TEKNOFEST 2022
ROKET YARIŞMASI
Orta İrtifa Kategorisi
Kritik Tasarım Raporu (KTR)
Sunuşu
HİSAR TAKIMI

Takım Yapısı

Takım Kaptanı
Onur Duman
Pamukkale Üniversitesi
Makine Mühendisliği/Lisans

Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Volkan Onar
Pamukkale Üniversitesi
Makine Mühendisliği

AVİYONİK BİRİMİ

Alikper İslam
Pamukkale Üniversitesi
Yönetim Bilişim Sistemleri/Lisans

Melisa Özmen
Pamukkale Üniversitesi
Elektrik Elektronik Mühendisliği/Lisans

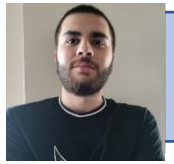
Yunus Emre Yalçın
Pamukkale Üniversitesi
Elektrik Elektronik Mühendisliği/Lisans

Furkan Kayabey
Pamukkale Üniversitesi
Elektrik Elektronik Mühendisliği/Lisans

MEKANİK BİRİMİ

Recep Eren Taşdemir
Pamukkale Üniversitesi
Makine Mühendisliği/Lisans

Melisa Maral
Pamukkale Üniversitesi
Makine Mühendisliği/Lisans



Atahan İri
Pamukkale Üniversitesi
Makine Mühendisliği/Lisans

AERODİNAMİK BİRİMİ

Cansu Şentürk
Pamukkale Üniversitesi
Makine Mühendisliği/Lisans

Muhammet Ali Kaçmaz
Pamukkale Üniversitesi
Makine Mühendisliği/Yüksek Lisans

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	2717 mm
Çap (mm):	120 mm
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	19829,8 g
Yakıt Kütlesi (g):	4349 g
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	2683 g
Görev Yükü Ağırlığı (g):	4100 g
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	28654 g

Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	8,9019
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	31,5 m/s
Stabilite (0.3 Mach için):	2,08
En büyük ivme (g):	8,614
En Yüksek Hız (m/s):	260 m/s
En Yüksek Mach Sayısı:	0,78
Tepe Noktası İrtifası (m):	3029 m

Motor

Cesaroni 8429M2020-P

[1]

Genel Tasarım

Burun Konisi
390 mm

Görev Yükü
250 mm

Ayrılma Sistemleri
70.73 mm

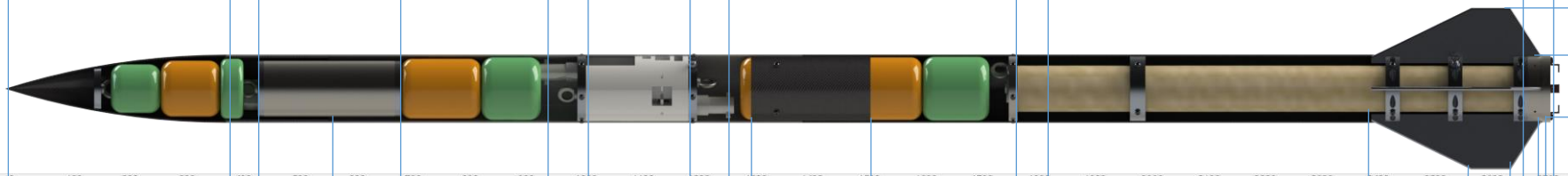
Motor Kundağı 897 mm

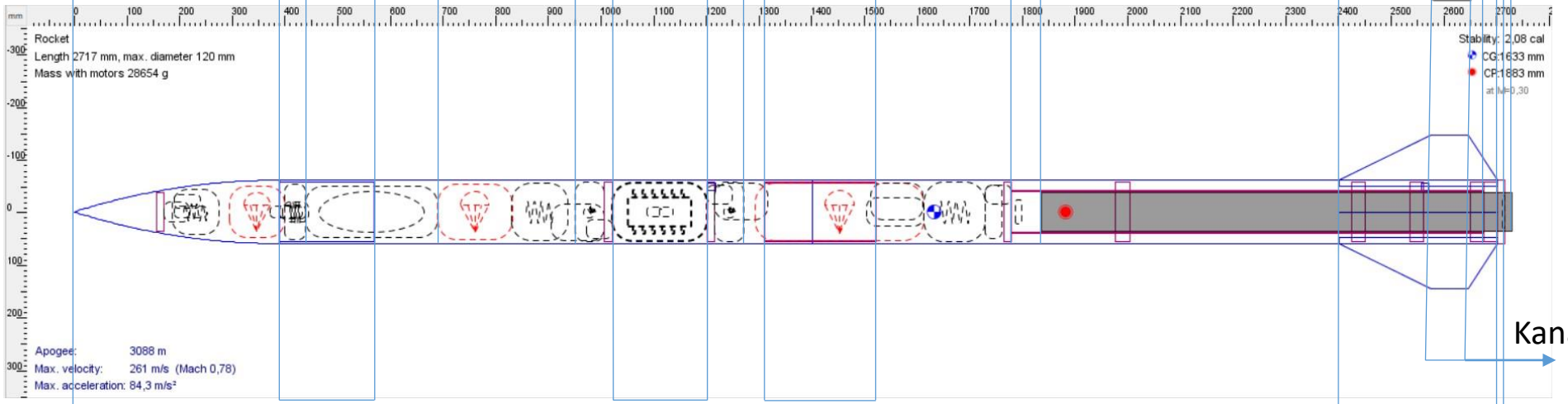
Motor 893 mm

Kanatçık
Uzunluğu
85 mm

Roket Çapı
120 mm

Rocket
Length 2717 mm, max. diameter 120 mm
Mass with motors 28654 g





Stability: 2,08 cal
CG:1633 mm
CP:1883 mm
at M=0,30

Kanatçık Uç Kenarı
70 mm

Kanatçık Kök
Kenarı
300 mm

Apogee: 3088 m
Max. velocity: 261 m/s (Mach 0,78)
Max. acceleration: 84,3 m/s²

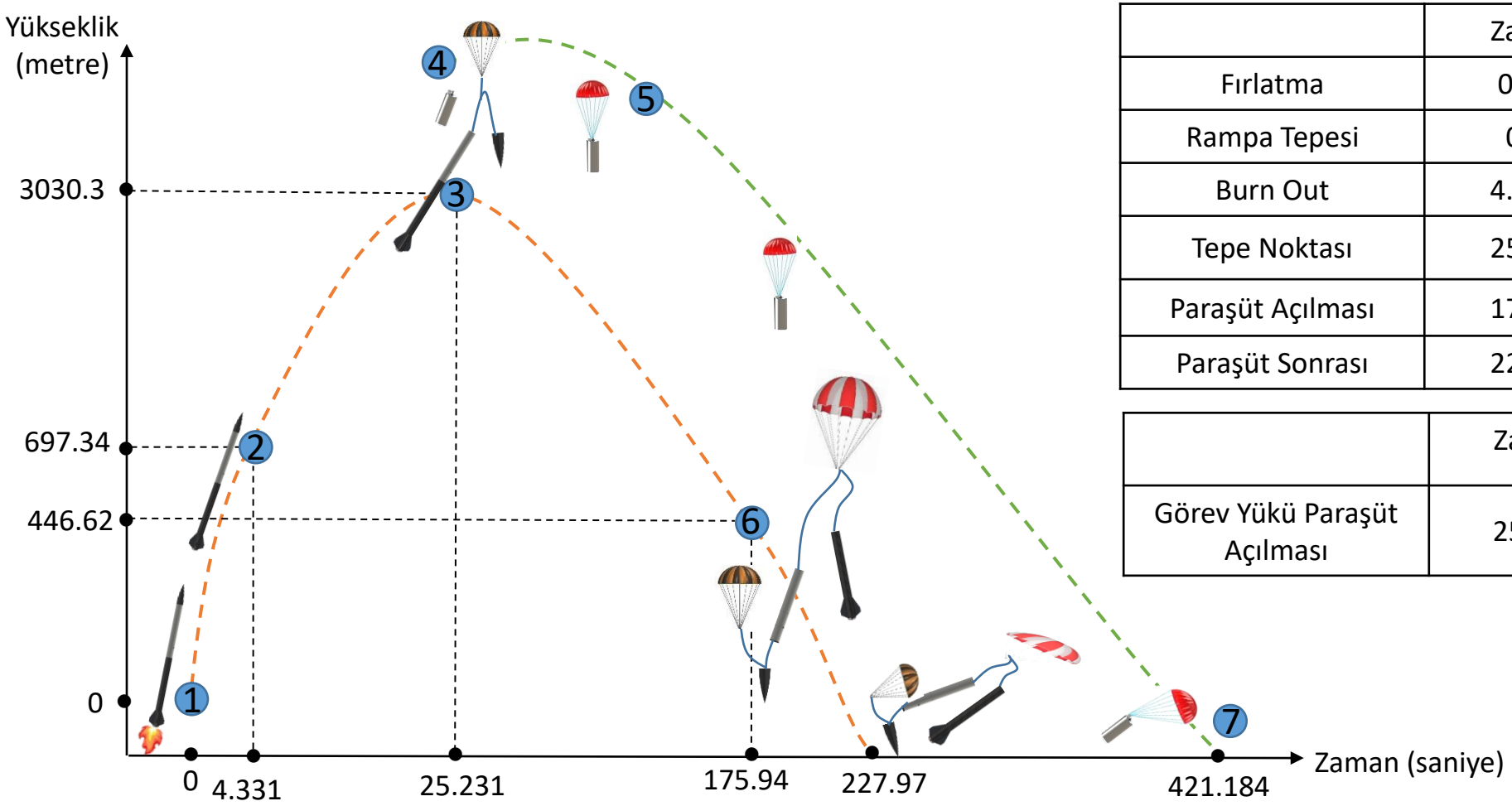
Burun Konisi
Omuzluğu
180 mm

Aviyonik
Bilgisayar
180 mm

Entegrasyon
Gövdesi
210 mm

Roketin Toplam Boyu 2717 mm

Operasyon Konsepti (CONOPS)



	Zaman	İrtifa	Hız
Fırlatma	0.040	0	0
Rampa Tepesi	0.41	5.9987	31.455
Burn Out	4.3312	697.34	255.26
Tepe Noktası	25.231	3030.3	-29.743
Paraşüt Açılması	175.94	446.62	-16.252
Paraşüt Sonrası	227.97	0	-8.3715

	Zaman	İrtifa	Hız
Görev Yükü Paraşüt Açılması	25.231	3030.3	-29.743

Not: Ana paraşüt açılması 450 metrede tetiklenecektir ancak açılma gecikmesi ile beraber OpenRocket'ten alınan veriler farklılık gösterebilir.

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada?	ÖTR'de içerik neydi?	KTR'de içerik ne oldu?	KTR'de hangi sayfada?
Takım danışmanı	2	Hisar Takımı danışmanı Egemen Mert.	Hisar Takımı danışmanı Doç. Dr. Arzum Işıtan.	2
Burun konisi omuzluğu et kalınlığı	9	2,5 mm	3 mm	11
Üst merkezleme halkası malzemesi ve kalınlığı	14	Çelik, 22 mm	7075 Serisi Alüminyum, 27 mm	23
Motor gövde uzunluğu	14	1335 mm	1300 mm	24
Görev yükü malzemesi	26	Alüminyum	Çelik gövde ve alüminyum kapaklar	38
Kurtarma sistemi tasarımı	18	Barut hazneleri	Piroteknik kapsüllü kurtarma sistemi	30
Ana ve yedek bilgisayar mikrodenetleyicisi	28	STM32-F407 VGT 6 kullanılacaktı.	STM32 F446 VET6 kullanılmasına karar verilmiştir.	48
Ana ve yedek bilgisayar GPS modülü	28	GY-NEO6MV2 kullanılacaktı.	NEO-7M kullanılmasına karar verilmiştir.	48

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR'de Hangi Sayfada?	ÖTR'de İçerik Neydi?	KTR'de İçerik Ne Oldu?	KTR'de Hangi Sayfada?
Ana ve yedek bilgisayar haberleşme modülü	28	LORA E32(868T30D) kullanılacaktı.	LORA E22(900T30D) kullanılmasına karar verilmiştir.	48
Paraşüt ipleri yoğunluğu		Görev yükü paraşüt ipi yoğunluğu 2 g/m, sürüklenme paraşütü ve ana paraşüt ipleri yoğunluğu 6.5 g/m	Görev yükü paraşüt ipi yoğunluğu 3.2 g/m, sürüklenme paraşütü ve ana paraşüt ipleri yoğunluğu 8.5 g/m	
Burun ve gövdelerin kompozit yoğunlukları		Kompozit yoğunlukları; burun konisi 2.1 g/cm³, aviyonik gövde 1.8 g/cm³, motor gövdesi 1.6 g/cm³	Kompozit yoğunlukları; burun konisi 2.25 g/cm³, aviyonik gövde 1.9 g/cm³, motor gövdesi 1.7 g/cm³	
Bütçe	41	Bütçe ₺40.115	Bütçe ₺48.625	65

ÖTR - KTR Değişimler - 2

Değişim Konusu	Yeni İçerik Konusu?	KTR'deki içerik detayı ?	KTR'de Hangi Sayfada?
Takım üyesi ekleme	Takımın aviyonik birimine üye eklenmiştir.	Takımın aviyonik birimine Melisa Özmen takım üyesi olarak eklenmiştir.	2
Kamera ekleme	Aviyonik gövdeye kamera eklenmiştir.	Aviyonik gövdeye RunCam Split4 kamera uçuş esnasında kayıt alınabilmesi için yerleştirilmiştir.	20

Uçuş Benzetim Raporu (UBR)

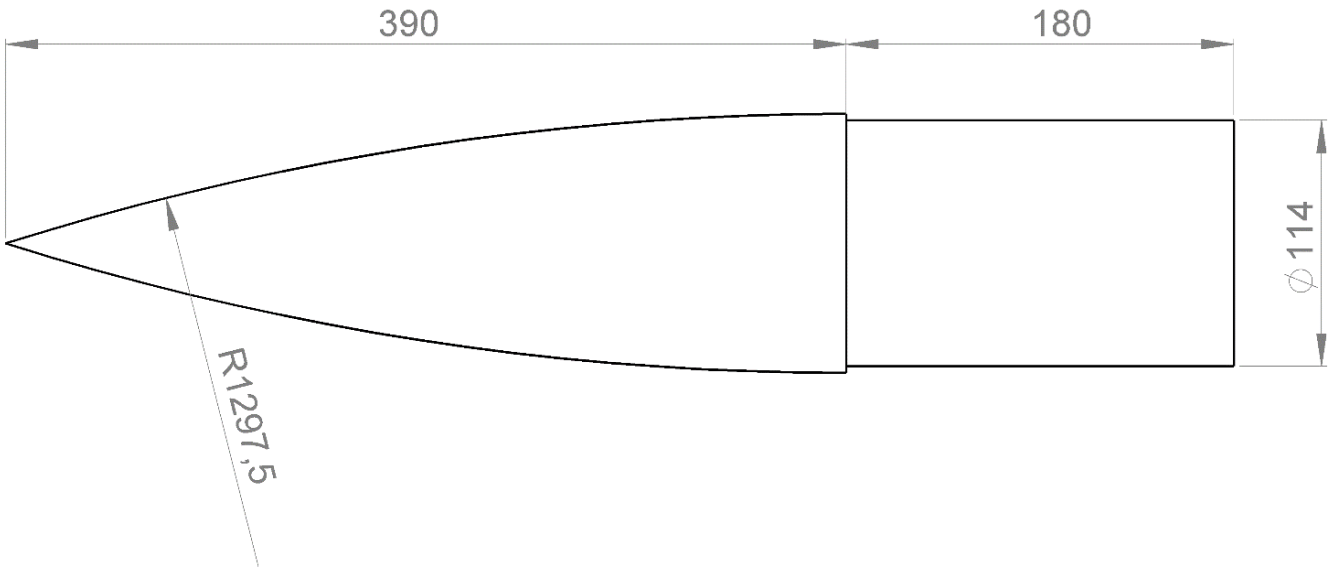
Uçuş Benzetim Raporu
‘EK-Uçuş Benzetimi Raporu .pdf’
olarak ekte verilmiştir.

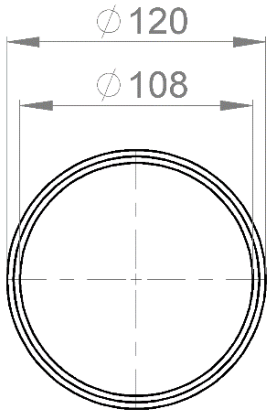
Kütle Bütçesi

Kütle Bütçesi
‘EK-Kütle Bütçesi.xlsx’
olarak ekte verilmiştir.

Roket Alt Sistem Detayları

Burun Konisi Mekanik Görünüm





Burun konisi ‘Tangant Ogive’ olarak tasarlanmıştır

Burun Konisi – Detay

Malzeme bilgileri ve üretim yöntemleri	
Özellik	Kapsam
Malzeme Bilgileri	Burun konisi şekli 'Tangant Ogive' şekli ile tasarlanmış olup malzeme olarak karbonfiber kumaş seçilmiştir. Karbonfiber kumaş malzemenin düşük ağırlık yüksek mukavemet oranı, yüksek sertlik, yüksek çekme mukavemeti, gibi özelliklere sahip olması sebebi ile burun konisi üretiminde kullanılacak malzeme olarak seçilmiştir.
Üretim Yöntemleri	Elle yatırma yöntemi burun konisi malzemesi olarak seçilen karbonfiber kumaş için uygun bir imalat yöntemidir. Üretim esnasında kullanılacak parçanın kalıbı üç boyutlu yazıcı ile çıkartılıp ofisimizde imal edilecektir ve bu nedenle alternatif üretim yöntemlerine göre daha az maliyet oluşacaktır. Elle yatırma yöntemi düşük üretim hızına sahip olsa da boyutsal kısıtlama olmaması ve tasarımsal esneklik sağlaması gibi avantajlara sahiptir. Aynı zamanda bu yöntem yardımı ile burun konisinin istenilen bölgesine mukavemet artırabilme olanağına sahip olunacaktır.

Burun Konisi – Detay

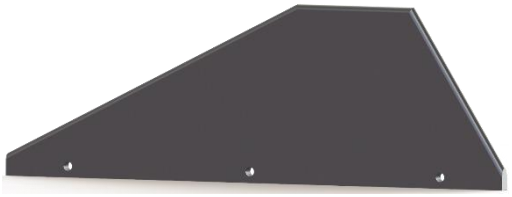
Karbon fiber kumaş

Karbonfiber kumaş teknik özellikler	
Yoğunluk	2,27
Çekme mukavemeti	4200 MPA
Çekme modülü	240 GPA
Uzama yüzdesi	%1,8

Üretim yöntemi avantaj/dezavantajları	
AVANTAJLAR	DEZAVANTAJLAR
Düşük üretim maliyeti	Uzun süre alması
Boyutsal kısıtlama olmaması	Kimyasalların verebileceği zarar
Montaj kolaylığı	Üreten kişinin yeteneklerine bağlı olması
Tasarım değişikliğinin kolay olması	Burun konisini tek parça üretememek

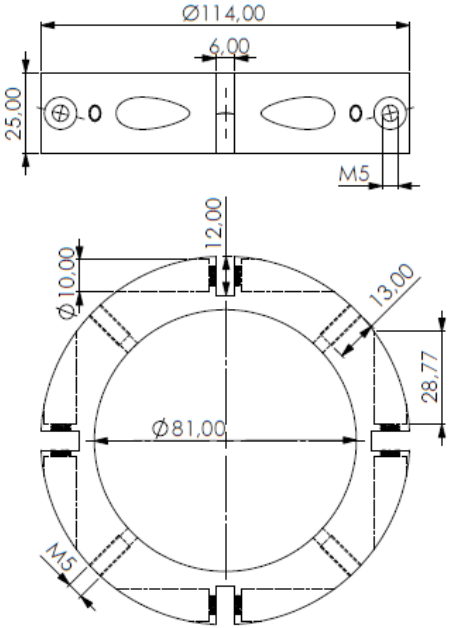
Kanatçık Mekanik Görünüm

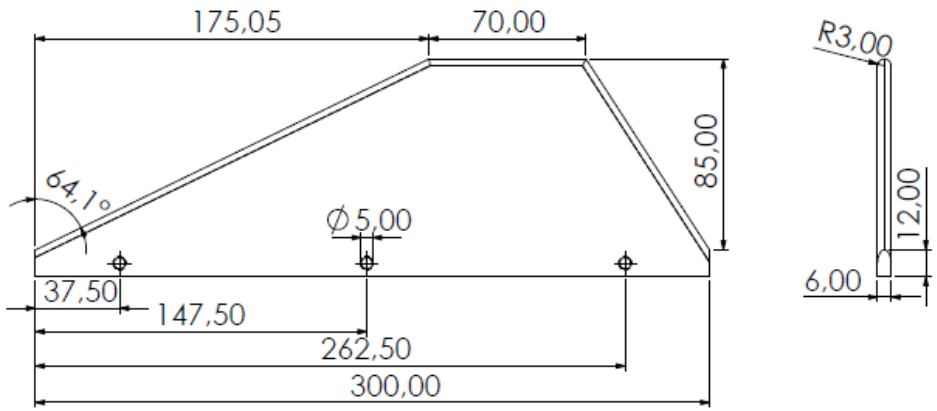
Kanatçık Montajı



Kanatçık

Kanatçık Gövdesi



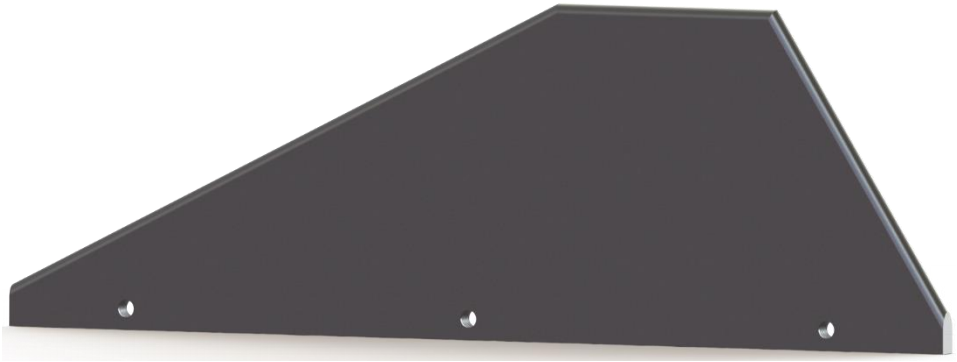


Trapezoidal Kanat Profili

Kanatçık – Detay

Kanatçık Özellik-Kapsam Tablosu		
Özellik		**Kapsam**
Kanatçık Malzeme Bilgisi	:	5053 serisi alüminyum kullanılmaktadır. Alüminyum kullanılmış olmasının nedeni ulaşılabilirliği ve üretiminin daha kolay ve maliyetsiz olmasıdır.
Kanatçık Üretim Yöntemi	:	Kanatçıkların kalınlığının 6mm olması ve üretiminde hata oranının minimum olması istendiğinden dolayı lazer kesim yöntemi tercih edilmiştir. Sürüklenme kuvvetinin azaltılması için kanatçığın üst tarafına radüsler el ile atılacaktır. Kanatçık, kanatçık gövdelerine sabitlenirken girecek M5 vidalar için 3 delik ve deliklere diş açılacaktır. Delikler matkap ile delinecek ve kılavuz çekilecektir.

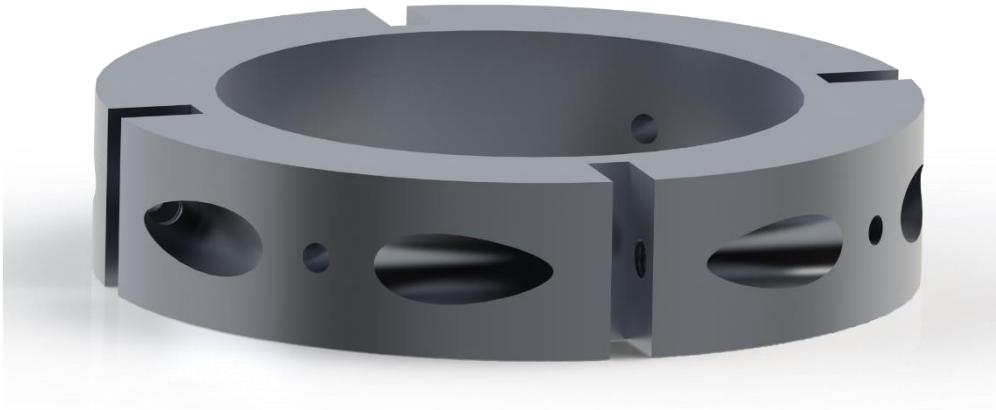
5053 Serisi Alüminyum Özellik Tablosu	
Özellik	**Değer**
Akma Mukavemeti	60-90 MPa
Çekme Mukavemeti	170-195 Mpa
Uzama	%22
Sertlik(Brinel)	50



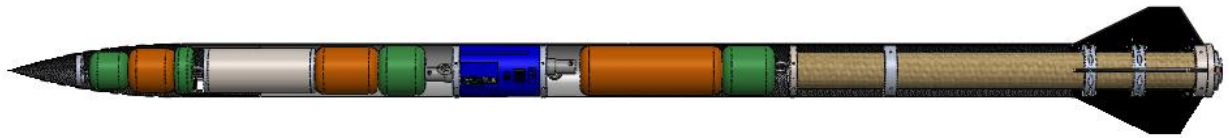
Kanatçık – Detay

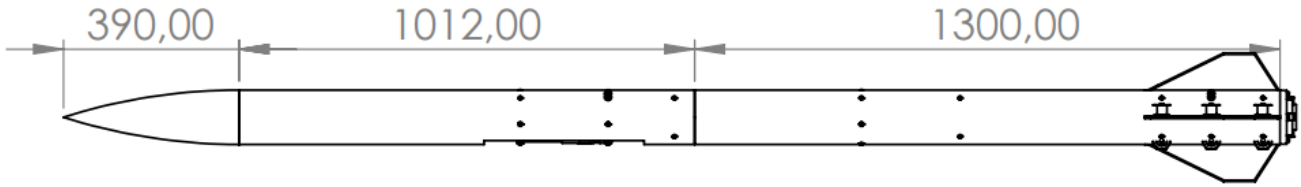
Kanatçık Gövdesi Özellik-Kapsam Tablosu		
Özellik		**Kapsam**
Kanatçık Gövdesi Malzeme Bilgisi	:	7075 serisi alüminyum kullanılmaktadır. Kanatçık gövdelerinde alüminyum tercih edilmesinin nedeni işlenebilirliğinin kolay olması ve parça maliyeti açısından da uygun olmasıdır.
Kanatçık Gövdesi Üretim Yöntemi	:	CNC tornada parça istenilen çap ve boyuta getirilir. Ardından CNC freze ile yüzeyinde bulunan delikler delinir ve kanallar açılır. CNC frezede kılavuz çekilir.

