TEKNOFEST 2022
ROKET YARIŞMASI
Lise Kategorisi
Kritik Tasarım Raporu (KTR)
Sunuşu
Uçan Hamsi

Takım Yapısı

LÜTFÜ KURT
-Trabzon Faruk Başaran Bilim ve Sanat Merkezi Fizik Öğretmeni
- Takım Danışmanı

İLAYDA SAZAK
-Trabzon Merkez Fen Lisesi 10.sınıf öğrencisi
-Takım Kaptanı/Mekanik sorumlusu

Taha ALHAN
-Akçaabat Fen Lisesi 9.sınıf öğrencisi
-Takım Kaptan Yardımcısı/Tasarım Sorumlusu

Ümit YAVUZ
-Kanuni Anadolu Lisesi 9.sınıf öğrencisi
-CAD sorumlusu

Muhammet Eren ÇAVUŞ
-Trabzon Merkez Fen Lisesi 9.sınıf Öğrencisi
-Kurtarma sistemleri sorumlusu

Batuhan GÜNEY
-Mahmut Celaleddin Ökten AİHL 9.sınıf öğrencisi
-CAD sorumlusu

Mustafa USTAÖMEROĞLU
-Mahmut Celaleddin Ökten AİHL 11.sınıf öğrencisi
-Aviyonik Sorumlusu

Pınar UZUN
-Trabzon Merkez Fen Lisesi
9.sınıf öğrencisi
-Malzeme Sorumlusu

Bartu DEMİRÖRS
-Trabzon Net Koleji
10.sınıf öğrencisi
-Aviyonik Sorumlusu

Ali GÜNEY
-Akçaabat Mesleki ve Teknik Anadolu Lisesi
10.sınıf öğrencisi
-Üretim sorumlusu

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	1910 mm
Çap (mm):	129 mm
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	11305g
Yakıt Kütlesi (g):	1864g
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	1584g
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	5484g
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	18653g

Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	64,65
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	25,1m/s
Stabilite (0.3 Mach için):	1,82
En büyük ivme (g):	5,76 g
En Yüksek Hız (m/s):	168m/s
En Yüksek Mach Sayısı:	0,50
Tepe Noktası İrtifası (m):	1504 m

Motor

3727-L1050-BS-0

Genel Tasarım

Burun Konisi 200mm

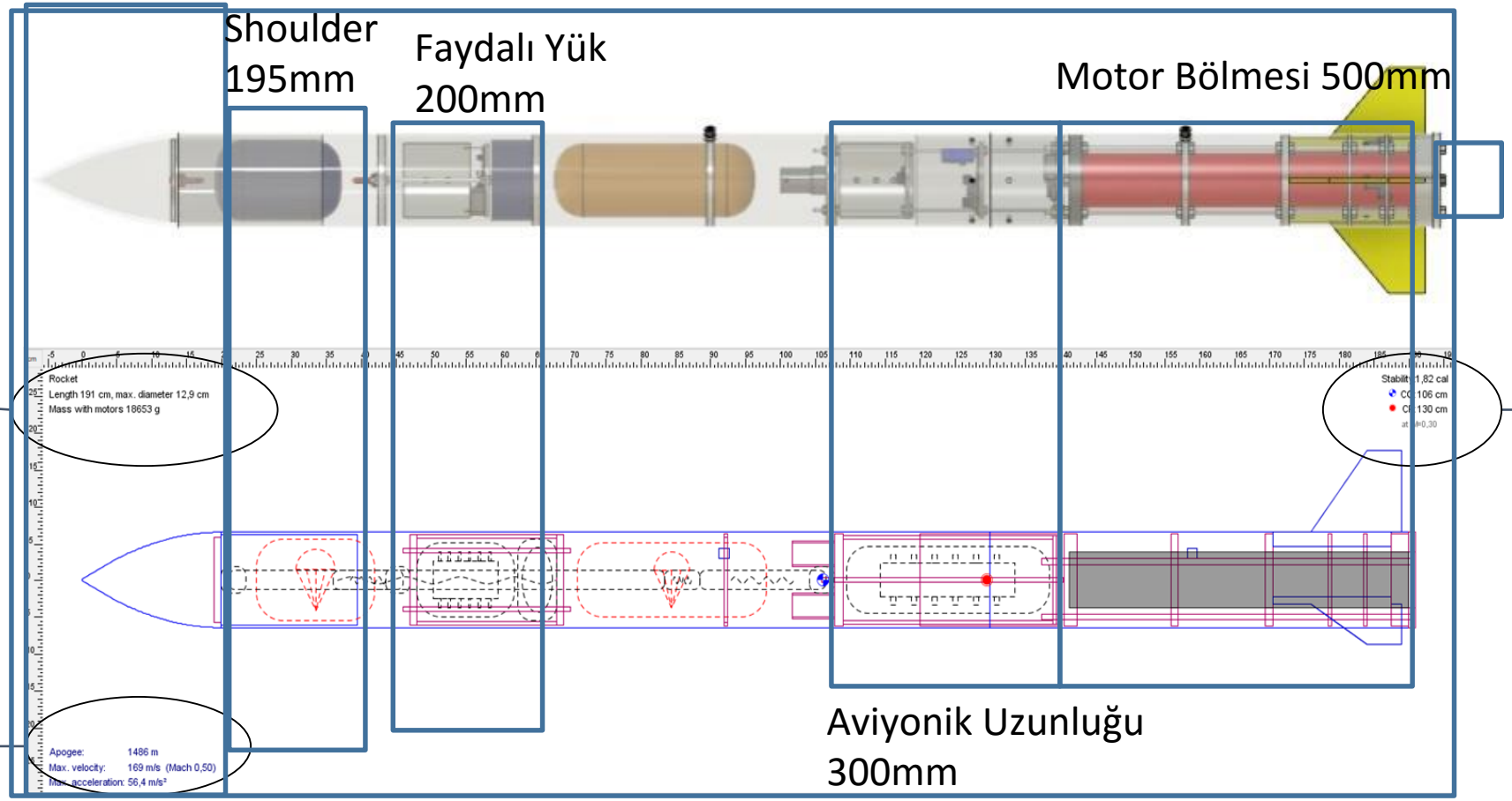
Roket Toplam Boyu 1910mm

Shoulder 195mm

Faydalı Yük 200mm

Motor Bölmesi 500mm

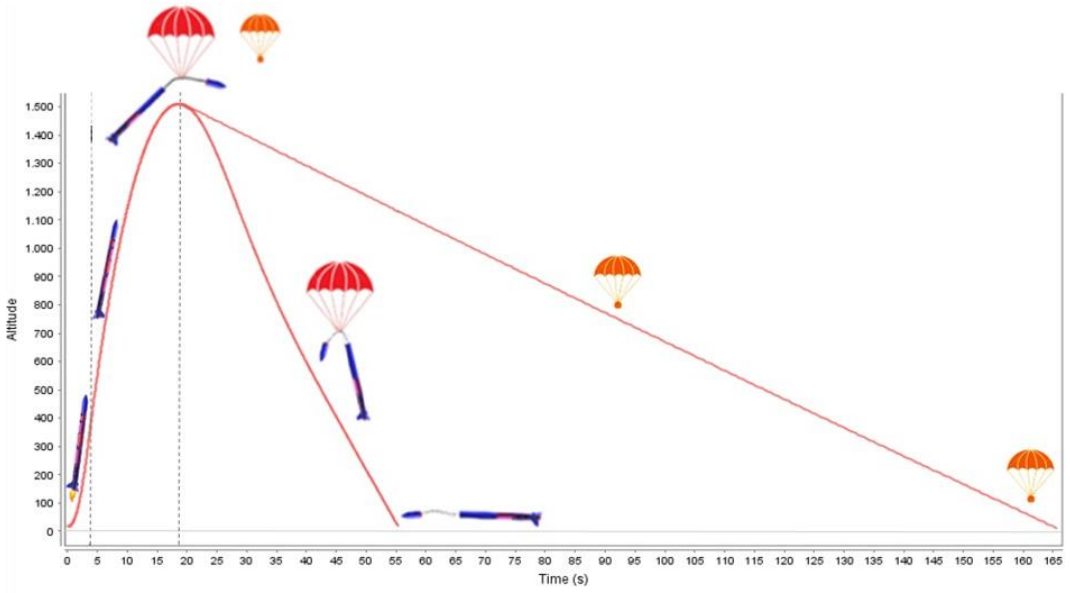
Roket çapı 129mm



Aviyonik Uzunluğu 300mm

Operasyon Konsepti (CONOPS)

1) Roket 6 metrelik fırlatma rampasından ateşlenecek.
2) Burnout gerçekleşecek
3) Roket Apogee noktasında iken ayrılma sistemi ile burun ayrılacak ve paraşütlerle faydalı yük çıkış yapmış olacak.
4) Gövde, ana paraşüt ile 6,77 m/s; faydalı yük, yük paraşütü ile 7,98 m/s hızla yumuşak bir düşüş yapacak.
5) Gövde ve faydalı yük yere iniş yapacak.



	Zaman	İrtifa	Hız
Fırlatma	0 s	0 m	0 m/s
Rampa Tepesi	0.53 s	6.0279 m	2.1637 m/s
Burn Out	3.7512 s	358.06 m	3.1638 m/s
Tepe Noktası	18.75 s	1519.8 m	3.6584 m/s
Paraşüt Açılması	18.751 s	1519.7 m	3.6622 m/s
Paraşüt Sonrası	-	-	3.6669 m/s

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada?	ÖTR'de içerik neydi?	KTR'de içerik ne oldu?	KTR'de hangi sayfada?
Gövde Boyutundan Kaynaklanan Sorunlar	4	Basınç ve gaz üreteçleri	Gövde uzunluğu kısaltılarak ayrılmanın gerçekleşmesi için gereken basınç azaltıldı	6
Faydalı Yük	4	Faydalı yükün uzunluk bilgileri	Gövdenin küçültülebilmesi için boyutlar azaltıldı, özkütle artırıldı	30
Burun Konisi	4	Burun konisinin kullanım şekli	Burun konisinin içi kullanılmaya başlandı	12

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada?	ÖTR'de içerik neydi?	KTR'de içerik ne oldu?	KTR'de hangi sayfada?
Burun konisi	4	Burun konisi kalınlığı	Burun konisinin et kalınlığı azaltıldı	12
Burun Konisi Shoulder	4	Shoulder uzunluk bilgileri	Shoulder et kalınlığı artırıldı	
Shoulder eklentisi	4	Soulder eklentisi konumlandırma	Eklenti burun konisinin içine çekildi	

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada?	ÖTR'de içerik neydi?	KTR'de içerik ne oldu?	KTR'de hangi sayfada?
Aviyonik & Kurtarma Tüpü	4	Aviyonik & Kurtarma Tüpü konumlandırılması	Aviyonik & Kurtarma tüpü motor bölmesine yaklaştırıldı	6
Paraşüt	4	Paraşütün uzunluk bilgileri	Paraşütün uzunluk değerleri küçültüldü	4
Aviyonik ve Kurtarma Tüpü	4	Aviyonik ve Kurtarma Tüpünün uzunluk bilgileri	Aviyonik ve Kurtarma Tüpü uzunluk değerleri arttırıldı.	4

ÖTR - KTR Değişimler - 2

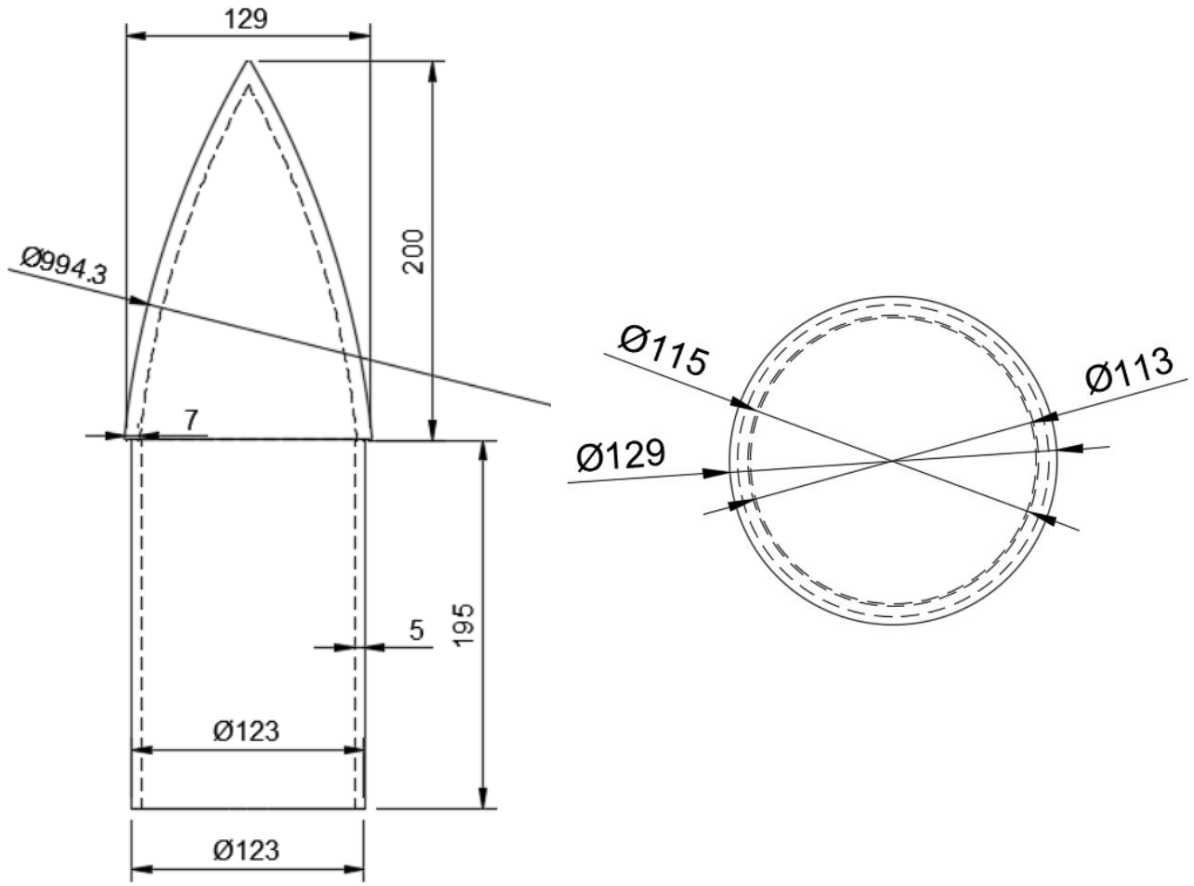
Değişim Konusu	Yeni İçerik Konusu?	KTR'deki içerik detayı?	KTR'de hangi sayfada?
Motor Bölgesi	Merkezleme halkaları	Motor bölmesine 2 ince merkezleme halkası eklendi	4
Faydalı Yük	Tij Boru	Faydalı yük içerisinden tij borular geçirildi	4
Motor Bölgesi	Roket Kapağı	Motorun roketten düşmemesi için bir alt kapak eklendi	

Kütle Bütçesi

- Kütle bütçesi “UCANHAMSİ_roket_takimi_KutleButcesi_KTR.xslx adıyla sisteme yüklenmiştir.

Roket Alt Sistem Detayları

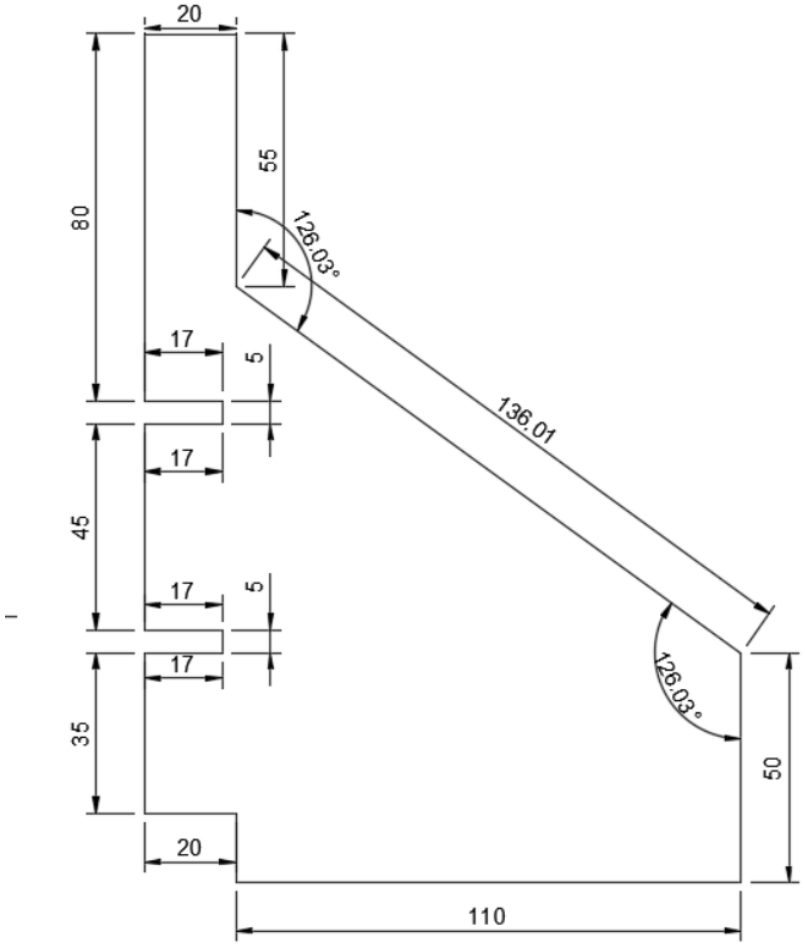
Burun Konisi Mekanik Görünüm

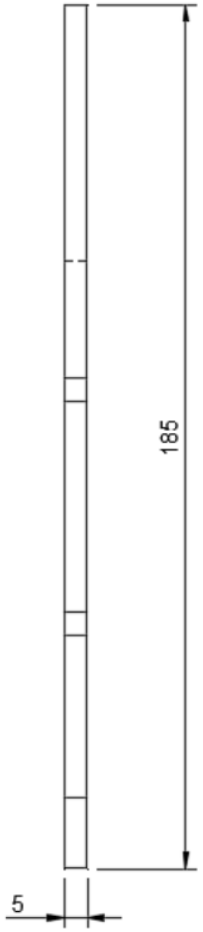


Burun Konisi – Detay

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Fiberglass, plastik ya da polyesterden yapılmış parçaların sağlamlığını arttıran çok yüksek ısıda eritilmiş camın farklı kimyasallarla birleşmesi sonucu üretilir. Başka bir deyişle fiberglass, cam elyafının polyester ile birleştirilerek sertleşmesi sayesinde elde edilir. Ayrıca fiberglasın sahip olduğu özellikler cnc işlemelerine de uygunluk göstermektedir. Fiberglasın çekme dayanımı çeliğe göre 4 kat daha fazladır. Darbelere direnç gösterir. Ayrıca fiberglass çeliğe göre daha hafiftir. Hafif olması havacılık sektöründe kullanımını arttırmaktadır. Yüksek mekanik dayanıklılığa sahip olan fiberglass, aynı zamanda korozyon gibi dış etkilere karşı dayanıklıdır. Bu da daha uzun bir kullanım ömrü sağlar. Fiberglasın şekil değişikliğine uğramaması roketin tekrar kullanılmasını gerektirecek parçaları için büyük bir avantajdır. Farklı şekil ve istenilen ebatlarda üretilmeye müsaittir. Yapısındaki reçine ile kompozit plastik bir malzeme halini alan fiberglass, böylece esnek bir yapı kazanır. Bu esneklik ona farklı yüzeylerde kullanılabilme ve o yüzeylere uyum göstererek yüzeylerin şeklini alma gibi avantajlar sağlar.
Üretim Yöntemleri	:	Burun konisi üretiminde el yatırması tekniği kullanılacaktır. Bu yöntemin uygulama ve malzeme teminin kolaylığı. maliyet düşüklüğü bizim için avantajdır. Üretim sırasında reçinenin yüzeye eşit dağılımı her zaman mümkün olmamaktadır.

