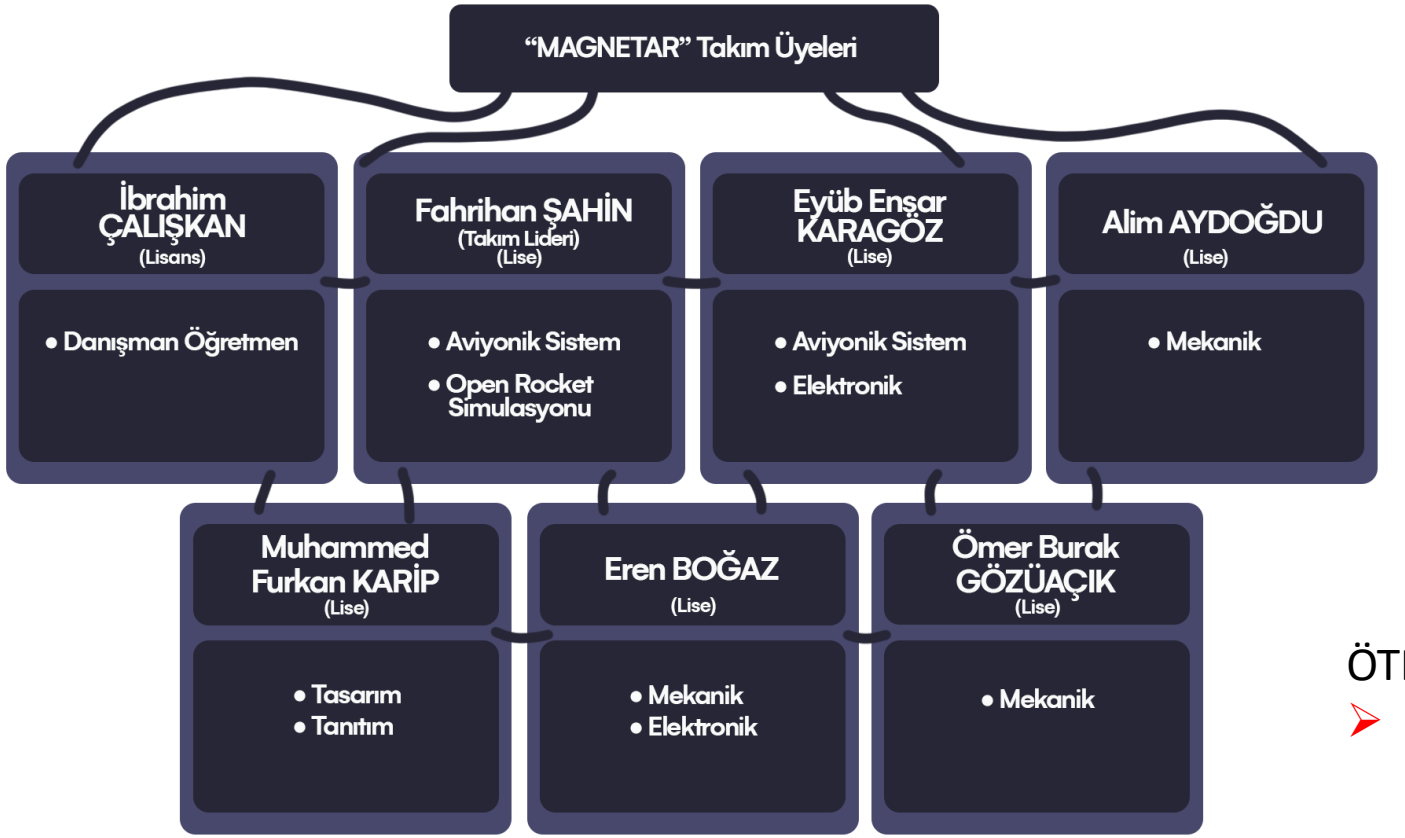
TEKNOFEST 2022
ROKET YARIŞMASI
Lise Kategorisi
Kritik Tasarım Raporu (KTR)
Sunuşu
Magnetar Roket Takımı

Takım Yapısı



- Danışman öğretmen Pendik İTO ŞAAİHL okulunda fizik eğitimi vermektedir.
- Tüm takım üyeleri Pendik İTO ŞAAİHL'de eğitim görmektedir.
- Takım, danışman öğretmen dahil 7 kişiden oluşmaktadır.
- Tüm öğrenciler lise öğrencisidir.

ÖTR Raporunda:

- Ahmet Emin Yalçın, Mustafa Vefa Demir ve Yusuf Talha Parlak Takımdaydı. KTR'de bu kişiler takımdan ayrılmıştır.

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	1790 mm
Çap (mm):	117 mm
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	10982 g
Yakıt Kütlesi (g):	1864 g
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	1584 g
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	4300 g
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	17580g

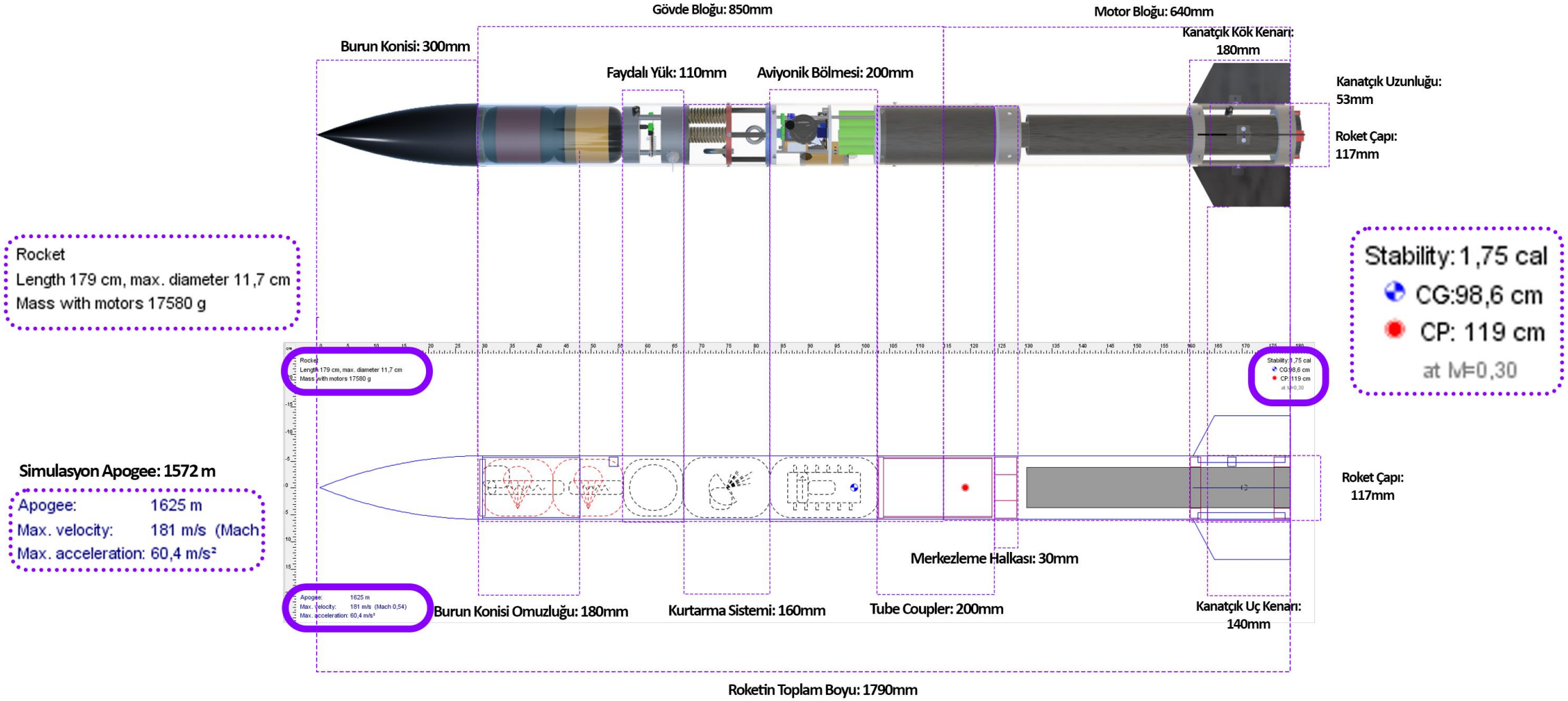
Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	6.070
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	25,9 m/s
Stabilite (0.3 Mach için):	1,75 cal
En büyük ivme (g):	60.7 m/s^2
En Yüksek Hız (m/s):	181 m/s
En Yüksek Mach Sayısı:	0.54
Tepe Noktası İrtifası (m):	1572 m

Motor

L1050

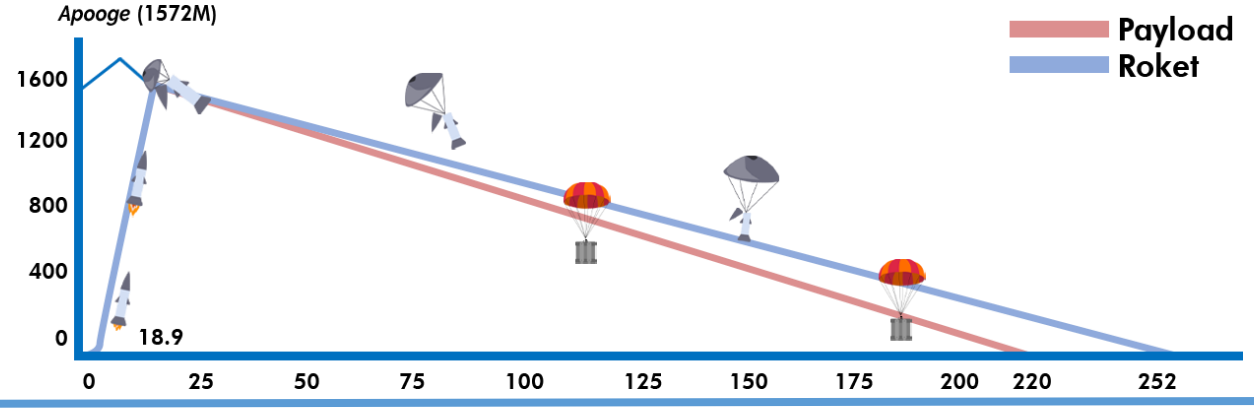
Genel Tasarım



Operasyon Konsepti (CONOPS)

Uçuş Profil Tablosu			
	Zaman	İrtifa	Hız
Fırlatma	T	0	V
Rampa Tepesi	T+ 0.52	6 m	V + 25.77 m/sn.
Burn Out	T + 3.77	378.66 m	V + 172.56 m/sn.
Tepe Noktası	T+ 18.86	1573 m	V + - 0.45 m/sn.
Paraşüt Açılması	T+ 19	1572 m	V + - 1.36 m/sn.
Roket Paraşüt Sonrası (Yerle Temas)	T+ 233	0	V + -6.73 m/sn.

