TEKNOFEST 2022
ROKET YARIŞMASI
Orta İrtifa Kategorisi
Kritik Tasarım Raporu (KTR)
Sunuşu
Takım Adı

Takım Yapısı

Selman KAPLAN
Akademik Danışman
İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa
Makine Mühendisi

Takım Kaptanı
Ataberk ÇİFTLİKLİ
Aviyonik Sistemler
İstanbul Teknik Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği 1. Sınıf

Emirhan KAYİŞ
Aerodinamik Analizler/Kurtarma
Yüksel İlhan Alanyalı Fen Lisesi
12. Sınıf

Kaptan Yardımcısı
Yakup ÖZTÜRK
Yapısal Sistemler / Tasarım
Hüseyin Avni Sözen Anadolu Lisesi
10. Sınıf

İletişim Sorumlusu
Hatice Müberra GÜL
Aviyonik / Paraşütler
Yeditepe Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği 1. Sınıf

Emine Bengü IRMAK
Kurtarma Sistemi / Paraşütler
Hüseyin Avni Sözen Anadolu Lisesi
10. Sınıf

Esra ERKOCA
Yapısal Sistemler / CAD Çizimi
Kabataş Erkek Lisesi
11. Sınıf

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	3005
Çap (mm):	130
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	18993
Yakıt Kütlesi (g):	4349
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	2.682,8
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	4200
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	27542

Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	6.12N
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	32,9
Stabilite (0.3 Mach için):	2.03
En büyük ivme (g):	8,9
En Yüksek Hız (m/s):	270
En Yüksek Mach Sayısı:	0,787
Tepe Noktası İrtifası (m):	3150

Motor

Cesaroni M2020

Genel Tasarım

Burun Konisi 300 mm

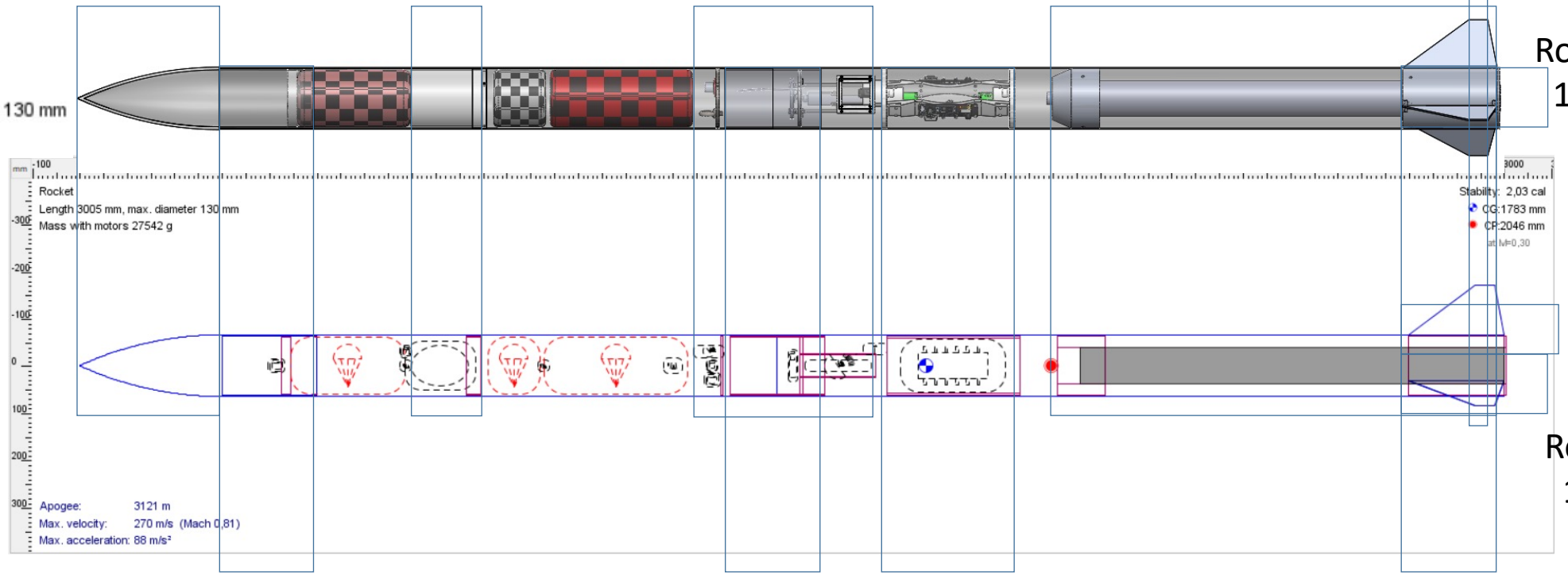
Faydalı Yük 150 mm

1. ve2. Ayrılma Sistemi 180 mm

Motor Bölümü 940 mm

Kanatçık Uç Kenarı 40 mm

Roket Çapı 130 mm



Kanatçık Yüksekliği 105 mm

Roket Çapı 130 mm

Burun Konisi Omuzluğu 200 mm

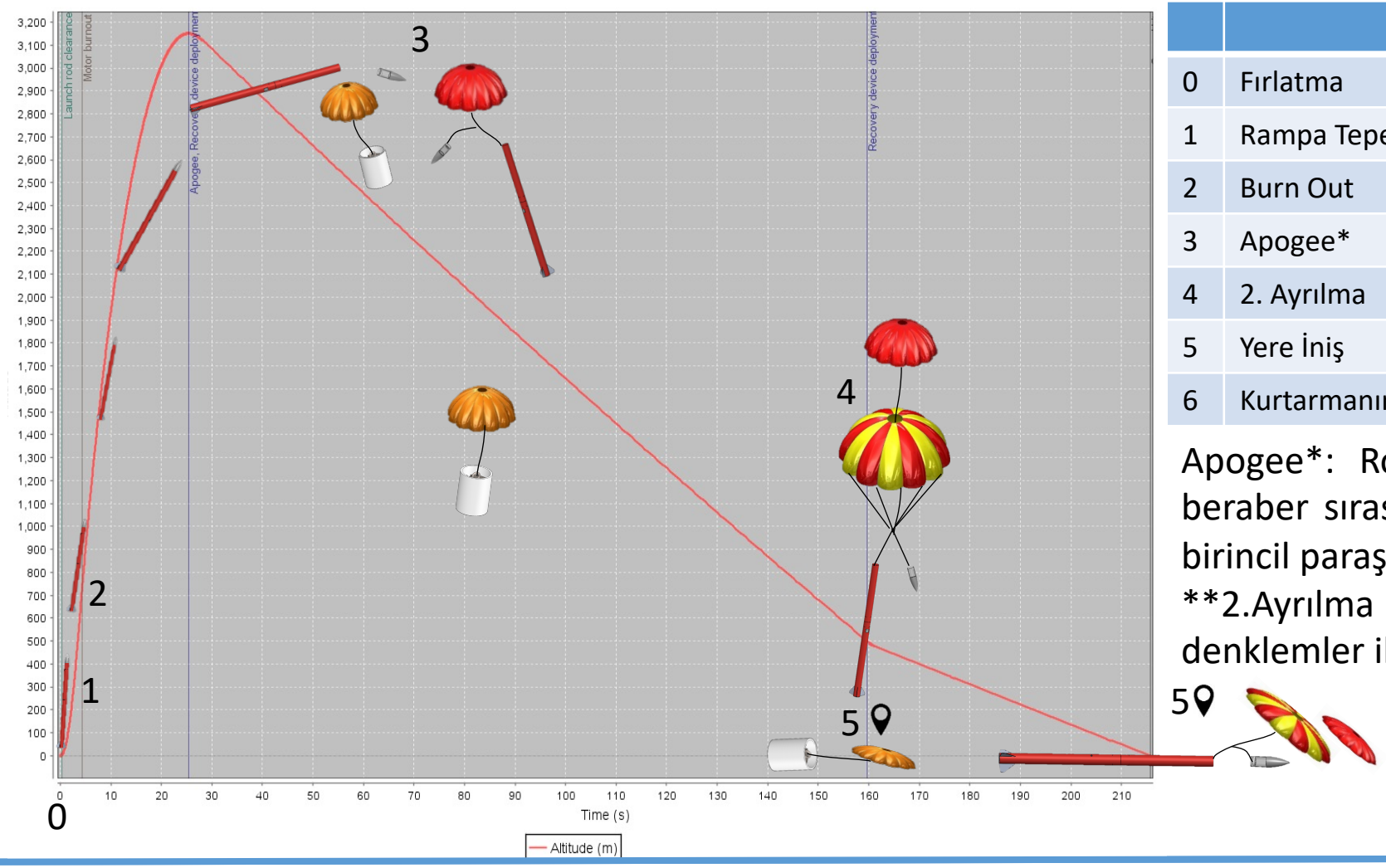
Entegrasyon Gövdesi 200 mm

Aviyonik Tüp 280 mm

Kanatçık Kök Kenarı 200 mm

Apogee: 3121 m
Max. velocity: 270 m/s (Mach 0,81)
Max. acceleration: 88 m/s²

Operasyon Konsepti (CONOPS)



		Zaman (s)	İrtifa (m)	Hız (m/s)
0	Fırlatma	0	0	0
1	Rampa Tepesi	0.41	6	32.75
2	Burn Out	4.3	735	270
3	Apogee*	25.4	3150	0
4	2. Ayrılma	159.6	500	27.87**
5	Yere İniş	215.7	0	8.71***
6	Kurtarmanın Gerçekleştirilmesi			

Apogee*: Roketin 1. kurtarmayı gerçekleştirmesiyle beraber sırasıyla görev yükü paraşütü, görev yükü ve birincil paraşütün dışarıya çıktığı konum.

**2.Ayrılma öncesi hız kurtarma sunusunda yaptığımız denklemler ile 27.87 m/s olarak hesaplanmıştır.

***Yere düşüş hızı kurtarma sunusunda denklemler ile hesaplandığında 7.219 m/s bulunmuştur.

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada?	ÖTR'de içerik neydi?	KTR'de içerik ne oldu?	KTR'de hangi sayfada?
Ana Aviyonik Sensör Değişimi (Stok Sebebiyle)	26	MPU-9255	MPU6050	59, 60, 61
Aviyonik Kart Tasarım Değişimi	29, 25	Ana aviyonik kartta MPU9255 kullanılıyordu.	Ana aviyonik kartta MPU6050 kullanılmaya başlandı. Karttaki sensörlerin yerleşimi değişti.	62, 67

ÖTR - KTR Değişimler - 2

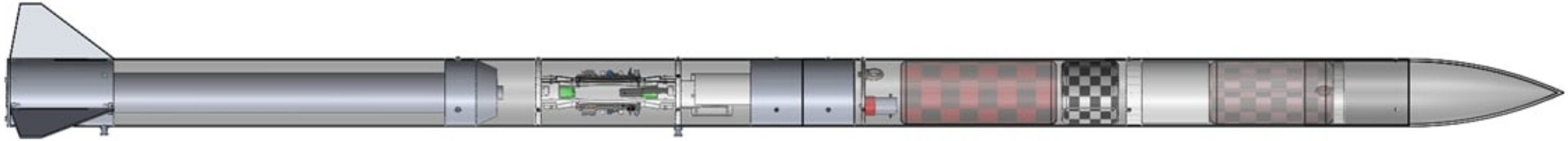
Ekleme yapılmamıştır.

Değişim Konusu	Yeni İçerik Konusu?	KTR'deki içerik detayı?	KTR'de hangi sayfada?

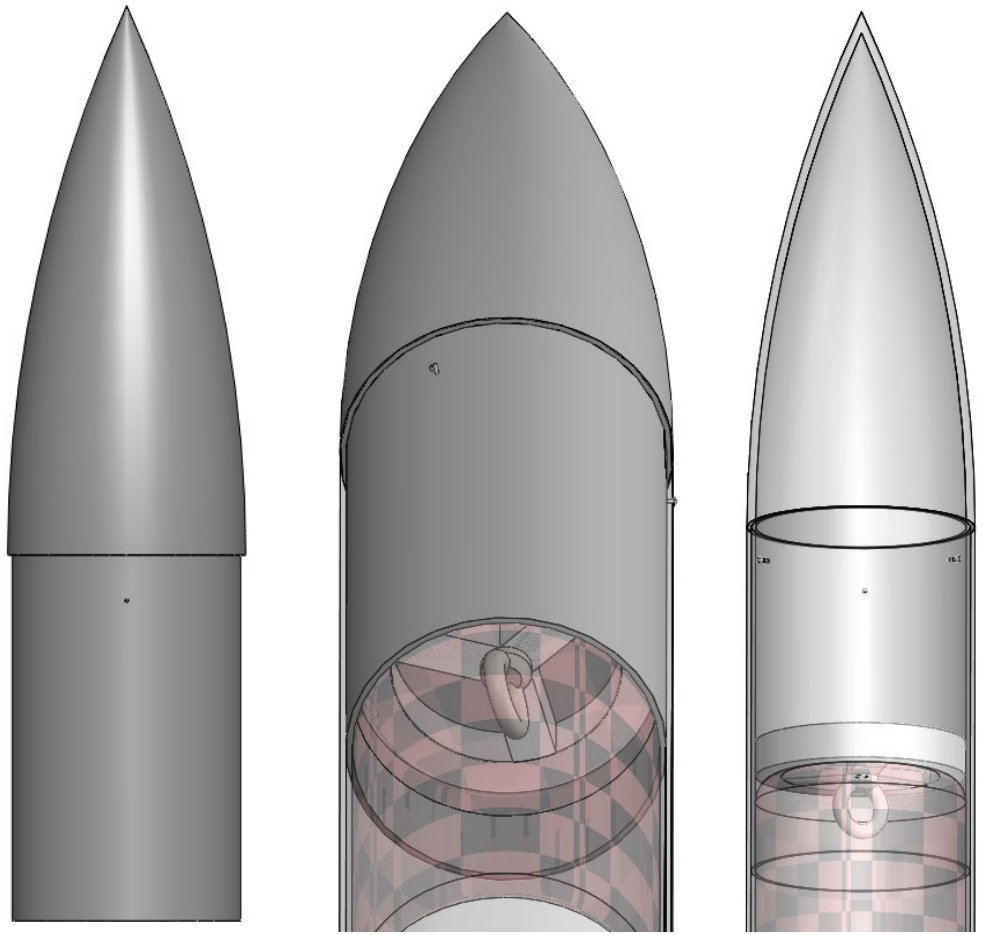
Kütle Bütçesi

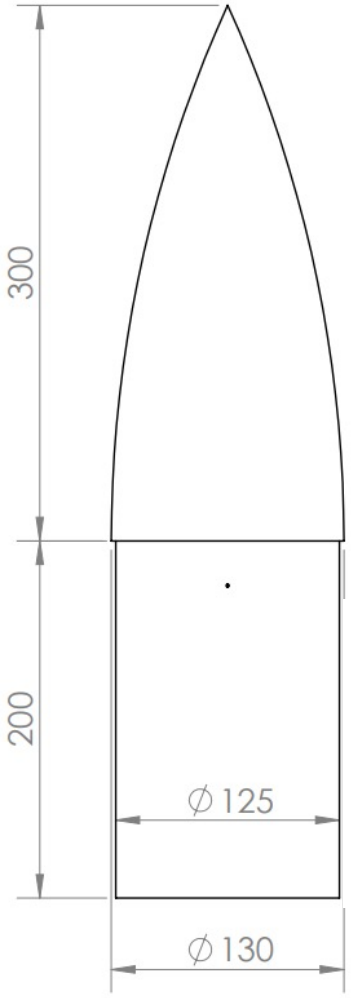
- Halleyin_Ciraklari_Kutle_Butcesi.xlsx ismi ile kütle bütçesi yüklenen dosya içerisindedir.

Roket Alt Sistem Detayları

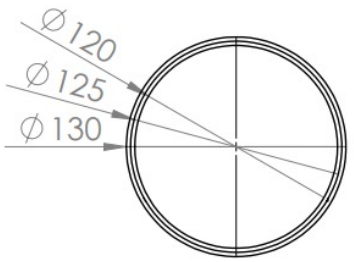


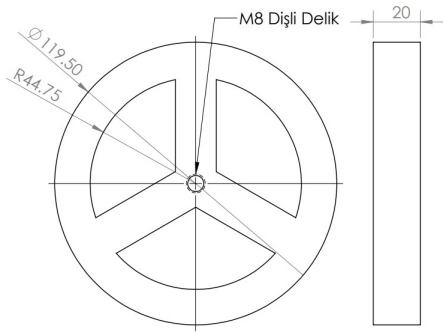
Burun Konisi Mekanik Görünüm





Burun Uzunluğu	300mm
Dış Çap	130mm
Şekil	Ogive
Şekil Parametresi	1





Burun Konisi – Detay

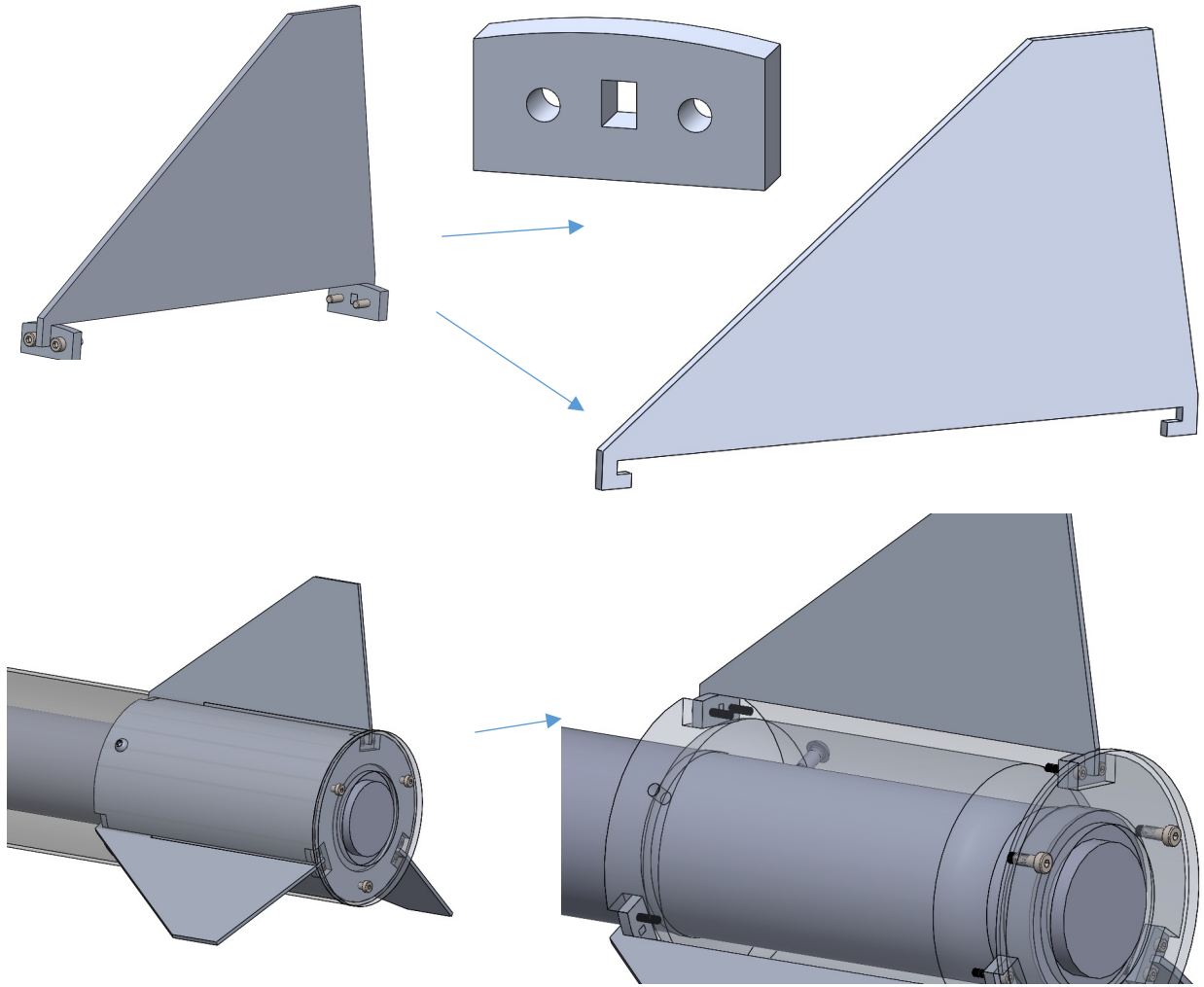
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Burun konisi ve shoulder kısmı ÖTR'de de belirtildiği üzere cam elyaf malzemesiyle üretilecektir. Üretim yönteminin esnekliği ve üretim sonucunda kütle göz önünde bulundurularak cam elyaf kompozit malzemesinden üretilmesine karar verilmiştir. Burun konisini gövdeye bağlayabilmek için kullanılacak olan burun parçası ise üretimin kolaylığı ve maliyeti doğrultusunda PLA malzemesinde üretilecektir. Malzemelere ait teknik bilgiler altta bulunan tabloda paylaşılmıştır.
Üretim Yöntemleri	:	Cam elyaf malzemesinden burun konisi üretimi için birkaç farklı yöntem bulunmaktadır. 1. Alternatif: Cam elyafı kalıp üzerine az miktarda reçineyle sarıp daha sonra vakum infüzyon yöntemiyle üretim yapılması. 2. Alternatif: Yapılan dişi kalıp içerisinde cam elyaf malzemesinin az miktarda reçineyle yerleştirilip daha sonra vakum infüzyon yöntemiyle üretiminin yapılması. 3. Alternatif: Reçineden geçirilerek kalıp üzerine sarılan iplik elyaf ile de gövde üretimi yapılabilmektedir Bu alternatifler göz önünde bulundurularak daha pürüzsüz mukavim bir burun konisi olması için maliyet de göz önünde bulundurularak 3. alternatif ile üretimin gerçekleştirilmesi planlanmaktadır. Burun parçası malzemesi ise kolay üretim, az maliyet ve rahat şekil verebilme yeteneklerinden dolayı 3D yazıcı ile üretilecektir. Burun parçası burun konisine epoksi ile sabitlenecektir.

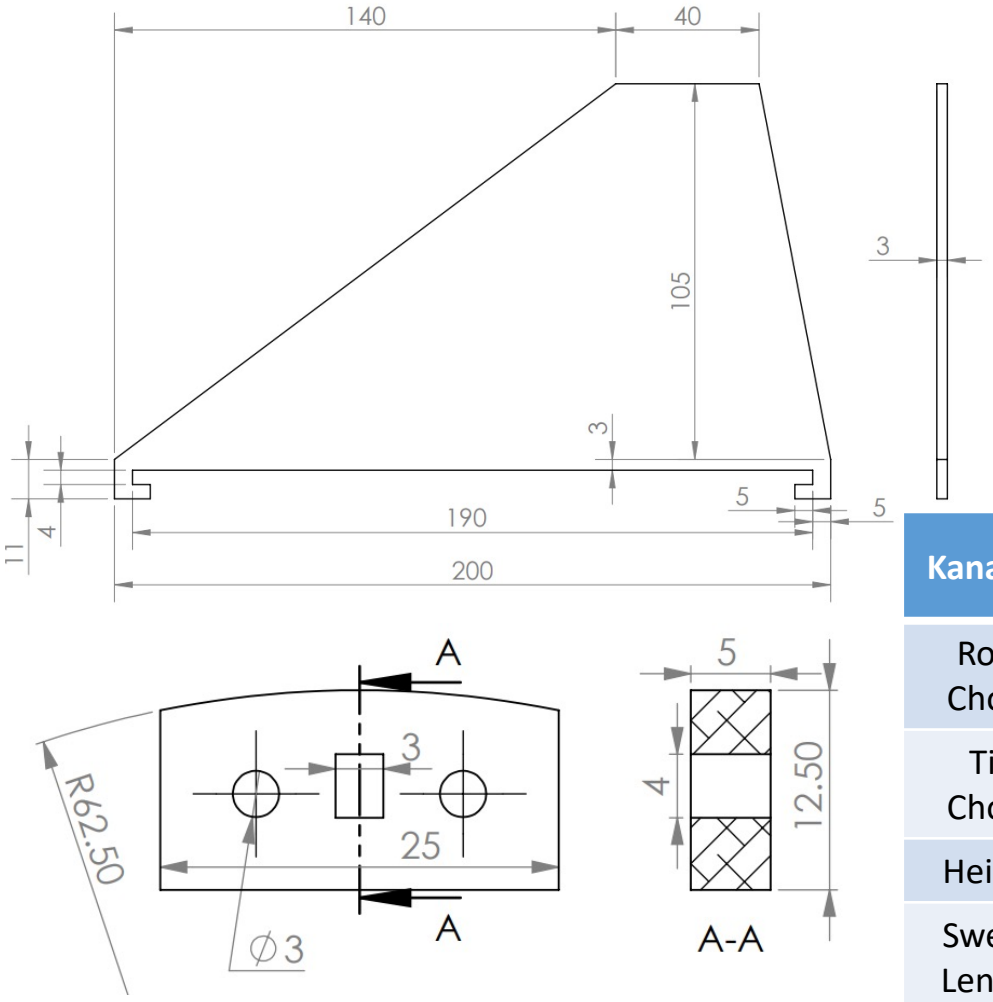
Burun Konisi – Detay

Malzeme*	Yoğunluk (g/cm^3)	Young Modülü (GPa)	Maksimum Gerilme (MPa)	Spesifik Modül (GPa - m^3/kg)	Spesifik Gerilme (MPa - m^3/kg)
Cam Elyaf[1] (Cross-ply glass/epoxy)	1,8	23,58	88,25	0,01310	0,0490
PLA[2]	1,24	3.986±0.421	59.903±4.927	-	-

1- Kaw, A. K. (2005). *Mechanics of composite materials*. CRC press.
2- Pinto, V. C., Ramos, T., Alves, S., Xavier, J., Tavares, P., Moreira, P. M. G. P., & Guedes, R. M. (2015). Comparative failure analysis of PLA, PLA/GNP and PLA/CNT-COOH biodegradable nanocomposites thin films. Procedia Engineering, 114, 635-642.

