TEKNOFEST 2022
ROKET YARIŞMASI
Lise Kategorisi
Kritik Tasarım Raporu (KTR)
Sunuşu
Payas STEM ROKET TAKIMI

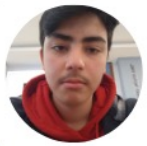
Takım Yapısı

Cem Kağar
- PayaSTEM Koordinatörü
- Takım Danışmanı

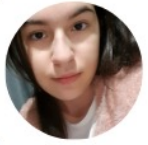
Buğrahan Kutlu
- Takım Kaptanı – Aviyonik – Yazılım

Can Kağar
- Atış Sorumlusu – Tasarım – Mekanik

Ahmet Efe Gümüşsoy
- Saha Sorumlusu – Mekanik –Simülasyon



Perisu Gümüşsoy
- Yer İstasyonu Sorumlusu – Aviyonik – Tasarım



İdris Atabey Atalay
- Aerodinamik – Tasarım

Nehir Selçuk
- Yedek Yer İstasyonu Sorumlusu – Yazılım

Çiğdem Seymen
- Aerodinamik – Tasarım

Halil Taha Yılmaz
- Yedek Saha Sorumlusu - Mekanik - Simülasyon

İlayda Tekin
- Atış Sonrası Sorumlusu – Tasarım – Aviyonik

Reşit Hazar
- Atış Sonrası Sorumlusu – Mekanik

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	183
Çap (mm):	125
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	14873
Yakıt Kütlesi (g):	3448
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	1584
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	4000
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	18321

Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

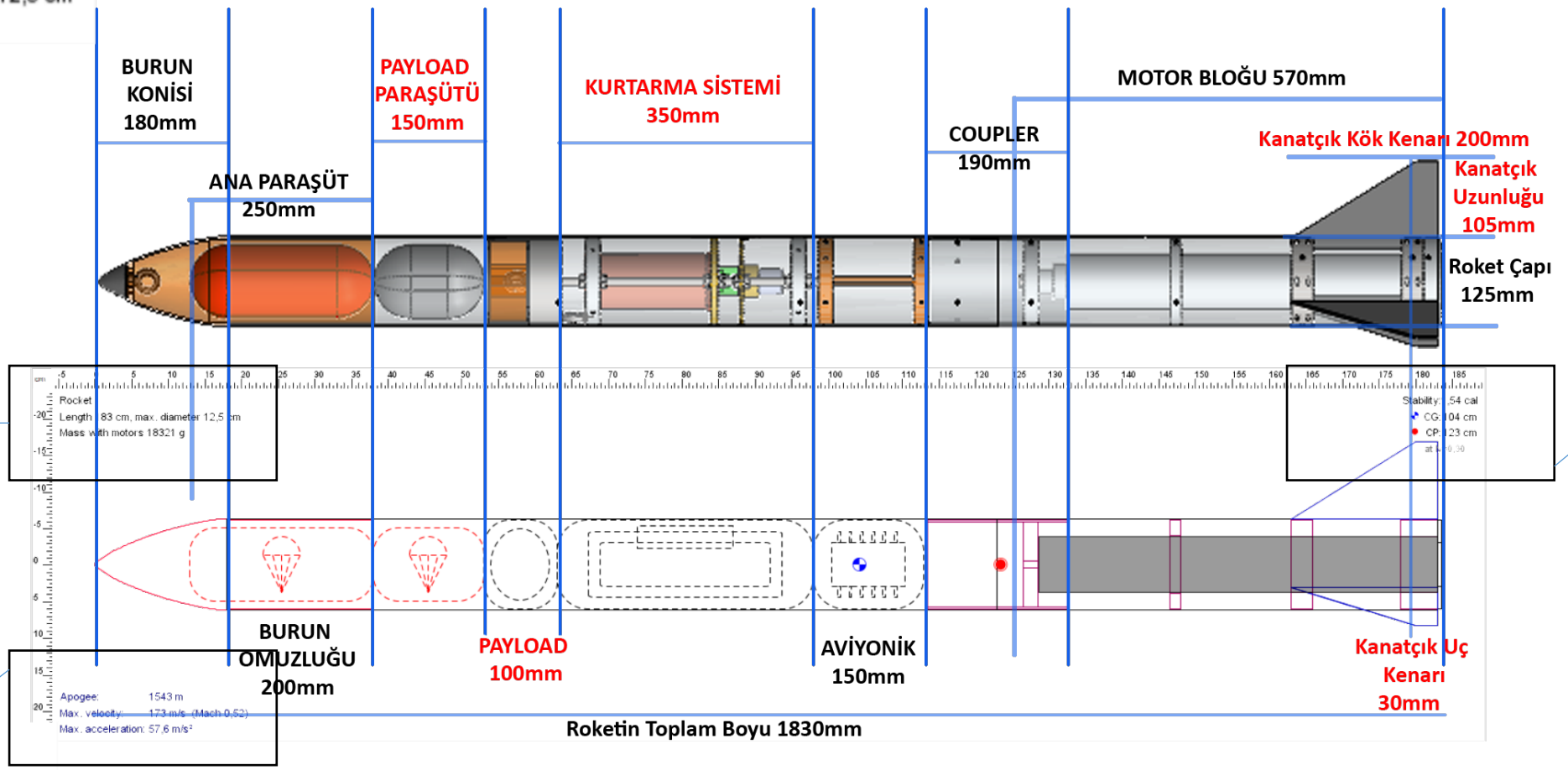
	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	203,7
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	25,1
Stabilite (0.3 Mach için):	1,54
En büyük ivme (g):	57,8
En Yüksek Hız (m/s):	173
En Yüksek Mach Sayısı:	0,52
Tepe Noktası İrtifası (m):	1503

Motor

Cesaroni L1050

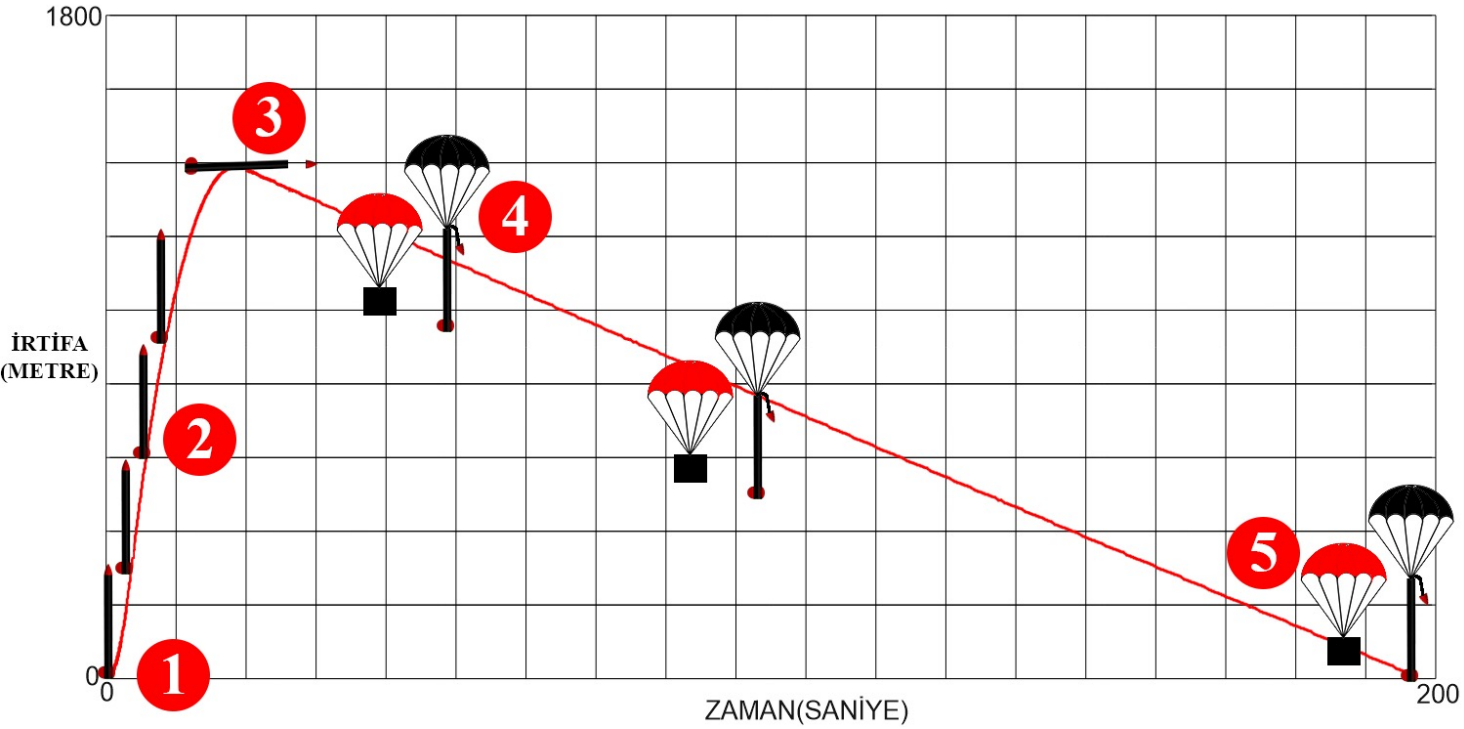
Genel Tasarım

Rocket
Length 183 cm, max. diameter 12,5 cm
Mass with motors 18321 g



Apogee: 1543 m
Max. velocity: 173 m/s (Mach 0,52)
Max. acceleration: 57,6 m/s²

Operasyon Konsepti (CONOPS)



Operasyon Konsepti			
1	Roketin rampaya takılıp ateşlenme aşamasıdır. Ateşleme yapılacaktır.		
2	Roket motorunun bittiği(Burn Out) andır.		
	h: 354,6	t: 3,735s	v:165,9m/s
3	Roketin en yüksek(Apogee) irtifasıdır. Bu aşamada kurtarma sistemi aktif olur. Faydalı yük sistemden ayrılır.		
	h: 1504m	t: 18,5s	v: 0m/s
4	Faydalı yük ve roketin paraşütü açılır.		
	h: 1504m	t: 19s	v: 0m/s
5	Roket yere inmiştir.		
	h: 0m	t: 189s	v: 8,58m/s
6	Atış sonrası ekibimiz , roketi ve faydalı yükü aramaya başlarlar.		

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada	ÖTR'de içerik neydi ?	KTR'de içerik ne oldu ?	KTR'de hangi sayfada ?
Kanatçık şekli değiştirildi.	10	Eliptik	Delta	14
Faydalı yükün tasarımı değiştirildi.	24	20cm uzunluğundaydı	10cm olarak güncellendi	44
OpenRocket programında Payload kapladığı yükseklik değiştirildi.	24	20cm uzunluğundaydı	10cm olarak güncellendi	4
Aviyonik sistemlerin telemetri sistemi değiştirildi.	22	Xbee Pro S2C	Lora E32 433Mhz	58
Kurtarma Sisteminin tasarımı değiştirildi.	17	40cm uzunluğundaydı	35cm olarak güncellendi	34
OpenRocket programında Kurtarma Sisteminin kapladığı yükseklik değiştirildi.	4	40cm uzunluğundaydı	35cm olarak güncellendi	4
Faydalı yükün OpenRocket programındaki simülasyonda kapladığı yükseklik değiştirildi.	4	10cm	15cm	4
Burun konisi kestamid ve alüminyumdan üretim yapılacak maddesinden üretimi yapılacak.	8	Alüminyum	Alüminyum + Kestamid	13
Ana aviyonik sistem mikrokonrolcüsü değiştirildi.	27	Teensy 3.6	Arduino Nano	50

ÖTR - KTR Değişimler - 2

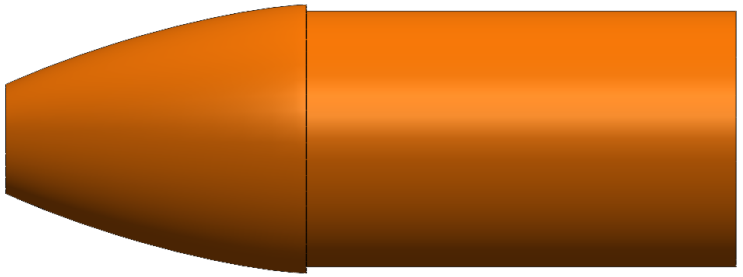
Değişim Konusu	Yeni içerik konusu ?	KTR'deki içerik detayı ?	KTR'de hangi sayfada ?
Kurtarma mekanizmasına 12V 10RPM motor eklendi.	Kurtarma sistemini tetikleyen motor.	Motorun tipi belirtilmemişti. Seçilen motor netleştirildi.	36
Kurtarma sistemine mikrokontrolcü eklendi.	Avyonik sistemlerden gelen sinyallerin yönetilmesi.	Avyonik sistemlerin kurtarma sinyallerinin birbirleri ile karşımaması için yeni bir mikrokontrolcü eklenecektir.	43

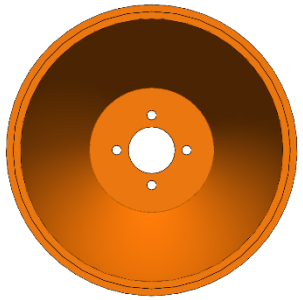
Kütle Bütçesi

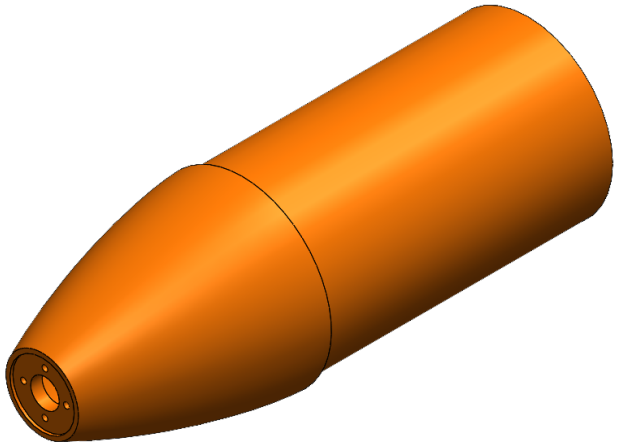
Kutle.xlsx doyası ekte verilmiştir.

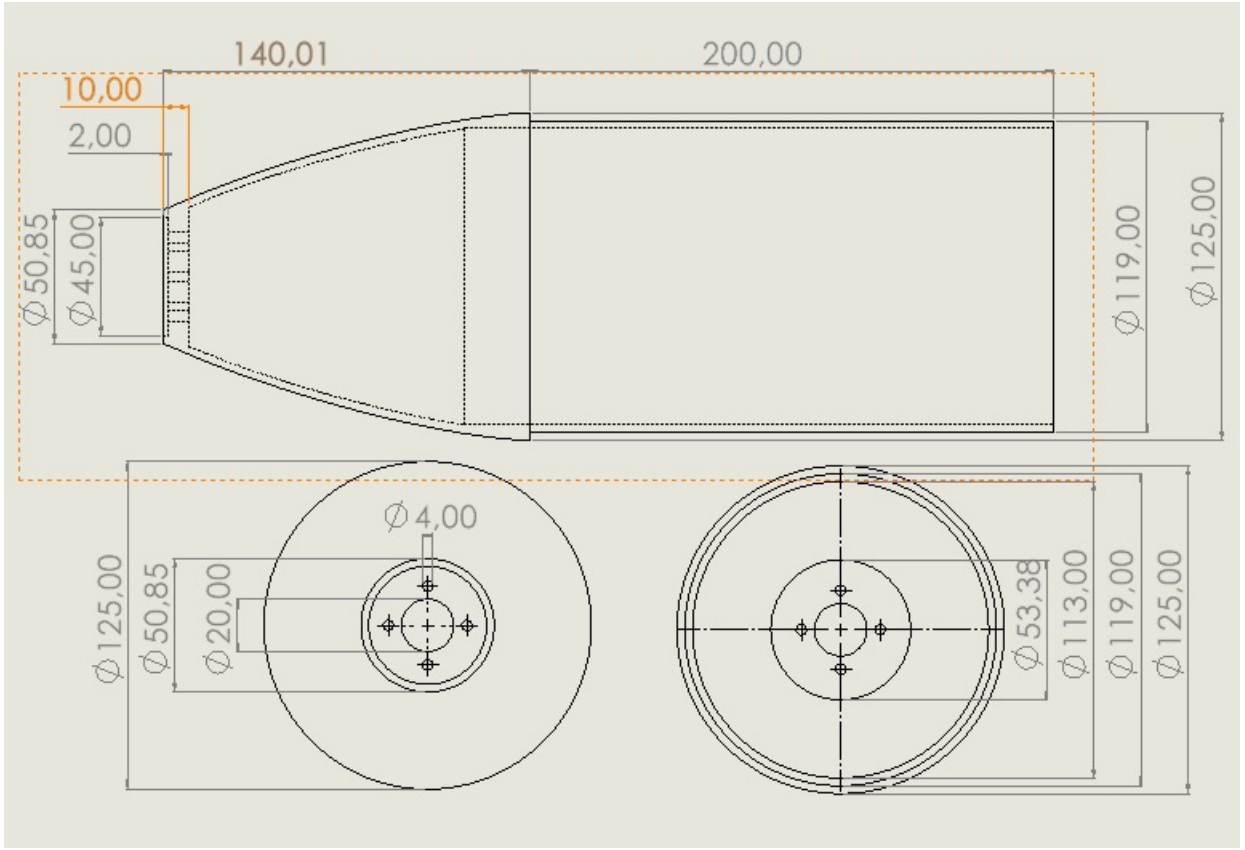
Roket Alt Sistem Detayları

Burun Konisi Mekanik Görünüm



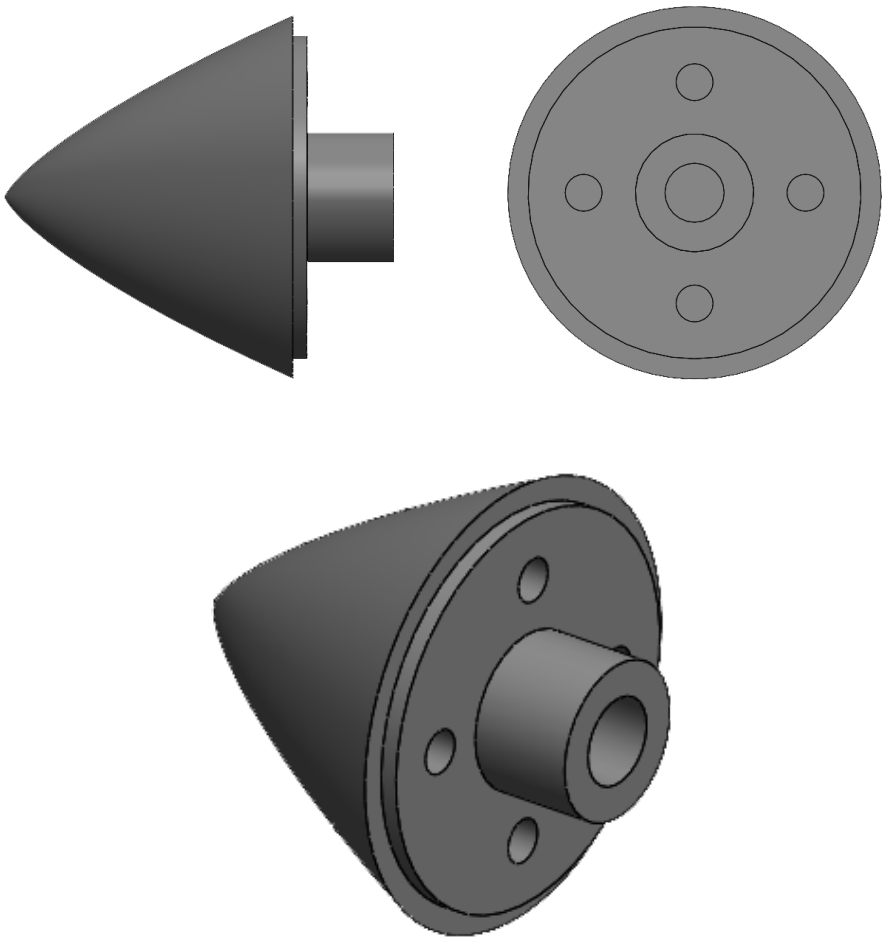


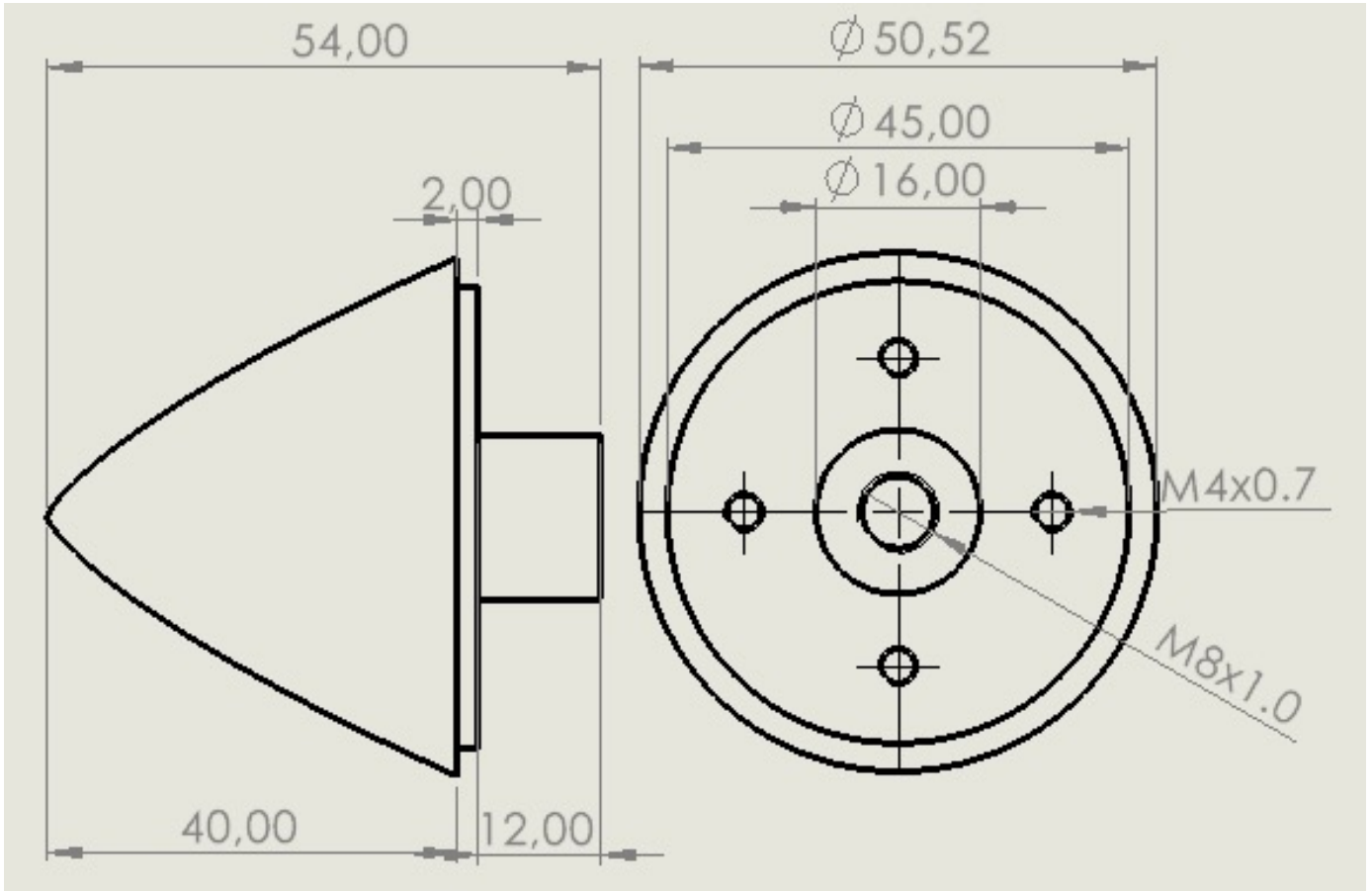




Ölçümler mili metre cinsindedir.