7075 Serisi Alüminyum Özellik Tablosu	
Özellik	**Değer**
Akma Mukavemeti	105 Mpa
Çekme Mukavemeti	225 Mpa
Uzama	%17
Sertlik(Brinel)	60

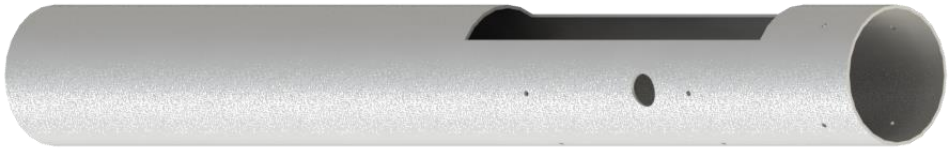


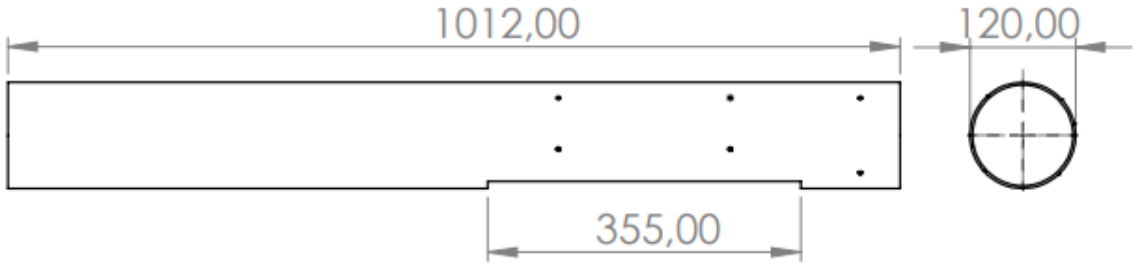
Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm



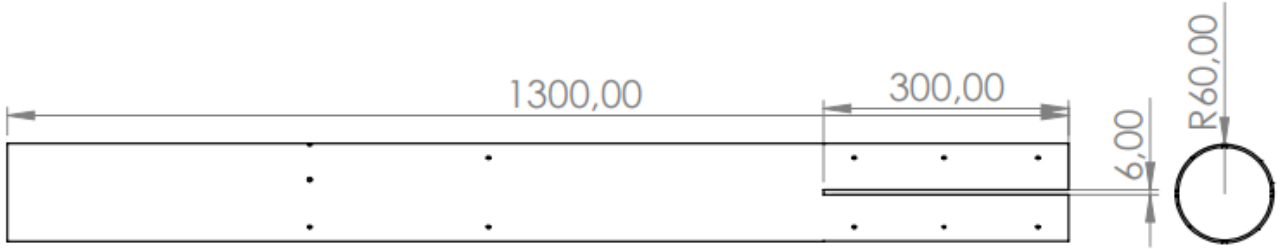


Aviyonik Gövde



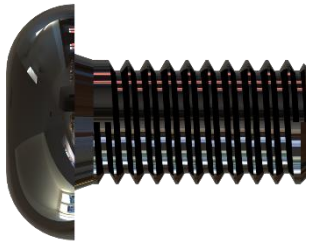


Motor Gövde

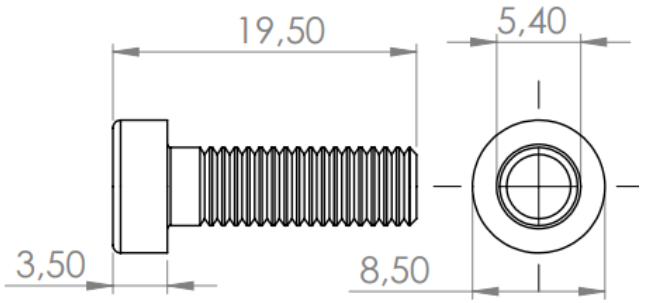


Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

Altıköşe Alyan Başlı Cıvata

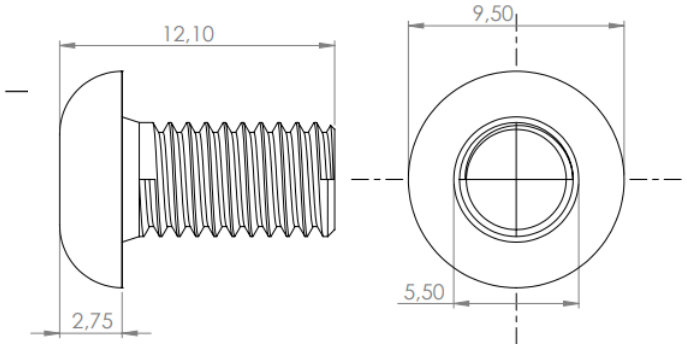


M5x8 Bombe baş

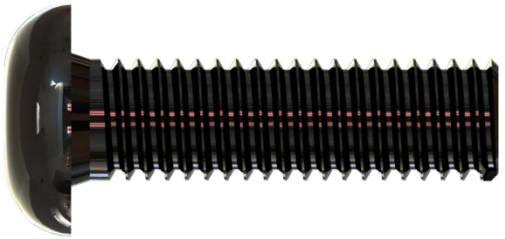


Altıköşe Alyan Başlı Cıvata

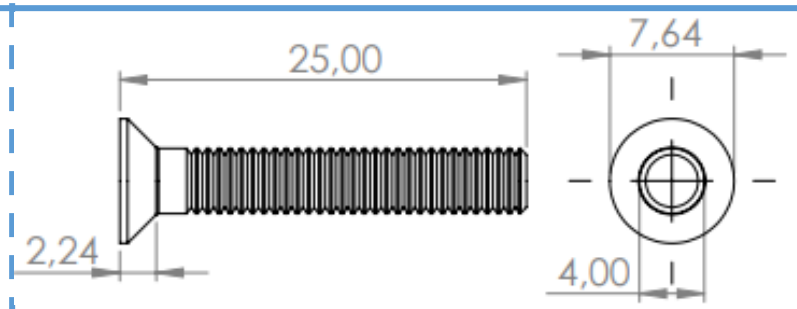
M5x8 Bombe baş



M4x25 Havşa Başlı Ray Buton

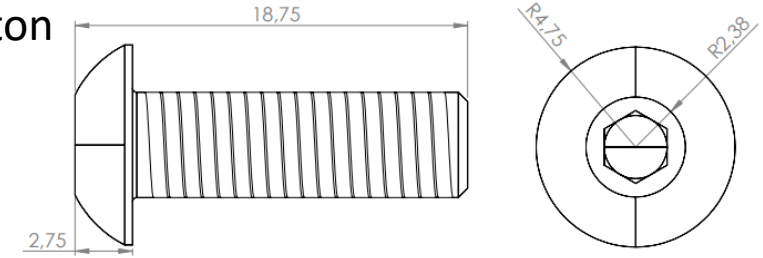


M5 x 16 Bombe Baş



M4x25 Havşa Başlı Ray Buton

M5 x 16 Bombe Baş



Yapısal – Gövde Parçaları

Cam Elyaf Özellik Tablosu

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Aviyonik gövde için tercih edilen malzeme cam elyaftır. Cam elyafın sinyal geçirgenliği ana bilgisayara verilerin sağlıklı aktarımında önemli rol oynamaktadır.
Üretim Yöntemleri	:	Cam elyaf rulo sarım yöntemi ile hazır hale getirilecektir. Rulo etrafında döndürerek ve baskı uygulayarak katman katman hazırlanmaktadır. Bu yöntemi seçmemizde ki neden ürünü olabildiğince verimli kullanmak içindir. Gövdenin üzerine yerleştirilecek RunCam Split4 kamerasını envelop içerisine açtığımız oyuk ile sıkı geçme yaparak gövdeye sabitlenecektir.

Özellik	Değerler
Çekme Dayanımı	61 Mpa
Eğilme Dayanımı	119 Mpa
Kopmadaki Uzama	%2.4
Yoğunluk	1.8gr/cm^2

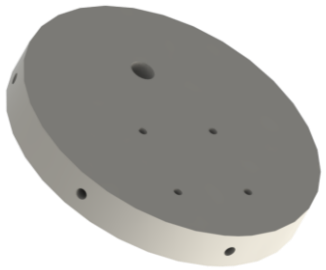
Karbon fiber Özellik Tablosu

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Motor gövde, entegrasyon gövdesi ve burun için tercih edilen malzeme karbon fiberdir. Karbon fiberin ana bileşenleri katran ve naylondur. Çelikten 4.5 kat daha hafif ve 3 kat daha dayanıklıdır.
Üretim Yöntemleri	:	Burun, el yatırması yöntemi ile; motor gövde ve entegrasyon gövdesi ise rulo etrafında döndürülerek ve baskı uygulanarak katman katman hazırlanmaktadır.

Özellik	Değerler
Çekme Dayanımı	918 Mpa
Eğilme Dayanımı	970 GPa
Kopmadaki Uzama	%1.6-2.2
Yoğunluk	1.41gr/cm^2

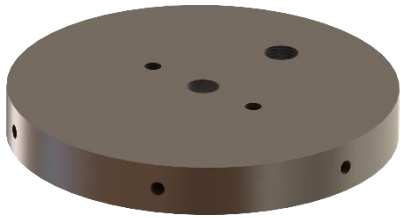
[2]

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



Aviyonik bulkhead

Burun bulkhead

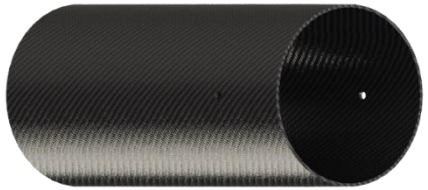


Motor bulkhead

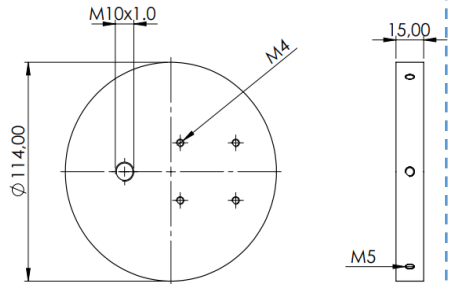
Merkezleme Halkası

Kanatçık gövdesi

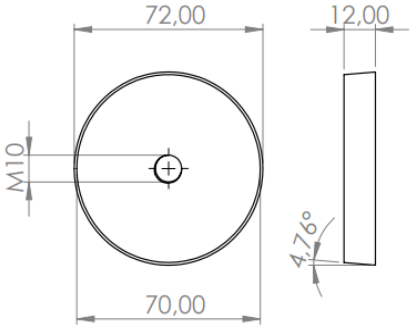
Endring



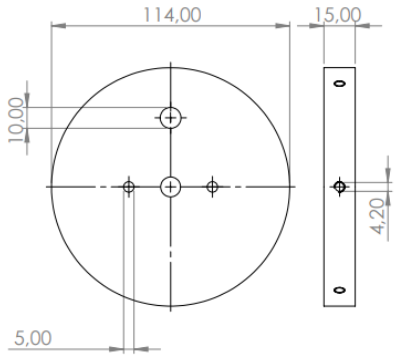
Entegrasyon gövdesi



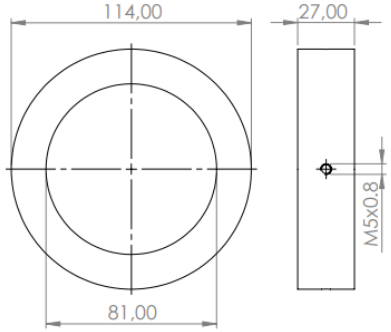
Aviyonik bulkhead



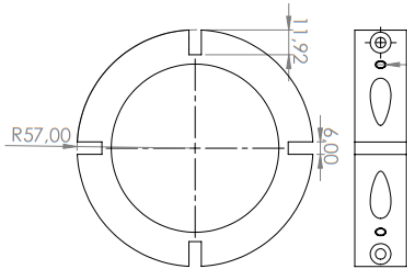
Burun bulkhead



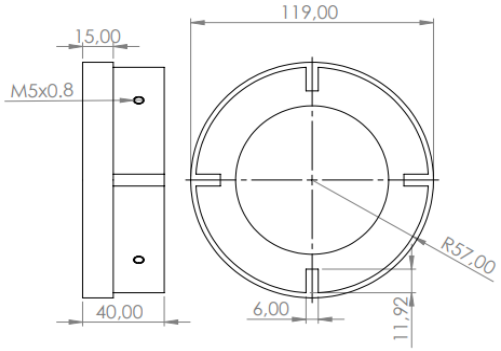
Motor bulkhead



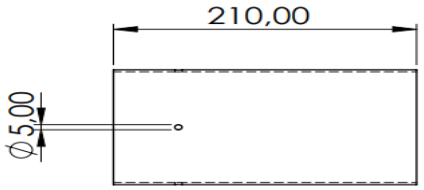
Merkezleme Halkası

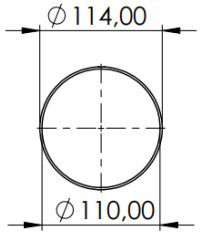


Kanatçık gövdesi



Endring





Entegrasyon gövdesi

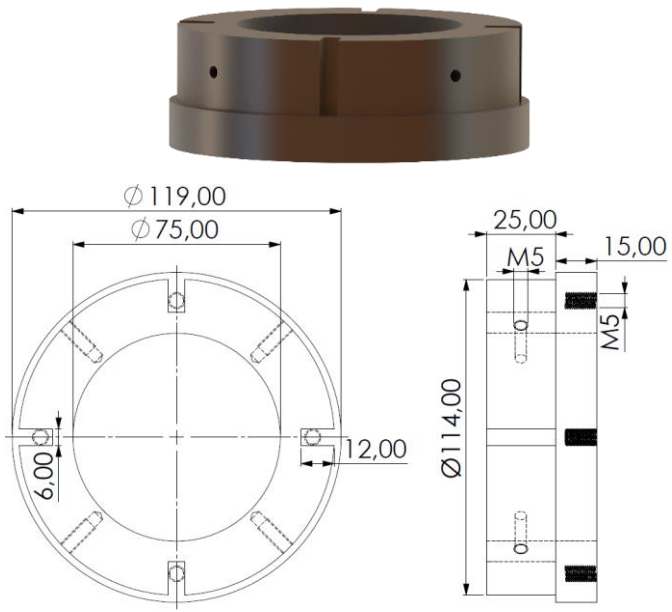
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

1040 Çelik Özellik Tablosu				
Özellik		**Kapsam**	**Özellik**	**Değerler**
Malzeme Bilgileri	:	Motor bulkhead ve endring 1040 çeliğinden imal edilecektir. 1040 çeliği %0.45-55 oranında karbon içermektedir. Bunun yanı sıra içerisinde %0.25 Si , %0.60 Mn , %0.04 P ve %0.05 S elementlerini içermektedir. Yüksek sıcaklıklara dayanır ve aynı zamanda mukavemeti de oldukça iyidir.	Ergime Sıcaklığı	1521°C
			Akma Dayanımı	405 Mpa
Üretim Yöntemleri	:	CNC tornada parça istenilen çap ve boyuta getirilir. CNC freze yardımıyla üst ve yan yüzeylerinde delikler delinir, endringde bulunan kanallar açılır. Kılavuz çekilir ve üretim tamamlanır.	Çekme Dayanımı	520 MPa
			Yoğunluk	7.845g/cc

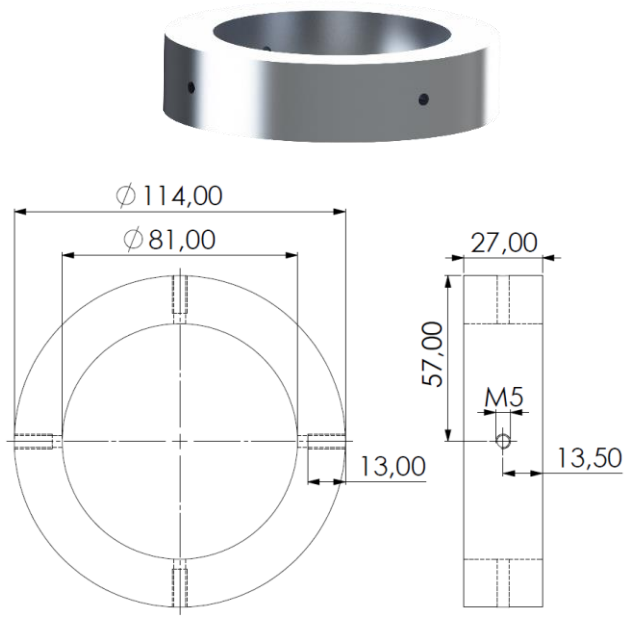
7075 Alüminyum Özellik Tablosu				
Özellik		**Kapsam**	**Özellik**	**Değerler**
Malzeme Bilgileri	:	Kanatçık gövdesi, burun bulkhead ve aviyonik bulkhead 7075 Alüminyumdan imal edilecektir. 7075 Alüminyum içerisinde %0.40 Si , %2,10-2,50 Mg , %0.30 Mn %1.20-2.00 Cu, %5.10-6.10 Zn elementlerini içermektedir. Mukavemeti oldukça başarılı sonuçlar vermektedir. İşlenebilirliği karbon çeliklere nazaran daha kolay olmaktadır.	Ergime Sıcaklığı	477°C
			Akma Dayanımı	105 MPa
Üretim Yöntemleri	:	CNC tornada parça istenilen çap ve boyuta getirilir. CNC freze yardımıyla üst ve yan yüzeylerinde delikler delinir, endringde bulunan kanallar açılır. Kılavuz çekilir ve üretim tamamlanır.	Çekme Dayanımı	225 Mpa
			Yoğunluk	2.7g/cc

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

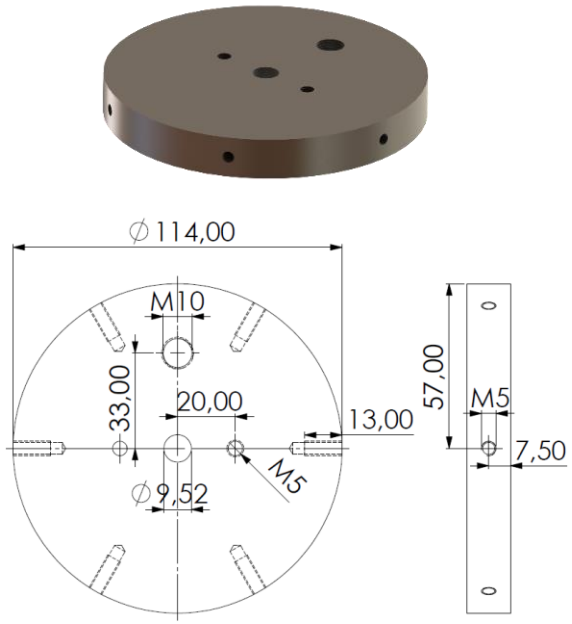
Endring



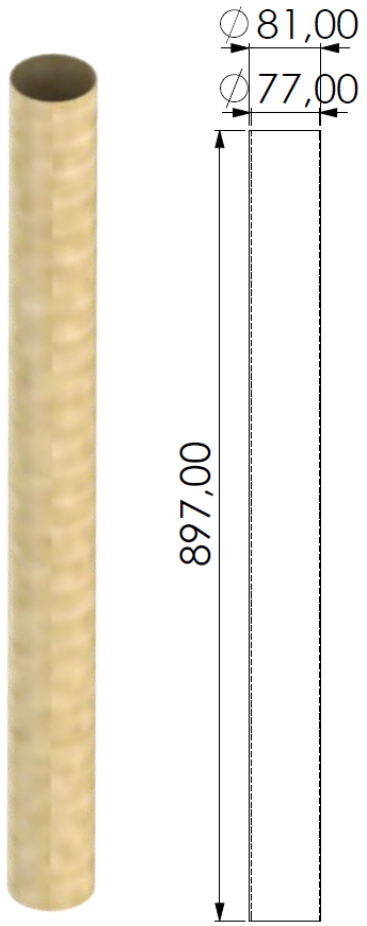
Merkezleme Halkası



Motor Bulkhead



Motor Kundağı

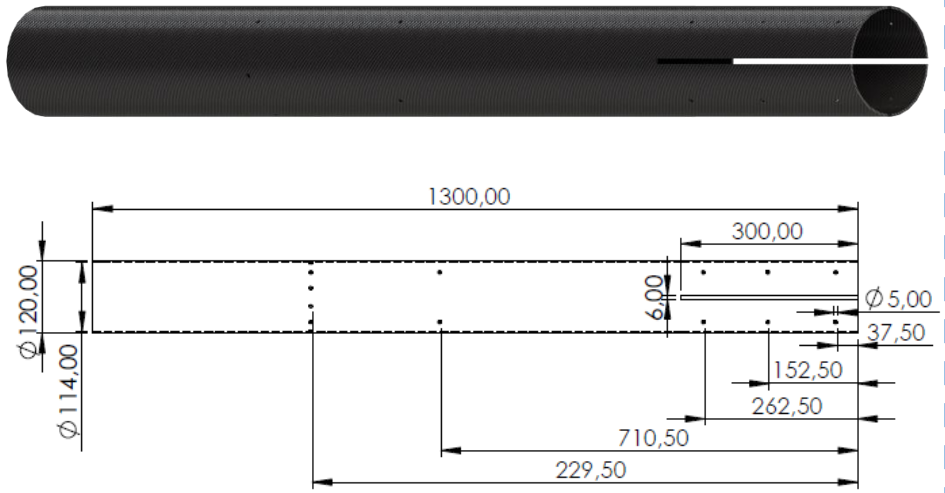


CNC'de Parça Üretim Yöntemi	
Üretilecek Parça	Üretim Şekli
Motor Bulkhead	CNC tornada parça istenilen çap ve boyuta getirilir. CNC freze yardımıyla üst ve yan yüzeylerinde delikler delinir, endringde bulunan kanallar açılır. Kılavuz çekilir ve üretim tamamlanır.
Merkezleme Halkası	
Endring	

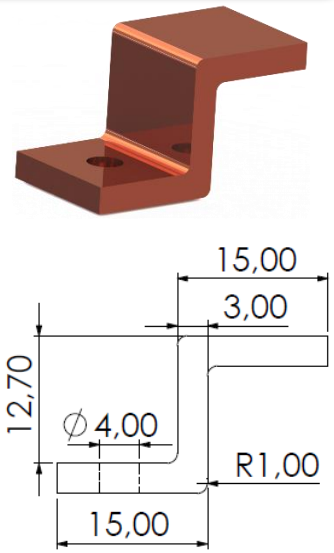
Malzeme Bilgisi	
Parça	**Malzeme**
Motor Bulkhead	Çelik
Merkezleme Halkası	Alüminyum
Endring	Çelik

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

Motor Gövde



Motor Tutucu



Motor Gövdesi Üretim Yöntemi:

Sarma yöntemi kullanılır. Kumaş reçine ile ıslatılır. Islatılan kumaş kalıba döndürülerek sarılır ardından sertleşmeye bırakılır. Gövde kalıptan ayrıldıktan sonra kanallar ve delikler açılır.

Motor Tutucu Üretim Yöntemi:

Abkant pres yönteminde pres freni, bir kalıbın üstüne yerleştirilmiş sac levha üzerine bir zımba indirerek sac levhayı büker. Metal, istenilen forma ulaşıncaya kadar bir pres freni ile birkaç kez bükülebilir.

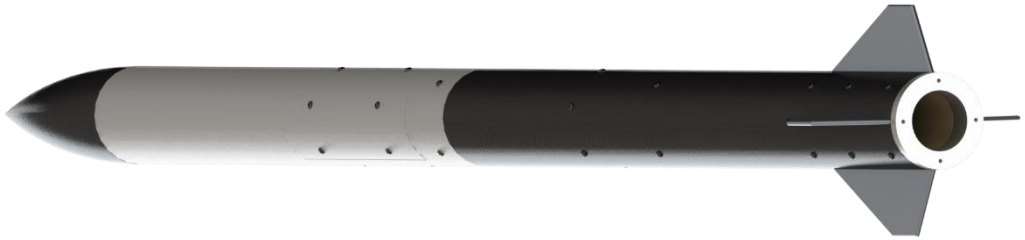
Malzemelerin Mekanik Özellikleri (referans)					
Malzeme Bilgisi	Alüminyum	Çelik	Karbon fiber	Cam Elyaf	Bakır
Çekme Mukavemeti (MPa)	225	520	600	440	231.38
Akma Muhavemeti(MPa)	105	405	570	425	120
Yoğunluk (g/cm³)	2,7	7,845	1,8	2,55	8,96
Kopma Uzaması(%)	17	15	1,6-2,2	1,8-3,2	41,03

Malzeme Bilgisi	
Parça	Malzeme
Motor Gövde	Karbon fiber
Motor Tutucu	Bakır

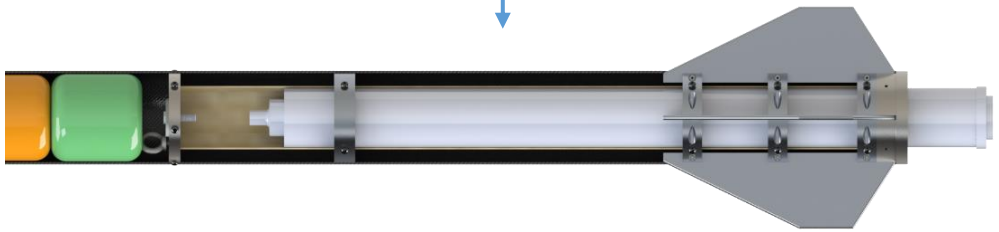
[3]

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

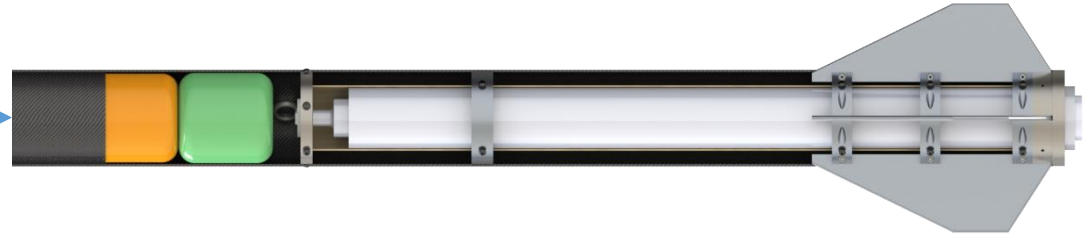
Motor Montajı



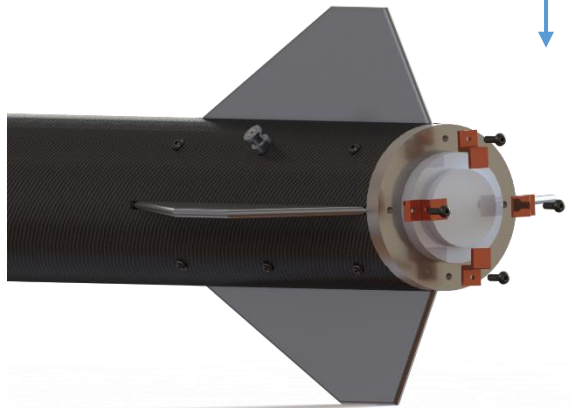
Motor montajı, tüm roket montajı tamamlandıktan sonra gerçekleşecektir.