Kanatçık Mekanik Görünüm

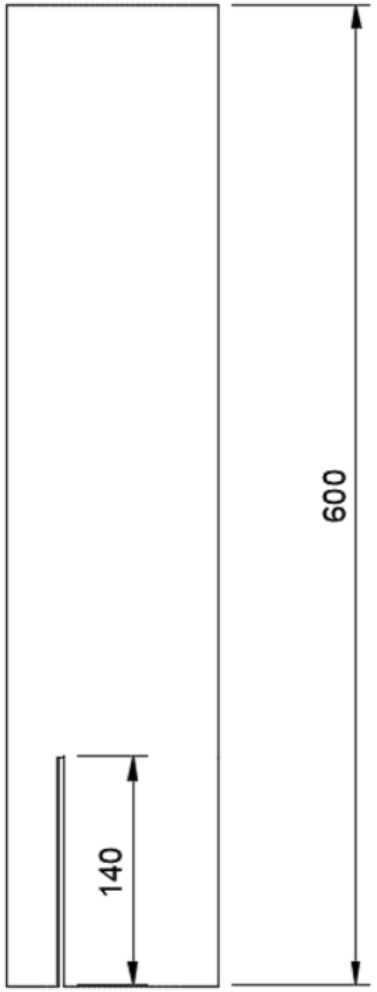


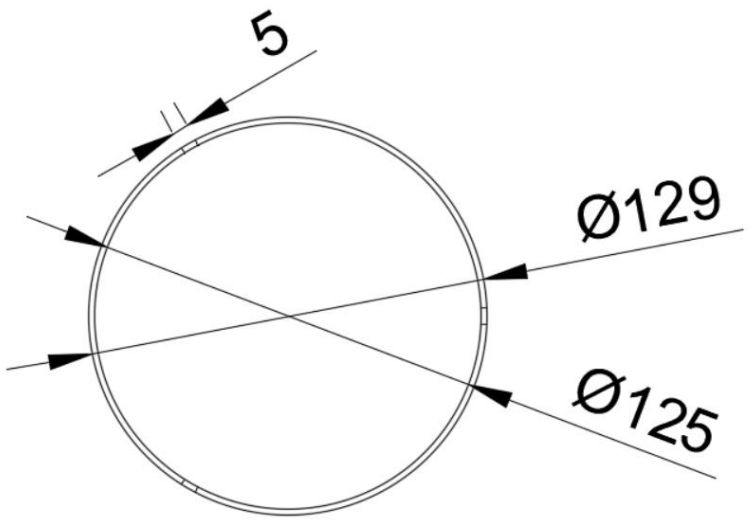


Kanatçık – Detay

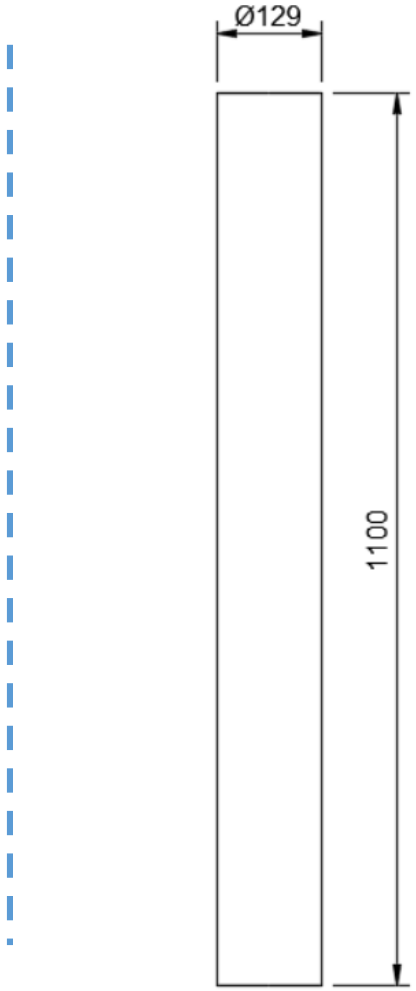
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Fiberglass, polyester veya plastikten yapılmış yapının ve yüksek sıcaklıklarda eritilen camın kimyasallarla birleşmesiyle oluşur. Roketimizin gövdesinde bulunan kanatçık kısımlarında da fiberglass kullanımı kararlaştırılmıştır. Bunun sebebi, gövdenin de faydalı yükü bıraktıktan sonra burun konisi gibi yere iniş yapmasıdır. Bu iniş ardından gövdenin tekrar kullanılır vaziyette olması hedeflenmektedir. Bu durum düşünüldüğünde kanatçıkların da sağlam olması amacımızın bir parçasıdır. Bu sağlamlığı elde etmek için dayanıklı bir malzeme olan fiberglass tercih edilmiştir. Ayrıca fiberglass, yanmaya karşı da dayanıklı bir kompozit maddedir. Sıcaktan ve soğuktan etkilenmez. Dış yıpranmalara yani korozyona da dayanabilmektedir ve imal edildiği şeklini korumaktadır. Roketin her kısmında mümkün olan en hafif seçenekler ön planda tutulmaya çalışıldığı için kanatçıklarda da fiberglass gibi hafif bir madde seçildi. Fiberglasın su geçirmezliği, mekanik dayanıklılığının olması, küflenmeye ve paslanmaya uğramaması gibi sebeplerle kullanım ömrünün uzaması bizim için avantajdır.
Üretim Yöntemleri	:	Elle yatırma tekniğinde reçinenin yüzeye homojen bir şekilde dağılması her zaman mümkün olmasa da üretim kolaylığı, maliyetinin düşüklüğü ve üretimde zamandan tasarruf gibi durumlar elle yatırma yöntemini bizim için daha avantajlı bir hale getirmektedir.

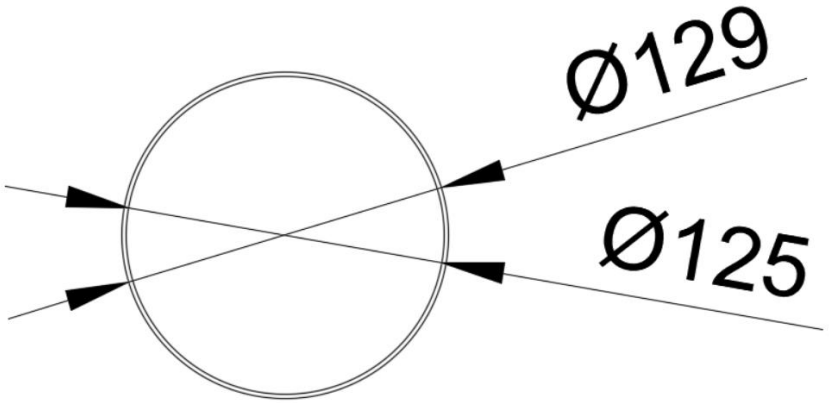
Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm





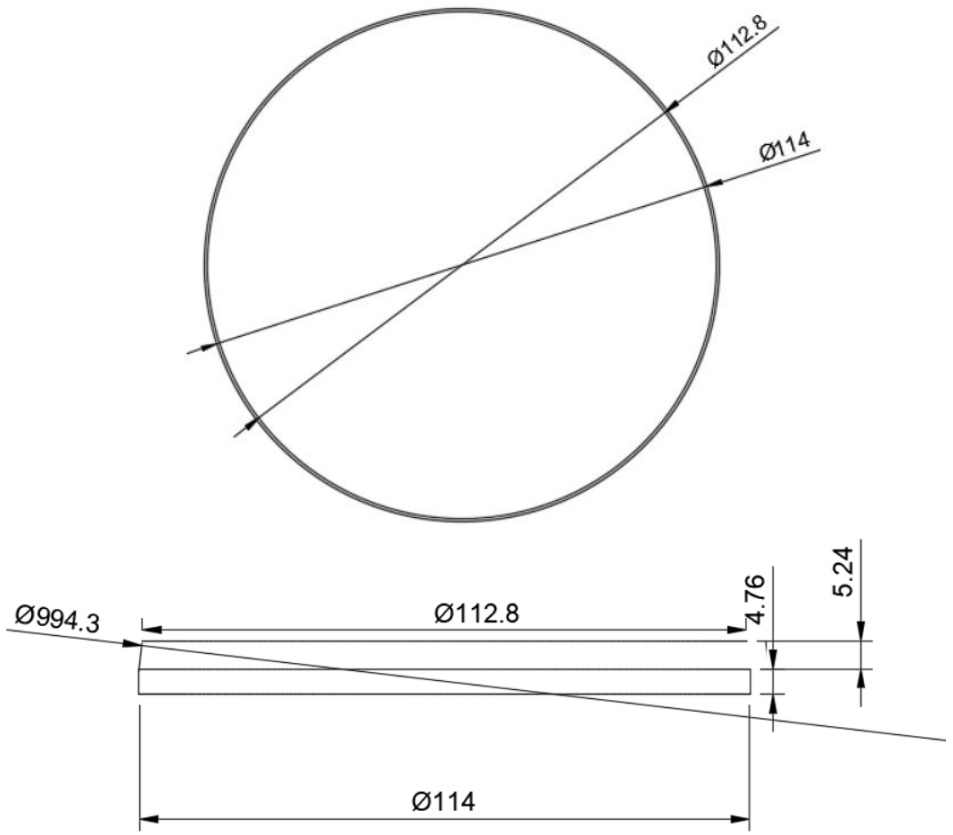
Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm





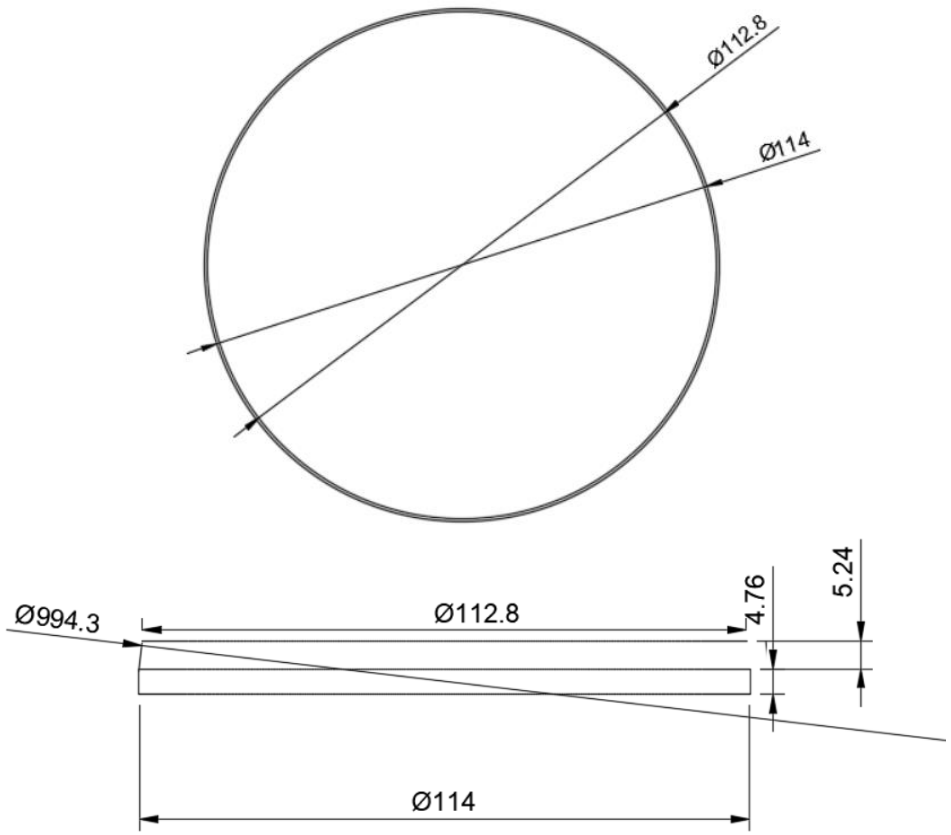
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Shoulder Eklentisi



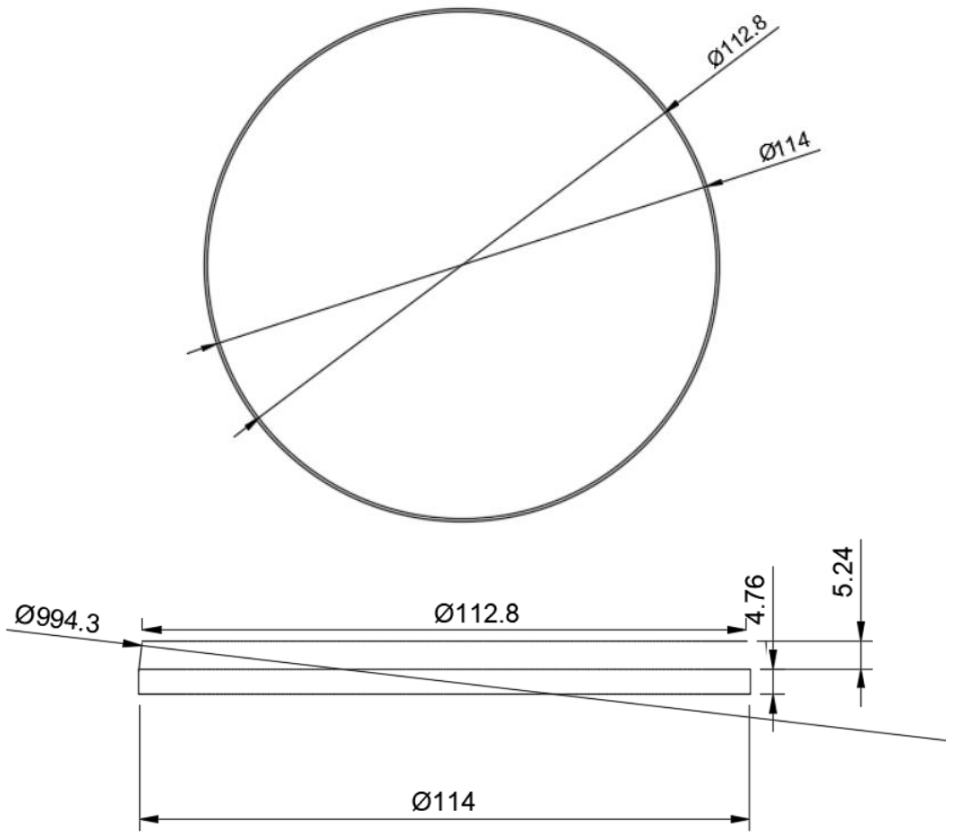
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Faydalı Yük Üst Kapak

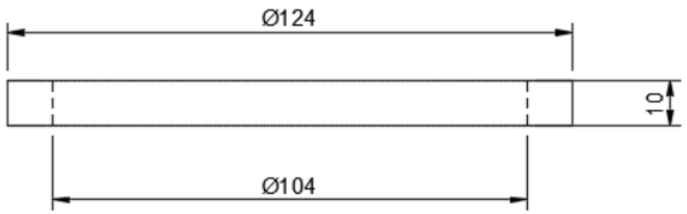


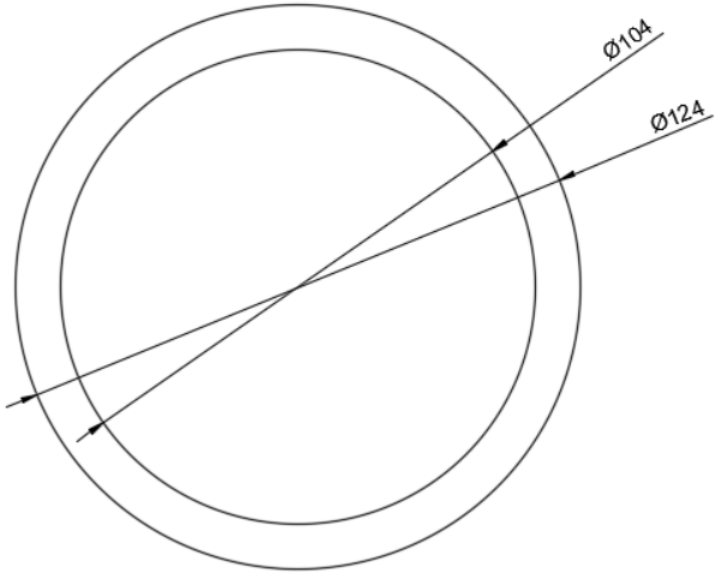
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Faydalı Yük Alt Kapak



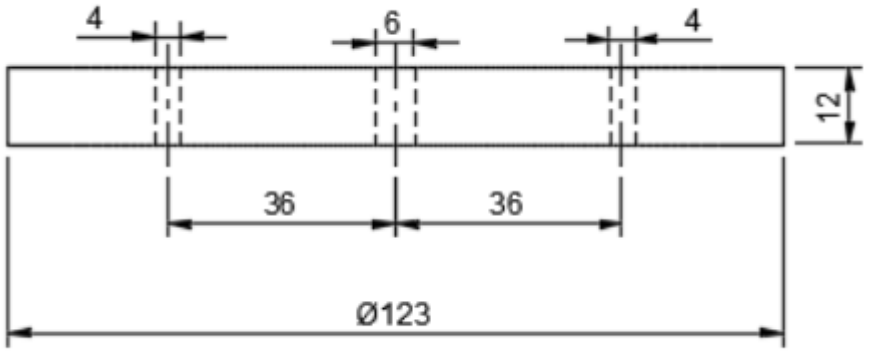
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