Uçuş Profil Tablosu			
Faydalı Yük Ağırlığı (g) (Şok kordonu 20g ve paraşüt ağırlığı 300 g dahil) :4620g	Zaman	İrtifa	Hız
Payload Paraşüt Sonrası (Yerle Temas)	T + 201	0	-7.8 m/sn.



- Uçuş Profil Tablosu'ndaki verilere, Open Rocket yazılımı simülasyon sonuçlarının Excel dosyası şeklinde Export edilmesi sonucunda ulaşılmıştır.
- Open Rocket yazılımında iniş sırasında Payloadın Roketten ayrı bir biçimde indiğindeki veriler hesaplanamadığı için buradaki veriler DESCENT yazılımı ile hesaplandı ve ikinci bir tablo olarak eklendi.

➢ Yandaki görsel, roketin uçuş sürecince Yükseklik-Zaman grafiğidir.

ÖTR - KTR Değişimler – 1.1

Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada	ÖTR'de neydi	KTR'de ne oldu ?	KTR'de hangi sayfada ?	Açıklama
Roket Boyu	3	176 cm	179 cm	3	Üst Gövde 3cm uzatıldı.
Aviyonik Tasarım Uzunluğu	6	17 cm	20 cm	44	
Payload Tasarımı		Eski tasarım ve uzunluk	Yeni tasarım uzunluk	40	Yeni tasarımın gereği ve yeni ölçüler verildi
Kurtarma Sistemi Çubuk Ölçüleri	20	45 mm	62 mm	31	Tasarım ölçü değişikliği
Kurtarma Sistemi Plaka ve Çubuk Kalınlığı	20	20 mm ve mm	10 mm ve 10 mm	31	Ağırlığı azaltmak için inceltilmiştir
Üst Gövde Boyu	14	82 cm	85 cm	19	Aviyonik sistemde komponentlerin kapladığı yer sebebiyle 3 cm'lik uzamaya gidilmiştir.
Stabilite	3	1.77 cal	1.75 cal	3	Stabilite 0,02 cal azalmıştır.
Apogee	3	1606 m	1572	3	Apogee 34 m azalmıştır.
Max Velocity	3	178 m/s	181 m/s	3	En yüksek Hız 3 m/s artmıştır.
Max Accelaration	3	59.5 m/s^2	60.7 m/s^2	3	En büyük ivme 1.2 m/s^2 artmıştır.
Roket Ağırlığı	3	17810 g	17580 g	3	Roket ağırlığı 230 gram azalmıştır.
CG,CP	4	CG = 96,2 cm CP = 117 cm	CG = 98,6 cm CP = 119 cm	4	Ağırlığın değişmesi ve roket boyunun değişmesi sebebiyle basınç merkezi ve ağırlık merkezi değişmiştir.
Rampa Çıkış hızı	3	25.5 m/s	25.9 m/s	3	Roket ağırlığının azalması sebebiyle rampa çıkış hızı 0.4 m/s artmıştır.
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı	3	6.06	6.07	3	Roket ağırlığının değişmesi sebebiyle itki/ağırlık oranı artmıştır.
Yükseklik Zaman Grafiği	5	Eski rokete göre hesaplandı	Yeni rokete göre hesaplandı	5	Ağırlık gibi faktörlerin değişmesi sebebiyle zaman değişmiştir
Kurtarma Sistemi aktifleştiricisi	20	Röle kullanılıyordu	Mosfet kullanılıyor	49	Roketin Apogee noktasında yüksek g kuvvetine maruz kalması sebebiyle mekanik bir çalışma prensibi olan röleden mosfete geçilmiştir.

ÖTR - KTR Değişimler – 1.2

Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada	ÖTR'de neydi	KTR'de ne oldu ?	KTR'de hangi sayfada ?	Açıklama
Kanatçık Üretim Makinesi	11	CNC	Lazer Kesim	16	Daha hassas kesim için Lazer kesim seçildi.
Payload PCB	27	Micro SD kart vardı GPS PCB'nin üzerindeydi	Micro SD kart çıkarıldı GPS sokete çevrildi	38	Yer ve maddi eksiklik nedeniyle bu değişiklikler yapılmıştır
Yedek Sistem Veri Filtreleme Yöntemi	40	Verilerin aritmetik ortalamasının alınması	Kalman filtresi	55	Sağlıklı veri elde edebilmek için veri filtreleme yöntemi değişmiştir.
Aviyonik Lockey Sayısı	33	1	2		
Thrust Ring	17	35'mm kalınlığındaydı	40'mm kalınlık	27	Mukavemet amaçlı kalınlaştırma
Payload Paraşüt Delik boyutu	24	15 cm	14 cm	37	Paraşüt çapı değiştiği için ve deliğin tüm çapa olan oranı gereği 14 cm olmuştur
Roket Paraşüt alanı	25	5,0392 m²	4,4693 m²	39	Paraşütü çapı değişmesi sebebiyle alan da değişmiştir
Takım Yapısı	2	Yusuf Talha Parlak, Mustafa Vefa Demir ve Ahmet Emin Yalçın Takımdaydı.	Bu kişiler Takımdan Ayrıldı.	2	Takım, Danışman ile Toplamda 7 kişidir.
Bütçe	42	Fiyatlar eski kura göre hesaplanmıştı	Fiyatlar güncel kura göre hesaplanmıştır	58 ve 59	Fiyatlar güncellenmiştir
Kurtarma Yay Pozisyonları	20	Yayların konumu farklıydı	Merkez yay kurma çubuğuna alındı	32	Dengenin daha iyi sağlanabilmesi amaçlandı.

ÖTR - KTR Değişimler - 2

Yeni İçerik Konusu	KTR'de İçerik Detayı ?	KTR'de Hangi sayfada	Açıklama
Kanatçık L demir cıvata ölçüleri	Gövdeye M3, Kanatçığa M2 vida kullanılacak	18	Bu detay KTR’de verildi
Yayların sabit kalmasını sağlayacak çubuk	Prototip sırasında dönmesi sebebiyle yayların içine alüminyum çubuklar yerleştirilecektir.	33	Bu detay KTR’de verildi

Kütle Bütçesi

Roket Ürün Ağacı				
Alt Sistem İsmi	Komponent	Adet Kütlesi(gram)	Malzeme	Adet
Aviyonik Sistem	RRC3 Sport Altimeter	17g	Ticari Sistem	1
	2. Uçuş Bilgisayarı	100g	PCB + Kompanentler	1
	Pil	51g	Li-ion	6
	Anahtarlı Switch	25g	Alüminyum	1
	Altimeter (Hakem Heyeti Tarafından Verilen)	10g	Altimeter Two	1
	Destekleyici Malzeme	25g	Vida,Kablo vs.	1
	Plakalar ve Çubuklar	52g	PLA	3
	STP30NF10 MOSFET	9g	Kompanent	2
	Hakem Altimeter	10g	-	1
Payload Bilgisayarı	Arduino Nano	10g	Kompanentler	1
	Lora Telemetri	15g	Kompanentler	1
	Micro SD	10g	Kompanentler	1
	GY-NE6mv GPS	10g	Kompanentler	1
	Boş Devre Kartı	10g	PCB	1
	Anahtarlı Switch	25g	Kompanent	1
	Pil	45g	Li-ion	2
Kurtarma Sistemi	Alt ve Orta Plaka	218,5g	Alüminyum	2
	Ust Plaka	218,5g	Alüminyum	1
	Yaylar	40g	Alüminyum	3
	Çubuklar	44g	Alüminyum	5
	Kelepçe	2g	Plastik	1
	Destekleyici Malzeme	20g	Vida,Tel vs.	1
	Orta Çubuk	44g	Alüminyum	1

- Excel dosyası ayrıca sisteme yüklenmiştir.
- Ağırlığı değişen kompanentler raporun kendisi için ayrılmış ilgili slaytlarında sebepleri ile beraber açıklanmıştır.
- Üretilen sistemdeki yaylar, alüminyum plaka ve cubukların ağırlıkları güncellenmiştir.
- Aviyonik sisteminin boy olarak uzaması sebebiyle üst gövdede uzama olmuştur. Bu sebeple üst gövdeye 50 gramlık bir ağırlık eklenmiştir.
- Pil ağırlığı güncellenmiştir.
- Röle havada g kuvvetine uğrayıp sekteye uğrayabileceği için röle yerine mosfet kullanılması kararlaştırılmıştır.