Motor, motor bulkheadde bulunan whitworth cıvataya döndürülerek yerleştirilir.



Motor montajından sonra motor tutucular yerleştirilir.



Motor tutucular, endringe M5x16 bombe baş cıvata ile yerleştirilir.

Roket Montaj Stratejisi

Bağlantı Elemanları Mukavemet Değerleri

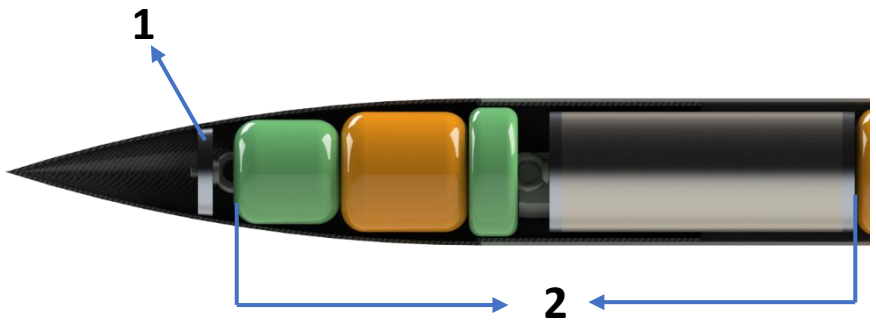
Eleman	Kopma Mukavemeti	Akma Mukavemeti
M10 Mapa	765 MPa	490 MPa

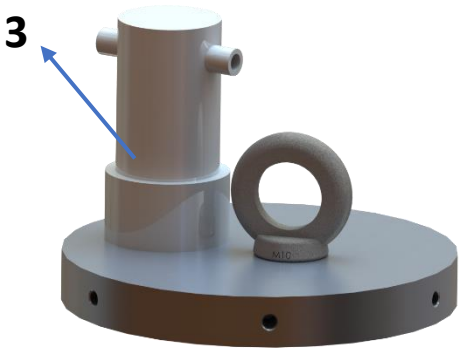
Eleman	Çeker
Camp 1393 Fırdöndü	35 kN
Çelik Fırdöndü	3,29 kN

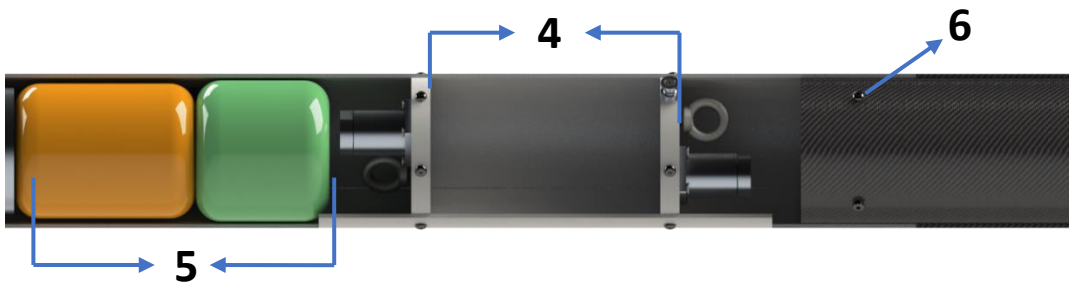
Eleman	Ana Eksen Çekeri	Yanal Eksen Çekeri
Grivel Karabina	30 kN	10 kN
Vidalı Karabina	25 kN	10 kN

Cıvata Türü	Çekme Mukavemeti	Akma Mukavemeti	Sıkma Torku
M5x16 Alyan Başlı İmbus	800 MPa	640 MPa	3,36 Nm
M4x20 Yıldız Silindir	1000 MPa	900 MPa	4,30 Nm
M5x16 Bombe Baş	800 MPa	640 MPa	6,04 Nm
M5x8 Bombe Baş	600 MPa	480 MPa	4,53 Nm

Roket Montaj Stratejisi

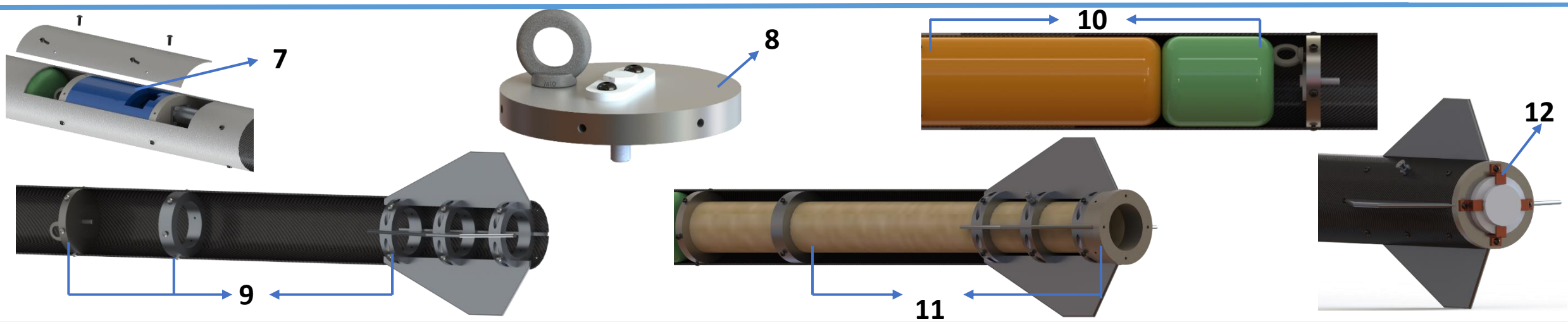






1- M10 mapa, burun bulkheade takılır. Burun bulkhead, buruna metal yapıştırıcıları ile sabitlenir.
2- Burnun şok kordonu, burunda bulunan mapaya; görev yükünün şok kordonu, görev yükünde bulunan mapaya karabina ve fırdöndü yardımıyla bağlanır. Görev yükü paraşütü yerleştirilir.
3- Aviyonik bulkheadlere ayrılma sistemleri yerleştirilir. Ayrılma sistemi bağlantı elemanı ve piroteknik kapsülden oluşmaktadır. Bağlantı elemanı aviyonik bulkheade M4x20 cıvata ile sabitlenir. Piroteknik kapsül ile bağlantı arayüzüne klipsler yardımıyla yerleştirilir.
4- Aviyonik bulkheadler, gövdeye M5x16 bombe baş cıvata ile sabitlenir. İkinci aviyonik bulkheade ray butonu yerleştirilir.
5- Aviyonik gövdeye sürüklenme paraşütü ve sürüklenme paraşütünün şok kordonu yerleştirilir. Sürüklenme paraşütünün şok kordonu, aviyonik üstü bulkheadde bulunan M10 mapaya takır.
6- Entegrasyon gövdesi, aviyonik gövdeye M5x8 bombe baş cıvata ve M5 kör somun ile sabitlenir.

Roket Montaj Stratejisi



7- Uçuş bilgisayarı için tasarlanan envelop aviyonik bulkheadlerin arasına yerleştirilir. Hakem altimetresi uçuş öncesinde envelop içerisine yerleştirilecektir. Aviyonik gövdede bulunan kapak açılarak envelop'a ulaşımı sağlar. Bu şekilde hem aviyonik sistemlerin aktifleştirilmesi hem de altimetrenin yerleştirilmesi uçuş öncesinde sağlanmış olur.

8- Motor bulkhead'e whitworth cıvata, cıvata sabitleme aparatı ile yerleştirilir. M10 mapa takılır.

9- Motor bulkhead, üst merkezleme halkası ve kanatçık montajı motor gövdeye M5x16 bombe baş cıvata ile sabitlenir. Orta kanatçık gövdesine ray butonu yerleştirilir.

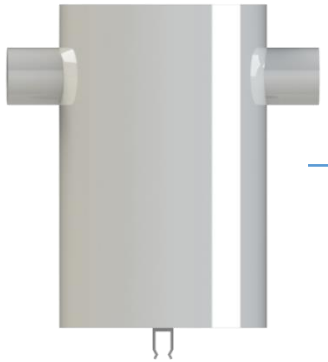
10- Ana paraşüt ve şok kordonu, motor bulkhead'de bulunan mapaya takılır.

11- Motor kundağı bulkheadlerin içerisinden geçirilir. Endring motor gövdeye yerleştirilir.

12- Motor tutucular, sonra endring'e sabitlenir.

Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm

Paraşüt Açma Sistemi



Piroteknik kapsül

Bağlantı arayüzü

M4 cıvata

Bulkhead

Görev yükü paraşütü

Sürüklenme paraşütü

Ana paraşüt

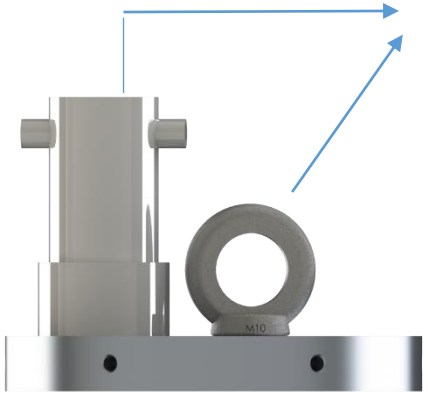
Burun konisi şok kordonu

Görev yükü şok şok kordonu

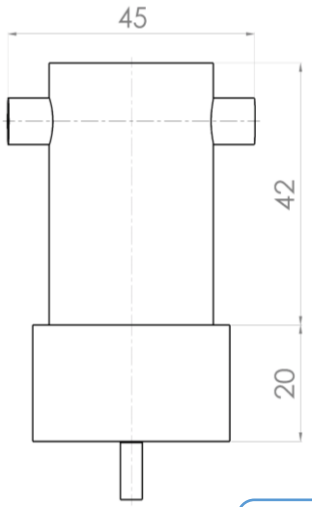
Sürüklenme paraşütü şok kordonu

Ana paraşüt şok kordonu

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi



Elektriksel bağlantılar



M4 cıvata

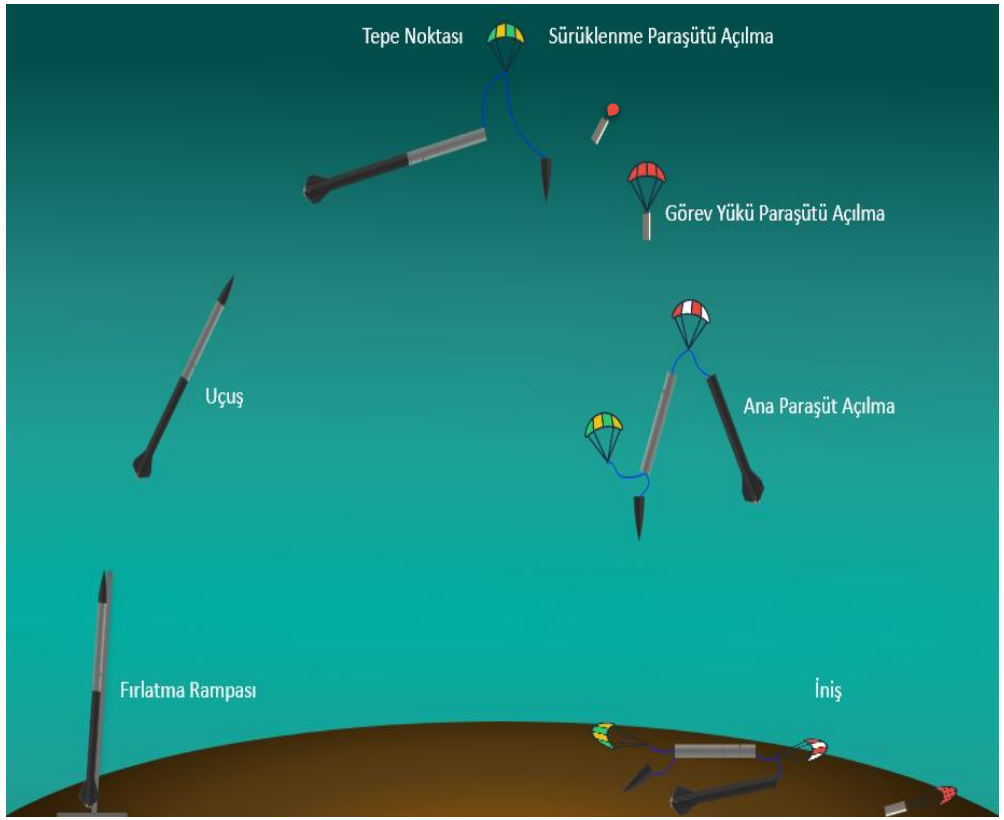
Kurtarma sistemi komite tarafından verilecek olup, üretim yöntemi ve malzeme bilgileri verilmemiştir.

Rokette barutlu ayrılma sistemi kullanılmaktadır. Ayrılma sistemi bulkhead üzerine montajlanacaktır. Yarışma komitesi tarafından verilen piroteknik kapsül, bağlantı arayüzüne klips ile yerleştirilecektir. Bağlantı arayüzü ise bulkhead üzerine M4 cıvata ile sabitlenecektir. Piroteknik kapsülün her iki yanında da bulunan elektriksel bağlantı noktalarına verilecek sinyal, fünyeler vasıtası ile iletilir. Kullanılacak ayrılma sisteminin, sistemde kapladığı hacim 51,66 cm^3 ' tür.

2 aşamalı kurtarma sistemi bulunmaktadır. İlk ayrılmanın gerçekleşmesi için barometrik basınç sensörü ve IMU sensöründen gelen verilere göre görev yükü paraşütü ve birincil (sürüklenme) paraşütü ile açılacaktır. İkinci ayrılmanın gerçekleşmesi için ise barometrik basınç sensöründen gelen verilere göre ikincil (ana) paraşüt açılacaktır.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Durum	Zaman	Uçuş Olayı	İrtifa (m)
Fırlatma Rampası	0	Roket, rampada fırlatmaya hazır biçimde beklemektedir..	0
Uçuş	0 → 25.231	Roket, uçuşun ilk 4.33 saniyesinde itkili, kalan sürede itkisiz uçuş yapmaktadır.	3030.3
Tepe Noktası	25.231	Roket, tepe noktasına ulaştığında görev yükünü bırakmaktadır. Roket kendi sürüklenme paraşütünü, görev yükü ise kendi paraşütünü açarak birbirlerinden bağımsız bir şekilde inişe geçmektedirler.	3030.3
Ana Paraşüt Açılma	175.94	Roket 446.71 metrede ana paraşütün açıp inişe uygun bir hızda düşmeye devam etmektedir.	446.62
İniş	227.97	Roket ve görev yükü birbirinden bağımsız bir şekilde yere iniş yapmaktadır.	0



Not: Ana paraşüt açılması 450 metrede tetiklenecektir ancak açılma gecikmesi ile beraber OpenRocket'ten alınan veriler farklılık gösterebilir.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Kurtarma sisteminde kullanılacak alt sistemler:

- Paraşütler; havada sürtünme direnci yaratarak ucuna bağlı nesneyi yere yavaşça indirmeyi sağlar.

→ Paraşüt

- Paraşüt ipleri; paraşütün uç kısımlarına dikilerek paraşüte gelen kuvveti dağıtmakta ve karşılamaktadır.

→ Paraşüt İpi

- Şok kordonu; ayrılmalar esnasında paraşütlerle gövdeleri bir arada tutar, paraşüte gelen gerilme kuvvetlerini ve titreşimleri absorbe eder.

→ Şok Kordonu

- Karabina montaj avantajı sağladığı için kullanılacaktır. Paraşüt ipleri ile şok kordonu arasında ve şok kordonu ile mapa bağlantısı arasında kullanılacaktır.

→ Grivel Karabina

→ Vidalı Karabina

- Mapa; gövdeyle paraşüt arasında daha güvenli ve kolay bağlantı oluşturabilmesi için kullanılacaktır.

→ M10 Dövme Çelik Mapa

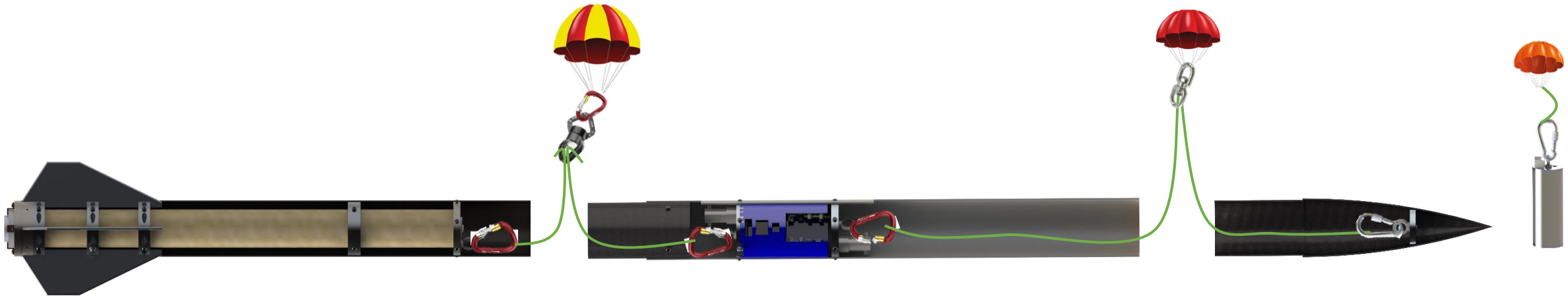
- Paraşüt iplerinin dolanmasını ve yükün dönmesini engelleyerek stabilite arttırımı sağlayan 'fırdöndü' kullanılacaktır.

→ Camp 1393 Fırdöndü

→ Çelik Fırdöndü

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

- Kurtarma sistemleri ve alt sistemlerinin çalışma şekli aşağıdaki görselde verilmiştir. Paraşüt ayrılmaları görseldeki gibi gerçekleşecektir.
- Paraşüt boyutları, ipler, karabina ve fırdöndülerin boyutları orantılı değildir.



Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

Ayrılma	Basınçlandırılacak hacim çapı (mm)	Basınçlandırılacak hacim (m^3)	Ulaşılmak istenen basınç (Bar)
1. Ayrılma	114	0,006277 m^3	1,034
2. Ayrılma	114	0.005612 m^3	1,034

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1.1

Kurtarma sistemi elemanlarından olan paraşütler için dairesel paraşüt tipi kullanılmıştır. Dairesel paraşüt; merkezinde hava basıncının dengelenmesi amacıyla bir delik (spill hole) bulundurur. Paraşütün askı ipleri merkez deliğin uçlarına veya paraşüt eteğinin uçlarına bağlıdır.

Kullanılacak Paraşütlerin Özellikleri:			
Paraşütler	**Renk**	**Malzeme**	**Şekil**
Birincil (Drag) Paraşüt	Sarı	Ripstop Nylon	Dairesel
İkincil (Ana) Paraşüt	Turuncu	Ripstop Nylon	Dairesel
Görev Yükü Paraşütü	Kırmızı	Ripstop Nylon	Dairesel

Paraşütler	Çap	Kubbe Delik Çapı (Çap/6)	İp Uzunluğu	Kütle
Birincil (Drag) Paraşüt	70 cm	12 cm	110 cm	115 g
İkincil (Ana) Paraşüt	249 cm	42 cm	375 cm	761 g
Görev Yükü Paraşütü	138 cm	23 cm	210 cm	209 g

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1.2

Birincil (Sürüklenme) Paraşüt Yere Düşüş Hızı:

Formül: $V_{\text{birincil paraşüt}} = \sqrt{\frac{2 \times m \times g}{C_d \times \rho \times A_{paraşüt}}}$

m= roketin kütlesi
g= yer çekimi ivmesi
c_d= sürüklenme katsayısı
ρ = hava yoğunluğu
$A_{paraşüt}$ = *paraşüt alanı*

Buna göre;

$$V_{\text{birincil paraşüt}} = \sqrt{\frac{2 \times 19{,}82 \times 9{,}8037}{0{,}9 \times 1{,}114938 \times 0{,}38}}$$

$$= 31{,}92\ m/s$$

Görev Yükü Yere Düşüş Hızı:

Formül : $V_{\text{görev yükü}} = \sqrt{\frac{2 \times m \times g}{C_d \times \rho \times A_{paraşüt}}}$

m = görev yükü ve bağlantı elemanları kütlesi
g = yer çekimi ivmesi
c_d = sürüklenme katsayısı
ρ = *hava yoğunluğu*
$A_{paraşüt}$ = *paraşüt alanı*

Buna göre;

$$V_{\text{görev yükü}} = \sqrt{\frac{2 \times 4{,}4752 \times 9{,}8037}{0{,}9 \times 1{,}114938 \times 1.49}}$$

$$= 7{,}66\ m/s$$

Roketin Yere Düşüş Hızı:

Formül : $V_{\text{roket}} = \sqrt{\frac{2 \times m \times g}{C_d \times \rho \times A_{paraşüt}}}$

m = roketin kütlesi
g= yer çekimi ivmesi
c_d = sürüklenme katsayısı
ρ= *hava yoğunluğu*
$A_{paraşüt}$ = *paraşüt alanı*

Buna göre;

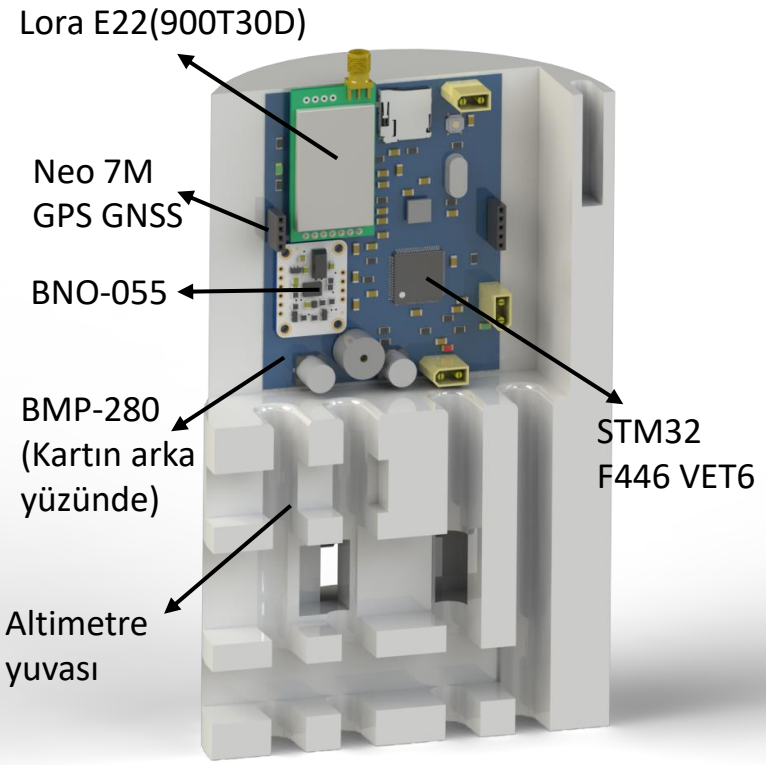
$$V_{\text{roket}} = \sqrt{\frac{2 \times 19{,}82 \times 9{,}8037}{0{,}9 \times 1{,}114938 \times 5{,}24}}$$

$$= 8{,}59\ m/s$$

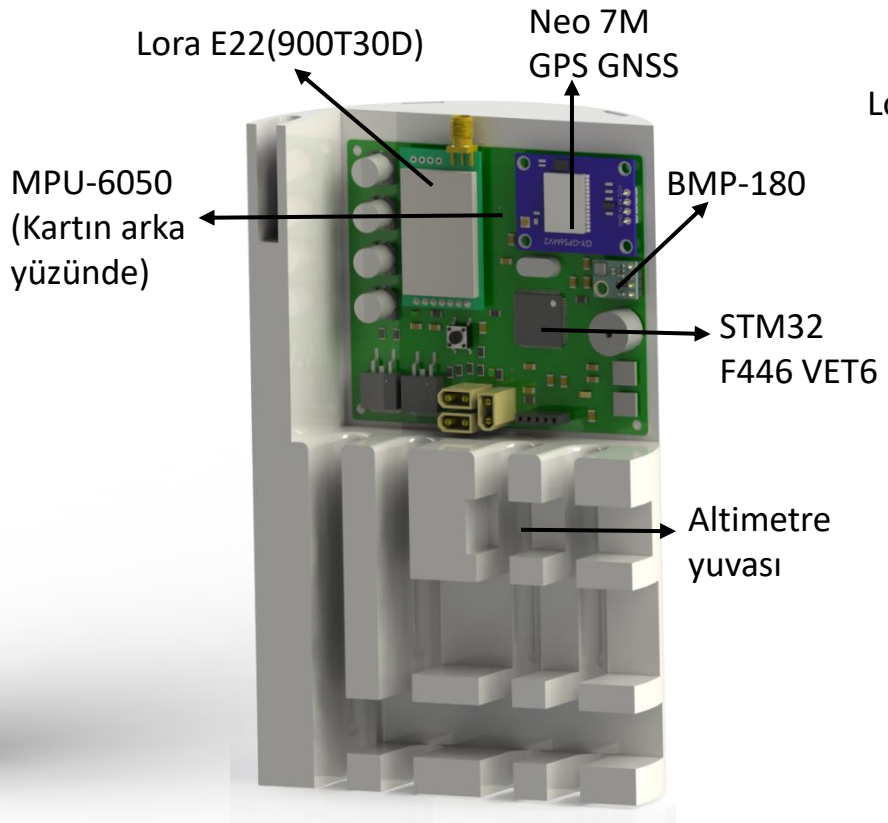
[4]

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1.3

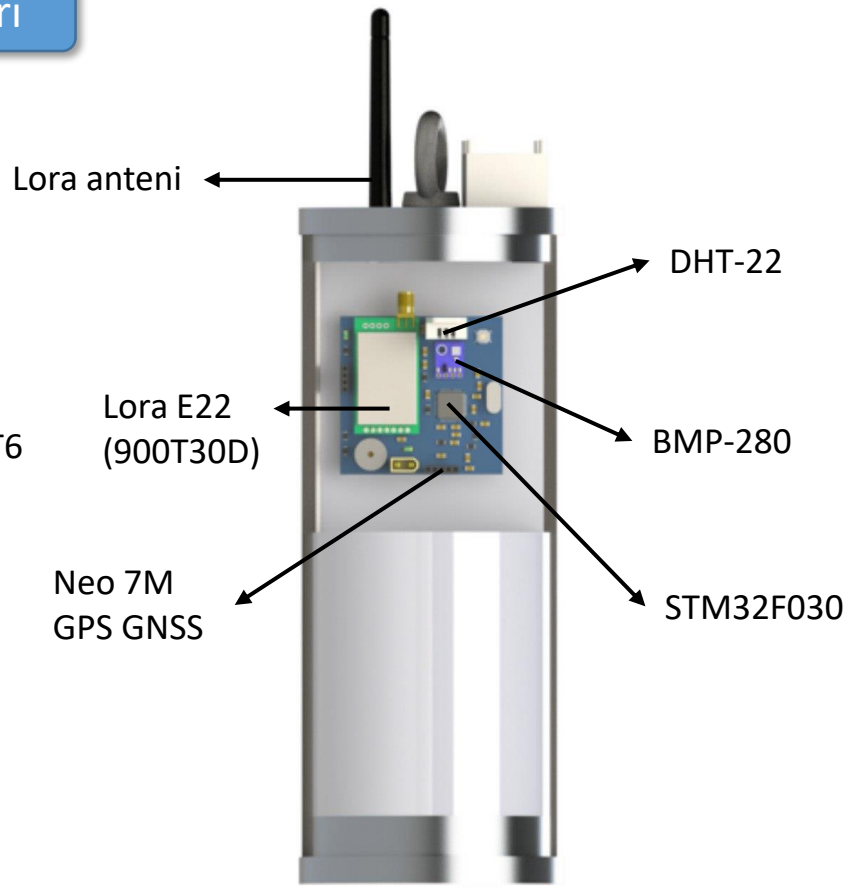
Kurtarılacak Olan Sistemlerin Unsurları



Ana Aviyonik Bilgisayar Unsurları



Yedek Aviyonik Bilgisayar Unsurları



Görev Yükü Unsurları

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşayacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı	Düşüş Hızı (m/s)
Birincil Paraşüt	0,38	19,8298	0,9	32
İkincil Paraşüt	4,86	19,8298	0,9	9
Görev Yükü Paraşütü	1,49	4,4752	0,9	8

İkincil paraşüt için verilen düşüş hızı; birincil ve ikincil paraşütün birlikte kullanılacağı göz önünde bulundurularak hesaplanmıştır.