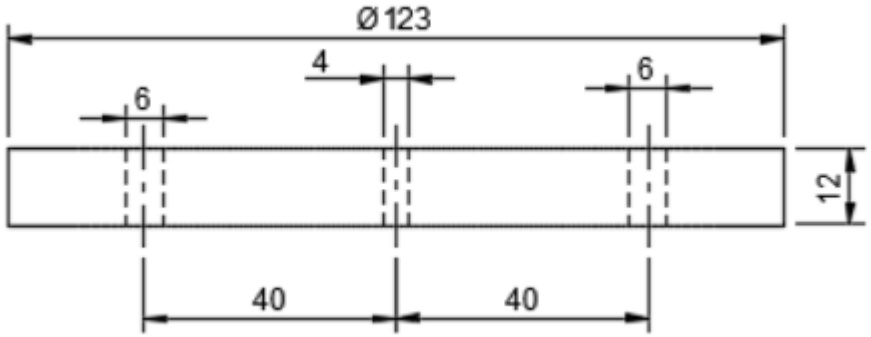


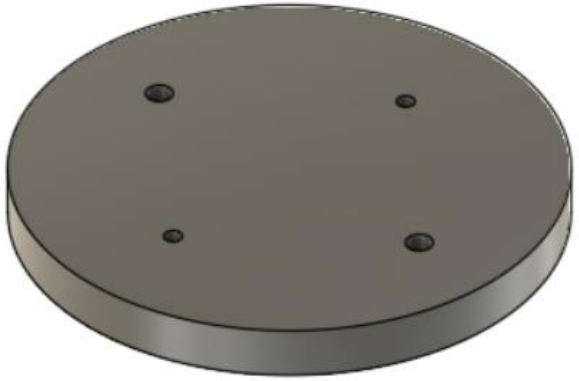


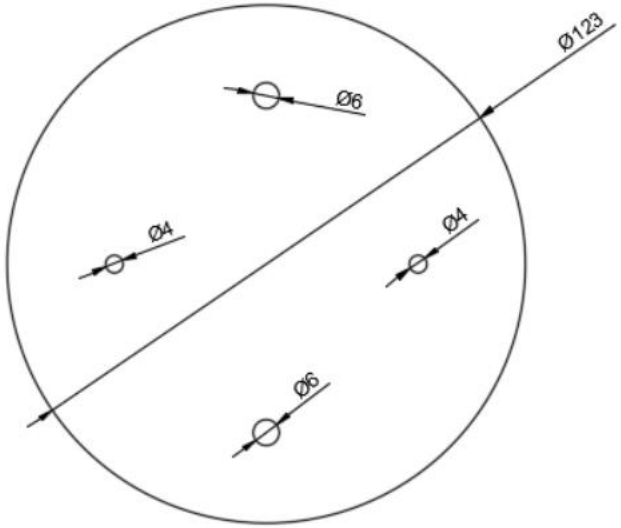
1. Kaydırma Ayağı Kılavuzu

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





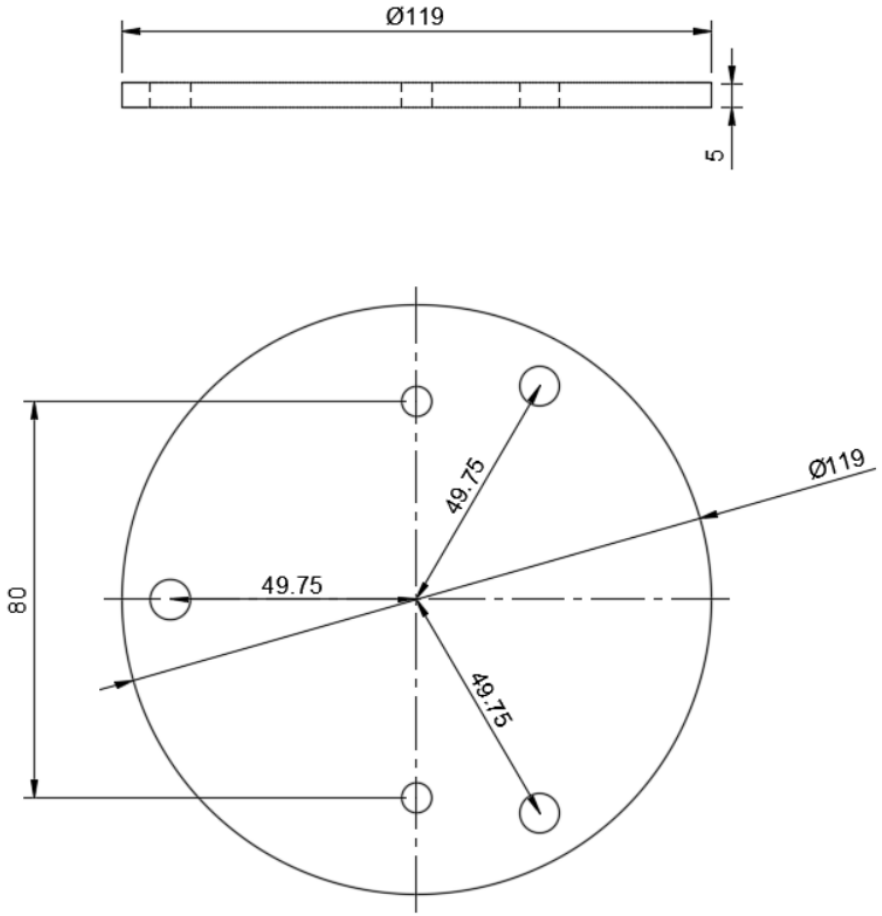




Aviyonik Üst Kapak

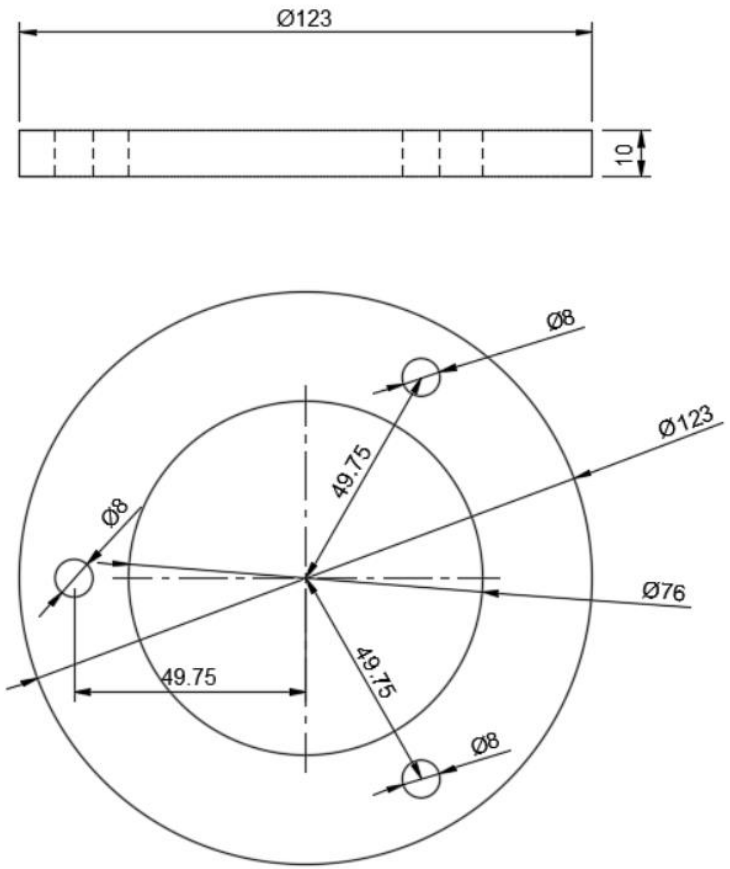
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Aviyonik Alt Kapak



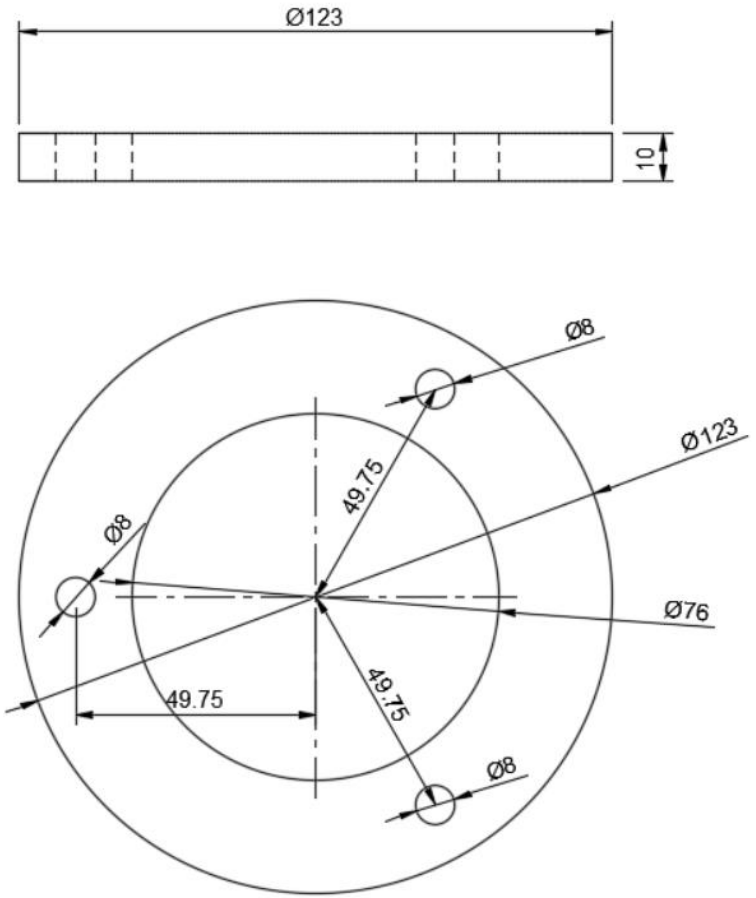
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Merkezleme Halkası 1

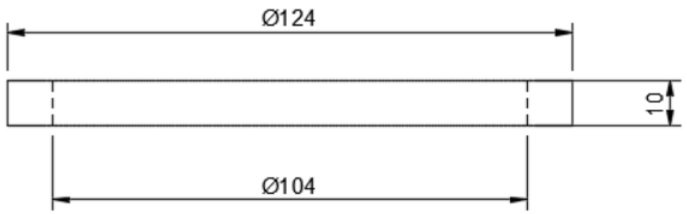


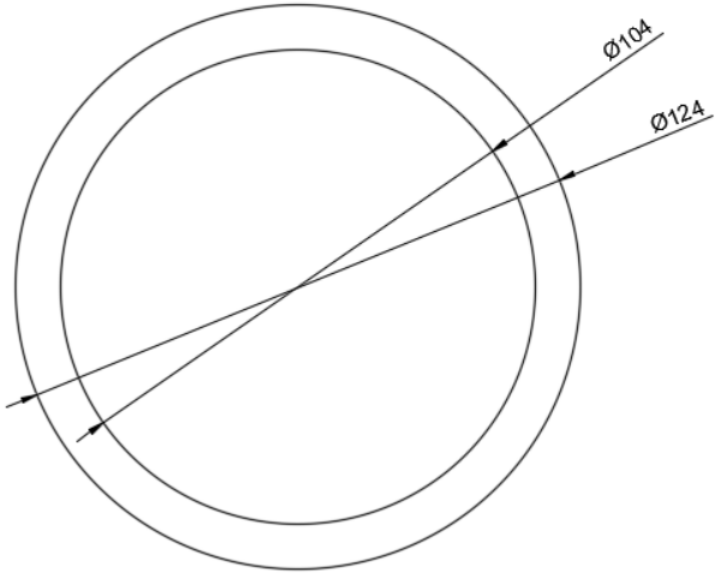
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Merkezleme Halkası 2



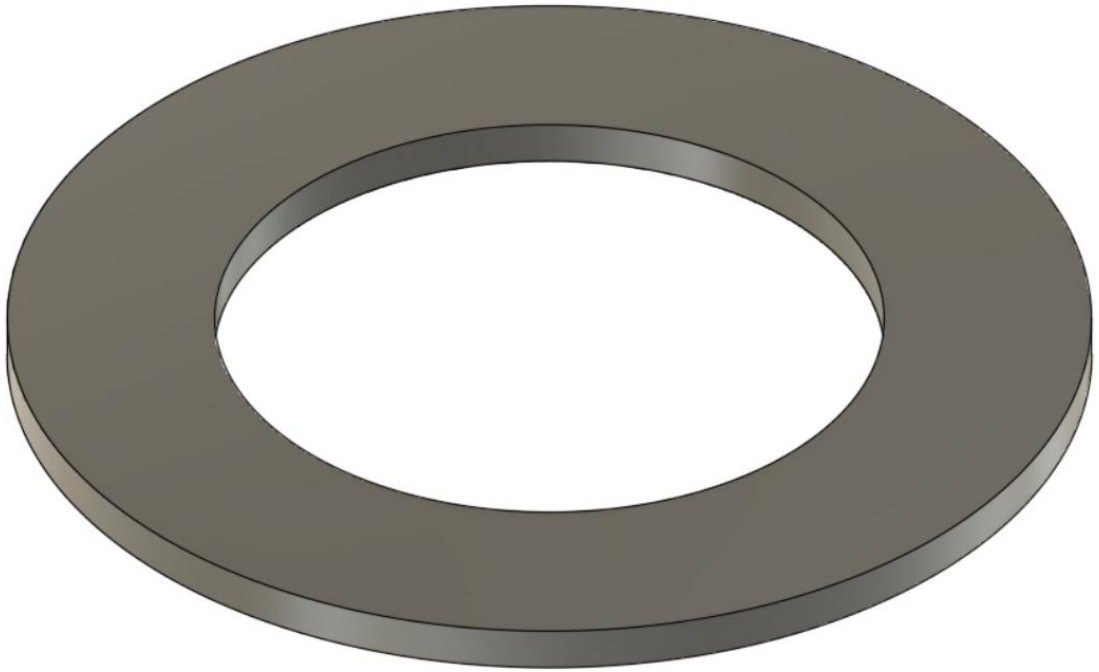
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

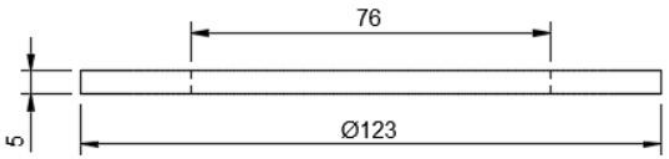


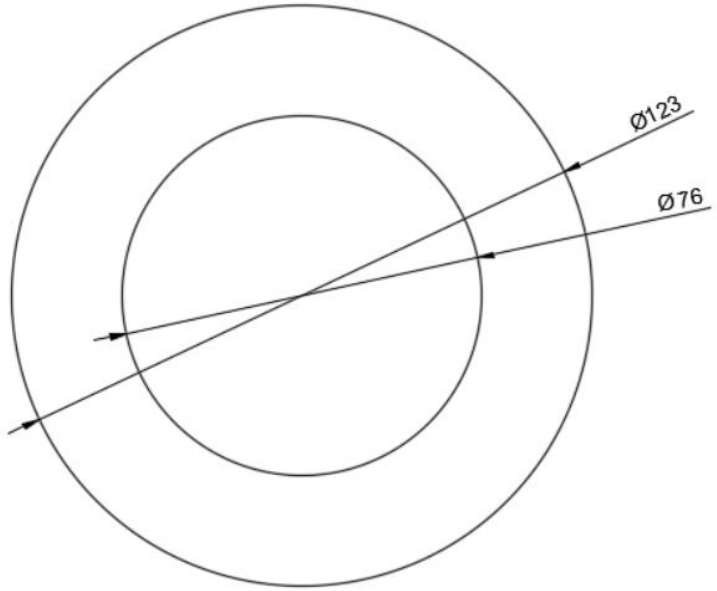


2. Kaydırma Ayağı Kılavuzu

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

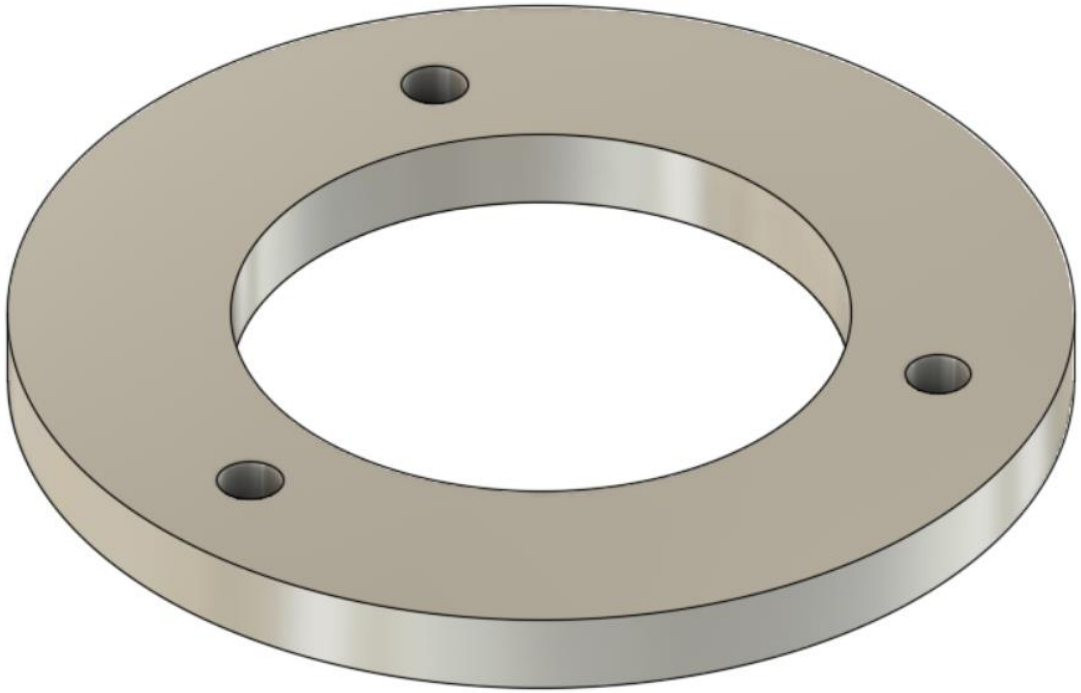




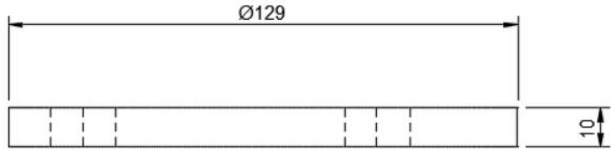


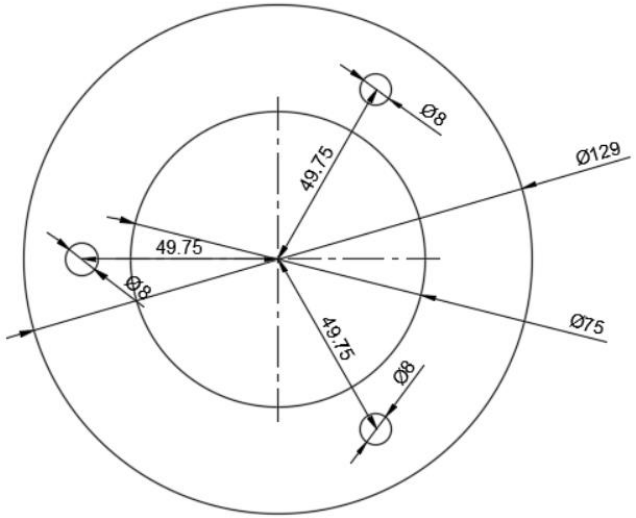
Merkezleme Halkası 4

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



Roket Alt Kapak





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

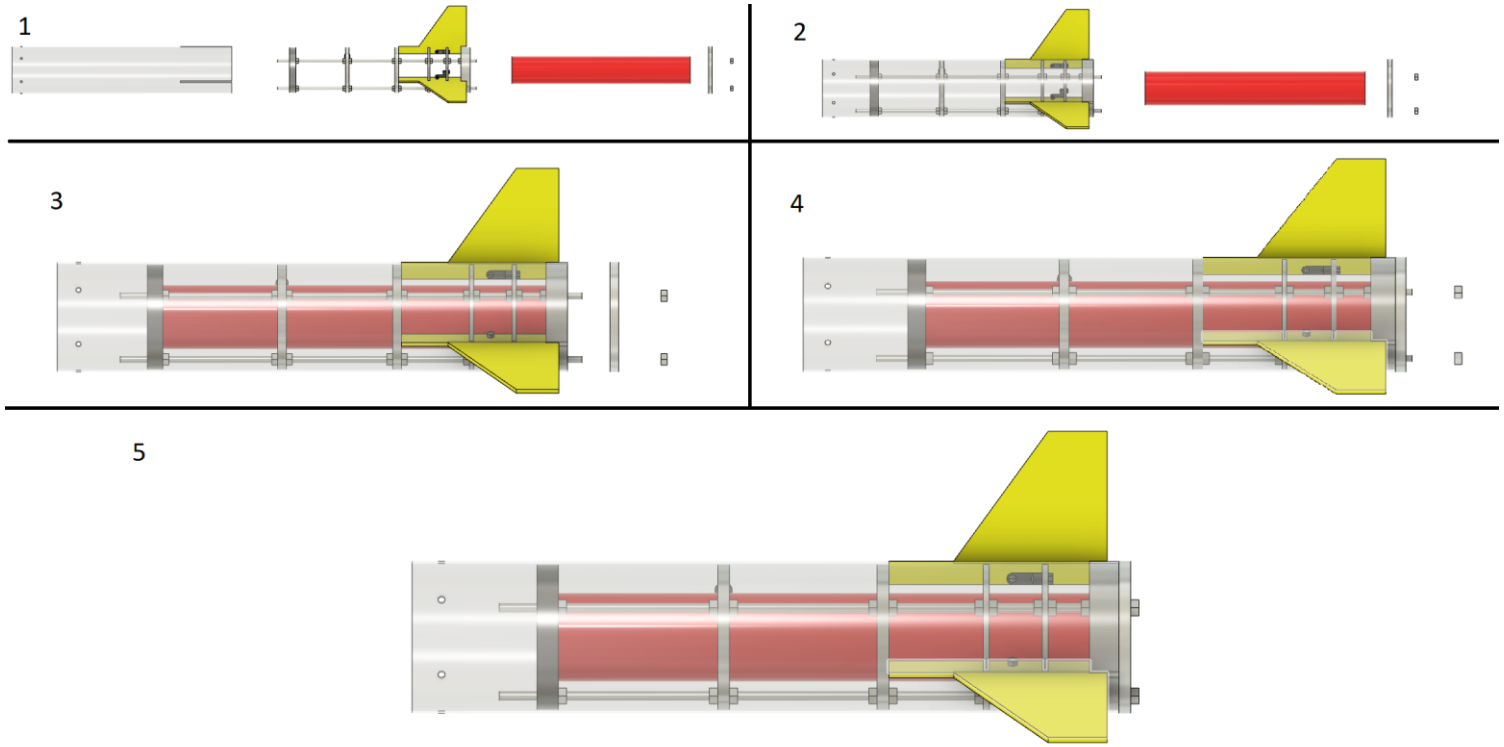
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Entegrasyon gövdesi için de fiberglass tercih edilmiştir. Roketimizin yeryüzüne sağlam inişi hedeflendiği için dayanıklı bir yapıya sahip olması gerekmektedir. Aviyonik sistem, motor bloğu gibi gövdenin içindeki korunması gereken yapıları darbelere dayanıklı fiberglas ile yeryüzüne sağlam iniş gerçekleştirilmesi hedeflenmektedir. Küflenmeyen ve paslanmayan bir madde olmasıyla fiberglass, roketimizde kullanılmaya uygun düşmektedir. Reçinelerle kompozit bir madde haline getirilen fiberglass, esneklik kazanmasıyla çekme ve gerilmelere karşı da oldukça dayanıklıdır. Fiberglasın böyle özelliklere sahip olması yapıların güçlendirilmesine ve yapıları daha estetik bir hale getirilmesine büyük ölçüde katkı sağlamaktadır. Roketimizin yapısında fiberglass kullanılmasının temel sebebi dayanıklı olmasının yanı sıra hafif de olmasıdır. Bu durum uygulama kolaylığı da sağlamaktadır.
Üretim Yöntemleri	:	Seçtiğimiz yöntem, “hand lay up” bir diğer adıyla elle yatırmadır. Yönteme ilişkin malzeme temininin kolay olması elle yatırma yöntemini daha avantajlı hale getirdi. Reçinelerin maliyetinin uygunluğu da yöntemin artı yönlerindendir. Ayrıca üretim bu sayede hızlı bir şekilde gerçekleştirilebilmektedir.