Kütle Bütçesi

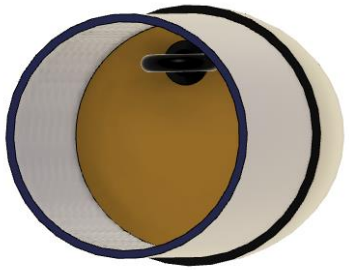
Roket Ürün Ağacı				
Alt Sistem İsmi	Komponent	Adet Kütlesi(gram)	Malzeme	Adet
Burun	Burun konisi	661g	Kompozit Cam Elyaf	1
	Roket Paraşüt (Paraşüt ipi ile)	1000g	Polyester Astar Kumaş	1
	Mapa Tutucu Kapak (Bulk head)	235g	Alüminyum	1
	M8 Mapa	120g	Çelik	1
	Roket Şok Kordonu	48g	Static Perlon	1
Üst Gövde	Payload şok kordonu	20g	Static Perlon	1
	Payload Paraşüt	300g	Polyester Astar Kumaş	1
	Payload(Payload Bilgisayarı ile)	4300g	Çelik + PCB	1
	Kurtarma sistemi	1158g	Alüminyum	1
	Kapak (Bulk head)	123g	PLA	1
	Aviyonik Sistem	663g	Komponentler (Yapısal Malzeme)	1
	M10 Roket Mapa	170g	Alüminyum	1
	Kaydırma Ayağı	2,17g	Alüminyum	1
	Tube Coupler	366g	Alüminyum	1
	Üst Gövde	1414g	Kompozit Cam Elyaf	1
	Üst Gövde Vidaları	150g	Alüminyum	1
Alt Gövde	Alt Gövde	1065g	Kompozit Cam Elyaf	1
	Merkezleme Halkası	290g	Alüminyum	1
	Merkezleme Halkası Thrust Ring	869g	Alüminyum	1
	Kaydırma Ayağı	2,17g	Alüminyum	1
	Merkezleme Halkası Nozzle Kısmındaki	430g	Alüminyum	1
	L Demir ve Vidalar	300g	Alüminyum	1
	Kanatçıklar	111,5g	Alüminyum	4
Motor	Toplam Ağırlık Motor L1050	3448g	Motor L1050	1
	L1050 Motor Boş Ağırlığı	1584g	Motor L1050	1

Burun Konisi	Burun Konisi Toplam Ağırlık: 2.064g	
Üst Gövde	Üst Gövde Toplam Ağırlık: 8.666,17g	
Alt Gövde	Alt Gövde Toplam Ağırlık: 3.402,17g	
Motor	Motor Toplam Ağırlık: 3448g	
Aviyonik Sistem	Aviyonik Toplam Ağırlık:	663g
Payload bilgisayarı	Payload Toplam Ağırlık:	200g
Kurtarma Sistemi	Kurtarma Sistemi Toplam Ağırlık:	1158g
Roket Toplam Ağırlık: 17,580,34g		

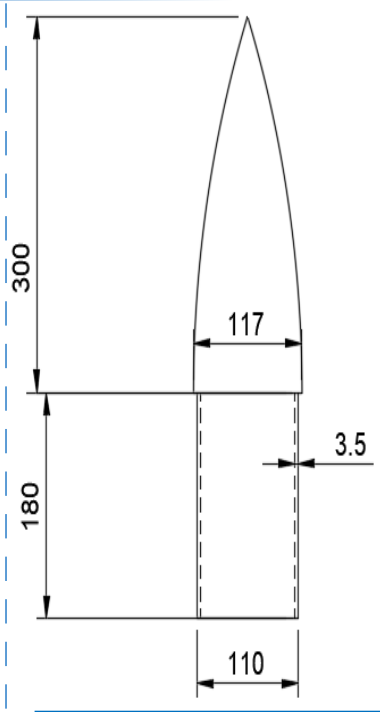
- Thrust Ring mukavemet amacıyla 10 mm kalınlaştırılmıştır.
- Kurtarma sisteminin alüminyum plakaları ve alüminyum çubuklarının ağırlığı daha ayrıntılı bir şekilde hesaplanıp gerçekçi bilgiler tabloda belirtilmiştir.
- Kurtarma Sistemi ağırlık güncellemesi sebebiyle roket ağırlığı değişmiştir.

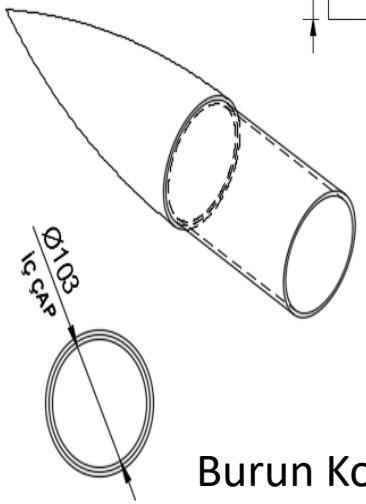
Roket Alt Sistem Detayları

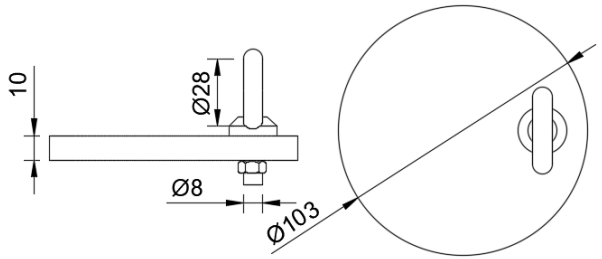
Burun Konisi Mekanik Görünüm



- Burun konisi ve Shoulder'ı Cam Elyaf'dan üretilecektir.
- Mapa, burun kurtarılmasında kullanılacaktır. Burun konisinin geometrisi Ogivedir.
- Burun konisinin Shape değeri 1'dir.
- Burun konisi sıkı geçmeye elverişlidir. Gerekli durumda shear pin kullanılacaktır.
- Burun konisinin Shoulder uzunluğu gövden çapının 1.5 katı olması gerekmesinden dolayı 18cm'dir







Mapa Bölümü

Burun Konisi Mapası M8 Mapadır.

Gövde İsim	Burun Konisi	Shoulder	Mapa Tutacağı
Boy(mm)	300	180	10
Dış Çap(mm)	117	110	103
İç Çap(mm)	113	103	-
Et Kalınlığı (mm)	2	3.5	-
Ağırlık(g)	271	390	235
Toplam Ağırlık(g)	896 + Mapa Ağırlığı (120)		

Burun Konisi – Detay

Malzeme	Teknik Özellikleri
Cam Elyaf	▪ Korozyona oldukça dayanıklıdır. ▪ Yoğunluğu 1,85 g/cm³ ‘dür. ▪ Roket paraşütle yere inerken oluşacak darbeye karşı dayanıklı olması için cam elyaf tercih edilmiştir. ▪ Şekli yüzünden zor bir üretime sahip olan Burun Konisi, cam elyafın kolay şekil verilebilme özelliğinden faydalanılarak üretilecektir. ▪ Burun Konisi daha stabil uçuş ve daha yüksek irtifaya çıkılabilmesi için rakiplerinin çoğundan daha hafif bir yapıya sahip olan cam elyaf ile üretilecektir.
Üretim Yöntemi	**Üretim Yöntemi Özellikleri**
El Yatırma	▪ Tasarım esnekliği sayesinde Burun Konisini kolay bir şekilde üretilebilmesi için El Yatırma yöntemi seçilmiştir. ▪ Tasarım esnekliği. ▪ Yerinde kalıplama olanağı.

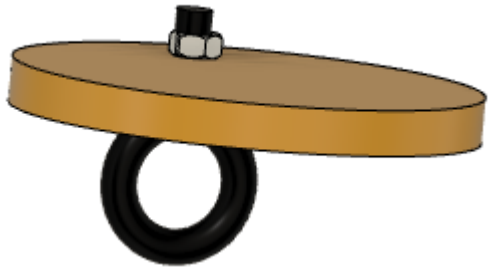
➢ Burun konisi cam elyaftan el yatırma yöntemiyle üretilmesi kararlaştırılmıştır.

Burun Konisi – Detay

1) Burun konisi imali için aynı parametrelere sahip burun konisinin Simetrik olarak 2'ye bölünmüşü 3D yazıcıdan çıktı alınır.
2) Alınan kalıbın içine el yatırması ile cam elyaf serilir ve bu işlem tekrarlanarak kalınlık oluşturulur.
3) Kurumaya bırakılan Burun Konisi kalıptan çıkartılır ve bu işlem bir kez daha tekrarlanarak diğer parça üretilir.
4) Parça birbirine epoksi ile yapıştırılır.
5) Burun konisini tutacak olan Alüminyum kapakçığa mapa montajı yapılır ve kapakçık burun konisine epoksi ile yapıştırılır