Paraşüt düşüş hızları, hesaplanan değere en yakın tam sayıya yuvarlanarak tabloya eklenmiştir.

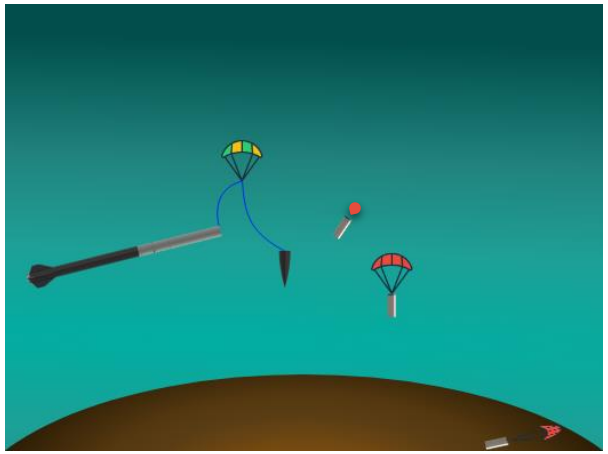
Görev Yükü

Görev yükü tasarımı kapaklı olarak tasarlanmış olup kapakları alüminyum, gövde kısmı ise çelik olarak tasarlanmıştır. İç kısımda kalan envelop tasarımı pla malzemeden üretilmiştir. Gps ve anten ise üst kapağa montajlı olup tasarımın dışında bulunacaktır. Görev yükünün sahip olduğu ağırlık ise 4300 gramdır.

Yükseklik 250 mm

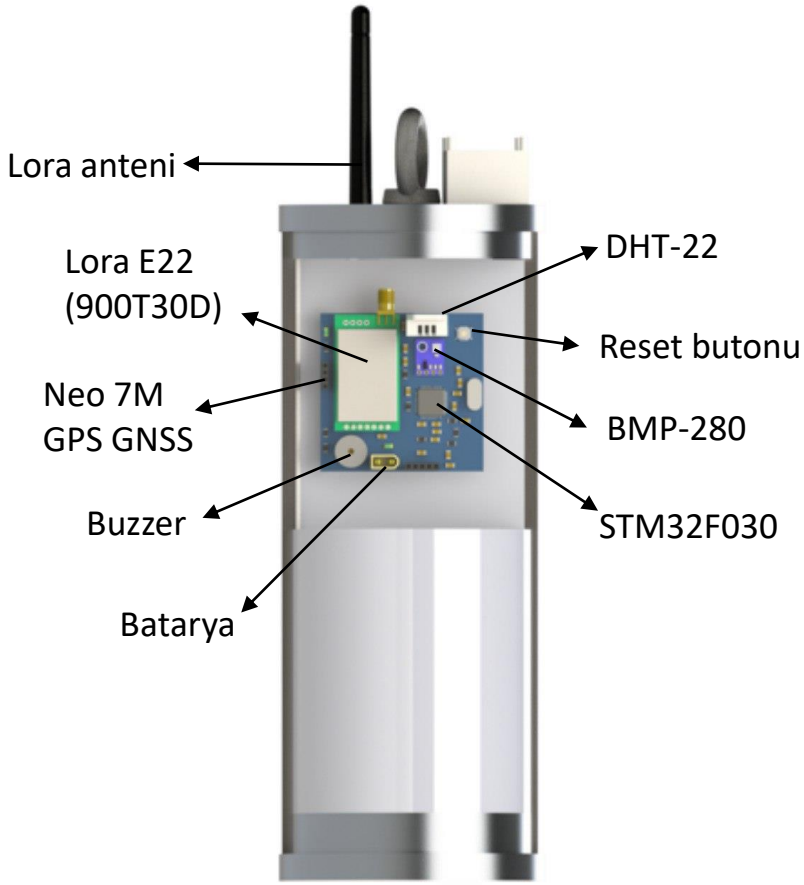
Çap 98 mm

Görev yükü; tepe noktası irtifasına ulaştığında ilk ayrılmayla birlikte roketten ayrılarak bağımsız bir şekilde kendi paraşütünü açarak inişe geçecektir. Roketten ayrı olarak kurtarılacaktır.



Görev Yükü

NEO-7M GNSS-GPS modülünden gelen enlem ve boylam konum verileri STM32 F030 mikrodenetleyicisi tarafından işlenerek LoRa E22(900T30D) haberleşme modülü aracılığıyla yer istasyonuna aktarılacaktır. Aktarılan konum verileri C# ve Flutter ile geliştirilen masaüstü ve mobil yer istasyonları aracılığıyla görselleştirilerek anlık olarak konum takibi yapılacaktır. Mobil yer istasyonu desteği ile birden fazla cihaz aracılığıyla görev yükünün bulunması sağlanacaktır. Ayrıca Görev yükü içerisinde bulunan DHT-22 ve BMP280 sensörleri sıcaklık, nem ve basınç verilerini ölçecek ve LoRa E22(900T30D) aracılığıyla yer istasyonuna saniyede 5 veri aktarımı sağlanacaktır.



Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Ayrılma Testi

Kurtarma sisteminin testinde amaç, roketin ayrılma sisteminin başarıyla çalışabilmesi için gereken barut miktarını test etmektir. Bu testlerde bulkhead'a bağlı olan haznenin içine ölçümlere göre yeterli olan barut miktarını koyarak prototip test düzeneğinin içine yerleştirilmiştir. Aynı haznenin içine barutu yakmak için mikron tel yerleştirip hazne alüminyum bant ile kapatılmıştır. Prototip test gövdesinin içine önce paraşüt sonra görev yükü koyulmuş olup ardından burunu monte edilmiştir. Uzatılan kablo sayesinde rokete güvenli bir mesafeden ateşleme gerçekleştirilmiş ve içerdeki barut patlatılarak ayrılma sağlanmış ve içerdeki görev yükü ile paraşütler dışarı çıkmıştır.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

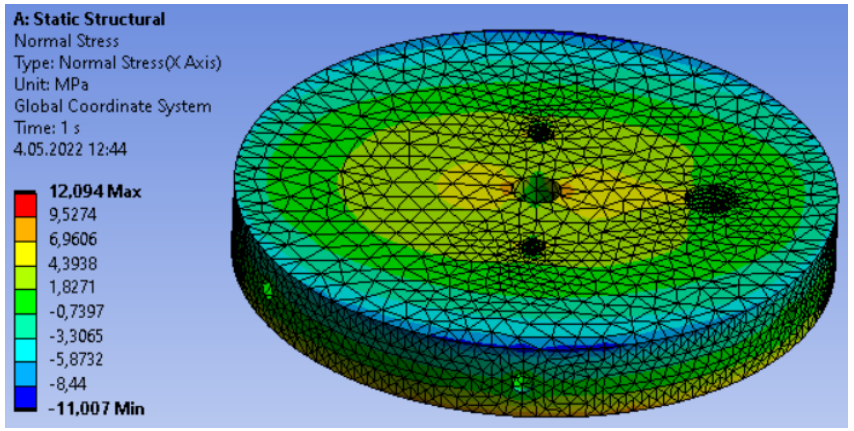
Paraşüt Açılma Testi
Paraşüt testleri; rokette kullanılacak paraşütler ve şok kordonlarıyla birlikte bir ağırlık kullanılarak gerçekleştirilecektir. Yüksek bir noktadan katlanmış bir şekilde atılan paraşüt gözlemlenecektir. Paraşüt katlama tekniğinin uygunluğu, paraşütün açılma süresi, şok kordonlarının ve paraşütün üstüne gelen yükleri taşıyabilme kabiliyeti, hesaplanan yere iniş hızının doğruluğu ve iplere atılan düğümlerin sağlamlıkları test edilecektir.

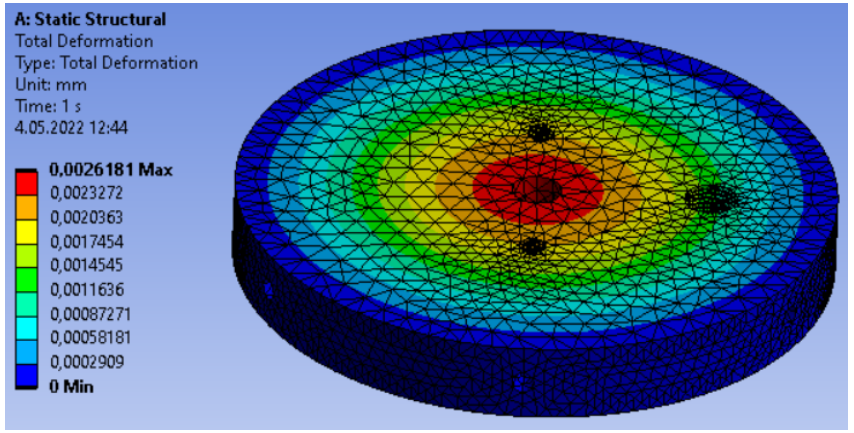
Analizler

Motor Bulkhead Mukavemet Analizi

Motorun maksimum itme kuvveti altında (7238 N), motor bulkheadde oluşacak normal stres ve toplam deformasyon değerleri ANSYS-Workbench Static Structural modülünce incelenmiştir. Analizde çözüm ağının eleman sayısı 48521, düğüm noktası sayısı 98766 ve çözüm ağı kalitesi skewness kriteri değerinden ortalama 0,45813 olarak belirlenmiştir.

- Uygulanan kuvvet altında oluşan maksimum deformasyon değerinin 0,0026181 mm olduğu görülmektedir. Maksimum deformasyon değeri incelendiğinde motor bulkheadde oluşabilecek hasar ve çatlakların büyüklüğü ve yayılım ihtimali düşük olup iyileştirmeye ihtiyaç duyulmamaktadır.
- Motor bulkhead için seçilen malzeme 1040 çeliğidir. 1040 çeliğinin akma dayanımı 406 MPa'dır. Analiz sonucunda motor bulkheadde oluşacak 12,094 MPa akma değerinin 1040 çeliğinin akma dayanımı değerinden daha düşük olduğu görülmektedir.

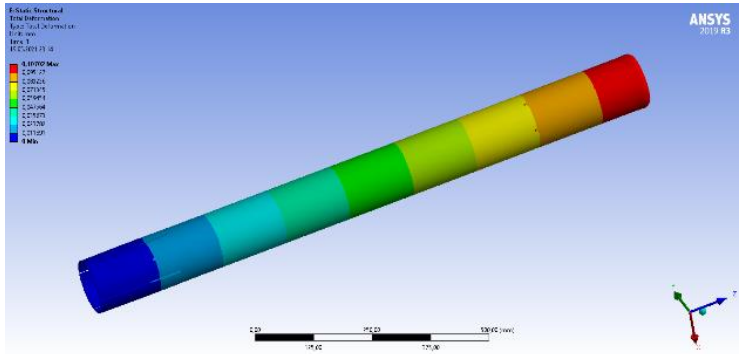


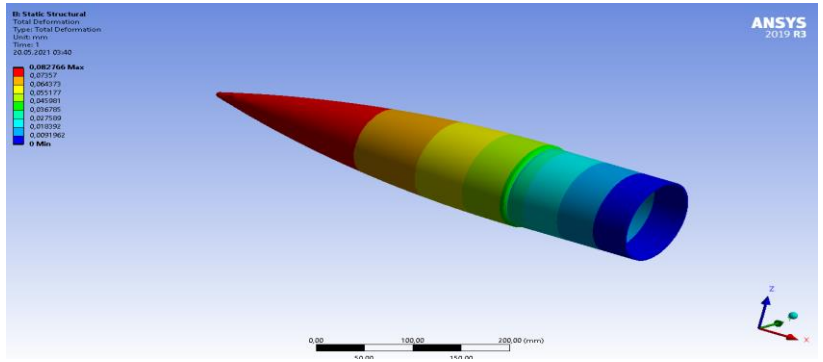


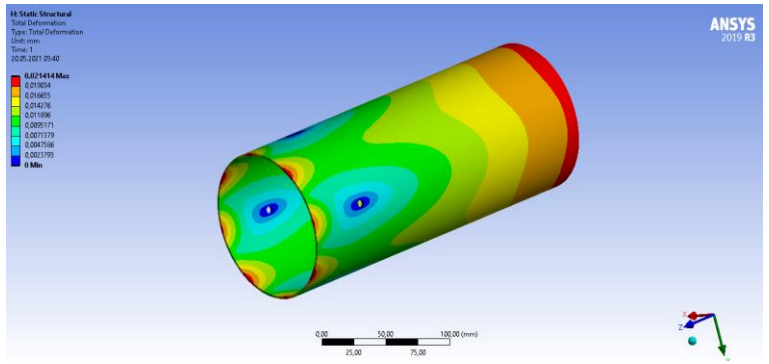
Analizler sonucunda tasarlanan motor bulkheadin, motorun itme kuvvetine dayanacağı ve optimizasyon gerektirmeyeceği belirlenmiştir.

Analizler

Kompozit Malzeme Analizi





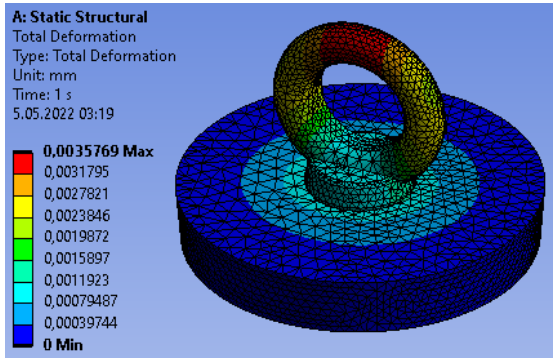


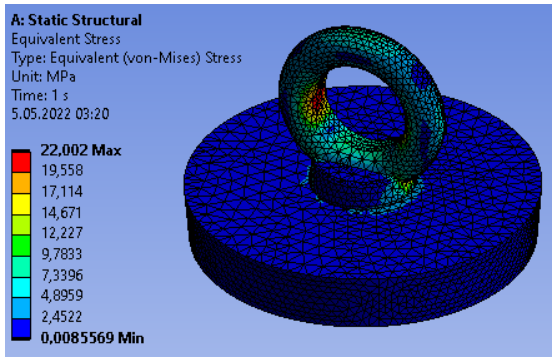
Kompozit malzemeden yapılacak olan burun, aviyonik gövde, motor gövde ve entegrasyon gövdesi analizleri gerçekleştirilmiştir. Analizde çözüm ağının eleman sayısı 534712, düğüm noktası sayısı 9963274 ve çözüm ağı kalitesi skewness kriteri değerinden ortalama 0,43695 olarak belirlenmiştir.

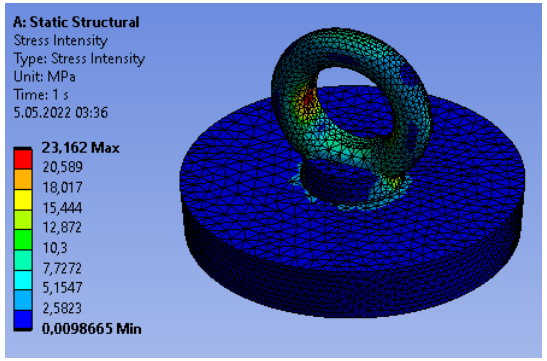
- Analizlere ACP (Pre) modülünde kumaş ve kompozit yapı oluşturularak başlanmıştır. Modülde öncelikle çözüm ağı oluşturulur, Setup sekmesine geçiş yapılır ardından üretimde kullanılan kumaş modellenerek sarım yönü gibi detaylar tanımlanır.
- Static Structural modülüne veriler aktarılır, analizi yapılacak veriler girilir ve model çözdürülür.
- ACP (Pre) ve Static Structural modüllerinden alınan veriler ACP (Post) modülüne aktarılır. İstenilen sonuçlar Static Structural ve ACP (Post) modülünden alınarak veriler incelenir.

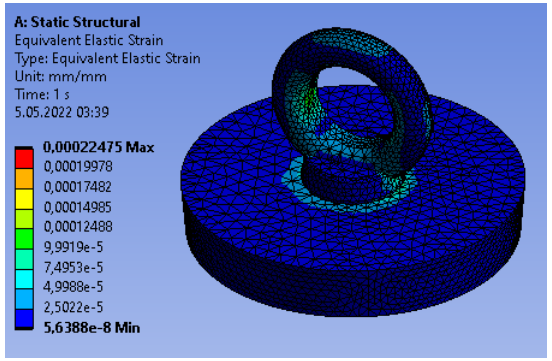
Analizler

Burun Bulkhead Mukavemet Analizi









Kurtarma sırasında burun şok kordonunun burun bulkheadde bulunan M10 mapaya uyguladığı maksimum kuvvet 559 N olarak bulunmuştur. Burun bulkhead ve M10 Mapa üzerinde oluşacak toplam deformasyon, eşdeğer gerilim, eşdeğer elastik gerinim ve stres yoğunluğu ANSYS Workbench-Static Structural modülünde incelenmiştir. Analizde çözüm ağının eleman sayısı 399671, düğüm noktası sayısı 894562 ve çözüm ağı kalitesi skewness kriteri değerinden ortalama 0,398702 olarak belirlenmiştir.

- Maksimum toplam deformasyon değerinin 0,0035769 MPa olduğu görülmektedir. Bu değerin malzemelerde hasar yaratma ihtimali oldukça küçüktür.
- Maksimum gerilme değerleri malzemelerin akma dayanımı ile karşılaştırıldığında bulkhead ve mapanın üzerine etki eden yüklere dayanabileceği görülmektedir.

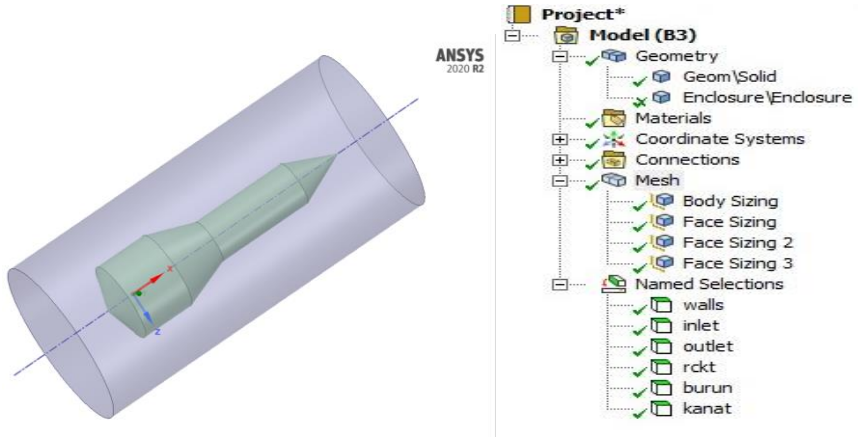
Analizler sonucunda burun bulkhead ve mapanın optimizasyon gerektirmeyeceği belirlenmiştir.

Analizler

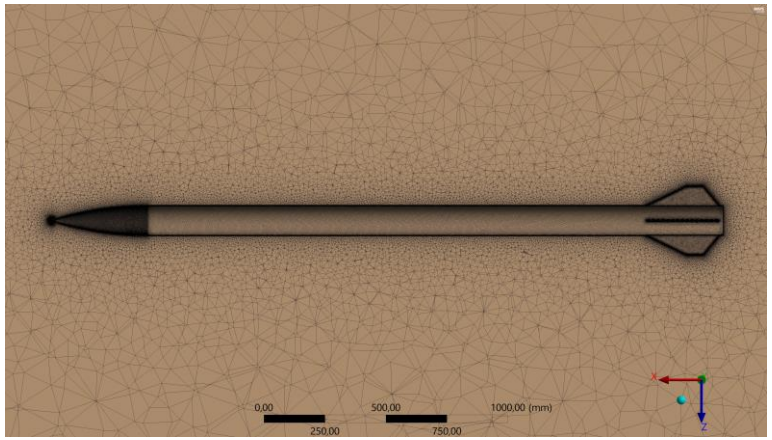
Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizleri:

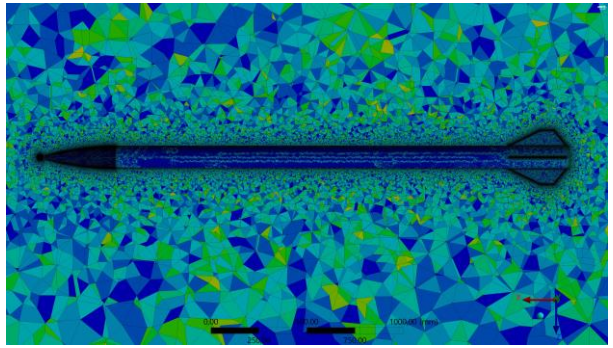
Analiz ANSYS Workbench'de Fluent modülü ile yapılmıştır.

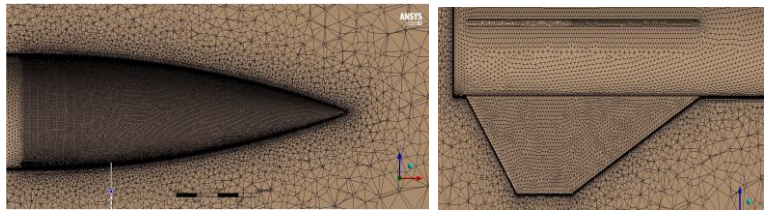
●Analiz için Fluid Flow (Fluent) modülüne roket geometrisi aktarılır. SpaceClaim bölümünden akışın gerçekleşeceği kısım için Enclosure tanımlanıp Inlet, Outlet ve Wall ve diğer yüzeylerin tanımlamaları yapılır.

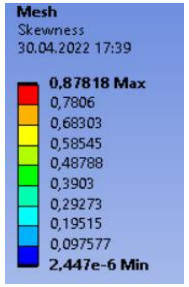


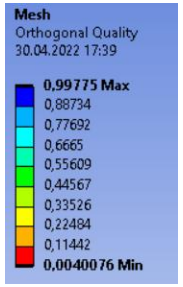
●Mesh kısmından 'sınır tabaka kalınlığı' yani inflation layers tanımlanır. Method ve Sizing komutlarıyla mesh ağı oluşturulur. Orthogonal Quality ve Skewness kriterlerine göre mesh kalitesi değerlendirilir.