Kanatçık Mekanik Görünüm





Kanatçık	Ölçü mm
Root Chord	200
Tip Chord	40
Height	105
Sweep Length	140

Kanatçık – Detay

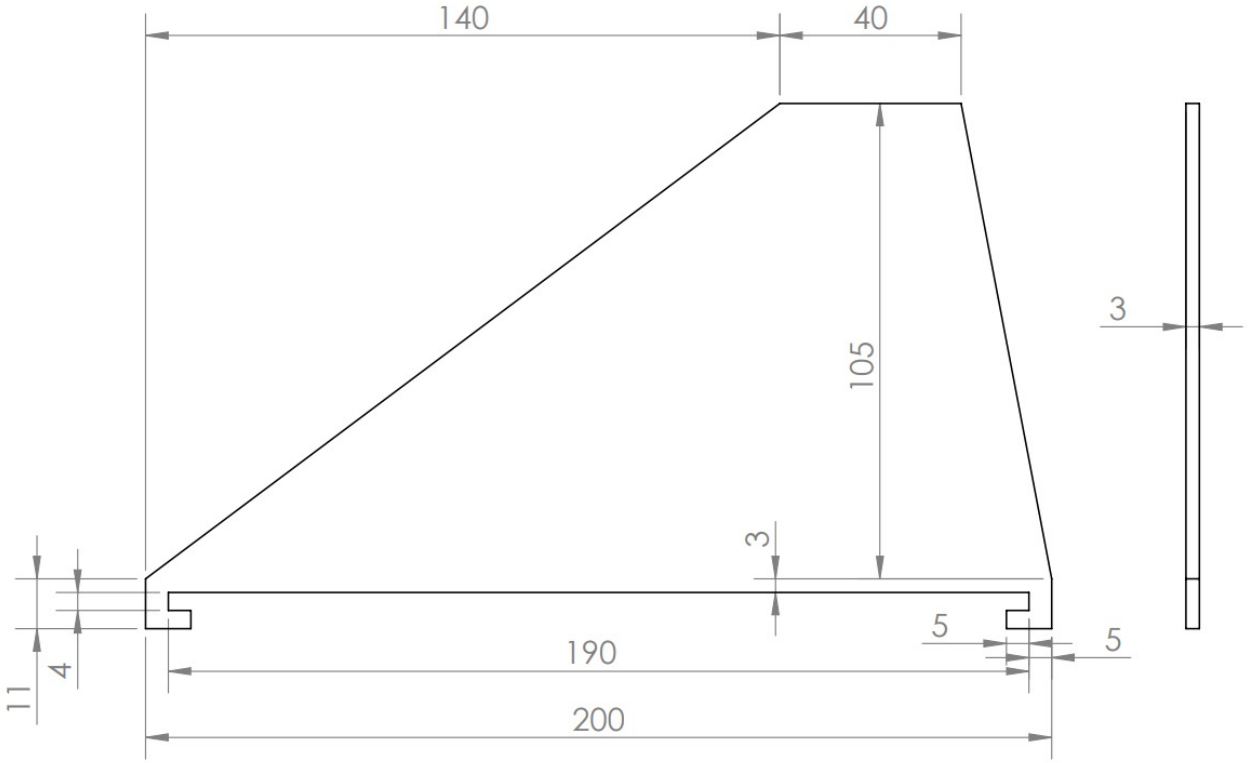
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Kanatçıklar ve kanatçıkların montajı için kullanılacak olan kanatçık aparatları yapılan testler sonucu uygun olduğu görüldükten sonra üretim kalitesi, maliyeti, kolaylığı nedenleriyle alüminyum malzemesinden üretilecektir. Alüminyum levha olarak piyasada yaygın olarak 5000 ve 1000 serisi alüminyum levhanın bulunması ve pandemi sürecinin de getirileri nedeniyle 5000 serisi alüminyum levha ile üretim gerçekleştirilecektir. Malzemeye dair teknik bilgi altta bulunan tabloda verilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	Kanatçıklar ve aparatları için alüminyum levha, hassas doğrulukta ve kaliteli bir üretim olması için lazer kesim yöntemiyle kesilerek üretilecektir.

Malzeme*	Yoğunluk (g/cm^3)	Akma Mukavemeti (MPa) Min-Max	Çekme Mukavemeti (MPa) Min-Max	Uzama (%50) min-max	Sertlik (brinel) min-max
Alüminyum (HX2)	2,6	130-175	210-225	14	65

* Seykoç Alüminyum | Alaşımlı Alüminyum | Alaşımlar | 6063

Kanatçık – Detay

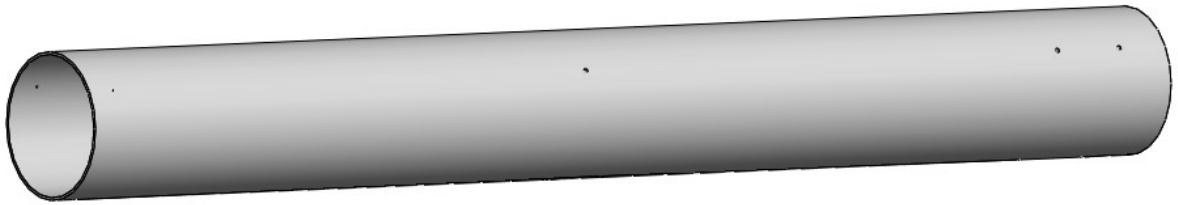
- Kanatçık kesit profili üretim yönteminin zorunluluğu olarak “square” biçimde köşeli yapıda seçilmiştir.
- Kanatçık ölçülerine ait bilgiler altta bulunan tabloda verilmiştir. Bu ölçüler openrocket simülasyonlarına göre irtifa-stabilite optimizasyonu doğrultusunda belirlenmiştir.

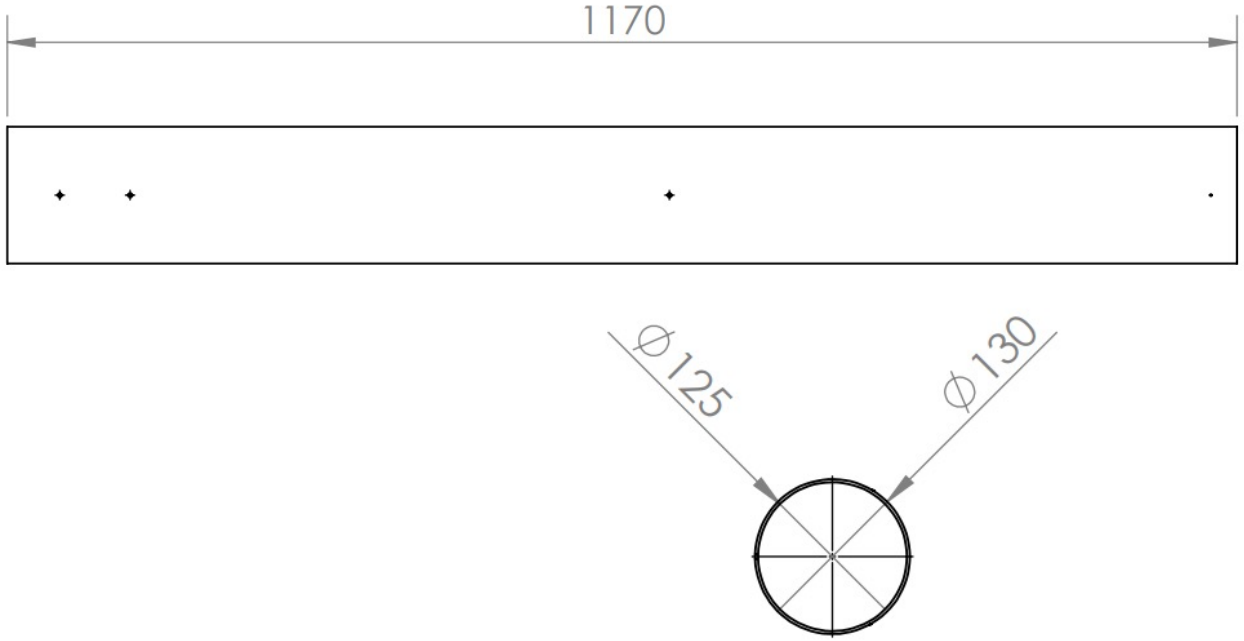


Kanatçık	Ölçü (mm)
Root Chord	200
Tip Chord	40
Height	105
Sweep Length	140
Thikness	3
Fin Cross Section	Square

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

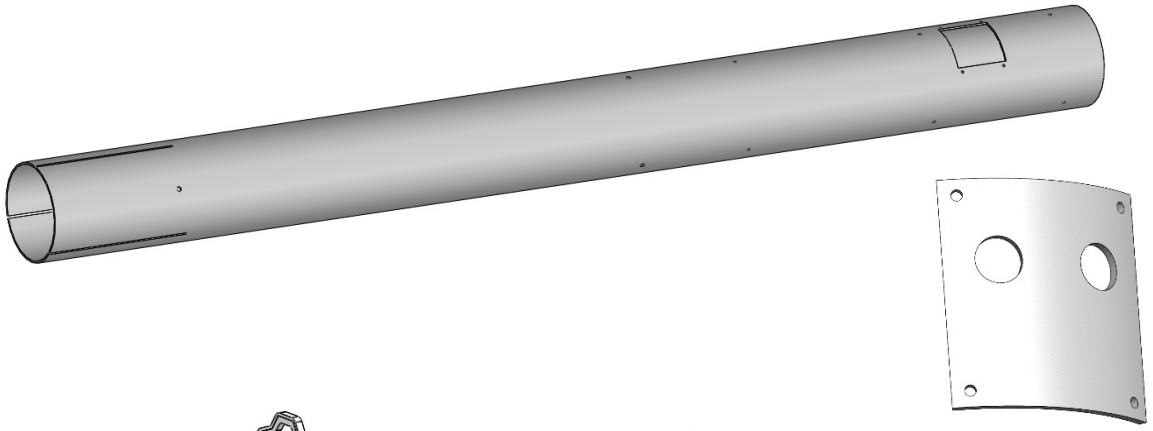
Üst Gövde

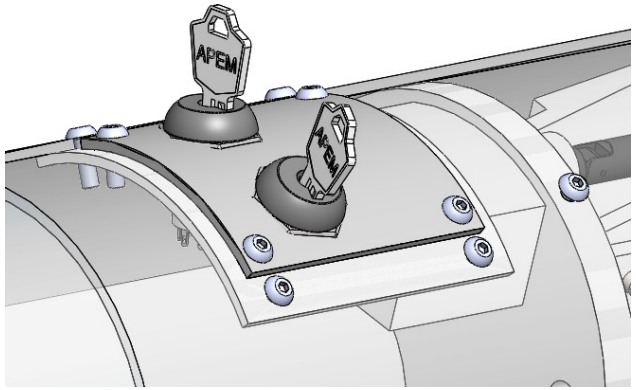


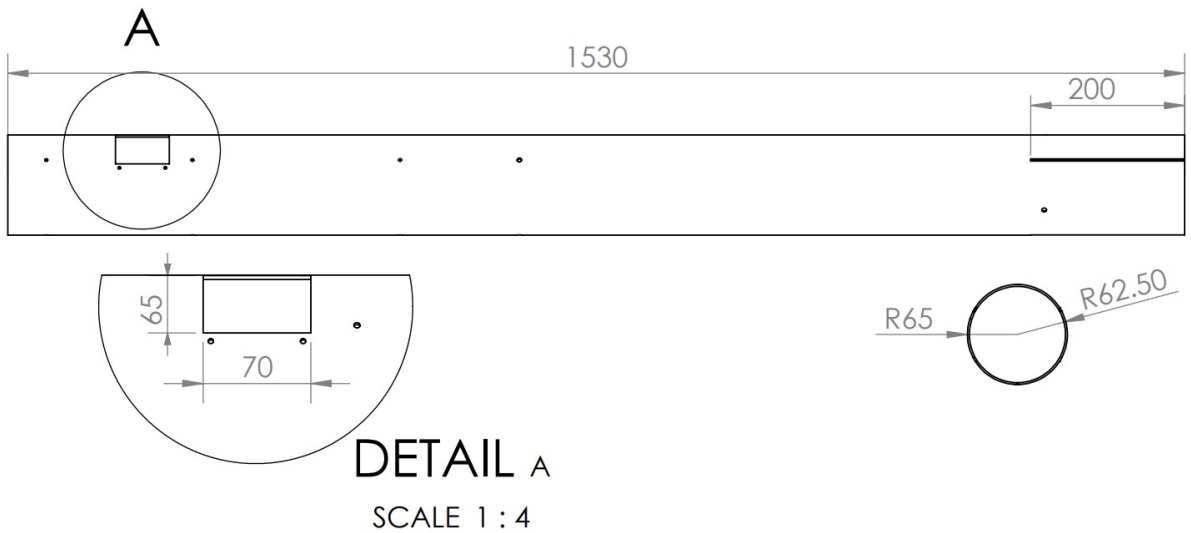


Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

Alt Gövde





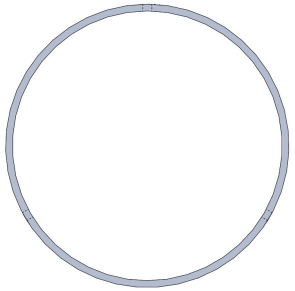


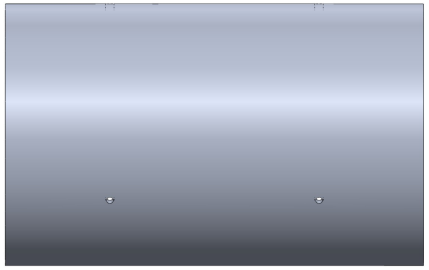
Yapısal – Gövde Parçaları

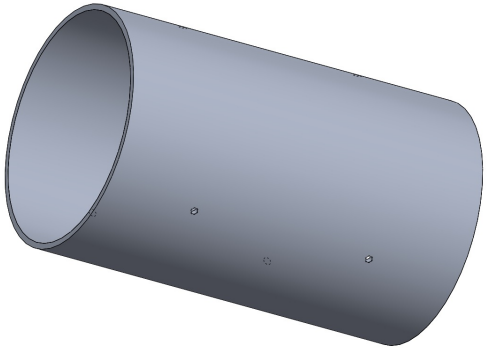
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	• Roket üst gövdesi ÖTR'de de belirtildiği gibi cam elyaf malzemesinden üretilecektir. Öncelik olarak radyo sinyallerinin geçirgenliği sebebiyle cam elyaf malzemesinden üretilmesi planlanmaktadır. • Alt gövdesi ÖTR aşamasında da belirtildiği gibi yeterli mukavemeti sağlamakla beraber hem alt hem de üst gövde için cam elyaf malzemesi ideal kütle-mukavemet-maliyet optimizasyonu sağlamaktadır.
Üretim Yöntemleri	:	Her iki gövdenin üretimi de aynı şekilde olacak olup üretim maliyetinin kurtarmasına bağlı olarak: 1. Alternatif: Reçinelenmiş elyaf lifini makine ile kalıp üzerine sarıp istenilen kalitede gövdelerin üretilmesi planlanmaktadır. 2. Alternatif: El yatırması yöntemiyle kalıp üzerine elyafı sarıp sonrasında ince bir şekilde yüzey pürüzlerini alarak, gövde üzerinde çap değişimine sebep olabilecek olan çapakların ve elyafın yoğunluğuna bağlı olarak sarımın başlangıç-bitiş noktalarında oluşan pot farkının temizlenmesiyle üretilmesi planlanmaktadır.

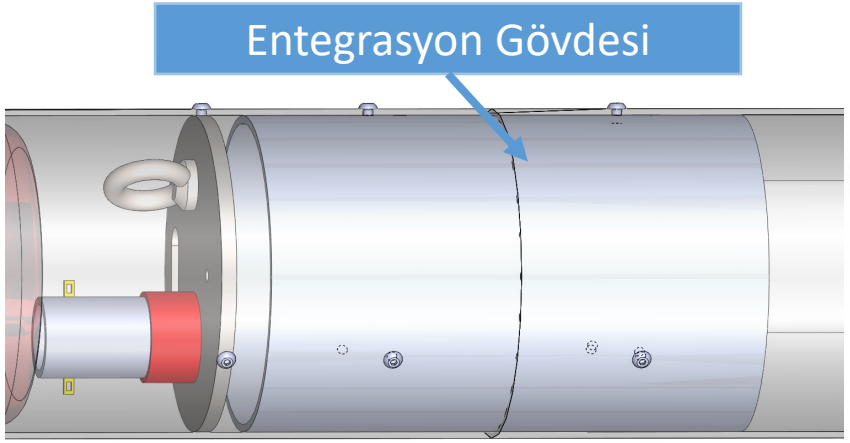
Malzeme	Yoğunluk (g/cm^3)	Young Modülü (GPa)	Maksimum Gerilme (MPa)	Spesifik Modül (GPa - m^3/kg)	Spesifik Gerilme (MPa - m^3/kg)
Cam Elyaf (Unidirectional glass/epoxy)	1,8	38,6	1062	0,02144	0,5900

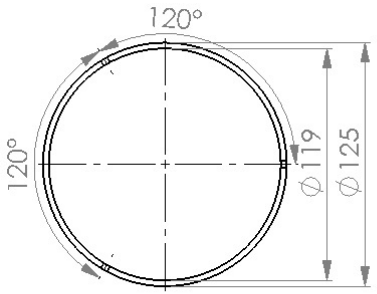
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

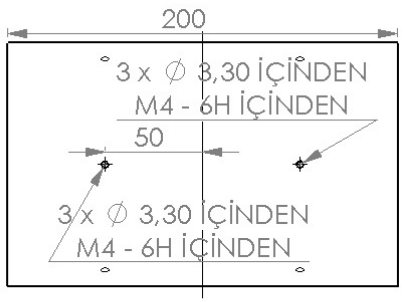


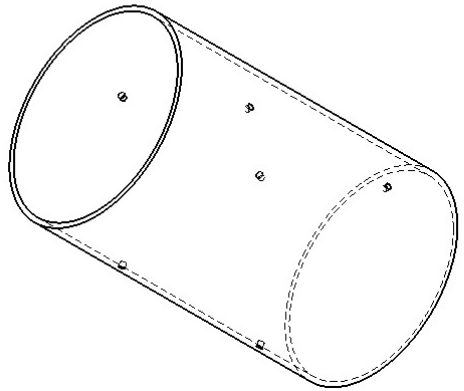












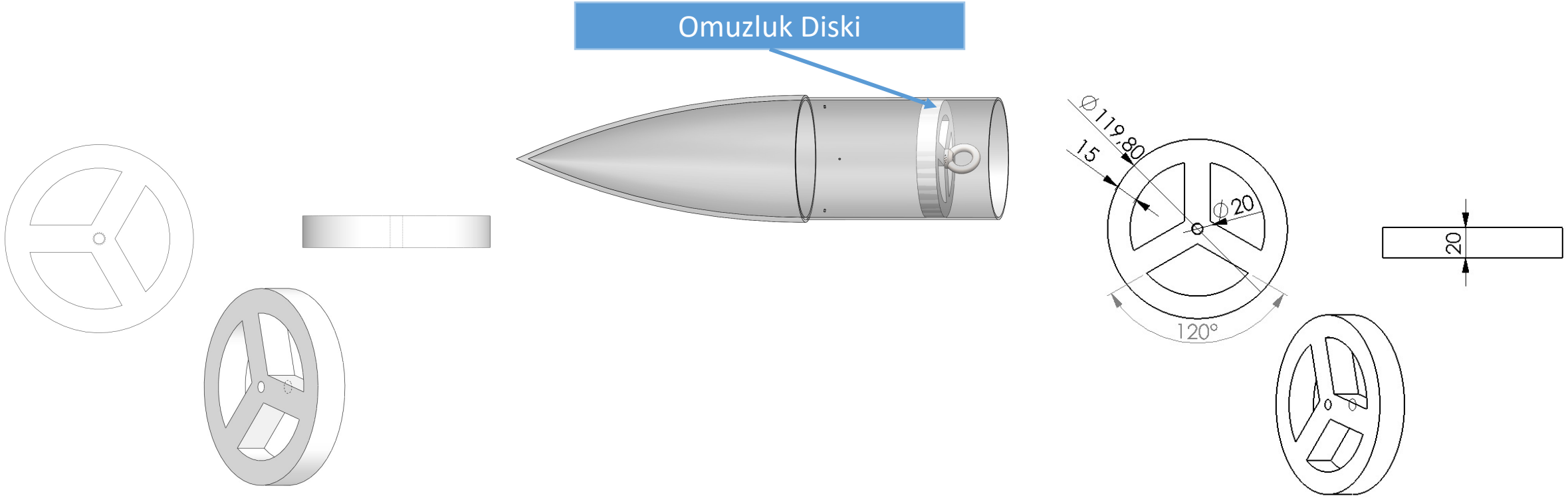
Entegrasyon gövdesi 125 dış çapındadır, 119 iç çapındadır ve 200mm uzunluğundadır. Uzunluğu, roketin dış çapı olan 130mm'nin bir buçuk katından 5mm daha fazladır. Entegrasyon gövdesinin dış gövdelere montajı için iki farklı eksende gövde üzerinde 120 derece aralıklar ile 6 adet M4 dişli delik vardır. Deliklerin merkezleri arasında 100mm vardır. Deliklerin eksenleri entegrasyon gövdesinin uzunluktan merkezine ellişer milimetre uzaklıktadır. Bu deliklerin içerisinden M4 bombe baş cıvata geçirilerek entegrasyon gövdesi dış gövdelere 100 milimetre girecek şekilde montajlanır.

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

Entegrasyon Gövdesi

Özellik			Kapsam	
Malzeme Bilgileri	:		Al 6063	Cam Elyaf
		Üretim Hızı:	12 saat	24 saat
		Maliyet	20 cm Al6063 boru=67 TL	1m^2 kumaş(134TL) + Epoksi (10TL) = 144 TL
		Elastik Modül (**Gpa**)	68	85.5
		Çekme Dayanımı(MPa)	240	4585.0
		Yumuşama Sıcaklığı(◦C)	160	970.0
		Yoğunluk(g/cm^3)	2.69	1.85
Seçilme Nedeni	:	Entegrasyon gövdesinin malzemesi üretiminin daha hızlı ve ucuz olması, dış çapının cam elyafa göre daha kolay değiştirilebilmesi, cam elyafa göre daha ağır olmasının görevi engellememesi, yeterli termal ve mekanik dayanımı sağlaması sebepleri ile Al 6063 seçilmiştir.		
Üretim Yöntemleri	:	Satın alım:	Alüminyum boru 200mm uzunluğunda satın alınacaktır ve üzerine M4 dişli delikler açılacaktır.	

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



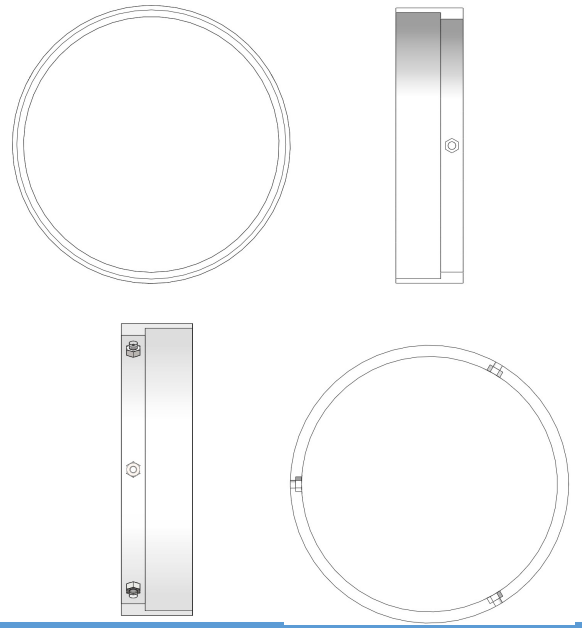
Omuzluk Diski, reçine ile burun konisi omuzluğuna yapıştırılacaktır. Reçinenin plastikler için kesme mukavemeti cm^2 başına 900N'dur. Omuzluk Diskinin omuzluğun iç yüzeyi ile çakıştığı yüzeyin alanı 8 cm^2'dir. Yani omuzluk ile disk bağlantısı 720N'a dayanabilecektir. Omuzluk Diski 119,8mm çapında ve 20mm kalınlığındadır. Üzerinde tutmayı kolaylaştırmak için 3 adet 120 derecelik kesik vardır.

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

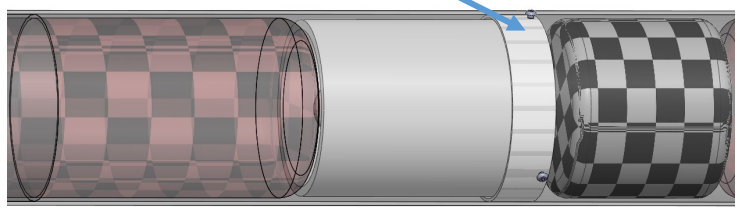
Omuzluk Diski

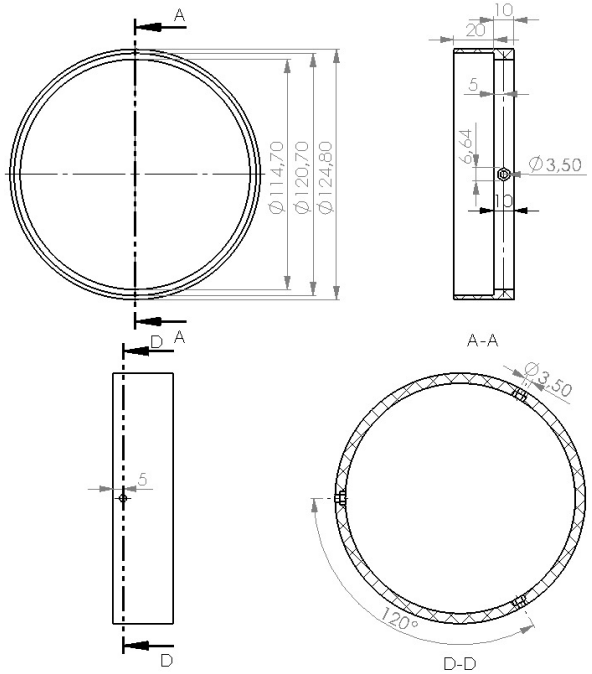
Özellik			Kapsam	
Malzeme Bilgileri	:		PLA	Cam Elyaf
		Üretim Hızı:	14 saat	24 saat
		Maliyet	100 gram PLA = 20 TL	1.5m^2 kumaş(200TL) + Epoksi (10TL) = 210 TL
		Elastik Modül (**Gpa**)	**4.8**	85.5
		Çekme Dayanımı(MPa)	50	4585.0
		Yumuşama Sıcaklığı(◦C)	50.0	970.0
		Yoğunluk(g/cm^3)	1.25	1.85
Seçilme Nedeni	:	PLA'nın termal ve mekanik dayanımı bizler için yeterli olması sebebi ile üretimdeki maliyet ve zaman tasarrufu göz önüne alınarak PLA kullanılmasına karar verilmiştir.		
Üretim Yöntemleri	:	3D Baskı:	3D baskı almak, diğer malzemeye uygun üretim yöntemleri olan kalıp döküm ve talaşlı imalat yönetmelerine göre hem daha ucuzdur hem de daha kısa sürmektedir. Bu sebeplerden ötürü malzeme 3D baskı tekniği ile üretilecektir.	

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



Faydalı Yük Tutucu





Faydalı Yük Tutucu 124,8 dış çapında ve 30mm uzunluğundadır. Et kalınlığı 20mm boyunca 2.05mm, 10mm boyunca 5,05mm'dir. Et kalınlığı 5.05mm olan bölgeyi merkezleyecek şekilde M4 cıvata ve somun için 120 derece aralıklar ile üç adet yuva oluşturulmuştur. Faydalı yükün dış çapı 118mmdir. Tutucunun iç çapı 114,7mm olması sebebi ile faydalı yükün ivmelenmeyle beraber geriye gidip paraşütleri sıkıştırmasına engel olur. Faydalı yük tutucu üzerinde bulunan 3 adet M4 somun yardımı ile M4 bombe baş cıvata kullanılarak gövdeye montajlanacaktır.