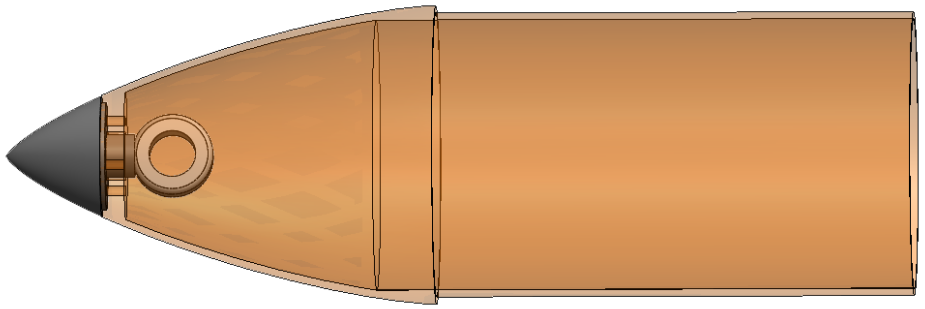
Burun Konisi Mekanik Görünüm

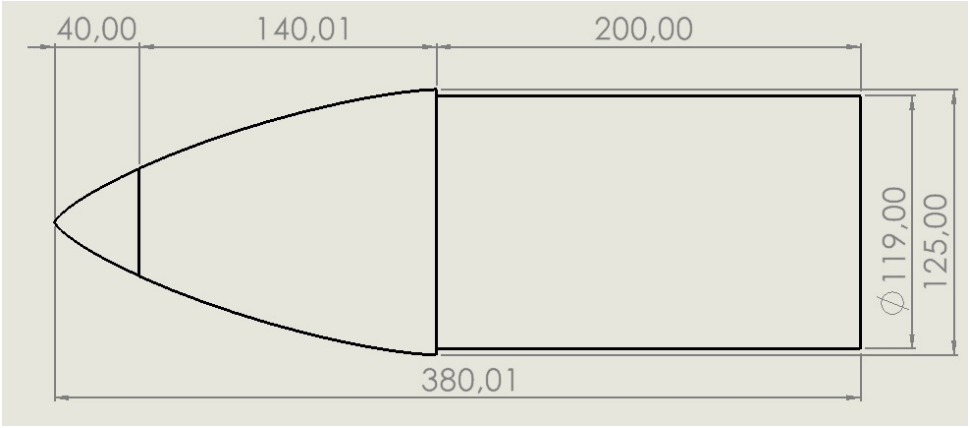




Ölçümler mili metre cinsindedir.

Burun Konisi Mekanik Görünüm





https://tr.wikipedia.org/wiki/Burun_konisi_tasarımı

Haack serisi konin amacı sürüklenmeyi en aza indirmektir. Haack serisi aşağıdaki denklemde C değeri vasıtasıyla belirlenirken, C nin iki değeri özel bir öneme sahiptir: C = 0 olduğunda, LD simgesi verilen boy ve çap için, minimum sürüklenmeyi belirtir . C = 1/3 olduğunda ise, LV verilen boy ve hacim için minimum sürüklenmeyi belirler. C = 2/3 hariç olmak üzere, Haack serisi burun konileri gövdeye tabanlarından tamamen teğet değildir. Haack burun konileri taban çapından daha büyük maksimum bir çaplı çıkıntı yapar. Haack burun uçları sivri olmasalar da biraz yuvarlaktırlar.

Burun konisinin çizimi için yandaki formülden yararlanılmıştır.

$$\theta = \arccos\left(1 - \frac{2\pi}{L}\right)$$

$$y = \frac{R\sqrt{\theta - \frac{\sin(2\theta)}{2} + C\,sin^3\theta}}{\sqrt{\pi}}$$

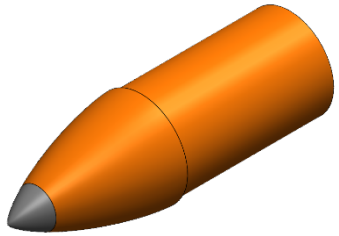
Burada :

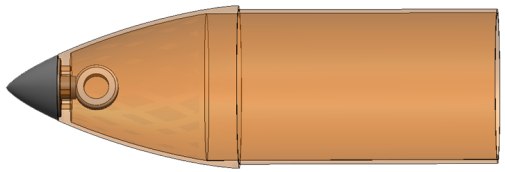
LV – Haack için; C = 1/3

LD – Haack için; C = 0

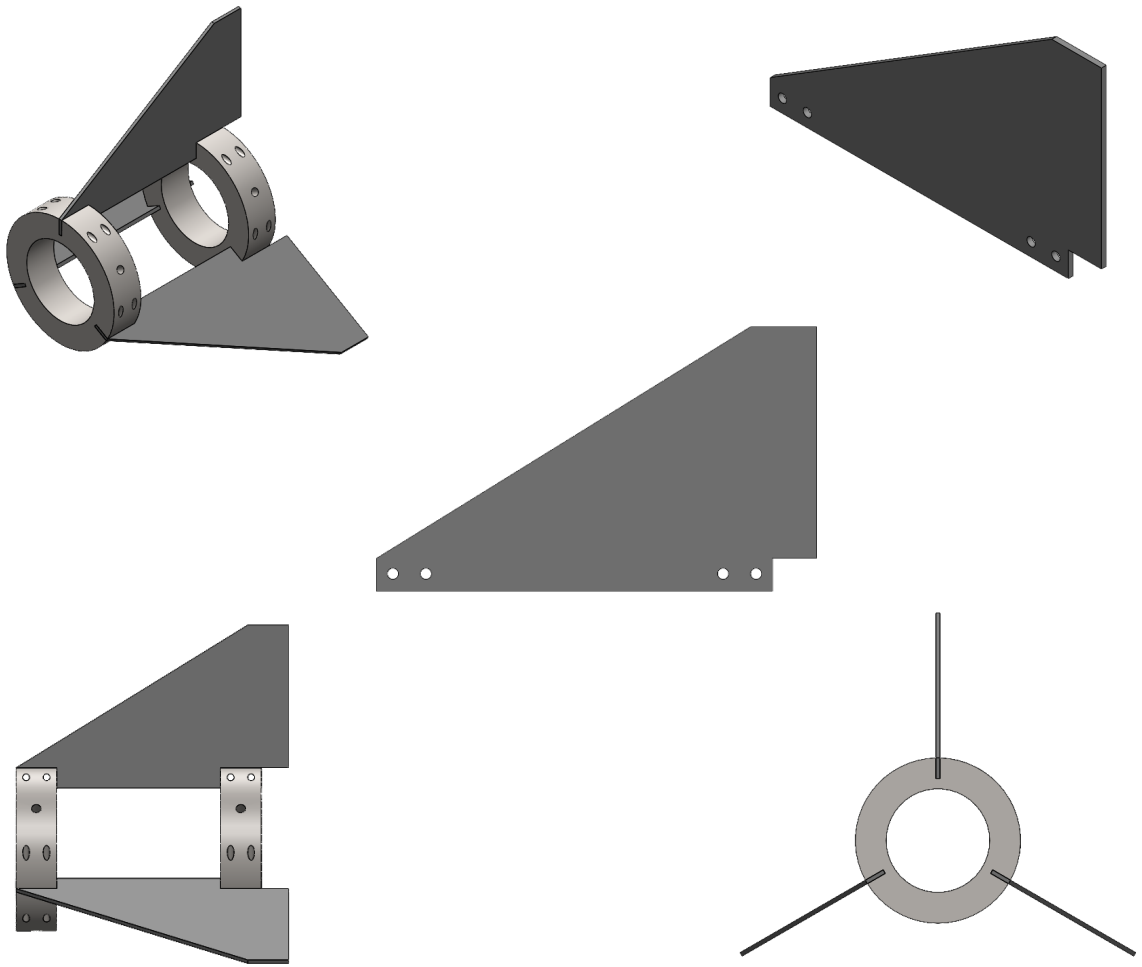
Burun Konisi – Detay

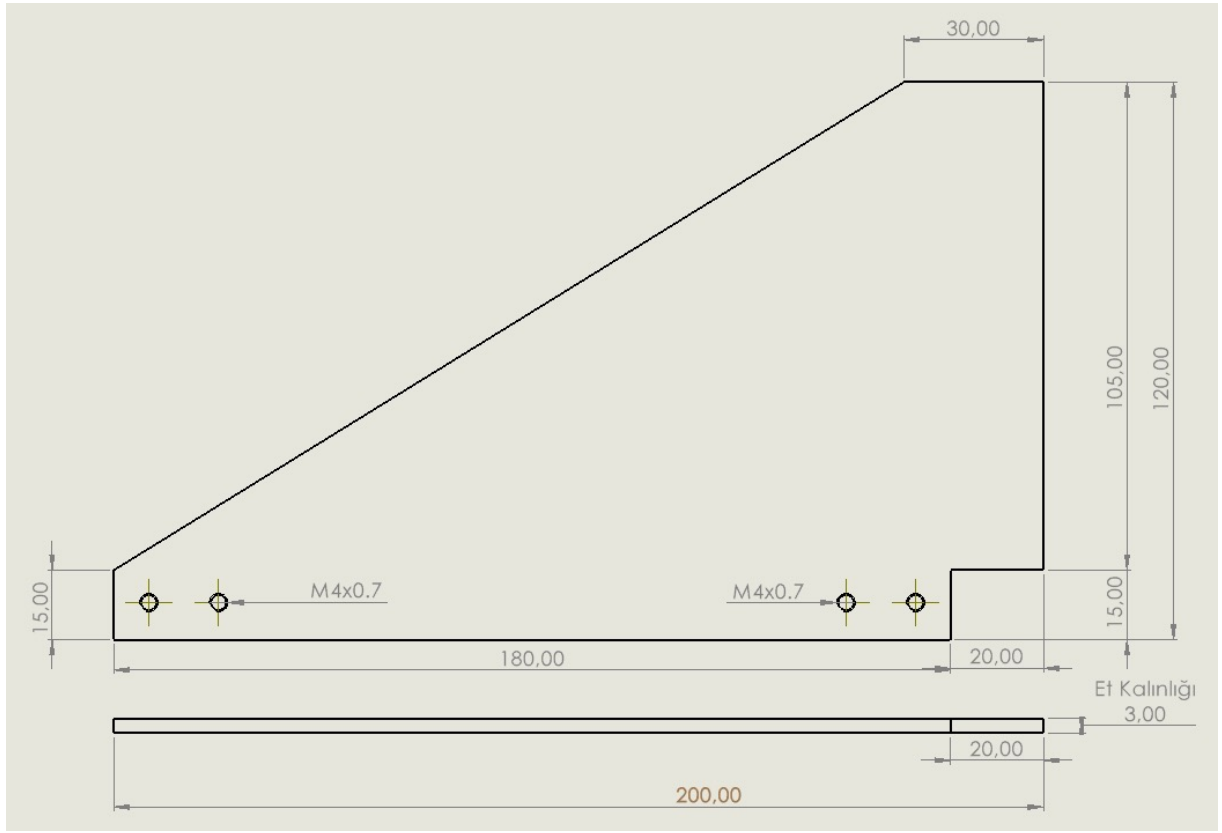
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	Alüminyum	• Burun konisi iki parçadan üretilecektir. İlk parça alüminyum ile yapılacaktır. • Hava sürtünmesine dayanımını arttırmak ve mapanın takılma noktasında dayanımı arttırmak için ilk parçada alüminyum tercih edilmiştir.
	Kestamid	• İkinci kısım kestamid maddesinden üretilecektir. • Dayanımı yüksek ve üretimin diğer materyallere göre üretimi kolay olmasından kestamid maddesi kullanılacaktır.
Üretim Yöntemleri	:	• Alüminyum ve kestamid büyük parçalar halinde alıp manuel torna ve cnc torna ile işlenip istenilen şekle getirilecektir. • İki parçanın üretimi tamamlandıktan sonra M4 vidalar ile birbirine montajlanacaktır. Montajlamadan sonra alüminyum bloğa M8 Mapa takılıp üretim tamamlanacaktır.





Kanatçık Mekanik Görünüm





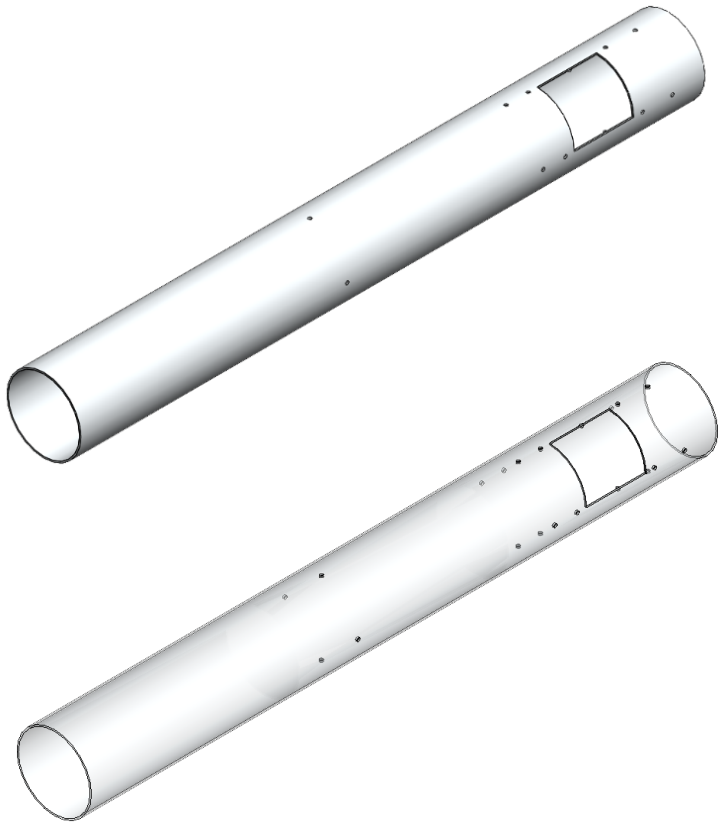
Open Rocket programı aracılığıyla en uygun kanatçık şeklinin delta tipi ve 3 adet olmasına karar verdik. M4 vida ile alüminyum disklere montajlanacaktır.

Kanatçık – Detay

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Kanatçıklar 3mm et kalınlığı olan alüminyumdan yapılacaktır.
Üretim Yöntemleri	:	3 mm Alüminyum levhalar cnc ile kesilerek istenilen şekilde kanatçık üretimi yapılacaktır. Teknik çizimde belirlenen yerlere M4 vida delikleri açılacaktır. Açılan bu delikler aracılığıyla alüminyum disklere M4 vidalar ile sabitlenecektir.

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

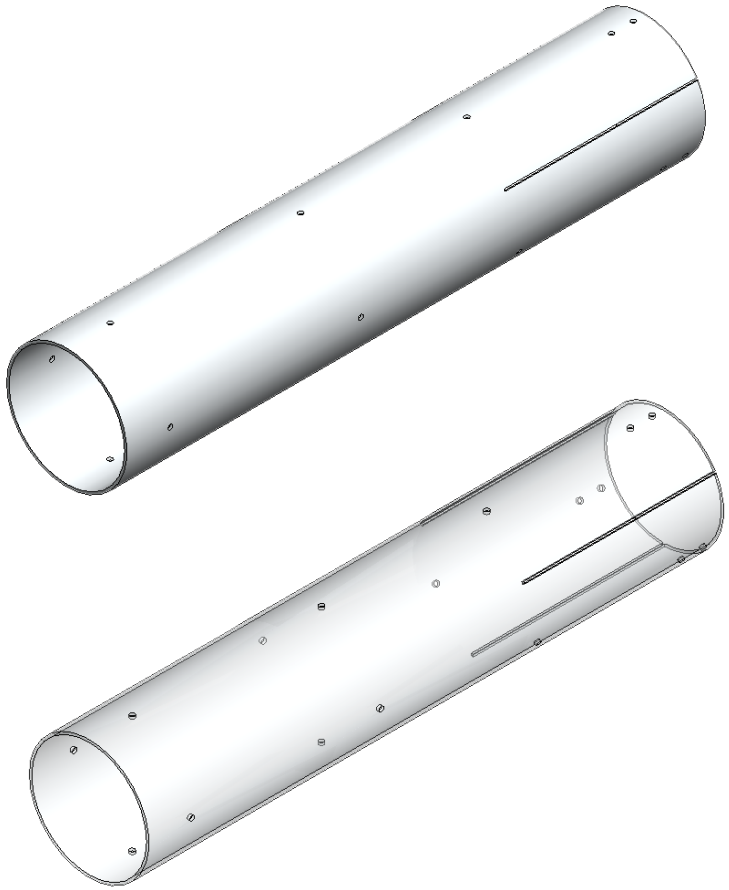
Gövde 1

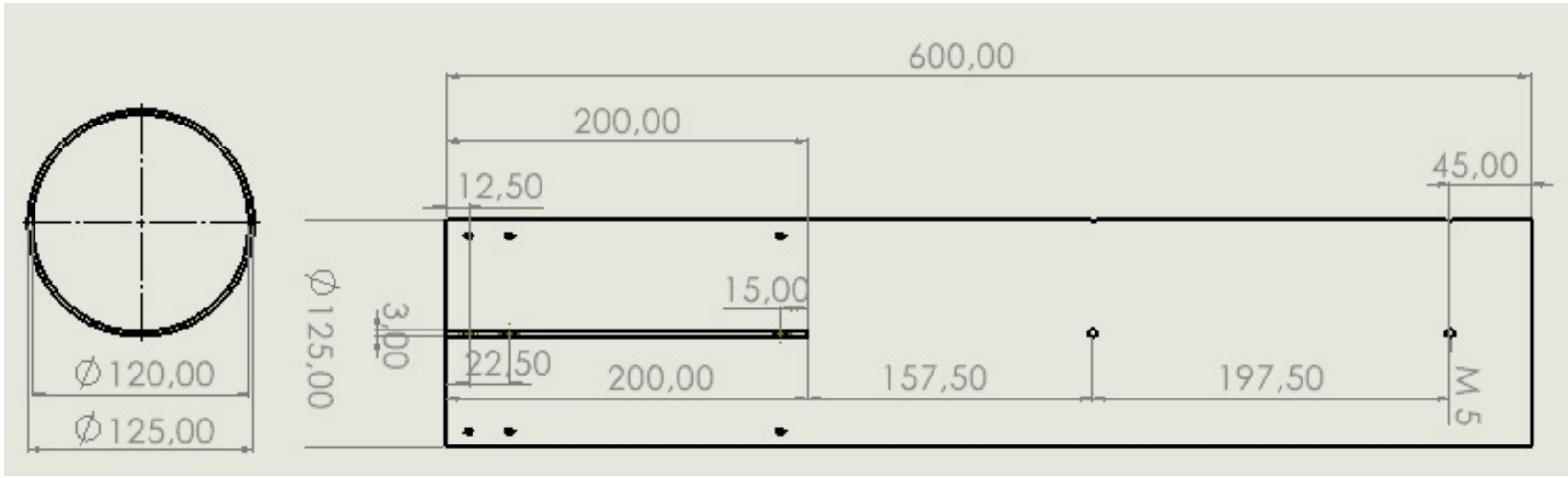


- Roketin ikinci gövdesi 105 cm uzunluğundandır.
- Gövde üzerinde 24 adet M5 havşa başlı vida delikleri açılacaktır.
- Gövde üzerinde montajlama M5 havşa başlı vidalar ile olacaktır.
- Gövde üzerinde aviyonik sisteme dışardan erişebilmek için bir kapak açılacaktır. M5 havşa başlı vida ile montajlanacaktır.
- Gövde üzerine 3 adet 4 mm boyutunda iç-dış basıncı dengelemek için delik açılacaktır.
- Kesilen kapak üzerine aviyonik sistemlerin tetiklemesi için anahtarlar takılması planlanmaktadır.

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

Gövde 2





- Roket iki gövdeden oluşmaktadır. İlk gövde motor bloğunu tutan gövdedir.
- Gövde üzerinde 17 adet M5 havşa başlı vida delikleri açılacaktır.
- Gövde üzerinde montajlama M5 havşa başlı vidalar ile olacaktır.
- Kanatçıkların içerisine girip montajlanması için 3 adet 200 mm x 3 mm kesilerek açılacaktır.

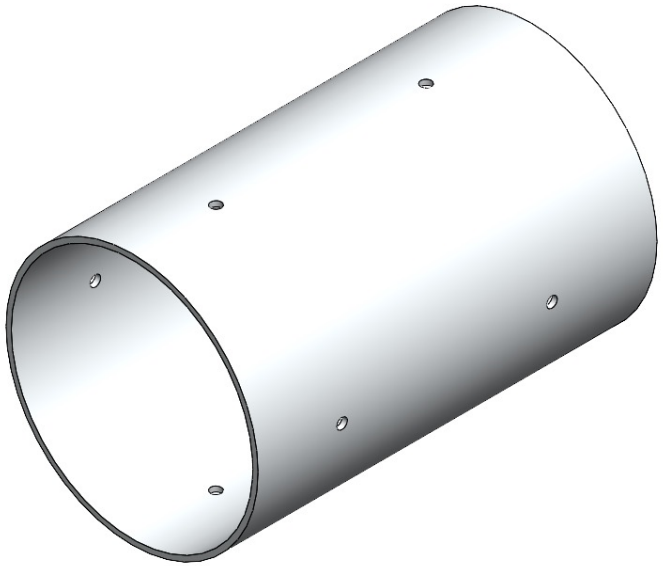
Yapısal – Gövde Parçaları

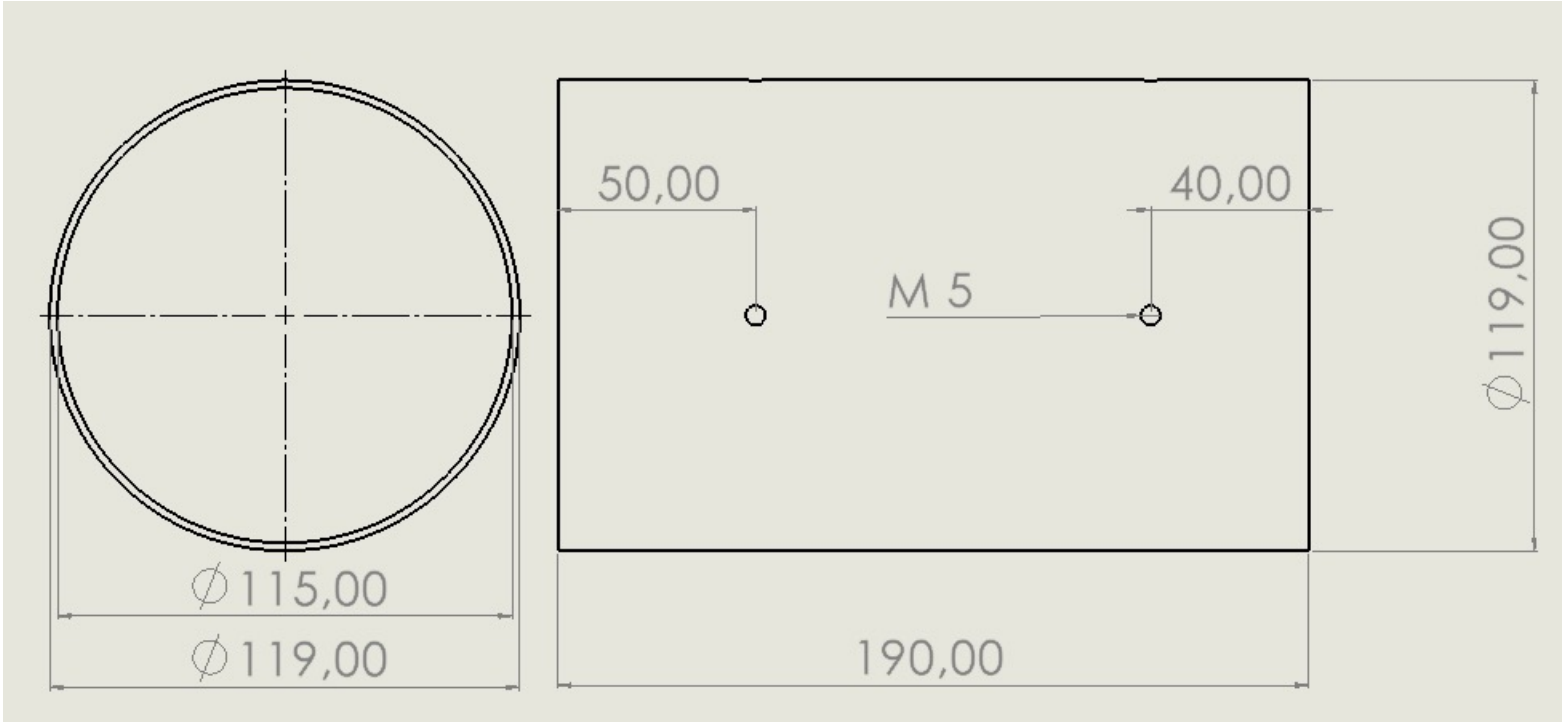
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	125 mm çapında 2.5 mm et kalınlığında alüminyum boru piyasada satılmaktadır.
Üretim Yöntemleri	:	• Piyasada satılan alüminyum boru 2 m boyunda satın alınmıştır. Bir tanesi 1050 mm diğeri 600 mm olacak şekilde iki parçaya kesilecektir. • Kesilen bu borulara 3d yazıcıdan ürettiğimiz referans parçası ile gerekli delikler açılacaktır. • Kanatçığın girmesi için gerekli alan kesilecektir.