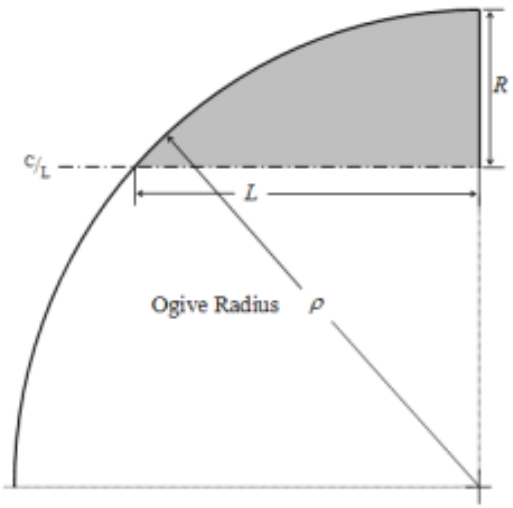
Aşama 1

Aşama 2



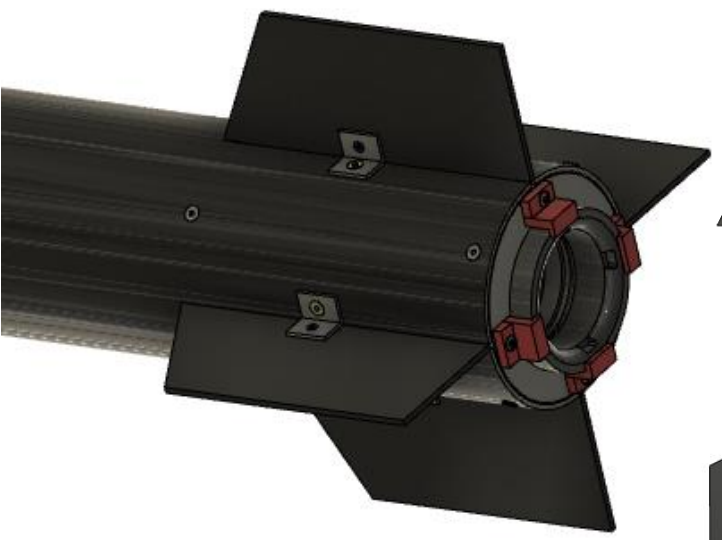
Aşama 3

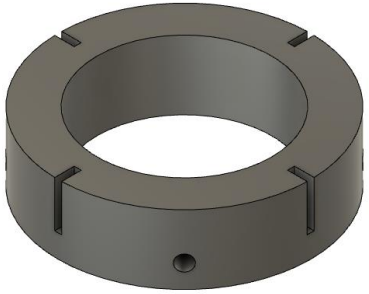
Aşama 4

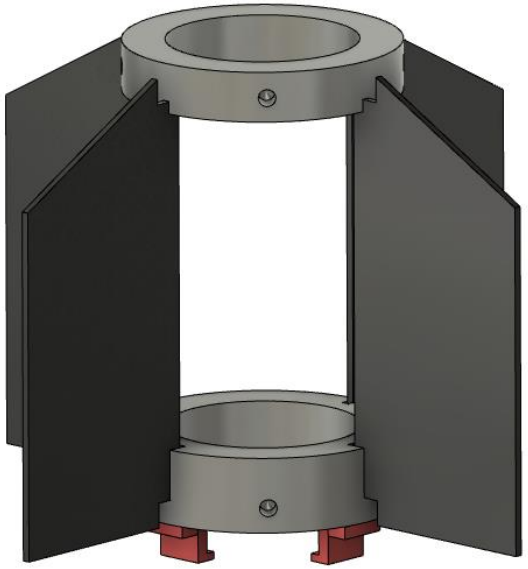


Burun Konisi Tasarım Parametresi

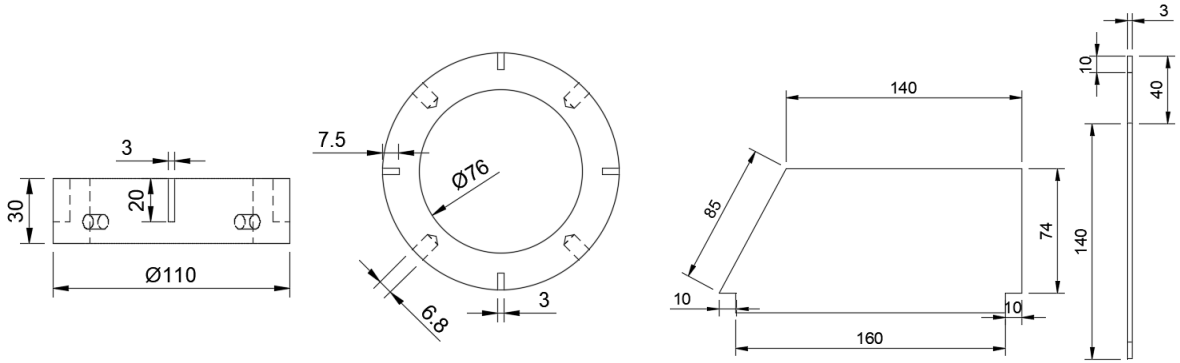
Kanatçık Mekanik Görünüm







Alttaki Merkezleme Halkası



- Fin tab'ı 16 mm olan kanatçık, belirtilen kesiklere 7.5 mm girecektir. Geri kalan 1.5 mm ise gövde et kalınlığı için bırakılacaktır.
- Kanatçıkların sweep angle'ı 27.8°, sweep lenght'i 4 cm, fin rotation-fin cant değerleri 0° ve root chord değeri 18cm'dir.
- Kanatçıkların fin cross section değeri Square'dir.
- Belirlenen yerlere L demirler atılacak ve sunfix metal macunu çekilerek sabitleme tamamlanacaktır.
- L demir gövde montaj cıvatası M4, Kanatçık montaj elemanı cıvatası olarak M3 cıvata kullanılacaktır. Cıvatalar havşa başlıdır.

Kanatçık – Detay

Malzeme	Teknik Özellikleri
Alüminyum 6063	▪ Akma Mukavemeti (Mpa) min-max: 50 ▪ Çekme Mukavemeti (Mpa) min-max: 100 ▪ Uzama (%50) min-max: 26 ▪ Sertlik(Brinel) min-max: 25 ▪ Temp: 0

Üretim Yöntemi	▪ Üretim Yönteminin Özellikleri
Lazer Kesim	▪ Hassas Kesim ▪ Yüksek optik güç sağlama ▪ Tasarım Esnekliği

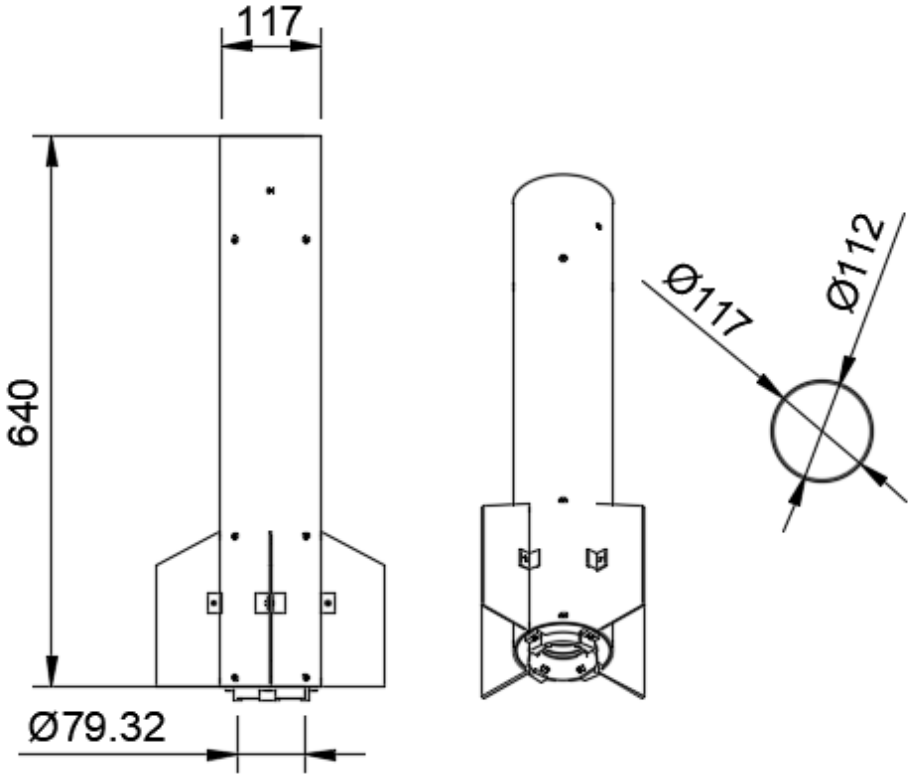
➢ Verilen tabloda belirtilen kriterler sebebiyle kanatçıkların alüminyumdan lazer kesim yardımı ile üretilmesi kesinleştirilmiştir.

Kanatçık – Detay

- Kanatçık profili üretim kolaylığı sebebiyle kare profil seçilmiştir.
- L demirler ve vidalarla sabitlenecek olan kanatçık , L demirlerle bağlantılı olan yerin üstüne metal macun çekilip daha sağlam bir yapıya sahip olması planlanmaktadır.
- L demirler gövdeye M3 vida , kanatçığa ise M2 vida ile sabitlenecektir.
- Kanatçıkların havada iken hareket etmemesi gerekmektedir. Bu yüzden M3 vida ve M2 vida ile sabitlenecek olan Kanatçıklar yerinden hiç bir şekilde oynamayacaktır.

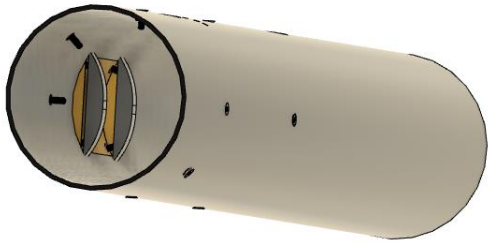
- 3mm kalınlığında alüminyum levha lazer kesim makinesine yerleştirilir ve tasarıma göre kesilir.

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

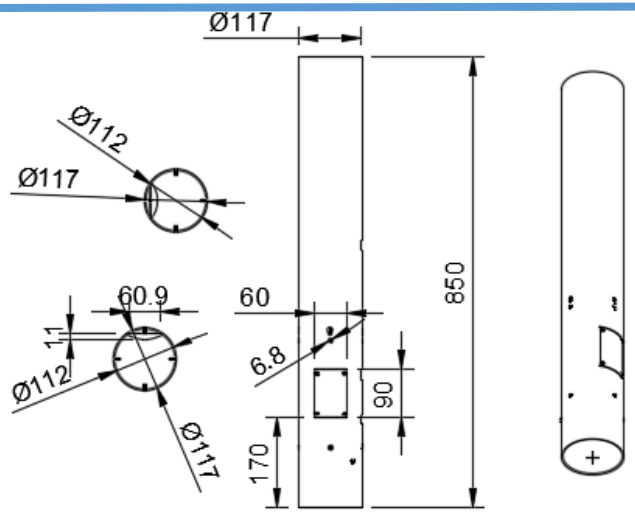


- Vida deliklerinin çapı 6.8 mm olup M4 havşa başlı cıvata kullanılacaktır.
- Bu yansıda motor bölümü anlatılmıştır.
- Motor bölümünün gövde et kalınlığı 2.5mm’dir.