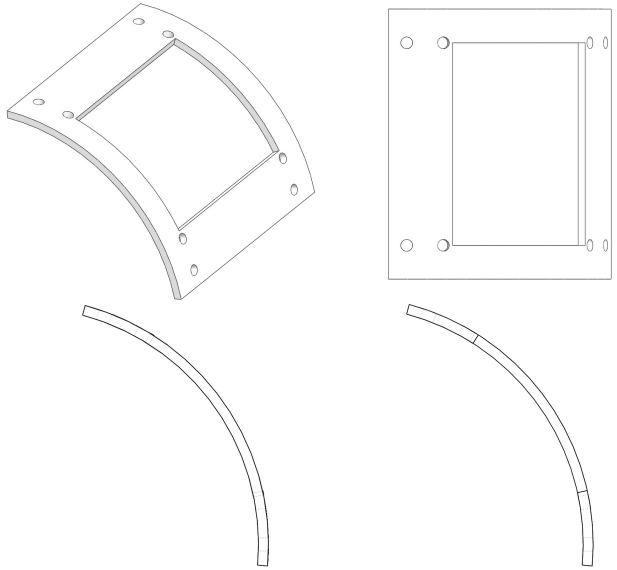
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

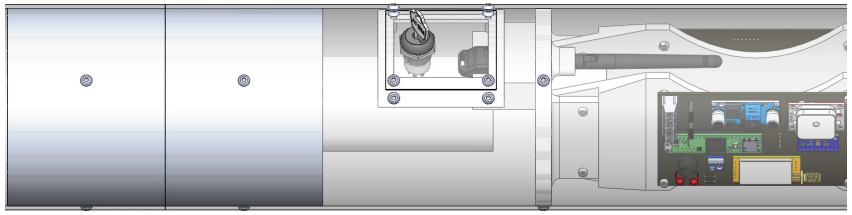
Faydalı Yük Tutucu

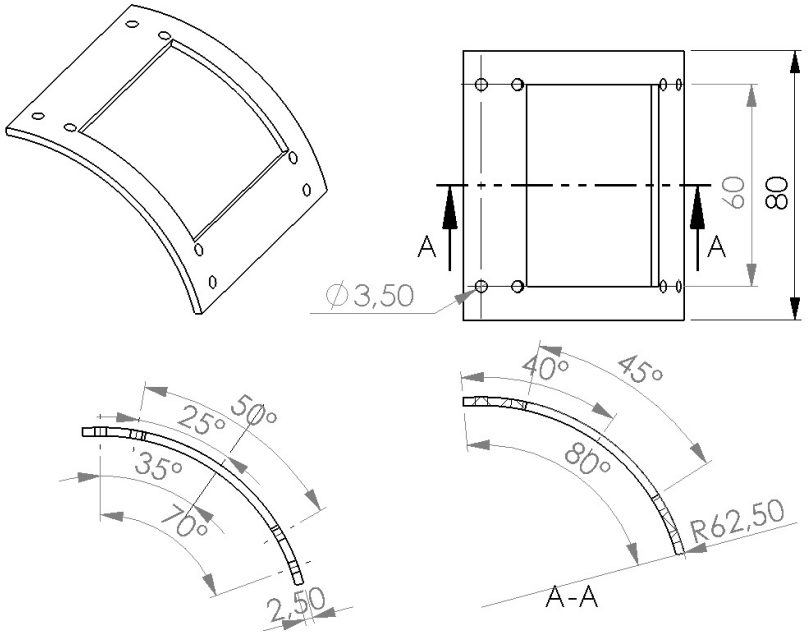
Özellik			Kapsam	
Malzeme Bilgileri	:		PLA	Al 6063
		Üretim Hızı:	7 saat	48 saat
		Maliyet	40 gram PLA = 4 TL	1,61 kg Al 6063= 274 TL
		Elastik Modül (**Gpa**)	**4.8**	68
		Çekme Dayanımı(MPa)	50	240
		Mekanik En Yüksek Sıcaklık(°C)	50.0	160
		Yoğunluk(g/cm^3)	1.25	2.69
Seçilme Nedeni	:	PLA'nın termal ve mekanik dayanımı bizler için yeterli olması sebebi ile üretimdeki maliyet ve zaman tasarrufu göz önüne alınarak PLA kullanılmasına karar verilmiştir.		
Üretim Yöntemleri	:	3D Baskı:	3D baskı almak, diğer malzemeye uygun üretim yöntemleri olan kalıp döküm ve talaşlı imalat yönetmelerine göre hem daha ucuzdur hem de daha kısa sürmektedir. Bu sebeplerden ötürü malzeme 3D baskı tekniği ile üretilecektir.	

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

Alimetre-Aviyonik kapakçığı Arayüzü







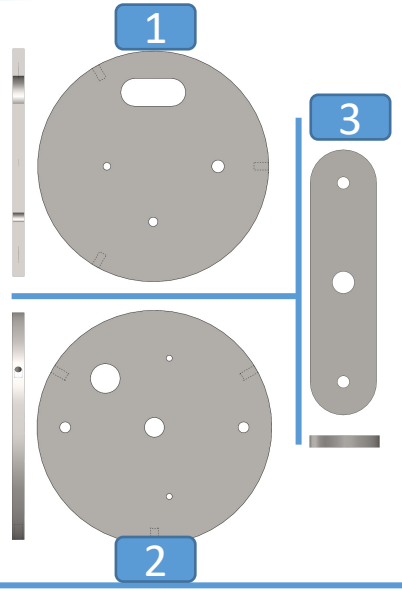
Alimetre-Aviyonik kapakçığı arayüzünün çapı roketin iç çapı ile aynıdır ve 125mm'dir. Arayüz 2.5mm kalınlığındadır. Altimetrenin ve başlatma butonun montajı için üzerinde 45 derecelik 60mm uzunluğunda kesik mevcuttur. Üzerindeki 8 adet M4 dişli delik içerisinden M4 bombe baş vida geçirilerek gövde ve Alimetre-Aviyonik kapakçığı ile montajı sağlanmaktadır. Gövdeye montajlamak için kullanılan 4 adet delikten aynı eksende olan iki delik arasında 70 derece vardır. Alimetre-Aviyonik kapakçığı ile montajda kullanılan 4 adet delikten aynı eksende olan iki delik arasında 50 derece vardır. Eksenler arasındaki mesafe 60 milimetredir.

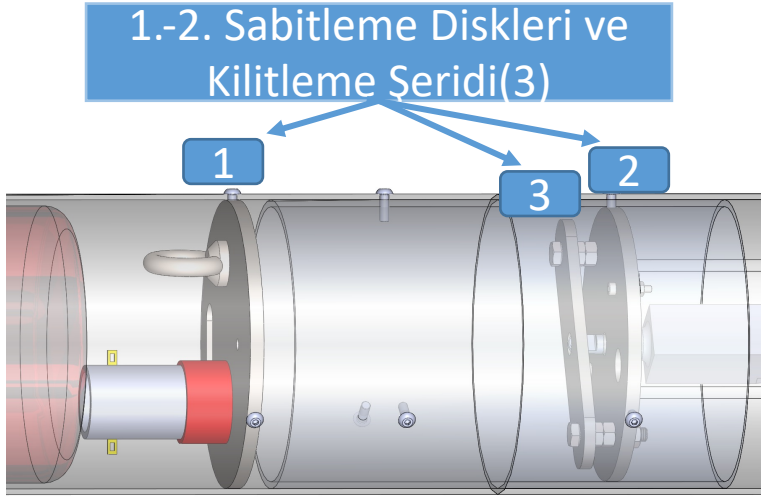
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

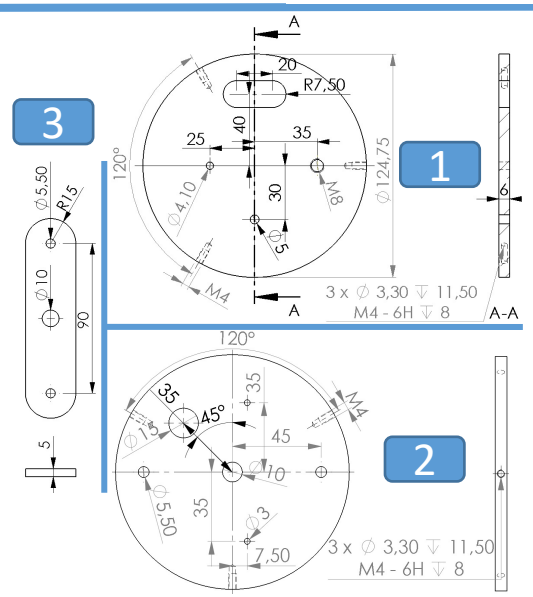
Alimetre-Aviyonik kapakçığı Arayüzü

Özellik			Kapsam	
Malzeme Bilgileri	:		PLA	Cam Elyaf
		Üretim Hızı:	7 saat	24 saat
		Maliyet	10 gram PLA = 1 TL	0,5m^2 kumaş(66TL) + Epoksi (10TL) = 76TL
		Elastik Modül (**Gpa**)	**4.8**	85.5
		Çekme Dayanımı(MPa)	50	4585.0
		Mekanik En Yüksek Sıcaklık(°C)	50.0	970.0
		Yoğunluk(g/cm^3)	1.25	1.85
Seçilme Nedeni	:	PLA'nın termal ve mekanik dayanımı bizler için yeterli olması sebebi ile üretimdeki maliyet ve zaman tasarrufu göz önüne alınarak PLA kullanılmasına karar verilmiştir.		
Üretim Yöntemleri	:	3D Baskı:	3D baskı almak, diğer malzemeye uygun üretim yöntemleri olan kalıp döküm ve talaşlı imalat yönetmelerine göre hem daha ucuzdur hem de daha kısa sürmektedir. Bu sebeplerden ötürü malzeme 3D baskı tekniği ile üretilecektir.	

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







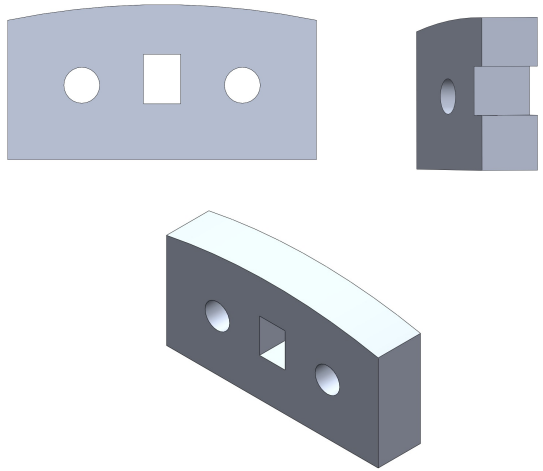
Birinci sabitleme diskinin (1) üzerinde şok kordonun geçmesi için bir yuva, piroteknik kapsülün montajı için kullanılacak M4 vidanın geçmesi için 4.1mm çapında bir delik, elektrik kabloları için bir delik ve M8 Mapanın montajı için M8 dişli delik bulunuyor. Birinci sabitleme diski üzerinde bulunan 3 adet M4 dişli delik yardımı ile 1. gövdeye montajlanıyor. İkinci sabitleme diskinin üzerinde kilitleme şeridinin montajı için iki adet M6 ,lineer kutusunun montajı içinki adet 3mm, kilitleme mekanizması için bir adet 10mm ve kablolar için bir adet 15mm delik bulunuyor. İkinci sabitleme diski üzerinde bulunan 3 adet M4 dişli delik yardımı ile 1. gövdeye montajlanıyor. Kilitleme Şeridi'ni (3) ikinci sabitleme diskine montajlamak için bir şerit üzerinde iki adet M6 delik ve kilitleme mekanizması için 1 adet 10mm delik bulunuyor. Şerit(3) üzerinde bulunan M6 deliklerden geçirilen vidalar yardımı ile 2. sabitleme diskine montajlanıyor.

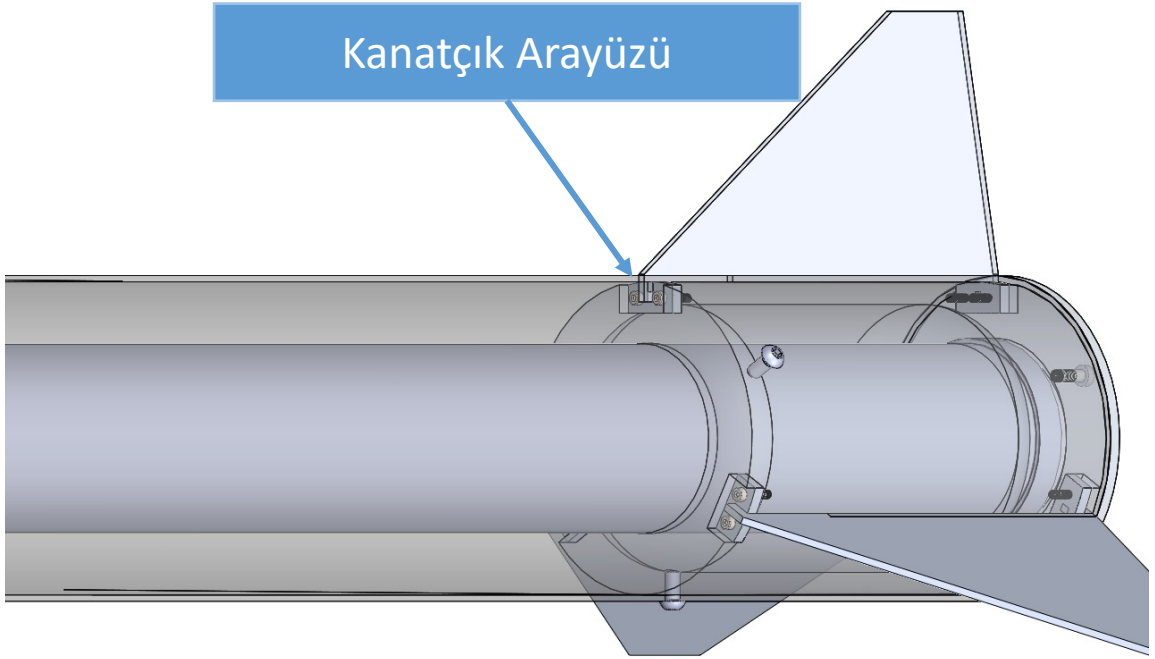
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

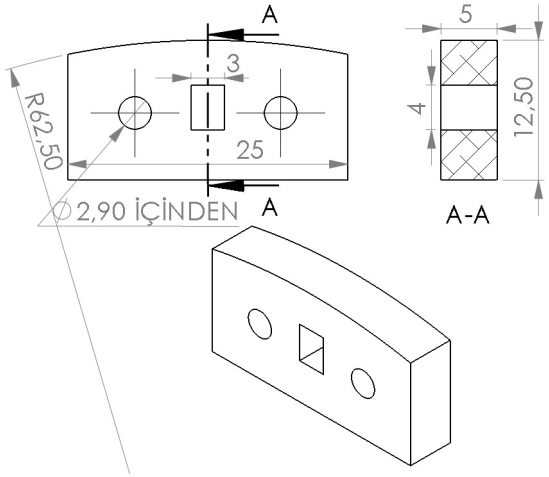
1.-2. Sabitleme Diskleri ve Kilitleme Şeridi(3)

Özellik			Kapsam	
Malzeme Bilgileri	:		304 Çelik	Al 6063
		Üretim Hızı:	12 saat	12 saat
		Maliyet	4,6 kg çelik plaka=210 TL	1,61 kg Al 6063= 274 TL
		Elastik Modül (Gpa)	**200**	68
		Çekme Dayanımı(MPa)	580-1180	240
		Mekanik En Yüksek Sıcaklık(°C)	710	160
		Yoğunluk(g/cm^3)	7,85	2.69
Seçilme Nedeni	:	Üretiminin daha ucuz olması, Al 6063'e göre daha ağır olmasının görevi engellememesi, parçalar ani şoka ve barutun oluşturduğu ani ısıya maruz kaldıkları için yüksek termal-mekanik dayanım gerekmesi nedenleri ile 304 Çelik seçilmiştir.		
Üretim Yöntemleri	:	Lazer kesim	Bu parçalar için döküm ve talaşlı imalat işlemleri verimsiz olduğu için lazer kesim ile üretilmesine karar verilmiştir. 304 çelik plaka satın alınacaktır ve lazer yardımı ile kesilecektir. Daha sonra disklerin kenarlarından M4 dişli delikleri açılacaktır.	

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







Kanatçık Arayüzü 25mm genişliğinde , 12.5mm uzunluğunda ve 5mm kalınlığındadır. Yüzeyinde 3mm genişliğinde, 4mm uzunluğunda dikdörtgen bir yuva ve alt motor tutucuya montajı için 2 adet M3 dişli delik vardır. Toplam 6 adet Kanatçık Arayüzü vardır. Bu delikler içerisinden M3 cıvata geçirilerek motor tutucuya montajlanır.

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

Kanatçık Arayüzü

Özellik			Kapsam	
Malzeme Bilgileri	:		Al 6063	304 Çelik
		Üretim Hızı:	12 saat	12 saat
		Maliyet	0,1kg Al6063 Plaka=14 TL	0,3 kg çelik plaka=20 TL
		Elastik Modül (Gpa)	68	200
		Çekme Dayanımı(MPa)	240	580-1180
		Mekanik En Yüksek Sıcaklık(°C)	160	710
		Yoğunluk(g/cm^3)	2.69	7,85
Seçilme Nedeni	:	Hafif ve yüzey alanının fazla olması gereken parçalarda kullanılacağı ve ucuz olduğu için Al6063 seçilmiştir.		
Üretim Yöntemleri	:	Lazer kesim	Bu parçalar için döküm ve talaşlı imalat işlemleri verimsiz olduğu için lazer kesim ile üretilmesine karar verilmiştir. Al 6063 plaka satın alınacaktır ve lazer yardımı ile kesilecektir.	

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

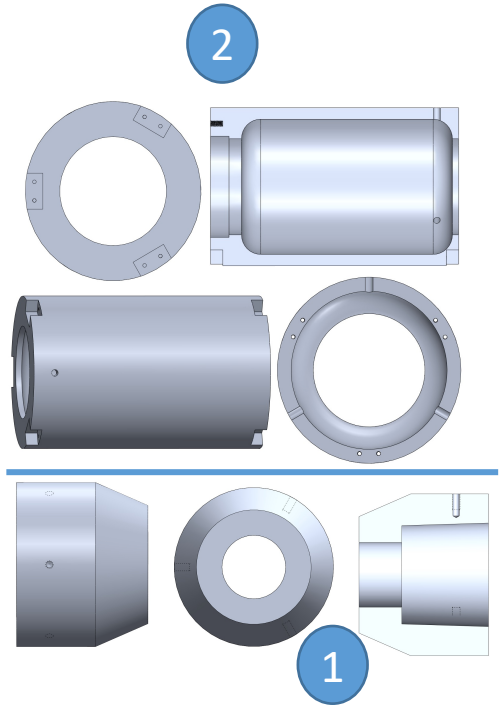
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Alt sitemi oluşturan parçalar için kullanılması için belirlenen malzemeler yazılacaktır. Malzemenin kullanılan teknik özellikleri tablo şekilde olarak verilecektir. Belirlenen seçenek nedenleriyle beraber açıklanmalı.
Üretim Yöntemleri	:	Kullanılacak üretim yöntemi nedenleriyle birlikte açıklanmalıdır.

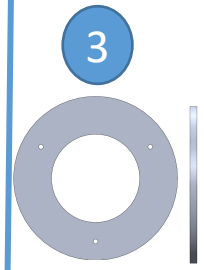
- Bu bölümde roket içi entegrasyon gövdesi(coupler), motor bloğu (bulkhead) vb. yapısal destek parçaları açıklanacaktır. Hangi gövdelere ne şekilde bağlandığıyla ilgili bilgiler verilmelidir. Ayrılma gerçekleşecekse belirtilmelidir.

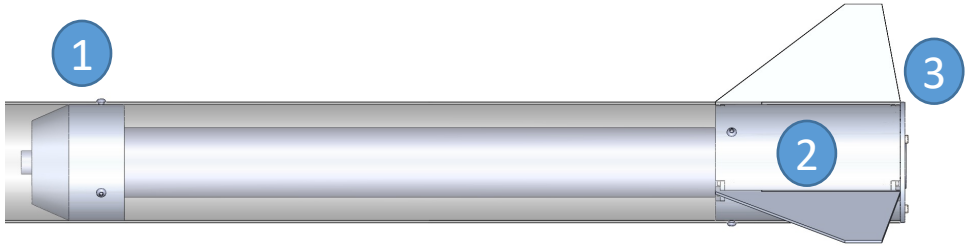
- Entegrasyon gövdesi yoksa (roket gövdesi tek parçaysa) bu durum belirtilmelidir.

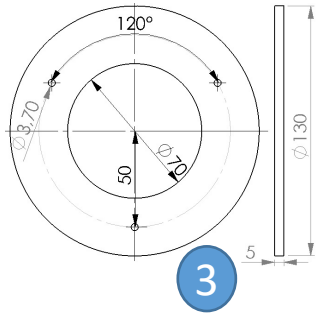
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

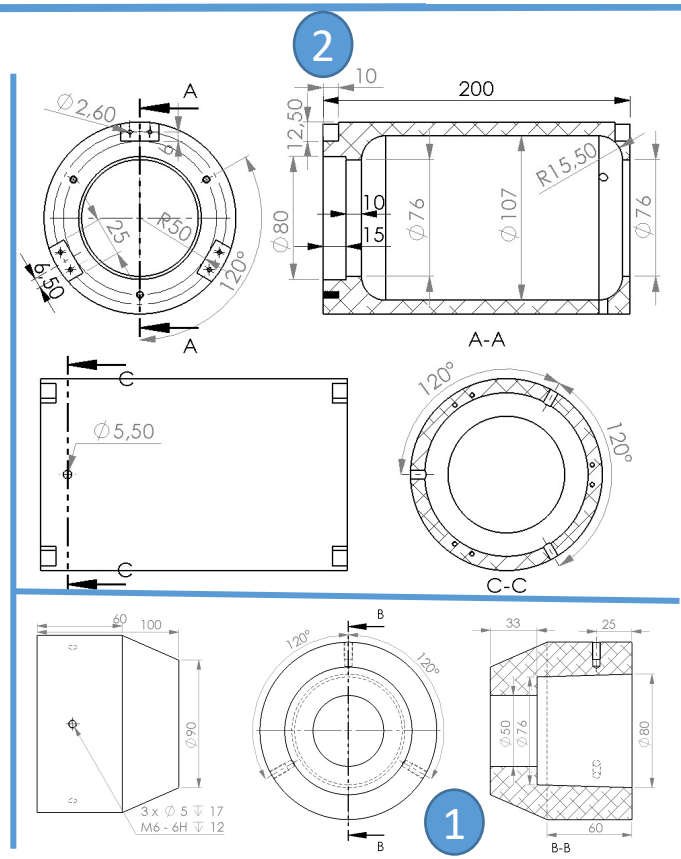
Üst Motor Tutucu(1) -Alt Motor Tutucu(2)-Motor Kapağı(3)











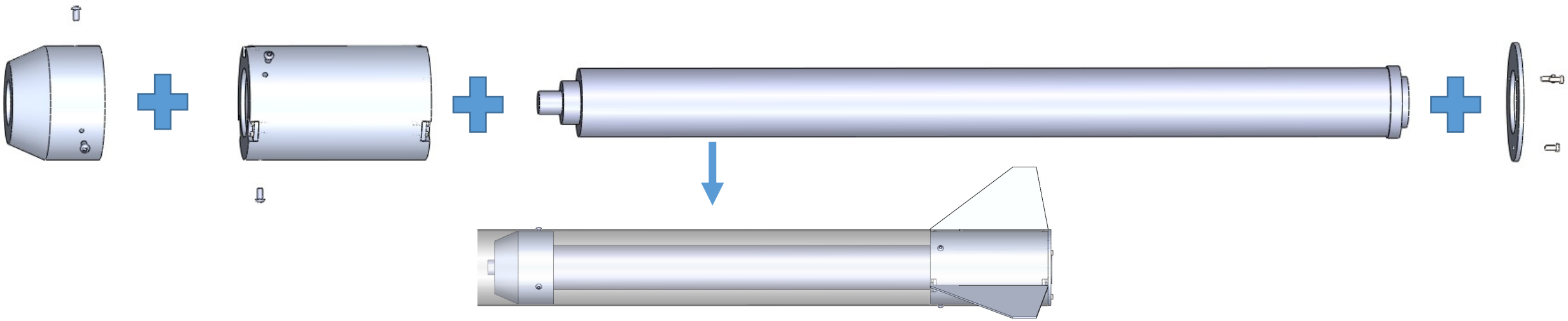
Üst ve üst motor tutucuların(1) gövdeye montajlamak için parça üzerinde 3 adet M6 dişli delik vardır. Motor Kapağını(3) montajlamak için üzerinde üç adet M4 delik vardır. Alanda yaşanabilecek motorun sığmama sorununu önlemek amacıyla Üst Motor Tutucu(1) parçasında motorun girdiği kısım 76mm'den 80mm'ye genişlemektedir.

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

Üst-ALt Motor Tutucu

Özellik			Kapsam	
Malzeme Bilgileri	:		Al 6063	304 Çelik
		Üretim Hızı:	48 saat	48 saat
		Maliyet	13kg Al6063 =1650 TL	15kg 304 çelik = 3450
		Elastik Modül (**Gpa**)	68	200
		Çekme Dayanımı(MPa)	240	580-1180
		Mekanik En Yüksek Sıcaklık(°C)	160	710
		Yoğunluk(g/cm^3)	2.69	7,85
Seçilme Nedeni	:	Üretiminin daha ucuz olması, Al6063 ile 304 arasındaki yoğunluk oranı 2,91 iken çekme dayanımı oranın minimum 2.25 olması sebebi ile daha küçük kütle ile daha dayanıklı parça tasarlanabilmesi sebepleriyle Üst-Alt Motor Tutucuları ve Motor Kapağı için Al 6063 kullanılmasına karar verilmiştir.		
Üretim Yöntemleri	:	Talaşlı İmalat -Lazer	Tek seferlik döküm işlemi verimsiz olduğu için Motor Tutucular CNC torna, Motor Kapağı lazer kesim ile üretilmesine karar verilmiştir. Motor Tutucuların üretimini ucuzlaştırmak amacıyla AL6063 çubuk 34cm olarak satın alınılacaktır ve CNC torna tezgahında işlenecektir. Motor kapağı Al6063 plakadan kesilecektir.	

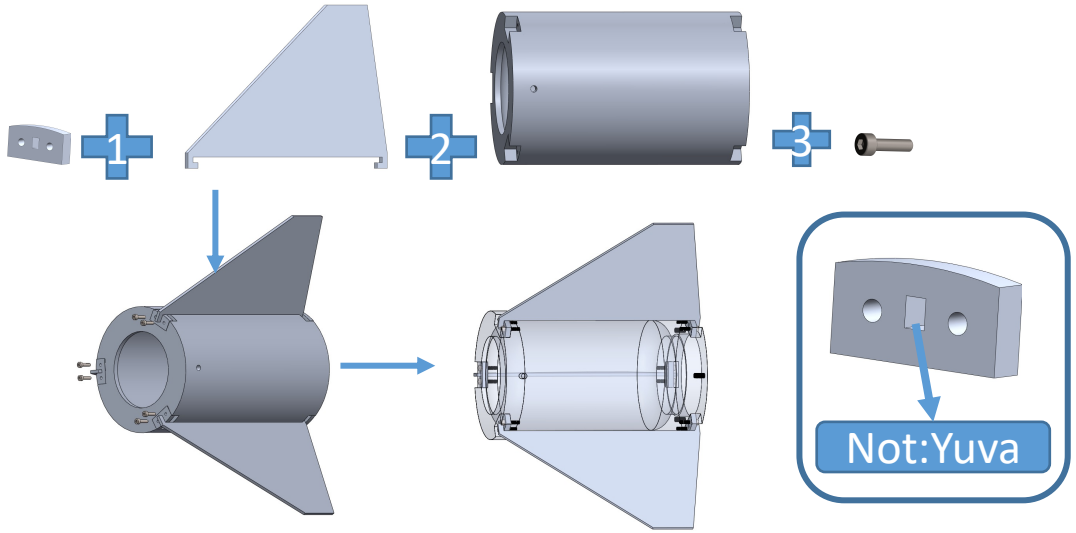
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



1. Üst-Alt Motor Tutucular alt gövdeye 6 adet M6 cıvata ile sabitlenir.
2. Motor içeri sürülür ve Motor kapağı 3 adet M4 cıvata yardımı ile montajlanarak motorun montajı biter.

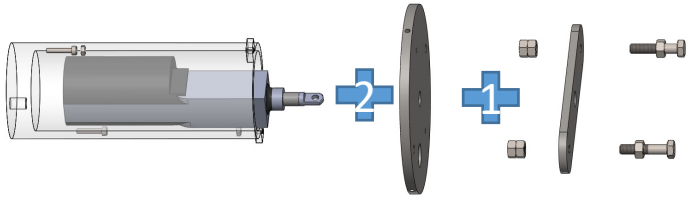
Roket Montaj Stratejisi

Kanatçık Montajı



1. Kanatıklar arayüzler üzerindeki yuvalara geçirilir.
2. Kanatçıklar ve arayüzer, arayüzler için açılmış yuvalara oturtulur.
3. 12 adet M4 cıvata dişli deliklerden geçirilerek montaj tamamlanır.