- Roket kesit alanında çıkıntı yaratan ve yapısal bütünlüğü bozan herhangi bir cisim ya da parça bulunmamaktadır.

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

Coupler

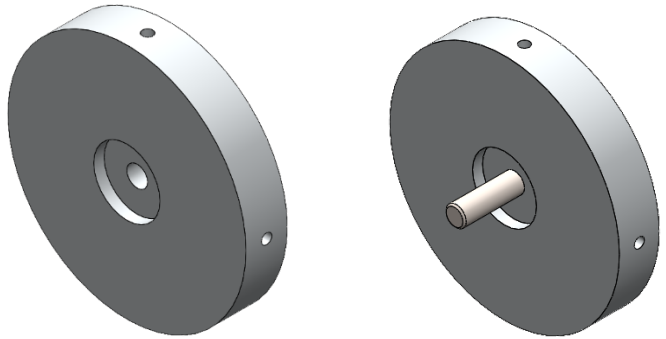


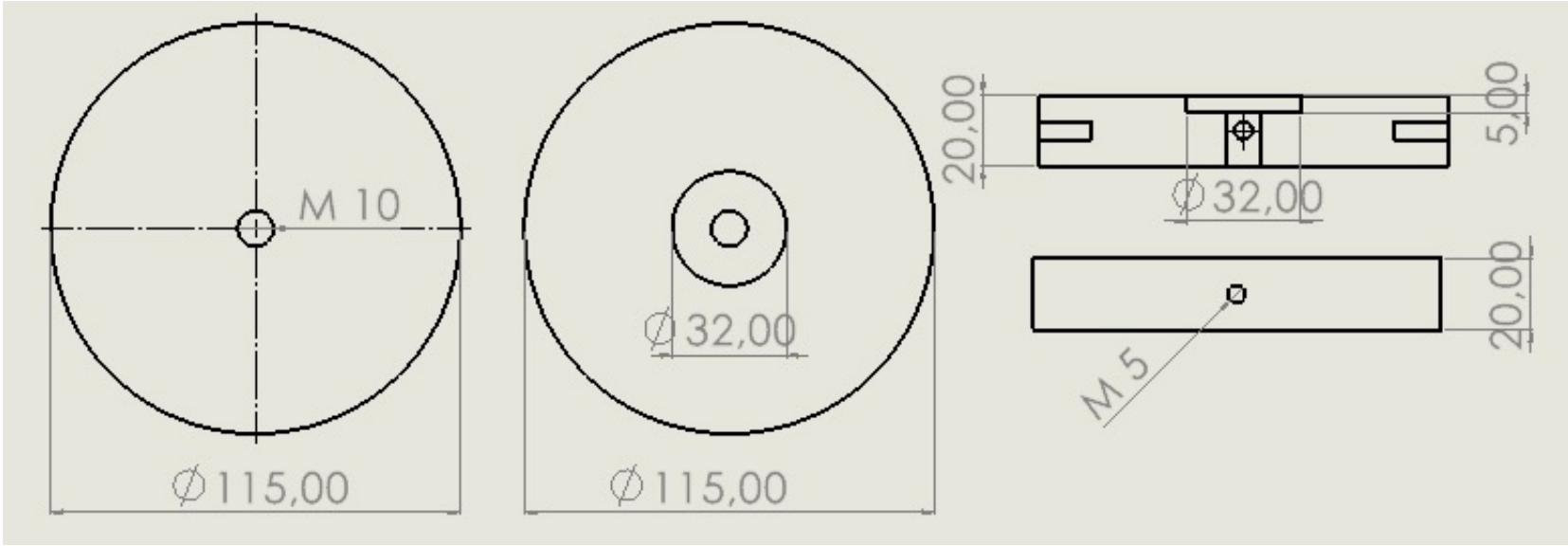


- Coupler için piyasadan alüminyum boru bulunacaktır.
- Boyu 190 mm dış çapı 120 mm olan alüminyum boru kullanılarak yüzeyi tıraşlanacaktır. Roket gövdesine sert bir şekilde girmesi sağlanacaktır.
- Birinci ve ikinci gövdeyi tam ortalayacak şekilde takılacaktır.
- M5 Havşa başlı vidalar ile montajlanacaktır.

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

Parça 1



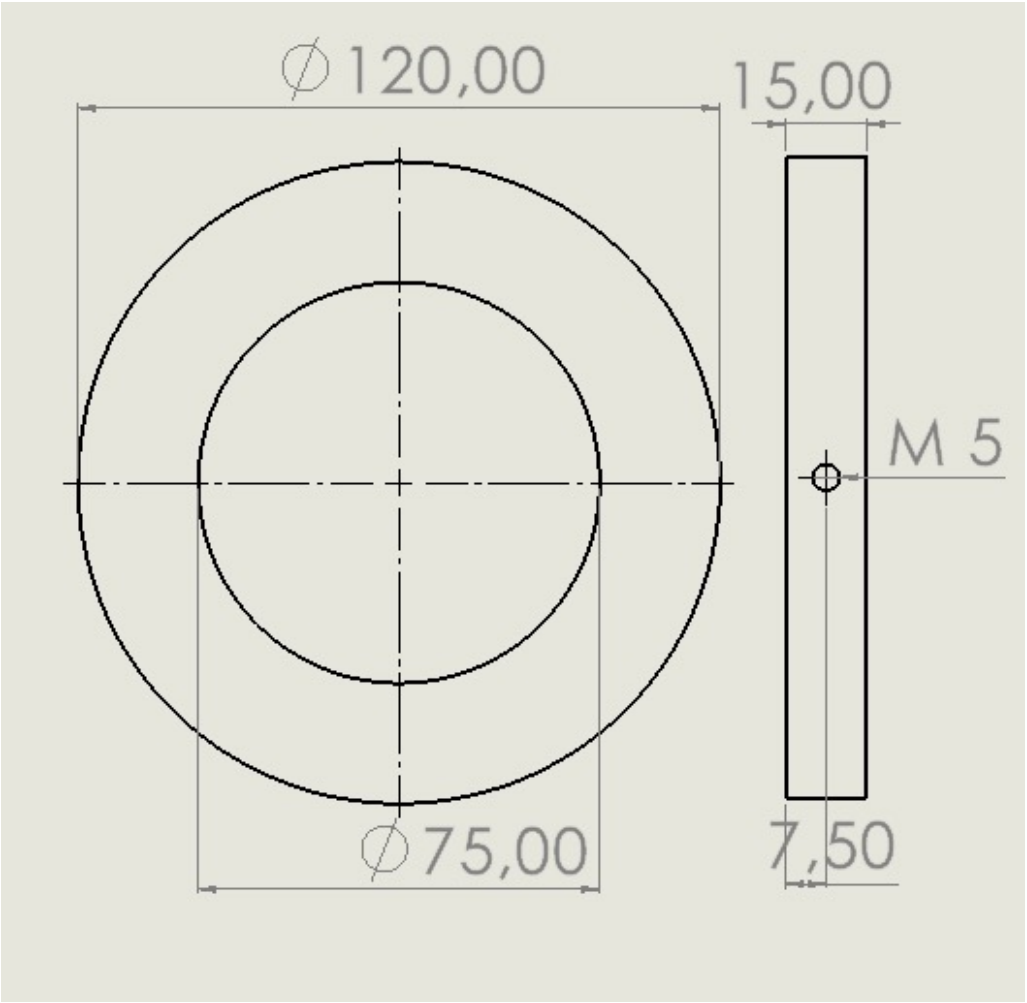


- Bu parça alüminyumdan yapılacaktır.
- İkinci gövdeye takılacaktır.
- Gövdeye M5 havşa başlı vidalar ile montaj edilecektir.
- Merkezine M10 vida deliği açılacaktır .
- L1050 motorun uç kısmını M10 vidaya takılıp sabitlenmesi sağlanacaktır.

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

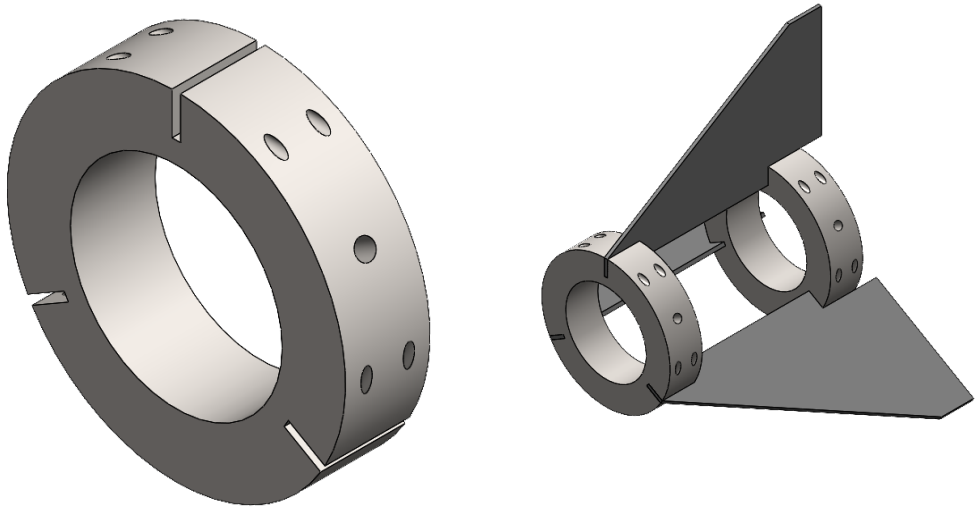
Parça 2

- İkinci gövdeye montajlanacaktır.
- Montajlama M5 havşa vidalar ile yapılacaktır.

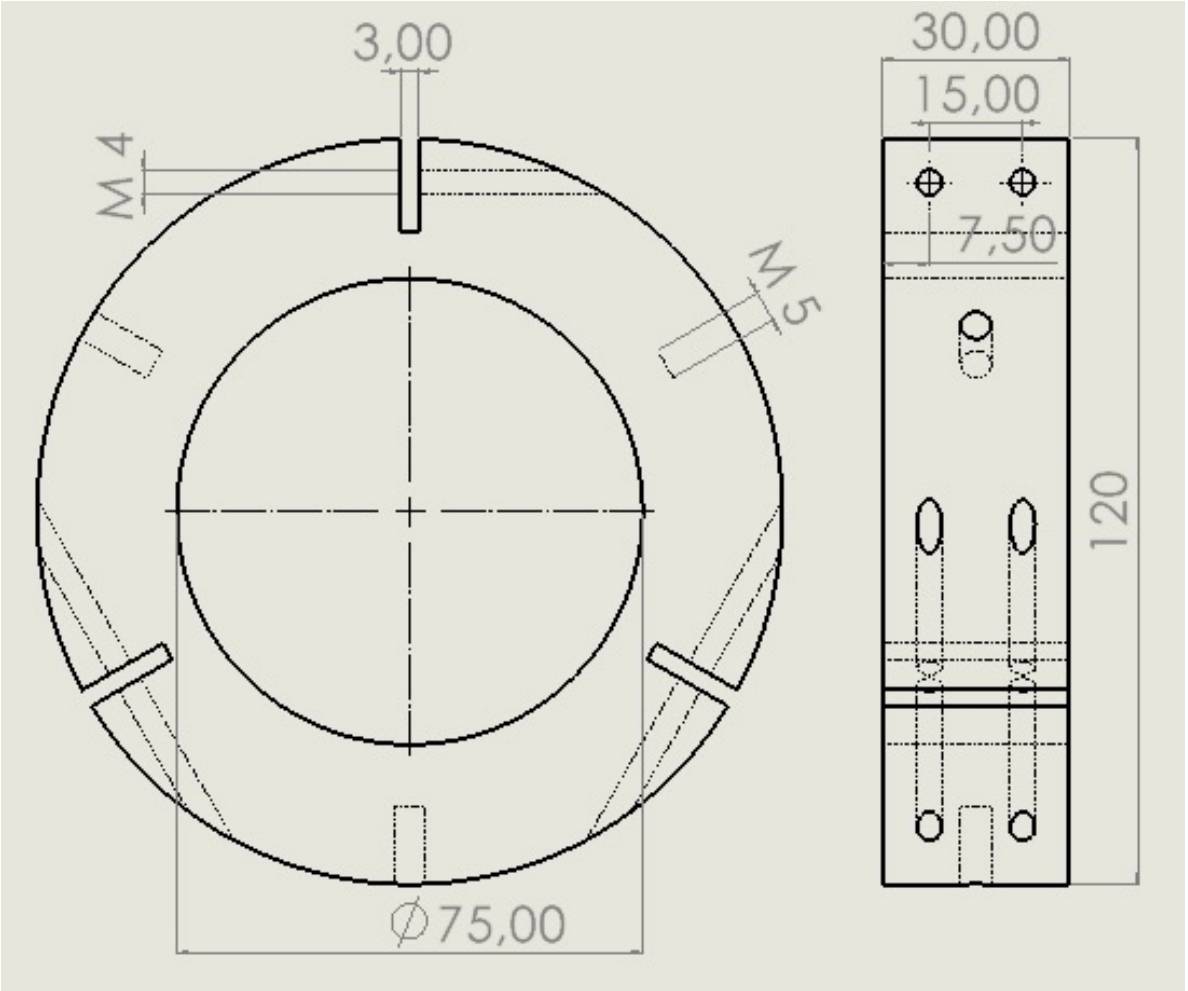


Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Parça 3

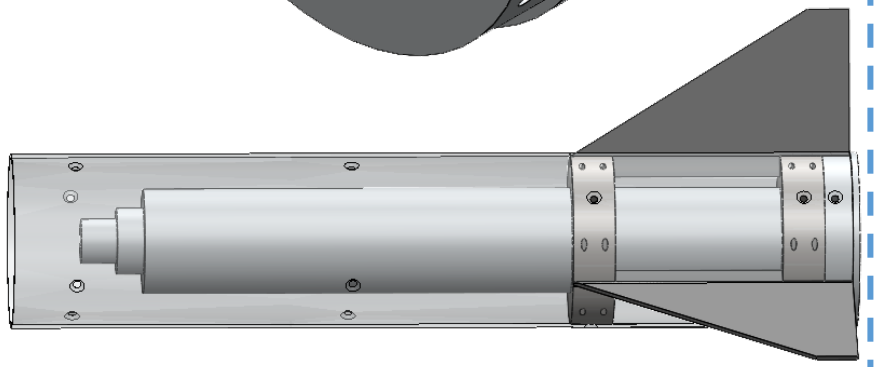


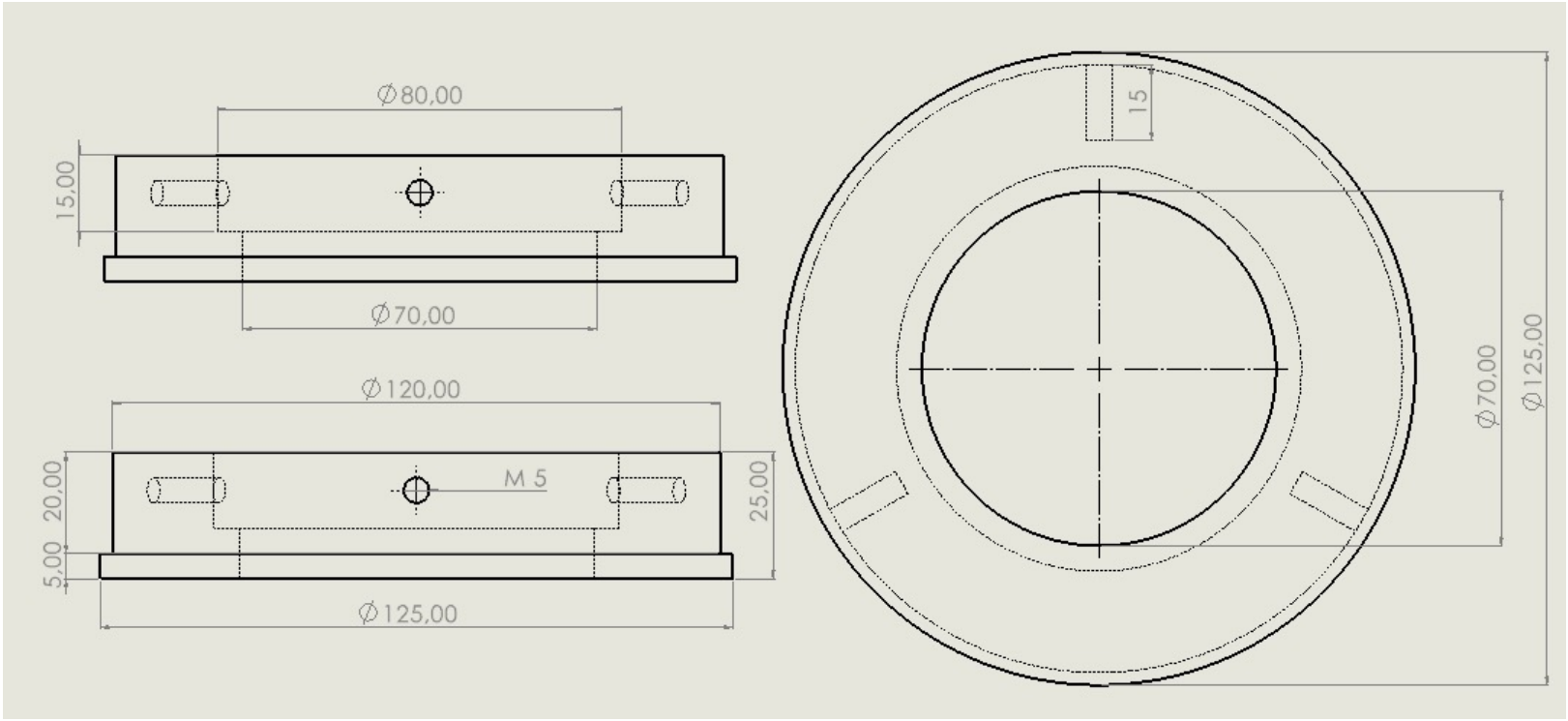
- Bu parça alüminyumdan yapılacaktır.
- İkinci gövdeye takılacaktır.
- Gövdeye M5 havşa başlı vidalar ile montaj edilecektir.
- Kanatçıklar için 6 adet M4 vida deliği açılacaktır.
- Kanatçıklar için 3 adet alan kesilecektir.



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

Parça 4





- Bu parça alüminyumdan yapılacaktır.
- İkinci gövdeye takılacaktır.
- Gövdeye M5 havşa başlı vidalar ile montaj edilecektir.
- Motor kapağı olarak kullanılacaktır.

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

M8 Mapa

Karabina

M10 Vida

M4 ve M5 Havşa Başlı Vida

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

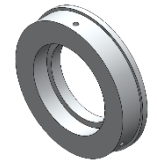
Malzeme Özellikleri						
Bileşen Adı	Materyal Seçimi	Mukavemet Bilgileri				
Coupler	Alüminyum	Üretilmesi Planlanan Malzeme Adı	Akma Mukavemeti	Çekme Mukavemeti	Uzama	Sertlik
Parça 1	Alüminyum					
Parça 2	Alüminyum					
Parça 3	Alüminyum	7075 T6 Alüminyum	430-480Mpa	572MPa	%11	87HBR
Parça 4	Alüminyum					
M8 Çelik Mapa	Çelik	-				
M10 Vida	Çelik	-				
M4 ve M5 Havşa Başlı Vida	Çelik	-				

- https://stringfixer.com/tr/7075_aluminium_alloy

Parça 1

Parça 2

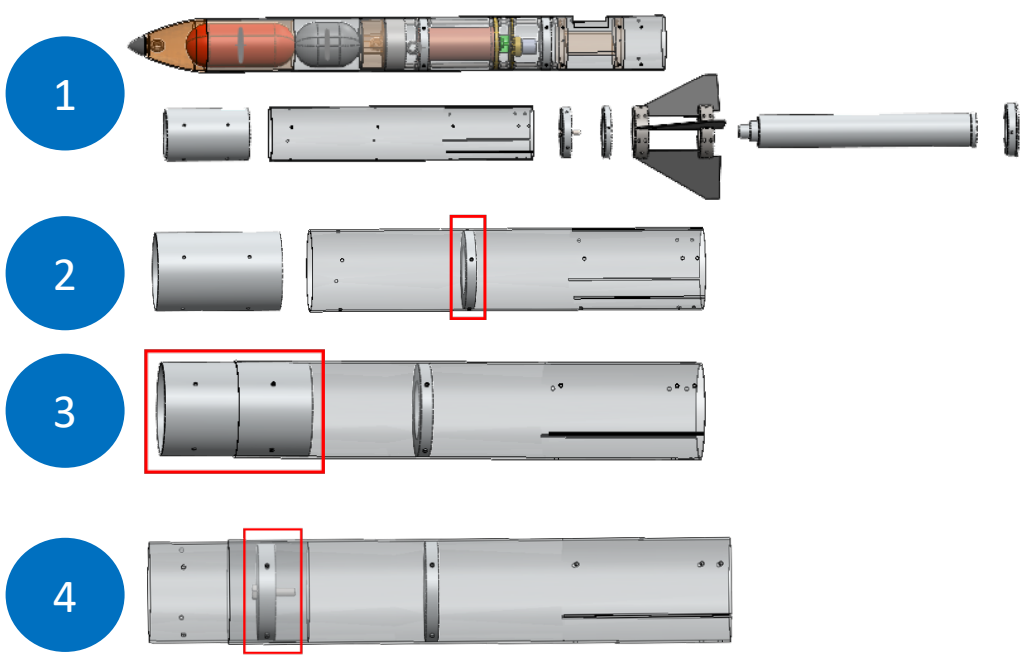
Parça 3

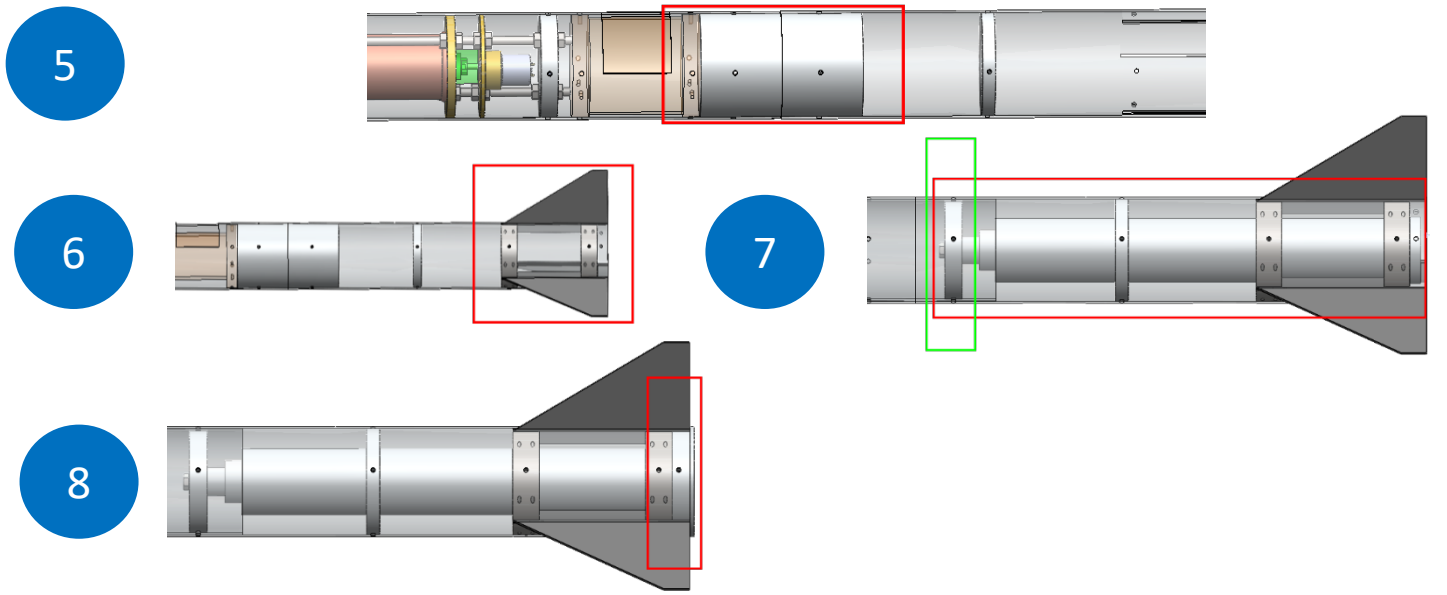
Parça 4 

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

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Üretimi yapılacak parçaların tamamı alüminyumdan yapılacaktır. Alüminyumu tercih etmemizin sebepleri ; • Maliyetinin uygun olması • İşlenebilir bir malzeme olması • Yüksek basınç ve sıcaklığa dayanabilmesi • Kırılması zor olan bir maddedir.
Üretim Yöntemleri	:	• Mapa , karabina ve vidalar sipariş edilecektir. • Alüminyum için üretim manuel torna ve cnc torna ile yapılacaktır. En son delikler açılıp M5 kılavuz çekilecektir.