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm



Tube coupler ile beraber üst gövde.

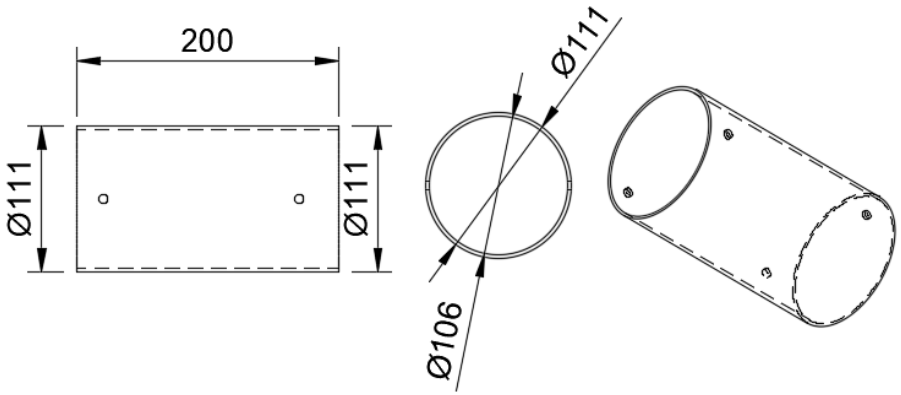


Üst Gövde Teknik Çizim

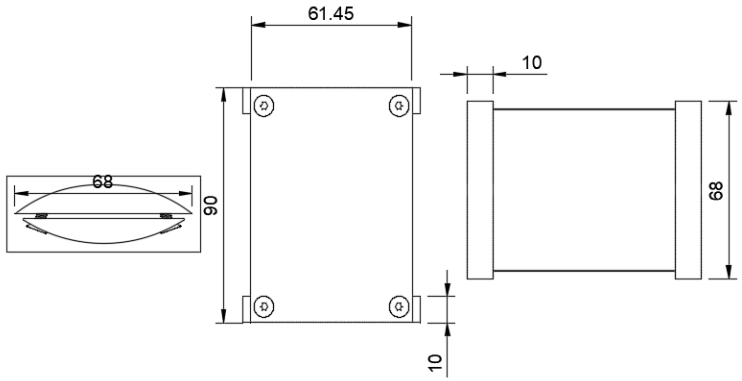
- Kapakçık ayrıntısı ve tube coupler bir sonraki yansıda verilmiştir. Roketin tüm bağlantı cıvatalarında metrik 4 havşa başlı cıvata kullanılacaktır. Bu yansıda üst gövde anlatılmıştır.
- Üst gövde et kalınlığı 2.5mm'dir. Rail butonların olduğu hiza kapakçık ve anahtarlıklardan farklıdır. Üst gövdede basınç değişikliğini önlemek amacıyla 3 tane 3.5 mm delik açılacaktır.

➢ Aviyonik sistemde kompanentlerin kapladığı yer sebebiyle aviyonik sistem 3cm uzatılmıştır. Buna bağlı olarak da üst gövde de 3 cmlik bir uzamaya gidilerek 820mm den 850 mm ye çıkmıştır. Aviyonik sistemin kütlesi hakem Altimeter dahil edilerek verilmiştir.

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm



Tube Coupler Teknik Çizim



Kapakçık Teknik Çizim

- Mekanik kapak, Aviyonik bölümünde olup Altimeter Two cihazının montajında kolaylık sağlayacaktır. Kapakçık, 2 adet PLA çubuğun vidalama işlemi ile açılıp kapanacaktır. PLA çubuklar, gövdeye güçlü yapıştırıcı ile yapıştırılmış olacaktır. Kapakçık, Üretilen gövdeden kesilerek oluşturulacağı için herhangi bir çap, kesit ve aerodinamiği bozacak bir alan oluşmayacaktır. Kapakçık iç kısma gömülmüş 2 plakaya vida atılarak montajlanacaktır İstenilen durumda açılıp kapanabilecektir. Basınç düzenleme amacıyla 3.5’mmlik 3 delik açılacaktır.

- Birleştirme kısmı her iki gövdeye de çapın 0.75 katından daha fazla içeriye girecek uzunlukta ve konumda olacaktır.
- Roketin dış çapı 11.7 cm'dir.

Yapısal – Gövde Parçaları

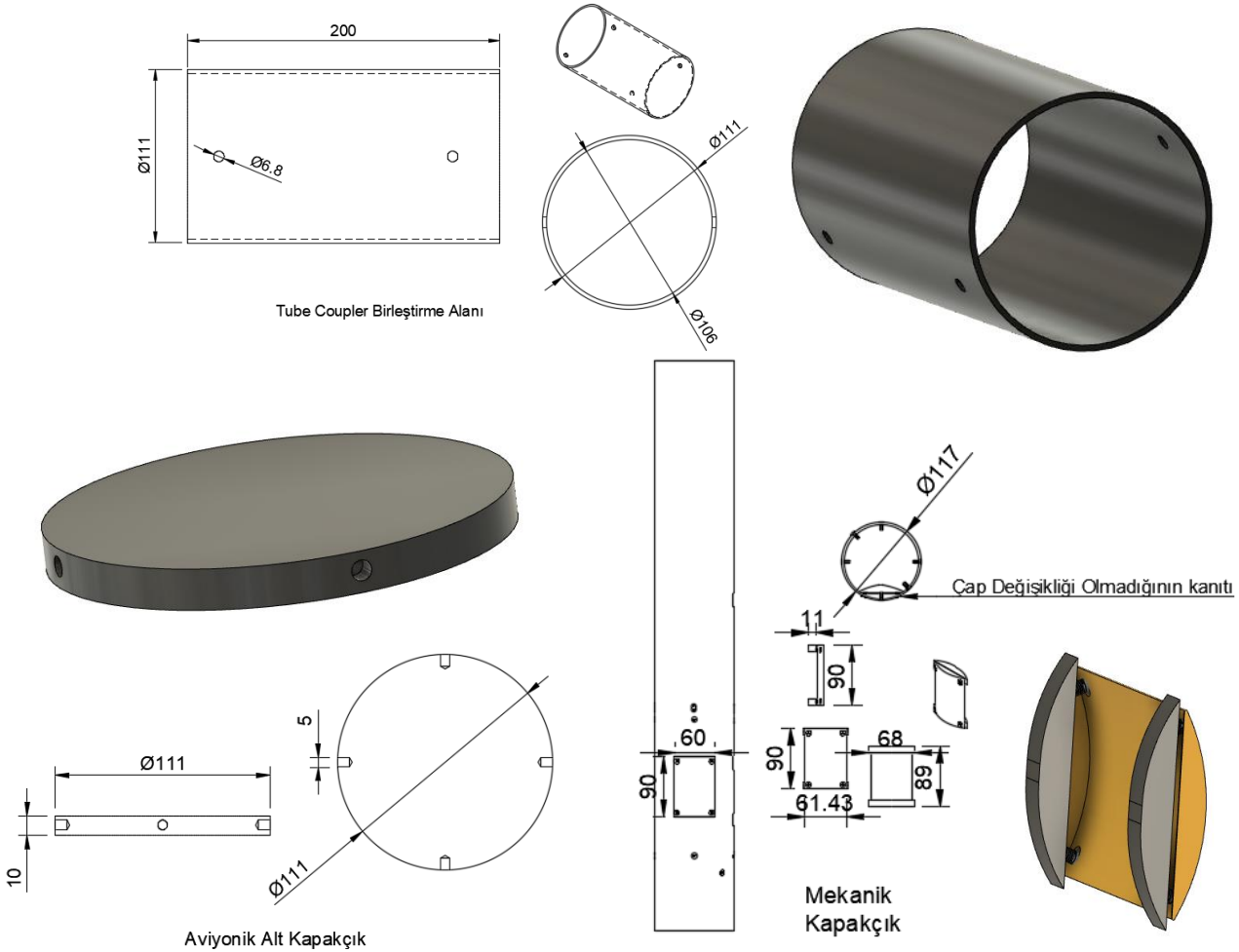
Malzeme	Teknik Özellikleri
Cam Elyaf	▪ Korozyona oldukça dayanıklıdır. ▪ Yoğunluğu 1,85 g/cm³ ‘dür. ▪ Roket paraşütle yere inerken oluşacak darbeye karşı dayanıklı olması için cam elyaf tercih edilmiştir. ▪ Kolay şekil verilebilir. ▪ Daha hafif bir yapıdadır.
Üretim Yöntemi	**Üretim Yöntemi Özellikleri**
El Yatırma	▪ Düşük üretim maliyeti ▪ Tasarım esnekliği ▪ Yerinde kalıplama olanağı

- Belirtilen şekilde roketimiz olası darbelere karşı gelebilmesi , kolay üretilebilmesi ve daha hafif bir yapıda olması için cam elyaftan üretilmesi kararlaştırılmıştır. Aviyonik bölümüne kolayca ulaşılabilmesini sağlayan kapak gövde oluşturulduktan sonra ölçülerine uygun bir şekilde kesilip monte edilecektir. Roketimizin dış yüzeyinde hiçbir şekilde çıkıntı olmayacaktır.
- Roketimizi daha uygun fiyatlara mal etmek ve her türlü tasarımı kolay bir şekilde yapabilmemiz için el yatırma yöntemiyle üretilmesi kararlaştırılmıştır.