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

- Gövde: Roketin yapısal parçalarını taşır.
- Entegrasyon Gövdesi: Roketin alt ve üs gövdesini bir arada tutar.
- Shoulder Eklentisi: Mapanın buruna sabitlenmesini sağlayan bir tabladır.
- Kaydırma Ayağı Klavuzu: Kaydırma ayağını gövdeye sabitlemeye yarar.
- Motor Üst Tutucu: Motoru sabit tutarak olası bir kazayı engeller.
- Merkezleme Halkası: Motoru motor bölmesi içerisinde sabit tutar.
- Motor Alt Tutucu: Motoru üst kapak ile beraber sabit tutmaya yarar
- Roket Kapağı: Motor bölmesinin altına konarak motorun çıkmasını engeller

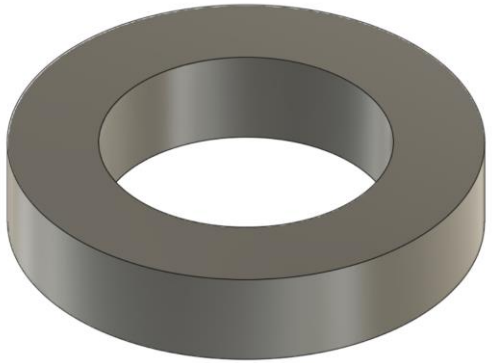
- Roketin parçalarının darbelere karşı dayanıklı olması gerektiği gibi iyi bir uçuş için hafiflik de önemlidir.Fiberglas yüksek mekanik dayanıklılığa sahip olmasının yanı sıra hafif de bir üründür. Bu yönleriyle amacımız için uygundur. Ayrıca üretim yöntemi olarak elle yatırmayı tercih etmemiz maliyet düşüklüğü, üretim kolaylığı ve yönteme uygun malzemeyi kolay temin etmek gibi sebeplere dayanmaktadır

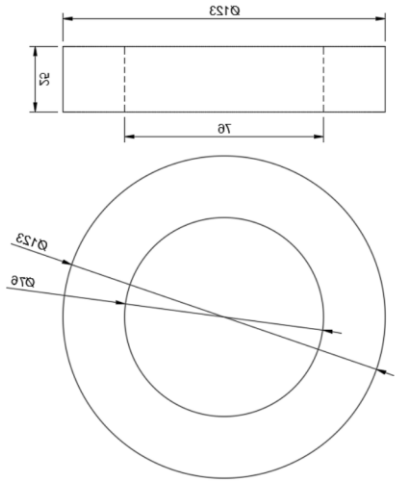
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



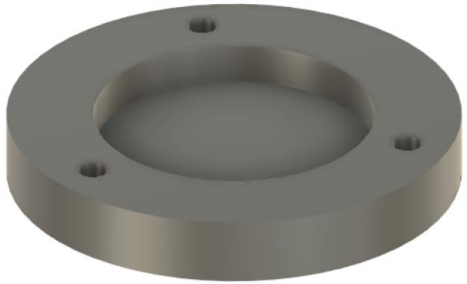
Motor Montajın Gerçekleşmesi:
1- Tüm roket bileşenleri ayrık bir şekilde açılacaktır. 2- Entegrasyon gövdesi Aviyonik tüpe takılacak.
2- kanatçık, halkacıklar iskeleti 2.gövdeye geçirilecektir.
3-Hakem tarafından alanda verilen L1050 motoru kanatçık, halkacıklar iskeletinin içine yerleştirilip sabit durması sağlanacaktır.
4-Roket kapağı 2.gövdeyi kapatacak şekilde tij borulara geçirilerek yerleştirilecek.
5-Roket kapağını sabitlemek için cıvatalar tij borulardan geçirilecektir.

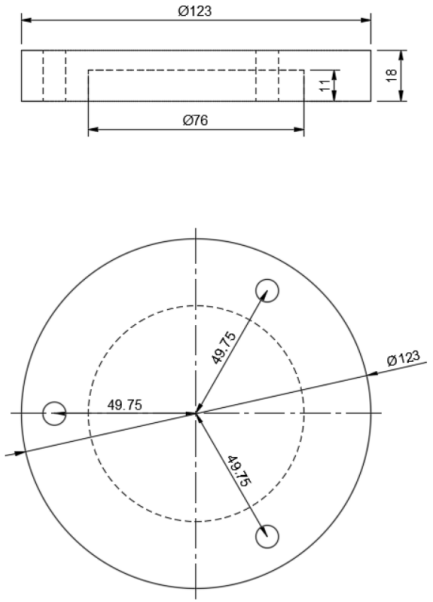
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay





Motor Alt Tutucu



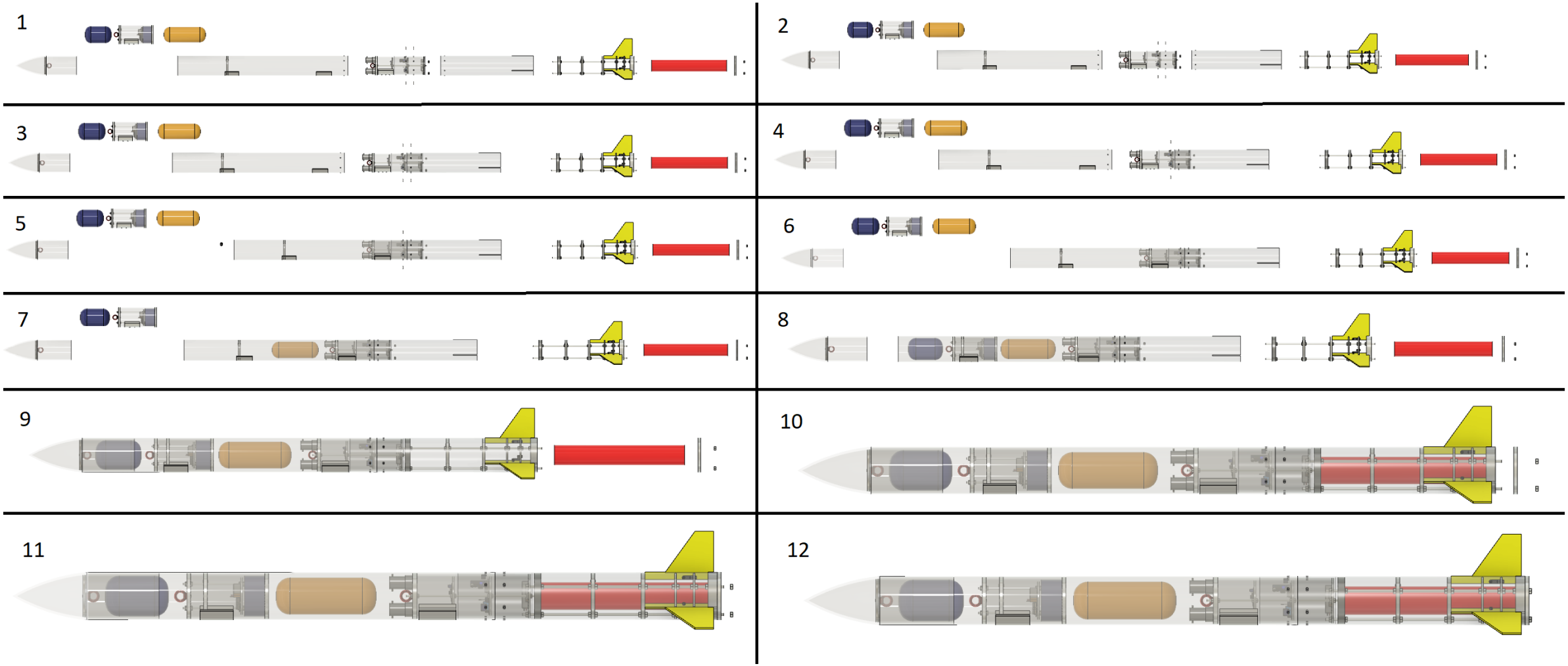


Motor Üst Tutucu Kapak

Yapısal – Gövde Parçaları

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Gövde parçalarının sağlamlığını ve mekanik dayanıklılığını arttırmak için fiberglass seçilmiştir. Su geçirmezliği, yüzeysel boya tutunmasının gayet iyi olması, kimyasallara karşı dayanıklılığı , soğuk ve sıcaktan etkilenmemesi, ses ve darbe emilimine sahip olması, dış yıpranmalara yani korozyona karşı dayanıklılık göstermesi fiberglassı gövdede kullanmayı uygun hale getirmektedir. Fiberglasın düşük maliyetli olması da avantajları arasındadır. Roketimizin yapısında fiberglass kullanılmasının temel sebebi dayanıklı olmasının yanı sıra hafif de olmasıdır. Bu durum uygulama kolaylığı da sağlamaktadır.
Üretim Yöntemleri	:	Gövde parçalarında da elle yatırma (hand lay up) tekniğini tercih ettik. Bunun en önemli sebeplerinden biri öğrenmesinin ve uygulamasının kolay olmasıdır. Ancak daha iyi bir sonuç elde etmek için bu yöntemi uygulayacak kişinin el becerisinin gelişmiş olması gerekmektedir. Üstelik bu yöntemde kullanılacak reçineler insan sağlığı için zararlıdır. Zararlı olmasına rağmen alınacak tedbirlerle olumsuz durumların önüne geçilmektedir.

Roket Montaj Stratejisi

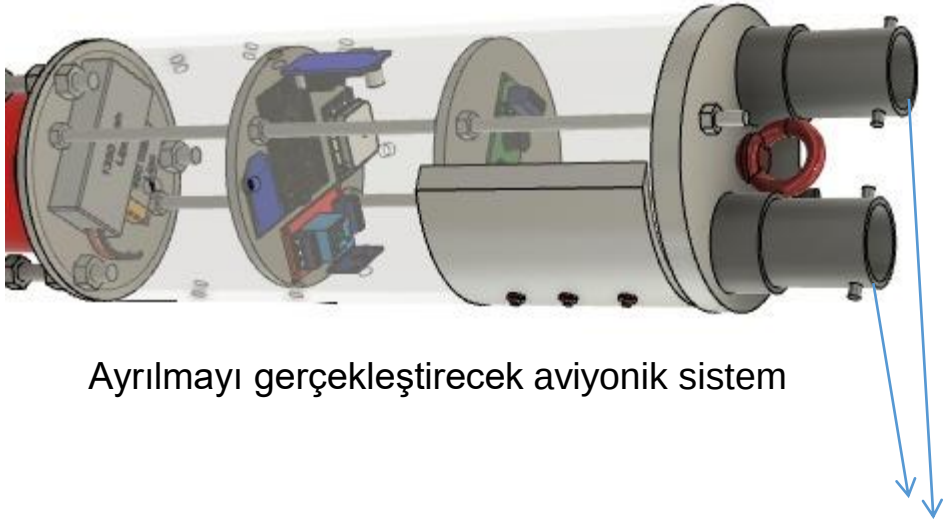


Roket Montaj Stratejisi

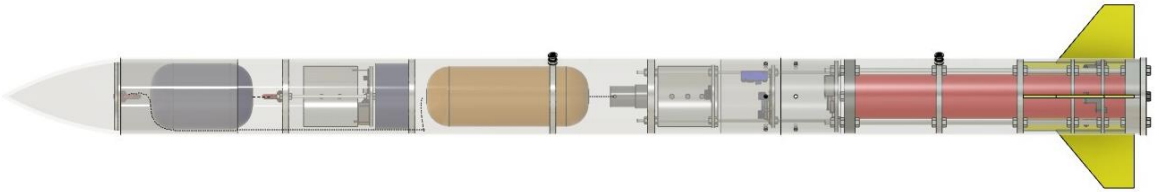
Montajın Gerçekleşmesi:
1- Tüm roket bileşenleri ayrık bir şekilde açılacaktır. Aviyonik tüpünün içine «Hakem Altimetresi» koyulacaktır.
2- Entegrasyon gövdesi Aviyonik tüpe takılacak.
3- 2.Gövde entegrasyon gövdesine 10 cm girecek şekilde yerleştirilecektir.
4- M6 cıvatalar ile entegrasyon gövdesi ve 2.gövde sabitlenecektir.
5- 1.Gövde entegrasyon gövdesine 10 cm girecek şekilde yerleştirilecektir.
6-M6 cıvatalar ile entegrasyon gövdesi ve 1.gövde sabitlenecektir.
7- Sürüklenme paraşütü 1.gövdenin içine yerleştirilir.
8- Faydalı yük paraşütü ve faydalı yük tüpü dışarıda şok kordonu ile bağlanmış bir şekilde 1.gövdeye yerleştirilecektir.
9-Burun ve kanatçık, halkacıklar iskeleti gövdelere geçirilecektir.
10-Hakem tarafından alanda verilen L1050 motoru kanatçık, halkacıklar iskeletinin içine yerleştirilip sabit durması sağlanacaktır.
11-Roket kapağı 2.gövdeyi kapatacak şekilde tij borulara geçirilerek yerleştirilecek.
12-Roket kapağını sabitlemek için cıvatalar tij borulardan geçirilecektir.

Roket montajında motor montajı 9 ve 12.adımlar olarak en son gerçekleştirilecektir.

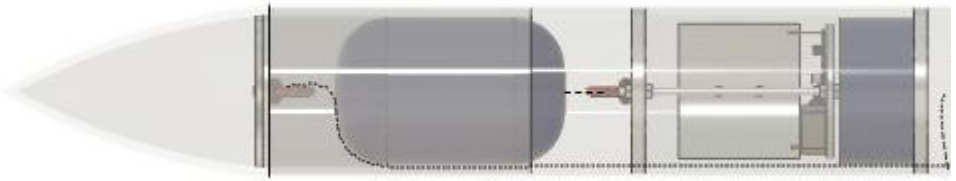
Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm



Paraşüt Açma Sistemi



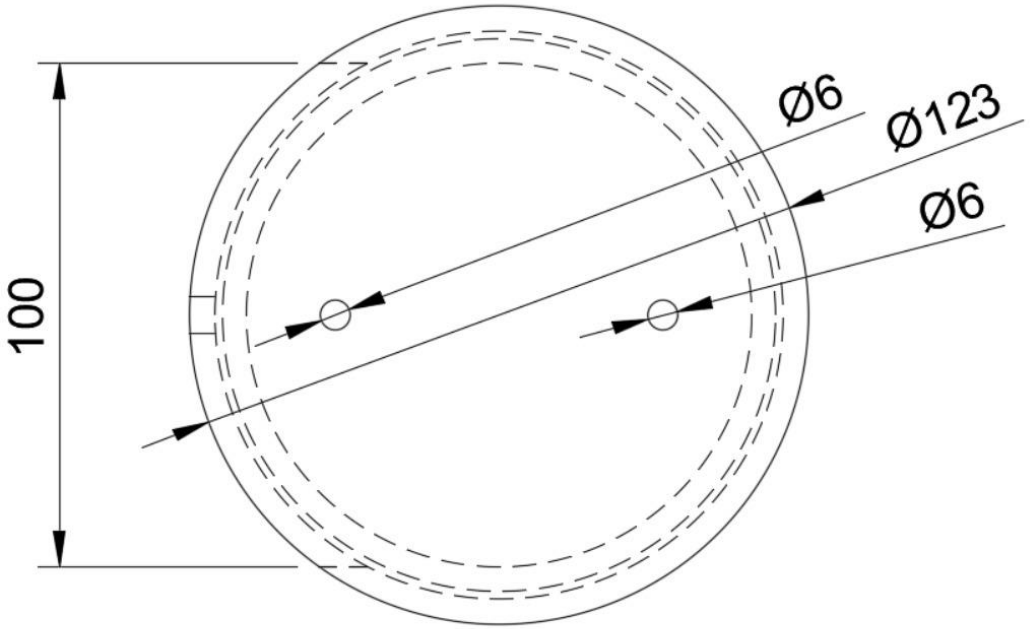
Ana Paraşüt bölümü



Faydalı yük paraşütü bölümü.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

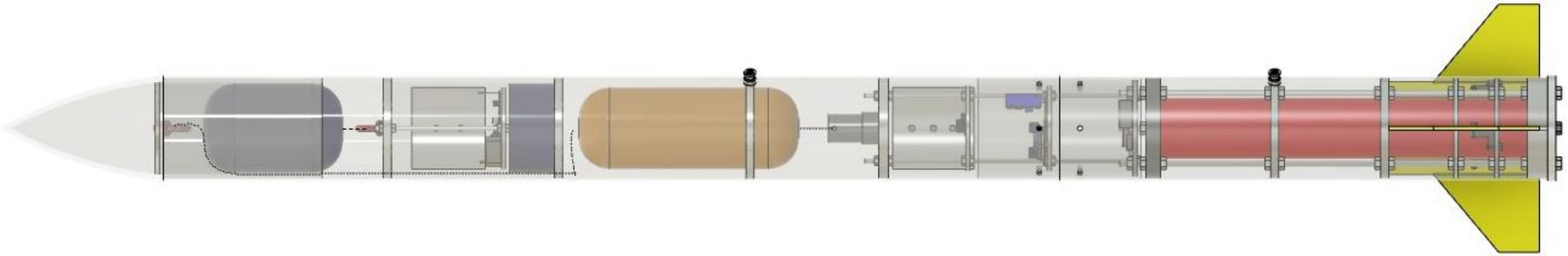
- Kurtarma sisteminde barutlu ayrılma sistemi kullanılmıştır.
- Ayrılmada kullanılacak karabarutu yarışma alanında komitenin bize vereceği karabarut kapsülleri ile sağlayacağız. Karabarut kapsüllerinin montajlanacağı bulkhead alüminyumdan ürettirildi. Kapsüllerin montajlanması için M4 mercimek başlı civatalar kullanılacaktır ve bu civatalar için kurtarma bulkheadinin üstünde M4 civata delikleri bulunmaktadır.
- Şok kordonu, tüp perlon malzemeden üretildi. Paraşütler polyester astarlı kumaştan özel sipariş olarak ürettirildi. Bağlantılarda kullanılan mapa, karabina ve fırdöndüler çelik malzemedir. Bu malzemelerin hepsi hazır olarak satın alındı.