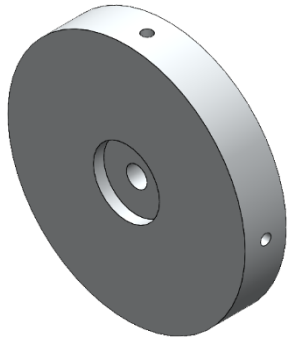
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

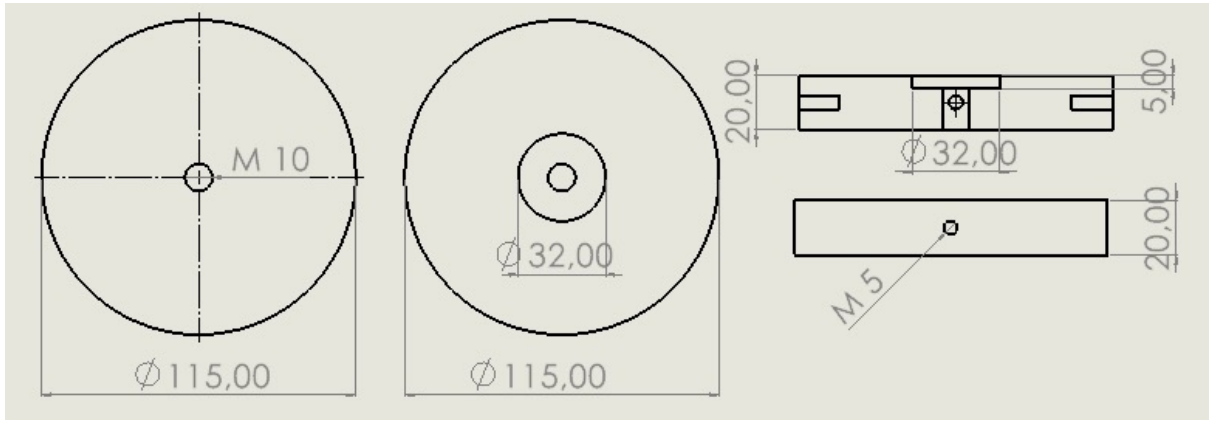


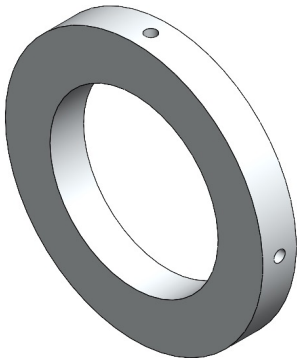


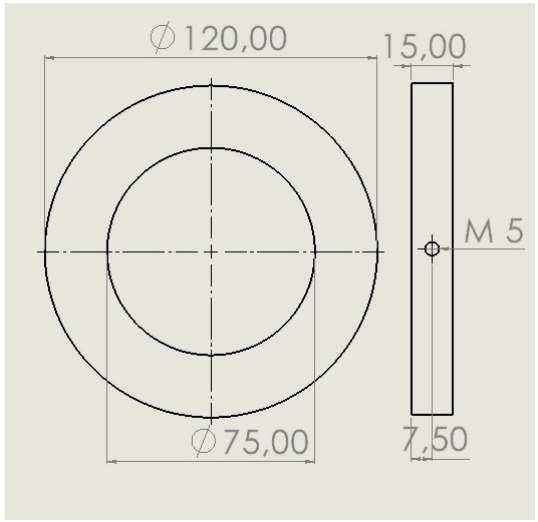
1. Roketin birinci gövdesine burun konisi, paraşütler, kurtarma sistemi, aviyonik bloğu takılır.
2. İkinci gövdeye motor tutucu halkalardan birisi vidalanır.
3. Üçüncü adımda coupler ikinci gövdeye takılır.
4. Dördüncü adımda üzerinde M10 vida olan parça couplerin içine yerleştirilip vidalanır.
5. Coupler birinci gövdeye de yerleştirilip vidalanır .
6. İçerisinde motoru sabitleyici halkaların olduğu kanatçıları tutan bölüm ikinci gövdeye monte edilip vidalanır.
7. L1050 motor ikinci gövdeye yerleştirilir, M10 vidaya kadar ittirilir. Motorun ucundaki M10 vida deliğine takılıp çevrilir. Bu sayede motor gövdeye sabitlenir.
8. Son olarak motor kapağı takılıp gövdeye vidalanır.

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



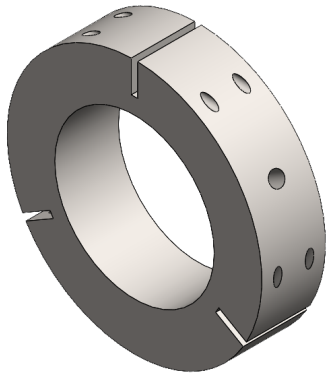


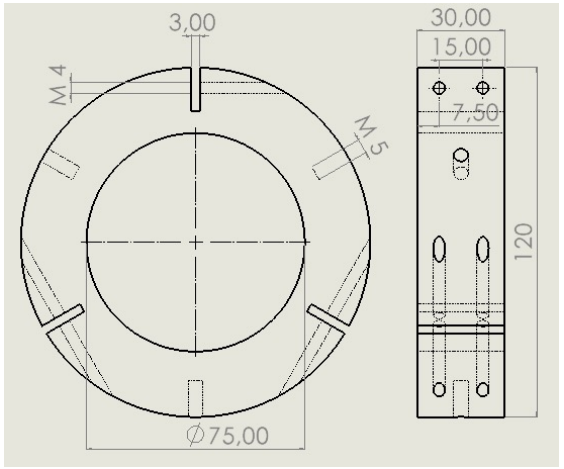


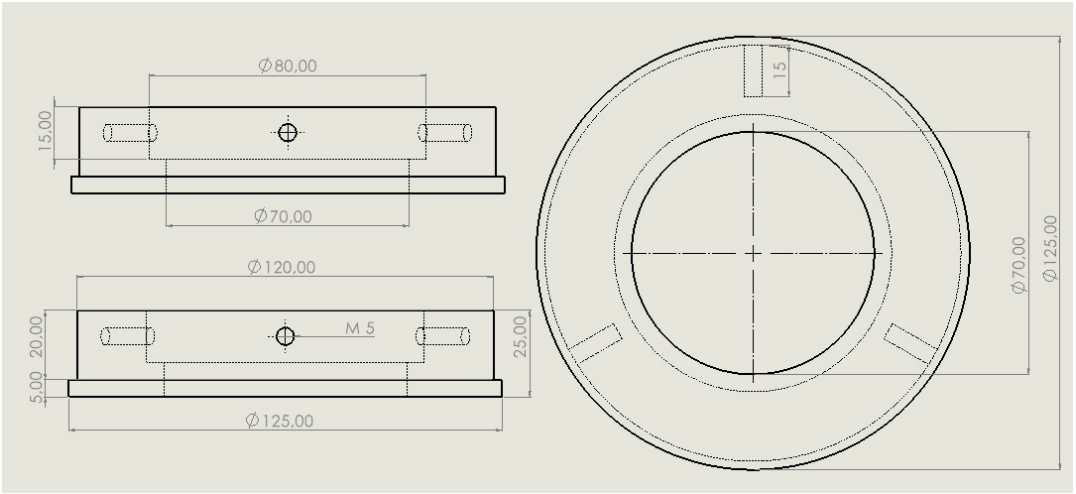


- Ham alüminyum bloklar temin edilecektir.
- Elde edilen alüminyum bloklar önce dış yapısı işlenip ardından iç yapısı işlenecektir.
- Motor bölümü parçalarının tamamı alüminyum ile üretilecektir.
- Alüminyum bloklar manuel torna ve cnc torna ile işlenecektir.

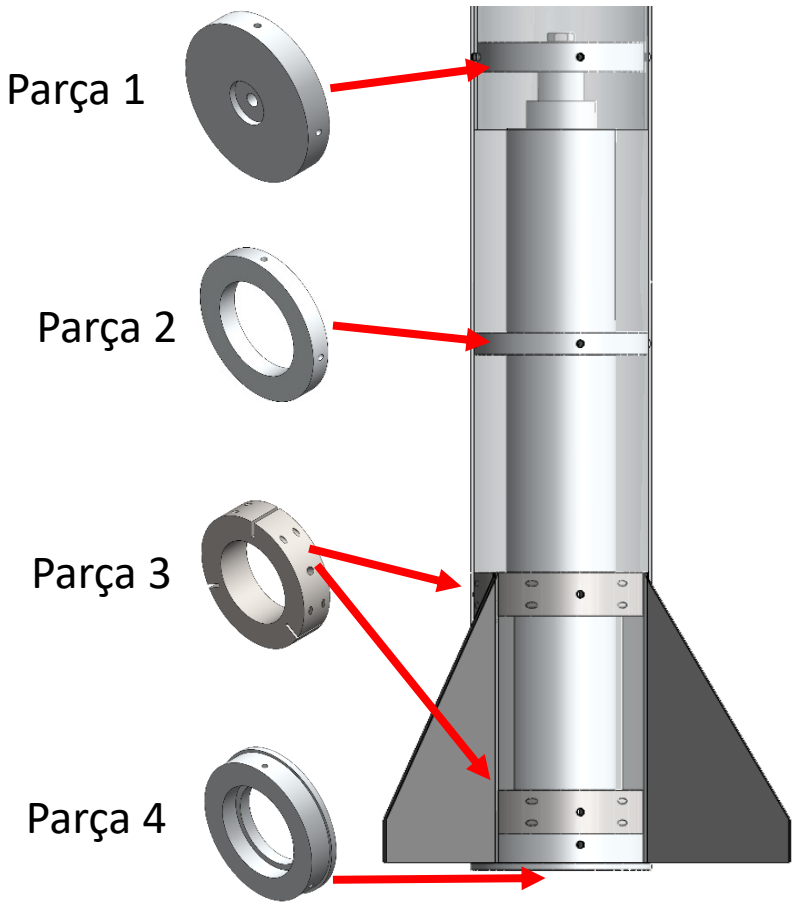
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



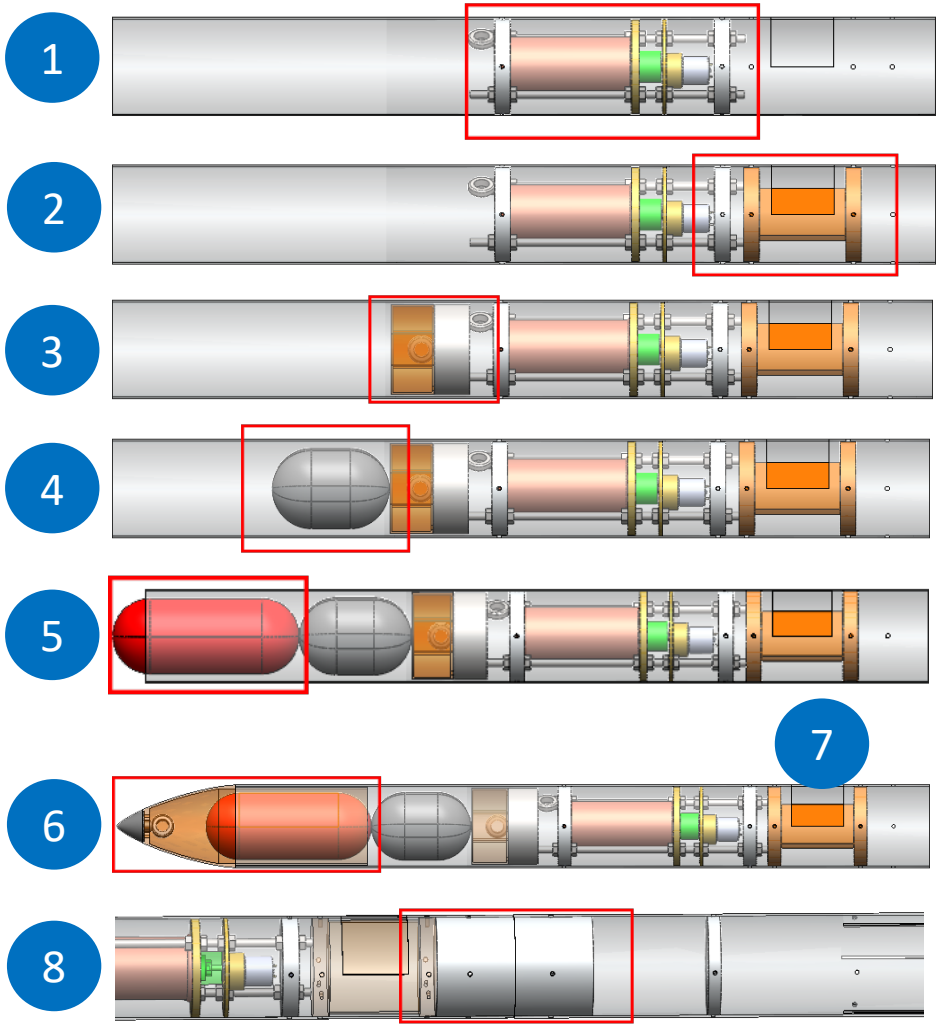


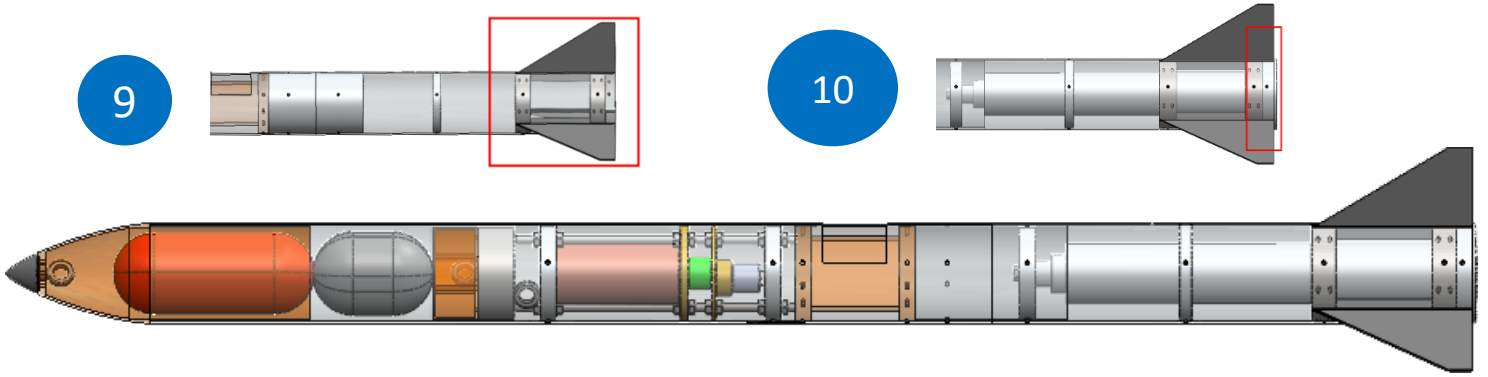


Motorun Montajlı Görünümü



Roket Montaj Stratejisi

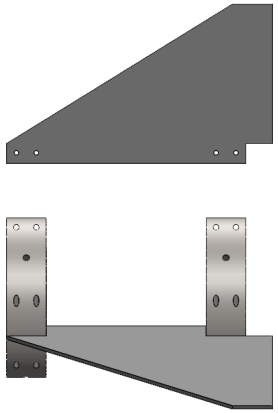


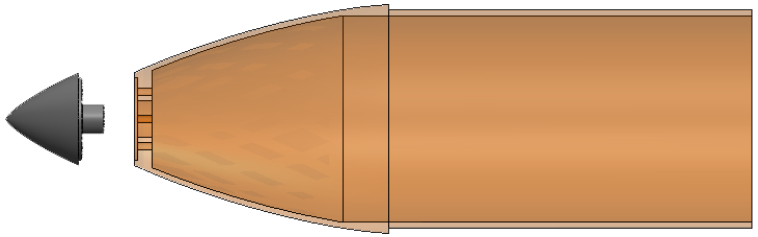


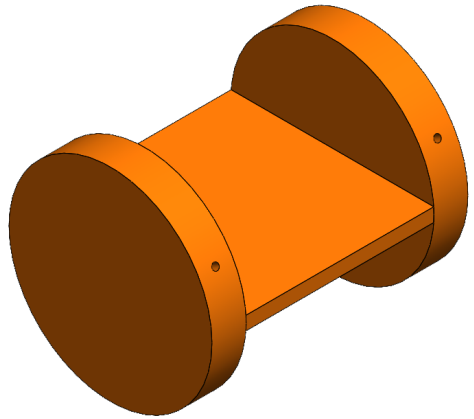
1. Birinci gövdenin içerisine kurtarma sistemi yerleştirilir ve vidalanır.
2. Aviyonik bloğu birinci gövdenin içerisine yerleştirilir ve vidalanır.
3. Payload dışardan tetikleme yapılabilecek şekilde yerleştirilir.
4. Payload Paraşütü katlanıp faydalı yükün üzerine kadar ittirilir.
5. Ana Paraşüt birinci gövdenin içerisine ittirilir.
6. Burun konisi birinci gövdeye takılır.
7. Aviyonik sistemler ayarlandıktan sonra aviyonik bloğunun kapağı kapatılır.
8. İkinci gövdeyle birinci gövde birleştirilir ve coupler vidaları takılır.
9. Sonraki adımlar Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay sayfasında anlatılmıştır.

Roket Montaj Stratejisi

- *Takımımız **“Sıcak Gaz Üreteci”** kullanmayacaktır.*
- İrtifa ölçümü için kullanılacak ***“Hakem Altimetresi”*** cihazı, aviyonik bloğunun içerisinde ona özel hazırlanan bölme içerisine takılacaktır.
- Gövde üzerinde montajlanacak tüm parçalar M5 havşa başlı vida ile vidalanacaktır. M5 vidaların çelikten yapılmış olanı tercih edilecektir. Çelik vidalar yüksek yük ve basınca dayanabilmektedir.
- Kanatçıkların alüminyum halkalara vidalanması M4 çelik vidalar ile yapılacaktır.
- Kestamid ile yapılan roket burnunun , uç kısmındaki alüminyum parça ile birleştirilmesi M4 çelik vidalar ile yapılacaktır.
- Aviyonik bloğu ABS ile %100 iç doluluk oranında basılacaktır. Vida delikleri kısmına M5 prinç insert somunları takılarak aviyonik bloğunun daha sağlam bir şekilde gövdeye monte edilmesi sağlanacaktır.





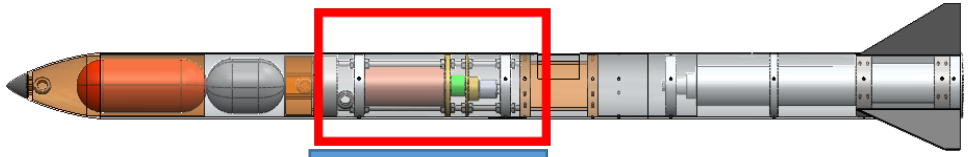


Roket Montaj Stratejisi

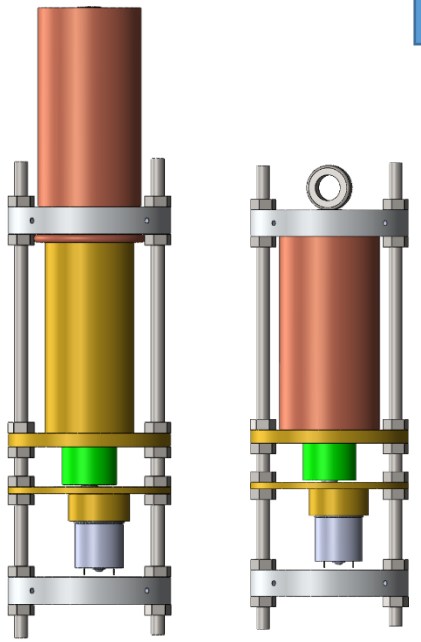
Kullanılacak Parçaların Dayanım Değerleri			
Kullanılan Vidanın Kalite Sınıf	Çekme Mukavemeti	Akma Gerilimi	Maksimum Dayanacağı Kuvvet
8.8 M5 Çelik Vida	8x100=800 N/mm²	8/10x800= 640 N/mm²	800 N/mm² x π x R²/4= 800 N/mm² x π x (5 mm)²/4= 15.700 N= 15,70 kN
8.8 M4 Çelik Vida	8x100=800 N/mm²	8/10x800= 640 N/mm²	800 N/mm² x π x R²/4= 800 N/mm² x π x (4 mm)²/4= 10.048 N= 10,05 kN
ABS için gerekli tüm mukavemet değerleri ilgili firmadan alınarak yandaki dosyada verilmiştir.	https://drive.google.com/file/d/1eISXx76ewPNm1U2d_ZySJ9btJZyyFd1u/view?usp=sharing		

https://www.insaatofis.com/civata-standartlari-ve-mukavemetleri.html

Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm

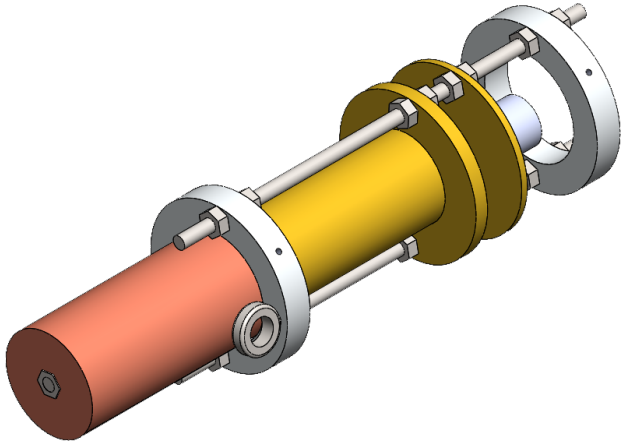


Kurtarma Sistemi

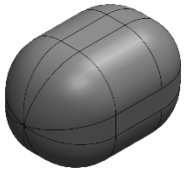


Kilit Açık

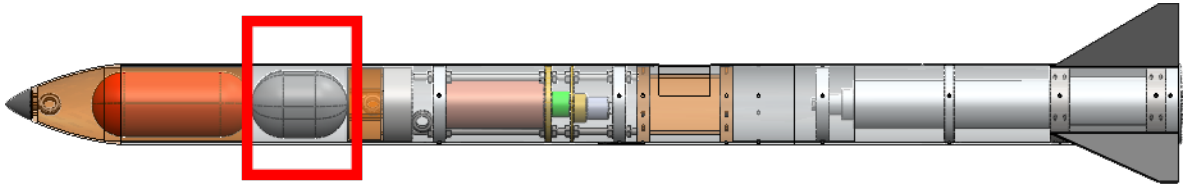
Kilitli



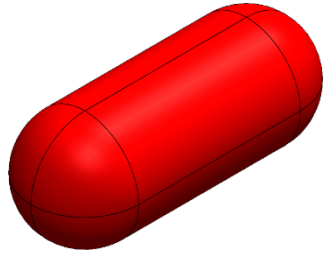
Payload Paraşütü



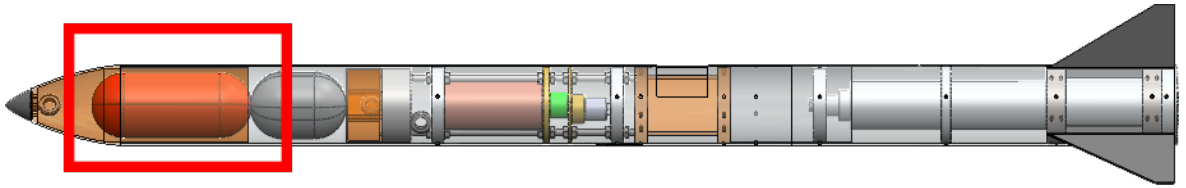
Çap : 100mm
Uzunluk : 150 mm



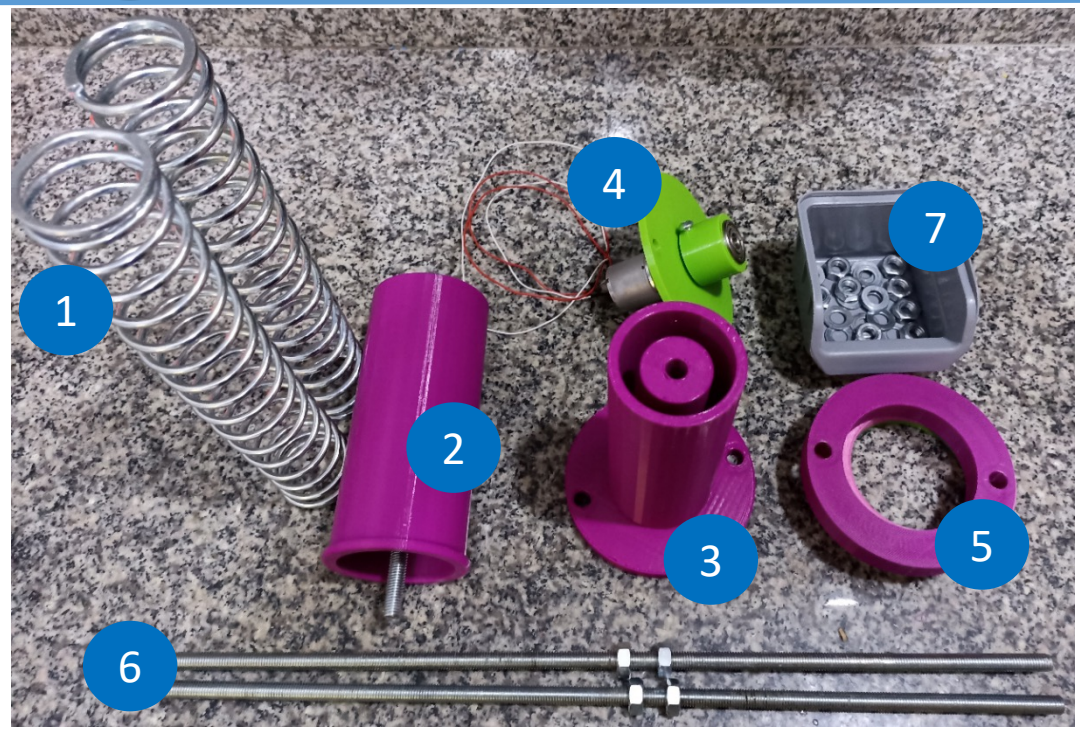
Ana Paraşüt



Çap : 100mm
Uzunluk : 250 mm



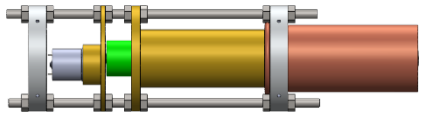
Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi