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

- Roket, Üst gövde ve Alt gövde olarak 2'ye ayrılıyor.
- Gövdeler arası bağlantıyı Tube coupler yapacaktır ve uçuş esnasında birbirinden ayrılmayacaktır (kurtarma işlemi olmayacaktır). Roketteki ayrılma sadece burun konisinden açılarak oluşacaktır.
- Kullanılacak tüm vidalar havşa başlı olacaktır
- Mekanik Kapakçık, üretilen gövdeden kesilerek oluşturulacağı için herhangi bir çap, kesit ve aerodinamiği bozacak bir alan oluşmayacaktır. Kapakçık iç kısma gömülmüş 2 plakaya vida atılarak montajlanacaktır İstenilen durumda açılıp kapanabilecektir.

Montajda kullanılan vida



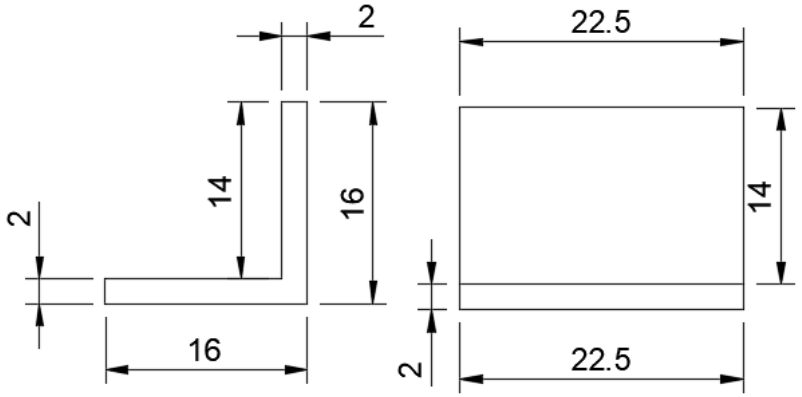
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Malzeme		Malzeme Özellikleri
6063 Alüminyum	:	▪ Akma Mukavemeti (Mpa) min-max: 50 ▪ Çekme Mukavemeti (Mpa) min-max: 100 ▪ Uzama (%50) min-max: 26 ▪ Sertlik(Brinel) min-max: 25 ▪ Temp: 0
Cam Elyaf	:	Yoğunluğu 1.85 g/cm3, Kolay Şekil verilebilir ve hafiftir. Mekanik Kapakçık için Kullanılacaktır
PLA	:	Kolay Üretilebilir, Hafiftir. Aviyonik Kapakçık için kullanılacaktır.

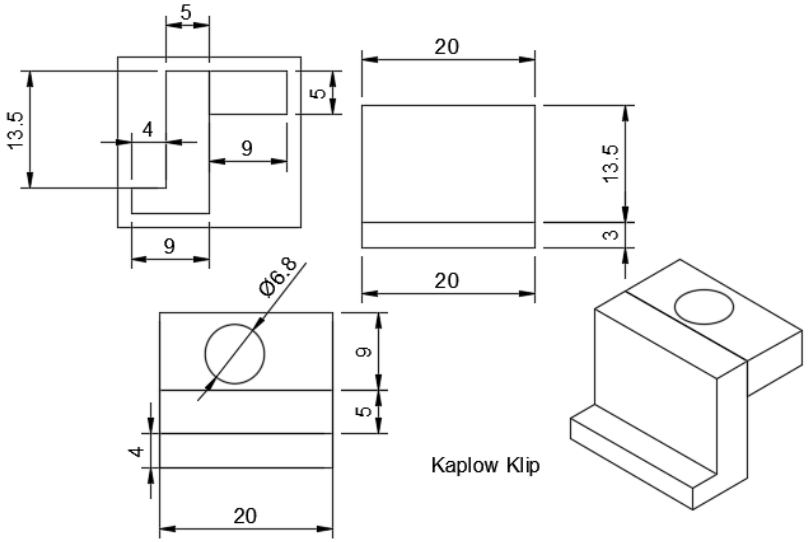
Üretim Yöntemi		Üretim Yöntemi Özellikleri
Kesme (Cam Elyaf)	:	Tasarım Esnekliği Sağlar. Cam Elyaf Mekanik Kapakçık için kullanılacaktır.
3D Printer	:	Ucuz Maliyet ve Hafiftir. Aviyonik Kapakçık için kullanılacaktır.
Torna	:	Uzun blokların içini boşaltabilir ve Piyasa Bulunurluğu Fazladır. Tube Coupler için kullanılacak

- Aviyonik alt kapakçığı konumu ve görevi itibariyle hiçbir etkiye maruz kalmayacak gövdenin içinde sadece bir kapak görevi göreceği için PLA'dan yapılacaktır. (Mekanik Kapakçık ile alakası bulunmamaktadır.)
- Mekanik Kapakçık üretimi için gövdeyi imal edilecek ve Uygun ölçülerde kesilerek elde edilecektir. Bu sayede kalıp halinde mekanik kapakçığı imal edilmiş olacaktır. Bu bölümde tüm entegrasyon parçaları havşa başlı M4 vida ile sabitlenecektir.

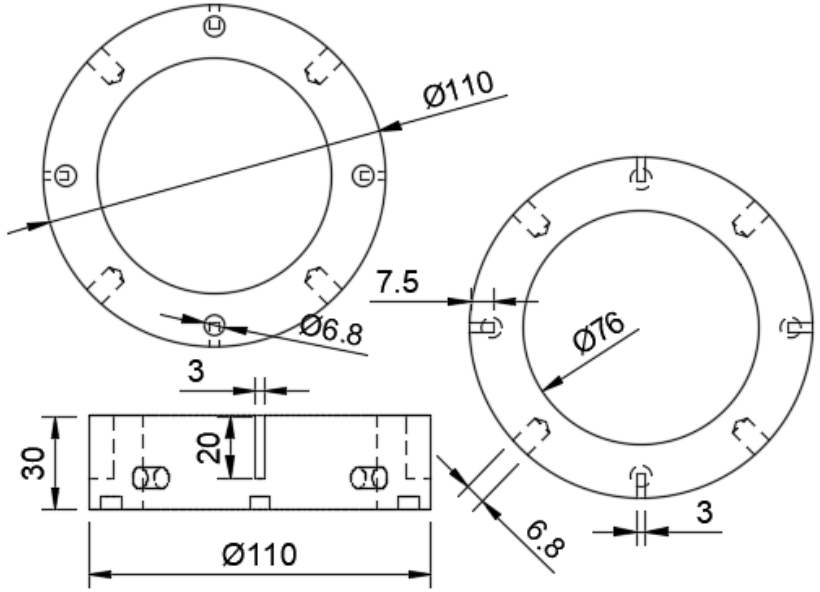
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