Kurtarma bulkhead teknik resim

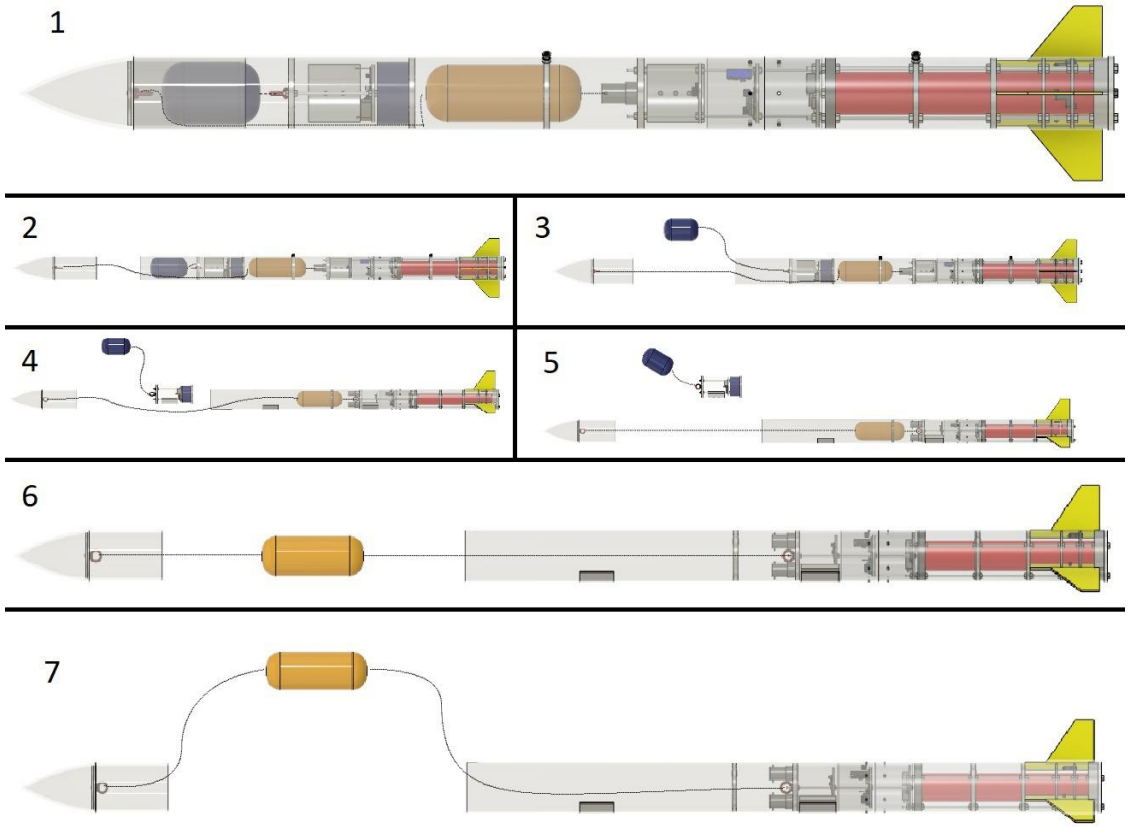
Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

- Kurtarma Stratejileri ve Aşamaları:
- Aviyonik sistemdeki ticari bilgisayar kendi barındırdığı sistemi ile apogee noktasında fünyeleri ateşliyor. Eğer ticari bilgisayarda bir hata oluşursa yedek bilgisayar; barındırdığı sensörler ile apogee noktasını algıladıktan sonra röleleri tetikleyerek fünyeleri ateşliyor. Fünyelerin ateşlenmesi ile patlayan barutun oluşturduğu basınç görev yükü ,paraşütler ve burun konisini iterek ayrılmayı gerçekleştiriyor. Ayrılmanın gerçekleşmesinin ardından paraşütler ve görev yükü roketin içinden çıkıyor. Roketin içinden çıkış yapan paraşütler açılarak roketin ve faydalı yükün güvenli bir şekilde iniş yapmasını sağlıyor. İniş yapan parçalar yer istasyonuna iletilen GPS bilgileri ile bulunuyor.



Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Kurtarmanın Gerçekleşmesi:
1- Roketin Apogee noktasına ulaşması.
2- Apogee noktasını algılayan aviyonik sistemin barutları ateşlemesi ve burun konisini ayırması.
3- Burun konisinin ayrılması ile faydalı yük paraşütünün çıkış yapması.
4,5- Faydalı yükün çıkış yapması ve faydalı yük paraşütünün açılması.
6,7- Ana paraşütün çıkış yapması ve a açılması.
8- Uçuşun tamamlanması.



Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

- Alt Sistemlerin ve Parçaların Roketteki İşlevi:
  - Barut Haznesi: Barutu bir arada tutmak ve barut yandığında basınç oluşturmak için kullanılan çelik malzeme.
  - Barut: Ayrılmayı, oluşturacağı basınç ile sağlayan ana madde.
  - Paraşütler: Ayrılmanın ardından roketin bağımsız her bir parçasını güvenli bir şekilde yere inmesini sağlayan polyester astarlı kumaş ile üretilen unsur.
  - Yanmaz Kumaş: Barutun oluşturacağı alevin diğer sistemlere zarar vermesini engellemek için kullanılan kumaş.
  - Shock Kordonu: Gövdeyi burun konisine ve paraşüte bağlayan, faydalı yükü paraşütüne bağlayan tüp perlon.
  - Shock Kordonu Koruyucu: Barutun oluşturacağı alevle birlikte shock kordonunun zarar görmesini engellemek için shock kordonuna sarılarak kullanılan yanmaz kumaştan imal edilmiş malzeme.
  - Mapa: Bulkheadlere sabitlenerek kullanılan, shock kordonu ile bağlanarak roket bileşenleri arasındaki bağlantıyı sağlayan çelik döküm malzeme.
  - Fünye: Elektrik akımı ile alev oluşturarak barutu ateşlemeyi sağlayan unsur.

- Kurtarma Sisteminin Roket İçerisinde Kaplayacağı Alan:
  - Kurtarma sistemi; aviyonik üst kapak tutucu ve burun konisi arasındaki alanı kaplamaktadır. Burun konisi Shoulder'ı bu alana dahildir. Bu alan toplam 0,010799 metreküpe eşittir.

Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

Ayrılma	Basınçlandırılacak hacim çapı (mm)	Basınçlandırılacak hacim (m^3)	Ulaşılmak istenen basınç (Bar)
Ayrılma	125 mm	0,010799 m^3	0,626 Bar

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

- Ana paraşüt 250 santimetre çapında ve kırmızı renginde; yük paraşütü 150 santimetre çaplı ve turuncu rengindedir.
  - Paraşüt çapları hesaplanırken “$D = ((8\ m\ g) / (\ \rho\ \ Cd\ v^2))^{½}$ formülü kullanılmıştır.
  - Paraşütlerin gökyüzünde kolay fark edilebilmesi için kırmızı ve turuncu renkleri kullanılmıştır.
- Ana paraşütün ve faydalı yükün düşüş hızları sırasıyla roketin kuru ağırlığı ve faydalı yükün ağırlığına göre hesaplanmıştır. Ana paraşütün düşüş hızı 6,77m/s ve faydalı yükün düşüş hızı 7,98m/s bulunmuştur.
  - Düşüş hızı hesaplamaları yapılırken $V = \sqrt{D.p.Cd\sqrt{8mg}}$ formülü kullanılmıştır.
- Paraşütlerde round tasarım kullanılmıştır.
  - Round tasarım sabit bir yükü stabil bir şekilde indirmek için en çok kullanılan tasarımdır.
- Paraşütlerde polyester astarlı kumaş kullanılmıştır.
  - Polyester astarlı kumaş paraşütün içine giren havanın geri kaçmasını engelleyecektir.
- Paraşütler 8 dilimlidir.
  - Dilim sayısının fazla olması paraşütün üzerinde oluşacak bir yırtığın paraşüt üzerinde ilerlemesini zorlaştıracaktır.
- Paraşütlerde paraşüt çapının %10’u kadar kubbe deliği bulunmaktadır.
  - Bu kubbe deliği paraşütün daha stabil bir şekilde iniş yapmasını sağlayacaktır.
- Paraşüt çapının 1,5 katı uzunluğunda paraşüt ipleri kullanılmıştır.
  - Paraşüt sürüklenme katsayısının doğru değerlerde olması için paraşüt iplerinin uzunluğu paraşüt çapının 1,15 ve 2,25 katı arasında olması gerekmektedir. İplerin çok yer kaplamaması için çapın 1,5 katı şeklinde alınmıştır.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Paraşüt	Renk	Açık Çap (cm)	Katlanmış Çap (cm)	Kütle(g)	Kubbe Deliği Çapı(cm)	Düşüş Hızı
Ana Paraşüt	Kırmızı	250 cm	10 cm	945 gram	25 cm	6,77m/s
Yük Paraşütü	Fosforlu Turuncu	150 cm	11 cm	470 gram	15 cm	7,98m/s

- Sistemde iki adet parça iniş yapacaktır: gövde ve faydalı yük.
- Gövdenin üzerindeki aviyonik sistemde roketin konum bilgisini alabilmek için GY-NEO6MV2 gps sensörü, roket ile yer istasyonu arasında iletişimi sağlamak için XBee Pro S3B haberleşme modülü, roketin irtifa bilgisini almak için BMP280 basınç sensörü, roketin eğim bilgisini alabilmek için MPU9250 ve MPU6050 ivme sensörleri ve ayrılma durumunu kontrol etmek için LDR sensörü bulunmaktadır.
- Faydalı yükün üzerindeki aviyonik sistemde faydalı yükün konum bilgisini alabilmek için GY-NEO6MV2 gps sensörü ve faydalı yükün yer istasyonu ile iletişimi sağlamak için XBee Pro S3B haberleşme modülü bulunmaktadır.

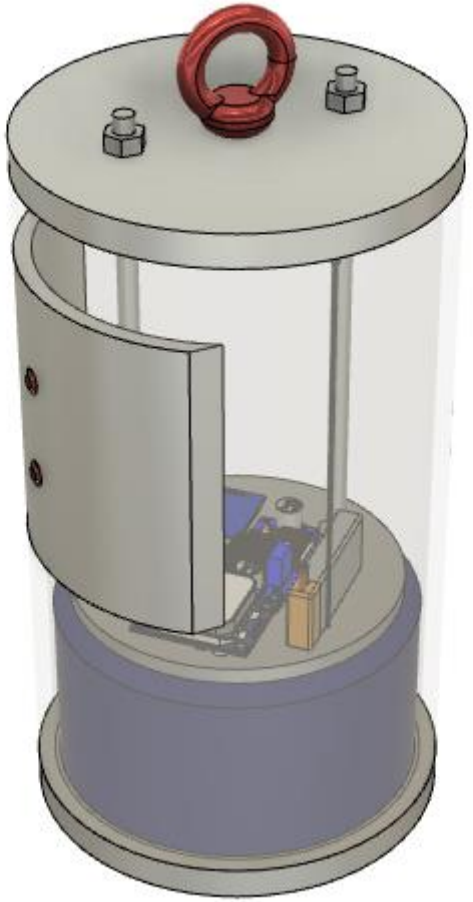
Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşayacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı	Düşüş Hızı (m/s)
Ana Paraşüt	4,9062 m^2	11,105 kg	0,8	6,77m/s
Görev Yükü Paraşütü	1,7671 m^2	5,549 kg	0,8	7,98m/s

Görev Yükü

- Görev yükü 12,3 santimetre çapa ve 18 santimetre uzunluğa sahiptir. Bilimsel bir işlevi bulunmamaktadır.
- Roketin apogee noktasına gelmesiyle aktif olan aviyonik sistem barutları ateşleyerek şok kordonu ile gövdeye bağlı olan burun konisi ayıracak ve bu ayrılma ile paraşütler ve faydalı yük roketin içinden çıkacaktır. Çıkış yapan faydalı yükün paraşütü açılarak yaklaşık 7,98m/s hızla düşüşe geçecektir. Faydalı yük iniş yaptıktan sonra GPS sensörünün yer istasyonuna ilettiği GPS verileri kurtarma ekiplerine verilecek ve kurtarma ekipleri cep telefonlarından Google Maps uygulaması ile faydalı yükün yerini bularak kurtarmayı gerçekleştirecektirler.
- Görev yükü bilgisayarında Ardunio Nano, GY-NEO6MV2 GPS sensörü, XBee Pro S3B haberleşme modülü ve Lipo pil bulunmaktadır.
  - Faydalı yük iniş yaparken Ardunio Nano üzerinde bulunan GY-NEO6MV2 sensöründen alınan GPS verileri, XBee Pro S3B haberleşme modülü aracılığıyla düşüş süresince yer istasyonuna iletilecektir. Yük iniş yaptıktan sonra aviyonik sistemde bulunan buzzer aktif hale gelecek ve yer istasyonuna iletilen GPS verileri ile faydalı yük bulunacaktır. Sistemin çalışması için Lipo pil kullanılacaktır.
- Görev yükünün kütlesi 4000 gram payload(faydalı yük) + 300 gram aviyonik + 829,9 gram yük tüpü + 60 gram mapa olup toplam 5189,9 gramdır.

Görev Yükü



Kurtarma Sistemi Prototip Testi

- Barutlu Ayrılma Testi:
  - Testimizin amacı, ayrılma sistemini prototip düzeyde elektronik sistem yardımı montajlamak; hazırlanan kuruluma barutları yerleştirip ateşleyerek burunun ayrılmasını kontrol etmektir.
  - Testimizi 4 Nisan tarihinde danışman öğretmen eşliğinde takım ile yaptık.
  - Testi Trabzon Faruk Başaran Bilim ve Sanat merkezi bahçesinde gerçekleştirdik.
  - Roketimizin fiberglasstan üretilen üst gövdesinin içine tasarıma uygun şekilde kurtarma sistemimizi kurduk. Kurtarma bulkheadinin üstüne testi gerçekleştirmek için üretilen barut haznesini ve m8 mapamızı sabitledik. Burun konisinin içineki shoulder eklentisini de aynı şekilde m8 mapamızı sabitledik. İki mapanın arasında 4 metrelik şok kordonunu M8 karabinalar ile bağladık. Burun konisini gövdeye oturttuk ve 3D yazıcıdan PLA malzemesi ile bastığımız shear pinler ile sabitledik.
  - Yaptığımız hesaplar sonucunda ulaştığımız barut miktarını barut haznelerine yerleştirerek bir adet fünyeyi baruta temas edecek şekilde koyduktan sonra barut haznesini hava almayacak şekilde kablo bandı ile kapattık.
  - Barutu ateşleyecek olan fünyeye güvenlik amacıyla düzenekten uzak durabilmek için 5 metrelik bir kablo bağladık. Bu kabloyu 9 voltluk pille desteklenen ve bir anahtar ile elektrik akımını kontrol eden bir elektronik sisteme bağladık.
  - Tüm düzeneği hazırladıktan sonra gerekli güvenlik önlemlerini aldık ve düzeneği farklı açılardan çekecek şekilde kameralar yerleştirdik. Kameraların yerleşmesi ve güvenlik önlemlerinin alınmasının ardından aviyonik sistem sorumlusu bir öğrenci fünyeleri kontrol eden elektronik sistemi aktifleştirerek testi tamamlamış oldu.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

- Barutlu Ayrılma Testi Sonuçları:
  - Elektronik sistemin aktifleştirilmesinin ardından fünyeler ateşlendi ve barutu yaktı. Yanan barut oluşturduğu basınç ile burun konisini iterek shear pinleri kırdı ve burun konisinin ayrılmasını sağladı.
  - Bu test sayesinde fünyelerin ateşlenmesi, barutun yanması, shear pinlerin kırılması ve burun konisinin ayrılması test edilmiş oldu. Burun konisinin ayrılması ile test başarılı bir şekilde gerçekleşmiş oldu.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

- Paraşüt Açılma Testi:
  - Testimizin amacı, paraşütlerin katlanma şeklini ve paraşüt, yük bağlantısını açılma yolu ile kontrol etmektir.
  - Testimizi 30 Nisan tarihinde danışman öğretmen eşliğinde takım ile yaptık.
  - Testi , satın alınan paraşütleri Trabzon Aydınlıkevler'de bulunan bir viyadükten atarak gerçekleştirdik. Atış yapılan yerin yüksekliği yaklaşık olarak 60 metredir.
  - Viyadüğün üstünde danışman öğretmen ve kurtarma sistemlerinden sorumlu olan öğrenci, kalan takım üyeleri ise çekim yapmak ve paraşütleri almak için viyadüğün altında -yani paraşütlerin düşme yapacağı yerde bulundu.
  - Paraşütleri, uygun katlama yöntemlerine göre paketledikten sonra ana paraşüte 10 kilogram; faydalı yük paraşütüne 4,5 kilogramlık ağırlıklar bağladık.
  - Öğrenciler ve danışman öğretmen yerlerini aldıktan sonra kurtarma sistemlerinden sorumlu öğrenci ilk olarak 4,5 kilogramlık ağırlığın bağlandığı faydalı yük paraşütünü; ardından 10 kilogramlık ağırlığın bağlandığı ana paraşütü viyadüğün üstünden bırakarak testi gerçekleştirdi.
  - Paraşütlerin yere düşmeden açılmaması durumunda test başarısız sayılacaktı.
  - 150 santimetre çaplı faydalı yük paraşütü yaklaşık 10 metre düşüş yaptıktan sonra açılarak testi başarılı bir şekilde gerçekleştirdi.
  - 250 santimetre çaplı ana paraşüt yaklaşık 30 metre düşüş yaptıktan sonra açılarak testi başarılı bir şekilde gerçekleştirdi.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Paraşüt açılma testinin gerçekleştirildiği viyadük.

Paraşütlerin katlanma için hazırlanması

Ana paraşütün açılma anı

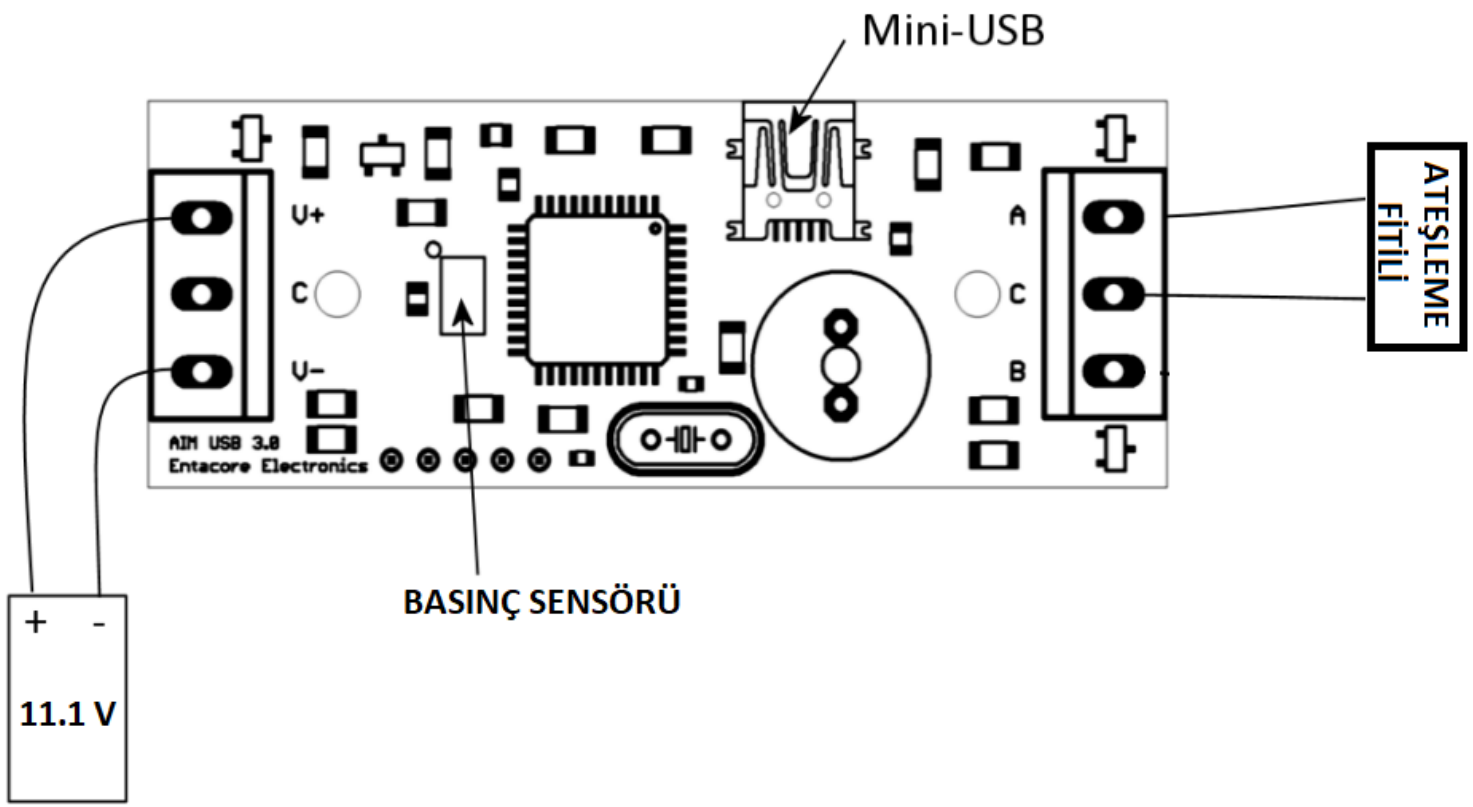
Aviyonik – Özet

- Roketimizde ana bilgisayar olarak " AIM USB Rocket" ticari bilgisayarı seçildi. Bunun yanında yedek bilgisayar özgün tasarım olup kendi tarafımızca yapılacaktır.
- Seçilen ticari bilgisayar kendinden ayarlı olarak geldiği için tarafımızca üzerinde herhangi bir ayar yapılmayacaktır. Sadece ayrılmanın gerçekleşmesi için fünye ve güç kaynağı olarak 3s 11.1V 450Mah'lık bir batarya takılacaktır.
- Yedek bilgisayarımız BMP280 basınç sensörü, MPU9250 ivme sensörü, GY-NEO6MV2 gps sensörü , güç kaynağı olarak bir adet 2S 7.4V 1350Mah'lık batarya , sensörlere verlilecek olan gelirilimi kontrol etmek için regülatör, fünye için röle bulundurmaktadır. Yedek aviyonik sisteminin bilgisayarı Ardunio Mega 2560 pro mini olup sensörlerden alınan veriler XBee Pro S3B haberleşme modülü ile yer bilgisayarına aktarılacaktır.
- Ticari bilgisayarda haberleşme modülü olmadığı için yedek bilgisayarımızda haberleşme modülü bulunacaktır. Yer bilgisayarı ile iletişimi yedek bilgisayar sağlayacaktır.
- Eğer roket apogee konumundayken ticari sistem yardımı ile ayrılma gerçekleşmemiş ise yedek bilgisayar içerisinde bulundurduğu LDR sensöründen alacağı veri ve burun konisi ile gövde arasına koyacağımız iletken telin kopup kopmadığını kontrol ederek açılma yapılmadığı durumda görevi devralacaktır.