Kurtarma sistemi malzeme listesi ve malzeme üretimi ;

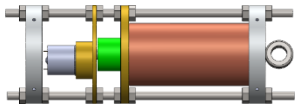
1. Çelikten yapılmış 4.5 mm ve 5.5 mm et kalınlığında 300 mm uzunluğunda iki adet yay. Test için iki adet yaptırılmıştır.
2. ABS ile 3d yazıcıdan üretilmiş parça içerisine M10 Trapez mil yerleştirilmiştir. Trapezli mil boyu 200 mm'dir. Somunlar aracılığı ile ABS haznesine sabitlenmiştir.
3. ABS ile 3d yazıcıdan basılmış yay tutma haznesi.
4. Yay sıkıştırıldığı zaman , trapezli mili tutacak motor bölümüdür. Bir adet M10 somun, bir adet rulman ve 12V 10RPM dc motor bu bölümde bulunmaktadır.
5. İki adet gövdeye monte edilecek kısımdır. Normalde alüminyum ile üretilecektir, test etmek için 3d yazıcıdan üretilmiştir. Alüminyum parçaların üretimi manuel torna ve cnc torna ile yapılacaktır. Vida deliği olan yerler açılıp klavuzlanacaktır.
6. M10 uyumlu çelik trapezli mil. 2 adet 500 mm uzunluğundadır. Sonradan 350 mm uzunluğunda kesilecektir.
7. M10 çelik somun ve pul.
8. 3d yazıcıdan bastığımız parçalar test edilip , eksik kaldığı yerlere göre tekrar basılmıştır.

Mekanizma Boştayken



120 mm çap,
470 mm uzunluk

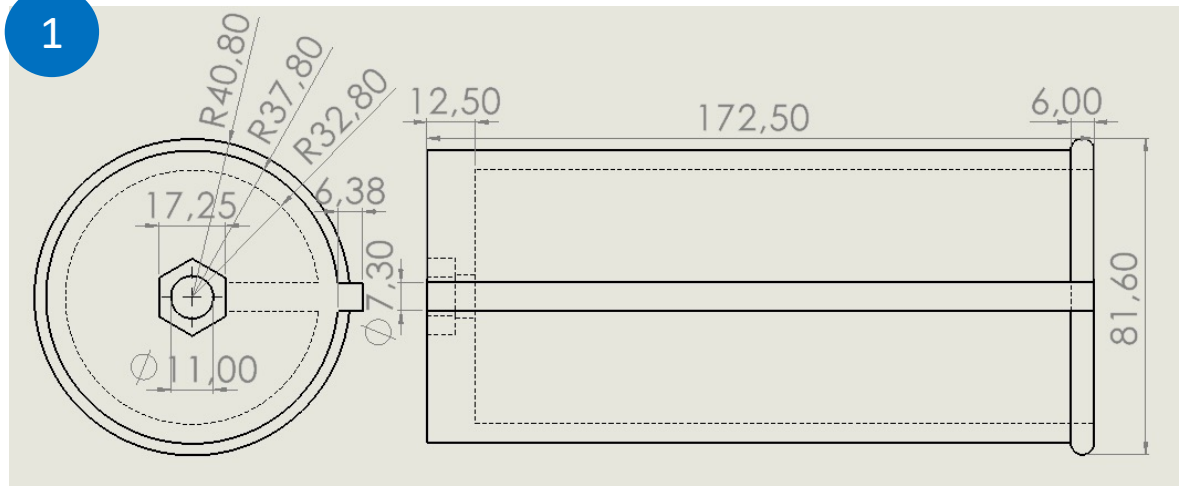
Mekanizma Kilitlenince

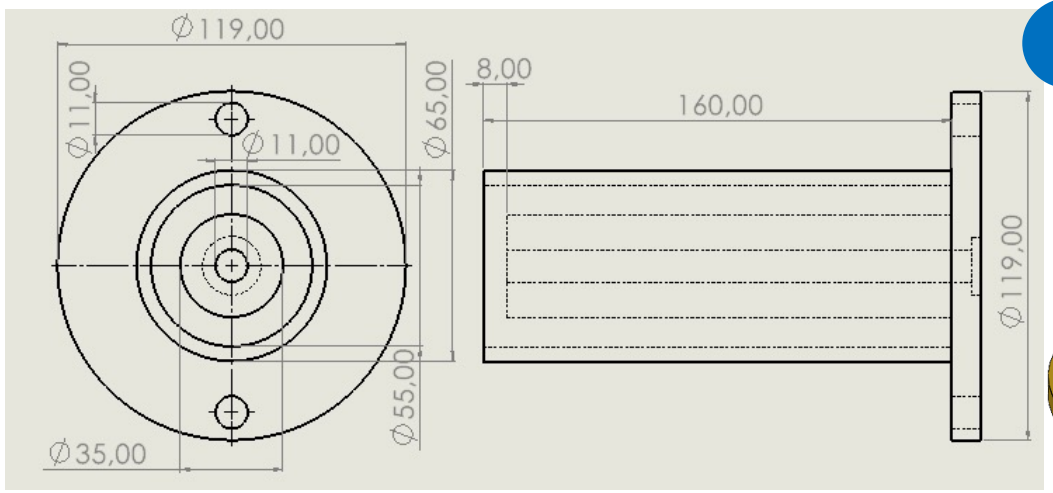


120 mm çap,
350 mm uzunluk

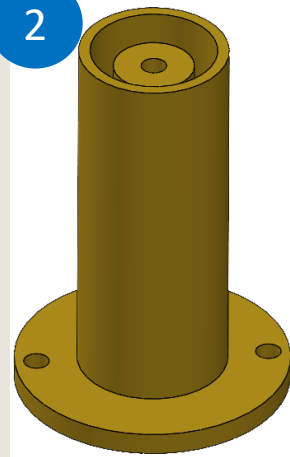
Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

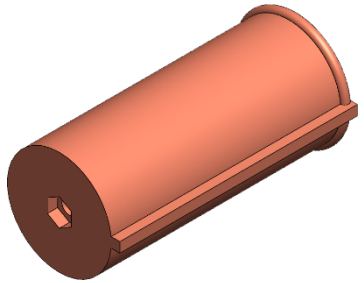
1



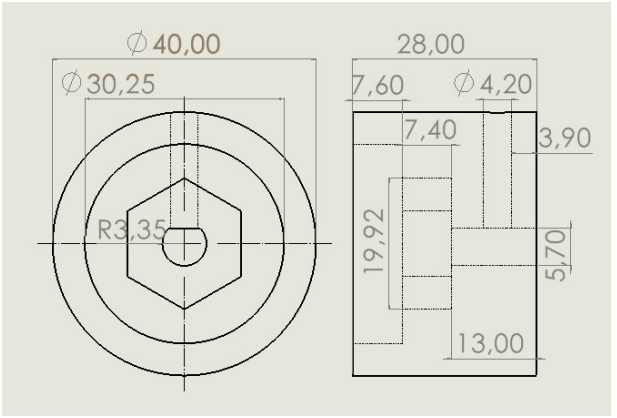


2



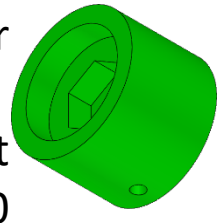


- 1-2 numaralı parçalar yayın sıkıştırma haznesi olarak kullanılacaktır.
- ABS ile 3d yazıcıdan üretileceklerdir.
- Yayı sıkıştırıp tutabilmek için içerisinde M10 trapezli mil olacaktır.

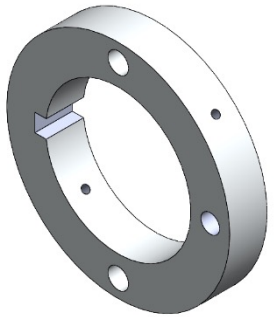


- 3 numaralı parça ABS ile üretilecektir.
- 12V 10RPM motor ucuna takılacaktır.
- İçerinde bir adet rulman, bir adet M10 somun olacaktır.

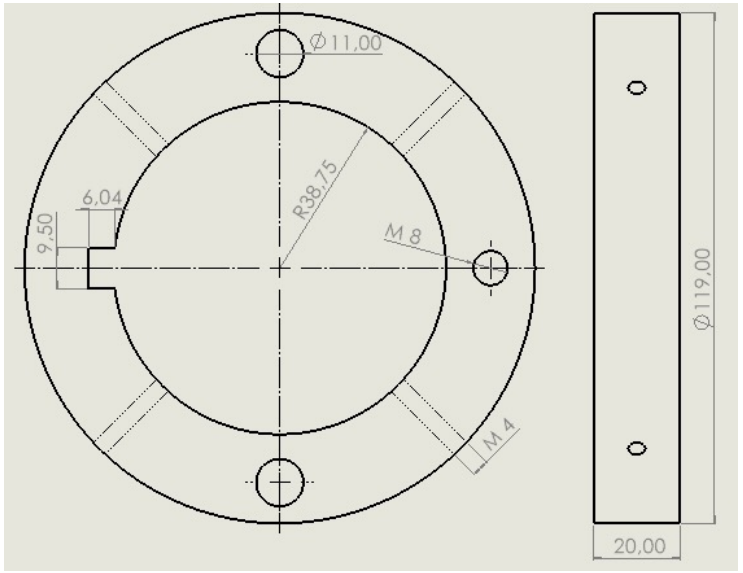
3

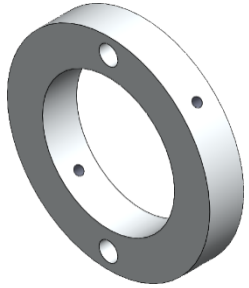


Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

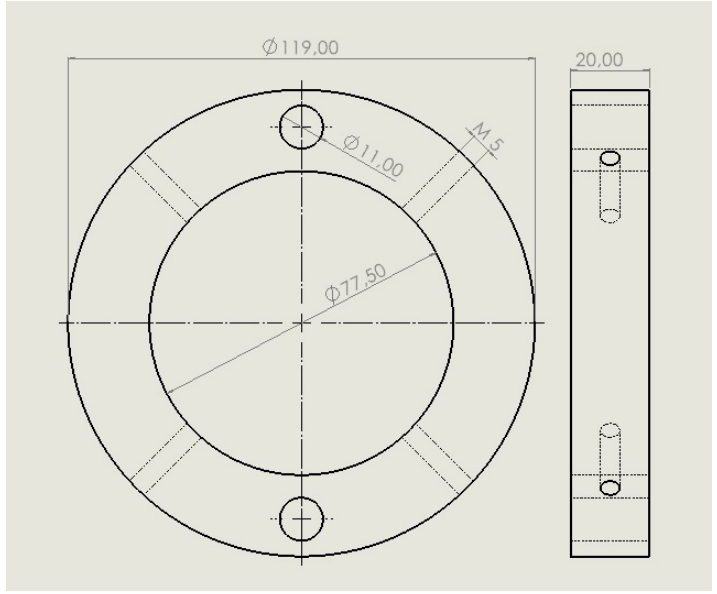


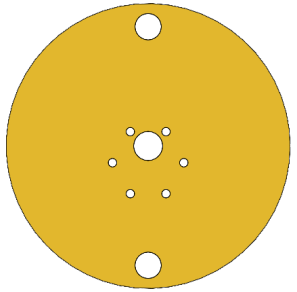
- Alüminyum ile üretilecektir.
- Gövdeye montaj ve mapa tutmak için kullanılacaktır.



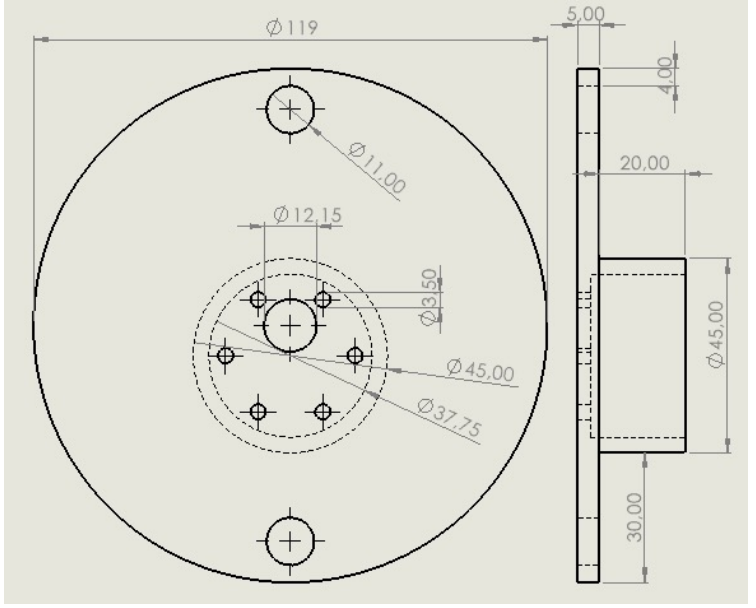


- Alüminyum ile üretilecektir.
- Gövdeye montaj ve kullanılacaktır.



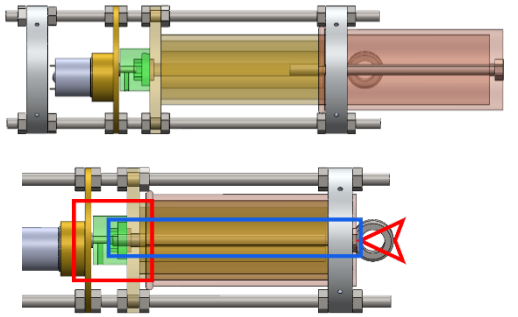


- ABS ile üretilecektir.
- 12V 10RPM motor yuvası olarak kullanılacaktır.

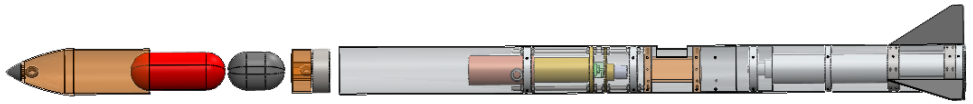


Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

- Kurtarma sistemi yayın sıkıştırılmış potansiyel enerjisinin, yay serbest kaldığında kinetik enerjiye dönüşmesi ile çalışan sistemdir. Yayı tutan ilk hazne el ile sıkıştırılır. Sıkıştırılan hazne içerisinde M10 trapezli mil vardır. Trapezli mil yeşil haznenin içine girer. Motor çalıştırılıp , yeşil hazne döndürülür . Dönen haznenin içerisinde M10 somun vardır. M10 somun trapezli mile girer ve yayın geri gitmesini önler. Motor ters yönde çevrildiğinde trapezli mil boşa çıkar ve sistem aktifleşir.



- Roket 1500 metre irtifaya ulaştığında aviyonik sistemlerin herhangi biri veya ikisinden gelen sinyale göre kurtarma sistemi aktifleşecektir. 5 kg ağırlık ile yaptığımız testlerde kurtarma sisteminin faydalı yükü 60 cm ileri ittiği gözlenmiştir. Aktifleşen sistem ilk olarak faydalı yüke çarptıktan sonra paraşütleri ve burun konisini ileri doğru ittirecektir.
- Roketimizin Burun konisi şok kordonu ile ana paraşüte bağlıdır, ana paraşütte yine şok kordonu ile gövdeye bağlıdır. İlk dışarı çıkan ana paraşüt olacaktır. Ardından faydalı yük ve paraşütü dışarı çıkacaktır. Havanın etkisiyle paraşütler açılır.
- Roket rampadan ateşlendiği andan itibaren yer istasyonu ve bir dürbün ile izlemeyi planlıyoruz. Yer istasyonuna gelen gps verileri ile roket ve faydalı yükün konumu saptanmaya çalışılacaktır. Roket aviyoniği ve faydalı yükün irtifası sıfır olduğu andan itibaren buzzer aktifleşip kesik kesik ses çıkarmaya başlayacaktır. Atış sonrası kurtarma ekibimiz, yer istasyonundan aldığı konum bilgisi ile roket ve faydalı yükü bulmaya çalışacaktır.



Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

- Piroteknik malzeme ekibimiz tarafından kullanılmayacaktır.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

- Paraşütlerimiz hazır alınmıştır. Ripstop kumaşı ile üretilmiştir.
- Paraşüt kumaşında az yer kaplıyor olması, yırtılmaya karşı dayanıklı olması, hava geçirmez olması, su geçirmez olması ve ağırlığının düşük olması sebebiyle üretimde ripstop kumaşı tercih edilmiştir.
- Paraşütlerin Üretim Aşamaları ;
  - Kumaşlar paraşüt çapına uygun bir şekilde üçgen biçiminde kesilir. Kesilen her üçgen parçası paraşütteki bir bombeyi oluşturacaktır.
  - Kesilen kumaşlar birbirlerinin bir miktar üzerine gelecek şekilde dikilirler.
  - Son aşamada paraşütün ipleri üzerlerine dikilir.
- Üretim aşamasından videolar ;

- $D = \sqrt{\frac{8 \text{ x } m \text{ x } g}{\pi \text{ x } \rho \text{ x } C_d \ x \ V^2}}$
- Paraşüt hız ve çap hesabında yukardaki formülden yararlanılmıştır.

Değişken Adı	Açıklama	Birim	Varsayılan Değer
D	Paraşüt Çapı	metre	-
m	Kütle	kilogram	-
g	Yerçekim İvmesi	m/s^2	9,8
π	Pi Sayısı	-	3,14
ρ	Havanın Özkütlesi	kg/m^3	1,22
C_d	Sürüklenme Katsayısı	-	0,8
V	Yere inme hızı	m/s	-

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1.1

Paraşüt Sistemi	Paraşüt Çap (cm)	Katlanmış Çap (cm)	Katlanmış Uzunluk(cm)	Kubbe Delikleri Çapı (cm)	Payload Ağırlık (gram)	Yere Düşüş Hızı (m/s)	Renk	Paraşüt İp Sayısı (Adet)	Paraşüt İp Uzunluğu (cm)	Materyal
Faydalı Yük	150	10	15	15	4000	6.74	Siyah	8	250	Ripstop
Roket	250	10	25	25	10873	6.67	Turuncu -Siyah	8	400	Ripstop

- Payload ortalama 4000 gr olacaktır. Payload düşüş hızının şartnameye göre en düşük 5 m/s, en fazla 9 m/s olması gerekmektedir.

- $D = \sqrt{\frac{8 \text{ x } 4 \text{ x } 9{,}8}{3{,}14 \text{ x } 1{,}22 \text{ x } 0{,}8 \ x \ 5^2}} =$ 202 cm
- $D = \sqrt{\frac{8 \text{ x } 4 \text{ x } 9{,}8}{3{,}14 \text{ x } 1{,}22 \text{ x } 0{,}8 \ x \ 9^2}} =$ 112 cm

- Minimum 112 cm maksimum 202 cm olması lazım. Bizde 150 cm olarak faydalı yük paraşütünü tasarladık. 150 cm çap alınınca faydalı yükün yere iniş hızı 6.74 m/s olarak bulunur.

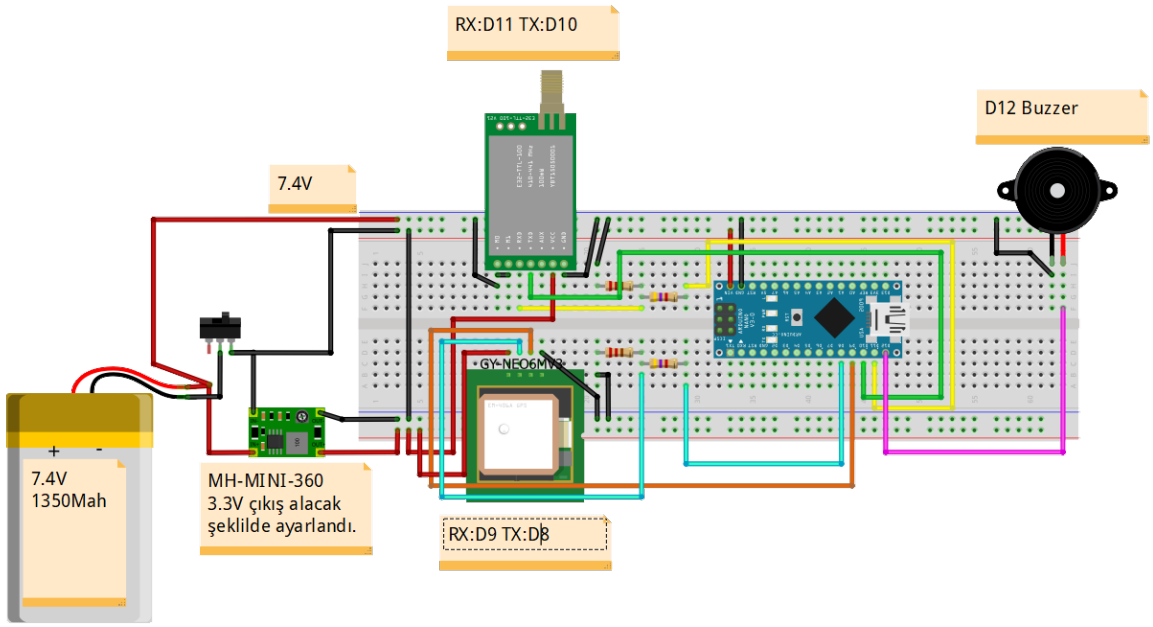
- Roket motor yakıtı bittiğinde ve faydalı yük roketten ayrıldığındaki ağırlığı 10873 gramdır. Roket düşüş hızı şartnameye göre en düşük 5 m/s , en fazla 9 m/s olması gerekmektedir.