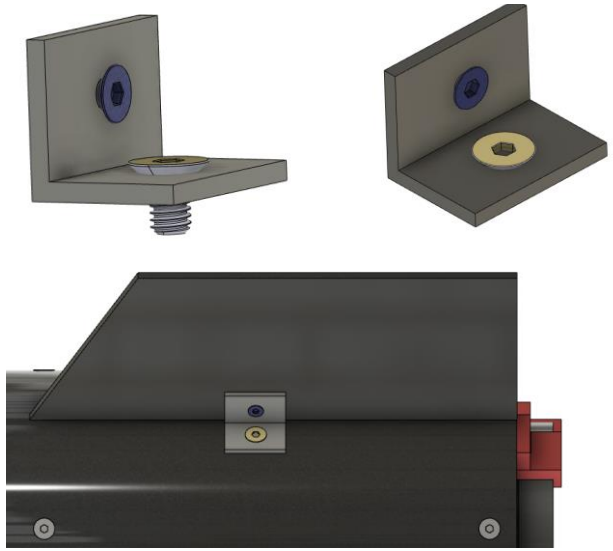
Kanatçıkları Tutan L demirler

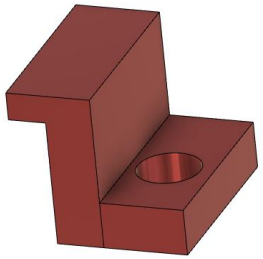


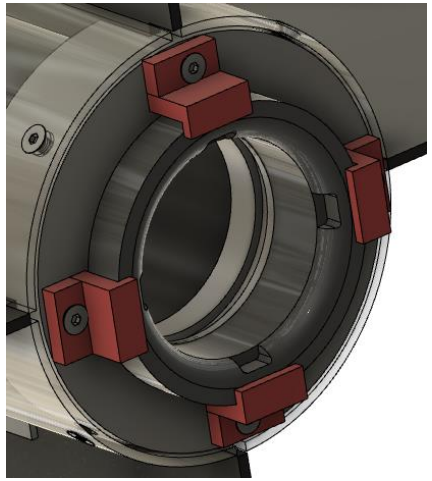
Kaplow Klip

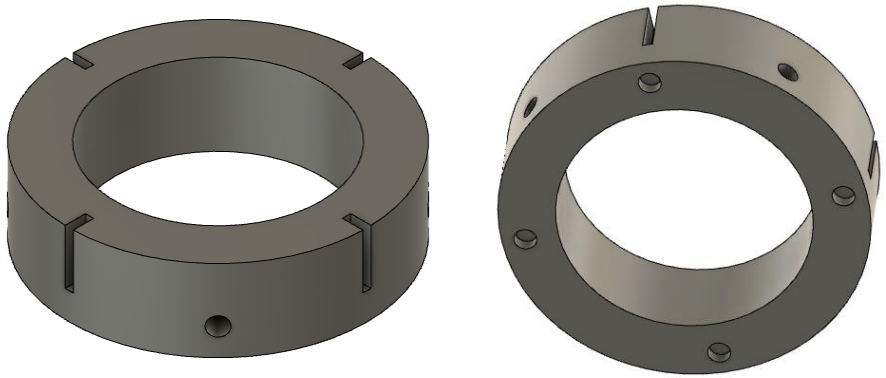


Alt (Nuzzle) Merkezleme Halkası





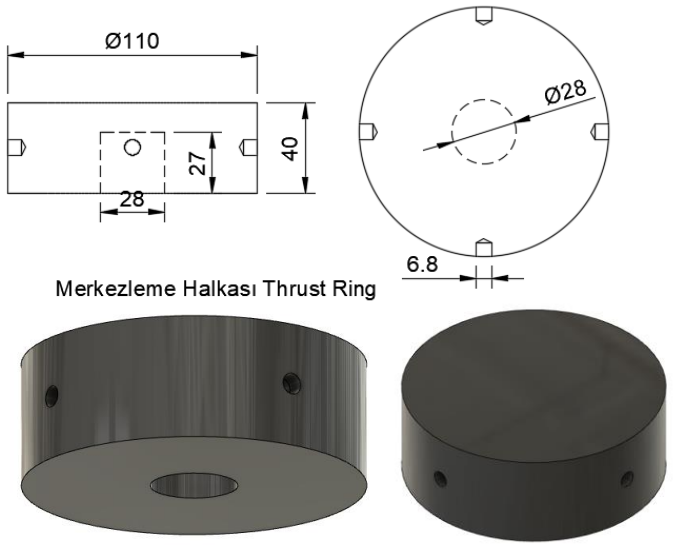


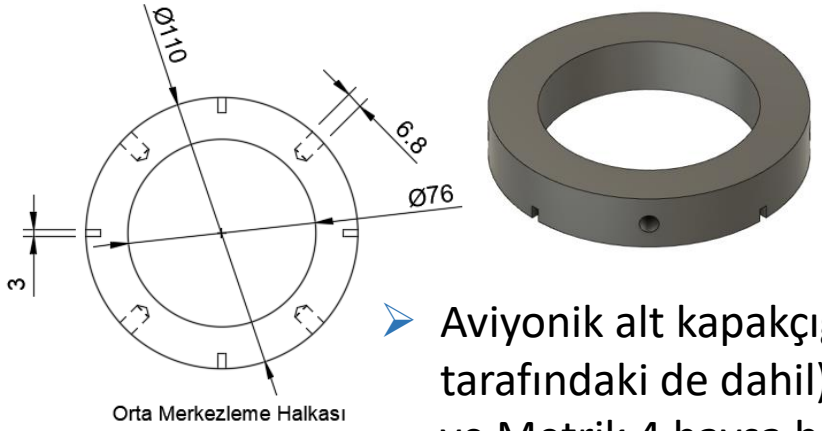


Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

Malzeme		Malzeme Özellikleri
6063 Alaşımlı Alüminyum	:	Akma Mukavemeti (Mpa) min-max: 50, Çekme Mukavemeti (Mpa) min-max: 100, Uzama (%50) min-max: 26, Sertlik(Brinel) min-max: 25, Temp: 0. Merkezleme Halkaları, L demirler için kullanılacaktır.

Merkezleme Halkası Üretimi		Üretim Yöntemi Özellikleri
CNC Freze	:	Üretim Kolaylığı, Hassas işçilik, Piyasa Bulunurluğu Fazla ve Kanal(Delik) açma özelliği





- L demirlerin gövdeye olan bağlantıları Metrik 4, Kanatçığa olan bağlantıları Metrik 3 vida ile sabitlenecektir.
- Mukavemet amacıyla Thrust Ring 10'mm kalınlaştırılmıştır.

- Aviyonik alt kapakçığı, Merkezleme Halkaları (Thrust Ring ve Nozzle tarafındaki de dahil), Kaplow Klipsler, Mekanik Kapakçık, Tube Coupler ve Metrik 4 havşa başlı vidalar ile sabitlenecektir.
- Thrust Ring Ortasındaki Yuva Motor başlığının Girebileceği kadardır yuva sayesinde motor oynamayacak olup ayrıca ekstra bir işleme gerek duymadan sabitlenebilecektir.

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

Şekil 1

Şekil 2

Şekil 3

Şekil 4

Şekil 5

Şekil 6

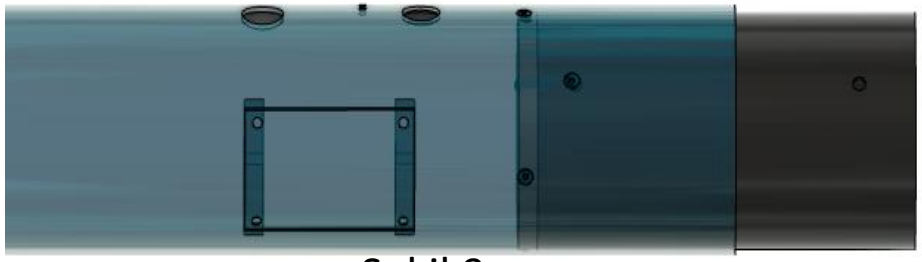
Şekil 7

1) Üst Gövde Montajı Tamamlanır. (Şekil 1)
2) Merkezleme Halkaları ve Thrust Ring Takılıp Vidalar ile montajlanır. (Şekil 2)
3) Rail Button (Kaydırma ayağı) Alt gövde için takılır
4) Kanatçıklar Merkezleme Halkalarındaki belirlenmiş yerlere geçerek oturtulur. (Şekil 3-4)
5) Kanatçıklara L demirler Takılır ve vidalar ile sabitlenir.(Şekil 3-4)
6) Kanatçıklara Sunfix Metal macun sürülür.
7) Motor Sürülür ve oturtulur.(Şekil 6)
8) Motorun arkaya kaymaması için Alt Merkezleme Halkasına Kaplow klipsler takılıp vidalanır.(Şekil 7)

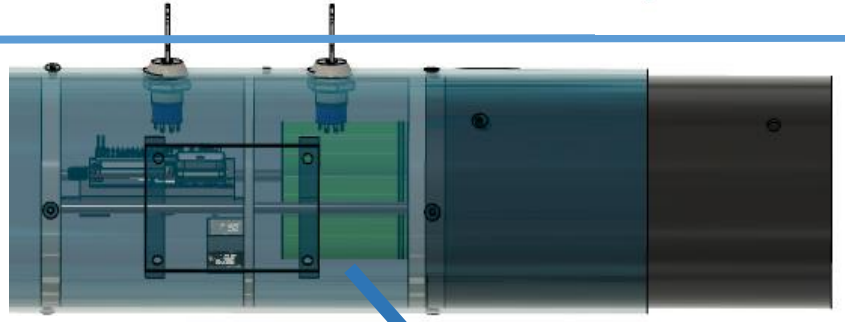
Motor Montaj Strateji Videosu
https://youtu.be/ruPQ6O3Z6g8

Roket Montaj Stratejisi

Şekil 8



Şekil 9



Şekil 10

Kurtarma Sistemi

Şekil 11

Kurtarma Sistemi

Payload

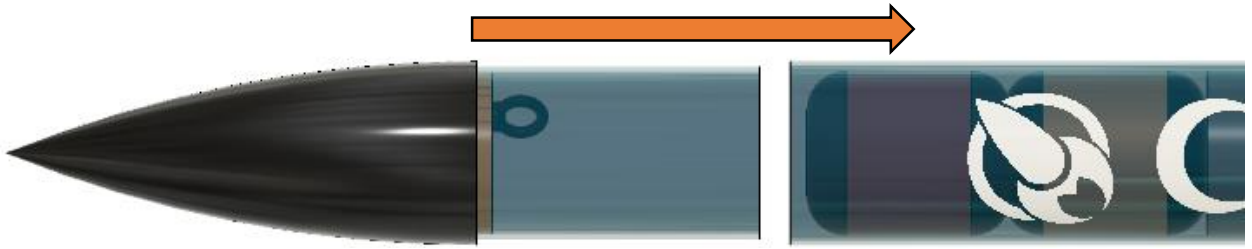
Şekil 12

Şekil 13

1) Tamamen boş üst gövdeye Aviyonik altı kapakçık ve Birleştirme alanı takılır. (Şekil 8-9)
2) Aviyonik Sistemi sürülür ve uygun yere gelince Metrik 4 vidalar ile montajlanır Aviyonik altı kapakçık montajda kılavuzluk eder. (Şekil 10)
3) Anahtarlar Mekanik Kapakçık boşluğu sayesinde daha kolay halde montajlanır. (Şekil 10) (Bu durumda Aviyonik kapalıdır.)
4) Kurtarma Sistemi sürülür ve Metrik 4 vidalar ile montajlanır. (Şekil 11) (Kurtarma sistemi kabloları aviyonikteki yerlerine takılır)
5) Paraşüt bağlantısı daha önceden yapılmış olan Payload sürülür ve Rail button takılır(Payload Pc Kapalıdır) (Şekil 12-13)