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

- Roketimizde ticari bilgisayar olarak AIM USB Rocket Altimeter kullanılacaktır.
- Ticari bilgisayar olarak bu ürünü seçmemizin sebebi kullanımı çok kolay olup satın aldıktan sonra çok az ayar yapılmaya ihtiyaç duymasıdır.
- Ürün satın alındıktan sonra; ateşleme pinlerine fünye , güç giriş pinlerine batarya bağlanarak, ayrılamın gerçekleşeceği ayarı apogee olarak seçip çalıştırılacaktır.
- Bu ürünü çalıştırmak için ürünün ihtiyacı olan güç değerleri hesaplanarak 3s 11.1V 450Mah'lık bir batarya kullanılacaktır.

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



- Ateşleme fitilini bağladığımız bölüm, ürünün fabrika ayarlarında ayrılmayı apogee'de (roketin çıkabileceği maksimum yükseklik) gerçekleştirmektedir

Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

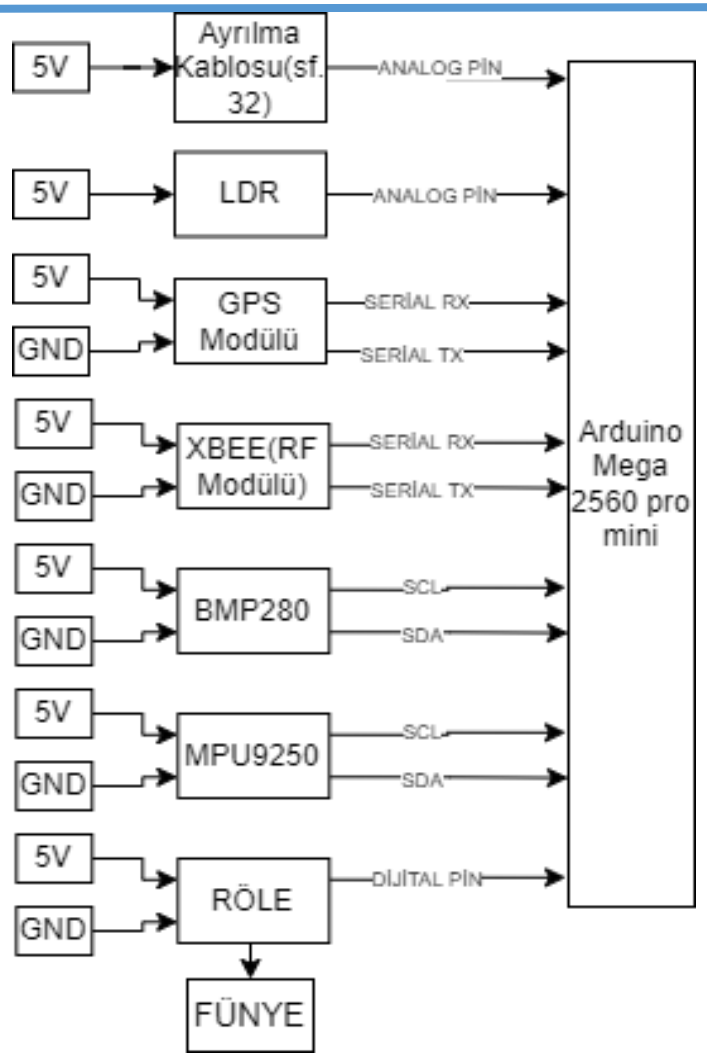
- 2. uçuş bilgisayarında devre elemanları olarak;roketin yükseklik verisini anlamak için BMP280 basınç sensörü, roketin duruş açısını anlamak için MPU 9250 gyro ve ivme sensörü, roketin konum bilgisini almak için GY-NEO6MV2 GPS Sensörü, haberleşme için XBee Pro S3B RF alıcı/verici ve bunlardan alınan verileri işlemek için Arduino Mega 2560 pro mini kullanılacaktır.

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	Atmega2560-	(İşlemci için boş bırakılacaktır)	
1. Sensör	BMP 280 Basınç Sensörü	(Evet)	Bu sensörden alınan basınç değerleri ile roketin düşüşe geçip geçmedi bulunup ayrılmanın ne zaman gerçekleştirileceği belirlenecektir
2. Sensör	MPU 9250 Gyro ve İvme Sensörü	(Evet)	Alınan veriler ile roketin o anki durumda düz zemin ile yaptığı açı hesaplanıp roketin düşüşe geçip geçmediği belirlenip basınç sensöründen alınıp işlenen veri teyit edilecektir

Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
3. Sensör	LDR Foto Direnç Sensörü	(Evet)	BMP 280 ve MPU 9250'den alınan veriler doğrulutusunda roketin düşüşe geçtiği kararı verildiğinde LDR sensöründen alınan veri ile roketin içinin aydığınlığına baklıp ayrılmanın sorunsuz gerçekleşip gerçekleşmediği kontrol edilecektir
Haberleşme Modülü	XBee Pro S3B Rf Alıcı/Verici Sensörü	(Evet)	Roketin uçuş esnasında ve yere indikten sonra yer bilgisayarı ile iletişimi sağlayacaktır
GPS Modülü	GY-NEO6MV2 GPS Sensörü	(Evet)	Roket yere iniş yaptıktan sonra roketin yerinin bulunması için bu sensörden alınan veriler yer bilgisayarına iletilecektir

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2



Üretim Yöntemi:

- Delikli pertinaks ihtiyaç duyulan boyutta kesilecek.
- Sensörlerin oturacağı yerler belirlenicek.
- Kablolama yapılacak ve sensörlerin oturacağı dişi pinler lehimlenecek.
- Sensörler dişi pinlere yerleştirilecek.
- Montaj ve lehimleme bittikten sonra akım vermeden önce devereye avometre ile kısa devre kontrolleri yapılacaktır.
- Ardından sensörlerin bir bir test kodları yükleyip denenerek işlem tamamlanacaktır

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

Algoritma :

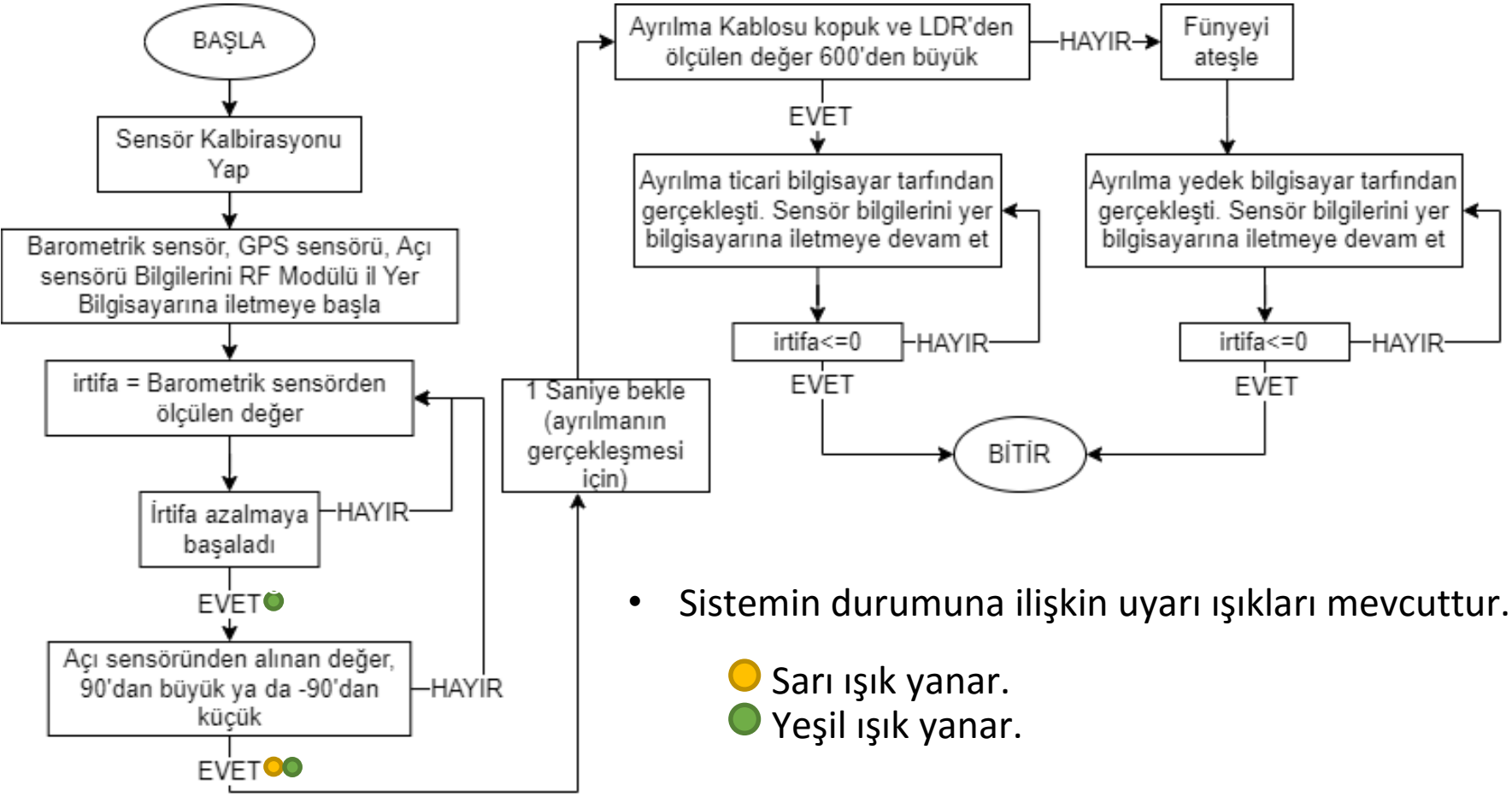
- Roket fırlatma rampasına yerleştirildikten sonra aviyonik çalıştırılınca sensörler kendilerini kalibre edecektir(kalibrasyondan sonra roketin yer bilgisayarıyla olan iletişimi ve sensörler kontrol edilecektir).
- Kalibrasyondan sonra roket motoru ateşlenip uçuş başlayacaktır.
- Uçuş esnasında roket, MPU9250 ivme ve açı sensöründen aldığı verileri, BMP280 basınç sensöründen aldığı veriler sonucu hesaplanan irtifayı, GY-NEO6MV2 GPS sensöründen aldığı irtifa bilgisini(gps sensöründen alının irtifa bilgisi algoritma içinde hiçbir yerde işlenmeyecek ve herhangi bir karar yapısında kullanılmayacaktır.), GPS sensöründen aldığı enlem ve boylam bilgisini, LDR Foto Direnç Sensöründen aldığı aydınlık değeri ve ve ayrılama kablosunun(Ayrılma kablosu, bir tarafı roketin burnuna diğer tarafı ise roketin gövde sine sabitlenmiş iletken bir kablodur. Bu kablo, eğer ayrılma gerçekleşirse kopacaktır ve atrık iletken olmayacağından ayrılmanın gerçekleştiği anlaşılacaktır.) kopup kopmadığı bilgisini yer bilgisayarına iletmeye başlayacaktır.
- Yedek bilgisyar uçuş esnasında, basınç sensöründen aldığı irtifa değerinin azalmaya başladığını anlayınca ve MPU9250 sensöründen aldığı açı değeri ile roketin burnunun aşağı döndüğünü anlayınca roketin apogee(roketin çıktığı maksimum konum) konumunda olduğuna karar vericektir(Bu esnada herhangi bir sorun yaşanmaz ise ticari bilgisayar ayrılmayı gerçekleştirecektir.) . Bu karar verildikten sonra LDR sensöründen alacağı bilgi ile roketin içinin aldınlık yada karanlık olduğunu kontrol edicektir. Bu kontrol sonucu eğer roketin içi aydınlık ise ve ayrılma kablosu kopmuş ise roketin ayrılmayı sorunsuz bir şekilde gerçekleştirdiğine karar vericektir , eğer içerisi aydınlık değil ise ve ayrılama koblosu kapmamış ise ayrılmanın gerçekleşmediğine karar verip ateşleme fitilini yakacaktır ve ayrılmayı gerçekleştirecektir.

Veri Filtreleme :

- Kalman Filtresi, varsayılan veri ile gözlem sonucu ortaya çıkan veriyi karşılaştırır ve aralarındaki farka bakar. Buna Kalman kazancı adı verilir. Sonrasında elde edilen verilerde iyileştirme uygulanır. Kazanç değeri ne kadar küçükse filtre model tahminlerine o kadar yaklaşır. Bu sayede gerçek hayatta sabit olmayan koşullar yüzünden ölçmede çıkan sorunlar ve az veri ile tahmin etmeye çalışılan durumlar ortadan kaldırılabilir. Kalman filtresini sistemimizde sensörlerin ölçtüğü verilerin hata paylarını en aza indirmek üzere kullanılacaktır. Yazılımımıza entegre edilecek ve BMP280 basınç sensöründen aldığımız değerler filtrelenecek. Bu sayede olası hatalı ölçümler engellenerek sistemde yanlış tetikleme tarzı olayların önüne geçilecektir.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

- Algoritma Blok Diagram:



- Sistemin durumuna ilişkin uyarı ışıkları mevcuttur.

  Sarı ışık yanar.
  Yeşil ışık yanar.

- Ayrılma kablosu, bir tarafı roketin burnuna diğer tarafı ise roketin gövdesine sabitlenmiş iletken bir kablodur.
  Bu kablo, eğer ayrılma gerçek-leşirse kopacaktır ve atrık iletken olmayacağından arduinonun ilgili pininden 0 değeri okunup ayrılmanın gerçekleştiği anlaşı-lacaktır.

Aviyonik – İletişim

• Haberleşme modülünün XBee S3B kullanıldı . Bu modül; programlama kolaylığı, kullanıcı dostu arayüzü, iletişim mesafesi-10km-, titreşim durumunda sinyal bozukluk olmaması, roketin uçuşu gerçekleştireceği sıcaklık değerleri aralığını sağlaması ve frekans aralığı ihtiyacımız olan aralıkta olduğu için seçilmiştir.
• Roket üstünde ve görev yükünde bu modülle birlikte PRSMA anten; yer bilgisayarında ise YAGI anten kullanılacaktır.
• Roket yer bilgisayarı ile iletişimi sırasında , yer bilgisayarına irtifa, yer ile yaptığı açı, konum , ayrılamanın gerçekleşip gerçekleşmediği , sıcaklık bilgilerini 900Mhz ile 930Mhz aralığında seçilecek bir bantta aktarıcaktır.

- Gelen mesaj yapısı aşağıdaki şekildedir:

Tarih saat , message sayısı , ACK mesaj , Hex biçiminde mesaj içeriği(Roketin yer bilgisayarına ileticeği bilgiler.)

- Xbee sensörlerin kendi uygulaması olan XCTU ugulaması ile hex formatında olan veriler görüntülenmiştir.

Link bütçesi hesabı:

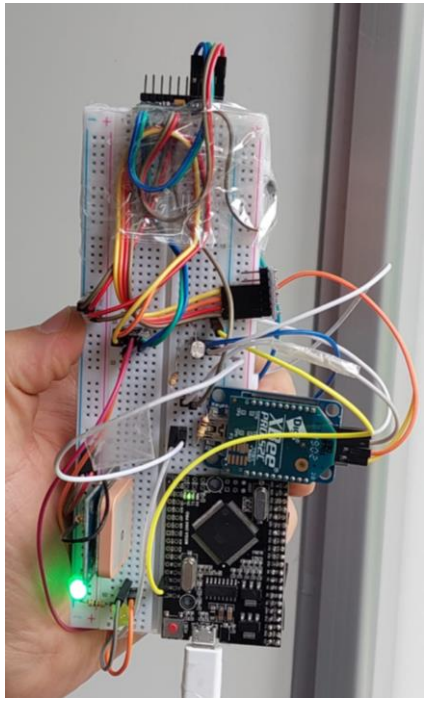
Prx = Ptx + Gtx - Ltx - LFs - Lm + Grx - Lrx
= -10dBw + 3dBi - 0.1dB - 108dB - 0.01dB + 25dBi - 0,1dB
= -90.21dBw
= 1nW

Aviyonik Prototip Testi

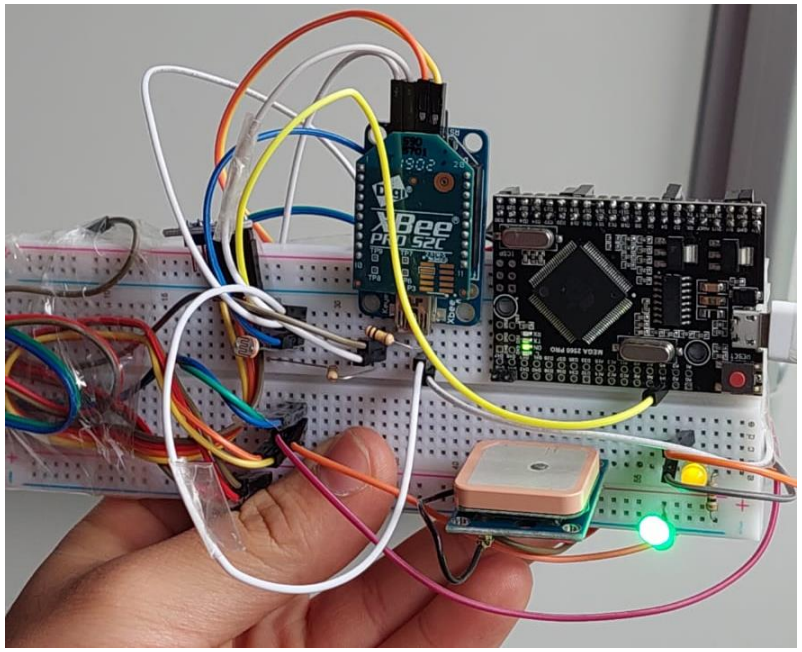
Algoritma Testleri :

Algoritmanın doğrulanması için sistemin farklı durumlardaki görselleri aşağıda yer almaktadır. Algoritmaya ait blok diagramında (Aviyonik – 2.Sistem Detay/3) açıklanan uyarı ışıkları başarılı şekilde gözlemlendi ve böylelikle algoritmamızın sağlıklı şekilde çalıştığı doğrulanmış oldu.