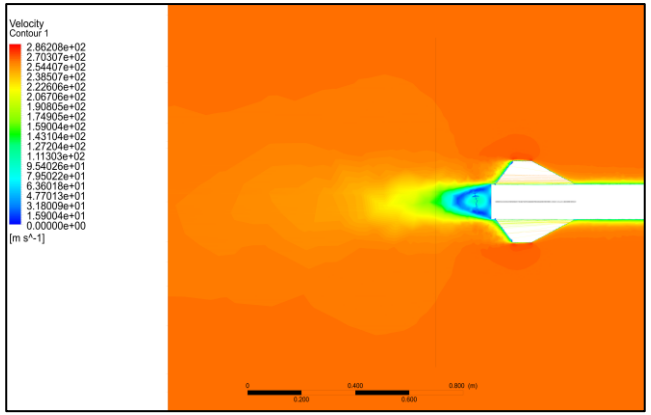


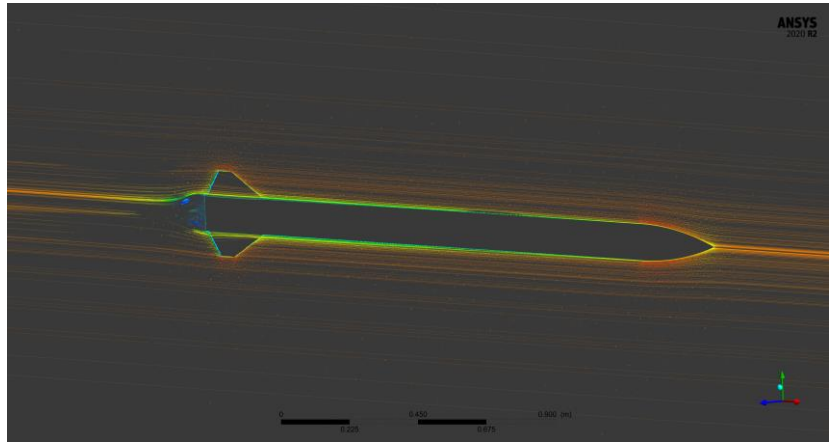


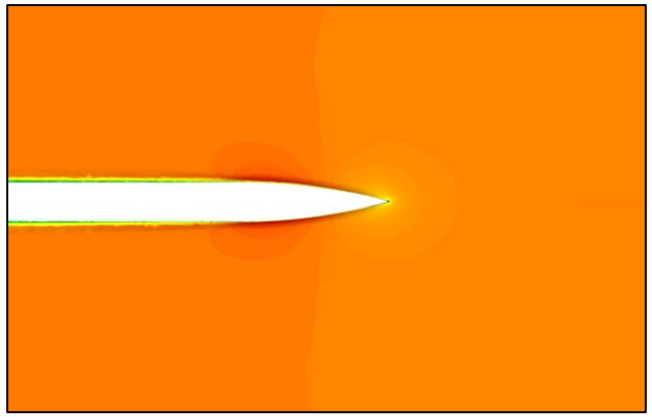




Analizler



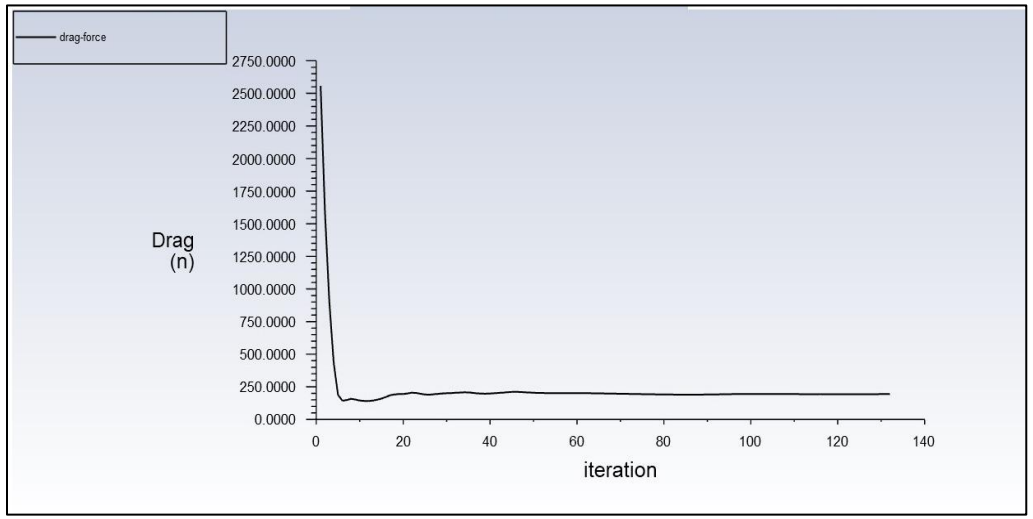


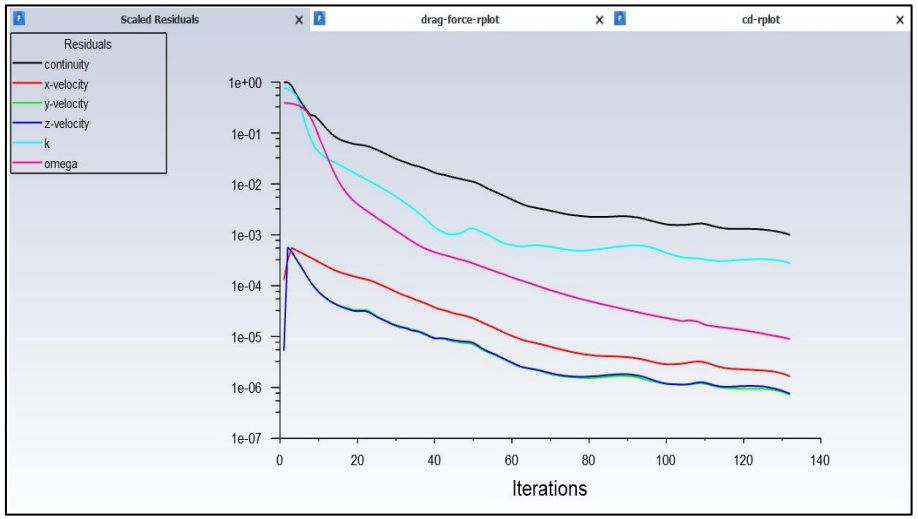


- Roketin maksimum uçuş hızı 0.8 Mach değerinde ve o andaki konumundaki şartlar için analiz çözdürülmüştür.
- Roket ses üstü hızlarda uçuş gerçekleştirmediğinden ‘Basınç Tabanlı Çözücü (Pressure-Based Solver)’ kullanılacaktır.
- Setup kısmında Physics sekmesinden kesit alanı, hız, irtifadaki basınç ve sıcaklık değerleri girilerek akış giriş yüzeyi belirlenir.
- Definitions bölümünden Drag Coefficient ve Drag Force sonuçları roket yüzeyi için oluşturulur ve konsolda çizdirilir.

Analiz Edilen Eleman	Çözüm Ağı Detayı			Çözüm Ağı Kalitesi
	Eleman Tipi	Eleman Sayısı	Düğüm Noktası Sayısı	Skewness Kritesi (Ortalama)
Roket	Quadratic	2772071	1046338	0.87818

Analizler





- Sonuçlar belirli bir stabiliteye ulaşıncaya kadar iterasyon (iteration) devam ettirilir.
- Hücum açısı bulunmadığı için en büyük basınç farkı, burun yüzeyinde ve kanat radyuslarında meydana gelmektedir.
- Tangent ogive burun geometrisi için çeşitli makalelerde hesaplatılmış Cd değerleriyle analizler doğrulatılmıştır. Ancak Cd değeri irtifaya, Mach hızına ve sıcaklığa bağlı olarak değiştiği için herhangi spesifik bir değer aralığı yoktur. Bu sebeple OpenRocket'ten çektiğimiz Cd katsayılarını belirli noktalarda analizler çözdürülerek doğrulama yöntemine gidilmiştir.

Aviyonik – Özet

Roketin içerisinde ana bilgisayar ve yedek bilgisayar olmak üzere iki bilgisayar bulunmaktadır.
Ana bilgisayar; 2 sensör, 2 modül ve 1 adet mikrodenetleyiciden oluşmaktadır. Aynı zamanda yedek bilgisayar; 2 sensör, 2 modül ve 1 adet mikrodenetleyiciden oluşmaktadır.

Ana Bilgisayar		Yedek Bilgisayar	
Bağımsız Sistem	Temel Görevi	Bağımsız Sistem	Temel Görevi
Mikrodenetleyici STM32 F446 VET6	Sensörlerden gelen verileri işleyerek mantıksal kontrolleri sağlar.	Mikrodenetleyici STM32 F446 VET6	Sensörlerden gelen verileri işleyerek mantıksal kontrolleri sağlar.
BNO-055 IMU sensörü	9 eksenli gyro, ivme ve manyetik alan verilerini ölçer.	MPU-6050 IMU sensörü	6 eksenli gyro ve ivme verilerini ölçer.
BMP-280 Atmosferik basınç sensörü	Atmosferik basınç ve sıcaklık verilerini ölçer.	BMP-180 Atmosferik basınç sensörü	Atmosferik basınç ve sıcaklık verilerini ölçer.
Ublox (Neo-7M) GNSS-GPS modülü	Roketin enlem ve boylam verilerini ölçer.	Ublox (Neo-7M) GNSS-GPS modülü	Roketin enlem ve boylam verilerini ölçer.
LORA E22(900T30D) 900MHz seri haberleşme modülü	Yer istasyonu ile aviyonik sistemlerin seri iletişime geçmesini sağlar.	LORA E22(900T30D) 900MHz seri haberleşme modülü	Yer istasyonu ile aviyonik sistemlerin seri iletişime geçmesini sağlar.

Aviyonik – Özet

Sistem 2 bilgisayardan oluşmaktadır. Bunlar; Ana ve yedek bilgisayarlardır. Ana bilgisayar ve yedek bilgisayar arasında elektriksel veya kablosuz herhangi bir bağlantı bulunmamaktadır. Ana ve yedek bilgisayarların ikisi de kurtarma sistemlerini tetikleyeceklerdir, bu sayede ana bilgisayarda herhangi bir problem olması durumunda yedek bilgisayar sistemin işleyişini devam ettirmesini sağlayacaktır. Kurtarma sistemleri, atmosferik basınç sensörü ve IMU sensöründen gelen veriler ile tetiklenerek aktifleştirilecektir. Mikrodenetleyici, sensörlerden gelen verileri işleyecek ve Lora aracılığıyla işlenen verilerin yer istasyonu arayüzüne aktarımı sağlanacaktır. Sistem, lipo pil ile enerji ihtiyacını karşılamaktadır. Depolama için SD kart kullanılmaktadır. Sistem, özgün olarak tasarlanmıştır.

Ana Bilgisayar ve Yedek Bilgisayar Benzerlikler-Farklılıklar Tablosu		
Bilgisayar	**Benzerlikler**	**Farklılıklar**
Ana Bilgisayar ve Yedek Bilgisayar	STM32 F446 VET6 mikrodenetleyicisi, Ublox Neo-7M GNSS-GPS modülü, LORA E22(900T30D) seri haberleşme modülü ve Ayrılma sistemi tetikleyicisi her iki bilgisayarda da kullanılmaktadır.	Ana bilgisayarda BNO-055 IMU sensörü ve BMP-280 basınç sensörü kullanılırken, yedek bilgisayarda MPU-6050 IMU sensörü ve BMP-180 basınç sensörü kullanılmaktadır.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/1

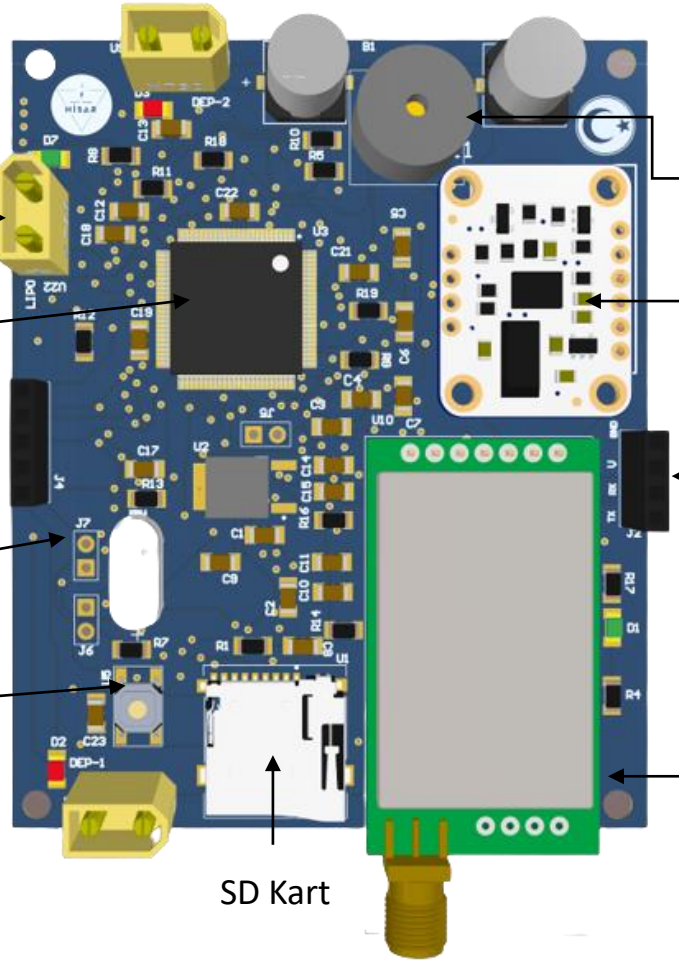
Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	STM32 F446 VET6		
1. Sensör	BMP 280 Basınç Sensörü	Evet	Basınç sensörü ayrılma sistemlerinin tetiklenmesi için irtifa verilerini ölçmektedir. İrtifa verilerine göre kurtarma sistemi tetiklenecektir.
2. Sensör	BNO-055 IMU Sensörü	Evet	Gyro, ivme ve manyetik alan verilerini ölçerek 9 eksenli veri elde edilmesini sağlamaktadır. Bu sayede roketin yönü kontrol edilerek kurtarma sistemi tetiklenecektir.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/1

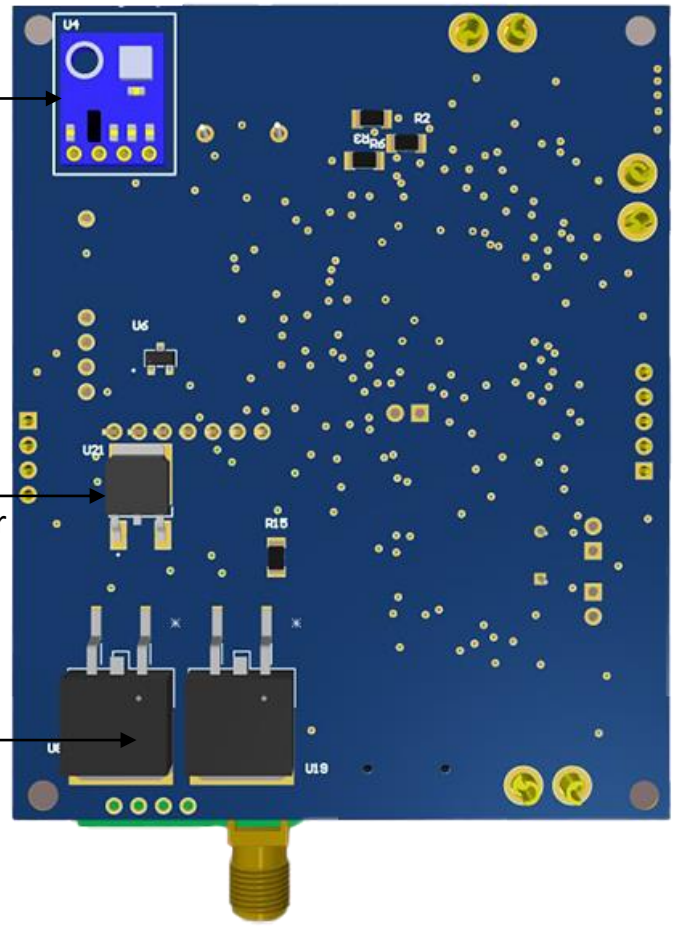
Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
Haberleşme Modülü	LoRa E22(900T30D)	Hayır	
GPS Modülü	Ublox NEO-7M	Hayır	

Ana bilgisayarda kullanılan temel devre elemanları;
STM32 F446 VET6 Mikrodenetleyicisi: Sensörlerden gelen verileri işleyerek mantıksal kontrolleri sağlamaktadır.
BMP280 Basınç Sensörü: Basınç ve sıcaklık verilerini ölçmektedir.
BNO-055 IMU Sensörü: Gyro, ivme ve manyetik alan verilerini ölçmektedir.
Ublox NEO-7M GNSS-GPS Modülü: Roketin konum verilerini ölçerek, roketin konumunun bulunmasını sağlamaktadır.
LoRa E22(900T30D) Haberleşme Modülü: Yer istasyonu ile roket arasındaki iletişimi sağlamaktadır.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/2



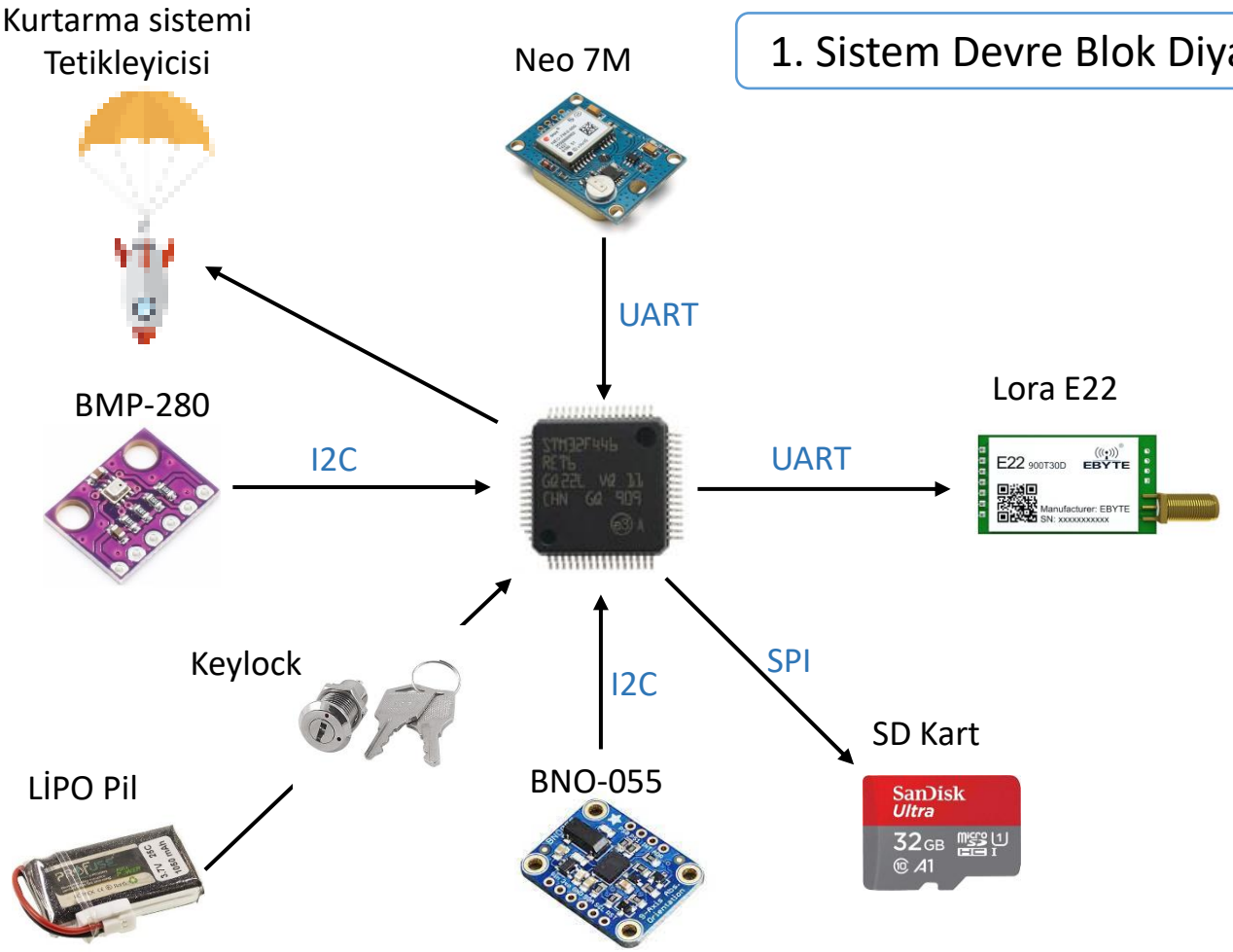
Ana Aviyonik Bilgisayar Ön PCB Görünümü



Ana Aviyonik Bilgisayar Arka PCB Görünümü

Aviyonik – 1.Sistem Detay/2

1. Sistem Devre Blok Diyagramı



Devre kartının tasarımı ekip üyelerimiz tarafından özgün bir şekilde Altium Designer programıyla yapılmıştır. Tasarlanan devre kartı PCBWay şirketine gönderilerek baskı devre haline getirilmiştir. Kartlardaki tüm komponentlerin dizgisi ekip üyelerimiz tarafından yapılacaktır.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/3

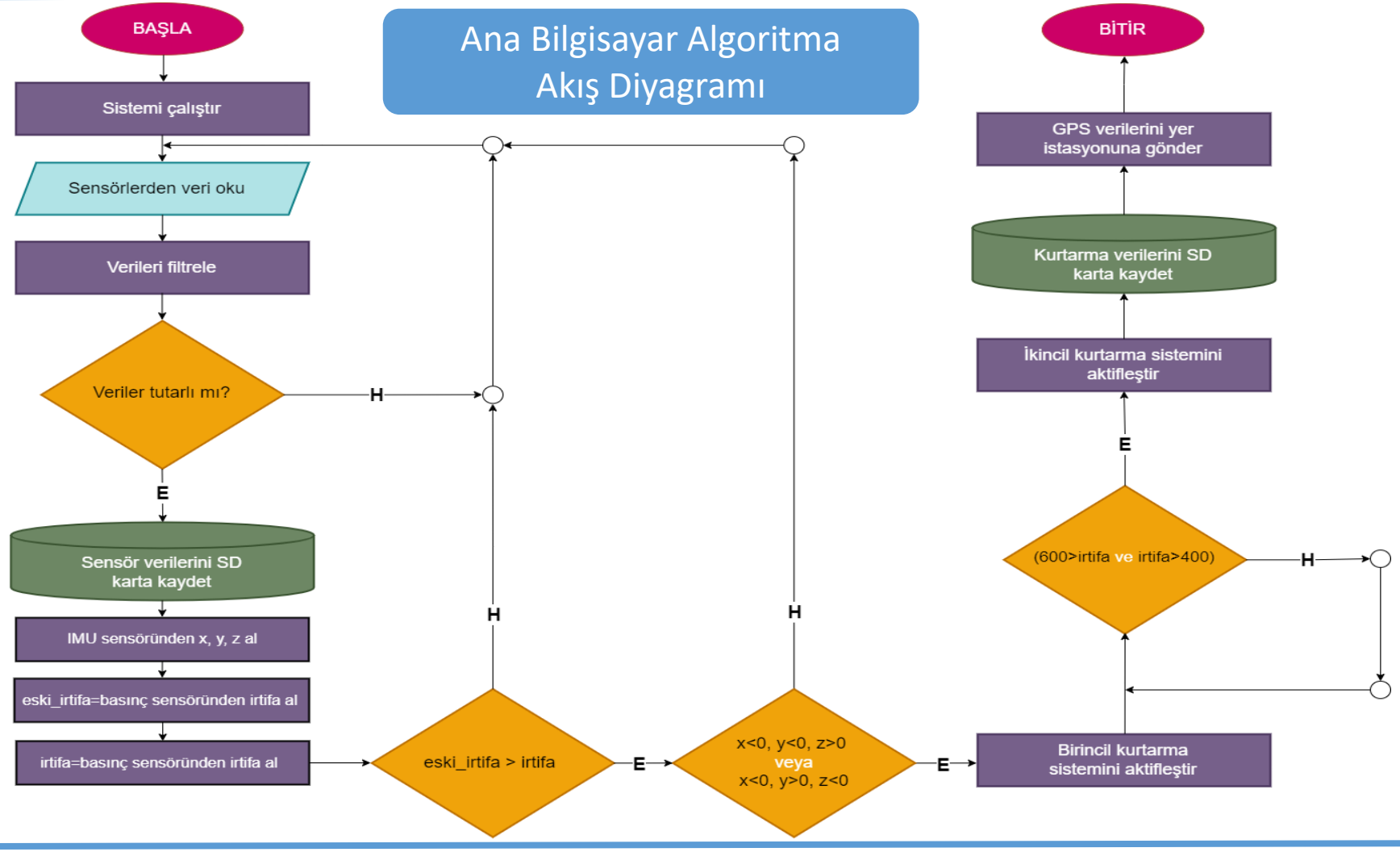
Parametreler:
- BMP-280 sensöründen irtifa verisi alınacaktır.
- BNO-055 sensöründen ivme ve gyro verileri alınacaktır.

Açıklama:
- Birincil kurtarma sisteminin aktifleştirilmesi için BMP-280 sensöründen alınan irtifa verisi ve BNO-055 sensöründen alınan gyro ve ivme verilerine göre tepe noktasına (Apogee) ulaşıldığında birincil kurtarma sistemi tetiklenecektir.
- İkincil kurtarma sisteminin aktifleştirilmesi için BMP–280 sensöründen alınan 2 kontrol parametreli irtifa verilerine göre roket inişe devam ederken 400 metre ile 600 metre arasındaki irtifada ikincil kurtarma sistemi tetiklenecektir.

Veri filtreleme yöntemleri:
- Kalman filtreleme yöntemi
- IIR filtreleme yöntemi

Açıklama:
- Kalman filtreleme yöntemi, BNO-055 sensöründen gelen gürültülü ivme ve gyro verilerini tahminleme algoritması ile filtreleyerek gerçeğe daha yakın veriler elde edilmesini sağlayacaktır.
- IIR filtreleme yöntemi, BMP-280 sensöründen gelen gürültülü irtifa verilerini özyineleme yoluyla filtreleyerek azaltacaktır.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/3



Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	STM32 F446 VET6		
1. Sensör	BMP-180	Evet	Basınç sensörü ayrılma sistemlerinin tetiklenmesi için irtifa verilerini ölçmektedir. İrtifa verilerine göre kurtarma sistemi tetiklenecektir.
2. Sensör	MPU-6050	Evet	Gyro ve ivme verilerini ölçerek 6 eksenli veri elde edilmesini sağlamaktadır. Bu sayede roketin yönü kontrol edilerek kurtarma sistemi tetiklenecektir.