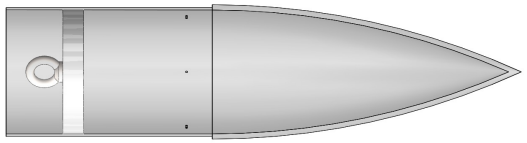
Aviyonik Montajı



1. İkinci sabitleme diski ile kilitleme şeridi arasındaki bağlantı M4 cıvalar ve somunlar yardımı ile yapılır.
2. Lineer aktivatör kutusuna yerleştirilir ve kutu ikişer adet M3 vida ve somun yardımı ile ikinci diske montajlanır.

Montaj Animasyonu: https://youtu.be/iGIVZ13b5iE

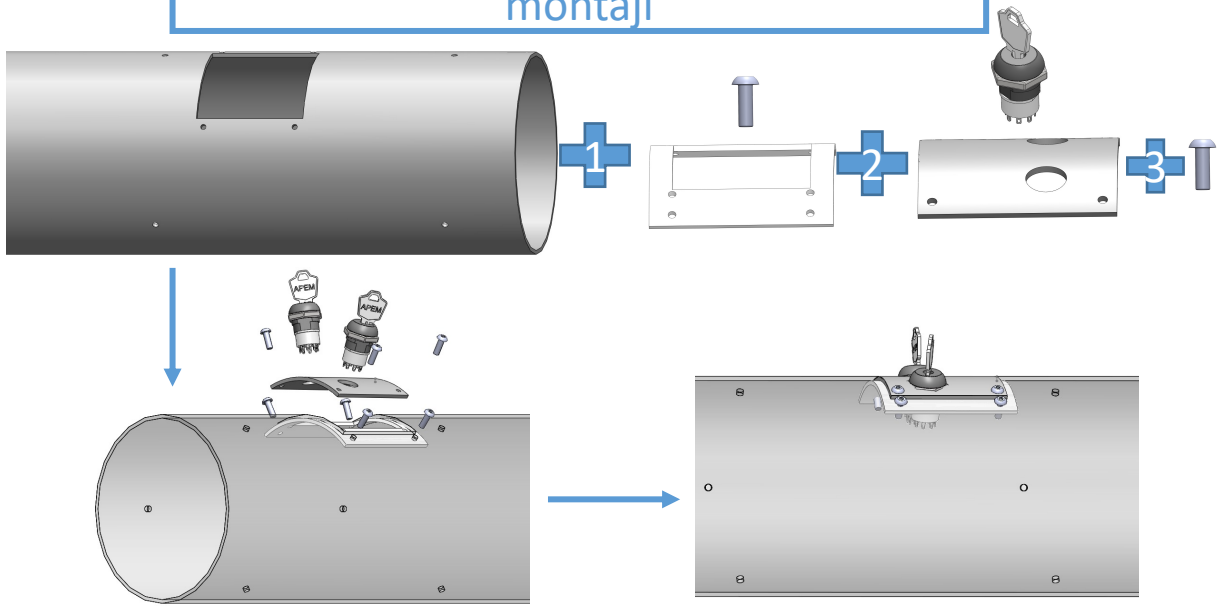
Burun konisi– Omuzluk Disk Montajı



1. Omuzluk Diski, reçine ile burun konisi omuzluğuna yapıştırılacaktır.

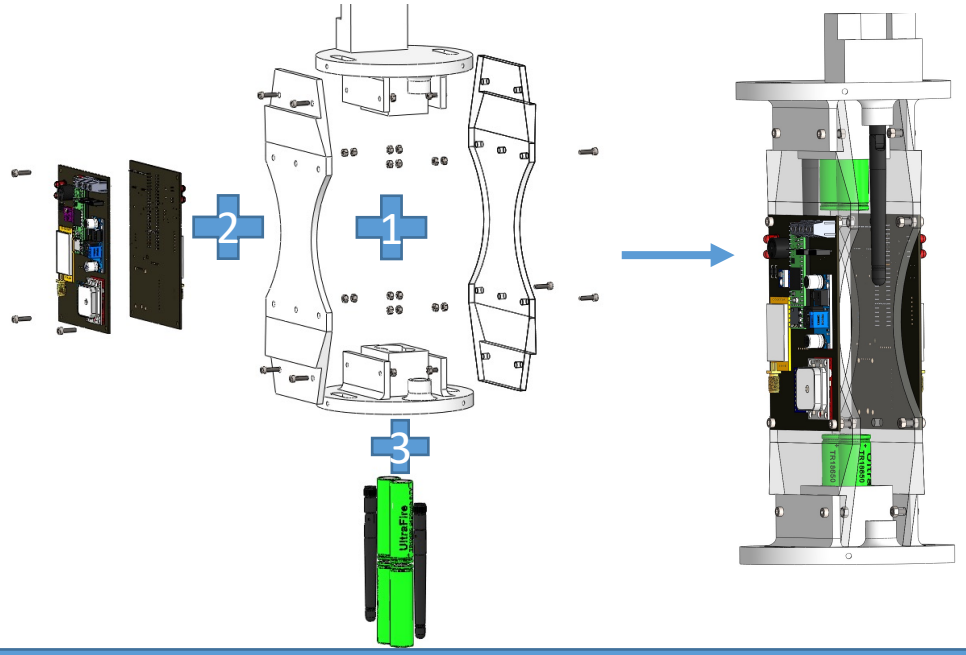
Roket Montaj Stratejisi

Kapakçık-Arayüzü ve Elektrik anahtarı montajı



1. Kapakçık arayüzü ana gövdeye M4 cıvata yardımı ile montajlanır.
2. İki adet elektrik anahtarı kapakçık üzerindeki yuvalarına mekanik olarak montajlanır. Elektrik kabloları bağlanır.
3. Kapaçık arayüzün üzerinde bulunan yuvasına yerleştirilir ve M4 cıvata yardımı ile gövdeye sabitlenir.

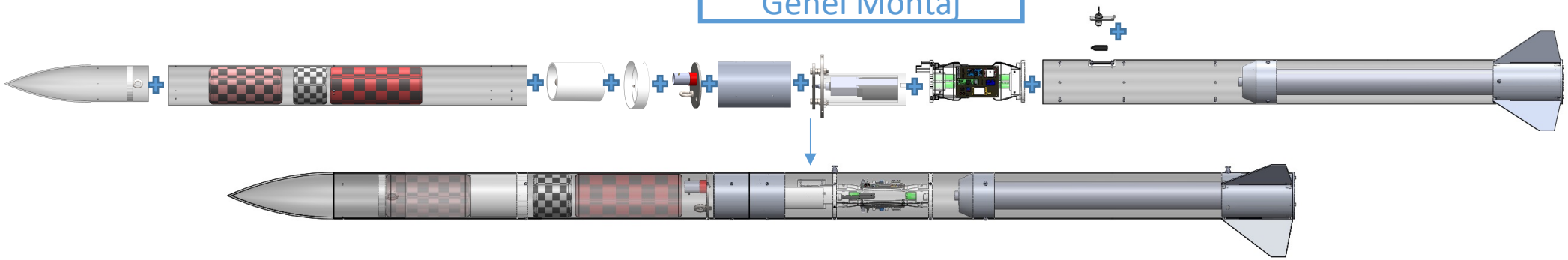
Aviyonik Montajı



1. Aviyonik Kasası m4 cıvatalar ve somunlar ile montajlanır.
2. Ana-yedek aviyonik PCB'si M4 cıvatalar yardımı ile kasaya montajlanır.
3. Piller ve Antenler yuvalarına montajlanır. Kablo bağlantıları yapılır

Roket Montaj Stratejisi

Genel Montaj



Alt Gövde Montajı

1. Aviyonik 6 adet M4 cıvata yardımı ile gövdeye montajlanır. Kaldırma ayaklarından birisi de bu cıvatalar yardımı ile montajlanır.
2. İkinci ayırma sistemi ve entegrasyon gövdesi M4 cıvatalar yardımı alt gövdeye ile montajlanır.
3. Kanatçık bağlantıları yapılmış alt motor tutucu ve üst tutucu motor sayfasında verildiği gibi gövdeye montajlanır lakin sadece motor ve kapağı montajlanmaz.

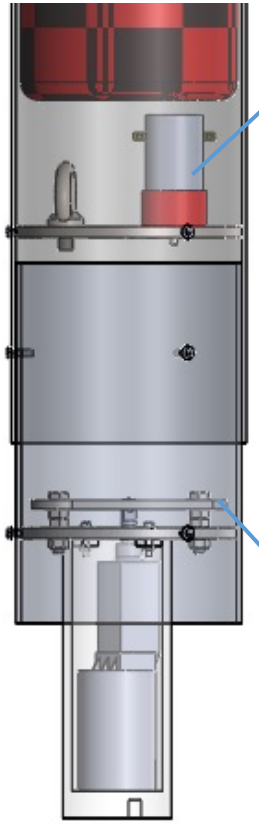
Üst Gövde ve Burun Montajı

1. Faydalı yük tutucu gövde üzerine M4 cıvata ile montajlanır ve faydalı yük gövde içerisine itilir.
2. Şok kordonları, mapa ve disk bağlantıları yapılır . Paraşütler yerleştirilir ve burun konisi kırma pinleri ile montajlanır.

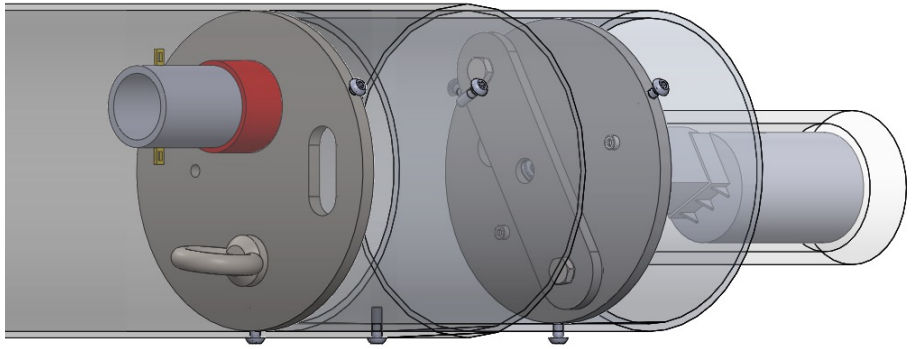
Piroteknik Malzeme, Altimetre ve Genel Montaj

1. Piroteknik malzeme teslim alındıktan sonra mapa ve şok kordonu bağlantısı yapılmış 1. diske piroteknik malzeme arayüzün içeresinden M4 cıvata geçirilerek montajlanır. 1.Disk üst gövdeye 3adet M4 cıvata ile montajlanır.
2. Entegrasyon gövdesi üst gövdenin içine itilir ve M4 cıvatalar ile montajlanır. Bu sayede gövdeler birleşir.
3. Altimetre teslim alındıktan sonra aviyonik kapakçığı çıkarılır ve altimetre yuvasına yerleştirilir. Kapakçık M4 cıvatlar ile tekrar montajlanır. Not: Piroteknik malzeme alındıktan sonra montaj enerjik olmayan atletler(tornavida gibi) ile yapılır.

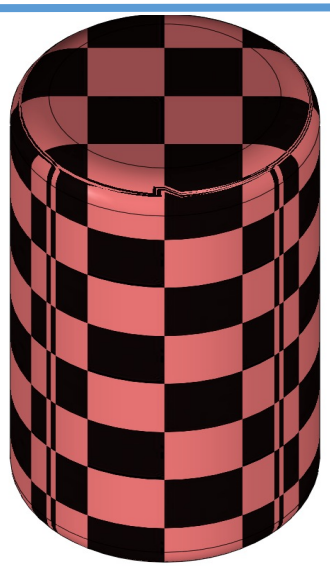
Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm



Birincil Ayrılma (Piroteknik Kapsül)

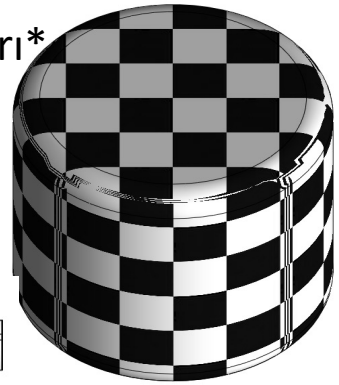


İkincil Ayrılma (Lineer Aktüatör Motor)

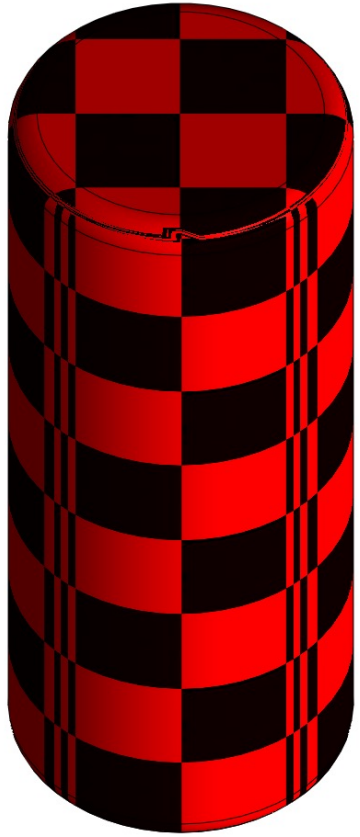


Görev Yükü Paraşütü

Sarı*



Birincil Paraşüt



İkincil Paraşüt

0.24 m

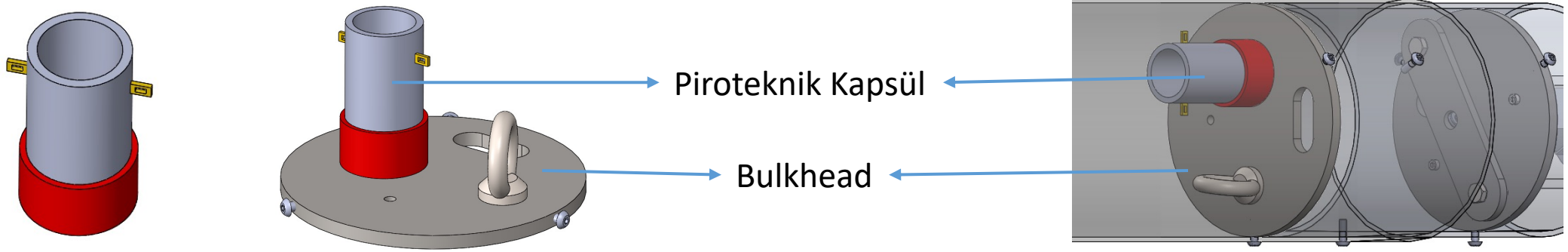
0.11 m

0.30 m

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Görev Yükünün Piroteknik Kapsül Kullanılarak Roketten Bırakılması (Birincil Ayrılma):

- Birincil ayrılma yarışma komitesinin sağladığı piroteknik kapsül kullanılarak gerçekleştirilecektir. Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri yansısındaki hesaplamalara göre 0.00412 kg kara barut kullanılacaktır. Birincil ayrılma sisteminin üzerine cam elyaf koyularak yanma durumu engellenerek paraşütlerin tahrip olması önlenir.

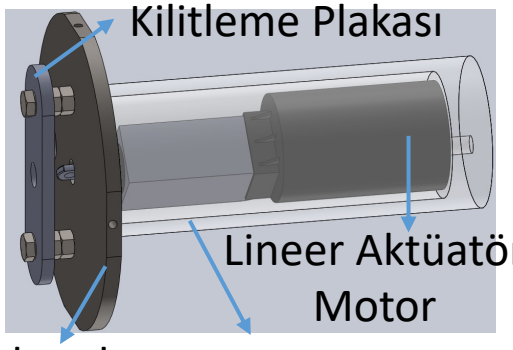


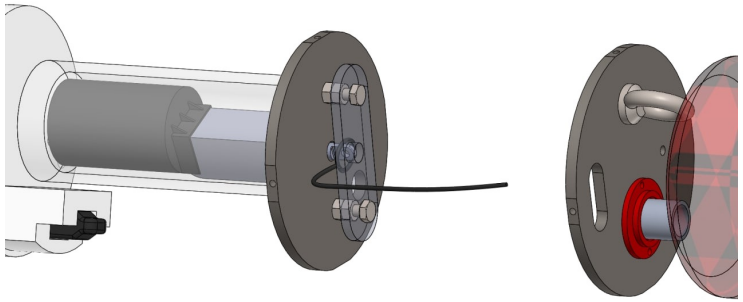
- Roket montajı tamamlandıktan sonra motor yerleştirilmeden önce en son barut haznesi yerleştirilir. Tepe noktasına ulaşıldığında aviyonikten barut haznesinin ateşleme fitiline verilen güçle barut ateşlenir. Burun konisinin omuzluğunda kullanılan kesme pimleri (İng. shear pin) barutun uyguladığı basınçla kırılır. Bu sayede burun konisi roketten direkt ayrılır. Birincil paraşütün fırdöndüsüne bağlanan şok kordonu ile rokete bağlı olarak kurtarılır. Görev yükü ve görev yükü paraşütü roketten ayrılır, birincil paraşüt dışarı çıkarak açılır. Birincil ayrılma tamamlanır.
- Görev yükü aviyoniğinin aktivasyonu, aviyoniğin manyetik anahtarı mıknatısla açılarak yapılır. Barut sistemi (birincil ayrılma) aviyonikten ateşleme fitiline verilen güçle aktive edilir. Lineer aktüatör motorun ucu (ikincil ayrılma) yine aviyonikten güç verilerek kontrol edilir.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Lineer Aktüatör Motorla Ana Paraşütün Serbest Bırakılması (İkincil Ayrılma):

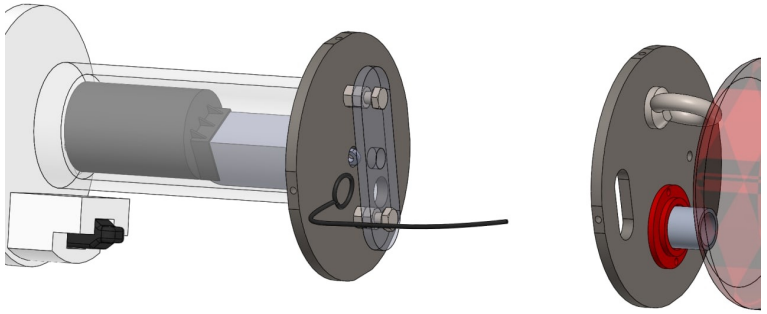
- Dışarı çıkan birincil paraşüt, şok kordonu ile ikincil paraşüte bağlıdır. Açıldığında ikincil paraşütün dışarı çıkması için çekme kuvveti uygular. İkincil paraşütün 500 metre irtifaya inmeden açılmaması için ikincil paraşütün dökme deliğinden inen şok kordonu lineer aktüatör motor bölmesinde kilitlenir. Roket 500 metre irtifaya indiğinde lineer aktüatör motora güç verilerek ucu geri çekilir. Şok kordonu serbest kalır. Birincil paraşütün çekme kuvveti sayesinde ikincil paraşüt roket dışına çıkarak açılır. Burun konisi ve roketin kalan komponentleri eksiksiz ve başarıyla kurtarılır.





İkincil paraşütün şok kordonu lineer motorun ucu ve kilitleme plakası arasında kilitli

Aviyonikten lineer aktüatör motora güç verilir ve ucu geri çekilir



Şok kordonu serbest kalır ve ikincil paraşüt roket dışına çıkarak açılır

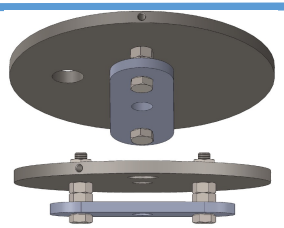
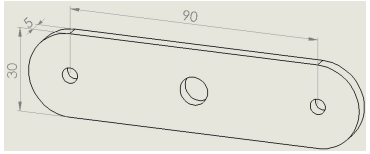
Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

1 - Roket fırlatma rampasındayken görev yükü aviyoniğinin manyetik anahtarı mıknatısla aktive edilir. Roket aviyoniği de roket gövdesinde bulunan anahtarıyla aktive edilir.

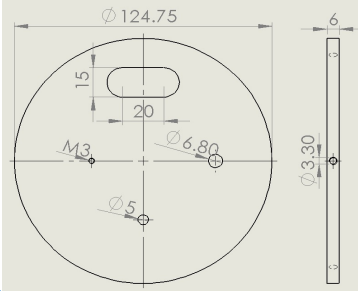
2 - Roket tepe noktasına ulaştığında piroteknik kapsül sistemi aviyonikten ateşleme fitiline verilen güçle aktive edilir. Burun konisinin omuzluğunda kullanılan kesme pimleri (İng. shear pin) barutun uyguladığı basınçla kırılır ve birincil ayrılma gerçekleşir. Görev yükü ve görev yükü paraşütü roket dışına bırakılır, birincil paraşüt açılır. Birincil paraşüte şok kordonuyla bağlı olan burun konisi roketle beraber kurtarılır.

3 - Roket 500 metre irtifaya düştüğünde lineer aktüatör motora aviyonikten güç verilerek motorun ucu geri çekilir. Şok kordonu kilitleme plakasında kilitlendiği için roket dışına çıkamamış olan ikincil paraşüt serbest kalarak roket dışına çıkar. İkincil ayrılma başarıyla tamamlanır. Roket sağlam ve yeniden kullanılabilir bir şekilde kurtarılır.

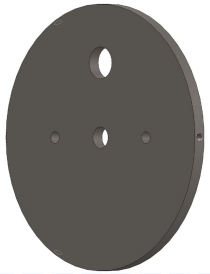
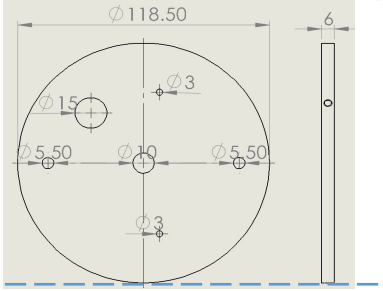
Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

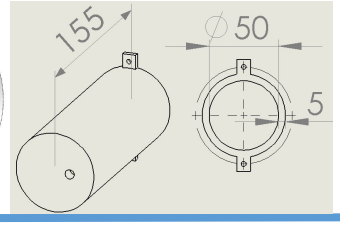
Kilitleme Plakası: Çelik çubuğun torna ve freze ile işlenmesiyle üretilecektir. Lineer aktüatör motorun ucu üzerindeki deliğe girerek ikincil ayrılma sistemi kurulur.



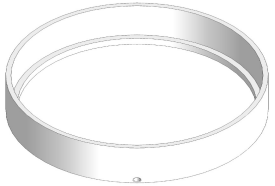
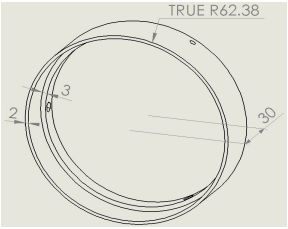
Bulkhead 1: Çelik çubuğun torna ve freze ile işlenmesiyle üretilecektir. İkincil paraşütün şok kordonunu bağlamak için kullanılan mapayı ve kurtarmayı gerçekleştirmek için kullanılan piroteknik kapsülü bulundurur.

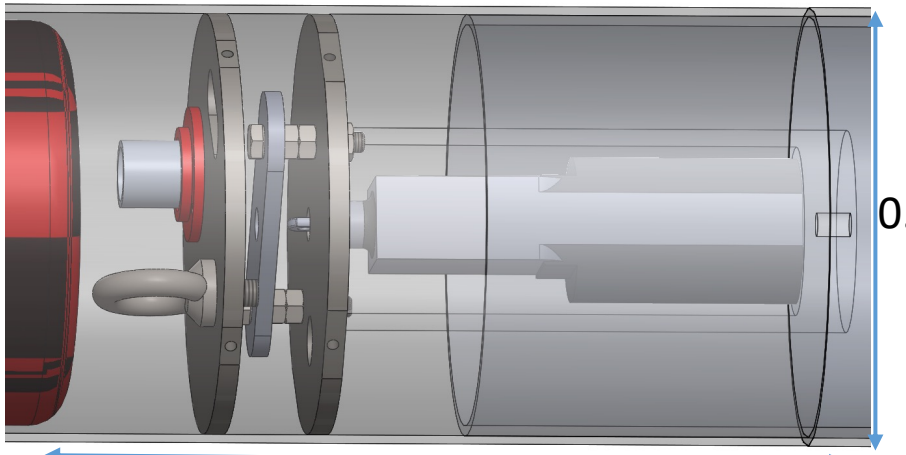
Bulkhead 2: Çelik çubuğun torna ve freze ile işlenmesiyle üretilecektir. İkincil ayrılmayı gerçekleştiren kilitleme sistemini bulundurur.



Lineer Aktüatör Motor Tutucu: ABS'den 3B baskı alınarak üretilecektir. Lineer aktüatör motoru sabitleyerek motorun ucu açılırken geri gitmesini engeller.

Görev Yükü Tutucusu: PLA'dan 3B yazıcıdan baskı yöntemiyle üretilecektir. Roket gövdesine sabitlenen parça açılan fatura sayesinde görev yükünün aşağıya inerek paraşütleri



Kurtarma sistemi hacmi 0.00736 m^3 bulunur.

Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

$P * V = m * R * T \longrightarrow m = (P * V)/(R * T)$

$$m = \left(\frac{15\,psi \times \pi \times (4.92)^2 inch \times 53.15 inch}{4 \times 266 inlbf/lbm \times 3307R°}\right) \times \left(\frac{454 gram}{1 lbf}\right)^{[1]}$$

m = 4.12 g = 0.00412 kg

m: İhtiyaç Duyulan Kara Barut Kütlesi
P: Ulaşılmak İstenen Basınç*
V: Basınçlandırılacak Hacim
R: Gaz Sabiti
T: Mutlak Sıcaklık

*Standart 75-100 mm çaptaki yüksek güç roketlerinde 10-15 PSI normaldir.

Ayrılma	Basınçlandırılacak hacim çapı (mm)	Basınçlandırılacak hacim (m^3)	Ulaşılmak istenen basınç (Bar)
1. Ayrılma	125	0.03313	0.9-1.3

[1]Black Powder Calculator. Insane Rocketry. https://www.insanerocketry.com/blackpowder.html

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1.1

- Paraşütler yarı küresel şekilde tercih edilmiştir. Dökme deliğinden inen rehber ip sayesinde tam yarım daire şeklini almazlar.
- Dökme deliği büyüklüğü, paraşüt çapının %10-15 oranında olacaktır.
- Paraşütler birer dilim arayla tabloda verilen renklerden, 8 dilim olarak zigzag dikiş yöntemiyle dikilecektir.
- Dilimlerden gelen paraşüt ipleri ve dökme deliğinden gelen rehber ip bir loop'ta toplanır. Şok kordonu bu loop'a bağlanır.
- İkincil paraşüt, birinci paraşütün loop'una bağlıdır. Hareketinin kısıtlanmaması için bağlantıda fırdöndüler kullanılacaktır.
- Paraşütler için su ve hava geçirmeyen polyester bazlı tafta kumaşı, şok kordonları için poliamit paracord ip kullanılacaktır.
- Roketin bırakılan görev yükü ve paraşütü haricindeki bütün parçaları, birbirine bağlı olarak iki kademeli paraşüt sistemi ile kurtarılır.