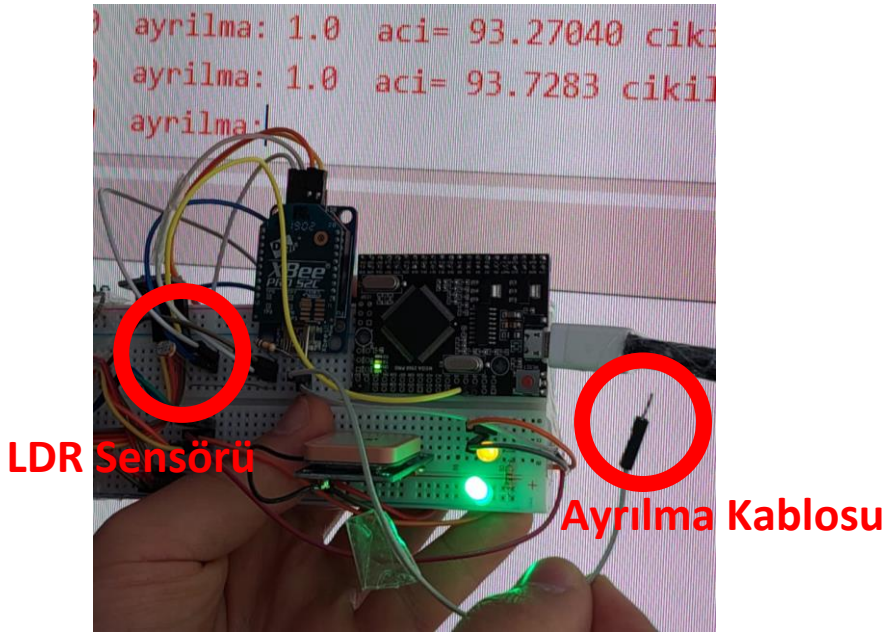
- Roket alçalıyor.



- Alçalma durumu roket yatay pozisyonda.



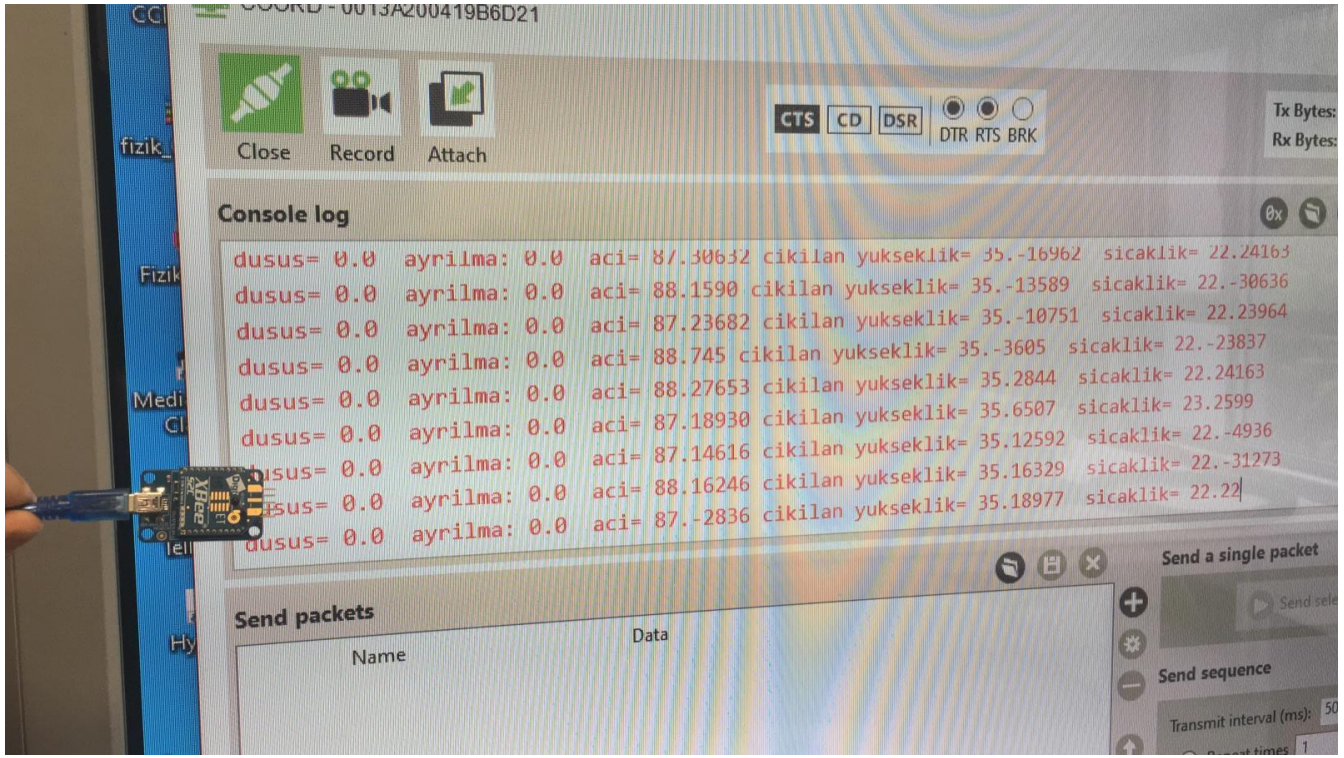
- Ayrılma kablosu yerinden çıkmış ve LDR sensör roketin iç ortamını aydınlık ölmüş ise ayrılma mesajı «1» olarak dönüyor.



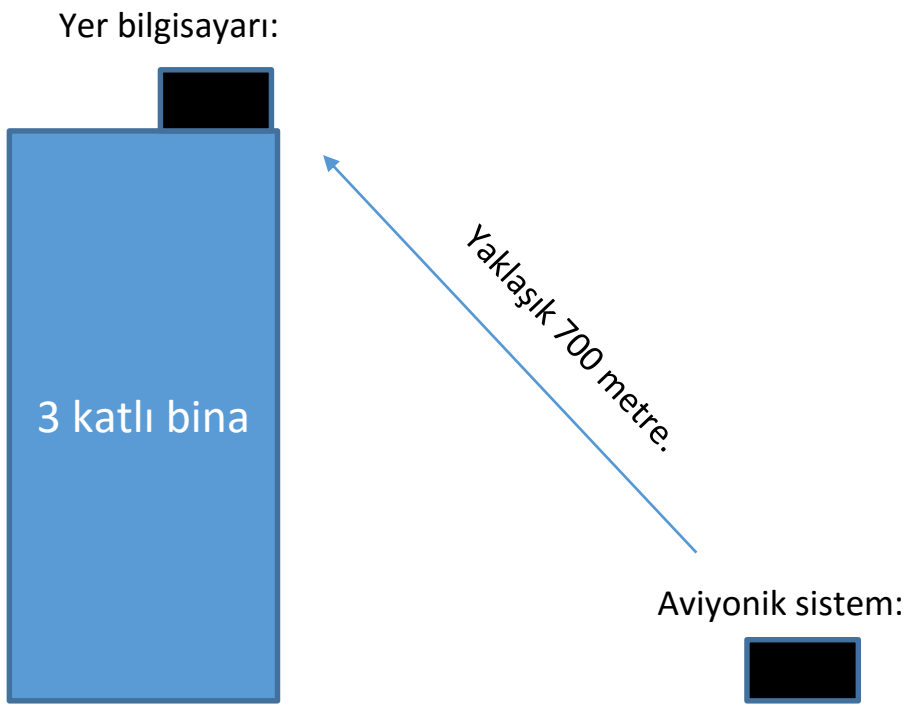
Aviyonik Prototip Testi

İletişim Testleri :

Yaptığımız iletişim testi sonucu yer bilgisayarı ekranı görüntüleri:



Aşağıda belirtildiği ortamda iletişim testleri yapılmıştır.



Bütçe

5+5 adet Mapa (Rokettürk)	509TL
5 adet Karabina	
3 adet Fır döndü	
10+2 adet Fünye	
2 adet şok kordonu koruyucu	
150 cm çaplı paraşüt	0TL
250 cm çaplı paraşüt	
22 gr Barut	250TL
8 adet elektronik ateşleme Fünyesi	
1 metre lisanslı şok kordonu	253TL
4 metre hazır şok kordonu	
oktanyum roket	90TL
2 adet 3s 450 mah 25c lipo batarya 11.1 v	675,43
1 adet 2s 1350 mah 30 c lipo batarya 7.4 v pil	
3 adet XBee explorer	428,16
2 adet GYNEO6MV2	
1 adet Bmp 280	81,25
2 adet MPU9250	382,65
1 adet MPU6050	
1 adet Mini Arduino Mega 2560 Pro	805,11
1 adet Mini Arduino Nano	
3 adet 5 V 3 A Voltaj Regülatör Kartı - LM2596-5V	
3 adet Tekli 5 V Röle Kartı Optokoptörlü	127,58
2 adet ESP8266 IPEX SMA MT7681 2.4GHz 3DBI Anten	

Fiberglass Burun	5000 + 4160
Fiberglass Kanatçıklar ve entegrasyon gövdesi	
Fiberglass 1 ve 2. Gövdeler	14.610
2+3 adet M6- M8 Gıjon Beyaz	771,5
10+20 adet M6- M8 Çelik Somun	
10+20 adet M6- M8 Fiberli Somun	
10 adet 1/4" İNCE DÜZ PUL BEYAZ	
15 adet 5/16" KALIN DÜZ PUL BEYAZ	
2 adet M8 Mapa	
2 adet M8 Karabina	
2 adet M8 Fırdöndü	
1+1+1 adet M4-M6-M8 KLAVUZ	
1 adet KLAVUZ KOLU	
1 adet WEİCONLOCK AN 302-43 20 ML	
2 adet SHOULDER İç Tüpü+ Shoulder Eklentisi	
2 adet Aviyonik Üst Kapak	
2 adet Motor Üst Tututcu	
2 adet Motor Alt Tutucu	
6 adet Barut Haznesi	
2 adet Roket Kapağı	
TOPLAM=	23.894

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	ÖTR Slayt No	Açıklama
1	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.			Taslak roket tasarımı yapılmış olup diğer aşamalar AHR sonrası tamamalanabilecektir.
2	3.1.3	Yarışmaya Lise Kategorisinde yalnızca lise öğrencileri katılabilir.		Slayt 2	
3	3.1.6	Farklı öğrenim/öğretim kurumlarından kurulan karma takımlar yarışmaya kabul edilir.		Slayt 2	

Kontrol Listesi

4	3.1.8	Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur.		Slayt 2	
5	3.1.9.	Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla 6 takım üyesi gelebilecektir.		Slayt 2	
6	3.1.11.	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur.		Slayt 2	
7	3.1.13.	Her takım yarışmaya sadece bir (1) adet roket ile katılabilir.		Slayt 3	Takımımız sadece 1 roket ile katılmaktadır.
8	3.1.15.	Yarışmacılar gerekli görülen hesaplamaları, raporları, sunumları ve ilgili diğer dokümantasyonların Yarışma Komitesinin belirlediği standartlara uygun olarak hazırlamakla sorumludurlar.			Tüm rapor ve dökümanlar teknofest standartlarına uygun hazırlanmıştır.

Kontrol Listesi

9	3.1.16.	Takımlar, başvuru bitiş tarihinden sonra sırasıyla Ön Tasarım Raporu (ÖTR), Kritik Tasarım Raporu (KTR), Atış Hazırlık Raporu (AHR) ve Atış Sonrası Değerlendirme Raporu (ASDR) hazırlayacaklardır.			KTR raporu hazırlanmış olup diğer raporlar sonuçlar açıklandıktan sonra hazırlanacatır.
10	3.1.20.	Takımlar; Proje Planı, Proje Bütçesi, Kontrol Listesi, Görevli Personel Listesi (Takım Danışmanı dâhil olacak şekilde) hazırlamakla sorumludurlar.		Slayt 2	Taslak proje bütçesi hazırlanmış olup KTR yi geçtikten sonra sponsor durumuna göre son haline getirilecektir.
11	3.1.22.	Takımlar, yarışmada görev alacak takım üyeleri ve takım danışmanını tüm raporlarında (ÖTR, KTR,AHR ve ASDR) listelemekle sorumludurlar.		Slayt 2	KTR hazırlanmış olup AHR ve ASDR derecesine geçilmemiştir.

Kontrol Listesi

12	3.1.24.5.	Lise takımlarının öğretmen danışmanları kendi okullarından olmak şartıyla fen bilimleri alanından bir öğretmen veya daha önce yurt içi veya yurt dışında roket yarışmalarına katılım sağlamış herhangi bir alandan öğretmen olmalıdır. (Bu koşul DENEYAP ve BİLSEM kurumlarından kurulan takımlar için uygulanmayacaktır).		Slayt 2	
13	3.1.25.	Takım içerisinde takım kaptanı bulunmalıdır.		Slayt 2	
14	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.			Roketimiz daha uçuş aşamasına geçmemiştir. Görev yükünü yarışma sonunda atış alanında kurtarabiliriz.

Kontrol Listesi

15	3.2.1.2.	Lise Kategorisinde ise tek paraşütle (Şekil 2'de gösterilen Yeşil renkli paraşüt) kurtarılırken Görev Yükü tüm kategorilerde roket bileşenlerinden farklı bir paraşütle kurtarılacaktır.			
16	3.2.1.8.	Lise kategorisindeki roketlerin tek bir paraşüt ile kurtarılması sağlanacaktır (İkincil paraşüt olmayacaktır). Takımlar, paraşütün uçuşun tepe noktasında açılmasını sağlayarak roketi kurtarmaktan ve görev yükünü de tepe noktasında roketten ayırmaktan yükümlüdürler.			
17	3.2.1.10.	TEKNOFEST Roket Yarışmasında takımların kullanacağı motorlar Yarışma Komitesi tarafından temin ve tedarik edilecek olup takımlar ayırıca motor tedariki yapmayacaktır.		Slayt 3	Komitenin verdiği motor dışı motor kullanılmamıştır.
18	3.2.1.11.1.	Lise Kategorisi için L1050 model motor		Slayt 3	

Kontrol Listesi

19	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.		Slayt 31	
20	3.2.1.21.	Takımların “Open Rocket Simulation” menüsüne (Şekil 3) uygun olarak yörünge benzetimlerini gerçekleştirmesi zorunludur. Open Rocket dosyasına Şekil 3’te belirtilen simülasyonu eklemeyen takımlar değerlendirmeye alınmayacaktır.		Slayt 3	Simülasyon verileri verilen yörünge benzetimine göre yapılmıştır.

Kontrol Listesi

21	3.2.1.23.	Takımlar Görev Yüklerini “Unspecified Mass” ismiyle girmeyecektir. Görev Yükü “PAYLOAD” ismiile adlandırılıp, kütlesi en az 4000 gram (4 kg) ve tek bir parça olarak girilecektir. Şekil 3 ile verilen “Fırlatma Simülasyonu- Launch Simulation” ekranında yer alan değerler simülasyona girilmelidir. Bu değerler ile benzetim yapmamış olan takımlar elenecektir.			KTR raporu ile birlikte open rocket tasarımı da verilmiştir. Tasarımda faydalı yüke PAYLOAD ismi verilmiştir.
22	3.2.2.4.1.	Lise kategorisinde roketin bütün parçaları birbirine bağlı olarak tek bir paraşüt sistemi ile kurtarılmalıdır.		Slayt 28	
23	3.2.2.4.2.	Lise kategorisinde kullanılan tek paraşüt ile roketin ve parçaların hasar görmemesi için paraşütle taşınan yüklerin hızı azami 9 m/s, asgari ise 5 m/s olmalıdır.		Slayt 28	

Kontrol Listesi

24	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.			Open Rocket Tasarımında bu şekilde tasarlanmıştır.
25	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).		Slayt 28	
26	3.2.3.1.	Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.		Slayt 31	

Kontrol Listesi

27	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.		Slayt 4	Gövde ayrılabilir olup rokete dışarıdan müdahale yapılabilmektedir.
28	3.2.4.1	Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.		Slayt 4	Open rocket tasarımında verilmiştir.
29	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.)			Open Rocket tasarımda verilmiştir.

Kontrol Listesi

30	3.2.4.5.	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.		Slayt 4	Open Rocket tasarımda verilmiştir.
31	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.		Slayt 3	
32	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.			Roket üretimi tamamlanmadığı için delikler açılamamıştır.

Kontrol Listesi

33	3.2.5.4.	Kullanılacak mapaların (İng. eye bolt) tek parça ve dövülmüş çelikten imal edilmiş olması gerekmektedir. Büküm mapalarının kullanımına izin verilmeyecektir. Bu kural mapa yerine kullanılabilecek veya mapa ile benzer kuvvetlere maruz kalabilecek her parça için de geçerlidir.			Çelik döküm Mapa kullanılmasına karar verilmiştir.
34	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.		Slayt 4	
35	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.			Tasarımda bu şekilde olsa da roketin üretimi tamamlanmamıştır.

Kontrol Listesi

36	3.2.5.10.	Uçuş bilgisayarı ve görev yükündeki tüm anahtarlar roketin nozülünden azami 2500 mm mesafede olmalıdır (Şekil 6).		Slayt 4	
37	3.2.6.1.	Rokette bulunan ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilir.			Roketimizde bulunan sistemler uçuş bilgisayarı ile yönetilmektedir.
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.		Slayt 40	
39	3.2.6.3.	Lise kategorisinde asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarı kullanılması zorunludur (iki (2) adet uçuş kontrol bilgisayarı kullanma zorunluluğu yoktur).		Slayt 40	
40	3.2.6.4.	Lise kategorisinde kullanılacak asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarının ticari ürün olması zorunludur.		Slayt 38	

Kontrol Listesi

41	3.2.6.6.	Ticari uçuş kontrol bilgisayarında konum belirleme ve haberleşme sistemi bulunmuyorsa takımların ayırıca haberleşme bilgisayarı geliştirmesi zorunludur.		Slayt 26	
42	3.2.6.9.	Sistemde kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarının arasında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bağlantı olamaz.			
43	3.2.6.10.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır. Her bilgisayarın kendisine ait işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması olmalıdır.		Slayt 26	
44	3.2.6.11.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmalıdır.		Slayt 26	

Kontrol Listesi

45	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.		Slayt 26, Slayt34	
46	3.2.6.13.	Uçuş kontrol bilgisayarlarında en az iki (2) adet sensör bulunmalıdır ve uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmalıdır.		Slayt 26	Seçilen ticari bilgisayar sadece basınç sensörü bulundurmaktadır.
47	3.2.6.14.	Bütün uçuş kontrol bilgisayarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır.		Slayt 26	
48	3.2.6.16.	Uçuş kontrol algoritmasında GPS'den gelen veriler ile ayrılma sistemi tetiklenmemelidir.		Slayt 26	
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).		Slayt 26	

Kontrol Listesi

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.		Slayt 25	
51	3.2.6.19.	Kurtarma sistemleri istemsiz olarak aktif konuma gelmemelidir.		Slayt 32	
52	3.2.6.20.	Bütün takımların, roketlerinden ve faydalı yüklerinden anlık olarak veri alan bir yer istasyonuna sahip olması gerekmektedir.		Slayt 26	
53	3.2.6.21.	Yer istasyonu gereksinimleri aşağıda sıralanmıştır;		Slayt 26,32	
54	3.2.6.21.1.	Roketlerin kurtarılmasına çıkılması için rokete ait konum verilerinin yarışmacı yer istasyonuna anlık olarak iletilmiş olması gerekmektedir.		Slayt 26	

Kontrol Listesi

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.		Slayt 32	
56	3.2.6.23.	RF modülünün gücü değerlendirilerek link bant genişliği bütçesinin yapılması ve ilgili tasarım raporlarında sunulması gerekmektedir.		Slayt 32	
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.			Roket henüz oluşturulmadığı için testler henüz yapılamadı.