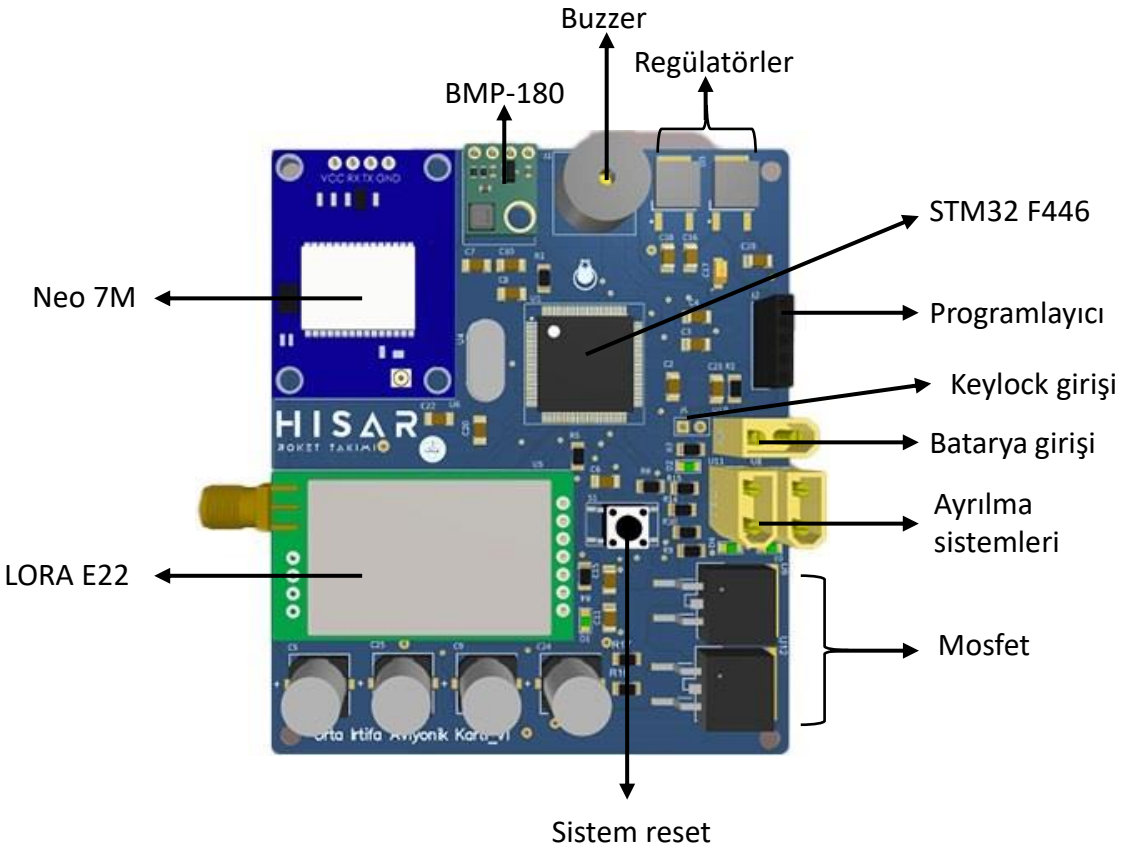
Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
Haberleşme Modülü	LoRa E22(900T30D)	Hayır	
GPS Modülü	Ublox NEO-7M	Hayır	

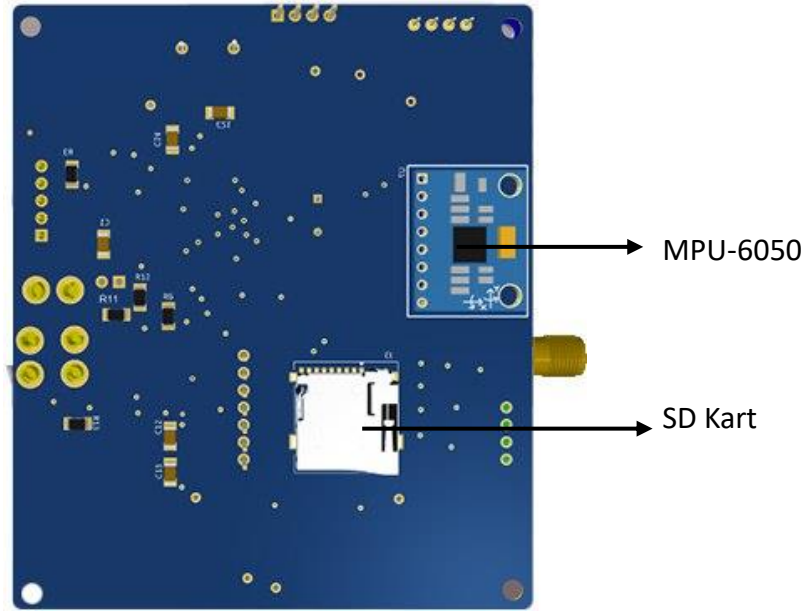
Yedek bilgisayarda kullanılan temel devre elemanları;
STM32 F446 VET6 mikrodenetleyicisi: Sensörlerden gelen verileri işleyerek mantıksal kontrolleri sağlamaktadır.
BMP180 Basınç Sensörü: Basınç ve sıcaklık verilerini ölçmektedir.
MPU-6050 IMU Sensörü: Gyro ve ivme verilerini ölçmektedir.
Ublox NEO-7M GNSS-GPS Modülü: Roketin konum verilerini ölçerek, roketin konumunun bulunmasını sağlamaktadır.
LoRa E22(900T30D) Haberleşme Modülü: Yer istasyonu ile roket arasındaki iletişimi sağlamaktadır.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

Yedek Aviyonik Bilgisayar Ön PCB Görünümü

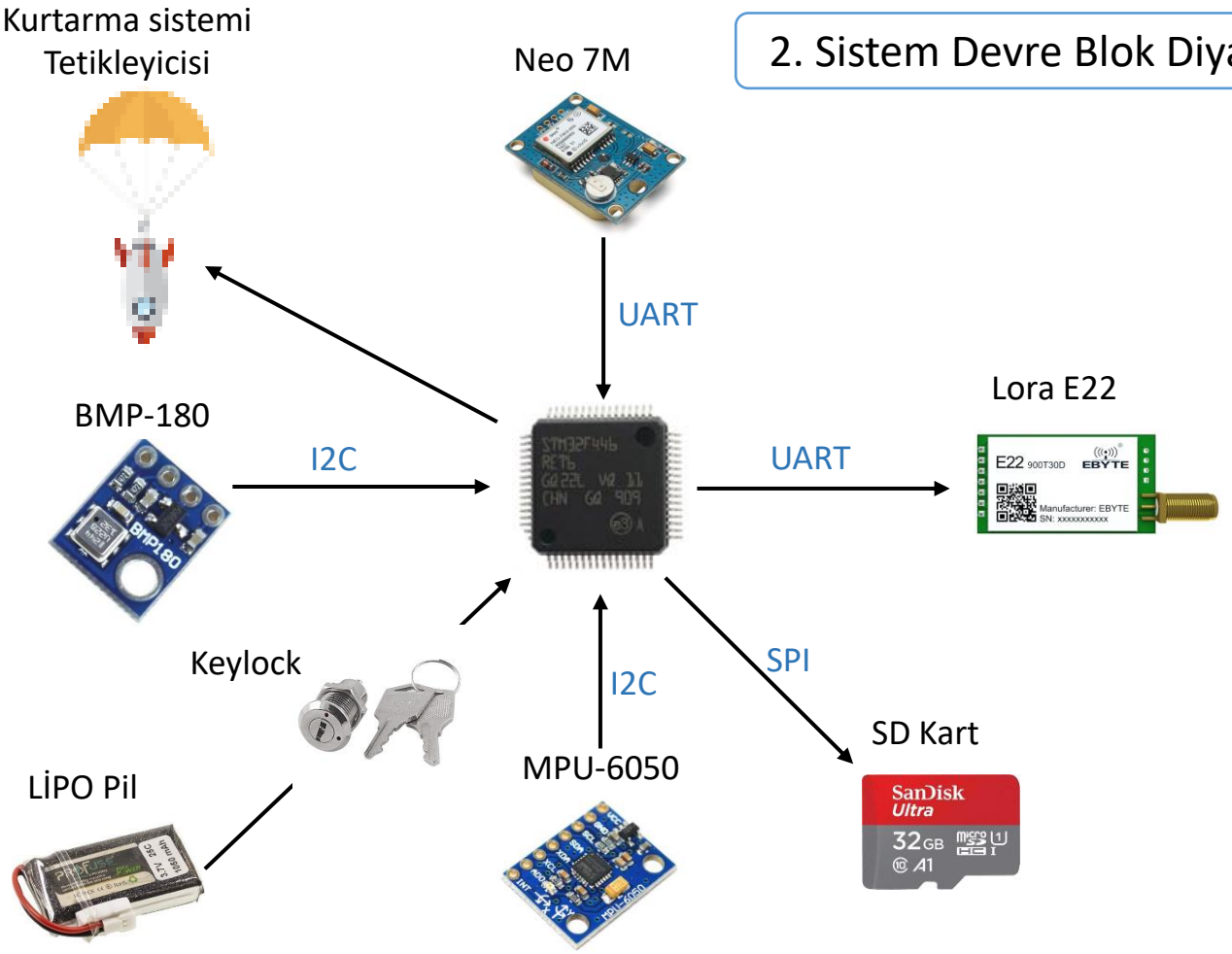


Yedek Aviyonik Bilgisayar Arka PCB Görünümü



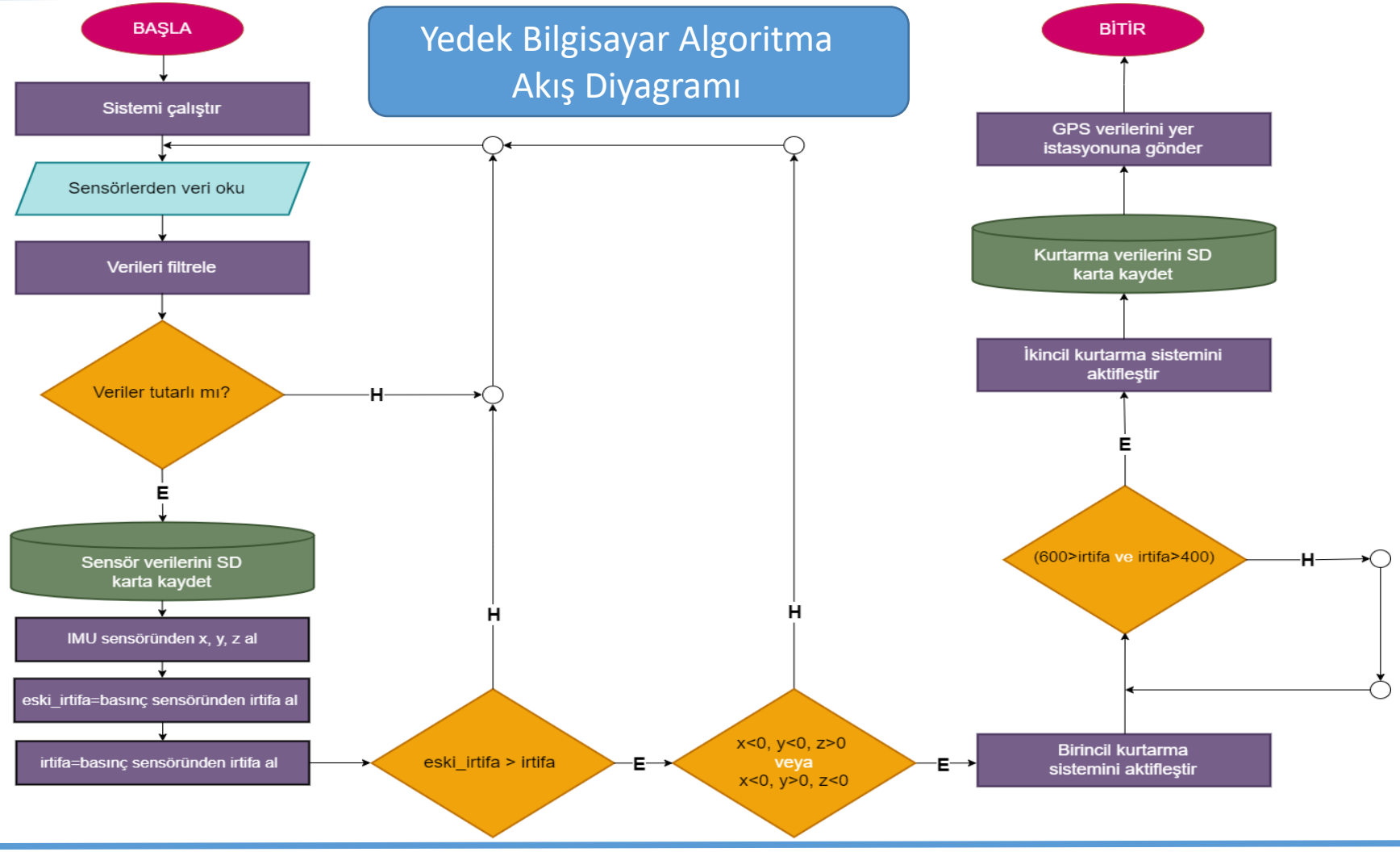
Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

2. Sistem Devre Blok Diyagramı



Devre kartı özgün bir şekilde ekip üyelerimiz tarafından Altium Designer programı ile tasarlanmıştır. Devre kartının basımı PCBWay firmasına yaptırılmıştır. Devre kartının dizgisi atölyemizde yapılacaktır.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3



Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

Parametreler:
- BMP-180 sensöründen irtifa verisi alınacaktır.
- MPU-6050 sensöründen ivme ve gyro verileri alınacaktır.

Açıklama:
- Birincil kurtarma sisteminin aktifleştirilmesi için BMP-180 sensöründen alınan irtifa verisi ve MPU-6050 sensöründen alınan gyro ve ivme verilerine göre tepe noktasına (Apogee) ulaşıldığında birincil kurtarma sistemi tetiklenecektir.
- İkincil kurtarma sisteminin aktifleştirilmesi için BMP–180 sensöründen alınan 2 kontrol parametreli irtifa verilerine göre roket inişe devam ederken 400 metre ile 600 metre arasındaki irtifada ikincil kurtarma sistemi tetiklenecektir.

Veri filtreleme yöntemleri:
- Kalman filtreleme yöntemi
- IIR filtreleme yöntemi

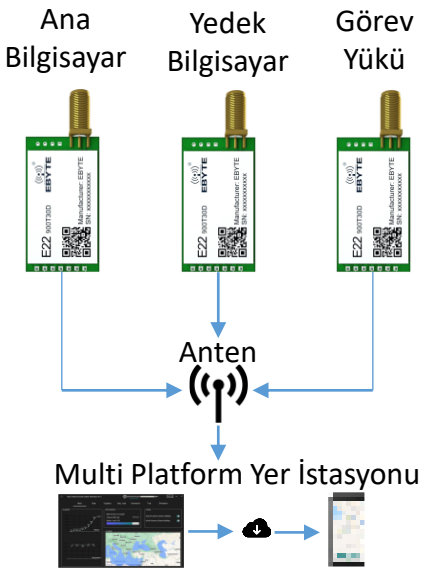
Açıklama:
- Kalman filtreleme yöntemi, MPU-6050 sensöründen gelen gürültülü ivme ve gyro verilerini tahminleme algoritması ile filtreleyerek gerçeğe daha yakın veriler elde edilmesini sağlayacaktır.
- IIR filtreleme yöntemi, BMP-180 sensöründen gelen gürültülü irtifa verilerini özyineleme yoluyla filtreleyerek azaltacaktır.

Aviyonik – İletişim

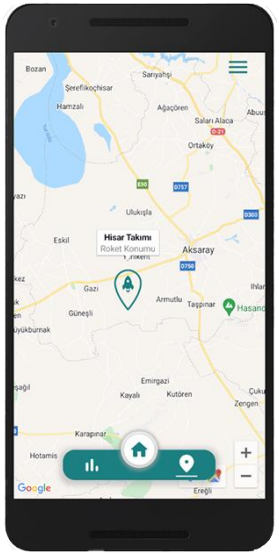
İletişim için LoRa E22(900T30D) 900MHz haberleşme modülü kullanılmaktadır. Çok yüksek frekanslı haberleşme modüllerine göre yol kaybı zayıflaması daha azdır ve verilerin iletiminde daha az parazit oluşmaktadır. Bu sayede penetrasyonu daha yüksek olmakla birlikte çıkan engeller karşısında daha az kayıp vermektedir.

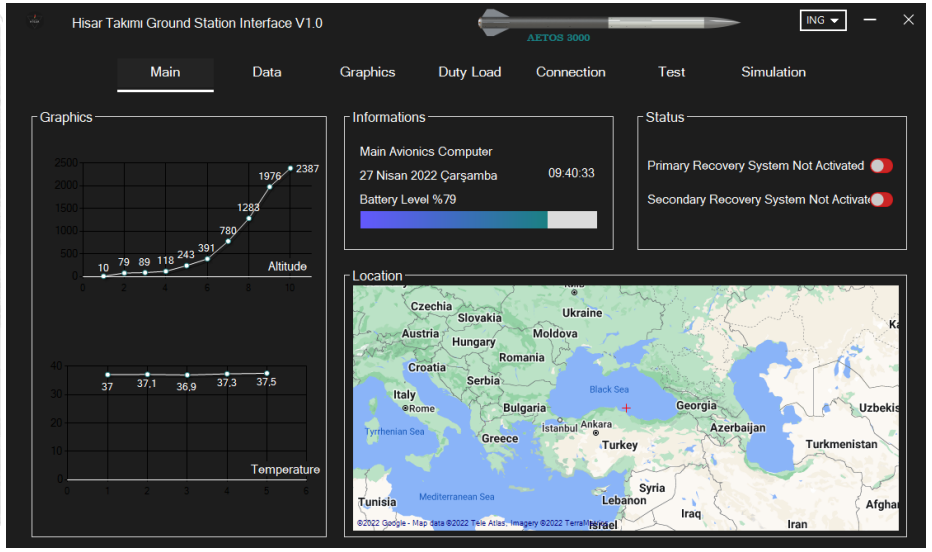
Veri aktarımı, UART arabirimi ile 900 MHz veri bandı üzerinde yapılacaktır. Ayrıca 900MHz çok yönlü YAGI anten kullanılmaktadır.

Yer İstasyonu Bileşenleri

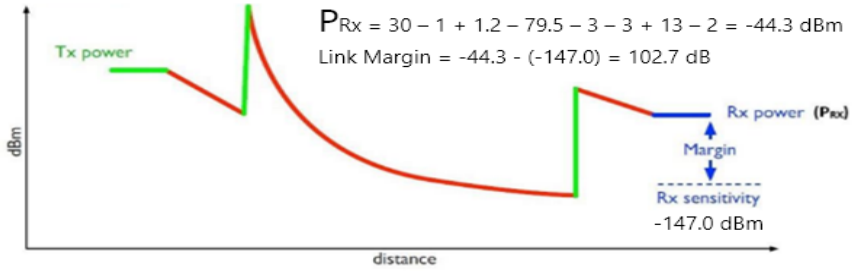


Multi Platform Roket Yer İstasyonu Arayüzü





Link Bütçe Hesaplaması



Yer İstasyonuna iletilecek olan veri paketi: İrtifa | İvme | Gyro | Kurtarma | GPS(Enlem - Boylam) | Basınç | Sıcaklık | Nem

Aviyonik Prototip Testi

AVİYONİK TEST TAKVİMİ GANTT ŞEMASI

AVİYONİK TESTLER	Başlangıç Tarihi	Test Süresi	Bitiş Tarihi	01.05.2022	02.05.2022	03.05.2022	04.05.2022	05.05.2022
Algoritma Testleri	**01.05.2022**	**3**	**04.05.2022**					
Basınç Testi	01.05.2022	1	02.05.2022					
İvme Testi	02.05.2022	1	03.05.2022					
GPS Testi	03.05.2022	1	04.05.2022					
İletişim Testleri	**04.05.2022**	**2**	**06.05.2022**					
Telemetri Testi	04.05.2022	2	06.05.2022					

Yapılması planlanan test takvim aralığı

Aviyonik Prototip Testi

Prototip Test Planlama Tablosu			
Test Adı	Test Metodu	Test Düzenek Elemanları	Test Alanı
Gyro ve ivme Testi MPU-6050 ve BNO-055	Gyro ve ivme sensörü X,Y ve Z eksenlerine hareket ettirilecek ve 45° açıda çıkışı gözlemlenecektir.	MPU6050 – BNO 055 sensörleri ile STM32F4 discovery geliştirme kartı.	Pamukkale Teknokent
Basınç Testi BMP-280 ve BMP-180	Kapalı bir kaba konularak içerisindeki hava vakumlanacak, çıkışa bağlanan led ve buzzer durumu gözlemlenecek aynı zamanda asansör ile belirli yüksekliğe çıkarılarak basınç ve irtifa testi yapılacaktır.	Vakum pompası, kapalı bir kap, BMP 280 ve BMP180 sensörleri ile STM32F4 discovery geliştirme kartı.	Pamukkale Teknokent
GPS GNSS Modülü Ublox Neo 7M testi	GPS uzak bir noktada bulundurulacak ve GPS'ten gelen verilere göre GPS aramasına çıkılacak. GPS'ten gelen konum verileri Google maps ve Google Earth üzerinden karşılaştırılarak doğruluğu test edilecektir.	Ublox Neo 7M ile STM32F4 discovery geliştirme kartı.	Göveçlik
İletişim-Telemetri Lora E22(900T30D) haberleşme modülü testi	Haberleşme modülünden yer istasyonuna belirli mesafelerden verilerin gelme durumuna göre testleri yapılacaktır.	Lora E22 (900T30D) haberleşme modülü ile STM32F4 discovery geliştirme kartı.	Göveçlik

Bütçe

Ürün Adı	Adet	Tahmini Adet Fiyatı	Tahmini Toplam Fiyatı	Tedarik Kanalı
Burun Konisi	1	₺4000	₺4000	Denizli
Gövde	2	₺5000	₺10000	Denizli
Kanatçık	4	₺300	₺1200	Denizli
İç Yapısallar (malzeme)	10	₺800	₺8000	Denizli
İç Yapısallar (işleme)	10	₺300	₺3000	Denizli
Aviyonik Kart	2	₺2500	₺5000	PCBway
Paraşütler	3	₺1800	₺5400	Denizli
Ayrılma Sistemi	2	₺250	₺500	Denizli
Haberleşme Sistemi	1	₺750	₺750	Türkiye
Yer İstasyonu	1	₺750	₺750	Denizli
Şok Kordonu	25	₺200	₺5000	Türkiye
Karabina	6	₺300	₺1800	Türkiye
Paraşüt İpleri	25	₺75	₺1875	Türkiye
Mapa	5	₺50	₺250	Türkiye
Fırdöndü	2	₺550	₺1100	ABD
TOPLAM			₺48.625	

Kontrol Listesi

Şartname Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Raporu Yansı No	Karşılama Durumu Açıklaması
3.1.3.	Yarışmaya Lise Kategorisinde yalnızca lise öğrencileri katılabilir.		2	Yarışmaya Orta İrtifa Katagorisinde katılmaktayız.
3.1.4.	Yarışmaya Orta İrtifa Kategorisi'nde lise, ön lisans, lisans ve lisansüstü öğrencileri ile mezunlar katılabilir.		2	Yarışmaya katılan takım üyeleri lisans ve lisansüstü öğrencileridir.
3.1.5.	Yarışmaya Yüksek İrtifa ile Zorlu Görev Kategorileri'nde ön lisans, lisans ve lisansüstü öğrencileri ile mezunlar katılabilir.		2	Yarışmaya Orta İrtifa Katagorisinde katılmaktayız ve takım üyeleri lisans ve lisansüstü öğrencileridir.
3.1.6.	Farklı öğrenim/öğretim kurumlarından kurulan karma takımlar yarışmaya kabul edilir.		2	Aynı öğrenim kurumunda bulunmaktayız.
3.1.7.	Yüksek İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerine ön lisans, lisans ve lisansüstü öğrencileri ile mezunların başvurabilmesi için takım üyelerinin daha önce yurtiçi ve/veya yurtdışında düzenlenen roket yarışmalarında asgari bir kez atış yapmaya hak kazanmış ve atış alanında bulunmuş bir takımın üyesi olması gerekmektedir.		2	Yarışmaya Orta İrtifa Katagorisinde katılmaktayız.
3.1.8.	Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur.		2	Yarışmaya takım halide katılmaktayız.
3.1.9.	Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla 6 takım üyesi gelebilecektir.		2	Takım on (10) kişiden oluşmaktadır.

Kontrol Listesi

3.1.10.	Bir takımın üyesi başka bir takımda üye olarak yer alamaz.		2	Takım üyeleri sadece bir takıma üyedir.
3.1.11.	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur. Takım danışmanı ile ilgili özellikler ilgili maddede açıklanmıştır.		2	Takımımızın bir (1) danışmanı bulunmaktadır.
3.1.12.	Bir takım sadece bir kategoriden başvuru yapabilir. İki farklı kategoriden başvuru yaptığı tespit edilen takımlar (ve üyeleri) değerlendirilmeye tabi olmadan yarışmadan elenecektir.		2	Takımımız ve üyeleri yarışmaya sadece Orta İrtifa Kategorisinde başvuru yapmıştır.
3.1.13.	Her takım yarışmaya sadece bir (1) adet roket ile katılabilir.		4	Yarışmaya sadece bir (1) adet roket ile katılmaktayız
3.1.14.	Son başvuru tarihinden sonra yapılan başvurular değerlendirilmeyecektir.		2	Son başvuru tarihinden önce başvurumuz yapılmıştır.
3.1.15.	Yarışmacılar gerekli görülen hesaplamaları, raporları, sunumları ve ilgili diğer dokümantasyonları Yarışma Komitesinin belirlediği standartlara uygun olarak hazırlamakla sorumludurlar.		2	Gerekli görülen hesaplamalar, raporlar, sunumlar ve ilgili diğer dokümantasyonlar Yarışma Komitesinin belirlediği standartlara uygun olarak hazırlanmıştır.
3.1.16.	Takımlar, başvuru bitiş tarihinden sonra sırasıyla Ön Tasarım Raporu (ÖTR), Kritik Tasarım Raporu (KTR), Atış Hazırlık Raporu (AHR) ve Atış Sonrası Değerlendirme Raporu (ASDR) hazırlayacaklardır.		2	ÖTR, KTR, AHR ve ASDR standartlara uygun olarak hazırlanacak ve takvimde verilen tarihlere göre sisteme yüklenecektir.
3.1.17.	Uçuş benzetim raporu hem ÖTR hem de KTR aşamalarında hazırlanacak ve teslim edilecektir.		9	Uçuş benzetim raporu ÖTR aşamasında hazırlanmıştır, KTR aşamasında da hazılanacaktır.