Paraşüt Bilgileri	Paraşüt Sistemi	Paraşüt Rengi (Birer dilim atlayarak)	Paraşüt Kütlesi (kg)	Kapalı Boyutu (m)	Paraşüt Çapı (m)	Bağlandığı Yer
	Birincil Paraşüt	Sarı + Lacivert	0.2	Uzunluk: 0.11 Çap: 0.12	1.25	Üst gövdenin bulkhead'indeki mapa
	İkincil Paraşüt	Kırmızı + Lacivert	0.8	Uzunluk: 0.30 Çap: 0.12	2.3	Birincil paraşütün loopu
	Görev Yükü Paraşütü	Turuncu + Lacivert	0.24	Uzunluk: 0.24 Çap: 0.12	1.5	Görev yükünün mapası

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1.2

Düşüş Hızı Hesaplamaları:

$$V = \sqrt{\frac{(2 * W)}{(C_d * r * A)}}$$ [1]

W: Ağırlık (m*g) g: 9.81 m/s^2 C_d: Sürüklenme Katsayısı r(ρ): Hava Yoğunluğu (1.225 $\frac{km}{m^3}$)

A: Paraşüt Alanı = π ∗ $D^2/4$

Görev Yükü Düşüş Hızı Hesaplaması:

- Görev yükü hızı; $\sqrt{(2*4.6*9.81)/(1.225*0.8*\pi * (1.5)^2/4)}$ işlemi sonucunda 7.219 m/s olarak hesaplanır.

Roket Düşüş Hızı Hesaplaması:

Faydalı yük bırakıldıktan sonra 500 m'ye düşene kadar ve 500 m'den yere inene kadar olmak üzere 2 kademeli hesap yapılır:

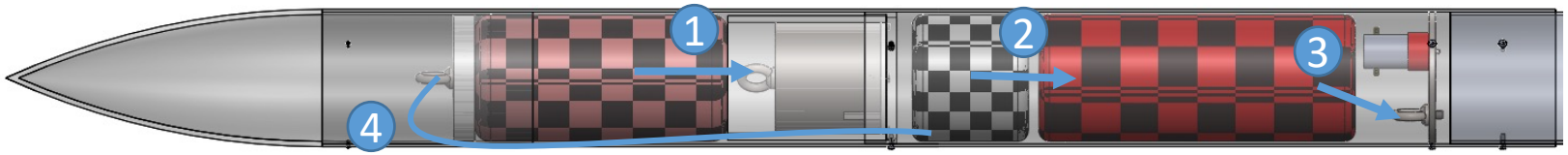
- Birincil paraşüte göre $\sqrt{(2*18.673*9.81)/(1.225*1*\pi*(0.7)^2/4)}$ işlemi sonucunda roketin 1. kademedeki düşüş hızı 27.877 m/s olarak hesaplanır.
- Ana paraşütün açıldığı 500 m irtifada eşdeğer çap bulunarak işlem yapılır. 2.3 m çapındaki ana paraşüt ile 1.25 m çapındaki sürüklenme paraşütünün eşdeğer çapı $\sqrt{(2.3)^2+(1.25)^2}$ formülüne göre 2.62 m bulunur. $\sqrt{(2*17.873*9.81)/(1.225*1*\pi*(2.62)^2/4)}$ işlemi sonucunda roketin 2. kademedeki düşüş hızı 7.287 m/s olarak hesaplanır.

[1] Benson, T., Velocity during recovery. NASA Glenn Research Center.
https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/rktvrecv.html

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1.3

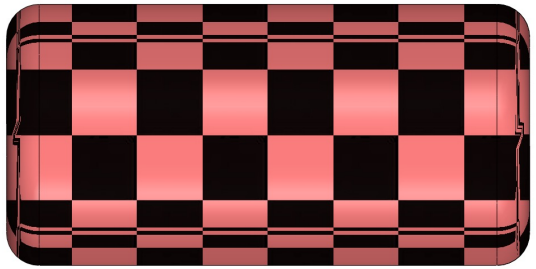
Kurtarılacak Unsurların Aviyonik Bilgileri	Kurtarılacak Unsur		Mikrodenetleyici	Haberleşme	GPS	Sensörler
	Görev Yükü		Deneyap Kart	Ebyte E32-433T30D SX1278 RF modülü	GY-NEO6MV2 GPS modülü	• BMP280 barometre modülü • MPU6050 IMU modülü
	Roket (Görev yükü, aviyoniği ve paraşütü harici)	Ana	Teensy 3.5 mikrodenetleyici	Ebyte E32-433T30D SX1278 RF modül	GY-NEO6MV2 GPS modülü	• BMP280 barometre modülü • MPU9255 IMU modülü
		Yedek				• BMP180 barometre modülü • MPU9250 IMU modülü

BMP280 ile sıcaklık, nem, yükseklik hesaplanacak; yükseklik verisinin değişimi ile de hız hesaplanacaktır. Tüm veriler görev yükü yer istasyonunda kaydedilecektir.



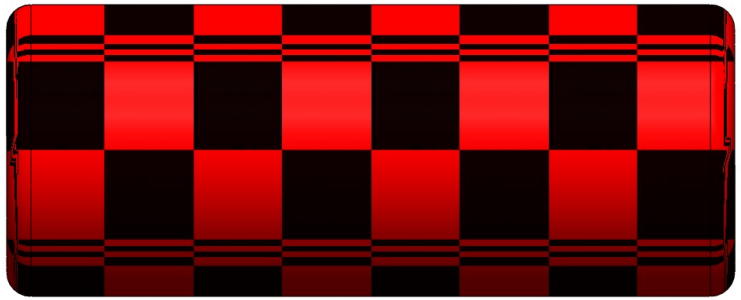
Sarı*

Birincil Paraşüt



Görev Yükü Paraşütü

İkincil Paraşüt

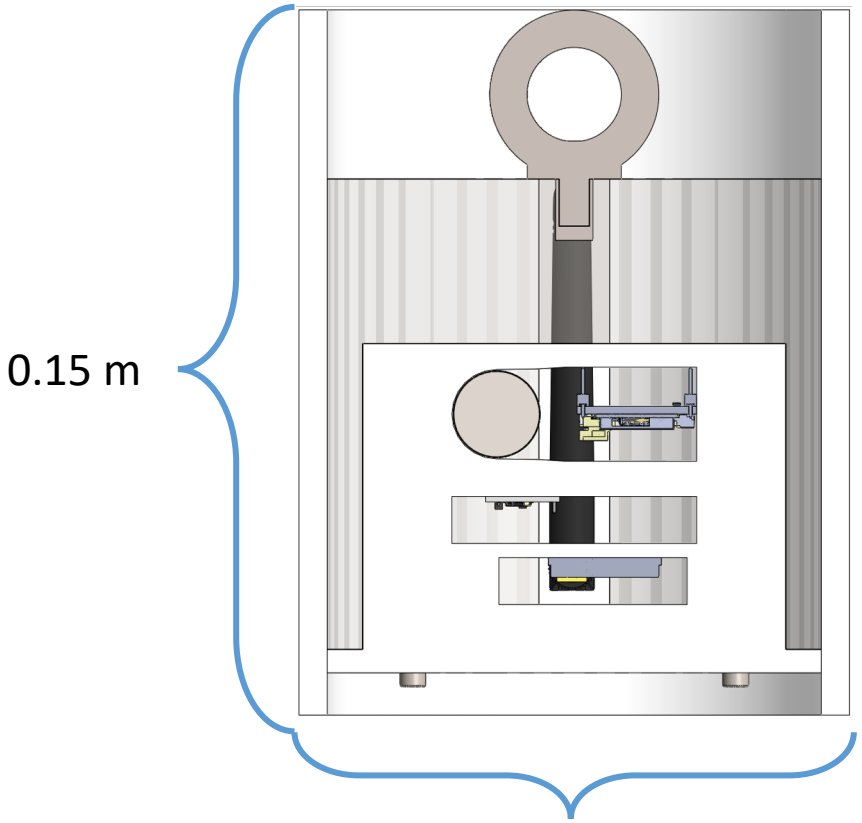


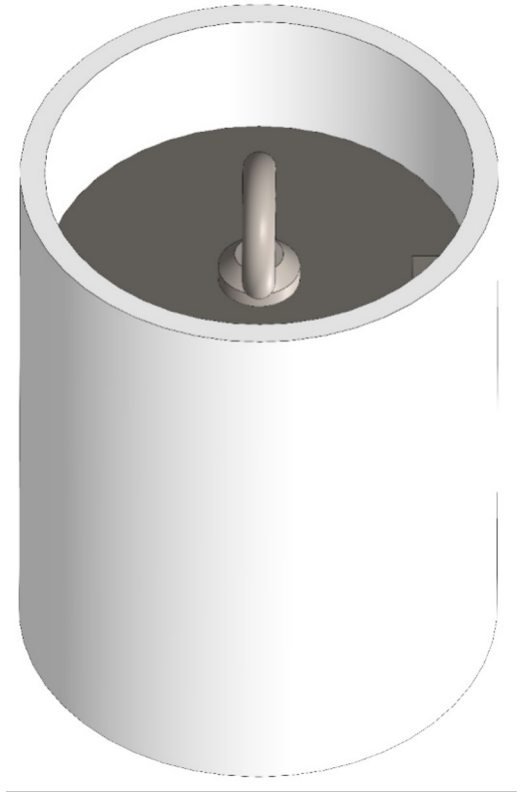
1. Görev yükü paraşütü görev yükü mapasına,
2. Birincil paraşüt ikincil paraşütün fırdöndüsüne,
3. İkincil paraşüt üst gövdenin bulkhead'indeki mapaya,
4. Burun konisi birincil paraşütün fırdöndüsüne bağlanır.

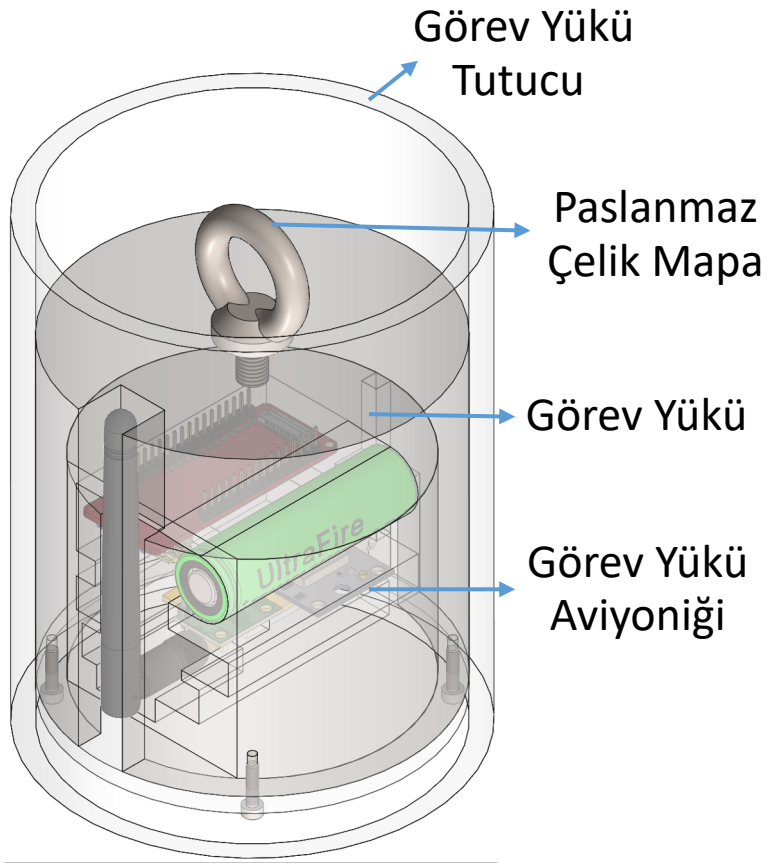
Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

Paraşüt Bilgileri ve Hız Hesaplamaları	Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşıyacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı (C_d)	Düşüş Hızı (m/s)
	Birincil Paraşüt	1.23	18.673 (görev yükü paraşütü, görev yükü aviyoniği, görev yükü, birincil paraşüt ve yakıt ağırlığı çıkarıldığında)	1	27.877
	İkincil Paraşüt	1-) 4.15 (İkincil paraşüt çapına göre) 2-) 5.39 (Birincil paraşütle eş değer çapına göre)	17.873 (Yukarıdaki değerden ikincil paraşüt ağırlığı çıkarıldığında)	1	7.287
	Görev Yükü Paraşütü	1.77	4.6 (görev yükü + görev yükü aviyoniği)	0.8	7.219

Görev Yükü


0.15 m
0.118 m




Görev Yükü Tutucu
Paslanmaz Çelik Mapa
Görev Yükü
Görev Yükü Aviyoniği

Görev Yükü

- 0.118 m çapında, 0.15 m yüksekliğinde ve çelikten üretilecek olan görev yükü; roketin uçuşu ve düşüş sonrası süreçlerde ısı, nem, yükseklik, sıcaklık ölçmek gibi bilimsel görevlerini yerine getirecektir. 0.4 kg'lık görev yükü aviyoniği ile görev yükü toplamda 4.6 kg olur.
- Roket tepe noktasına ulaştığında görev yükü roketten ayrılıp kendi paraşütü sayesinde 7.219 m/s hızda, roketten tamamen bağımsız ve zarar görmeden yere düşmesi sağlanacaktır. Roket tepe noktasındayken kurtarma sisteminin çalışması ardından önce görev yükü paraşütü, ardından görev yükü roketten ayrılacaktır.
- Üzerindeki GY-NEO6MV2 GPS sensörü sayesinde düştüğü konum bulunacaktır.
- BMP280 sensörü sayesinde basınç, yükseklik, sıcaklık ve nem verileri; MPU6050 sensörü sayesinde açı ve ivme verileri ölçülecektir. Alınan yükseklik verisinin değişimi ile de hız hesaplanacaktır.
- Tüm veriler görev yükü yer istasyonunda kaydedilecektir.
- Görev yükü aviyoniğinin manyetik anahtarı mıknatıs kullanılarak aktive edilecektir.
- Verilerin hem uçuş boyunca hem de düşüş sonrasında 5 Hz frekansla yani saniyede 5 kez yayımlanması sağlanacaktır. Alınan verilere göre konum tespiti yapılıp en geç 1 saat içerisinde kurtarılacaktır.

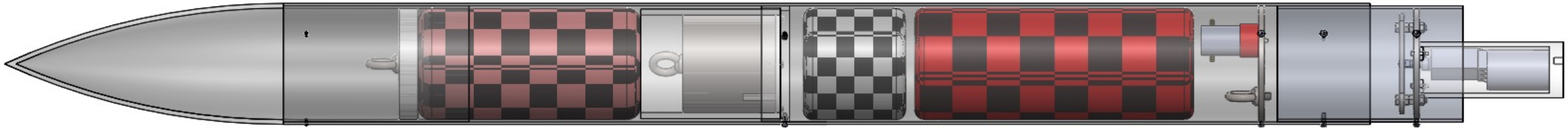
Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Testin Adı	Testin Amacı	Test Yöntemi	Beklenen Test Sonucu	Başarısız Olursa Alınacak Aksiyonlar
Paraşüt Açılma / Katlama / Fonksiyon ellik Testi	Paraşütlerin belirlenen irtifada başarılı bir şekilde, ipleri dolanmadan, dikişlerinde bir bozulma olmadan açılıp açılmadığını test etmek	Paraşütler yüksek bir irtifadan bir ağırlığa bağlı olarak bırakılacak ve roketin paraşüt açılma durumu test edilecektir.	Paraşütün belirlenen irtifada içine hava alacak şekilde açılması, iplerinin dolanmaması, dikişlerinde bozulma olmaması, tercih edilen malzemenin isterlerini yerine getirmesi beklenir.	Açılmama durumunda paraşüt katlama yöntemi, kumaş dikim yöntemi, paraşüt ip uzunluğu veya ip katlama yönteminde değişikliğe gidilecek ve test tekrarlanacaktır.
Birincil Ayrılma Testi	Hesaplanan barut miktarının yeterliliğini, sistemin kullanımının kolaylığını ve güvenliğini test etmek	Roket gövdesi içine piroteknik kapsülün bulunduğu bulkhead sabitlenecek, üzerine görev yükü ve paraşütler (ya da aynı ağırlıkta benzer bir yük) yerleştirilerek piroteknik kapsül ateşlenecektir.	Shear pin'lerin kırılması, burun konisinin ayrılabilmesi ve görev yükünün bırakılabilmesi için hesaplanan ideal barut miktarının doğrulanması; barutun oluşturduğu basıncın görev yükünü, görev yükü paraşütünü ve birincil paraşütü zarar görmeden roket dışına çıkarması beklenir.	Barut miktarında, yalıtıcı olarak kullanılan malzemede veya hacimlendirilen alanda değişikliğe gidilecek ve test tekrarlanacaktır.
İkincil Ayrılma Testi	Lineer aktüatör motorun çalışma hızını, kullanılacak şok kordonunun uygunluğu, lineer aktüatör motor tutucunun lineer aktüatör motoru sabitleyebildiğini, sistemin çalışabilirliğini test etmek	Kurtarma sistemi montajında belirtildiği gibi sistemin montajı ayrı olarak yapılacak, şok kordonu çekilerek kilitli olduğu ve kilitli olmadığı durumlar gözlemlenecektir.	Lineer aktüatörün ucunun istenen zamanda çekilebilmesi, şok kordonunun çıkarken rahat hareket edebilmesi, lineer aktüatör motorun tutucu içinde sabitlenmesi, sistemin çalışabilir olduğunun gösterilmesi beklenir.	Lineer aktüatör motor modelinde, lineer aktüatör motor tutucu tasarımında veya şok kordonu malzemesinde değişikliğe gidilecek ve test tekrarlanacaktır.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Kurtarma Sistemi Kurulumu:

Üst gövde montajında sırasıyla katlanan birincil ve ikincil paraşüt yerleştirilir. İkincil paraşütün şok kordonunun bağlı olduğu bulkhead rokete sabitlenir. Gövdenin üstünden sırasıyla görev yükü ve görev yükü paraşütü daha önceden gövdeye sabitlenmiş görev yükü tutucusuna oturtulur. Burun konisi ve omuzluğu takılır, kesme pimleri (İng. Shear Pin) ile gövdeye monte edilir.



Lineer aktüatör motor tutucu lineer aktüatörü içine alacak şekilde bulkheade sabitlenerek lineer bölmesini oluşturur. İkincil paraşütün dökme deliğine bağlı şok kordonu lineer bölmesine getirilir ve loopu lineer motorun ucuna takılır. Aviyonikten verilen güçle lineer motor çalışır, ikincil paraşütün şok kordonu kilitleme plakası ile lineer motor arasında kalarak kilitlenir. Lineer aktüatör motor bölmesinin montajı roket dışında tamamlanır ve hazır halde rokete monte edilir.

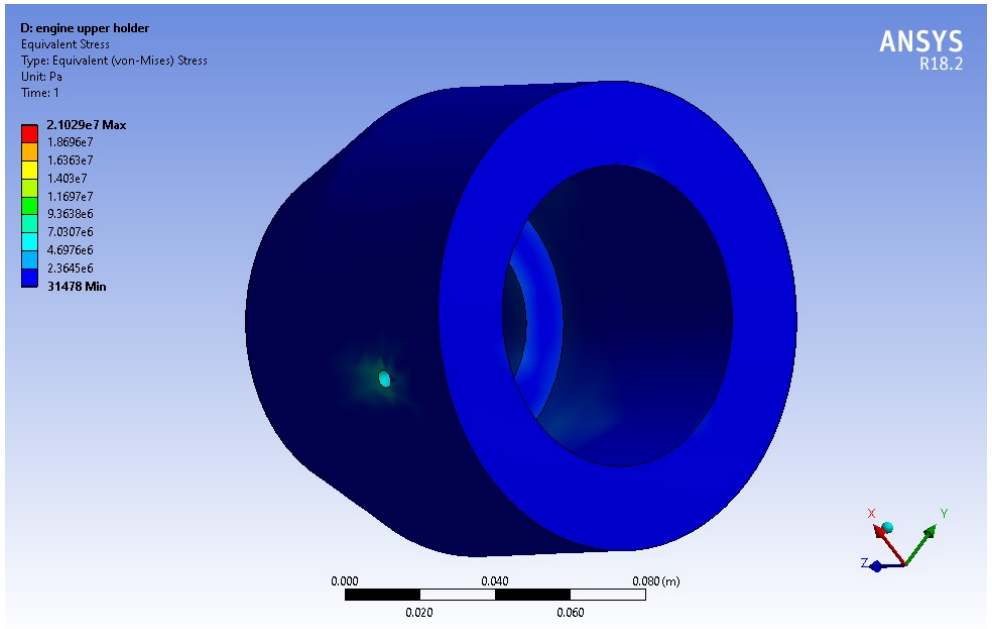
Roket montajı tamamlandırktan sonra iki gövdeyi birbirinden ayırıp piroteknik kapsülü bulkhead'deki yerine yerleştirip aviyonikten gelen ateşleme tellerini bağladıktan sonra herhangi bir ateşleyici, kesici, delici, sivri uçlu alet kullanmadan cıvatalar takılacak ve montaj tamamlanacaktır.

Takım Logosu

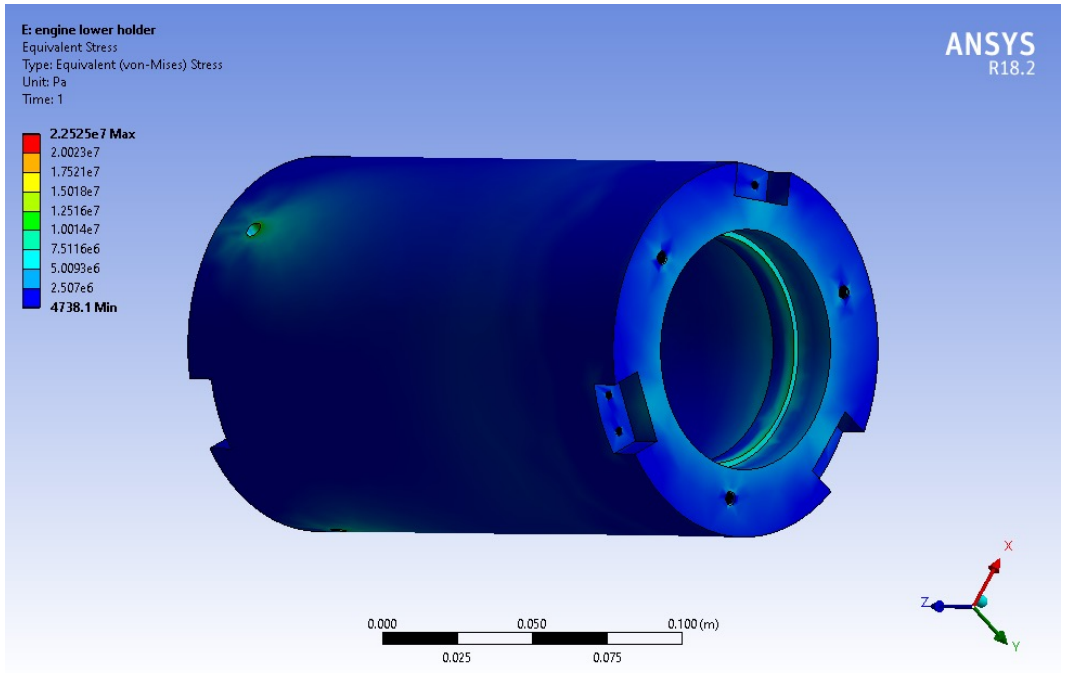
Yapısal Analizler

Analiz İsterleri	
Yapısal Analizler için Kullanılan Program	Ansys analiz programı
Ağ yapısı Oluşturmak için Kullanılan Program	Ansys Static Structural mesh oluşturma işlemleri detaylandırılarak kullanılmıştır.
Ağ yapısı	Yapılandırılmamış (ing. Unstructured Grid)
Analizlerden Elde Edilecek Veriler	Gerilme, Gerinim ve Deformasyon Verileri
Kullanılan Metot	Sonlu elemanlar analizi (FEA Simülasyonları)

Yapısal Analizler

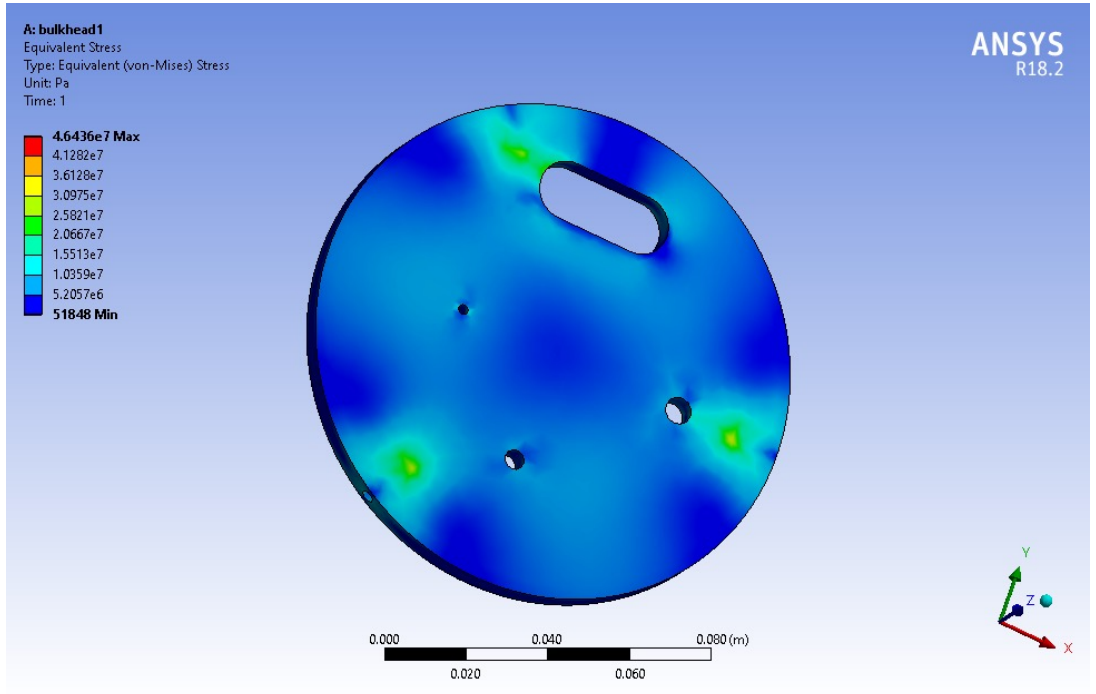


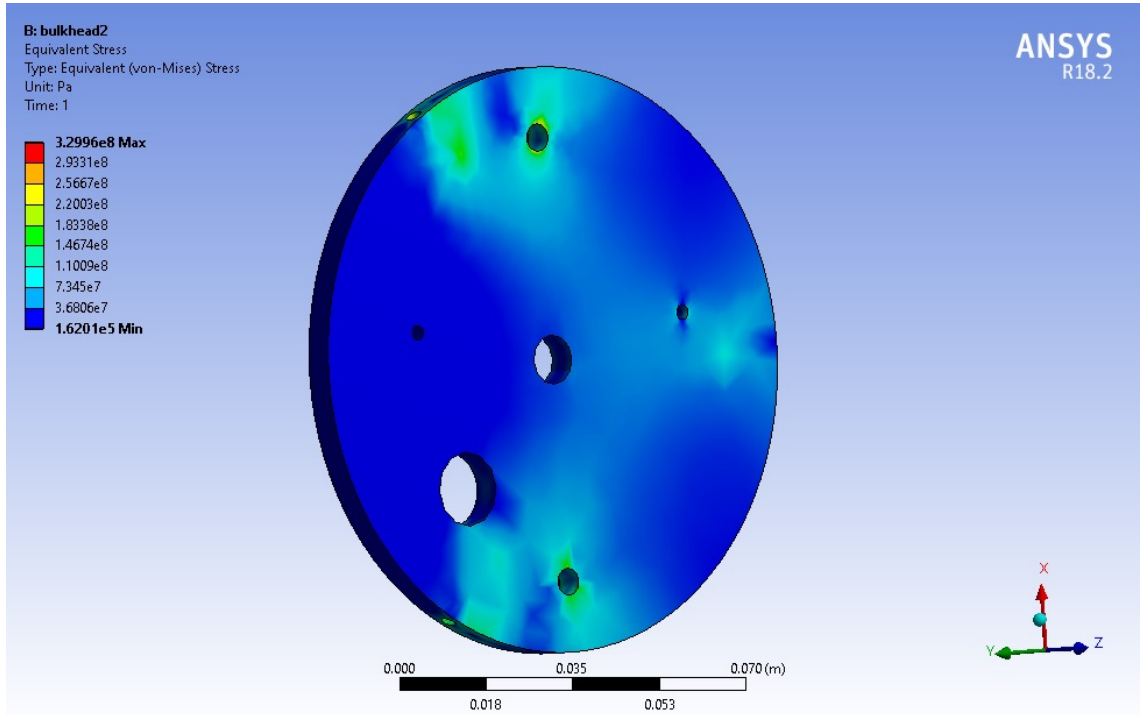
Motor üst tutucu için seçilen motorun maksimum itki kuvveti 2649 N olmasına rağmen güvenlik sebebiyle 5000 N kuvvet uygulanarak analiz gerçekleştirilmiştir. Bileşke kuvvet sonuçlarına göre motor üst tutucunun belirlenen itki kuvvetini karşıladığı görülmüştür.