- $D = \sqrt{\frac{8 \text{ x } 10{,}873 \text{ x } 9{,}8}{3{,}14 \text{ x } 1{,}22 \text{ x } 0{,}8 \ x \ 5^2}} =$ 333 cm
- $D = \sqrt{\frac{8 \text{ x } 10{,}873 \text{ x } 9{,}8}{3{,}14 \text{ x } 1{,}22 \text{ x } 0{,}8 \ x \ 9^2}} =$ 185cm

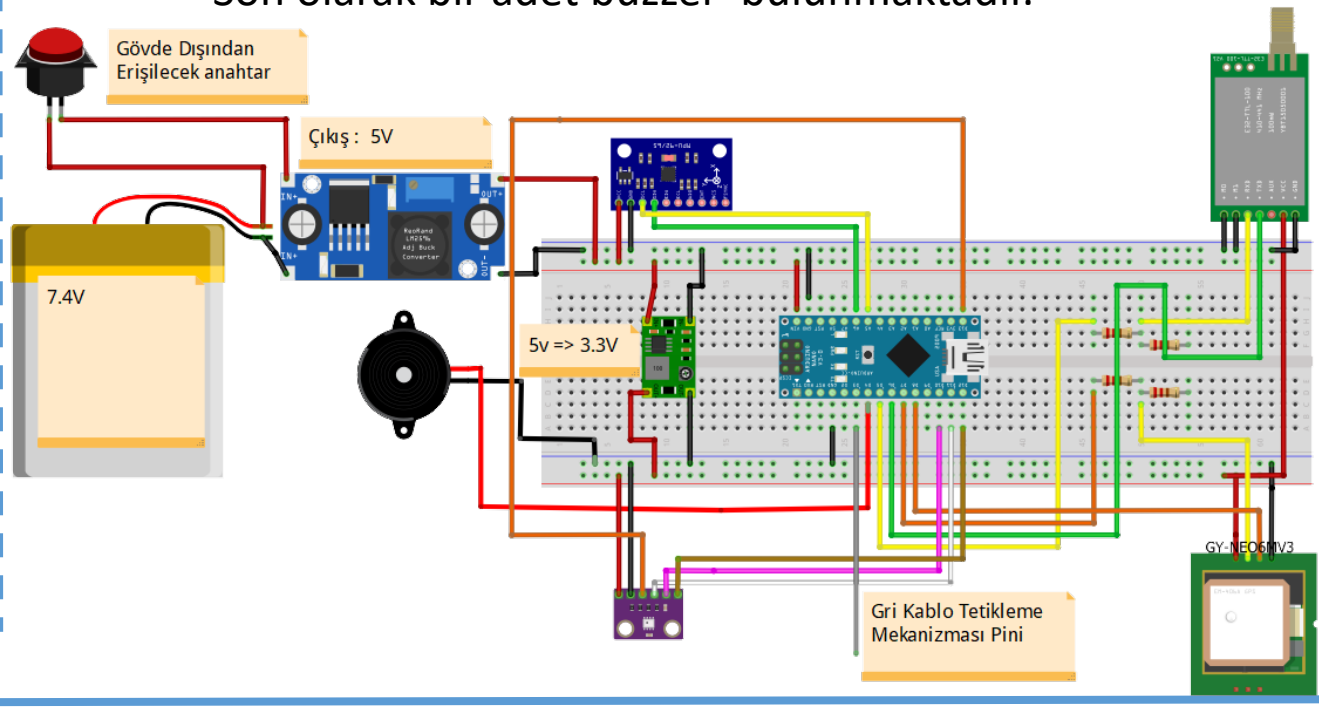
- Minimum 185 cm maksimum 333 cm olması lazım. Bizde 250 cm olarak faydalı yük paraşütünü tasarladık. 250 cm çap alınınca faydalı yükün yere iniş hızı 6.67 m/s olarak bulunur.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1.2

- Faydalı yük aviyonik sistemi üzerinde ;
  - Gy-NEO6MV2 gps sensörü
  - Lora E32 433T30D SX1278 telemetri modülü
  - Son olarak bir adet buzzer bulunmaktadır.



- Roket aviyonik sistemi üzerinde ;
  - Gy-NEO6MV2 gps sensörü
  - Lora E32 433T30D SX1278 telemetri modülü
  - BME280 basınç – nem – sıcaklık ölçer
  - MPU6050 İvme ve gyro sensörü
  - Son olarak bir adet buzzer bulunmaktadır.



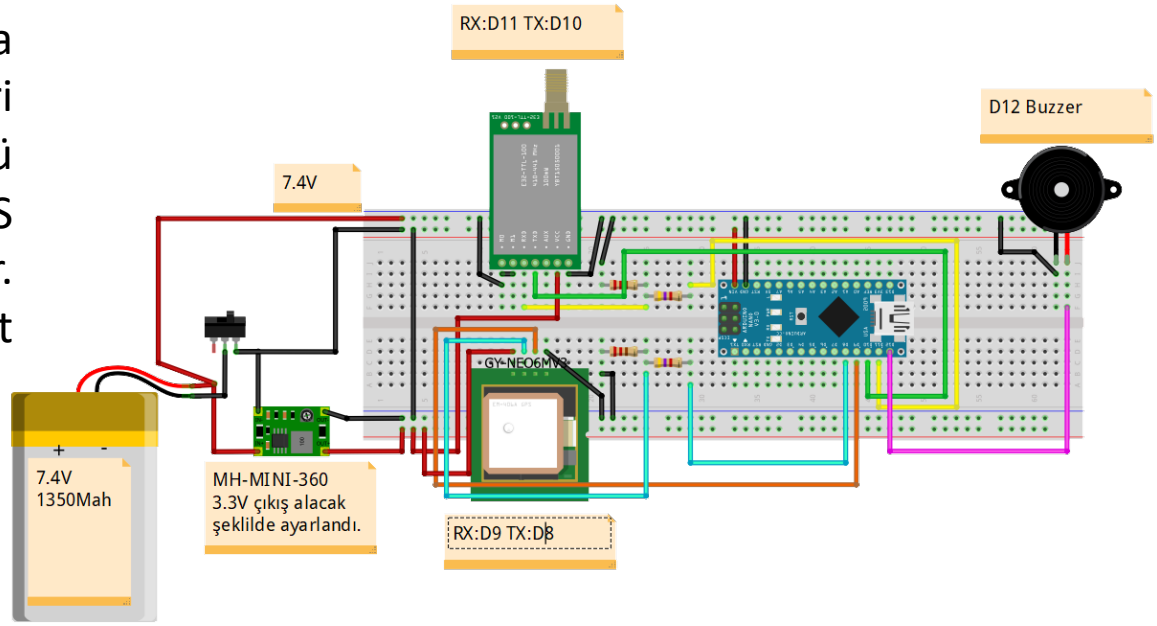
Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşayacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı	Düşüş Hızı (m/s)
Ana Paraşüt	R=2,5m π*1,25*1,25 = 4,908	(Roket Motoru bittiği ve faydalı yükün olmadığı ağırlıktır.) 10,873	0.8(Olarak kabul edilmiştir.)	6,67
Görev Yükü Paraşütü	R=1,5m π*0,75*0,75= 1,767	4	0.8(Olarak kabul edilmiştir.)	6.74

Görev Yükü

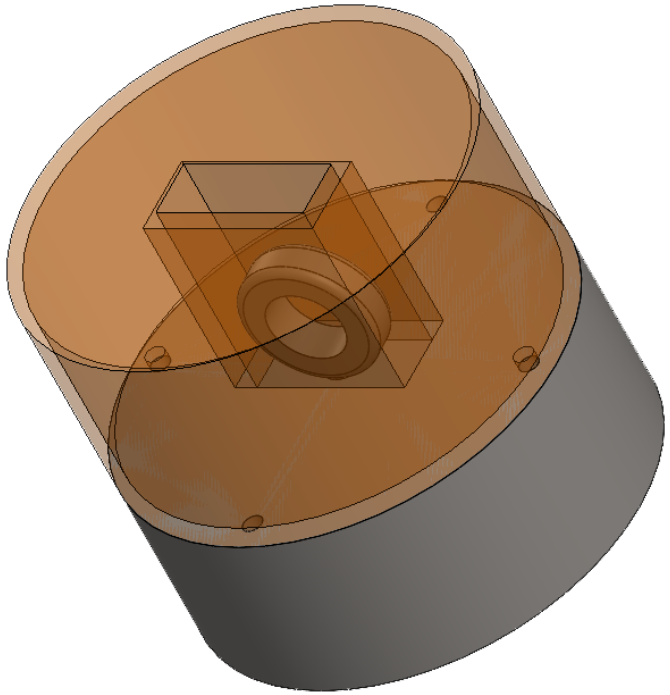
- Roket ateşlenip tepe noktasına ulaştığında, aviyonik sistemlerin herhangi birinden veya her ikisinden aynı anda gelen sinyale göre kurtarma sistemini tetiklenir. Her iki aviyonik sistemde aynı anda sinyal verse de, sinyaller karışmadan kurtarma sistemini çalıştırılacaklardır. Kurtarma sisteminde ayrıyeten bir mikrokontrolcü bulunmaktadır aviyonikten gelen sinyale göre kurtarma sistemi 12 volt 10 Rpm Dc motor ile çalışmaktadır. Son olarak aviyonik sinyali gelir, kurtarma sistemi aktifleşir ve faydalı yükün roket gövdesinden ayrılması sağlanır.

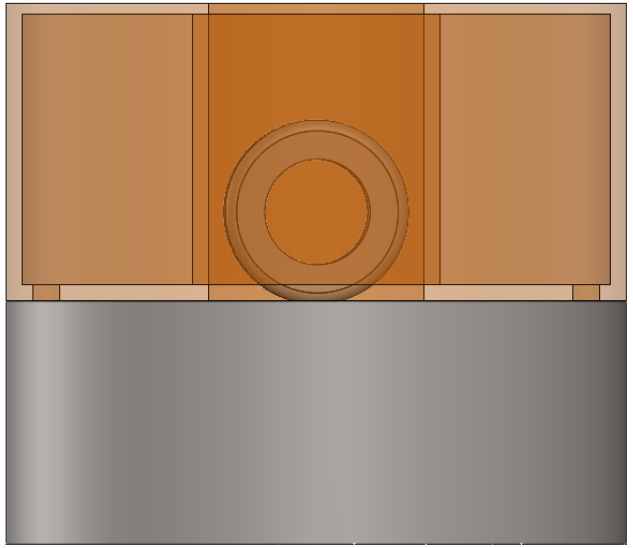
- Faydalı yük 1500 metre yükseklikten kendi paraşütü ile aşağıya süzülmeye başlar. Bu sırada hem yer istasyonuna gelen GPS verileri ile hem de atış sonrası ekibi dürbün ile faydalı yükün düşüşünü izleyecektir. Faydalı yük yere indiğinde yer istasyonuna gelen GPS verileri ile atış sonrası ekibimiz faydalı yükü bulmaya çalışacaktır. GPS ile nokta konumu bulunamadığı için faydalı yüke bir adet buzzer eklenip ses ile de faydalı yük bulunmaya çalışılacaktır.



- Devre şemasındaki gibi Gy-NEO6MV2 GPS sensörü faydalı yük içerisinde olacaktır. GPS verisi alınması sağlanacaktır.
- Lora E32 433T30D SX1278 telemetri modülü ile alınan GPS verileri yer istasyonuna iletilecektir.

Görev Yükü





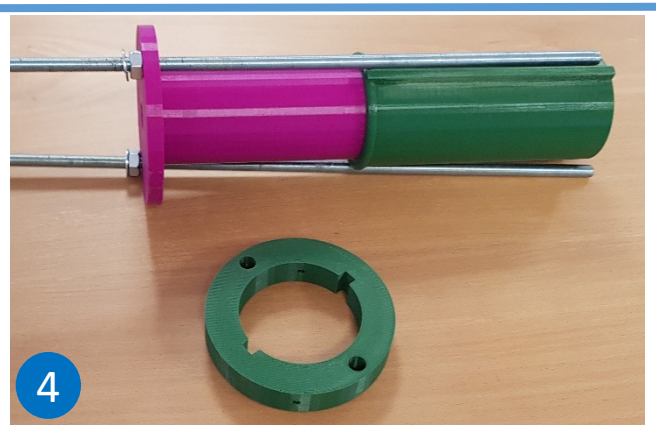
- Prototip görev yükümüz 4000 gr olacak şekilde tasarlanacaktır.
- Alt kısım çelikten yapılacaktır.
- Çapı 115 mm, boyu 100 mm olacaktır.
- Üst kısım faydalı yük aviyoniğini tutacaktır ve ABS ile 3d yazıcıdan üretilecektir.
- Prototip dışardan anahtar ile çalıştırılması için anahtarlama sistemi üzerinde çalışılmaktadır.
- Gövde üzerinde faydalı yükü çalıştırabilmek için ayrıyeten bir kapak açılmayacaktır.

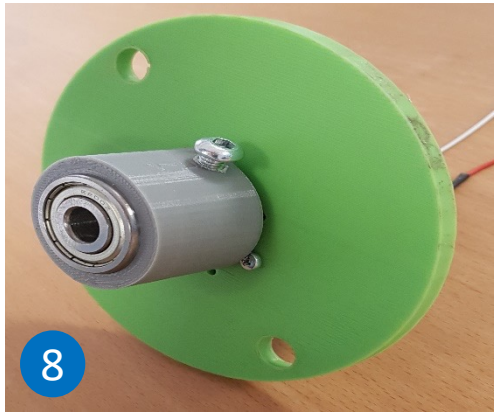
Kurtarma Sistemi Prototip Testi

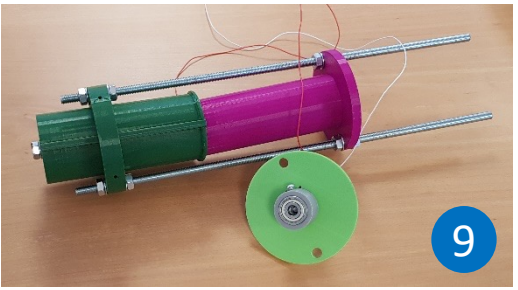
- Kurtarma sistemi prototip testinde kullandığımız malzemeler yanda verilmiştir.

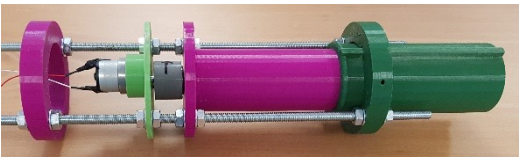
- 1,2,3,4,5,6 numaralı parçalar 3d yazıcıdan ABS ile basılmıştır. Normalde 3 ve 4 numaralı parçalar alüminyum ile yapılıp gövdeye sabitlemek amacıyla kullanılacaktır.
- 2 numaralı parça içerisine trapezli mil takılıp vidalanmıştır.
- 6 numaralı parça içerisine M10 somun ve somunun üst kısmına dönüşü kolaylaştırmak için rulman takılmıştır.
- 8 numaralı parça 12v 10RPM dc motordur. Yay sıkıştırıldığında somun üzerine yüksek bir kuvvet binmektedir. Yüksek torklu bir motor ile somun çevrilebilmektedir.
- 7 numaralı parça 300 mm uzunluğunda 4.5 mm et kalınlığında çelik yaydır.

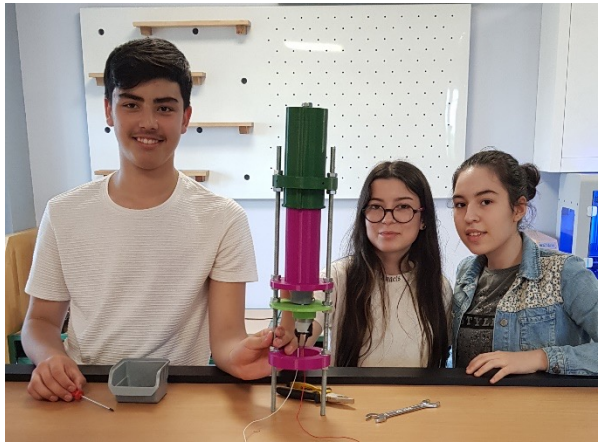
Kurtarma Sistemi Prototip Testi









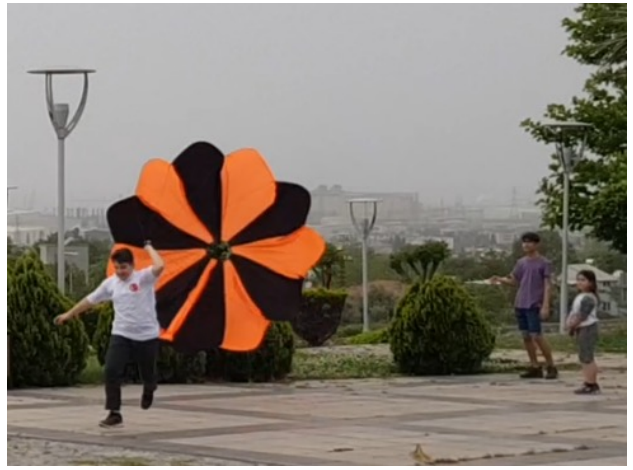


- Yay , yay tutucu haznelerin içine yerleştirilir. M10 trapezli miller mor parçanın her iki tarafına yerleştirilerek pulu ve somunu takılır.
- Gövde sabitleyici ve mapa tutucu olacak parça millere uygun pozisyonda somunları takılır.
- Motor, motor tutucu hazneye vidalanır ve üzerine gri renkteki mili sıkıştırma parçası takılır.
- Motor haznesi kurtarma sistemine yerleştirilerek somunları takılır.
- Sonuncu Gövde tutucu parçada sisteme takılır.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

- Sistem direk 12V akü ile tetiklenmiştir.
- Roketinin içinde kurtarma sistemi sabit duracağı için bir kişi sistemi tutmuştur.
- Faydalı yük benzeri 20 cm uzunluğunda 5 kg ağırlığında dambıl kullanılmıştır.
- Ölçüm yapabilmek için 100 cm uzunluğunda bir cetvel kullanılmıştır.
- Sistem aktifleşip dambıl yay tarafından ittirilir. Yayın dambılı ittirme mesafesi ortalama her testte 60 cm civarı olmuştur.
- Gerçek sistem testlerimizde yeterli ittirmeye ulaşılamaz ise et kalınlığı 5.5 mm olan yay kullanılacaktır.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi



- Faydalı yük paraşütü 5 kg yük ile 5 metreden atıldı başarıyla açıldığı gözlenmiştir.
- Roket Paraşütü 11 kg yük ile 5 metreden atıldı başarıyla açıldığı gözlenmiştir.
- Her iki paraşütte 5 metre mesafeden yere güvenli bir şekilde iniş yapmıştır. Yere inen cisimler zarar görmemiştir.
- Her iki paraşütte elle kısa mesafeden çekilerek rahatça açıldığı gözlenmiştir.

Aviyonik – Özet

- Roketimizde hem ticari hem de özgün sistem olmak üzere iki adet aviyonik sistem bulunmaktadır. Her iki aviyonik sistem birbirinden bağımsız olarak çalışmaktadır.
- Ticari ve özgün aviyonik sistem arasında herhangi bir bağlantı yoktur. Kurtarma sistemi 12v dc motor ile tetiklenmektedir. Bu motoru kontrol etmek için ve aviyoniklerden gelen sinyallerin karışmaması için arada bir mikrokontrolcü daha kullanılacaktır. Bu mikrokontrolcü aviyonik sistemin herhangi biri veya her ikisinden aynı anda gelen sinyale göre 12v motorun çalışması sağlayacak röleyi tetikleyecektir. İki aviyonik sistemde röleyi kontrol eden mikrokontrolcüye bağlıdır. Mikrokontrolcüye sinyal geldiğinde röle tetiklenip motor çalıştırılacaktır. Aviyoniklerden bir tanesi çalışmasa dahi diğeri kurtarma sistemini tetikleyecektir.
- Ticari sistem olarak RRC3 "SPORT" ALTIMETER seçilmiş ve temin edilmiştir.
  - Tetikleme sinyali sadece basınç değişimine göre çalışmaktır.
  - 3.5v ile 9v arasında çalışabilmektedir.
  - Drag paraşütü roketin tepe noktasında tetiklenmektedir. Herhangi bir ayar yapmaya gerek yoktur. Kurtarma sistemi drag tetiklemesine bağlanacaktır.
- Ticari sistemin eksik kaldığı gps ve telemetri eksiliğini gidermek için ve ticari sistemin çalışmaması durumunda tetiklemeyi yapabilmek için kendi aviyonik sistemimizi geliştirdik.
  - Kendi ürettiğimiz aviyonik, tetikleme sinyalini hem barometrik hem de eğime bağlı olarak gerçekleştirebilmektedir.
  - 5V ile çalışabilmektedir.
  - GPS alabilmekte ve telemetri ile iletebilmektedir.

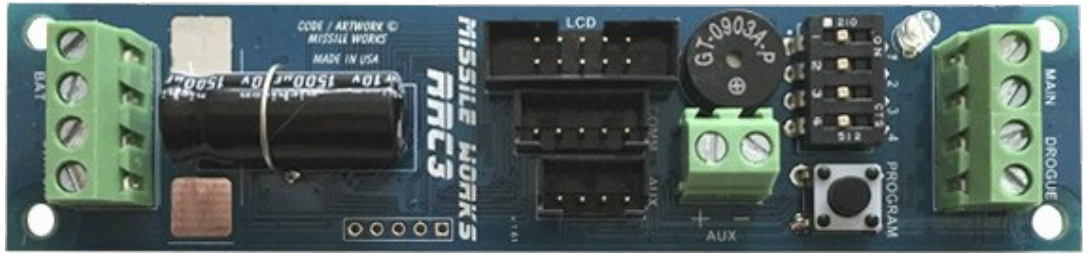
Aviyonik – Özet

Parametre	Ticari Sistem	Özgün Sistem
İşlemci	16MHz 16-bit MSP430 Series mCU	Arduno Nano
GPS Sensörü	Yok	GY-NEO6MV2
Haberleşme	Yok	Lora SX1278 433 MHz RF
Nem Sensörü	Yok	BME280
Sıcaklık Sensörü	Yok	BME280
Basınç Sensörü	MSI MS5607 Pressure sensor with 24 bit ΔΣ ADC	BME280
İvme Sensörü	Yok	MPU6050
Uçuş Hafızası	8Mbit SST Flash Memory	Yok
Tetikleme için yükseklik	Minimum 100 feet Maksimum 40000 feet	Tetikleme 1500 metreye göre ayarlanmıştır.
Tetikleme Modu	Basınç sensörü ile yapılıyor.	Basınç ve İvme ile tetikleme yapıyor.
Çalışma Voltajı	3.5 – 10 volt	5 volt

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

- Yayınlanan ticari sistem listesinden RRC3 "SPORT" ALTIMETER modelini seçtik ve temin ettik .

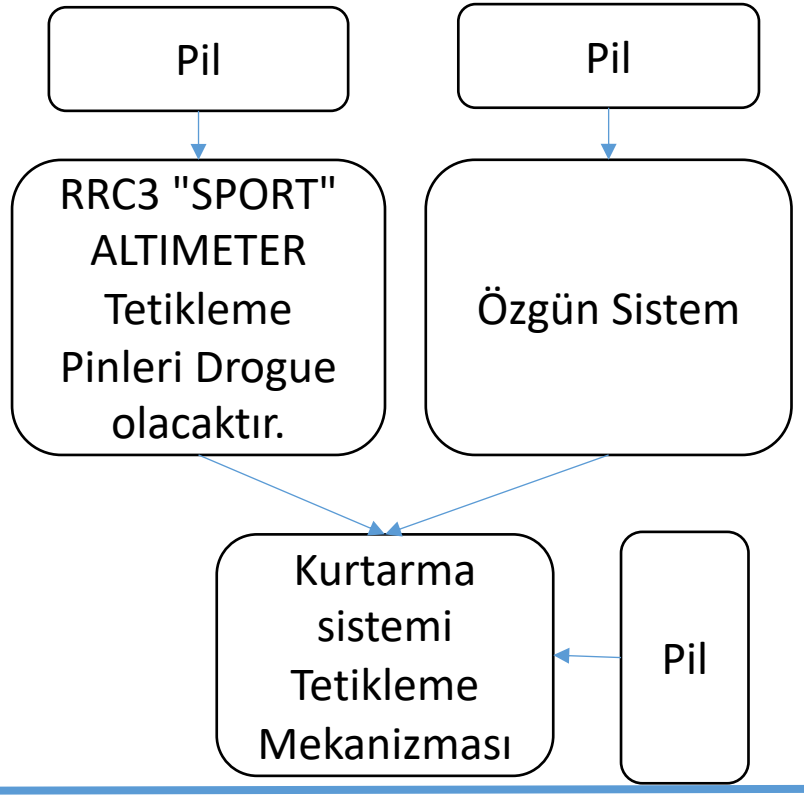
Özellikler	
Mikrokontroller	16MHz 16-bit MSP430 Series mCU
Uçuş Hafızası	8Mbit SST Flash Memory
Basınç Sensörü	MSI MS5607 Pressure sensor with 24 bit ΔΣ ADC
Tetikleme Modu	Basınç
Tetikleme için minimum yükseklik	100 feet
Çalışma Voltajı	3.5 volt ile 10 volt arası giriş
Boyut	23.5 mm x 99.5 mm
Ağırlık	17 Gram

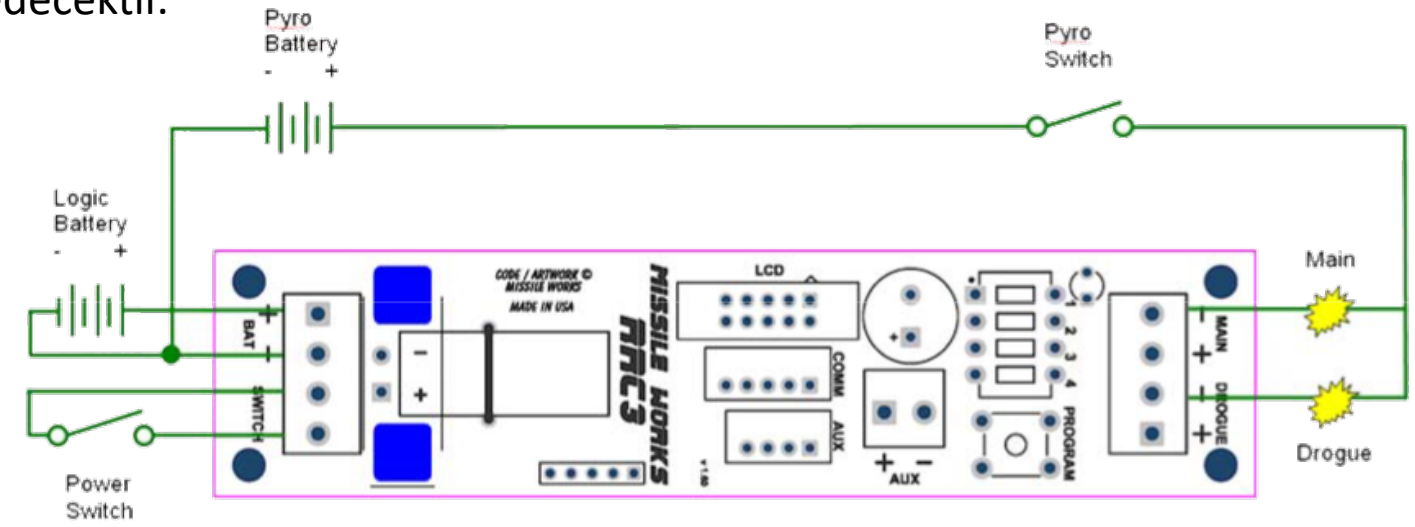


Roketimizin tek paraşütü vardır, paraşüt tepe noktasında açılması istenmektedir. Kart üzerinde yer alan DROGUE pinleri , hiçbir ayar yapılmadan tepe noktasında açılması için ayarlanmıştır.
Kurtarma sisteminin tepe noktasında aktifleştirmek için DROGUE pinlerini kullanmak yeterli olacaktır.
DROGUE pinlerinden gelen sinyaller kurtarma sisteminde bulunan mikrokontrolcüye aktarılacaktır ve sistemin çalışması sağlanacaktır.

