlilik terstleri.	Asgari iki algoritma planlaması yapıldı.	8

Tablo 4.5

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-11	Burun Konisi	Havanın rokete uygulayacağı etkinin azaltılması.	Burun Konisi malzemelerinin hava şartlarına dayanamaması.	Yarışma günündeki hava şartlarının mukavemet kriterlerine üstün gelmesi.	Uçuş	Yapısal Deformasyon	Roketin hedeflenen irtifaya ulaşamaması.	Gözle Muayene.	Burun konisi üretilirken daha toleranslı üretilerek şekil bozukluğunun önüne geçmek.	Üretim öncesi gerekli analizlerin yapılması.	Üretim sonrası gerekli kontroller yapılarak gerekirse tekrardan düzeltmeler yapılması.	9
HT-12	Bulkhead	Roket gövdesinin ön ve arka kısmında bulunan basınçlı ve basınçsız bölgeyi ayıran yapılardır.	Bulkheadlerin yerlerinden çıkması.	Vidaların gevşekliği\inceliği\ kısalığı	Uçuş	Vidaların hasarlı olması. Bulkheadın gövdeden ayrılması.	Sistemlere zarar vermesi.	Test verileri.	Yüksek mukavemete sahip vidalar kullanılması.	Alan öncesi patlama testleri	Vida sayısının arttırılması ve vidanın çapının kalınlaştırılması.	7
HT-13	Kanatçıklar	Roketin stabil uçuşunu sağlamak.	Yanlış açı montajı	Montaj hatası.	Taşıma, atışa hazırlık	Yok.	Roketin rotasından şaşması.	Görsel muayene	Kanatçıklara açılan yuvaların özenle yapılması ve test edilmesi.	Montaj testleri	Açılan yuvaların alandan önce tekrar dikkatlice test edilmesi	8
HT-14	Paraşüt İpleri	Paraşütlerin rokete bağlı kalmasını sağlar.	İplerin hasar görmesi, iplerin yanması\tutuşmas ı.	Ateşlenme.	Uçuş.	Kurtarma sistemi hasarı.	Paraşütlerin kopmaası sonucun da sert düşüş.	Muayene.	Paraşüt iplerinin her türlü hasara dayanıklı olması.	Kurtarma sistemi testleri.	Yanmaz yıpranmaz materyallerle kaplanması.	8
HT-15	GPS Sensörü	Konum Tespiti	Değerlerin tutarsızlığı	Kalibrasyonun yapılmaması	Ateşleme hazırlık	Görevlerin yanlış algılanması\ değerlendirilmesi	Roketin konumunun yanlış tespit edilmesi nedeniyle kurtarılamaması	Telemetre verileri	Kalibrasyonun yapılması	Uçuş öncesi yer testleri	Sistem açıldıktan sonra kendini kalibre etmesi	9

Tablo 4.6

Referanslar Ve Kaynakça

Referanslar Ve Kaynakça

Görsel Kaynakçaları:

- **Görsel 1.0 :** CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 1.1 :** Open Rocket Tasarımı, (2022), Open Rocket, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 1.2:** Operasyon Konsepti Uçuş Profili, (2022), Adobe İllustrator CC- www.istockphoto.com, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 1.3 / 1.5:** Burun Konisi CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 1.4 / 1.6:** Burun Konisi Teknik Resim, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 1.7 / 2.1:** Kanatçık Teknik Detay Genel CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 1.8:** Kanat Gövdeye Montajlı Hali CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 1.9:** Kanat Entegrasyon Parçası CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 2.0 / 2.2:** Kanatçık Teknik Resim CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 2.3:** Gövde Parçaları CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 2.4 / 2.5:** Gövde Parçaları Teknik Resmi, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 9.0 /2.7 /2.8 /2.9 /3.0 /3.1 /3.2:** Alt Sistem Parçaları CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı

Referanslar Ve Kaynakça

- **Görsel 9.1:** Alt Sistem Parçaları Teknik Resmi, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 3.3 / 3.4 / 3.8:** Motor Bölümü CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 3.5**: Motor Bölümü Gövdeye Montajlı Hali CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 3.6 / 3.7:** Motor Bölümü Alt Parçaları, (2022), Adobe İllustrator CC – Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 3.9:** Motor Montajı CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 4.0:** Burun Konisi Dolgusu CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 4.1:** Motor Bölümü CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 4.2:** Aviyonik Kapsülü CAD Tasarımı, (2022), Adobe İllustrator CC - Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 4.3:** Görev Yükü CAD Tasarımı, (2022), Adobe İllustrator CC - Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 4.4**: Paraşüt İconu, (2022), www.istockphoto.com
- **Görsel 4.5:** Burun Konisi Entegrasyonu CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 4.6**: Gövde 1 ile Gövde 2 Entegrasyonu CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı

Referanslar Ve Kaynakça

- **Görsel 4.7:** Aviyonik Kapsülü CAD Tasarımı, (2022), Adobe İllustrator CC - Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 4.8:** Altimetre Two Cihazı, (2022), https://jollylogic.com/products/altimetertwo/
- **Görsel 4.9:** Aviyonik Sistem Kapsülü CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 5.0:** Şeffaf Roket ve Paraşüt CAD Tasarımları, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 5.1:** Aviyonik Kapsül Alt Parçaları, (2022), Adobe İllustrator CC – Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 5.2:** Operasyon Konsepti Uçuş Profili, (2022), Adobe İllustrator CC- www.istockphoto.com, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 5.3:** Aviyonik Sistem Kapsülü CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 5.4:** Roket Patlamış CAD Konfigürasyonu, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 5.5 / 9.3:** Şeffaf Roket ve Paraşüt CAD Tasarımları, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 5.6:** Görev Yükü CAD Tasarımı, (2022),Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 5.7:** Aviyonik Kapsülü CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 5.8: :** Şeffaf Roket CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı

Referanslar Ve Kaynakça

- **Görsel 5.9:** Görev Yükü Alt Parçaları, (2022), Adobe İllustrator CC – Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 6.0:** Görev Yükü CAD Tasarımı, (2022),Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı ,
- **Görsel 6.1:** Görev Yükü Uçuş Bilgisayarı Kart Tasarımı, (2022),EAGLE 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 6.2 / 6.3 / 6.4 / 6.5 / 6.7:**Kurtarma Sistemi Test Fotoğrafları, (2022), Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 6.8:** Grantt Test Planlama Takvimi, (2022), www.canva.com , Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 6.9:** Özgün Uçuş Bilgisayarı Bağlantı Şeması, (2022), https://www.diagrameditor.com/, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 7.0:** RRC3 Ticari Uçuş bilgisayarı Kart Şeması, Datasheet , https://spacegrant.carthage.edu/live/files/1980-fnl15rrc3-user-manualpdf.
- **Görsel 7.1 / 7.2 / 7.3 / 7.4:** RRC3 Ticari Uçuş bilgisayarı Kart Şeması, Datasheet , https://spacegrant.carthage.edu/live/files/1980-fnl15rrc3-user-manualpdf.
- **Görsel 7.5 / 7.6:** Ana ve Yedek Uçuş Bilgisayarları Blok Diyagramı Ve Bağlantı Şeması, (2022), https://www.diagrameditor.com/, Göktürk Roket Takımı