Motor alt tutucu için seçilen motorun maksimum itki kuvveti 2649 N olmasına rağmen benzer şekilde güvenlik sebebiyle 5000 N kuvvet uygulanarak analiz gerçekleştirilmiştir. Bileşke kuvvet sonuçlarına göre motor alt tutucunun belirlenen itki kuvvetini karşıladığı görülmüştür.

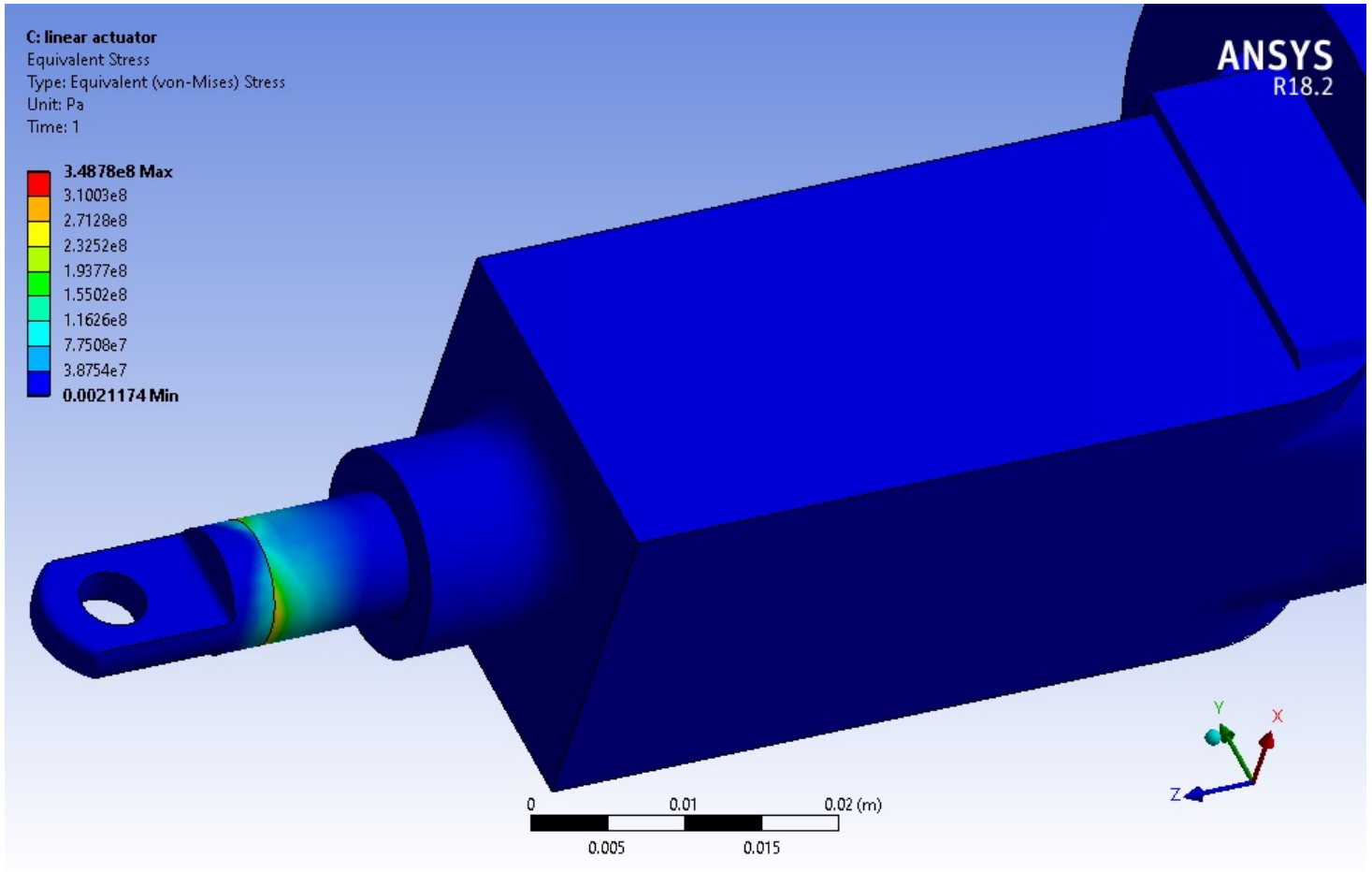
Yapısal Analizler





Bulkhead analizleri gerçekleştirilirken uygulanan şok kuvvetine yeterli dayanım gösterdiği gözlemlenmek istenmiştir. 2. ayırlmanın gerçekleşip, ana paraşüt açıldığı esnada paraşütlerin ve şok kordonlarının bağlı olduğu mapa ve bulkhead üzerine paraşüt yükleri uygulanmıştır. Çelik malzemeden üretilecek olan bulkhead'lerin gerçekleştirilen statik analizler sonucu oluşan maksimum von-Mises gerilmesin akma sınırının altında olduğu görülmektedir ve seçilen tasarımın uygun olduğu görülmüştür.

Yapısal Analizler



2. Kurtarmada kilit görevi görecek olan lineer aktüatör için static structural analiz yapılmıştır. Aktüatörün uç tarafına tutturulan şok kordonunun 1. ayrılma sonrasında 2. ayrılmaya kadar tutacağı sırada paraşütün açılmasıyla anlık bir şok oluşmaktadır. Yaklaşık 200N'luk bir kuvveti şok olarak değerlendirmek için 2000N ile analiz gerçekleştirilmiştir. Analiz sonucunda paslanmaz çelikten olan parça yeterli mukavemeti göstermiştir. Malzemelere ait teknik bilgiler ilgil yansılarda verilmiştir.

Yapısal Testler

Yapılması Planlanan Testler	Test Yöntemi	Yapılacağı Yer	Test Düzeneği	Test Sonucunda Elde Edilen Veriler
Gövde malzemesi çekme testi (25.05.2022)	Gövde malzemesi için kullanılacak olan fiberglass malzeme için çekme testi makinası ile test yapılacak	Üniversite bünyesinde bulunan çekme testi makinası	2 çene etrafına sıkıştırılan numunenin belirli yükler ile çekilmesi	Kullanılacak malzemenin istenilen mukavemet özellikleri ve kullanım için yeterliliği elde edilecek.
Gövde entegrasyon malzemesi yapısal çekme testi (25.05.2022)	Alüminyum malzeme için çekme testi makinesi ile mukavemet testi yapılacaktır.	Üniversite bünyesinde bulunan çekme testi makinası	2 çene etrafına sıkıştırılan numunenin belirli yükler ile çekilmesi	Bir çok malzeme için kullanılacak olan alüminyum malzeme numunesinin mukavemet yeterliliği denetlenmiştir.
Bulkhead impact testi (24.05.2022)	Belirli mesafeden etki eden kuvvet ile bulkheadlere test gerçekleştirilecektir.	Üniversite bünyesinde bulunan impact testi makinası	Belirli bir yükseklikten, belirli bir ağırlık ile	Bulkheade etki eden mevcut şok kuvveti sonucu yapısal bozulma oluşmaması.
Kanatçık testi (21.05.2022)	Kanatçıkların belirli yük ile dayanımı kontrol edilecektir.	Çalışma atölyesi	Sabitlenerek belirli bir yük altında	Kanatçıkların yüksek hızlarda dayanımını koruması amaçlanmıştır.

Aerodinamik & Termal Analiz

Analiz İsterleri	
Aerodinamik & Termal Analizler için Kullanılacak Program	Ansys - Fluent
Ağ Yapısı Oluşturmak için Kullanılacak Program	Ansys - Fluent
Ağ Yapısı ve Tahmini Ağ Sayısı	Yapısal olmayan (ing. Unstructured Grid) – 3M
Kullanılacak Türbülans Modeli	k$-w$ SST Türbülans modeli
Kullanılacak Algoritma	Coupled Algoritma

- Gerekli isterleri karşılayabilecek performansta bilgisayar sağlanamadığı için hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri yapılamamıştır. Analizler 10.05.2022 tarihine kadar yapılacak olup sonuçlarda aksi bir durumla karşılaşılması sonucunda AHR aşamasından önce gerekli tedbirler alınacak ve gerekçeleri açıklanacaktır.

Aviyonik – Özet

- Ana ve yedek olmak üzere iki adet uçuş bilgisayarı kullanılmaktadır. Her iki sistem de kendi başına kurtarmayı gerçekleştirebilecek ve yer istasyonu ile haberleşme yapabilecek şekilde tasarlanmıştır.

- **Ana Uçuş Bilgisayarı:** Ana uçuş bilgisayarının temel görevi; roketin tekrar kullanılabilir bir şekilde yere inmesi için kurtarmayı gerçekleştirmek ve uçuş anındaki konum, irtifa, hız, sıcaklık, açı gibi verileri yer istasyonuna anlık olarak iletmek, uçuş sonrasında roketin kurtarılabilmesi için yer istasyonuna roketin konum ve durum bilgilerini iletmektir.

- **Yedek Uçuş Bilgisayarı:** Yedek uçuş bilgisayarının temel görevi, ana uçuş bilgisayarında oluşabilecek herhangi bir soruna karşı roketin ayrılma/kurtarma sekanslarının sağlıklı bir şekilde devam ettirilmesinin sağlanmasıdır. Yedek uçuş bilgisayarı; algoritmasındaki kriterlere göre kurtarmayı gerçekleştirir, uçuş anındaki verileri yer istasyonuna anlık olarak iletir ve uçuş sonrası konum, durum bilgilerini yer istasyonuna iletir.

- Ana ve yedek aviyonik sistem bizim tarafımızdan tasarlanmış özgün bir sistemdir. Kullanılacak sensör ve modüllere göre PCB tasarımı yapılmış ve kod/algoritma sıfırdan hazırlanmıştır.
- Kullanılan uçuş bilgisayarları arasında herhangi bir bağlantı bulunmamaktadır. Her iki sistem de birbirlerinden bağımsız olarak algoritmasındaki kriterlere göre kurtarmayı tetikleyecektir. Uçuş bilgisayarlarından herhangi birinde oluşacak bir arıza diğer sistemi etkilemeyecektir.
- Aviyonik bölümünde iç ve dış basıncı dengelemek için yeterli miktarda basınç delikleri açılmıştır.

Aviyonik – Özet

Uçuş Bilgisayarları Arasındaki Benzerlik ve Farklılıklar

Benzerlikler	Farklılıklar	
	Ana Uçuş Bilgisayarı	Yedek Uçuş Bilgisayarı
Ana ve yedek uçuş bilgisayarında voltaj regülatörü(LM2569-ADJ) ve bataryalar(3.3V 18650 2600mAh Li-ion) aynı modeldir.	BMP280 basınç sensörü kullanılmaktadır.	BMP180 basınç sensörü kullanılmaktadır.
Ana ve yedek uçuş bilgisayarlarında Ebyte E32-433T30D SX1278 haberleşme modülü, GY-NEO6MV2 GPS modülü kullanılmakta ve iki sistem de yer istasyonuna veri göndermektedir.	MPU-6050 IMU sensörü kullanılmatadır.	MPU-9250 IMU sensörü kullanılmaktadır.
Ana ve yedek uçuş bilgisayarı kontrol kartı aynıdır. (Teensy 3.5)	Algoritmadaki kurtarma kriterleri farklıdır.	
Ana ve yedek uçuş bilgisayarı PCB boyutları aynıdır. (125*90 cm)		
Ana ve yedek uçuş bilgisayarında IRF540 mosfet kullanılmaktadır.		
İki uçuş bilgisayarında da veriler kalman filtresi ile filtrelenmektedir.		

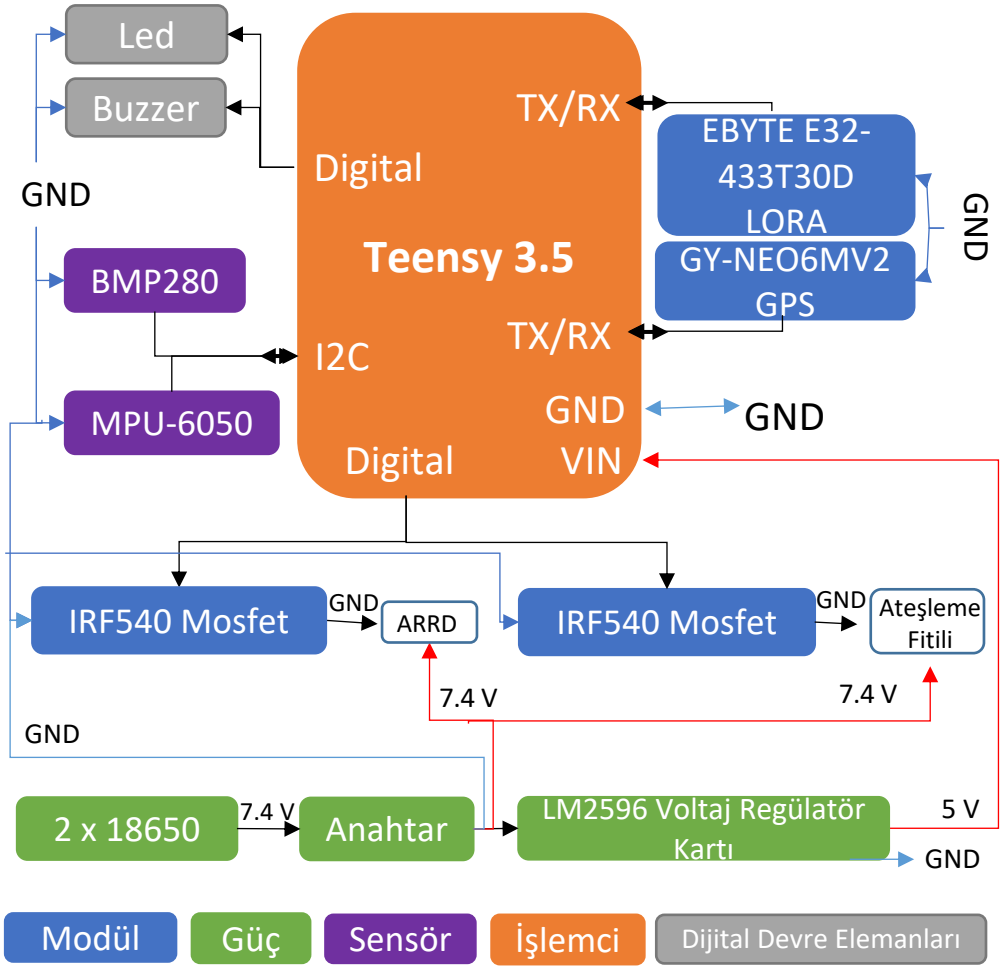
Aviyonik – 1.Sistem Detay/1

Ana Uçuş Bilgisayarındaki Temel Devre Elemanları

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	Teensy 3.5 Mikrodenetleyicisi		
1. Sensör	BMP 280 Basınç Sensörü	Evet	Basınç sensöründen alınan yükseklik verisi ile dikey hız hesaplanarak ilk ayrılma, direkt yükseklik verisi kullanılarak da ikinci ayrılma gerçekleştirilmektedir.
2. Sensör	MPU-6050 IMU Modülü	Hayır	
Haberleşme Modülü	Ebyte E32- 433T30D SX1278 RF Modülü	Hayır	
GPS Modülü	GY-NEO6MV2 GPS Modülü	Hayır	

Aviyonik – 1.Sistem Detay/2

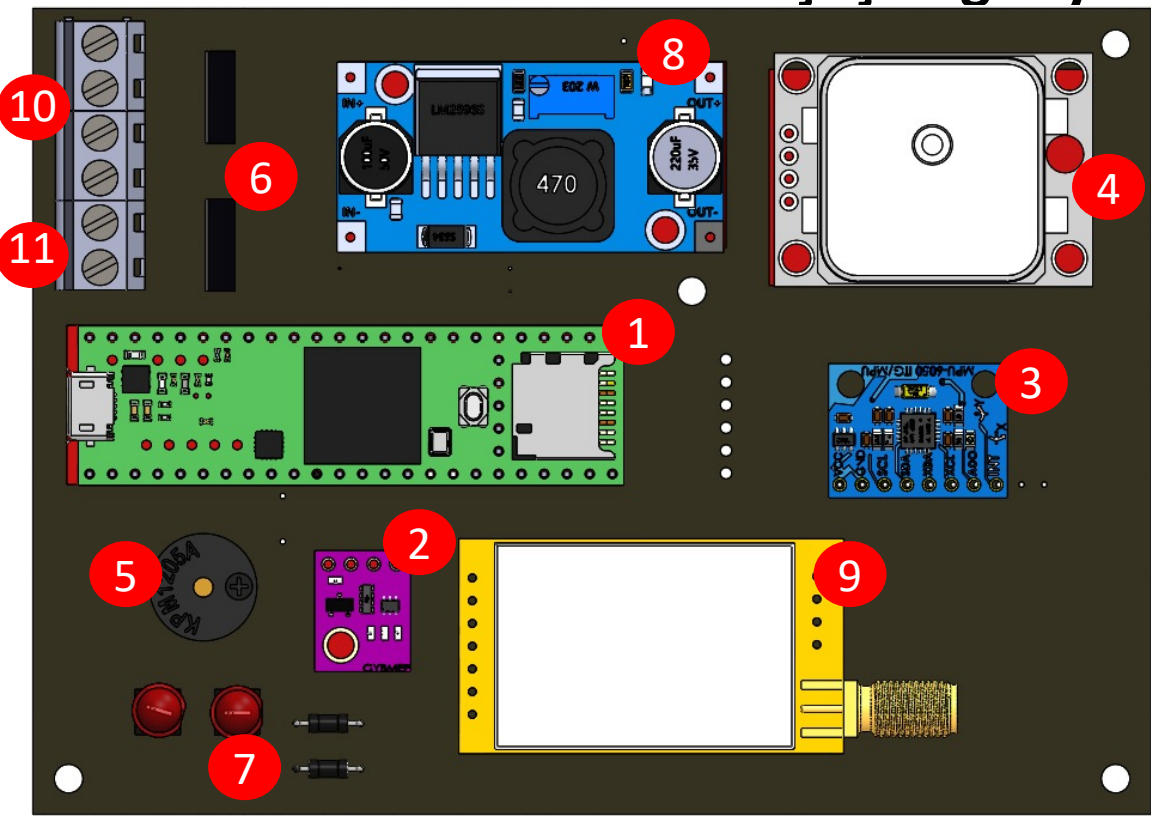
Ana Aviyonik Blok Diyagramı

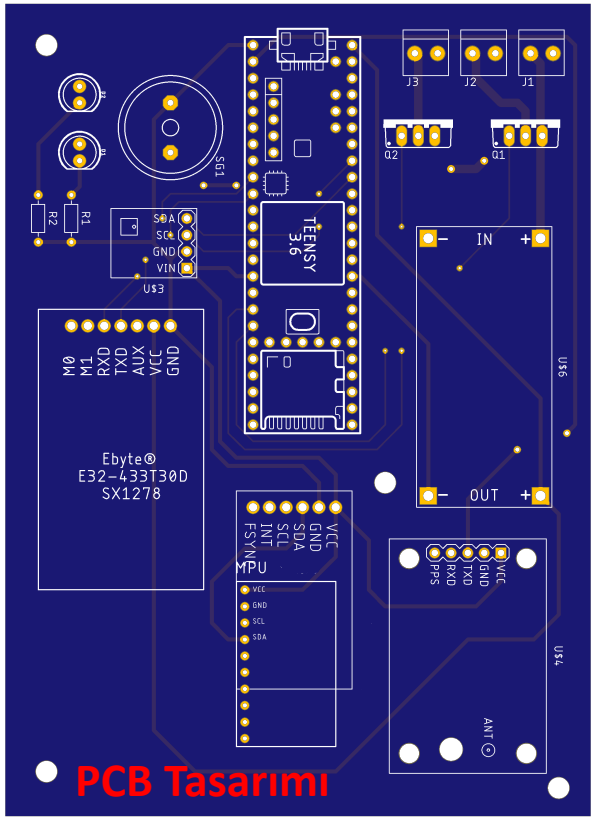


Ana Aviyonik Sistem: Teensy 3.5 mikrodenetleyici karta gerekli olan güç 2 adet 18650 li-ion pil ile sağlanmaktadır. Bu pillerin ürettiği 7.4 V LM2596-ADJ voltaj regülatör kartı ile 5 volta düşürülecektir. Aviyonik sistem dışarıdan çalıştırılabilmesi için li-ion piller gövde üzerindeki bir anahtara bağlı olacaktır. Sistem açıldığında buzzer ile ses çıkararak bildirecektir. Ana aviyonik sistem tepe noktasına geldiğini üzerindeki BMP280 basınç sensörü vasıtasıyla hesapladığı yükseklik verisinin artışının durması ile tespit edecek ve ateşleme teline bağlı olan mosfeti tetikleyerek faydalı yük ve sürüklenme paraşütünün fırlatılmasını sağlayacaktır. Mosfet ateşleme teline giden gücü li-ion pillerden sağlayacaktır. Aviyonik sistem, BMP280 basınç sensöründen alınan veri ile 500 metreye indiğini tespit ettiğinde ana paraşütün serbest bırakılmasını sağlacak olan ARRD (ADVANCED RETENTION AND RELEASE DEVICE) sistemine giden gücü kontrol eden mosfeti tetikleyecek ve ana paraşütün açılmasını sağlayacaktır. MPU-6050 sensörü ve diğer tüm sensörlerden alınan uçuş verileri uçuş boyunca Teensy üzerindeki dahili SD kart modülü ile SD karta kayıt edilecektir. Aynı zamanda Ebyte E32-433T30D SX1278 RF modülü ile veriler yer istasyonuna da gönderilecektir. Uçuş sırasında ve uçuş sonunda roketin konumu GY-NEO6MV2 GPS modülü ile tespit edilecektir.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/2

Ana Uçuş Bilgisayarı Kart Tasarımı





1- Teensy 3.5
2- BMP280
3- MPU6050
4- GY-NEO6MV2
5- Buzzer
6- IRF540 Mosfet
7- Ledler ve dirençler
8- LM2596-ADJ Regülatör
9- Ebyte E32-433T30D SX1278 RF
10- Kurtarma çıkış pinleri
11- Batarya girişi

Üretim: PCB üretimi yapan profesyonel bir firmaya kartın tasarımı teslim edilmiş ve firma tarafından kartın üretimi 18 Mayıs tarihinde tamamlanacaktır. Kart 1.6mm kalınlıkta 2 katmanlı olarak üretilecektir. Kullanılacak sensörler smd değil dip modüldür. Kart 12.5*9 cm boya sahiptir. Yollar bakır olarak üretilecektir. Kurtarmaya giden yollar üstünden geçecek akım hesaba katılarak 1.27mm kalınlığında tasarlanmıştır. Karta 4 adet sabitleme deliği açılmıştır. Bu aşamada modüller yerlerine lehimlenecek ve karta güç verilerek ilk test gerçekleştirilecektir. Testler sunusunda belirtilen tarihlerde belirtilen testler uygulanacaktır.

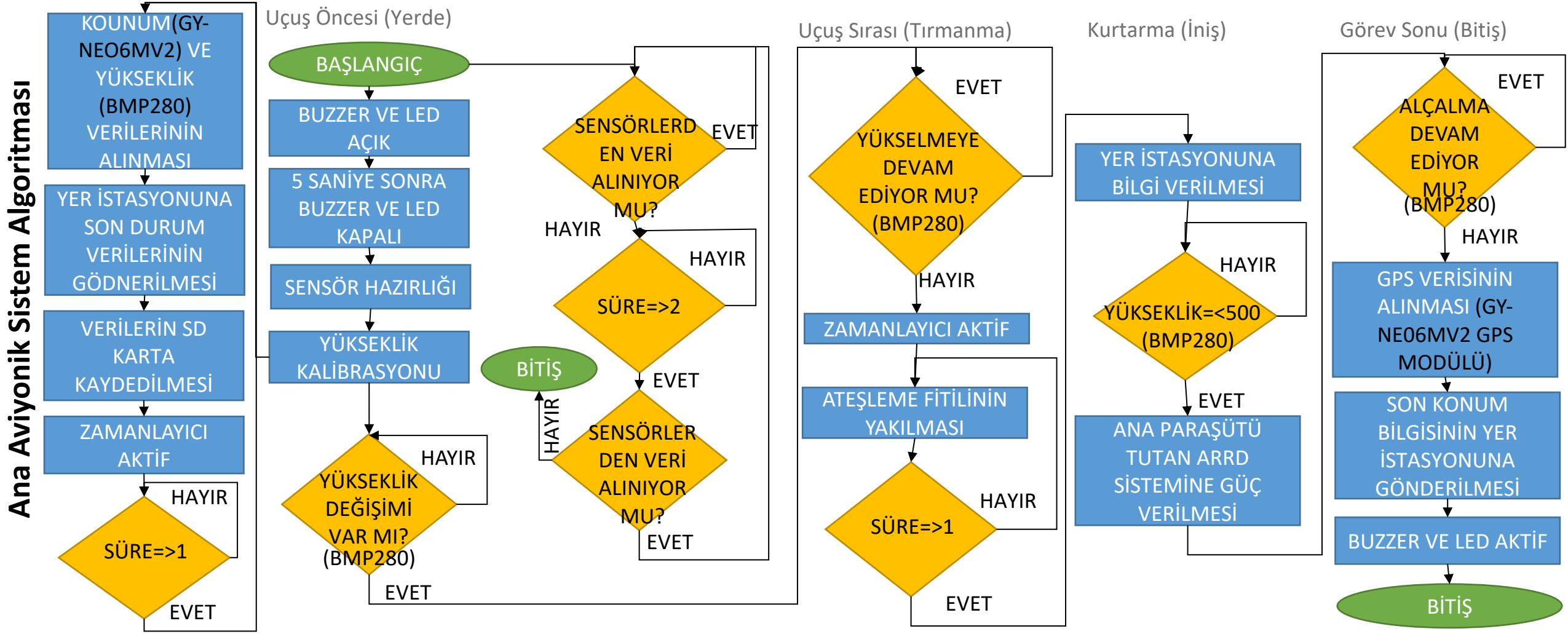
Aviyonik – 1.Sistem Detay/3

Ana Aviyonikte Kurtarma Sistemini Tetikleyecek Parametreler:

- **Dikey Hız (Yükselmenin Durması) ➜** Aviyonik sistemin tepe noktasına ulaştığını tespit etmesi için BMP280 sensöründen alınan yükseklik verisi ile hesaplanan dikey hız parametresi kullanılmıştır. Roket tepe noktasına ulaşırken yükseklik artışı yavaşlayacak dikey hız azalacak ve tepe noktasında dikey hız sıfır olacaktır. Yükselme durduğunda sürüklenme paraşütü ve faydalı yük serbest bırakılacaktır. Tepe noktasının tespitini yapabilecek en uygulanabilir ve güvenilir yollardan biri olduğu için yükselmenin durması ile tepe noktası tespit edilmektedir.
- **Basınç (İrtifa) ➜** Aviyonik sistemin ana paraşütü serbest bırakacağı irtifa olan 500 metreye indiğini anlaması için BMP280 sensöründen aldığı irtifa parametresi kullanılacaktır. Tepe noktasına ulaşınca başlangıçta 0 (false) olan apogee parametresi 1 (true) olacaktır. Apogee parametresi 1 (true) iken yükseklik 500 metreye indiğinde kurtarma tetiklenecektir. Sensörden alınan veriler ile ana kurtarmanın gerçekleştirilmesinin en kolay ve güvenilir yolu yüksekliğin istenilen seviyeye indiğinin tespiti ile kurtarmanın gerçekleştirilmesidir. Bundan dolayı irtifa parametresi kurtarmayı tetikleyecek parametre olarak seçilmiştir.