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

- Hem ticari hem özgün sistem birbirinden bağımsız çalışmaktadır. Aviyonik sistemler ayrı güç kaynaklarından beslenecektir. Kurtarma sisteminin çalışacağı motor iki aviyonikten bağımsız olarak güç kaynağına sahip olacaktır. RRC3 'ün DROGUE pini kurtarma sisteminin tetiklemesine bağlı olacaktır. Roket tepe noktasına ulaştığında, özgün sistem çalışmasa dahi RRC3 tetiklemeyi başlatıp kurtarma sistemini aktif edecektir.





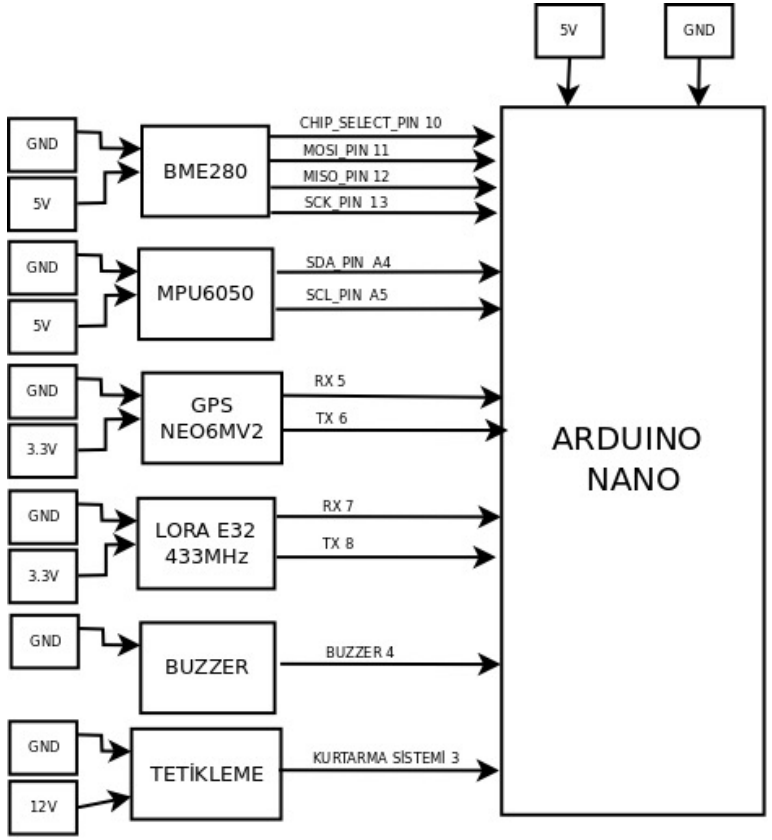
Bağlantı şeması RRC3 'ün kendi sitesinden alınmıştır. Şemada ;

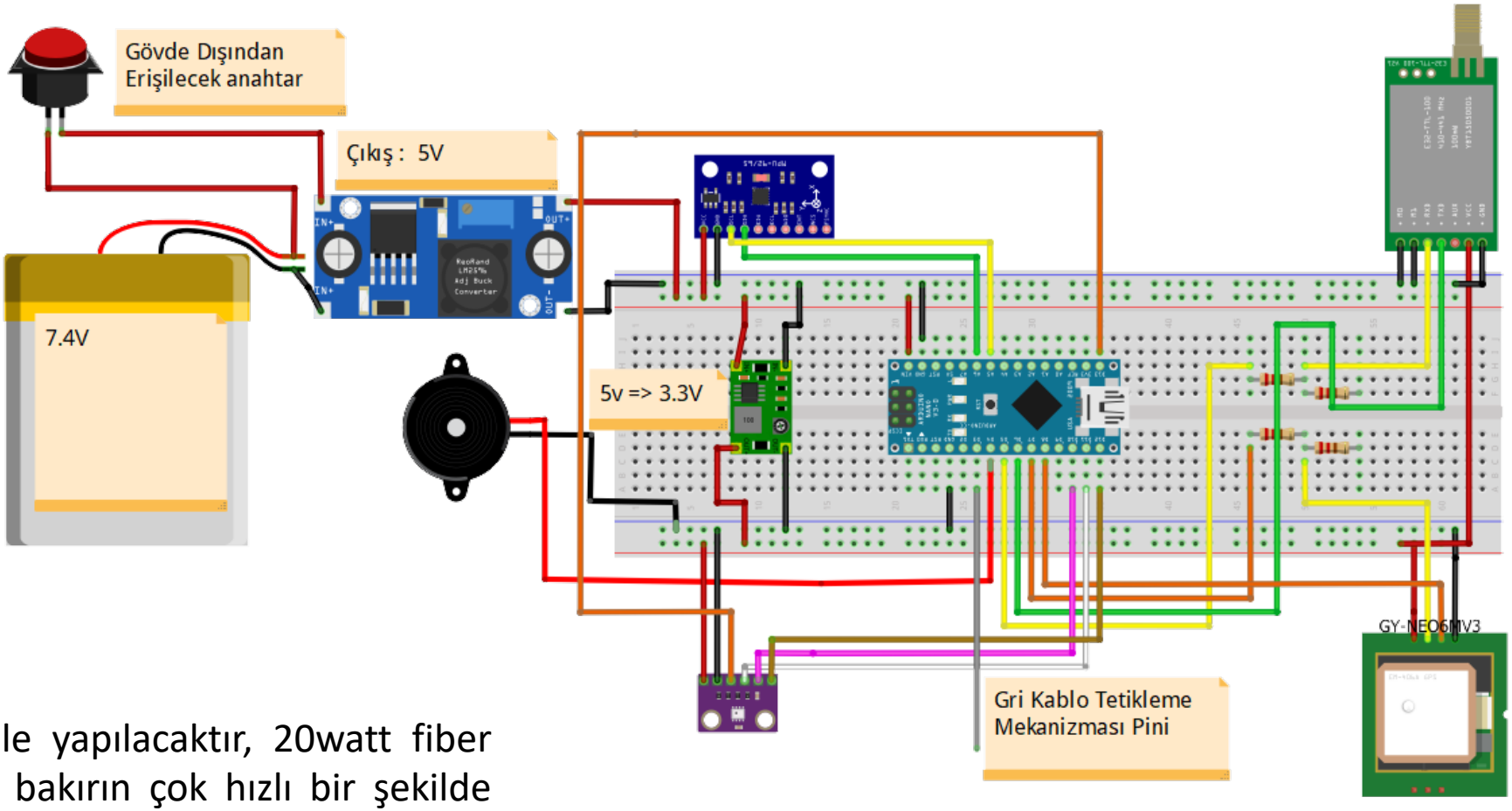
- Güç kaynağının nereye bağlanacağı
- Sistemi aç-kapa anahtarının nereye bağlanacağı
- Son olarak paraşüt kurtarma sistemlerine nasıl bağlanacağı gösterilmiştir.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	Arduino Nano	-	YOK
1. Sensör	BME 280 Basınç Sensörü	Evet	Sensörden gelen basınç değerine göre deniz seviyesine göre yükseklik hesabı yapılmaktadır. Yükseklik belirlenen seviyenin üstüne çıkmadıkça atış sistemi çalışmayacaktır. Bu sayede rokette herhangi bir sebep ile oluşabilecek kurtarma sisteminin erken tetiklenmesi engellenmiş olacak.
2. Sensör	MPU6050 İvme ve Gyro sensörü	EVET	BME280 sensörün den onay gelmişse , roketin yer eksenine göre yaptığı açı ölçülecek, açı istenen değerdeyse tetikleme yapılacak.
Haberleşme Modülü (Varsa)	Lora E32 SX1278 433MHz Telemetri Modülü	HAYIR	YOK
GPS Modülü (Varsa)	GY-NEO6MV2 GPS Modülü	HAYIR	YOK

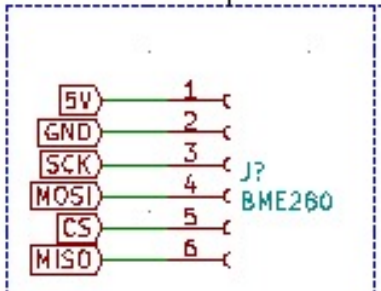
Aviyonik – 2.Sistem Detay/2





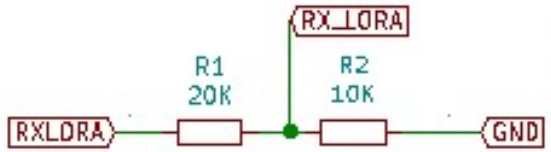
PCB üretimini lazer markalama cihazı ile yapılacaktır, 20watt fiber lazer ile bakır plaka üzerinde istenilen bakırın çok hızlı bir şekilde kazınması sağlanacaktır. Sonrasında el matkabı ile delikleri açılacaktır.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2.1

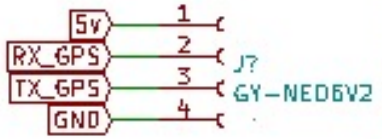


BME280

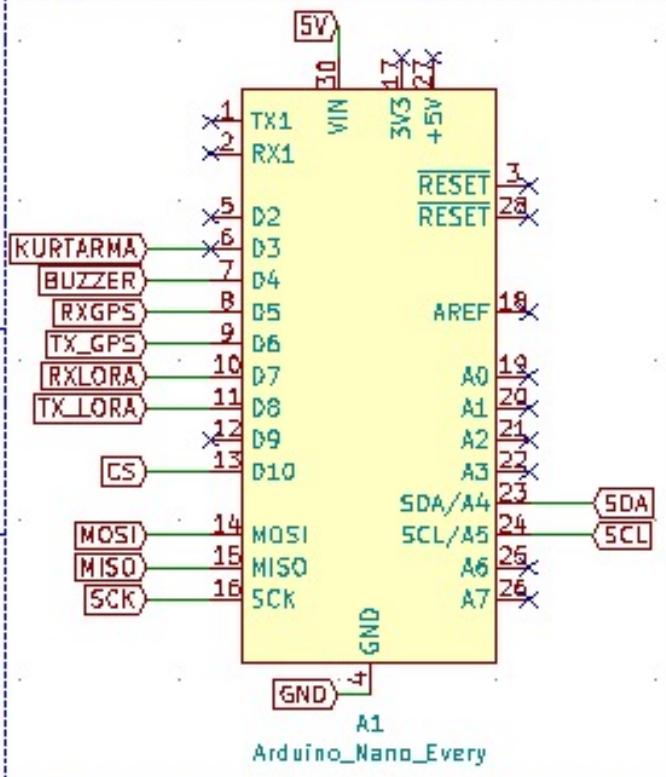
Voltaj Regülator Girişleri

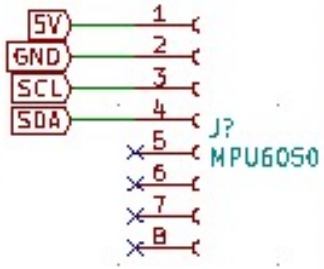


LORA İçin Voltaj Bölücü

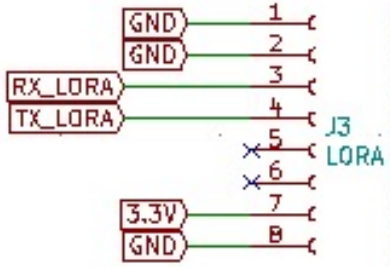


GY-NEO6MV2 GPS

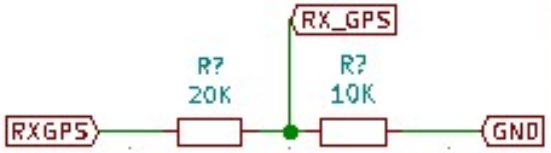




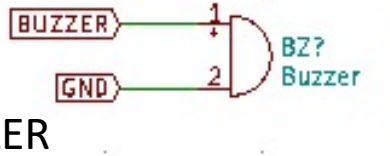
MPU6050



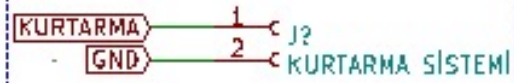
LORA SX1278



GPS İçin Voltaj Bölücü



BUZZER

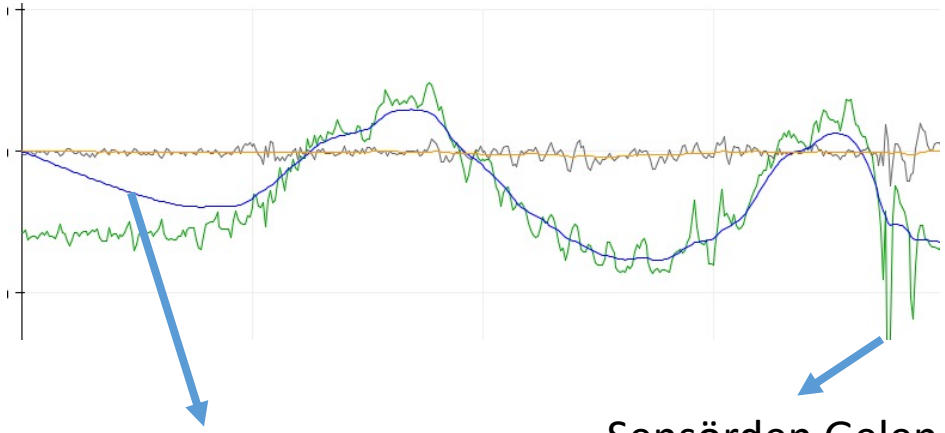


KURTARMA SİSTEMİ

- Uçuş bilgisayarı kart tasarımı gösterilmiştir.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

- Ana aviyonik sistemimiz kurtarma sistemi için iki temel tetikleme parametresi barındırmaktadır.
  - İlki BME280 nem-sıcaklık-basınç sensöründen gelen basınç bilgisinin yüksekliğe çevrilmiş halidir. Yükseklik verisi ile roketin belirli bir irtifadan önce kurtarma sisteminin çalışmasını engelleyecektir ve birim zamanda alınan basınç değerlerinin artış miktarlarına bakılarak tepe noktasına yakın bir noktada sistem ikinci kontrol mekanizmasını çalıştıracaktır.
  - MPU6050 sensörü ayrı ayrı 3 adet gyro ve eğim sensörüne sahiptir. Bu veriler kullanılarak roketin yer ekseni ile yaptığı açı hesaplanacaktır. Roket yer ile yaptığı açı uygun konumda tetikleme yapılacaktır.



Filtrelenmiş Veri

Sensörden Gelen Gürültülü Veri

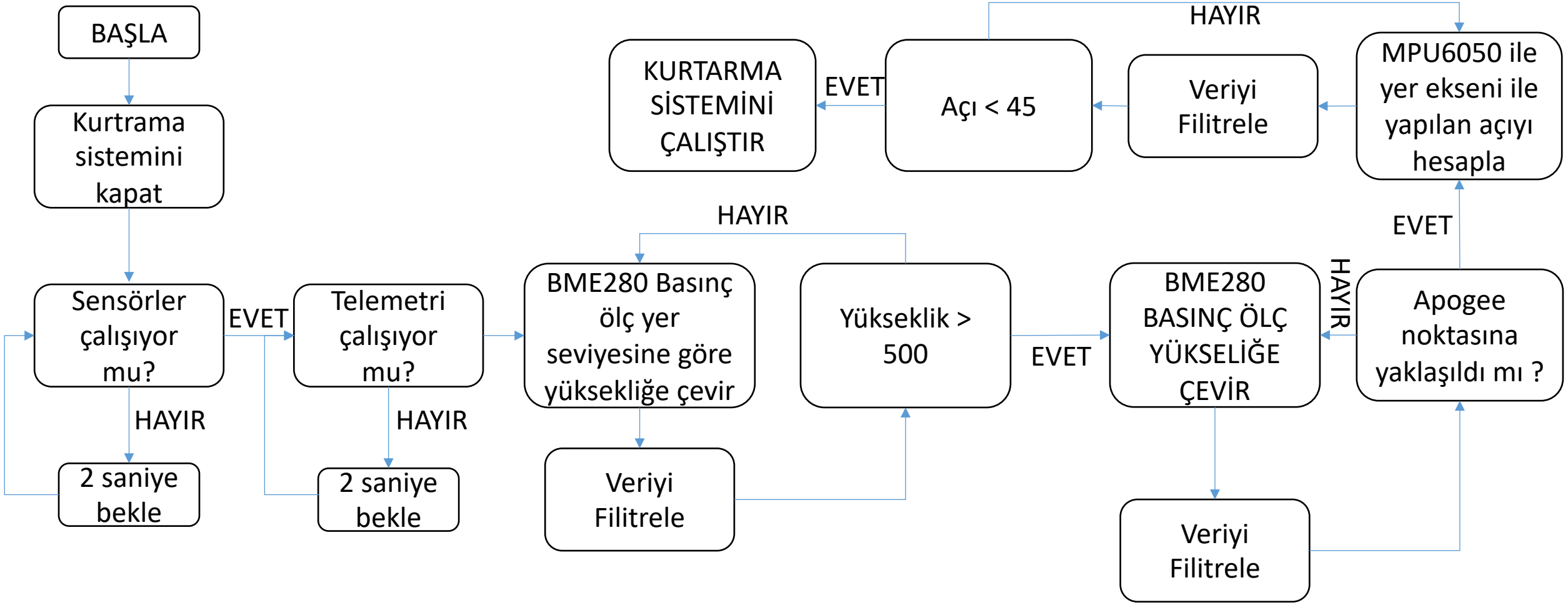
- Testlerimizde MPU6050 için en uygun filtreleme algoritmasının kalman olduğuna karar verdik. MPU'dan alınan roll ve pitch verileri üzerine çizdirilen kalman verileri gözlemlenmektedir. Sensörün aşırı tepki verdiği noktalarda kalman filtresi aşırı tepkiyi engellemiştir. BME280 sensöründen gelen basınç verileri içinde kalman filtresi uygulanacaktır. Bu sayede gürültüden arınmış kontrol edilebilir veri seti elde etmiş olacağız.

Kalman filtresini en basit şekilde yazacak olursak formülü :

$$X\ k = K\ k\ .\ Z\ k + (1 - K\ k\ ).\ X\ k{-}1$$

- $X\ k$ = Hesaplanan kalman değeri
- $K\ k$ = Kalman Kazancı
- $Z\ k$ = Ölçüm sonucu elde edilen değer
- $X\ k{-}1$ = Bir önceki hesaplanan Kalman değeri
- Burada $K\ k$ değeri dışındaki değerler bilinen değerlerdir.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3.1



Aviyonik – İletişim

- İletişim cihazı olarak Lora e32 sx1278 433mhz modülü tercih edilmiştir. Modülün uygun antenlerle 5000 metre içerinde veri iletimi sağlandığı öğrenildi.
- Yer istasyonunda Arduino Uno , Lora modülü ve 433Mhz 12Dbi yagi anten kullanılacaktır. Yönelimli bir anten olduğu için iletişimde yüksek kazanç sağlayacaktır.
- Faydalı yükte 433Mhz 2dbi anten kullanılacaktır.
- Roket avyoniğinde 433Mhz 4dbi anten kullanılacaktır.
- Hem faydalı yükten hem de roket avyoniğinden GPS verisini yer istasyonuna iletmeyi planlıyoruz.
- 433Mhz bandında 9600 baud rate iletim hızında maksimum 5 byte boyutunda bir veri gönderilecektir.

- https://pdf.direnc.net/upload/e32-usermanual-en-v1.pdf

- Serbest Uzay Kaybı = 20*log(433)+ 20*log(5000)-27.55 = 99.159
- İletim Kaybı = 2dbm
- Atmosferik Kaybı = 3dbm
- Polarizasyon Kaybı = 3dbm
- Gönderici Modülün Çıkış Gücü =30
- Faydalı yük Anten Kazancı = 12dbi + 2 dbi =14 dbi
- Roket Anten Kazancı = 12dbi + 4dbi =16dbi

- Roket aviyoniği için => -99.159 - 2 - 3 - 3 + 30 + 16
  => -61dbm
- Faydalı yük için => -99.159 - 2 - 3 - 3 + 30 + 14
  => -59dbm
- E32 (433T30D) serisi Lora modülü -145dbm ‘receiving sensivity ’değerine kadar karşılayabilmektedir. Çıkan sonuçlara göre rahatlıkla iletişim kurabileceklerdir.

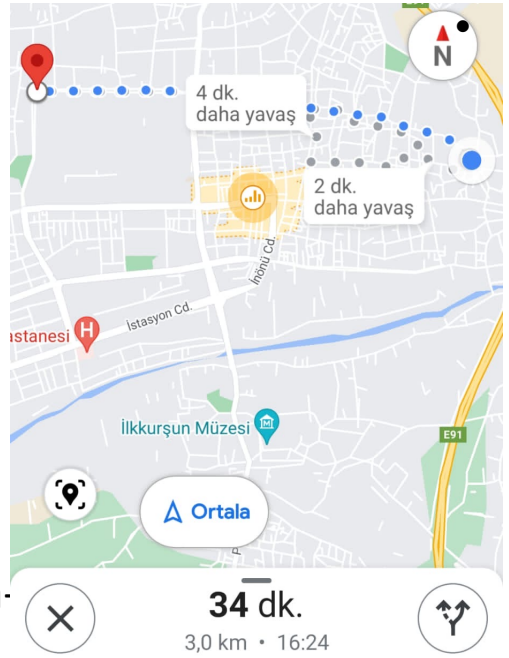
Aviyonik Prototip Testi

	Görev ADI	Başlangıç Tarihi	Bitiş Tarihi	Durumu
1	Haberleşme Testleri Prototip	-	-	Yapıldı
2	GPS Testleri Prototip	-	-	Yapıldı
3	Sensör Testleri Prototip	-	-	Yapıldı
4	Yazılım Testleri Prototip	-	-	Yapıldı
5	Breadboard üzerinde Fonksiyonellik Testi	-	-	Yapıldı
6	Aviyonik Sistemler İçin PCB üretimi	6.May.22	12.May.22	Yapılmadı
7	Haberleşme Testleri	13.May.22	17.May.22	Yapılmadı
8	GPS Testleri	17.May.22	19.May.22	Yapılmadı
9	Sensör Testleri	20.May.22	23.May.22	Yapılmadı
10	Yazılım Testleri	24.May.22	31.May.22	Yapılmadı
11	PCB Fonksiyonellik Testi	1.Haz.22	8.Haz.22	Yapılmadı

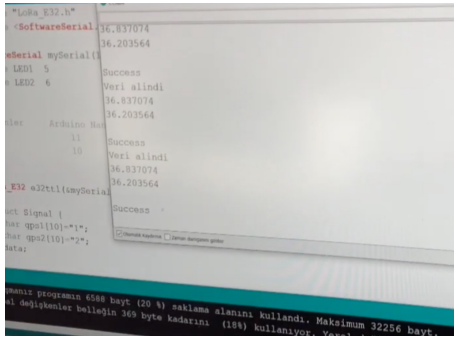
https://bilimgenc.tubitak.gov.tr/makale/acik-hava-basincinin-etkilerini-gozlemleyelim

Vakum Pompası

- Şekildeki vakum pompası ile ortamdaki hava boşaltılarak ortamın basıncı azaltılmaktadır. Basınç ölçer cihazımız pompadaki düşük basıncı ölçecek ardından kapak kaldırılarak ortamın basıncı eski haline gelecek ve kurtarma sisteminin tetiklemesi gerçekleşecektir.