Referanslar Ve Kaynakça

- **Görsel 7.7 :** RRC3 Ticari Uçuş bilgisayarı Devre Blok Diyagramı,(2022), Datasheet - https://www.diagrameditor.com/,
- **Görsel 7.8:** Özgün Uçuş Bilgisayarı Devre Blok Diyagramı,(2022), https://www.diagrameditor.com/, Göktürk Roket Takımı,
- **Görsel 7.9**: Yedek Aviyonik Sistem Kart Şematiği,(2022), Altium Designer, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 8.0:** Yedek Uçuş Bilgisayarı Kart Tasarımı, (2022),EAGLE 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 8.1:** Yedek Aviyonik Sistem Kart Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 8.2:** Algoritma, (2022), https://www.diagrameditor.com/, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 8.3:** Aviyonik Sistem CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 8.4:** Bilgisayar İconu, (2022), https://pixabay.com/tr/images/search,
- **Görsel 8.5 / 8.6 / 8.7 / 8.8:** Aviyonik Prototip Test Fotoğrafları, (2022),Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 8.9:** Grantt Test Planlama Takvimi, (2022), www.canva.com , Göktürk Roket Takımı
- **Görsel 9.2:** Roket Genel Görünüm CAD Tasarımı, (2022), Fusion 360 2020, Göktürk Roket Takımı

Referanslar Ve Kaynakça

Tablo/ Tablo Verileri Referansları ve Kaynakçası:

- **Tablo 1.0 / 1.1 / 1.2:** Simülasyon Verileri, (2022), Open Rocket, Göktürk Roket Takımı
- **Tablo 1.4 / 1.6 / 1.8 / 1.9 / 2.0:** Tablo Teknik Veirileri, (2022), Acme Kompozit-Galaxy Roket Takımı KTR
- **Tablo 1.5:** Burun Konisi Şekilleri, (2022), https://tr.wikipedia.org/wiki/Burun_konisi_tasar%C4%B1m%C4%B1, Göktürk Roket Takımı
- **Tablo 1.7:** Tablo Verileri, (2022), https://tr.wikipedia.org/wiki/Kanat_profili - Galaxy Roket Takımı KTR, Göktürk Roket Takımı
- **Tablo 2.2:** Tablo Verileri, (2022), https://rocketrycalculator.com/rocketry-calculator/bp-estimator/, Göktürk Roket Takımı
- **Tablo 2.3 / 2.4:** Tablo Verileri, (2022), Roket Turk ,
- **Tablo 2.5**: Tablo Verileri, (2022), https://rocketturk.com/hesap.php , Göktürk Roket Takımı
- **Tablo 2.6:** Tablo Verileri , Datasheet ,(2022), **https://www.robotistan.com**
- **Tablo 2.7 / 2.8:** Tablo Verileri ,(2022), Göktürk Roket Takımı
- **Tablo 2.9:** Tablo Verileri , Datasheet, (2022), **https://www.robotistan.com**, Göktürk Roket Takımı
- **Tablo 3.0:** Tablo Verileri , Datasheet, (2022), **https://www.robotistan.com** - **https://rocketturk.com/** , Göktürk Roket Takımı
- **Tablo 3.1:** Bütçe Verileri, (2022), Acme Kompozit-Roket Turk
- **Tablo 3.2 / 3.3 / 3.4 / 3.5 / 3.6 / 3.7 / 3.8 / 3.9 / 4.0 / 4.1 / 4.2 / 4. 3:** Kontrol Listesi, (2022), Göktürk Roket Takımı

Referanslar Ve Kaynakça

- **Tablo 4.4 / 4.5 / 4.6:** HTEA Excel, (2022), Galaxy Roket Takımı KTR – Göktürk Roket Takımı

Denklem Verileri Kaynakçası:

- **Denklem 1.0:** Burun Konisi Şekil Denklemi, (2022), https://tr.wikipedia.org/wiki/Burun_konisi_tasar%C4%B1m%C4%B1,
- **Denklem 1.1:** Görev Yükü Paraşüt Düşüş Hızı Hesaplama Denklemi, (2022), Galaxy Roket Takımı - Wikipedia
- **Denklem 1.2:** Ana Paraşüt Düşüş Hızı Hesaplama Denklemi, (2022), Galaxy Roket Takımı - Wikipedia