Veri Filtreleme: Ana aviyonik sistemde kurtarmayı tetikleyen BMP280 barometrik basınç sensöründen alınan basınç verisi olası gürültülere karşı hatalı tetiklemenin önüne geçmek için; aynı modülden alınan sıcaklık, nem ile MPU-6050 sensöründen alınan ivme, açı verileri de uçuş süresince oluşan verilerin sağlıklı bir şekilde değerlendirilebilmesi için kalman filtresi ile filtrelenecektir. Gürültülü verileri filtre etme konusunda oldukça güçlü ve yetenekli olduğu için kalman filtresi tercih edilmiştir. Kalman filtresi sistemin önceki durumlarına göre bir sonraki durumunu tahmin eden optimal bir tahmin algoritmasıdır. Algoritma, gürültülü veriler üzerinde özyinelemeli gerçek zamanlı çalışarak hataları, enaz-kareler eğriye sığdırma yöntemi ile filitre eder ve sistemin fiziksel karakteristiklerinin modellenmesi ile üretilen gelecek durumun matematiksel tahminine göre optimize eder.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/3



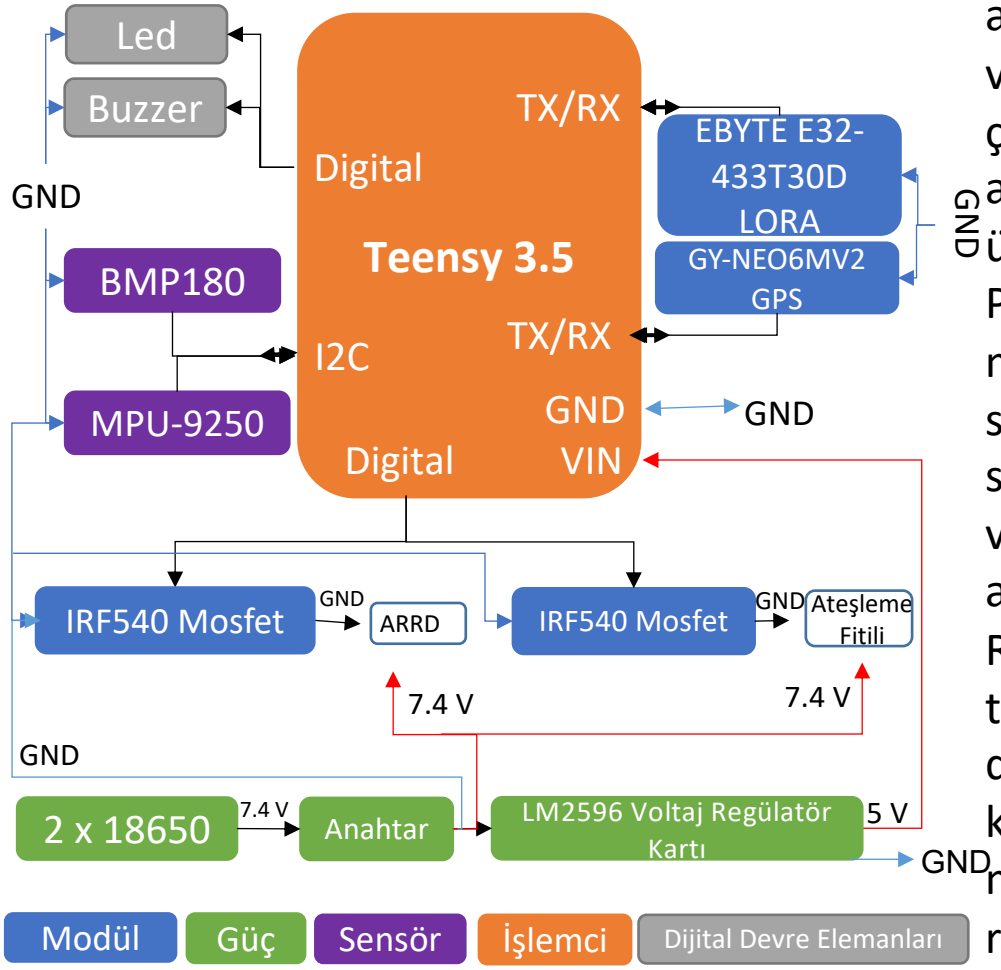
Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

Yedek Uçuş Bilgisayarındaki Temel Devre Elemanları

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	Teensy 3.5 Mikrodenetleyicisi		
1. Sensör	BMP 180 Basınç Sensörü	Evet	Basınç sensöründen alınan yükseklik verisine uygulanacak belirli işlemler sonucunda elde edilen veri ile ikinci ayrılma gerçekleştirilecektir.
2. Sensör	MPU-9250 IMU Modülü	Evet	Modülün ivme ve jiroskop sensörlerinden alınan Roll ve Pitch verilerinin 90 olması ile ilk ayrılma gerçekleştirilecek.
Haberleşme Modülü	Ebyte E32- 433T30D SX1278 RF Modülü	Hayır	
GPS Modülü	GY-NEO6MV2 GPS Modülü	Hayır	

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

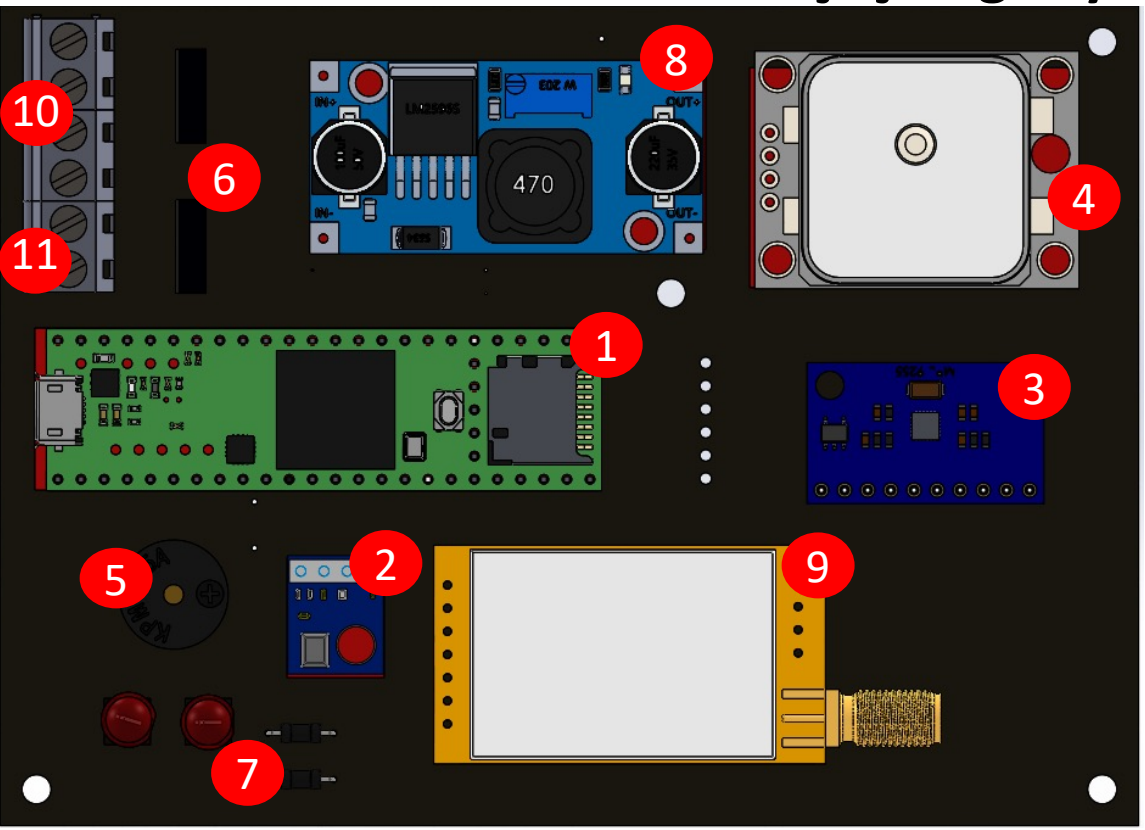
Yedek Aviyonik Blok Diyagramı

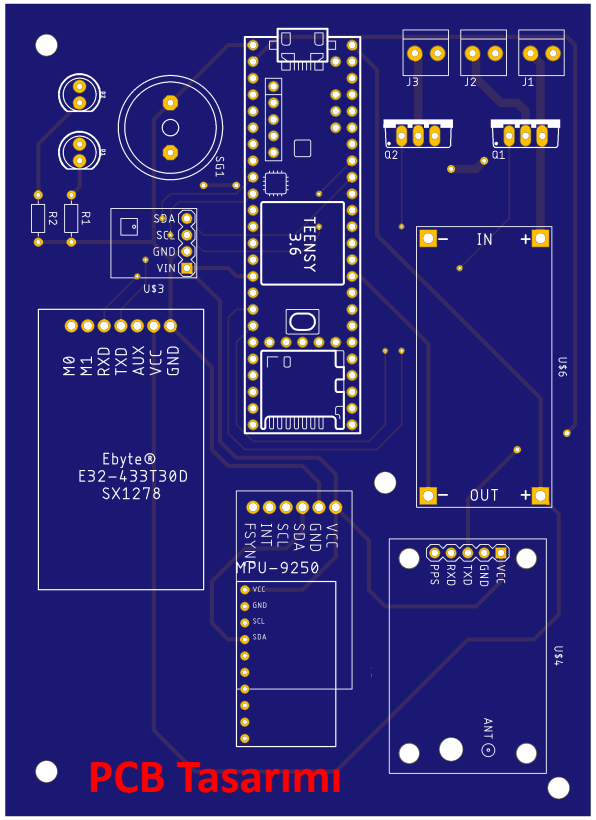


Yedek Aviyonik Sistem: Teensy 3.5 mikrodenetleyici karta gerekli olan güç 2 adet 18650 li-ion pil ile sağlanmaktadır. Bu pillerin ürettiği 7.4 V LM2596-ADJ voltaj regülatör kartı ile 5 volta düşürülecektir. Aviyonik sistem dışarıdan çalıştırılabilmesi için piller gövde üzerindeki bir anahtara bağlı olacaktır. Sistem açıldığında buzzer ile ses çıkararak bildirecektir. Sistem tepe noktasına geldiğini üzerindeki MPU-9250 modülünün ivme ve jiroskop sensörlerinden aldığı Roll ve Pitch verilerinin 90 olması ile tespit edecek ve ateşleme teline bağlı olan mosfeti tetikleyerek faydalı yük ve sürüklenme paraşütünün fırlatılmasını sağlayacaktır. Mosfet ateşleme teline giden gücü lityum iyon pillerden sağlayacaktır. Yedek aviyonik sistem, BMP180 modülünden aldığı yükseklik verisinin 500 metreyi geçtikten sonraki artışının tepe noktasından sonra azalarak 500 metreye geldiğinde sıfırlanması ile tespit ederek ARRD (ADVANCED RETENTION AND RELEASE DEVICE) sistemine giden gücü kontrol eden mosfeti tetikleyecek ve ana paraşütün açılmasını sağlayacaktır. MPU-9250 sensörü ve diğer tüm sensörlerden alınan veriler uçuş boyunca Teensy üzerindeki dahili SD kart modülü ile SD karta kayıt edilecektir. Aynı zamanda Ebyte E32-433T30D RF modülü ile veriler yer istasyonuna da gönderilecektir. Uçuş sırasında ve sonunda roketin konumu GY-NEO6MV2 GPS modülü ile tespit edilecektir.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

Yedek Uçuş Bilgisayarı Kart Tasarımı





1- Teensy 3.5
2- BMP180
3- MPU9250
4- GY-NEO6MV2
5- Buzzer
6- IRF540 Mosfet
7- Ledler ve dirençler
8- LM2596-ADJ Regülatör
9- Ebyte E32-433T30D SX1278 RF
10- Kurtarma çıkış pinleri
11- Batarya girişi

Üretim: PCB üretimi yapan profesyonel bir firmaya kartın tasarımı teslim edilmiş ve firma tarafından kartın üretimi 18 Mayıs tarihinde tamamlanacaktır. Kart 1.6mm kalınlıkta 2 katmanlı olarak üretilecektir. Kullanılacak sensörler smd değil dip modüldür. Kart 12.5*9 cm boya sahiptir. Yollar bakır olarak üretilecektir. Kurtarmaya giden yollar üstünden geçecek akım hesaba katılarak 1.27mm kalınlığında tasarlanmıştır. Karta 4 adet sabitleme deliği açılmıştır. Bu aşamada modüller yerlerine lehimlenecek ve karta güç verilerek ilk test gerçekleştirilecektir. Testler sunusunda belirtilen tarihlerde belirtilen testler uygulanacaktır.

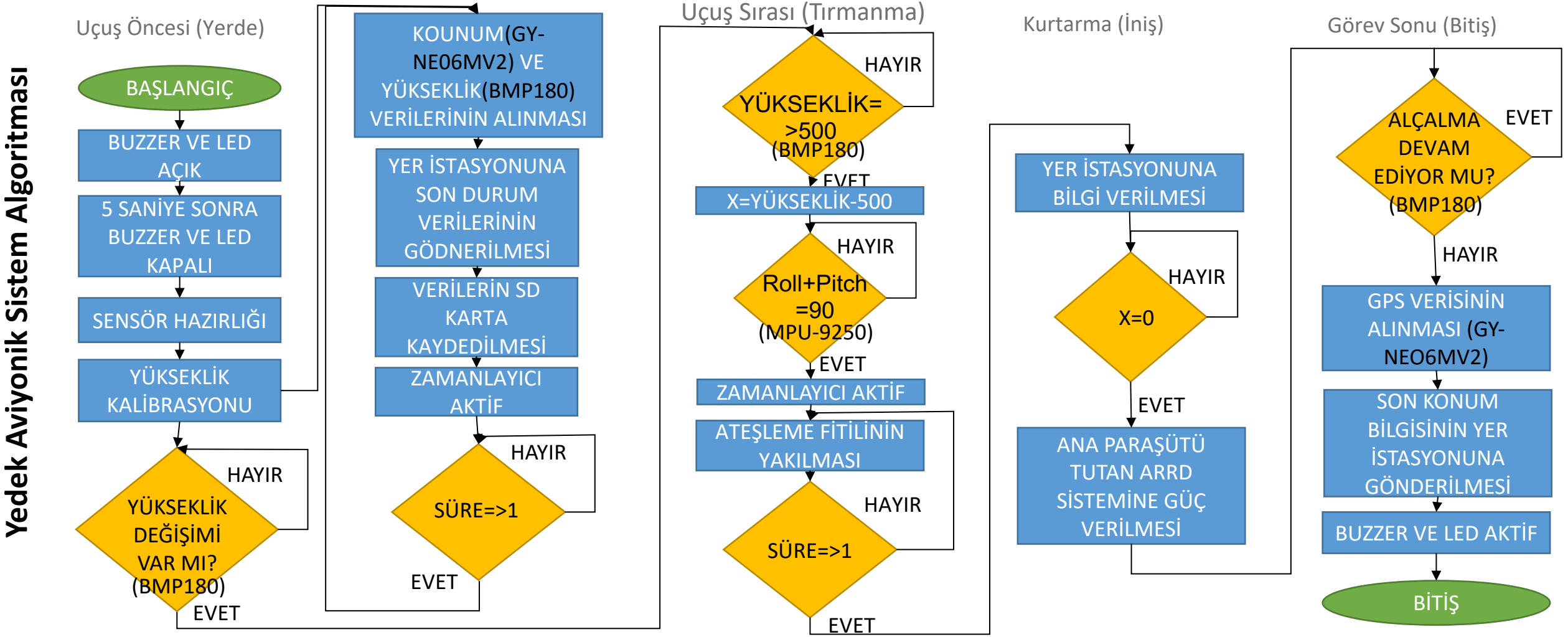
Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

Yedek Aviyonikte Kurtarma Sistemini Tetikleyecek Parametreler:

- **Eğim** ➜ Aviyonik sistemin tepe noktasına ulaştığını tespit etmesi için MPU-9250 modülünden alınan eğim parametresi kullanılmıştır. Roket tepe noktasına ulaştığında ağırlık merkezi motorun yakıtının tükenmesinden dolayı yukarı kaymış olacak ve roket eğilmeye başlayacaktır. Roll ve Pitch değerinin toplamının 90 derece olması durumunda sürüklenme paraşütü ve faydalı yük serbest bırakılacaktır. Tepe noktasının tespitini yapabilecek en uygulanabilir ve güvenilir yollardan diğeri de eğim ile tespit edilmesi olduğu için yedek aviyonik sistemde eğim parametresi ile tepe noktası tespit edilmektedir.
- **Basınç** ➜ Aviyonik sistemin ana paraşütü serbest bırakacağı irtifa olan 500 metreye indiğini anlaması için BMP180 sensöründen alınan basınç verisi vasıtasıyla tespit edilen irtifa parametresi kullanılacaktır. Roket 500 metreye geldiğinde yükseklik verisinden 500 çıkarılarrak x parametresi oluşturulacaktır. x parametresi tepe noktasına geldiğinde (apogee-500) değerine ulaşacaktır. Ardından roket inişe geçtiğinde bu parametre sıfır değerine yaklaşarak azalacaktır. x parametresi tepe noktasından sonra sıfıra ulaştığında roket 500 metreye inmiş olacak ve ana paraşüt serbest bırakılacaktır. Sensörden alınan veriler ile ana kurtarmanın gerçekleştirilmesinin en uygulanabilir ve güvenilir yolu irtifa parametresinin kullanılarak kurtarmanın gerçekleştirilmesidir. Bundan dolayı irtifa parametresi kurtarmayı tetikleyecek parametre olarak seçilmiştir.

Veri Filtreleme: Yedek aviyonikte kurtarmayı tetikleyen MPU-9250 modülünden alınan eğim verisi ile BMP180 basınç sensöründen alınan basınç verisi olası gürültülere karşı hatalı tetiklemenin önüne geçmek için kalman filtresi ile filtrelenecektir. Gürültülü verileri filtre etme konusunda oldukça güçlü ve yetenekli olduğu için sistemde kalman filtresi tercih edilmiştir. Kalman filtresi sistemin önceki durumlarına göre bir sonraki durumunu tahmin eden optimal bir tahmin algoritmasıdır. Algoritma, gürültülü veriler üzerinde özyinelemeli gerçek zamanlı çalışarak hataları, enaz-kareler eğriye sığdırma yöntemi ile filitre eder.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3



Aviyonik – İletişim

İletişim:

İletişim için ana ve yedek aviyonik sistemde, ayrıca yer istasyonunda Ebyte® E32-433T30D SX1278 RF modülü kullanılmıştır. Modülün 30dBm (yaklaşık 1 Watt) çıkış gücüne sahip olması, 3.3V ile çalışabilmesi ve daha önceden yapılan testlerde 8.000 metrenin üzerinde menzil verebilmiş olması sebebiyle bu RF modülü tercih edilmiştir. Yer istasyonundaki LoRa modülü bilgisayara UART dönüştürücü ile bağlanaktır. Yer istasyonunda 12dBi SMA 433MHz yönsüz anten seçilmiştir. Roketin uçuş anında takibi zor olacağından yönsüz anten tercih edilmiştir. Özet olarak yer istasyonunda LoRa modülü, UART dönüştürücü, anten ve bilgisayar bulunacaktır.

Verici modül çıkış gücü (P_{TX}) =	30 dBm
Verici anten kazancı (G_{TX})=	5 dBi
Alıcı anten kazancı (G_{RX})=	12 dBi
Verici kayıpları (L_{TX})=	0.5 dB
Alıcı kayıpları (L_{RX})=	1.6 dB
Çeşitli diğer kayıplar (L_M) =	30 dB
Haberleşme mesafesi=	25.000 feet
Haberleşme frekansı=	433 Mhz
Yol, boş alan kaybı(L_{FS}) =	85.81 dB
Sonuç (Elde edilmesi beklenen sinyal gücü = P_{RX}) =	-70.91 dBm

Kullanılacak olan RF modülünün sinyal alış hassasiyeti = -130dBm olduğu için elde edilen sinyal gücünü alabilmesi beklenmektedir

Yer istasyonuna gönderilecek veriler:

• İrtifa verisi float değeri olarak, • Konum verisi enlem ve boylam olmak üzere iki farklı float değeri olarak, • Dikey hız verisi float değeri olarak, • Eğim verisi float değeri olarak, • Uçuş aşaması durumu int değeri olarak, • Sistem durumu (ana aviyonik true, yedek aviyonik false) boolean değeri olarak yer istasyonuna gönderilecektir.

- Veriler 26 byte büyüklüğünde paketler şeklinde 433Mhz frekans bandından 2.4kbps gönderim hızı ile gönderilecektir.

Aviyonik Prototip Testi

Algoritma Testi:

Aviyonik sistem üretildikten sonra koda dönüştürülen algoritma aviyonik sisteme yüklenecektir. Ana aviyonik sistem basınç ile yüksekliği ölçüp yükseklik artışının durması ile tetiklendiğinde daha hızlı basınç değişimi için havalandırması olan bir asansör ile en üst kata çıkılacak ve sonra zemin kata inilecektir. Aviyoniğin tepe noktasında tetiklenmesi test edilecektir. Aynı zamanda ikincil kurtarma için belirlenen tepe noktasından sonra 500 metre sınırı asansörde iniş sırasında tetiklenecek şekilde, üçüncü kattaki yükseklik seviyesine göre ayarlanıp, zemin kata inerken ikincil kurtarmanın tetiklenmesi de test edilmiş olacaktır. Test sonucunda tepe noktasında birincil kurtarma, tepe noktasından sonra belli bir yüksekliğe gelince ikincil kurtarmanın tetiklenmesi beklenmektedir. Birincil ve ikincil kurtarma beklendiği zamanlarda tetiklenirse test başarılı kabul edilecektir.

Yedek aviyonik sistem için de algoritma koda dönüştürüldükten sonra karta yüklenecektir. Yedek aviyonik sistemin birincil kurtarması roketin tepe noktasına ulaşması sonucunda yan yatmaya başlamasına bağlı açı düşüşüne göre tetiklenmektedir. Bunu test etmek için aviyonik sistemi dik konumdayken çalıştırılacak, ardından Roll + Pitch değeri 90'a gelene kadar kart eğilecektir. Belirlenen değere gelindiğinde birincil kurtarmanın tetiklenmesi test edilecektir. İkincil kurtarma 500 metreyi geçtikten sonraki artışının tepe noktasından sonra azalarak 500 metreye geldiğinde sıfırlanması ile tetiklenmektedir. Testte ise 500 metre yerine kod 5 metre olarak değiştirilerek asansörde test edilecektir. Aviyonik sistemin açısı düşürülerek birincil kurtarma tetiklendikten sonra asansör yardımıyla test için belirlenen temsili irtifaya inilecek ve ikincil kurtarmanın tetiklenmesi test edilecektir. Aviyonik sistemin eğilerek Roll + Pitch değerinin 90'a gelmesi sonrası birincil kurtarmanın tetiklenmesi, birincil kurtarmanın tetiklenmesinden sonra belirlenen temsili irtifaya indirilince de ikincil kurtarma sisteminin tetiklenmesi beklenmektedir. Beklenildiği gibi birincil kurtarma ve ikincil kurtarmanın tetiklenmesi durumunda test başarılı sayılacaktır.

Aviyonik Prototip Testi

Kart Fonksiyonellik Testi: Üretilen karta tüm komponentler lehimlenecektir. Ardından testi başarıyla geçen algoritma içerisine yüklenecektir. Tüm sensörlerden alınan veriler seri monitörden okunarak doğruluğu teyit edilecektir ve veriler RF modülü ile yer istasyonuna iletilecektir. Bu testten tüm modüllerin verileri doğru bir şekilde okuması ve RF modülünün yer istasyonuna başarıyla iletmesi beklenmektedir. Aynı zamanda mosfetin çalıştığının teyit edilmesi için yalnızca onları çalıştıracak kodlar yüklenerek test edilecektir. Mosfetin başarıyla akımın ileterek test için bağlanan buzzerı çalıştırması beklenmektedir.

Yukarıdaki testleri geçen karta ekstrem koşullarda çalışma testleri uygulanacaktır. Isı tabancasıyla yüksek sıcaklık, dondurucu ile düşük sıcaklık, vakumlu kap ile düşük basınç testleri uygulanacaktır. Bu testler süresince tüm sensörlerden doğru veriler alınması ve RF modülü ile başarılı bir şekilde iletmesi beklenmektedir.

AVİYONİK TEST TAKVİMİ			
	MAYIS	HAZİRAN	TEMMUZ
Algoritma Testleri			
Kart Fonksiyonellik Testleri			
İletişim Testleri			

İletişim Testi: Vapur vasıtasıyla aviyonik sistem iletişim kopana kadar uzaklaştırılacaktır. Bu test süresince iletişimin hiç kesilmemesi ve tüm verilerin sağlıklı bir şekilde yer istasyonu tarafından alınması beklenecektir. Vapurda yapılan testte yer istasyonuna iletilen tüm verilerin kesintisiz bir şekilde en az 2000 metre uzaklıktan alınması durumunda prototip iletişim testlerinin sonucu başarılı kabul edilecektir. AHR'de 6000 metre test edilecektir.