Kontrol Listesi

58	3.2.6.25	Roketin üzerinde bulunan uçuş bilgisayarları roket rampada iken anahtarlar açılarak kontrol edilmelidir.		Slayt 26	
59	3.2.6.26.	Uçuş kontrol bilgisayarlarına dışarıdan erişilebilir (Örneğin gövde üzerinden erişilebilir anahtar bulunmalıdır) bir şekilde güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır. İpli, şöntlü veya rokete dışarıdan tornavida vb. aletler kullanılarak sistemlerin başlatılmasına izin verilmeyecektir.		Slayt 12	
60	3.2.6.28.	Görev Yükü içerisindeki elektronik devrelere de roket gövdesi üzerinde yer alacak uygun anahtarlarla güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.		Slayt 12	

Kontrol Listesi

61	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.		Slayt 26, 32	
62	3.2.6.30.	Sistemde Li-Po vb. pil kullanacak takımların “Li-Po Safe Bag” kullanmaları gerekmektedir.			Lipo safe bag alıncaktır.
63	3.2.6.32.	Kullanılacak piller roketin ihtiyacını karşılayabilecek kapasitede ve yeterince dolu olmalıdır		Slayt 28	

Kontrol Listesi

64	3.2.6.33.	Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir.		Slayt 32	Seçilen ticari sistem sadece basınç sensöründen aldığı barometrik verileri kullanmaktadır.
65	3.2.6.34.	Karar verme parametrelerinde sensörlerden okunan veriler esas olmalıdır.		Slayt 32	
66	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.		Slayt 32	
67	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.		Slayt 32,34,36	

Kontrol Listesi

68	3.2.6.37.	Kullanılacak ticari uçuş kontrol bilgisayarlarının EK-7'de yer alan listedeki ürünlerden (Yarışma Komitesi tarafından onaylanmış olan ürünler) seçilmesi gerekmektedir.		Slayt 26	
69	4.1.4.	İlgili raporların (ÖTR ve KTR) teslimatında takımlar tarafında kontrol listesi doldurulacak ve Yarışma Komitesine raporla birlikte teslim edilecektir. Örnek kontrol listesi EK-1'de sunulmuştur.		Slayt 35	KTR raporu daha hazırlanmamıştır.
70	4.2.1.	Takımlar, Ön Tasarım Raporunda (ÖTR) temel olarak yaptıkları tasarımların teknik gereksinimleri tamamıyla (eksiksiz) karşıladığını ortaya koymak ve ispatlamakla yükümlüdürler.			Open Rocket tasarımı KTR ve başvurularda verilmiştir.
71	4.2.2.	Teknik gereksinimlerin karşılandığının kanıtlanması için Gereksinimleri Karşılama Matrisi (İng. Compliance Matrix) oluşturulacak ve ilgili tasarım raporlarının EK'inde ayrıca sunulacaktır.			Kontrol Listesi olarak hazırlanmıştır.

Kontrol Listesi

72	4.2.3.	Sistem ve alt sistem seviyesinde, kıyaslamaya/karşılaştırmaya tabi tasarım kriterleri, malzeme ve üretim için en iyileme (optimizasyon) seçimleri yapılmak suretiyle amaç fonksiyonuna ulaşılmasına (hedef irtifaya ulaşmak) yönelik olarak tüm gereksinimlerin optimizasyonu yapılmalı ve getiri-götürü analizleri paylaşılmalıdır.			KTR de her alt başlık için yapılmıştır.
73	4.2.4.	Takımlar, kullanmayı planladıkları sistemler için de getiri-götürü analizi yapmak (İng. trade off), karara esas kriterleri (vazgeçilmez ve opsiyonel kriterler) listelemek ve yapılan seçimleri nedenleriyle birlikte ÖTR'de sunmaktan sorumludurlar.			KTR de her alt başlık ile sunulmuştur.
74	4.2.5.	Tasarımın mimarî bileşenleri, arayüzler de dahil olmak üzere tanımlanacaktır.			CAD tasarımları ile açıklanmıştır.
75	4.2.6.	Hata Modları ve Etkileri Analizi ile sonuçları da ÖTR'de sunulacaktır (Takımların Hata Modları ve Etkileri Analizi çalışmalarını yapabilmeleri için şablon dokümanlar Yarışma Komitesi tarafından TEKNOFEST'in internet sitesi üzerinden paylaşılacaktır).			Başvuru dosyasında ek olarak verilmiştir.

Kontrol Listesi

76	4.2.7.	ÖTR'de takımların üretmeyi planladıkları roketin genel hatlarıyla CAD tasarımını tamamlamış olmaları ve sistemlerini bu tasarım üzerinden detaylı bir şekilde anlatmaları gerekmektedir.		Slayt 4	
77	4.2.8.	Malzeme seçim kriterlerinin ve söz konusu seçimlerin sistemle uyumluluğunun raporda yer alması beklenmektedir.			Getir Götür Trade off tablolarında karşılaştırmalar yapılmıştır.
78	4.2.9.	TEKNOFEST Yarışma Komitesi tarafından takımlara sağlanacak sıcak gaz üretecine esas olacak ön analizler (basınç, sıcaklık vb. etkileri) ÖTR'de sunulmalıdır.		Slayt 20	
79	4.2.10.	Takımlar yarışma takviminde belirtilen tarihten önce ÖTR'yi teslim etmekle yükümlüdürler.			Başvuru tarihinde teslim edilmiştir.
80	4.2.11.	Raporu destekleyici ".ork" uzantılı Open Rocket dosyaları da rapor ile birlikte teslim edilmelidir.			Başvuru yapılırken ek olarak verilmiştir.

Kontrol Listesi

81	4.2.13.	Takımların ÖTR'de istenilen tüm bilgileri eksiksiz ve ilgili bölümlerde sunmaları gerekmektedir. Raporun ilgili bölümünde yer almayan bilgiler değerlendirmeye alınmayacaktır.			Rapor şablonunda istenilen bilgilere göre doldurulmuştur.
82	4.2.15.	ÖTR'de sunulmak üzere TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından istenilen bilgiler, analiz ve değerlendirmeler Türkçe dilbilgisi kurallarına uygun, rahat anlaşılır ve takip edilebilir şekilde raporda sunulmalıdır. Bu şartı yerine getiremeyen takımlar için raporun ilgili bölümünde gerektiğinde %20 (yüzde yirmi) nispetinde azamî puan eksiltmesi uygulanacaktır.			Türkçe dilbilgisi kurallarına uyulmuştur.
83	4.2.17.	Takımların sunacağı ÖTR'nin TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından etkin ve verimli değerlendirilmesi için "Giriş Kriterleri" (Entry Criterias) bulunmaktadır. Takımların ÖTR'de sunmaları beklenen çıktıların Giriş Kriterlerine uyması beklenmektedir. Aksi halde ÖTR hiçbir şekilde değerlendirmeye alınmayacaktır. Eğer "Giriş Kriterleri" sağlanmışsa, ÖTR için "Çıkış Kriterleri" (Exit Criterias) dikkate alınarak hakemler tarafından değerlendirme yapılacaktır. Giriş ve Çıkış Kriterleri tasarım raporları şablonları ile birlikte duyurulacaktır			KTR giriş kriterlerine uygun bir rapor hazırlanmıştır.

Kontrol Listesi

84	4.2.9.	TEKNOFEST Yarışma Komitesi tarafından takımlara sağlanacak sıcak gaz üretecine esas olacak ön analizler (basınç, sıcaklık vb. etkileri) ÖTR'de sunulmalıdır.			
85	4.2.10.	Takımlar yarışma takviminde belirtilen tarihten önce ÖTR'yi teslim etmekle yükümlüdürler.			
86	4.2.11.	Raporu destekleyici ".ork" uzantılı Open Rocket dosyaları da rapor ile birlikte teslim edilmelidir.			Open rocket dosyası sisteme yüklenmiştir

Kontrol Listesi

87	4.2.12.	ÖTR şablonuna internet sitesi üzerinden ulaşılabilir.			
88	4.2.13.	Takımların ÖTR'de istenilen tüm bilgileri eksiksiz ve ilgili bölümlerde sunmaları gerekmektedir. Raporun ilgili bölümünde yer almayan bilgiler değerlendirmeye alınmayacaktır.			
89	4.2.14.	Raporda istenmeyen bilgiler değerlendirmeye alınmayacaktır.			

Kontrol Listesi

90	4.2.15.	ÖTR'de sunulmak üzere TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından istenilen bilgiler, analiz ve değerlendirmeler Türkçe dilbilgisi kurallarına uygun, rahat anlaşılır ve takip edilebilir şekilde raporda sunulmalıdır. Bu şartı yerine getiremeyen takımlar için raporun ilgili bölümünde gerektiğinde %20 (yüzde yirmi) nispetinde azamî puan eksiltmesi uygulanacaktır.			
91	4.2.16.	Ön Tasarım evresine ilişkin olarak takımlar (ÖTR dikkate alınarak) ön elemeye tabi olacaktır. Ön Tasarımı başarıyla tamamlayan takımlar Kritik Tasarım evresine geçeceklerdir.			

Kontrol Listesi

92	4.2.17.	Takımların sunacağı ÖTR'nin TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından etkin ve verimli değerlendirilmesi için "Giriş Kriterleri" (Entry Criterias) bulunmaktadır. Takımların ÖTR'de sunmaları beklenen çıktıların Giriş Kriterlerine uyması beklenmektedir. Aksi halde ÖTR hiçbir şekilde değerlendirmeye alınmayacaktır. Eğer "Giriş Kriterleri" sağlanmışsa, ÖTR için "Çıkış Kriterleri" (Exit Criterias) dikkate alınarak hakemler tarafından değerlendirme yapılacaktır. Giriş ve Çıkış Kriterleri tasarım raporları şablonları ile birlikte duyurulacaktır			
93	3.2.1.14.	Takımların motor ve motora dair herhangi bir alt bileşen için tasarım ya da üretim yapması kesinlikle yasaktır (Lise, Orta ve Yüksek İrtifa ile Zorlu Görev kategorilerinde motordan çıkacak olan ısı, gaz vb. gibi etkenler roket tasarımını etkileyen faktörler değildir).			
94	3.1.31.	Üye ekleme/çıkarma işlemleri Kritik Tasarım Raporu teslim tarihine kadar yapılmaktadır.			

Kontrol Listesi

95	3.2.4.6	Open Rocket ana tasarım sayfasında 0.3 Mach için stabilite değeri hesaplanmakta olup takımlar bu değeri dikkate almalıdırlar.			Mach değeri şartnameye uygun hazırlanmıştır.
96	4.3.1.	Takımlar, Kritik Tasarım Raporunda (KTR) tasarımlarının nihaî üretim, entegrasyon ve test aşamalarına geçmeye hazır olduğuna dair gerekli gerekli analiz ile testleri yapmaktan ve sunmaktan sorumludurlar.		Slayt 36	
97	4.3.2.	Takımların tasarladıkları roketin şartnamede verilen araç gereksinimleri ile görev başarım kriterlerini eksiksiz sağlayacağına yönelik tüm kanıtlar eksiksiz olarak Yarışma Komitesine sunulacaktır.			

Kontrol Listesi

98	4.3.3.	ÖTR'de ilk versiyonu sunulacak Hata Modları ve Etkileri Analizine yönelik olarak takımlar tasarım süreci sonunda bu analizi son haline getirmiş olmaları gerekmektedir (Tasarlanmış olan roketle ilgili tüm yapısal, akışkanlar dinamiği, uçuş algoritması yeterlilik vb. analizleri tamamlanmış olmalıdır. Böylece, seçimi yapılmış olan malzemeler, üretim yöntemleri, roket ve bileşenlerinin uçuş koşullarına dayanıklılığı ve uçuş algoritmasının uygunluğu kanıtlanmış olmalıdır).		
99	4.3.4.	Benzetim süreçleri iteratif olup, roket tasarımının geçirdiği aşamalar neden-sonuç ilişkileriyle birlikte KTR'de sunulmalıdır.		
100	4.3.5.	Detaylı Bilgisayar Destekli Tasarımların (İng. CAD), kullanılan CAD programı üzerinden entegrasyon videolarının hazırlanması gerekmektedir. Raporda yazan ya da yazmayan her detay CAD tasarımında gösterilmeli ve anlatılmalıdır.		

Kontrol Listesi

101	4.3.6.	Sistem entegrasyon şeması kullanılarak açıklanmalıdır (Yani, “Zorlu Görev kategorisi için kademeler birbirlerine nasıl bağlanır” “Burun gövdeye nasıl bağlanır”, “Paraşüt gövdeye nasıl bağlanır”, “Motor yeniden çıkartılabilecek şekilde gövde içerisine nasıl sabitlenir” vb. gibi sorulara yanıt niteliğinde, tüm sistemlerin montajının detayları CAD programından alınmış görseller ile desteklenerek sunumda anlatılmalıdır).			
102	4.3.7.	Gövde, burun, elektronik kart vb. gibi tüm sistemlerin nerede, nasıl ve hangi malzemeler ile üretileceğinin bilgisi detaylı olarak verilmelidir.			
103	4.3.9.	Tasarımın üretilebilir olduğunun kanıtlanması ve analiz/test sonuçlarının TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesine sunulması gerekmektedir.			

Kontrol Listesi

104	4.3.8.	Zaman, üretim ve test planlarının hazırlanmış olması gerekmektedir (Planların içeriğinde hangi hafta hangi üretimlerin yapılacağı, hangi tarihlerde bileşenlerin test edileceği gibi detaylı bilgilere yer verilmelidir).			
105	4.3.10.	KTR'de belirtilen her kriter ve tasarım detayının yarışmada kullanılacak sistem/alt sistem/bileşen için kullanılacağı değerlendirilecek ve Yarışma Komitesi bu doğrultuda geri bildirimlerde bulunacaktır.			
106	4.3.11.	TEKNOFEST Yarışma Komitesi tarafından takımlara sağlanacak sıcak gaz üretecine esas olacak nihaî analizler (basınç, sıcaklık vb. beklentileri) KTR'de sunulmalıdır.		Slayt 34	

Kontrol Listesi

107	4.3.12.	Raporu destekleyici “.ork” uzantılı Open Rocket dosyaları da rapor ile birlikte teslim edilmelidir.			
108	4.3.13.	Takımların KTR’de istenilen tüm bilgileri ilgili bölümlerde sunmaları beklenmektedir. Raporun yanlış yerlerine eklenmiş bilgiler değerlendirmeye alınmayacaktır.			
109	4.3.14.	KTR değerlendirme sonuçlarına göre finale kalan ve maddi destek almaya hak kazanan takımlar Yarışma Takviminde belirtilen tarihte duyurulacaktır.			KTR sonuçları açıklanması beklenmektedir

Kontrol Listesi

110	4.3.15.	KTR’de sunulmak üzere TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından istenilen bilgiler, analiz ve değerlendirmeler Türkçe dilbilgisi kurallarına uygun ve rahat anlaşılır ve takip edilebilir şekilde raporda sunulmalıdır. Bu şartı yerine getiremeyen takımlar için raporun ilgili bölümünde gerektiğinde %20 (yüzde yirmi) nispetinde puan eksiltmesi uygulanacaktır.			

Kontrol Listesi

111	4.3.16	Takımların sunacağı KTR'nin TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından etkin ve verimli değerlendirilmesi için "Giriş Kriterleri" (Entry Criterias) bulunmaktadır. Takımların KTR'de sunmalarıbeklenen çıktıların Giriş Kriterlerine uyması beklenmektedir. Aksi halde KTR hiçbir şekilde değerlendirmeye alınmayacaktır. Eğer "Giriş Kriterleri" sağlanmışsa, KTR için "Çıkış Kriterleri" (ExitCriterias) dikkate alınarak hakemler tarafından değerlendirme yapılacaktır. Giriş ve Çıkış Kriterleri tasarımraporları şablonları ile birlikte duyurulacaktır.			
112	4.3.17	Sistem üzerinde bulunan ve bataryalar tarafından beslenen tüm elektronik bileşenler anahtarlama devre şematiklerini içerecek şekilde KTR'de belirtilecektir		Slayt 43	

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-1	Uçuş Bilgisayarı	Uçuş verilerinin analiz edilmesi ve görev komutlarının oluşturulması	İşlemci arızası	Yüksek titreşim ve şok seviyeleri	Uçuş	UB yazılımının çalıştırılamaması	Görevin başarılı sonuçlanamaması	Telemetre verileri	Uçuşta beklenen titreşim ve şok seviyelerinde çalışabilecek UB seçimi	Uçuş öncesi yer testleri	Yedek UB kullanımı	10

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-2	Batarya	Aviyoniklere güç sağlanması	Arayüzde temassızlık nedeniyle bataryanın güç aktarımı yapamaması	Montaj hatası ve uçuş titreşimi	Uçuş	Rokette bulunan aviyoniklerin çalışmaması	Görev komutu oluşturulamaması ve roket içi iletişimin olmaması	Aviyonik güç kontrolü ve Telemetre verileri	Kilit mekanizmalı konektör seçimi	Uçuş öncesi yer testleri	Besleme hattı yedeklenmesi	8

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-3	Faydalı Yük Ayırma Mekanizması	Hedeflenen zamanlarda Faydalı Yük'ün roketten ayrılması	İstemsiz Faydalı Yük ayrılması	Hatalı sinyal iletimi	Uçuş	Faydalı Yük'ün istenen yüksekliktе sistemden ayrılmaması	Yanlış irtifada Faydalı Yük ayrılması sonucu kurtarma işleminin başarısız olması	Telemetre verileri	Faydalı Yük ayrılma koşullarının uçuş algoritmasında birkaç defa kontrolünün yapılması	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

HT-4	Barut	Ayrılmayı sağlamak	Patlamaması	Nemlenmesi	Uçuş	Ayrılmanın Gerçekleşmemesi	Paraşütün Açılmaması	Muayene	Nem Testi Yapılması	…	Yedek Barut Haznesi	7
HT-5	Aviyonik	Uçuş verilerinin anliz edilmesi ve komutların oluşturulması	Aviyonik arızası	Sarsıntıya maruz kalması	Uçuş	Görev adımlarının başarılı bir şekilde gerçekleştirilememesi	Kodların çalıştırılamaması	Telemetri verileri	Uçuşta beklenen sarsıntıya dayanabilecek sistemin seçilmesi	Uçuş öncesi yer testleri	Yedek aviyonik sistemi	10

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-6	Elektrik	Aviyoniklere güç sağlanması	Arayüzde temassızlık sonucu bataryanın güç aktarımı yapamaması	Montaj hatası ve uçuş titreşimi	Uçuş	Görev komutlarının ilgili yerlere iletiminin ve roket içi iletişiminin gerçekleşememesi	Rokette bulunan aviyoniklerin çalışmaması	Aviyonik güç kontrolü ve telemetri verileri	Kilit mekanizmalı konnektör seçimi	Uçuş öncesi yer testleri	Bataryanın yedeklenmesi	7
HT-7	paraşüt	roketi uygun hızla yere indirmek	Paraşütün açılmaması ve iplerin karışması	Doğru katlanmaması	Uçuş	roketin yere çok hızlı bir şekilde çarpması	Roket çok fazla hasar alır	Muayene	Katlama yöntemini düzgün seçerek	Fırdöndü kullanarak	Fırdöndü kullanmak ve katlama yöntemini paraşüt şekline uygun seçmek	10

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-8	Vida	İki parçayı birbirine bağlamak	Vidanın paaslanması	Yüksek neme maruz kalması	Şehirler arası taşınabilirlik	Birbirine bağlanmış parçaların sağlamlığının azalması ve parçaların kopması	Roketin yapısal bütünlüğünün bozulması	Muayene	Rokette kullanılan cıvataların yedeklerinin bulundurulması ve vidaların sağlamlaştırılması	Nem testlerinin yapılması	İkinci bir bağlantı elemanının aynı yapısal parçaların bağlantısı için kulklanılması	7