Kontrol Listesi

3.1.18.	Her bir rapor sonrasında, takımlar alanında uzman hakemler tarafından değerlendirilecek ve bir sonraki rapor aşamasına geçmesi uygun görülen takımlar belirlenecektir		2	Takımımızın bu konuda bilgisi vardır.
3.1.19.	Raporların son teslim tarihleri Yarışma Takvimi'nde belirtildiği gibidir.		2	Raporlar Yarışma Takvimi'nde belirtilen son teslim tarihlerine göre sisteme yüklenecektir.
3.1.20.	Takımlar; Proje Planı, Proje Bütçesi, Kontrol Listesi, Görevli Personel Listesi (Takım Danışmanı dâhil olacak şekilde) hazırlamakla sorumludurlar.		2-66	Proje Planı, Proje Bütçesi, Kontrol Listesi, Görevli Personel Listesi hazırlanmıştır.
3.1.21.	Takımlar, uluslararası öğrenci ve katılımcıları ÖTR aşamasında belirtilmekle sorumludurlar.		2	Takımımızda, uluslararası öğrenci ve katılımcı bulunmamaktadır.
3.1.22.	Takımlar, yarışmada görev alacak takım üyeleri ve takım danışmanını tüm raporlarında (ÖTR, KTR, AHR ve ASDR) listelemekle sorumludurlar.		2	Yarışmada görev alacak takım üyeleri ve takım danışmanı ÖTR'de liselenmiştir. KTR, AHR ve ASDR'de de listelenecektir.
3.1.23.	Takımlar, yarışma komitesinin kendilerine sağlayacağı motoru kullanmakla sorumludurlar.			Yarışma komitesinin sağladığı motor kullanılacaktır.
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.		2	Danışmanımız Pamukkale Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümünde akademisyendir. İlgili maddelere de uygundur.

Kontrol Listesi

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.		2	İstenilen belge kurumdan teslim alınmıştır. KTR'ye eklenerek sisteme yüklenecektir.
3.1.24.3.	Danışman olarak görev yapacak kişilerin danışmanlık görevlerini yerine getireceğine dair belgenin ıslak imzalı hali KTR ile sisteme yüklenmelidir.		2	İstenilen belgedanışmandan teslim alınmıştır. KTR'ye eklenerek sisteme yüklenecektir.
3.1.24.4.	Danışman değişikliği olması durumunda yazılı olarak ilgili TEKNOFEST Yarışma Komitesi'nin ivedi olarak bilgilendirilmesi zorunludur.		2	Danışman değişikliği olması durumunda yazılı olarak ilgili TEKNOFEST Yarışma Komitesi'ne bilgi verilecektir.
3.1.24.5.	Lise takımlarının öğretmen danışmanları kendi okullarından olmak şartıyla fen bilimleri 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).		2	Takımımız lisans ve lisansüstü öğrencilerinden oluşmaktadır. Lise takımı değiliz.

Kontrol Listesi

3.1.24.6.	Takım dereceye girerek ödül almaya hak kazandığı takdirde danışman ödül miktarından faydalanamayacaktır.		2	Takım danışmanının bu konuda bilgisi vardır.
3.1.24.7.	Üniversite takımlarında öğretim üyesi/akademisyen danışmanlar Mühendislik ve Fen Bilimleri alanlarında herhangi bir fakültede görevli akademisyen (araştırma görevlisi, öğretim üyesi) veya daha önce yurt içi veya yurt dışında roket yarışmalarına katılım sağlamış herhangi bir alandan akademisyen olmalıdır.		2	Danışmanımız Pamukkale Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümünde akademisyendir.
3.1.24.8.	Mezunlardan oluşan takımlarda danışmanlar daha önce yurt içi veya yurt dışında roket yarışmalarına katılım sağlamış herhangi bir alandan öğretmen/akademisyen olmalıdır.		2	Danışmanımız Pamukkale Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümünde akademisyendir.
3.1.25.	Takım içerisinde takım kaptanı bulunmalıdır.		2	Takım kaptanımız Onur Duman'dır.
3.1.26.	Yarışma süreci boyunca TEKNOFEST yarışmalar komitesi tarafından yapılacak olan tüm bilgilendirmeler takımın iletişim sorumlusu olarak belirlediği kişiye yapılacaktır. Bu sebeple her takım bir iletişim sorumlusu belirlemelidir.		2	Takımımızın iletişim sorumlusu Onur Duman'dır

Kontrol Listesi

3.1.27.	Süreçlerin (Başvuru Yapma, Rapor Yükleme Son Tarih, Doldurulması Gereken Form vb.) takibi iletişim sorumlusunun görevi olup iletişim sorumlusundan kaynaklı gecikmeler ve/veya aksaklıklardan TEKNOFEST yarışmalar komitesi sorumlu değildir.		2	Takımımızın iletişim sorumlusu yarışma süreci boyunca tüm takiplerini dikkatli bir şekilde yapacaktır.
3.1.28.	Başvurular 31.01.2022 tarihine kadar www.t3kys.com başvuru sistemi üzerinden çevrimiçi olarak yapılır.		2	Başvurumuz yapılmıştır.
3.1.29.	Başvuru tarihleri arasında takım kaptanı/danışman sistem üzerinden kayıt olur, varsa danışman ve/veya takım kaptanı/takım üyelerinin kaydını doğru ve eksiksiz olarak sisteme yapar ve varsa danışman ve üyelerin e- postalarına davet gönderir. Davet gönderilen üye Başvuru sistemine giriş yaparak "Takım bilgilerim" kısmından gelen daveti kabul eder ve kayıt tamamlanır. Aksi durumda kayıt tamamlanmış olmaz.		2	Kaydımız tamamlanmıştır.

Kontrol Listesi

3.1.30.	Yarışma kapsamında gerekli tüm süreçler (Başvuru, Rapor Alımı, Rapor Sonuçları, Maddi Destek Başvurusu, İtiraz Süreçleri, Üye ekleme/çıkarma işlemleri vb.) KYS sistemi üzerinden yapılmaktadır. Takımların KYS sistemi üzerinden süreçlerini takip etmesi gerekmektedir.		2	KYS sistemi üzerinden süreçlerini takibi takım iletişim sorumlusu tarafından yapılmaktadır.
3.1.31.	Üye ekleme/çıkarma işlemleri Kritik Tasarım Raporu teslim tarihine kadar yapılmaktadır.		2	Üye ekleme/çıkarma işlemleri KTR teslimine kadar bitmiş olacaktır.
3.1.32.	Yarışma süreci boyunca KYS üzerinden başvuru yapma, rapor yükleme, form doldurma işlemleri Takım kaptanı ve/veya danışmanın yetkisi dahilinde olup yarışma süreçleri bu kişiler üzerinden yönetilmektedir.		2	Takım kaptanı ve takım danışmanının bu konu hakkında bilgisi vardır.
3.1.33.	Yarışmacı, başvuru yapmadan önce yarışma hakkındaki tüm açıklamaları ve katılım koşullarını okuyup onaylamak (başvurunun yapılması yarışmacının kuralları onayladığının göstergesi olarak kabul edilecektir) suretiyle yarışmaya katılacaktır.		2	Tüm takım üyeleri yarışma hakkındaki tüm açıklamaları ve katılım koşullarını okuyup onaylamıştır.
3.1.34.	Ödül kazanma şartlarını sağlayan her kategoriden ilk üç takıma para ödülü verilecektir. Ödül kazanma şartları ve ödül miktarları ödüllerle ilgili bölümde açıklanmıştır.		2	Ödül kazanma şartları tüm takım üyeleri tarafından okunmuştur.

Kontrol Listesi

3.1.35.	Roket yarışmasında dört (4) kategoride “en iyi takım ruhu” ve “en özgün tasarım” ödülleri yarışmada hak kazanan takımlara verilecektir.		2	Ödül kazanma şartları tüm takım üyeleri tarafından okunmuştur.
3.1.36.	TEKNOFEST Yarışmalar Komitesi Roket Yarışması alanında bulunacak üye sayısını herhangi bir gerekçeyle sınırlandırma yetkisine sahiptir. Sınırlandırma yapılması durumunda Yarışma Komitesi tarafından gerekli bilgilendirme yapılacaktır.		2	Maddeye takım üyeleri tarafından uyulacaktır.
3.1.37.	Finale kalan takımlara sağlanacak ulaşım ve konaklama desteği sınırlıdır. Destek verilecek kişi sayısı TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından takımlara daha sonra bildirilecektir.		2	Maddeye takım üyeleri tarafından uyulacaktır.
3.1.38.	Yarışmacıların teslim etmiş olduğu herhangi bir üründen veya yarışmacıdan kaynaklanan herhangi bir yaralanma veya hasardan TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi hiçbir şekilde sorumlu değildir.		2	Maddeye takım üyeleri tarafından uyulacaktır.
3.1.39.	Yarışmacıların üçüncü kişilere verdiği zararlardan TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi sorumlu değildir.		2	Maddeye takım üyeleri tarafından uyulacaktır.

Kontrol Listesi

3.1.40.	Takımların sistemlerini Türkiye Cumhuriyeti yasaları çerçevesinde hazırlamaları ve uygulamalarını sağlamaktan TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi sorumlu değildir.		2	Maddeye takım üyeleri tarafından uyulacaktır.
3.1.41.	TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi işbu şartnamede her türlü değişiklik yapma hakkını saklı tutar.		2	Maddeye takım üyeleri tarafından uyulacaktır.
3.1.42.	Yukarıda belirtilen şartları sağlamayan takımların başvuruları geçersiz sayılacaktır.		2	Belirtilen tüm şartlar takımımız tarafından sağlanılmaktadır.
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.		30-31-32-33	Kurtarma işlemleri eksiksiz bir şekilde paraşütle yapılacaktır.
3.2.1.2.	Farklı kategoriler için operasyon konseptleri ayrı ayrı belirlenmiş olup roket bileşenleri Orta-Yüksek 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.		5	Roket bileşenleri iki paraşütle, görev yükü ayrı bir paraşütle kurtarılacaktır.

Kontrol Listesi

3.2.1.3.	Orta İrtifa ve Yüksek İrtifa Kategorisindeki roketler Şekil 1'de örnek olarak belirtilen operasyon konseptini icra etmekle yükümlüdürler.		5	Operasyon konsepti hazırlanmıştır.
3.2.1.4.	Roketler tepe noktasında (apogee noktasında) Görev Yükünü ayırmakla ve birincil paraşütünü (Şekil-1'deki sarı renkli sürüklenme paraşütü) açmakla yükümlüdürler.		5	Roketimiz apogee noktasında Görev Yükünü ayıracak ve birincil paraşütünü açacak şekilde tasarlanmıştır.
3.2.1.5.	İkincil (Ana paraşüt) paraşüt en erken yere 600 m ve en geç 400 m kala açılacaktır.		5	Roketimizin ikincil paraşütü yere yaklaşık 450 m kala açılacaktır.
3.2.1.6.	Roket, tepe noktasına ulaşmadan önce herhangi bir ayrılma gerçekleştiremez (Görev Yükünün bırakılması, paraşütün açılması vb.).		5	Roketimiz apogee noktasında Görev Yükünü ayıracak ve birincil paraşütünü açacak şekilde tasarlanmıştır.
3.2.1.7.	Lise kategorisindeki roketler Şekil 2'de örnek olarak belirtilen operasyon konseptini icra etmekle yükümlüdürler.		2	Orta İrtifa Kategorisinde yarışmaktayız.
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.		2	Orta İrtifa Kategorisinde yarışmaktayız.

Kontrol Listesi

3.2.1.9.	Zorlu Görev kategorisindeki roketlerin operasyon konsepti ilgili bölümde ayrıca tanımlanmıştır.		2	Orta İrtifa Kategorisinde yarışmaktayız.
3.2.1.10.	TEKNOFEST Roket Yarışmasında takımların kullanacağı motorlar Yarışma Komitesi tarafından temin ve tedarik edilecek olup takımlar ayırıca motor tedariki yapmayacaktır.		26-28	Yarışma Komitesi tarafından temin ve tedarik edilecek motor kullanılacaktır.
3.2.1.11.	TEKNOFEST Roket Yarışmasında Yarışma Komitesi tarafından takımlara sağlanacak motorlar her kategori için standart olup;		26-28	Yarışma Komitesi tarafından temin ve tedarik edilecek motor kullanılacaktır.
3.2.1.11.1.	Lise Kategorisi için L1050 model motor,		2	Orta İrtifa Kategorisinde yarışmaktayız.
3.2.1.11.2.	Orta İrtifa Kategorisi için M2020 model motor,		26-28	Yarışma Komitesi tarafından temin ve tedarik edilecek M2020 model motor kullanılacaktır.
3.2.1.11.3.	Yüksek İrtifa Kategorisi için N5800 model motor,		2	Orta İrtifa Kategorisinde yarışmaktayız.
3.2.1.11.4.	Zorlu Görev Kategorisi için M1545 motor kullanılacaktır.		2	Orta İrtifa Kategorisinde yarışmaktayız.
3.2.1.12.	Atışa Hazırlık Raporu (AHR) uygun değerendirilen takımlara bir (1) adet motor TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından montaj/entegrasyon gününde ve sahada verilecektir.		26-28	Montaj/entegrasyon gününde Yarışma Komitesi tarafından temin ve tedarik edilecek motor kullanılacaktır.
3.2.1.13.	Motor, rokete entegre edilmeye/montaja hazır bir şekilde takımlara verilecektir.		26-28	Montaj/entegrasyon gününde Yarışma Komitesi tarafından temin ve tedarik edilecek motor kullanılacaktır.

Kontrol Listesi

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).		26-28	Motor ve motora dair herhangi bir alt bileşen için tasarım ya da üretim yapılmamıştır.
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.		4	Roketimiz şartnameye uygun olarak tek motorlu tasarlanmıştır.
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.		26-28	Yarışma Komitesi tarafından tahsis edilecek motora göre tasarım yapılmıştır.
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.		37	Altimetre rokete sonradan eklenecek şekilde roket tasarımımız yapılmıştır.

Kontrol Listesi

3.2.1.18.	Altimetre cihazlarının şarj edilmesi ve atış günü çalıştırılması tamamen takımların sorumluluğunda olacaktır.		37	Altimetre cihazlarının şarj edilmesi ve atış günü çalıştırılması takımımızın sorumluluğundadır.
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.		37	Altimetre kurtarma sonrasında hakem heyetine teslim edilecektir ve irtifa verisi ek müdahele olmadan okunabilecektir.
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.		39-40	Görev yükü roketten bağımsız olarak kurtarılacaktır. Hem uçuş bilgisayarında hem de görev yükünde konumu belirleyen sistemler bulunmaktadır.

Kontrol Listesi

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.			“Open Rocket Simulation” menüsüne Şekil 3'te belirliten simülasyon girdileri girilmiştir.
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.)			İsterler uygun şekilde yapılacaktır.
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.		39	Görev yükümüz istenilenlere uygun olarak tasarlanmıştır.
3.2.1.24.	Tüm rapor şablonlarındaki tüm isterler de işbu şartnamenin birer parçasıdır.			Tüm rapor şablonlarındaki tüm isterler de işbu şartnamenin birer parçasıdır.

Kontrol Listesi

3.2.2.1	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmalıdır.		35	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılacaktır.
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.		38	İkincil paraşüt 9m/s hızla yere güvenli şekilde inmesi için tasarlanmıştır.
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.		38	Birincil paraşüt 32m/s hızla güvenli şekilde inecek şekilde tasarlanmıştır.
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		39	Görev yükü kendi paraşütü ile bağımsız olarak indirilecektir.

Kontrol Listesi

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.		30	Kurtarma sisteminde yarışma komitesi tarafından verilen piroteknik kapsül ve barut kullanılacaktır.
3.2.2.7	Paraşüt ayırma işleminde güvenlik sebebiyle ticarî olmayan basınçlı kapların (basınçlı tank, tüp vb.) kullanılmasına kesinlikle müsaade edilmeyecektir.		31-32	Paraşüt ayırma işleminde basınçlı kap kullanılmayacaktır.
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.		30	Paraşüt ayırma sisteminde kullanılacak olan piroteknik malzeme yarışma komitesi tarafından teslim alınacaktır.

Kontrol Listesi

3.2.2.9	Sahaya piroteknik malzeme getiren takımlar elenecektir			Piroteknik malzeme kullanılmayacaktır.
3.2.2.10	Yarışmada kullanılabilecek ticarî basınçlı kapların entegrasyon alanında doldurulması gerekmektedir. Ticari basınçlı kapların atış alanında doldurulması kesinlikle yasaktır.		31	Paraşüt ayırma işleminde basınçlı kap kullanılmayacaktır.
3.2.2.12	Sistem üzerinde bulunan haberleşme bilgisayarları yer istasyonuyla anlık konum verisini kesintisiz paylaşacaktır.		63	Haberleşme bilgisayarları konum verisini anlık olarak kesintisiz bir şekilde paylaşacaktır.
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).		35	Paraşütlerde sarı, turuncu, kırmızı renk tercih edilmiştir.
3.2.2.14	Takımlar, kurtarma işlemlerinde Görev Yükü ve roketin tüm bileşenlerini azami bir saat içerisinde bulmakla yükümlüdür.		37	Kurtarma işlemleri 1 saat içerisinde gerçekleşecek şekilde hazırlanmıştır.

Kontrol Listesi

3.2.2.15.	Alan gereksinimlerinde detayları açıklanan telemetri verisi paylaşma kuralları çerçevesinde konum verisini aktarmayan takımlar uçuş sonrası kurtarma operasyonuna çıkamayacaklardır.	63	Telemetri verileri belirtilen kurallar çerçevesinde paylaşılacaktır.
3.2.3.1.	Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.	3	Görev yükümüz 4300 gramdır.
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.	27	Roketimiz görev yükünün montajı ve ayrılması kolay bir şekilde tasarlanmıştır ve üretimi yapılacaktır.
3.2.3.3.	Lise kategorisinde Görev Yükünün herhangi bir bilimsel görevi yerine getirme zorunluluğu bulunmamaktadır. Bu kategoride asgari 4 kg'lık herhangi bir ağırlık Görev Yükü olarak kabul edilecektir.	2	Orta İrtifa Kategorisinde yarışmaktayız.
3.2.3.4.	Orta İrtifa kategorisinde tepe noktasında roketten ayrılan Görev Yükü, tepe noktasından itibaren atmosfere ait basınç, sıcaklık ve nem verilerinin 5 Hz frekansla (her farklı veri grubundan saniyede 5 veri yayımlanması) yer istasyonuna iletilmesi gerekmektedir.	40	Görev Yükü, tepe noktasından itibaren atmosfere ait basınç, sıcaklık ve nem verilerini 5 Hz frekansla yer istasyonuna iletecektir.

Kontrol Listesi

3.2.3.5.	Yüksek İrtifa Kategorisindeki roketlerin üzerinde kamera bulunması ve yer istasyonuna uçuş boyunca anlık olarak görüntü indirmesi gerekmektedir.		2	Orta İrtifa Kategorisinde yarışmaktayız.
3.2.3.6.	Yüksek İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde, Görev Yükünün detayları EK-3'te belirtilen bilimsel bir görevi başarıyla yerine getirmesi durumunda başarılı takımların Yarışmadaki geçerli para ödüllerinden bağımsız olarak ödüllendirileceklerdir.		2	Orta İrtifa Kategorisinde yarışmaktayız.
3.2.3.7.	Bilimsel bir görevi yerine getirmeye yönelik Görev Yükleri canlı organizma, aşındırıcı kimyasal malzeme ve radyoaktif materyal barındıramaz ve çevreye/canlılara zararlı olamazlar.		2	Orta İrtifa Kategorisinde yarışmaktayız.
3.2.4.1	Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.		3	Yapılan tasarımda 1 mach sınır olarak belirlenip gereksinime uyulmuştur.
3.2.4.2	Yüksek İrtifa kategorisinde yarışacak roketler için uçuş hızı kısıtı bulunmamaktadır		2	Orta İritifa Roket Yarışması Kategorisinde yarışmaktayız.

Kontrol Listesi

3.2.4.3	Roketin tüm parçalarının azamî dış çapları aynı değerde olmalıdır (Kademelerin farklı çaplara sahip olması ve kademeler arasında çap değişimine izin verilmemektedir. Rampa yerleşim kısıtları dahilinde Boat-Tail kullanımına izin verilmektedir.)		4	Roketin tüm parçalarının azamî dış çapları aynı değerdedir.
3.2.4.4	Uçuş kontrol yüzeyleri sabit olmalıdır. Hareketli kontrol yüzeylerine ve aktif kontrol yapılmasına izin verilmemektedir.		16-17	Uçuş kontrol yüzeyi sabit tasarlanmışlardır.
3.2.4.5	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır		3	Roket 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5-2.5 arasındadır.
3.2.4.6	Open Rocket ana tasarım sayfasında 0.3 Mach için stabilite değeri hesaplanmakta olup takımlar bu değeri dikkate almalıdırlar.		4	Simülasyondan mach number time grafiğinden bakılarak güncellenmiştir.
3.2.4.7	Rampadan asgari çıkış hızları; Lise Kategorisi için 15 m/s, Orta İrtifa Kategorisi için 25 m/s, Yüksek İrtifa Kategorisi için 30 m/s ve Zorlu Görev Kategorisi için 20 m/s'dir.		3	Rampadan çıkış hızı karşılanmaktadır.

Kontrol Listesi

3.2.5.1	Roketin iç ve dış basıncı dengeli olmalıdır. Basınç dengesini sağlamak için burun ile gövde ön bölgesi arasında, aviyonik sistemlerin bulunduğu gövde parçasında ve gövde arkası ile motor arasındaki gövde üzerinde 3.0-4.5 mm arasında çapa sahip asgari üç (3) delik bulunmalıdır.		18	Roketin aviyonik gövdesinde ve motor gövdesinde 3 adet delik bulunmaktadır.
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 İrtifa ve Zorlu Görev Kategorilerinde takımlar roketlerin maruz kalacağı kuvvetleri analizler ve hesaplar ile göstereceklerdir		43	Roket hem uçuş boyunca maruz kalacağı yapısal yüklere hem de taşıma/rampaya yerleştirme esnasında maruz kalacağı yüklere dayanıklıdır. İlgili analizler yapılmıştır.
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.		14-17-21-25-44-45	Aerodinamik yüzeylerde PVC, sıkıştırılmış kağıt/kraft ve PLA kullanılmamıştır.

Kontrol Listesi

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.		32	Mapalarda tek parça dövme çelik kullanılmıştır.
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		4	İstenilen şekilde tasarlanmıştır.
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.		26-27	Kaydırma ayaklarından biri orta kanatçık gövdesinde diğeri ise ikinci aviyonik bulkhead de bulunmaktadır.

Kontrol Listesi

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		4	Roket kesit alanında çıkıntı yaratan parça yoktur.
3.2.5.10	Uçuş bilgisayarı ve görev yükündeki tüm anahtarlar roketin nozülünden azami 2500 mm mesafede olmalıdır		4	İstenilen şekilde tasarlanmıştır.
3.2.5.11	Roket motoru, bütün gövde bağlantıları tamamlandıktan sonra gerektiğinde demonte edilebilir bir şekilde montajlanmalıdır.		26	İstenilen şekilde tasarlanmıştır.
3.2.6.1.	Rokette bulunan ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilir.		49	Ayrılma ve kurtarma sistemleri ana ve yedek uçuş bilgisayarları tarafından kontrol edilcektir.
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.		49	Haberleşme bilgisayarında bulunan LORA E22900T30D -900MHz RF modülü uçuş kontrol bilgisayarına da entegre görev yapabilir.

Kontrol Listesi

3.2.6.3.	Lise kategorisinde asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarı kullanılması zorunludur (iki (2) adet uçuş kontrol bilgisayarı kullanma zorunluluğu yoktur).		2	Orta irtifa kategorisinde yer almaktayız.
3.2.6.4.	Lise kategorisinde kullanılacak asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarının ticari ürün olması zorunludur.		2	Orta irtifa kategorisinde yer almaktayız.
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.		2	Orta irtifa kategorisinde yer almaktayız.
3.2.6.6.	Ticari uçuş kontrol bilgisayarında konum belirleme ve haberleşme sistemi bulunmuyorsa takımların ayırıca haberleşme bilgisayarı geliştirmesi zorunludur.		50	Roket uçuş kontrol bilgisayarı özgün olarak tasarlanacaktır
3.2.6.7.	Orta irtifa kategorisinde en az iki (2) uçuş kontrol bilgisayarının kullanılması zorunludur. Bu uçuş kontrol bilgisayarlarından en az bir (1) tanesinin özgün uçuş kontrol bilgisayarı olması zorundadır. Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarından en az bir (1) tanesinin haberleşme bilgisayarı özelliklerini taşıması gerekmektedir.		49	Ana ve yedek olmak üzere 2 uçuş kontrol bilgisayarı bulunacaktır. Bilgisayarların her ikisi de özgün sistem olarak tasarlanacaktır. Uçuş kontrol bilgisayarlarından en az bir(1) tanesi haberleşme bilgisayarı özelliği taşıyacaktır.