Bütçe

Alt Sistem İsmi	Komponent	Malzeme	Adet	Birim Fiyat	Toplam Fiyat
Burun	Burun Konisi	Fiberglass	1	-	8000 TL
	Burun Omuzluğu				
	Omuzluk Aparatı	PLA	1	50 TL	50 TL
Faydalı Yük	Faydalı Yük	Çelik	1	68 TL (kg)	142 TL
	Faydalı Yük Kılıfı	PLA	1	68 TL (kg)	87 TL
	Mapa	Dövülmüş Çelik	3	8 TL	24 TL
	Faydalı Yük Paraşütü	Polyester Bazlı Tafta Kumaş	1	600 TL	600 TL
	Aviyonik Tüp	PLA	1	50 TL	46 TL
	Deneyap Kart	Elektronik	1	400 TL	400 TL
	BMP180 Dijital Hava Basıncı Sensörü	Elektronik	1	32 TL	32 TL
	18650 3.7 V 2600mAh Li-ion Şarjlı Pil	Elektronik	1	98 TL	98 TL
	Led	Elektronik	2	1 TL	2 TL
	Buzzer	Elektronik	1	4 TL	4 TL
	Ebyte® E32-433T30D SX1278 RF Modül	Elektronik	1	220 TL	220 TL
	GY-NEO6MV2	Elektronik	1	85 TL	85 TL
	LM2596-ADJ Voltaj Regülatörü	Elektronik	1	20 TL	20 TL
Kurtarma Gövdesi	Üst Gövde	Fiberglass	1	4010 TL	4010 TL
	Barut Bölmesi	Alüminyum	1	15 TL	15TL
	Ana Paraşüt	Polyester Bazlı Tafta Kumaş	1	1000 TL	1000 TL
	Sürüklenme Paraşütü	Polyester Bazlı Tafta Kumaş	1	600 TL	600 TL
	Mapa	Dövülmüş Çelik	5	8 TL	40 TL
	Bulkhead	Çelik	2	85 TL (kg)	50 TL
	Lineer Aktüatör Bölmesi	PLA	1	73 TL	73 TL
	Lineer Aktüatör Motor	Elektronik	1	450 TL	450 TL
Entegrasyon Gövdesi	Entegrasyon Gövdesi	Alüminyum	1	165 TL	165 TL

Alt Sistem İsmi	Komponent	Malzeme	Adet	Birim Fiyat	Toplam Fiyat
Motor Gövdesi	Alt Gövde	Fiberglass	1		5148 TL
	Altimetre	Elektronik	1		0 TL
	Aviyonik Tüp	PLA	1	15 TL	150 TL
	Ebyte® E32-433T30D SX1278 RF Modül	Elektronik	3	220 TL	660 TL
	Yer İstasyonu Anten	Elektronik	2	150 TL	300 TL
	Ana Aviyonik PCB Üretim	Elektronik	1	100 TL	100 TL
	Yedek Aviyonik PCB Üretim	Elektronik	1	100 TL	100 TL
	Teensy 3.5	Elektronik	2	650 TL	1300 TL
	LM2596 Voltaj Regülatörü	Elektronik	2	20 TL	40 TL
	18650 3.7 V 2600mAh Li-ion Şarjlı Pil	Elektronik	2	98 TL	196 TL
	MPU6050	Elektronik	1	35 TL	35 TL
	MPU9250	Elektronik	1	120 TL	120 TL
	BMP280 Atmosferik Basınç Sensörü	Elektronik	1	30 TL	30 TL
	BMP180 Dijital Hava Basıncı Sensörü	Elektronik	1	32 TL	32 TL
	GY-NEO6MV2	Elektronik	2	85 TL	170 TL
	IRF540 Mosfet Modülü	Elektronik	4	10 TL	40 TL
	3 mm Kırmızı Led Paketi	Elektronik	1	3 TL	3 TL
	Buzzer	Elektronik	2	4 TL	8 TL
	Üst Motor Tutucu	Alüminyum	1	43TL	43 TL
	Alt Motor Tutucu	Alüminyum	1	52 TL	52 TL
	Kanatçık	Alüminyum	4	12 TL	48 TL
	Motor Kapağı	Alüminyum	1	38 TL	38 TL
	Motor	Motor	1		0 TL
				TOPLAM	**24.826 TL**

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
Ortak Gereksinimler 3.2.1. - 3.2.1.24.					
1	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.		41	
2	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.		44	
3	3.2.1.3	Orta İrtifa ve Yüksek İrtifa Kategorisindeki roketler Şekil 1'de örnek olarak belirtilen operasyon konseptini icra etmekle yükümlüdürler.		5	
4	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	

TAMAMEN KARŞILAMAKTADIR	KISMEN KARŞILAMAKTADIR	KARŞILAMAMAKTADIR

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
5	3.2.1.5	İkincil (Ana paraşüt) paraşüt en erken yere 600 m ve en geç 400 m kala açılacaktır.		40, 41	
6	3.2.1.6	Roket, tepe noktasına ulaşmadan önce herhangi bir ayrılma gerçekleştiremez (Görev Yükünün bırakılması, paraşütün açılması vb.).		5, 41	Tepe noktasından önce herhangi bir ayrılma gerçekleştirilmemektedir.
7	3.2.1.11.2	Orta İrtifa Kategorisi için M2020 model motor kullanılacaktır.		3	
8	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.		3	M2020 kullanılmaktadır.
9	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.		46, 49	

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
Kurtarma Sistemi Gereksinimleri 3.2.2. - 3.2.2.15.					
10	3.2.2.1	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmalıdır.		44, 45, 46	Roketin kurtarılması için iki farklı paraşüt, görev yükünün kurtarılması için ise görev yükü paraşütü kullanılacaktır.
11	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.		47	İkincil ayrılmadan sonra ana paraşüt açıldığında roketin hızı 7,287 m/s olacaktır.
12	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.		47	Birincil paraşüt açıldığında hesaplamalarda gösterildiği gibi roket 27,877 m/s hızında düşecektir.
13	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.		49	Görev yükü roketten bağımsız olarak kendi paraşütü ile inmektedir, diğer tüm kompenentler (burun konisi dahil) rokete bağlı olarak inecektir.
14	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.		43	Kurtarma sisteminde (paraşüt) ayırma işlemi için kimyasal sıcak gaz üreteçlerinden kara barut kullanılacaktır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
15	3.2.2.11	Takımlar, tüm etiketleri aldıktan sonra sıcak gaz üreteçlerini hakemlerden teslim alacaklar ve hakem kontrolünde roketlerine entegre edeceklerdir.		51	Kurtarma sistemi en son barut yerleştirilecek şekilde tasarlanmıştır.
16	3.2.2.12	Sistem üzerinde bulunan haberleşme bilgisayarları yer istasyonuyla anlık konum verisini kesintisiz paylaşacaktır.		49, 61, 66	Ana, yedek ve görev yükü aviyonik sistemi sürekli canlı konum verisini yer istasyonuna iletmektedir.
17	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).		44	Her paraşüt birbirinden farklı renkte, 2 renkli üretilmiştir.
18	3.2.2.14	Takımlar, kurtarma işlemlerinde Görev Yükü ve roketin tüm bileşenlerini azami bir saat içerisinde bulmakla yükümlüdür.		49	Alınan GPS verisine göre konum tespiti yapılıp en fazla 1 saat içerisinde kurtarma yapılacaktır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
Görev Yükü Gereksinimleri 3.2.3- 3.2.3.7.					
19	3.2.3.1	Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.		49	Görev yükü 4.6 kg ağırlığında olacaktır.
20	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.		48, 49	Görev yükü tasarımı buna uygun yapılmıştır.
21	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.		49	Görev yükü aviyonik sistemi saniyede 5 kere basınç, sıcaklık, nem verilerini yer istasyonuna iletmektedir.
22	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		49	Görev yükü basınç, sıcaklık, nem ölçmek gibi bilimsel görevleri yerine getirecektir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
Aerodinamik Gereksinimleri 3.2.4.1..-3.2.4.7.					
23	3.2.4.1.	Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.		3	
24	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	
25	3.2.4.4.	Uçuş kontrol yüzeyleri sabit olmalıdır. Hareketli kontrol yüzeylerine ve aktif kontrol yapılmasına izin verilmemektedir.		58	Rokette aktif kontrol yapılmamaktadır.
26	3.2.4.5.	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.		4	
27	3.2.4.6	Open Rocket ana tasarım sayfasında 0.3 Mach için stabilite değeri hesaplanmakta olup takımlar bu değeri dikkate almalıdırlar.		4	
28	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	

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
Yapısal Bütünlük Gereksinimleri 3.2.5.1.-3.2.5.11.					
29	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.		58	
30	3.2.5.2.	Roketler hem uçuş boyunca maruz kalacağı yapısal yüklere hem de taşıma/rampaya yerleştirme esnasında maruz kalacağı yüklere dayanıklı olmalıdır. Orta irtifa, Yüksek İrtifave Zorlu Görev Kategorilerinde takımlar roketlerin maruz kalacağı kuvvetleri analizler ve hesaplar ile göstereceklerdir.		52, 53, 54, 55, 56, 57	
31	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.		52, 53, 54, 55, 56, 57	

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
32	3.2.5.5	Burun omuzluğunun diğer gövdeye girecek kısmının gövde dış çapının en az bir buçuk (1.5) katı olması gerekmektedir. Entegrasyon gövdelerinin entegre edilecekleri gövdelerin her ikisine de gövde dış çapının en az (0.75) katı kadar girmesi beklenmektedir. Bu duruma uymamak diskalifiye sebebidir. Örnek burun omuzluğu Şekil 4'te ve örnek entegrasyon gövdesi Şekil 5'te gösterilmiştir		10, 11	
33	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		9	
34	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.		9	Roket dışında kesit alanını etkileyen çıkıntı yoktur.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
35	3.2.5.10.	Uçuş bilgisayarı ve görev yükündeki tüm anahtarlar roketin nozülünden azami 2500 mm mesafede olmalıdır (Şekil 6).		4, 49	
36	3.2.5.11.	Roket motoru, bütün gövde bağlantıları tamamlandıktan sonra gerektiğinde demonte edilebilir bir şekilde montajlanmalıdır.		35, 36, 37	
Aviyonik Gereksinimleri 3.2.6 - 3.2.6.37					
37	3.2.6.1.	Rokette bulunan ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilir.		58	Ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş bilgisayarları tarafından kontrol edilmektedir.
38	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.		61, 66	Ana ve yedek aviyonik sistemlerde haberleşmeyi sağlayan RF modülleri bulunmaktadır.
39	3.2.6.6	Ticari uçuş kontrol bilgisayarında konum belirleme ve haberleşme sistemi bulunmuyorsa takımların ayırıca haberleşme bilgisayarı geliştirmesi zorunludur.		58	Ticari uçuş bilgisayarı kullanılmamaktadır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
40	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.		61, 66	Ana ve yedek olmak üzere iki uçuş bilgisayarı kullanılmaktadır. Her iki uçuş bilgisayarı da özgün sistem ve haberleşme bilgisayarı özelliklerini taşımaktadır.
41	3.2.6.9	Sistemde kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarının arasında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bağlantı olamaz.		61, 66	Uçuş bilgisayarları arasında kablolu veya kablosuz herhangi bir bağlantı bulunmamaktadır.
42	3.2.6.10	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır. Her bilgisayarın kendisine ait işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması olmalıdır.		61, 66	Her iki uçuş bilgisayarı da birbirinden bağımsız ve kendisine ait işlemci, sensörler, güç kaynağı, kablolamaya sahiptir.
43	3.2.6.11	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmalıdır.		61, 66	Uçuş bilgisayarları kurtarma eyleyicilerine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlıdır.
44	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.		58	Her iki uçuş bilgisayarı da birbirinden bağımsız tek başına kurtarmayı gerçekleştirebilecek kapasitededir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
45	3.2.6.13	Uçuş kontrol bilgisayarlarında en az iki (2) adet sensör bulunmalıdır ve uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmalıdır.		63, 68	Her iki uçuş bilgisayarında da birbirinden farklı ikişer adet sensör bulunmaktadır. Ve bu sensörlerden alınan veriler ile kurtarma gerçekleştirilmektedir.
46	3.2.6.14	Bütün uçuş kontrol bilgisayarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır.		61, 66	Her iki uçuş bilgisayarında da bir adet basınç sensörü bulunmaktadır.
47	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).		61, 66	Uçuş bilgisayarlarında birer adet basınç sensörü bulunmaktadır.
48	3.2.6.16	Uçuş kontrol algoritmasında GPS'den gelen veriler ile ayrılma sistemi tetiklenmemelidir.		61, 66	GPS'den gelen veriler ile tetikleme yapmamaktadır. GPS yalnızca konum tespiti için kullanılmaktadır.
49	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).		61, 66	Eyleyiciler yedekli değildir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
50	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.		61, 66	Eyleyiciler ana ve yedek uçuş bilgisayarları tarafından kontrol edilmektedir. Eyleyiciler uçuş bilgisayarları tarafından kontrol edildiğinden belirlenen parametrelere ulaşılmadan tetiklenmemektedir.
51	3.2.6.19	Kurtarma sistemleri istemsiz olarak aktif konuma gelmemelidir.		61, 66	Eyleyiciler uçuş bilgisayarları tarafından kontrol edildiğinden belirlenen parametrelere ulaşılmadan aktif hale gelmemektedir.
52	3.2.6.20	Bütün takımların, roketlerinden ve faydalı yüklerinden anlık olarak veri alan bir yer istasyonuna sahip olması gerekmektedir.		70	Faydalı yük ve roketten gönderilen veriler yer istasyonunda anlık olarak alınmaktadır.
53	3.2.6.21.1	Roketlerin kurtarılmasına çıkılması için rokete ait konum verilerinin yarışmacı yer istasyonuna anlık olarak iletilmiş olması gerekmektedir.		61, 66, 70	Roketin konum verisi yer istasyonuna anlık olarak iletilmektedir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
54	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.		64, 69	Sensör kalibrasyonundan(5 saniye) hemen sonra aviyonik sistemler veri göndermeye başlamaktadır.
55	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.		70	Link bütçesi 25.000 feet mesafeye göre yapılmış ve modüller, antenler buna göre seçilmiştir.
56	3.2.6.23	RF modülünün gücü değerlendirilerek link bant genişliği bütçesinin yapılması ve ilgili tasarım raporlarında sunulması gerekmektedir.		70	Link bütçesi yapılmıştır.
57	3.2.6.24	Roket üzerindeki aviyonik alt sistemler ve sensörler uçuş esnasında maruz kalacakları titreşim, basınç ve şok gibi etkiler altında görevlerini rahatlıkla yerine getirmelidir. Bu kapsamda gerekli koruyucu önlemler alınmalı, tasarım doğrulama aşamasında ilgili testler gerçekleştirilmeli ve sonuçları ilgili tasarım raporlarında sunulmalıdır.		61, 66	Uçuş bilgisayarında kullanılan tüm komponentler uçuş aşamasında oluşabilecek etkiler dikkate alınarak seçilmiş ve aviyonik bölmesi tasarımı buna göre yapılmıştır. KTR aşamasında gerekli testler uygulanacaktır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
58	3.2.6.25	Roketin üzerinde bulunan uçuş bilgisayarları roket rampada iken anahtarlar açılarak kontrol edilmelidir.		61, 66	Aviyonik, roket rampadayken açılarak kontrol edilmesi için gövde üzerine anahtarlar yerleştirilmiştir.
59	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.		61, 66	Aviyonik sistemlerin bataryaları direkt olarak anahtarlara bağlıdır. Anahtar açılmadan sisteme herhangi bir şekilde güç gitmemektedir.
60	3.2.6.30	Sistemde Li-Po vb. pil kullanacak takımların “Li-Po Safe Bag” kullanmaları gerekmektedir.		61, 66	Sistemde Li-Po kullanılmamaktadır. Ancak yine de bataryalar güvenlik için Safe Bag ile taşınacaktır.
61	3.2.6.31	Kullanılacak pilin güvenliğinden takım sorumludur.		61	Piller Safe Bag ile taşınacak ve kısa devrelere karşı dikkatli olunacaktır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
62	3.2.6.32	Kullanılacak piller roketin ihtiyacını karşılayabilecek kapasitede ve yeterince dolu olmalıdır.		61, 66	Kullanılan piller ihtiyacı fazlasıyla karşılayacak kapasitededir. Test videolarında testleri yapılacaktır.
63	3.2.6.33	Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir.		63, 68	Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını iki farklı kriter tetiklemektedir
64	3.2.6.34	Karar verme parametrelerinde sensörlerden okunan veriler esas olmalıdır.		63, 68	Algoritmada yalnızca sensörlerden alınan veriler tetikleme yapmaktadır.
65	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.		63, 68	Uçuş sırasında oluşabilecek titreşim, gürültü, hatalı okuma gibi olumsuzluklara karşı sensörlerden alınan veriler kalman filtresi ile filtrelenmektedir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
66	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.		58	Uçuş bilgisayarları ve bu bilgisayarlarda kullanılan algoritmalar tamamen özgün tasarımdır.
67	3.2.6.37	Kullanılacak ticari uçuş kontrol bilgisayarlarının EK-7'de yer alan listedeki ürünlerden (Yarışma Komitesi tarafından onaylanmış olan ürünler) seçilmesi gerekmektedir.		58	Ticari uçuş bilgisayarı kullaılmamaktadır.
Temel Gereksinimler 3.1.- 3.1.42					
68	3.1.1.	Yarışmada dört kategori bulunmaktadır; • Lise Kategorisi (5.000 feet) • Orta İrtifa Kategorisi (10.000 feet) • Yüksek İrtifa Kategorisi (20.000 feet) • Zorlu Görev Kategorisi (10.000 feet)		1	Yarışmaya Orta İrtifa Kategorisinde Katılıyoruz.
69	3.1.2	Yarışmaya katılan yarışmacılardan Yarışma Şartnamesi'nde belirtilmiş olan gereksinimleri karşılayacak bir roket tasarımı yapması, roketi üretmesi ve Yarışma Komitesi tarafından finalist takımlara sağlanacak roket motoru kullanılarak başarılı bir şekilde roketin ateşlenip görevini yerine getirecek şekilde uçurulması beklenmektedir.		Slayt Geneli	Halley'in Çırakları Roket Takımı Olarak bu gereksinime göre çalışmalarımızı yapıyoruz.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
70	3.1.4.	Yarışmaya Orta İrtifa Kategorisi'nde lise, ön lisans, lisans ve lisansüstü öğrencileri ile mezunlar katılabilir.		2	
71	3.1.6.	Farklı öğrenim/öğretim kurumlarından kurulan karma takımlar yarışmaya kabul edilir.		2	Takım şemasında verilmiştir. Takımımız 6 kişiden oluşmaktadır.
72	3.1.8.	Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur		2	
73	3.1.9.	Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla 6 takım üyesi gelebilecektir.		2	Takım şemasında verilmiştir. Takımımız 6 kişiden oluşmaktadır.
74	3.1.10	Bir takımın üyesi başka bir takımda üye olarak yer alamaz.		2	
75	3.1.11.	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur. Takım danışmanı ile ilgili özellikler ilgili maddede açıklanmıştır.		2	
76	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	

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
77	3.1.13.	Her takım yarışmaya sadece bir (1) adet roket ile katılabilir.		2	
78	3.1.15.	Yarışmacılar gerekli görülen hesaplamaları, raporları, sunumları ve ilgili diğer dokümantasyonları Yarışma Komitesinin belirlediği standartlara uygun olarak hazırlamakla sorumludurlar.		Slayt Genel	
79	3.1.25.	Takım içerisinde takım kaptanı bulunmalıdır.		2	

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?	-Depolama -Taşıma -Rampaya Yükleme ve Ateşleme hazırlık -Uçuş	Yerel Etki	Son Etki	Söz konusu görev evresinde hatanın tespiti ne şekilde olmakta?	Önleyici (P)	Tespit Edici (D)	Hata oluştuktan sonra hatanın etkisini ortadan kaldıran ya da azaltan tasarım tedbirleri nelerdir?	Bu etki ne derece önemlidir?
Kurtarma Sistemleri												
HT-1	Faydalı Yük Ayırma Mekanizması	Faydalı Yük'ün istenen koşullarda sistemden ayrılması	İstemsiz Faydalı Yük ayrılması	Hatalı sinyal iletimi	Uçuş	Faydalı Yük'ün yanlış irtafada sistemden ayrılması	Yanlış irtifada Faydalı Yük ayrılması sonucu kurtarma işleminin başarısız olması	Telemetre verileri	Faydalı Yük ayrılma koşullarının uçuş algoritmasında birkaç defa kontrol edilmesi	Algoritma hata koşullarının yerde test edilmesi	Hatalı ayrılma sonrası Faydalı Yük'ün sistem dışına nominal bir şekilde çıkıp paraşütün açılmasına olanak verecek şekilde yerleştirilmesi	7

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)
HT-2	Kurtarma mekanizması	Kurtarmanın istenen koşullarda tetiklenmesi	Temassızlık sonucu mekanizmaya güç aktarılamaması	Montaj hatası ve uçuş titreşimi	Uçuş	Kurtarma mekanizmasının çalışmaması	Kurtarmanın başarısız olması	Görsel Muayene	Kilit mekanizmalı konnektör kullanımı	Uçuş öncesi yer testleri	Yedekli bağlantı yapılması	8
HT-3	Paraşüt	Roketin düşüş anındaki hızını yavaşlatmak	Katlama Hatası	Paraşütlerin yanlış katlanması	Uçuş	Paraşütün açılmaması, yanlış açılması	Roketin hızla yere düşmesi, kurtarmanın başarısız olması	Görsel Muayene	Doğru katlama stratejilerinin paraşüt açılma testlerinde denenmesi	Uçuş öncesi paraşüt açılma testleri	Doğru katlama stratejilerinin uygulanması	6
HT-4	Barut Miktarı	Paraşütleri ve faydalı yükü dışarı çıkaracak gerekli itkiyi sağlamak	Kurtarma sistemi hatası	Gerekli basıncı oluşturamayacak kadar az barut kullanımı	Uçuş	Görev yükü ve paraşütlerin itilememesi	Roketin hızla yere düşmesi, kurtarmanın başarısız olması	Ölçüm	Gerekli basıncı sağlayabilecek kadar barutun kullanılması	Uçuş öncesi yer testleri	Shear pin kullanımı	8

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)
HT-5	Paraşüt	Roketin düşüş anındaki hızını yavaşlatmak	Kurtarma sistemi hatası	Paraşütün dikişlerinin kopması veya paraşütün yırtılması	Uçuş	Paraşütün işlevsiz hale gelmesi	Roketin hızla yere düşmesi, kurtarmanın başarısız olması	Görsel Muayene	Doğru malzeme seçimi, doğru tasarım, doğru üretim	Uçuş öncesi yer testleri	Kendi paraşüt tasarımımızı dışarıdan diktirerek dikişlerin sağlamlığını arttırmak	8
HT-6	Şok Kordonu	Ana paraşütün mapaya bağlanmasını sağlamak	Kurtarma sistemi hatası	Yanlış düğüm stratejisi, dayanımı düşük şok kordonu kullanımı	Uçuş	Paraşütün roketle/faydalı yükle bağlantısının kesilmesi	Roketin hızla yere düşmesi, kurtarmanın başarısız olması	Ölçüm	Dayanımlı şok kordonu seçimi, doğru düğüm stratejisinin kullanılması	Uçuş öncesi yer testleri	Düğümü epoksi kullanarak güçlendirmek, doğru düğüm stratejisiyle mapaya bağlamak	7

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)
HT-7	Paraşüt sistemi	Şok etkisi	Paraşüt iplerinin yada şok kordonun kopması	Paraşütler için seçilen malzemenin yetersizliği	Uçuş	Paraşütün yapısının bozulması ve roketin düşüş hızının artması	Paraşüt iplerinin kopması sonucu roketin yere planlanandan önce ve daha hızlı bir şekilde düşmesi sonucu iç malzemelerin zarar görmesi	Gözle muayene	Uçuş öncesi çekme testleri sonucuna göre üretimin düzenlenmesi	Uçuş öncesi çekme testlerinin yapılması	Taşınacak ağırlığının 3 katını taşıyabilecek kuvvette ipler kullanmak	4
HT-8	Kurtarma Sistemi	Barutun patlamaması	Kurtarma sistemi hatası	Barutun iyi muhafaza edilememesi yada başka sebeplerle yanmaması	Uçuş	Kurtarma mekanizmasının çalışmaması	Kurtarmanın başarısız olması	Gözle muayene	Alanda dikkatli montaj yapılması ve Baruta zarar vermeyecek malzemeler kullanmaya özen göstermek	Uçuş öncesi montaj denemeleri yapılması	Shear pin kullanımı	8

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)
HT-9	Paraşüt sistemi	Patlama etkisi	Barutun patlayıp paraşütlere zarar vermesi	Fazla barut kullanımı/ paraşütleri iyi korumama	Uçuş	Paraşütün zarar görmesi	Roketin hızla roketin yere düşmesi, iç aksamın zarar görmesi	Gözle Muayene	Testler sonucu yanmaz kılıfın ebatlarının arttırılması	Uçuş öncesi yer testleri	Paraşütlerin kurtarma sistemiyle temas eden kısmına yanmaz kumaştan kılıf yapılması	4
Aviyonik												
HT-10	Batarya	Aviyoniklere güç sağlanması	Arayüzde temassızlık sonucu bataryanın güç aktarımı yapamaması	Montaj hatası ve uçuş titreşimi	Uçuş	Rokette bulunan aviyoniklerin çalışmaması	Görev komutlarının üretimememesi ve roket ile iletişim kurulamaması	Aviyonik güç kontrolü ve Telemetre verileri	Kilit mekanizmalı konektör seçimi	Uçuş öncesi yer testleri	Besleme hattı yedeklenmesi	7

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)
HT-11	Algoritma	Kurtarmanın istenen koşullarda tetiklenmesi	Algoritma hatası	Algoritmanın hatalı hazırlanması	Uçuş	Uçuş bilgisayarının sağlıklı çalışmaması	Kurtarmanın başarıyla gerçekleştirilememesi	Mosfetin tetiklenmemesi ve buna bağlı ledin yanmaması	Algoritmanın birden çok kez test edilmesi	Algoritma hata koşullarının yerde test edilmesi	Yedek uçuş bilgisayarında farklı algoritma kullanılması	7
HT-12	Uçuş Bilgisayarı	Uçuş verilerinin analiz edilemesi ve görev aşamalarının gerçekleştirilmesi	Mikroden etleyici arızası	Yüksek titreşim ve şok seviyeleri	Uçuş	Uçuş bilgisayarı yazılımının çalışmaması	Görev aşamalarının başarılı bir şekilde gerçekleştirilememesi	Telemetri verileri	Uçuşta beklenen titreşim ve şok seviyelerine uyumlu mikrodenetleyici kullanılması ve uçuştan önce titreşim testlerinin uygulanması	Uçuş öncesi yer testleri	Yedek uçuş bilgisayarı kullanımı	8

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)
HT-13	Sensör	Sensörlerin doğru veri vermesi	Sensörün anlık hatalı veri vermesi	Yüksek titreşim ve şok seviyeleri	Uçuş	Kurtarmanın yanlış irtifada tetiklenmesi	Kurtarmanın başarısız olması	Telemetri verileri	Uçuştan önce titreşim testlerinin uygulanması	Uçuş öncesi yer testleri	Gürültülere karşı kalman filtresinin kullanılması	7
HT-14	Batarya	Uçuş bilgisayarına güç sağlanması	Bataryanın gücünün tükenmesi	Yeterli kapasiteye sahip olmayan batarya kullanımı	Rampaya yükleme ve ateşleme hazırlık	Uçuş bilgisayarının çalışmaması	Görev aşamalarının başarılı bir şekilde gerçekleştirilememesi	Uçuş bilgisayarının buzzerının çalışmaması	Uçuştan önce tam dolu batarya ile uçuş bilgisayarının çalışma süresi testi	Uçuş öncesi yer testleri	Ana ve yedek uçuş bilgisayarlarında ikişer adet batarya kullanılması	7

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)
HT-15	Batarya	Uçuş bilgisayarına güç sağlanaması	Temassızlık sonucu güç sağlanamaması	Montaj hatası ve uçuş titreşimi	Uçuş	Uçuş bilgisayarının çalışmaması	Görev aşamalarının başarılı bir şekilde gerçekleştirilemesi	Aviyonik güç kontrolü ve Telemetre verileri	Konnektör kullanımı yerine bataryaların besleme bağlantısına lehimlenmesi	Uçuş öncesi yer testleri	Ana ve yedek uçuş bilgisayarının batarya ve besleme bağlantılarının farklı olması ve yedekli besleme bağlantısı kullanımı	6
HT-16	Sensör	Kurtarmanın istenen koşullarda tetiklenmesi	Basınç değişiminin ölçülememesine bağlı kurtarmanın tetiklenmemesi	İç ve dış basınç dengesi sağlanaması	Uçuş	İstenen koşullarda kurtarmanın gerçekleştirilememesi	Görev aşamalarının başarılı bir şekilde gerçekleştirilememesi	Telemetri verileri	Yeterli basınç deliğinin açılması	Uçuş öncesi yer testleri	Yedek uçuş bilgisayarında birinci aşama kurtarma için basınç ölçümü gerektirmeyen tetikleme algoritması kullanılması	6