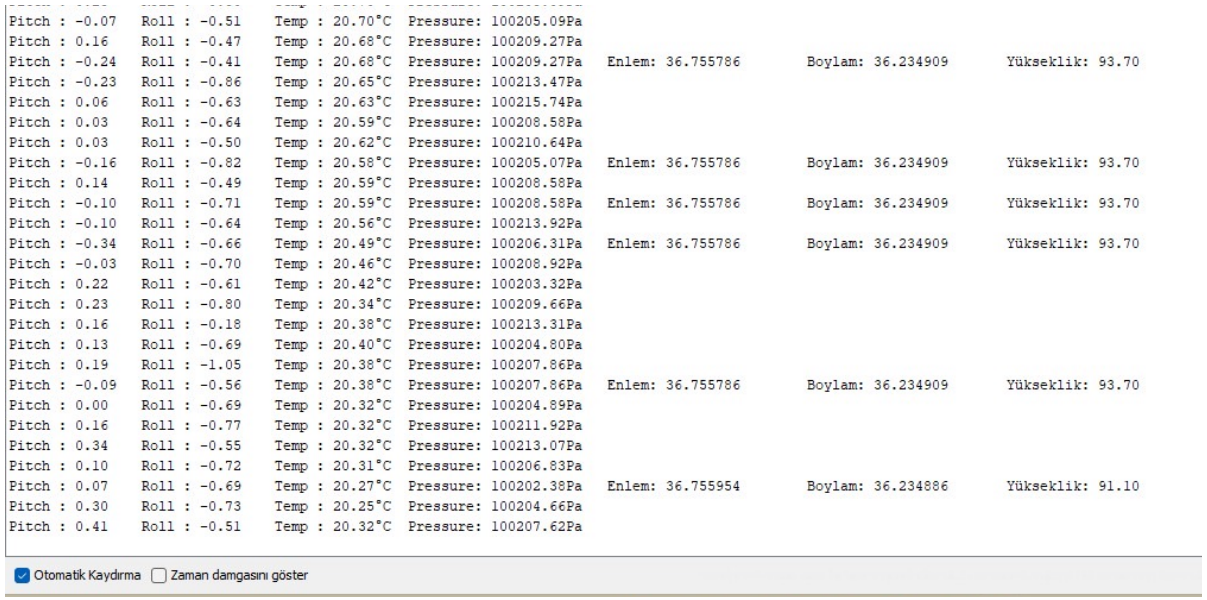


İletişim testimiz harita üzerinde belirtilen yol güzergahında yapılmıştır. 3 km'ye kadar veri iletim testimiz yapılmıştır. Düzgün bir şekilde veri alınmıştır. Alıcı ve verici devremizde Lora 433 Mhz telemetri modülü kullanılmıştır. Verici devremiz Gps ten aldığı veriyi alıcı modüle başarılı bir şekilde göndermiştir.



- Vericiden alınmış veriler yandaki resimde gösterilmiştir. Çektiğimiz iletişim videosunda da gösterilmiştir.

Aviyonik Prototip Testi



- MPU6050 sensörü ile fonksiyonellik testimizi breadbord üzerine koyduğumuz bir arduino ve led ile pich ve roll eksenlerinden gelen açıları kullanarak tetiklememizi gerçekleştirdik. Roll ve pich eksenlerini hareket ettirerek testimizi başarılı bir şekilde videomuzda gösterdik.

- Prototip düzeyinde ayrı ayrı bütün sensörlerin testlerini tamamladık. Aynı zamanda bütün sensörler tek breadboard üzerine kurulup algoritma testleri yapılmıştır.
- Testimizde Gps Neo6MV2, BM280, MPU6050, Arduino Uno modül ve sensörleri kullanılarak yazdığımız algoritmaların toplu bir şekilde testlerini başarılı bir şekilde gerçekletştirdik. Açık havada alınan verilerin görüntüsü yan tarafta mevcuttur. Alınan bilgilerde MPU6050'den roll ve pitch eksen bilgileri alınıp açıya çevrilmiştir. BM280 sensörümüzden sıcaklık ve basınç bilgisi alınmıştır. Basınç bilgisi daha sonra yükseklik bilgisine çevrilecektir. Roketin kurtarma sistemini tetikleme mekanizmasında aldığımız gürültüden arındırılmış açı ve yükseklik bilgisi kullanılacaktır. Yandaki resimde roket yere indikten sonra yer istasyonuna gönderilecek enlem ve boylam bilgisi yer almaktadır. Bu bilgiye göre atış sonrası ekibi roketin yere inişinden sonra aramayı gerçekleştirecektir.

Bütçe

Malzeme Adı	Fiyat (TL)	Adet	Malzeme Adı	Fiyat(TL)	Adet
RRC3	2445	1	Alüminyum Gövde	600	1 Adet 2metre
Arduino nano	360	3	Burun Konisi	1500	1
Lora 433 Mhz + 4Dbi Anten	1500	4	Kanatçık	625	3
12 dBi 433 Mhz Yagi Anten	750	1	Coupler	275	1
GY-NEO6MV2	156	2	Motor tutucu diskler	2265	4
BME280	39	1	Faydalı yük parçaları	1250	1
MPU6050	35	1	Kurtarma sistemi parçaları	750	1
M8 Mapa	85	4	Roket paraşütü ve ipi	1975	1
Şok Kordonu	50	1	Faydalı yük paraşütü ve ipi	850	1
Karabina M8	83 (Beşli)	3	Montaj için vidalar	125	50
ABS Filament	515	3	12 v Dc Motor	250	1
M6 Fırdöndü	108 (Üçlü)	3	TOPLAM	16.591,00 TL	

Kontrol Listesi

Şartname Maddeleri	Koşullar	KTR Başlığı	KTR'de Bilgi Verilen Sayfa
3.1.3, 3.1.6, 3.1.8, 3.1.9, 3.1.11,	• Yarışmaya Lise Kategorisinde yalnızca lise öğrencileri katılabilir. • Farklı öğrenim/öğretim kurumlarından kurulan karma takımlar yarışmaya kabul edilir. • Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur. • Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla 6 takım üyesi gelebilecektir. • Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur. Takım danışmanı ile ilgili özellikler ilgili maddede açıklanmıştır.	Takım Yapısı	2
3.1.23, 3.2.1.11.1	• Takımlar, yarışma komitesinin kendilerine sağlayacağı motoru kullanmakla sorumludurlar. • Lise Kategorisi için L1050 model motor	Yarışma Roketi Genel Bilgiler	3
3.2.1.1, 3.2.2.1	• 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. • Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmalıdır	Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1.1	40
3.2.1.20, 3.2.3.1	• 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. • Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.	Görev Yükü	43

Kontrol Listesi

Şartname Maddeleri	Koşullar	KTR Başlığı	KTR'de Bilgi Verilen Sayfa
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.	Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2	42
3.2.4.1, 3.2.4.5	• Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir. • Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.	Genel Tasarım	4
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.	Yarışma Roketi Genel Bilgiler	3
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.	Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm	17
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.	Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.) , Burun Konisi Mekanik Görünüm	12 , 19

Kontrol Listesi

Şartname Maddeleri	Koşullar	KTR Başlığı	KTR'de Bilgi Verilen Sayfa
3.2.6.3, 3.2.6.4, 3.2.6.9, 3.2.6.10, 3.2.6.11, 3.2.6.12	• Lise kategorisinde asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarı kullanılması zorunludur (iki (2)adet uçuş kontrol bilgisayarı kullanma zorunluluğu yoktur). • Lise kategorisinde kullanılacak asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarının ticari ürün olmasızorunludur. • Sistemde kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarının arasında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bağlantı olamaz • Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır. Her bilgisayarın kendisine ait işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması olmalıdır. • Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmalıdır. • Uçuş kontrol bilgisayarları ve/veya bağlı oldukları sistemlerden biri kısmen veya tamamen bozulsa bile diğeri roketin kurtarma işlevlerini aksaksız ve durmaksızın yerine getirmelidir.	Aviyonik – Özet	49
3.2.6.13, 3.2.6.14	• Uçuş kontrol bilgisayarlarında en az iki (2) adet sensör bulunmalıdır ve uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmalıdır. • Bütün uçuş kontrol bilgisayarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır.	Aviyonik – 2.Sistem Detay/1	53
3.2.6.16	• Uçuş kontrol algoritmasında GPS'den gelen veriler ile ayrılma sistemi tetiklenmemelidir	Aviyonik – 2.Sistem Detay/1	53

Kontrol Listesi

Şartname Maddeleri	Koşullar	KTR Başlığı	KTR'de Bilgi Verilen Sayfa
3.2.6.18 , 3.2.6.19	• 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. • Kurtarma sistemleri istemsiz olarak aktif konuma gelmemelidir.	Aviyonik – 2.Sistem Detay/3.1	57
3.2.6.20, 3.2.6.21.1, 3.2.6.22, 3.2.6.23	• Bütün takımların, roketlerinden ve faydalı yüklerinden anlık olarak veri alan bir yer istasyonuna sahip olması gerekmektedir. • Roketlerin kurtarılmasına çıkılması için rokete ait konum verilerinin yarışmacı yer istasyonuna anlık olarak iletilmiş olması gerekmektedir. • Roket parçalarının yer istasyonundan uzak yerlere düşeceği göz önüne alınmalı ve alıcı-verici antenlerin menzili roketlerin uçuş yörüngesi dikkate alınacak şekilde seçilmelidir. • RF modülünün gücü değerlendirilerek link bant genişliği bütçesinin yapılması ve ilgili tasarım raporlarında sunulması gerekmektedir.	Aviyonik – İletişim	58
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.	Görev Yükü , Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm	44,17
3.2.6.33	• Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir.	Aviyonik – 2.Sistem Detay/3	56

Kontrol Listesi

Şartname Maddeleri	Koşullar	KTR Başlığı	KTR'de Bilgi Verilen Sayfa
3.2.6.34	• Karar verme parametrelerinde sensörlerden okunan veriler esas olmalıdır.	Aviyonik – 2.Sistem Detay/1	56-57
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.	Aviyonik – 2.Sistem Detay/3	56

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	Cıvata	İki parçayı birbirine bağlamak	Cıvatanın paslanması	Yüksek neme maruziyet	Depolama Taşıma	Cıvatanın mukavemetinin azalması	Roketin yapısal bütünlüğünü yitirmesi	Görsel Muayene	Rokette kullanılan cıvataların korozyona dayanıklı malzeme ile kaplanması	Nem testi yapılması	İkinci bir bağlantı elemanının aynı yapısal parçaların bağlantısı için kullanılması	7
HT-2	Uçuş Bilgisayarı	Uçuş verilerinin analiz edilmesi ve görev komutlarının oluşturulması	İşlemci arızası	Yüksek titreşim ve şok seviyeleri	Uçuş	UB yazılımının çalıştırılaması	Görev adımlarının başarılı bir şekilde gerçekleştirilememesi	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

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-3	Batarya	Aviyoniklere güç sağlanması	Arayüzde temassızlık sonucu bataryanın güç aktarımı yapamaması	Montaj hatası ve uçuş titreşimi	Uçuş	Rokette bulunan aviyonikleri n çalışmaması	Görev komutlarını n üretimeme mesi ve roket ile iletişim kurulamam ası	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-4	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-5	Ana Paraşüt	Roketin apogee noktasından güvenli ve sağlam şekilde iniş yapması	Paraşütün yırtılması	Paraşütün taşınırken yırtılması	Depolama Taşıma	Paraşütün mukavemet sağlayamaması	Roketin güvenli ve istenen şekilde iniş yapamaması	Görsel Muayene	Ana paraşüt kumaşının mukavemeti yüksek bir malzeme seçilmesi, taşınma sırasında yırtılabilecek yerler için yedek yama parçaları taşınması	Uçuş öncesi yer testleri	Doğru paraşüt kumaşı seçimi	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-6	Ana Paraşüt - 2	Roketin apogee noktasından güvenli ve sağlam şekilde iniş yapması	Paraşütün açılmaması	Paraşütün düzgün katlanmaması	Depolama Uçuş	Paraşütün açılamaması	Roketin güvenli ve istenen şekilde iniş yapamaması	Görsel Muayene	Paraşütün katlanıp daha önceden açılma testlerinin yapılması	Uçuş öncesi yer testleri	Doğru paraşüt katlama tekniği	7
HT-7	Payload Paraşütü	Payload'un güvenli ve istenen şekilde iniş yapması	Paraşütün yırtılması	Paraşütün taşınırken yırtılması	Depolama Taşıma	Paraşütün mukavemet sağlayaması	Payload'un güvenli ve istenen şekilde iniş yapamaması	Görsel Muayene	Payload paraşüt kumaşının mukavemeti yüksek bir malzeme seçilmesi, taşınma sırasında yırtılabilecek yerler için yedek yama parçaları taşınması	Uçuş öncesi yer testleri	Doğru paraşüt kumaşı seçimi	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-8	Payload Paraşütü - 2	Payload'un güvenli ve istenen şekilde iniş yapması	Paraşütün açılmaması	Paraşütün düzgün katlanmaması	Depolama Uçuş	Paraşütün açılamaması	Payload'un güvenli ve istenen şekilde iniş yapamaması	Görsel Muayene	Paraşütün katlanıp daha önceden açılma testlerinin yapılması	Uçuş öncesi yer testleri	Doğru paraşüt katlama tekniği	7
HT-9	Şok Kordonu	Roketin görev esnasında yapısal bütünlüğünün sağlanması	Şok kordonunun kopması	Şok kordonunun kaldırabileceğinden daha fazla kuvvete maruz kalması	Uçuş	Şok kordonunun bütünlüğünü yitirmesi	Roketin görev esnasında yapısal bütünlüğünü yitirmesi	Telemetre verileri Görsel Muayene	Şok kordonu malzemesinin yapılan hesaplamalara göre -tahmini- maruz kalacağı kuvvetin şiddetine göre seçilmesi	Mukavemet testleri	Doğru şok kordonu seçimi	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-10	Şok Kordonu - 2	Roketin görev esnasında yapısal bütünlüğünün sağlanması	Şok kordonunun bağlı olduğu mapaların kopması	Mapaların kaldırabileceğinden fazla kuvvete maruz kalması, mapaların düzgün sabitlenmemesi	Depolama Uçuş	Mapaların şok kordonunu tutamaması	Roketin görev esnasında yapısal bütünlüğünü yitirmesi	Telemetre verileri Görsel Muayene	Mapa malzemesinin yüksek mukavemete sahip maddeden seçilmesi, mapaların sabitlik testlerinin yapılması	Mukavemet testleri	Doğru mapa seçimi	7
HT-11	Paraşüt İpleri	Paraşütlerin mapalara bağlanmasını sağlamak	Paraşüt iplerinin kopması, kesilmesi, zedelenmesi	Paraşüt iplerinin taşınırken zarar görmesi	Depolama Taşıma	Paraşütün işlevini yitirmesi	Paraşütlerin görevlerini tamamlayamaması, kurtarma görevinin başarısız olması	Görsel Muayene	Paraşüt iplerinin taşınması için zarar görmeyecekleri şekilde paketlenmesi	Uçuş öncesi yer testleri	Paraşüt iplerinin doğru yerleştirilmiş olması sebebiyle zarar görmüş paraşüt iplerinin, sağlam paraşüt ipleri tarafından tolere edilebilmesi	6

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-12	Kanatlar	Roket uçuş yönünün stabilize edilmesi	Kanat hizalarının farklı olması	Yanlış montaj stratejisi	Depolama	Roketin uçuş yönünün stabilize edilememesi	Roketin istenen yönde hareket etmemesi	Görsel Muayene Ölçüm	Kanat yuvalarının aynı hizada tasarlanması	Uçuş öncesi ölçümleri		7
HT-13	Kablolama	Roket içerisinde aviyonik elemanlara güç iletimi	Kabloların bağlantı yerlerinden kopmaları	Montaj hatası ve uçuş sırasındaki titreşim	Uçuş	Sistemlerin eksik veya tamamen çalışmaması	Roketin hedeflenen görevleri tamamlayamaması	Görsel Muayene Uçuş Öncesi Testleri	Kabloların kelepçelenmesi	Uçuş öncesi gözle muayene	Kabloların sağlam yerleştirilmesi	10
HT-14	Telekomünikasyon - Faydalı Yük	Faydalı yükten gelen verilerin yer istasyonuna iletimi	Çekim menzilinin yetersiz olması, haberleşmenin stabil olmaması	Düşük menzilli anten seçimi, donanımı düşük bir anten seçimi	Uçuş	Faydalı yük verilerinin alınamaması, anlık veya doğru alınamaması	Faydalı yükün bulunamaması	Yer istasyonu testleri	Yeterli menzil alanının üstünde menzil alanına sahip bir anten seçimi	Uçuş öncesi telekomünikasyon testleri	Yeterli menzil alanının üstünde menzil alanına sahip, anlık veri iletimi hassasiyeti yüksek olan bir anten seçimi	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-15	Telekomünikasyon - Yer İstasyonu	Roketten ve faydalı yükten gelen verilerin yer istasyonuna iletimi	Çekim menzilinin yetersiz olması, haberleşmenin stabil olmaması	Düşük menzilli anten seçimi, donanımı düşük bir anten seçimi	Uçuş	Roketten ve faydalı yükten gelen verilerin alınamaması, anlık ve doğru alınamaması	Roketin ve faydalı yükün bulunamaması	Yer istasyonu testleri	Yeterli menzil alanının üstünde menzil alanına sahip bir anten seçimi	Uçuş öncesi telekomünikasyon testleri	Yeterli menzil alanının üstünde menzil alanına sahip, anlık veri iletimi hassasiyeti yüksek olan bir anten seçimi	10
HT-16	GPS Modülü	Roket konumunun tespit edilmesi	Veri alınamaması, doğru veri alınamaması	Frekans gürültüsü	Uçuş	Sinyalin gönderilmemesi, doğru sinyal alınmaması	Kurtarma görevinin başarısızlıkla sonuçlanması	Telemetre verileri, yer istasyonu testleri	Anlık ve doğru veri verme hassasiyeti yüksek GPS-Anten modülü seçimi	Yer istasyonu testleri	Yeterli donanımlara sahip GPS modülü seçimi	7
HT-17	GPS Modülü - 2	Faydalı yük konumunun tespit edilmesi	Veri alınamaması, doğru veri alınamaması	Frekans gürültüsü	Uçuş	Sinyalin gönderilmemesi, doğru sinyal alınmaması	Kurtarma görevinin başarısızlıkla sonuçlanması	Telemetre verileri, yer istasyonu testleri	Anlık ve doğru veri verme hassasiyeti yüksek GPS-Anten modülü seçimi	Yer istasyonu testleri	Yeterli donanımlara sahip GPS modülü seçimi	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-18	GPS - Uydu Anlaşmazlığı	Görev elemanlarının konumunun tespit edilmesi	Veri alınamaması, doğru veri alınamaması	Uydu yetersizliği, uydulardan veri alamama	Uçuş	Doğru verilerin sağlanamaması ya da hiç veri sağlanamaması	Kurtarma görevinin başarısızlıkla sonuçlanması	Telemetre verileri, yer istasyonu testleri	GPS modülü seçilirken alıcı potansiyeli yüksek seçilmesi	Yer istasyonu testleri	Yeterli donanımlara sahip GPS modülü seçimi	7
HT-19	Barometrik Basınç Sensör Modülü (BBS)	Hava basıncını ölçmek, yükselik bilgisi paylaşmak	Veri alınamaması, doğru veri alınamaması	Sensörün hatalı ölçüm yapması	Uçuş	Doğru veri alınamaması	Görev adımlarının başarılı bir şekilde gerçekleştirilememesi	Telemetre verileri, yer istasyonu testleri	Anlık ve doğru veri verme hassasiyeti yüksek BBS seçimi	Yer istasyonu testleri	Yeterli donanımlara sahip BBS modülü seçimi	7
HT-20	Uçuş Bilgisayarı ve Algoritma Komut/Görev Testi	Uçuş bilgisayarının sensörlerden gelen verileri derlemesi ve işleyip kullanması	Hatalı programlama, programın yanlış çalışması	Hatalı programlama	Uçuş	Roketten gelen verilerin yanlış işlenmesi ve kullanılması	Aviyonik sistemlerin hatalı çalışması	Yer istasyonu testleri	Yazılımın test edilmesi	Uçuş öncesi yer testleri	Testlerin sonucunda programlamanın güncellenmesi	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-21	Faydalı Yük Ayırma Mekanizması - Motor	Sistemin tetiklenmesini sağlayarak faydalı yükün ayrılmasını sağlamak	Sistemin tetiklenmemesi	Motor gücünün yetersiz kalması	Uçuş	Motorun etkisiz kalması	Faydalı yükün ayrılamaması	Uçuş Öncesi Testleri	Faydalı yük ayrılma koşullarının mekanik şekilde önceden test edilmiş olması	Uçuş öncesi yer testleri	Faydalı yük ayırma sistemi motorunun mekanik aksamı tetikleyebilecek güce sahip olacak şekilde seçilmesi	7
HT-22	Burun Konisi	Havanın rokete uygulayacağı aerodinamik etkinin azaltılması	Burun konisinin uçuş koşullarına dayanamaması sonucu yapısal deformasyon	Burun konisi malzemesinin mukavemetinin düşük olması	Uçuş	Roket yapısının bozulması	Roketin hedeflenen görevleri tamamlayamaması	Uygulamalı denetleme Gözle Muayene	Burun konisi malzemesinin uçuş koşullarına dayanıklı olması, uçuş koşullarına uygun tasarlanması	Mukavemet testleri	Burun konisi malzemesinin uçuş koşullarına uygun olarak seçilmesi ve mukavemet testlerinin yapılması	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-23	Motor	Rokete itki gücü sağlamak	Motorun yuvasına sığmaması, motorun yuvasına oturmaması, motorun sabitlenememesi, motor bloğunun motora geniş gelmesi	Motor yuvasının hatalı ölçülerde tasarlanması, motor yuvasının hatalı şekilde üretilmes	Rampaya yükleme ve atışa hazırlık	Uçuşun gerçekleşmemesi	Uçuş izni verilmemesi	Uygulamalı denetleme Ölçüm	Motor yuvasının motor ile uyumlu ölçülerde tasarlanması, üretilen motor yuvasının önceden test edilmesi	Uçuş öncesi ölçümler ve testler	Motorun boyutlarına göre yuvanın kılavuzlanması ve buna göre tasarlanıp/üretilmesi	10
HT-24	Mapa	Rokette paraşütleri ve şok kordonlarını bağlamak için kullanılması	Mapanın yuvaya oturmaması, mapanın yuvadan çıkması, mapanın kırılması	Kılavuzun düzgün açılmaması, mapanın dayanabileceğin fazla kuvvete maruz kalması	Depolama Taşıma	Mapanın işlevini yitirmesi	Kurtarma sisteminin işlevini yitirmesi, roket bütünlüğünün bozulması	Uygulamalı denetleme	Çekme-mukavemet testleri	Mukavemet testleri	Kılavuzun uygun şekilde açılması, kullanılan mapaların mukavemeti yüksek olan çelikten olması	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-25	Gyro/İvme Sensörü Modülü	Roketin ivme ve eksen verilerini sağlamak	Yanlış veri alınması	Modül hassasiyetinin düşük/yetersiz olması	Uçuş	Roketin eksen bilgisinin alınamaması	Faydalı yük ayırma mekanizmasının tetiklenememesi/ yanlış noktada tetiklenmesi	Telemetre verileri, yer istasyonu testleri	Seçilen modülün test edilmesi ve verilerin filtrelenmesi	Uçuş öncesi testleri	Yüksek hassasiyete sahip modül seçimi	8