Kontrol Listesi

3.2.6.8.	Yüksek İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde en az iki (2) uçuş kontrol bilgisayarı kullanılması zorunludur. Kullanılacak iki uçuş kontrol bilgisayarının da özgün olması gerekmektedir. Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarından en az bir (1) tanesinin haberleşme bilgisayarı özelliklerini taşıması gerekmektedir		2	Orta irtifa kategorisinde yer almaktayız.
3.2.6.9.	Sistemde kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarının arasında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bağlantı olamaz.		50	Sistemde kullanılan uçuş kontol bilgisayarlarının ararsında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bir bağlantı olmayacaktır.
3.2.6.10.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır. Her bilgisayarın kendisine ait işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması olmalıdır		50	Her uçuş kontrol bilgisayarının kendisine ait bir işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı ve kablolaması olacaktır.
3.2.6.11.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmalıdır.		50	Uçuş kontrol bilgisayarları ayrılma sistemine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanacaktır.

Kontrol Listesi

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.		50	Ana uçuş kontrol bilgisayarında sistemin işlevselliğini aksatacak bir problem olması durumunda yedek uçuş kontrol bilgisayarı devreye girecektir.
3.2.6.13.	Uçuş kontrol bilgisayarlarında en az iki (2) adet sensör bulunmalıdır ve uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmalıdır.		49	Uçuş kontrol bilgisayarlarında; IMU sensörü, barometrik sensör, GPS modülü ve haberleşme modülü bulunacaktır.
3.2.6.14.	Bütün uçuş kontrol bilgisayarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır.		49	Bütün uçuş kontrol bilgisayarlarında en az 1 adet basınç sensörü bulunacaktır.
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).		49	Uçuş kontrol bilgisayarlarının her ikisinde de 1 adet basınç sensörü kullanılacaktır.

Kontrol Listesi

3.2.6.16.	Uçuş kontrol algoritmasında GPS’den gelen veriler ile ayrılma sistemi tetiklenmemelidir		55	GPS'den gelen veriler ile ayrılma sistemi tetiklenmeyecektir. Ayrılma sistemi; IMU ve barometrik sensörlerden gelen veriler ile tetiklenecektir.
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).		30	Gerekli durumlarda yedeklerini bulunduracağız.
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		50	Ana ve yedek bilgisayar tarafından kontrol edilceketir. Kurtarma sistemi İstemsiz olarak aktive edilmeyecek ve kontrollü bir şekilde çalışacaktır.
3.2.6.19.	Kurtarma sistemleri istemsiz olarak aktif konuma gelmemelidir.		55	Kurtarma sistemimiz algoritmalarda belirtilen şartlar sağlandığında aktif hale gelecektir

Kontrol Listesi

3.2.6.20.	Bütün takımların, roketlerinden ve faydalı yüklerinden anlık olarak veri alan bir yer istasyonuna sahip olması gerekmektedir.		63	Faydalı yükte bulunan LoRa haberleşme modülümüz sayesinde yer istasyonumza anlık veri aktarımı yapılacaktır.
3.2.6.21.1	Roketlerin kurtarılmasına çıkılması için rokete ait konum verilerinin yarışmacı yer istasyonuna anlık olarak iletilmiş olması gerekmektedir.		63	Veriler anlık olarak iletilecektir.
3.2.6.21.2	Atış günü roket aviyonikleri aktifleştirildikten sonra ekiplerin yer istasyonları ile iletişim kurmak için azami iki (2) dakika süresi olacaktır. Bu sürenin sonunda sistemlerin açılıp kapatılmasına izin verilmeyecektir. İki (2) dakika sürenin sonunda sağlıklı bir haberleşme sağlayamayan ekiplerin kararı vermeleri halinde roketlerini rampadan indirip yarışmadan çekilebileceklerdir.		63	Yaptığımız denemeler sonucunda 2 dakika içinde yer istasyonu ile iletişim kurulmuştur.
3.2.6.22.	Roket parçalarının yer istasyonundan uzak yerlere düşeceği göz önüne alınmalı ve alıcı-verici antenlerin menzili roketlerin uçuş yörüngesi dikkate alınacak şekildeseçilmelidir.		63	Antenler roketin düşeceği maksimum uzaklığı karşılayabilecek kapasitede seçilmiştir.

Kontrol Listesi

3.2.6.23	RF modülünün gücü değerlendirilerek link bant genişliği bütçesinin yapılması ve ilgili tasarım raporlarında sunulması gerekmektedir.		63	Link bant genişliği hesaplanmıştır.
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.		64-65	İlgili testler KTR aşamasında yapılmaktadır.
3.2.6.25	Roketin üzerinde bulunan uçuş bilgisayarları roket rampada iken anahtarlar açılarak kontrol edilmelidir		54 ve 60	Aviyonik bilgisayar üzerinde bulunan kapakçıktan kontrol edilecektir.

Kontrol Listesi

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.		49	Uçuş kontrol bilgisayarı dışarıdan erişebilir durumdadır.
3.2.6.27.	Uçuş bilgisayarı açıldığında rokete bağlı herhangi bir sistem aktif hale gelirse takım diskalifiye edilecektir.		49	Sistemler sadece belirlenen şartlar sağlandığında aktif hale gelecektir.
3.2.6.28.	Görev Yükü içerisindeki elektronik devrelere de roket gövdesi üzerinde yer alacak uygun anahtarlarla güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.		49	Tasarım istenilene göre yapılmıştır.
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.		54 ve 60	Güç kaynakları ile besledikleri ilk elemanlar arasında mekanik anahtar bulunmaktadır.
3.2.6.30	Sistemde Li-Po vb. pil kullanacak takımların “Li-Po Safe Bag” kullanmaları gerekmektedir.		50	Li-Po piller Safe Bag kullanılacaktır.

Kontrol Listesi

3.2.6.31.	Kullanılacak pilin güvenliğinden takım sorumludur.		50	Sorumluluk bize aittir.
3.2.6.32.	Kullanılacak piller roketin ihtiyacını karşılayabilecek kapasitede ve yeterince dolu olmalıdır.		50	Kullanılacak olan piller roketin ihtiyacını karşılayacak şekilde seçilmiştir.
3.2.6.33	Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir.		56 ve 61	Ayrılma için basınç sensöründen alacağımız irtifa ve gyro sensöründen alacağımız ivme kriterlerine göre ayrılma sistemimiz tetiklenecektir.
3.2.6.34	Karar verme parametrelerinde sensörlerden okunan veriler esas olmalıdır.		55 ve 62	Okunan veriler filtreden geçerek yer istasyonumuza gelecektir.
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.		55 ve 62	Ölçülen değerler filtrelerden geçecektir. Raporun ilgili kısmında bahsedilmiştir.
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		50	Uçuş bilgisayarları kendi özgün tasarımımızdır.
3.2.7.1.	Tasarım ve üretim aşamalarında kullanılacak malzeme, donanım ve süreçler insan sağlığına ve çevreye zarar vermemelidir.		4	Üretilecek olan roket insan sağlığına ve çevreye zarar vermeyecek şekilde tasarlanıp, üretimi planlanmıştır.

Kontrol Listesi

3.2.7.2.	Tasarım, insan hatasını en aza indirecek sadelikte ve gürbüzlükte (gürültü etkilerine ve belirsizliklere karşı dayanıklı) olmalıdır.		4	Roketimiz insan hatasını en aza indirecek sadelikte ve gürbüzlükte tasarlanmıştır.
3.2.7.3.	Tasarım, üretim ve test süreçleri için planlamalar ve risk azaltma çalışmaları yapılmalı ve ilgili tasarım raporlarında bu çalışmaların yapıldığı sunulmalıdır.		4	Planlamalar ve risk azaltma çalışmaları yapılmaktadır ve ilgili tasarım raporlarında bu çalışmaların yapıldığı sunulacaktır.
3.2.7.4.	Tasarım, üretim, entegrasyon ve atış günlerinde güvenliği tehlikeye atacak unsurlar belirlenmeli, gerekli tedbirler eksiksiz planlamalı ve icra edilmelidir.		66	Güvenliği tehlikeye atacak unsurlar belirlenmiştir ve gerekli tedbirler alınmıştır.
3.2.7.5.	Fırlatma, uçuş ve kurtarma aşamalarında sistemin güvenliğini tehlikeye atacak risklerin varlığı önceden listelenmeli ve risk azaltıcı tedbirler planlanıp icra edilmelidir.		66	Güvenliği tehlikeye atacak unsurlar belirlenmiştir ve gerekli tedbirler alınmıştır.
3.2.8.1.	Yarışma alanına gelen takımlar iki (2) gün boyunca atış alanında kalacaklardır.		2	Takımımızın bu konuda bilgisi vardır.

Kontrol Listesi

3.2.8.2.	İlk gün entegrasyon günü, ikinci gün ise atış günü olacaktır.		2	Takımımızın bu konuda bilgisi vardır.
3.2.8.3.	İki gün içerisinde gerçekleştirilecek faaliyetler ve alandayken uyulması gereken kurallar detaylı olarak EK-5'te sunulmuştur.		2	Takımımız tarafından EK-5 dikkatle okunmuştur.
3.2.8.4.	Yarışmacıların tamamı, yarışma alanına gelirken çelik burunlu iş ayakkabısı giymek zorundadır. Aksi halde yarışma alanına alınmayacaklardır.		2	Takımımız yarışma alanına gelirken çelik burunlu iş ayakkabısı giyecektir.
3.2.8.5.	Yarışmacı takımlardan entegrasyon/montaj gününde beş (5) uygunluk etiketini azamî dokuz (9) saatlik süre içerisinde almaları beklenmektedir		2	Takımımızın bu konuda bilgisi vardır.
3.2.8.6.	Roketlerin yarışma alanına sağlam ulaştırılması takımların sorumluluğundadır.		2	Takımımızın bu konuda bilgisi vardır.
3.2.8.7.	Entegrasyon/monatj ve uygunluk denetimlerini zamanında tamamlayamayan takımların atış yapmalarına kesinlikle izin verilmeyecektir. (Not: Roketlerin modüler ve hızlı entegre edilebilir alt sistemlerden oluşması, tüm tasarım ve üretimlerin buna göre yapılmış olması tavsiye edilmektedir)		2	Entegrasyon/monatj ve uygunluk denetimlerini zamanında tamamlanacaktır.

Kontrol Listesi

3.2.8.8.	Entegrasyon/montaj günü sonunda uygunluk kontrolleri tamamlanan takımların motorları roketlerine takılacak ve tamamen güçsüz (deactive) olarak bir sonraki güne kadar TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından saklanacaktır (Aviyonik sistemler kapalı olarak).		26-27-28	Roket, aviyonik sistemler kapalı olarak ve motor montajı da bitmiş bir şekilde TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi'ne teslim edilecektir.
3.2.8.9.	EK-5'te verilen atış alanında (entegrasyon, izleme ve fırlatma faaliyetlerinin icra edileceği alan) uyulması gereken kurallara ve aşağıda belirtilen maddelere uyulmaması durumunda takımlar diskalifiye edilecektir.		2	Uyulması gereken kurallar ve maddeler takımımız tarafından eksiksiz uylacaktır.
4.3.1.	Takımlar, Kritik Tasarım Raporunda (KTR) tasarımlarının nihaî üretim, entegrasyon ve test aşamalarına geçmeye hazır olduğuna dair gerekli analiz ile testleri yapmaktan ve sunmaktan sorumludurlar.		41,43-48,64-65	Gerekli analiz ve testler yapılmıştır. Nihai üretim aşamasına geçilecektir.
4.3.2.	Takımların tasarladıkları roketin şartnamede verilen araç gereksinimleri ile görev başarım kriterlerini eksiksiz sağlayacağına yönelik tüm kanıtlar eksiksiz olarak Yarışma Komitesine sunulacaktır.		66	Şartnamede verilen gereksinimlere uygun olarak yarışma komitesine sunulmaya hazırdır.

Kontrol Listesi

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).		105-111	Hata Modları ve Etkileri Analizi ekte verilmiştir.
4.3.4.	Benzetim süreçleri iteratif olup, roket tasarımının geçirdiği aşamalar neden-sonuç ilişkileriyle birlikte KTR'de sunulmalıdır		9	Uçuş benzetim raporu ekte verilmiştir.
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.			

Kontrol Listesi

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).		25-28	İstenilen koşullar CAD programından alınmış görseller ile birlikte desteklenmiştir.
4.3.7.	Gövde, burun, elektronik kart vb. gibi tüm sistemlerin nerede, nasıl ve hangi malzemeler ile üretileceğinin bilgisi detaylı olarak verilmelidir.		13,21,54,60	Malzeme bilgileri, nerede ve nasıl üretileceği belirtilen sayfalarda açıklanmıştır.
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)		64	Zaman, üretim ve test planları hazırlanmıştır. Planların hangi gün ve tarihlerde yapılacağı detaylıca belirtilmiştir.
4.3.9.	Tasarımın üretilebilir olduğunun kanıtlanması ve analiz/test sonuçlarının TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesine sunulması gerekmektedir.		43-48	Gerekli analiz sonuçları paylaşılmıştır.

Kontrol Listesi

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	Belirtilen tüm şartlar takımımız tarafından sağlanılmaktadır.
4.3.11.	TEKNOFEST Yarışma Komitesi tarafından takımlara sağlanacak sıcak gaz üretecine esas olacak nihaî analizler (basınç, sıcaklık vb. beklentileri) KTR'de sunulmalıdır.		35	Nihai analizler aktarılmıştır.
4.3.12.	Raporu destekleyici ".ork" uzantılı Open Rocket dosyaları da rapor ile birlikte teslim edilmelidir			Belirtilen tüm şartlar takımımız tarafından sağlanılmaktadır.
4.3.13.	Takımların KTR'de istenilen tüm bilgileri ilgili bölümlerde sunmaları beklenmektedir. Raporun yanlış yerlerine eklenmiş bilgiler değerlendirmeye alınmayacaktır			İstenilen bilgiler istenilen sunularda verilmiştir.

Kontrol Listesi

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.			Takımımız, TDK kurallarına uygun şekilde raporlarını hazırlamıştır.
4.3.17.	Sistem üzerinde bulunan ve bataryalar tarafından beslenen tüm elektronik bileşenler anahtarlama devre şematiklerini içerecek şekilde KTR’de belirtilecektir		53,59	Kart tasarımında istenilen bilgiler sunulmuştur.
4.6.1.	Orta irtifa, Yüksek İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak yarışmacılardan Uçuş Benzetim Raporu istenmektedir. Lise kategorisindeki ekipler Uçuş Benzetim Raporu hazırlamayacaktır.		9	Uçuş benzetim raporu ekte verilmiştir.

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
Hata No	İncelenen öge ve süreç adımı nedir?	Fonsiyonun gerçekleşmesi için gereken nedir?/ Fonksiyon tanımı nedir?	Tanımlanmış gereksinimin sağlanamama durumu nedir?	Hatanın oluşmasına sebep olan yetersizlikler/olaylar nelerdir?	Hatanın gözlemlendiği ömür/ görev evresi nedir? -Depolama -Taşıma -Rampaya Yükleme ve Ateşleme hazırlık -Uçuş	**Yerel Etki**	**Son Etki**	Söz konusu görev evresinde hatanın tespiti ne şekilde olmakta?	**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?	Görev başarımı ve Değerlendirme Komitesi beklentileri açısından bu etki ne derece önemlidir?
HT-1	Burun konisi	Roketin uçuşunu stabilize etme ve bütünlüğü sağlama	Burun geometrisinin bozulması	Taşıma ve depolama süreçlerinde hasar görmesi	Taşıma	Burunun geometrisinin bozulması	Roketin aerodinamiğinin ve stabilitesinin bozulması	Görsel Muayene	Burunun taşıma esnasında ve montaj esnasında kontrol edilmesi	Uçuş öncesi görsel muayene	Burun konisinin yüksek dayanımlı kompozit malzemeden üretilmesi	4

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-2	Ray Butonu	Roketin rampaya yerleştirilmesini sağlar.	Ray butonlarının sağlam bir şekilde gövdeye montajlanmaması.	Roket gövdesine iyi yerleştirilmemesi veya roketin rampaya yerleştirilmesi sırasında gevşemesi	Rampaya Yükleme ve Ateşleme hazırlık	Gövde üzerine iyi montajlanamamsı ve sallanması	Roketin rampaya girişini ve rampadan çıkışını engellemesi	Tornavida ile muayene	Roket rampaya yerleştirilmeden önce ray butonlarının tornavida ile kontrol edilmesi	Uçuş öncesi tornavida ile muayene	Yedek cıvata bulundurmak	4
HT-3	Motor Gövde	Roketin yapısal bütünlüğünü sağlamak ve motor gövdeye ait yapısalları içerisinde bulundurmak.	Eğilmesi veya hasara maruz kalması	Düşürülmesi veya darbe alması	Taşıma	Motor gövdenin eğilmesi ve görevini yerine getirememesi	Motor gövdenin ve içerisindeki yapısalların montajlanamaması	Görsel Muayene	Motor gövdenin taşınması için koruyucu bir kutu yapılması	Ucuş öncesi görsel muayene	Yedek motor gövde bulundurulması veya motor gövdenin korunmasında özen gösterilmesi	10

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-4	Ayrılma sistemi	Aviyonik sistemden gelen sinyal ile ayrılmanın gerçekleşmesi	Sinyalin geç, erken gitmesi veya gitmemesi	Montaj hatası ve uçuş titreşimi	Uçuş	Ayırmanın yanlış irtifada gerçekleşmesi veya gerçekleşmemesi	Ayırma işleminin gerçekleşmemesi ve roketin görevi yerine getirememesi	Telemetre verileri	Uçuş algoritmasının ve ayırma mekanizmasının kontrol edilmesi	Uçuş öncesi yer testleri	Yedek uçuş bilgisayarı kullanımı	7
HT-5	Uçuş Bilgisayarı	Uçuş	Pillerin ve kabloların karmaşasının montaj erişimine engel olması	Üretici hatası	Uçuş	Belirli parçaların montajlanamaması	Montajlanamayan uçuş bilgisayarı	Görsel Muayene	Mevcut alanın daha verimli kullanılması, son kullanıcı dostu şekilde tasarlanması	3 boyutlu basım öncesi kontroller	Mevcut alanın tekrardan tasarlanıp kablolama sisteminin verimli hale getirilmesi	7
HT-6	Paraşüt ipleri	Paraşütün stabil kalması ve rokete bağlantı sağlaması	Paraşüt iplerinin kopması	Ayrılma sırasındaki iplerin zarar görmesi	Uçuş	Paraşütün kurtarma görevini gerçekleştirememesi	Roket yere balistik düşmesi	Paraşüt büyüklüğünün algılanması	Paraşüt iplerine çekme testi yapılması	Uçuş öncesi yer testleri	Güvenlik katsayısı vererek tasarım yapmak	4

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-7	Uçuş Benzetim Simulasyonu	Roketin uçuş yörüngesinin tespiti	Roketin hesaplanan yörüngede uçmaması	İstenenelerі karşılayan az ayrıntılı model tasarlamak	Uçuş	Uçuş şartlarının tanımlanamaması	Roketin beklendiği gibi uçmaması	İtki ve sürtünme kuvvetlerinin simulasyona eklenememesi	Analizlerle ve veri araştımaları yaparak simulasyon doğrulama	Verilerin anlık kontrolü	Birden fazla kişinin kontrolü altında farklı simulasyonlar kurmak	4
HT-8	Gövde uzunluğu	Gövde uzunluğunun hesaplanması	Gözde uzunluğunun fazla olması	Ayrılma sistemi ve kasıtlı boşluk miktarının yanlış hesaplanması	Depolanma	Uçuş sırasında bileşenlerin hareket etmesi	Ayrılmaya yetecek basınçlandırma yapılamaması	Cad tasarımından alınana kesit görüntüleri	Cad montajlarının detaylı incelenmesi	Roket bileşenleri içine yerleştirilerek test edilmesi	Boyuıtların tekrar tekrar kontrol edilmesi	1
HT-9	Keylock	Uçuş bilgisayarlarını aktifleştirmek	Mekanizmasının bozulması	Düşürülmesi veya darbe alması	Rampaya Yükleme ve Ateşleme Hazırlık	Uçuş bilgisayarlarının çalışmaması	Roketin görevini yerine getirememesi	Keylock aktişletirildiğinde uçuş bilgisayarlarının çalışmaması	Keylock u dikkatli kullanmak	Uçuş öncesi test etmek	Yedek keylock bulundurmak	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-10	BMP-280	Basınç ve İrtifa verilerini ölçmek	İrtifa verisinin yanlış ve tutarsız gelmesi	Kullanıcı hatası	Uçuş	Yer istasyonuna yanlış irtifa verisinin gelmesi	Uçuş bilgisayarının yanlış irtifada ayrılma sistemini tetiklemesi	Uçuş öncesi testlerin yapılması	Sensörün kablo bağlantılarını dikkatli yapmak	Gerekli testler ile yer istasyonundaki tutarsız verilerin tespit edilmesi	Uçuş öncesinde test etmek	7
HT-11	Micro SD kart	Uçuş esnasındaki verileri depolar	Mekanizma sorunu	Kullanıcı hatası	Depolama	Verilerin depolanamaması	Yarışma koşullarını etkilememektedir.	Uçuş sonrası kayıt kontrolü	Sensörün kablo bağlantılarını dikkatli yapmak	Test verilerinin depolanmasının test edilmesi	Yedek SD kart bulundurmak	1
HT-12	BMP-180	Basınç ve irtifa verilerini ölçmek	İrtifa verisinin yanlış ve tutarsız gelmesi	Kullanıcı hatası	Uçuş	Yer istasyonuna yanlış irtifa verisinin gelmesi	Uçuş bilgisayarının yanlış irtifada ayrılma sistemini tetiklemesi	Uçuş öncesi testlerin yapılması	Sensörün kablo bağlantılarını dikkatli yapmak	Gerekli testler ile yer istasyonundaki tutarsız verilerin tespit edilmesi	Uçuş öncesinde test etmek	7
HT-13	GPS GNSS NEO-7M	Konum verilerini ölçmek	Doğru konum verilerinin gönderilmemesi	GPS anteninin yanlış konumda olması	Uçuş	Yer istasyonuna doğru konum verisinin gelmemesi	Roketin konumunun bulunamaması	GPS in ışığının yanmaması	GPS antenini doğru bir şekilde konumlandırmak	Yer istasyonuna yanlış veri gelmesi	Uçuş öncesinde GPS i test etmek	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-14	MPU-6050 IMU sensörü	Roketin ivme ve jiroskop verilerini ölçer	İvme ve jiroskop verilerinin hatalı olması	Kullanıcı hatası	Uçuş	Yanlış IMU verilerin ölçülmesi	Kurtarma sistemlerinin yanlış zamanda aktifleştirilmesi veya hiç aktifleştirilmemesi	Yer istasyonu arayüzünde yanlış verilerin görülmesi	Kurtarmayı ana bilgisayarın sağlaması	Uçuş öncesinde IMU sensörünün optimize edilerek test edilmesi	Ana bilgisayarda bulunan BNO-055 sensöründen verilerin alınması	7
HT-15	Nem ve sıcaklık sensörü DHT-22	Faydalı yük görevlerinden olan nem ve sıcaklık verilerini ölçer	Gerekli ölçümleri doğru yapamaması	Kullanıcı hatası	Uçuş	Yanlış sıcaklık ve nem verilerinin yer istasyonunda görülmesi	Görev yükünün görevini yerine getirememesi	Yer istasyonu arayüzünde yanlış verilerin görülmesi	Testlerde hatalı olan sensörün değiştirilmesi	Uçuş öncesinde sıcaklığı net olarak bilinen bir alanda DHT-22 sensör testinin yapılması	Yedek sensörün bulundurulması	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-16	BNO-055 IMU sensörü	Roketin ivme ve jiroskop verilerini ölçer	İvme ve jiroskop verilerinin hatalı olması	Kullanıcı hatası	Uçuş	Yanlış IMU verilerin ölçülmesi	Kurtarma sistemlerinin yanlış zamanda aktifleştirilmesi veya hiç aktifleştirilmemesi	Yer istasyonu arayüzünde yanlış verilerin görülmesi	Kurtarmayı yedek bilgisayarın sağlaması	Uçuş öncesinde IMU sensörünün optimize edilerek test edilmesi	Yedek bilgisayarda bulunan MPU-6050 sensöründen verilerin alınması	7
HT-17	Pil	Aviyonik bilgisayarlara enerji sağlamak	Pilin aviyonik bilgisayarları çalıştıracak yeterli güçte olmaması	Yanlış pil tercihi	Rampaya Yükleme ve Ateşleme Hazırlık	Aviyonik bilgisayarın çalışmaması	Roket aviyoniğinin istenen görevleri yerine getirememesi	Aviyonik bilgisayarı içerisinde bulunan buzzer'dan ses gelmemesi	Yeterli güce sahip pil tercih edilmesi	Uçuş öncesinde aviyonik bilgisayarın çalıştırılarak test edilmesi	Yedek pillerin bulundurulması	7
HT-18	LoRa-E22(900T30D) Haberleşme Modülü	Yer istasyonu ile roket bilgisayarı arasındaki iletişimi sağlamak	Yer istasyonu anteni ile bağlantının kopması	Roketin envelope yapısında yanlış malzeme tercih edilmesi	Uçuş	Yer istasyonu ile iletişim kurulamaması	Veri gelmediği için roketin yerinin tespit edilememesi	Yer istasyonu arayüzüne verilerin gelmemesi	Sinyal geçirgenliği yüksek olan dış malzeme seçimi(Sinyal geçirgenliği yüksek olan Cam Elyaf malzeme kullanımı)	Uçuş öncesi haberleşme testinin yapılması	Uçuş öncesinde test etmek	7

REFERANSLAR

[1]

- Niskanen, S. (2013). OpenRocket technical documentation. Development of an Open Source model rocket simulation software, 11-13.

[2]

- Gülcan, E. (2019). Karbon dokuma kumaş takviyeli kompozit malzemelerin fiziksel özelliklerinin incelenmesi (Doctoral dissertation, Bursa Uludag University (Turkey)).

[3]

- ÇAKIR, R., & Çelik, S. (2015). ALÜMİNYUM VE BAKIRIN YÜKSEK DEVİRLİ SÜRTÜNME KARIŞTIRMA KAYNAĞINDA TAKIM POZİSYONUNUN ETKİSİ. Pamukkale University Journal of Engineering Sciences, 21(8).

[4]

- Manfredo, J. (2005). Properly sizing parachutes for your rockets. *Apogee Peak of Flight*, (149), 3.