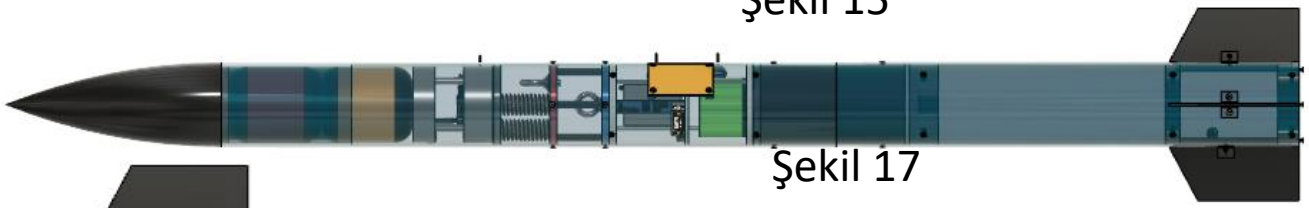
Roket Montaj Stratejisi

Şekil 14

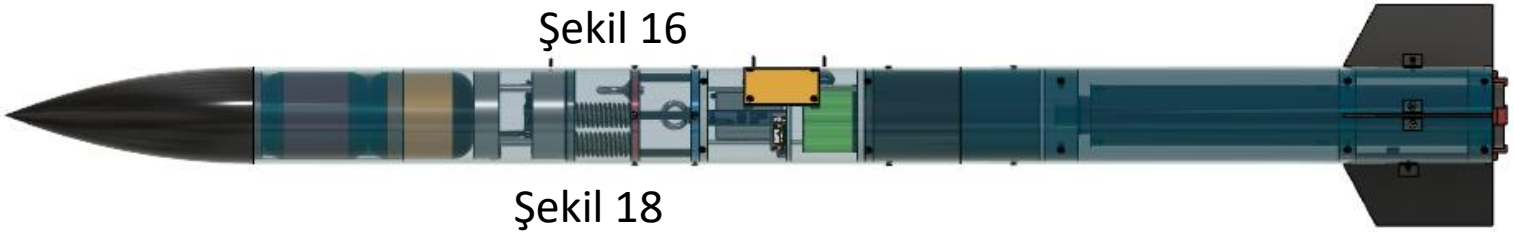


Şekil 15

Şekil 16



Şekil 17



Şekil 18

Her sistemin kendi açılabilmesi için (Güvenlik) Lockey (anahtarlı switch) sayısı Aviyonik sistemde 1'den 2'ye çıkartılmıştır. (Şekil 9)

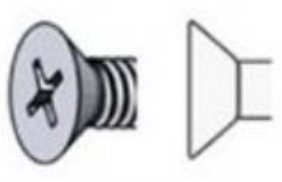
6) Sırasıyla Payload Paraşütü ve Roket Paraşütü Yerleştirilir. (Şekil 14)
7) Burun konisi Takılır. (Şekil 15-16) (Bu durumdan önce Burun konisi – Paraşüt bağlantıları yapılır)
8) Üst Gövde alt gövdeye montajlanmak için hazır. (Şekil 16)
9) Üst gövde, Hazır olan Alt gövde ile birleştirilir ve alt gövde birleştirme alanı vidaları takılır. (Şekil 17) (Bu durumda motor montajlanmamış durumdadır)
10) Motor Sürülür, Oturtulur ve Kaplow klipsler Merkezleme halkasına M4 metrik vida ile montajlanarak motoru sabitler. (Şekil 18)

Roket Montaj Stratejisi

- Kurtarma sistemi yaylı olması sebebiyle sıcak gaz üretici kullanmayacaktır.
- Hakem altimetresi atıştan önce istenilen zamanda Mekanik Kapakçık yardımı ile montajlanabilir durumdadır.
- Hakem altimetresi, Aviyonik bölümde belirlenmiş yere kelepçeler ile montajı gerçekleştirilecektir.
- Roket Montaj Stratejisi, aşağıda verilen youtube linkinde animasyonlu videosu verilmiştir.
- L demirler gövdeye M3 vida, kanatçığa ise M2 vida ile sabitlenecektir.

[Magnetar Roket Montaj Strateji Videosu](https://youtu.be/NIUEWBl1CiY)

https://youtu.be/NIUEWBl1CiY



Havşa Baş

M4 vida için:

Çekme Dayanımı (σk) = 6 x 100 = 600 N/mm²

Akma Dayanımı (σAk) = 6 x 8 x 10 = 480 N/mm²

Kuvvet [kN]	Boyuna işletme kuvveti FİŞ												
	Statik	1,6	2,5	4,0	6,3	10	16	20	25	40	63	80	100
	Dinamik	1,0	1,6	2,5	4,0	6,3	10	16	20	25	40	63	80
Cıvata kalitesi ve çapı [mm]	4.6	6	8	10	14	16	20	24	24	30	–	–	–
	5.6	6	8	10	12	14	20	20	27	27	36	–	–
	6.8	5	6	8	10	12	16	20	20	24	30	36	–
	8.8	4	5	6	8	10	12	14	16	20	24	27	30
	10.9	4	5	6	8	10	12	12	14	16	20	24	27
	12.9	3	4	5	6	8	10	12	12	16	20	24	24

Üretici Firma Teknik Malzeme Bilgisi

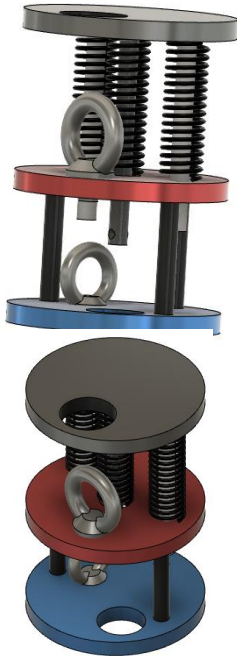
- Kanatçıklar takılacak L demirler hariç kullanılacak vida 6.8'lik (M4) havşa başlı vidadır.

Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm

Payload Paraşüt

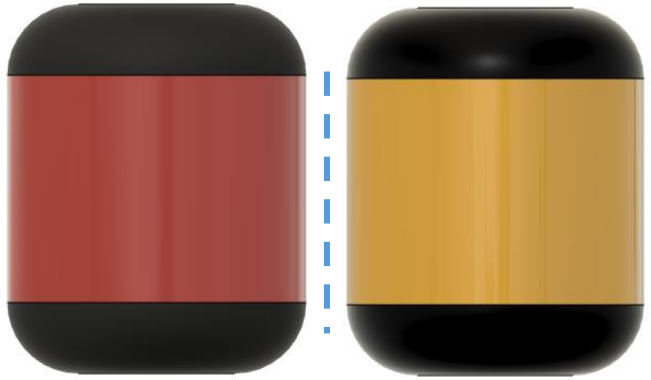
Payload

Kurtarma Sistemi



- Şekil 19'da alttaki sistem, kurtarma sistemi olup; üst gövdede (Aviyonik sistemin üstünde) olacak şekilde konumlandırılmıştır.

Şekil 19



Roket Paraşütü Payload Paraşütü

- Kurtarma sisteminde sırasıyla Payload, Payload paraşütü ve roket paraşütü bulunmaktadır.
- Paraşütlerin siyah kısımları paraşüt iplerini ve şok kordonlarını temsil etmektedir. (Şekil 20)

Şekil 20

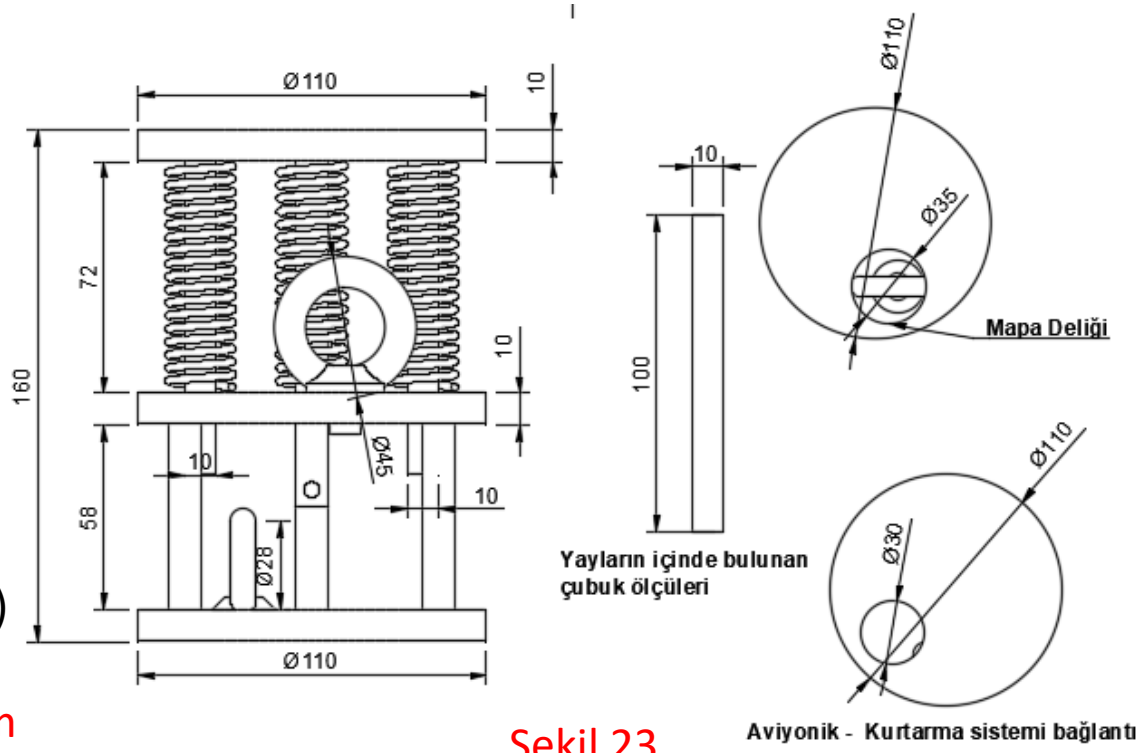
Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

- Kullanılmaya karar verilen sistem ÖTR raporundaki sistemin işlev olarak aynısı olan Yaylı Sistemdir.

Şekil 21

Şekil 22

- Şekil 21 sistemin kurulmuş halini, Şekil 22 sistemin boş (Fırlatma işlemini gerçekleştirmiş) halini göstermektedir.
- Kurtarma sistemi 16 cm'lik bir uzunluk ve 11 cm'lik bir çap ile roket içinde yer kaplayacaktır. Teknik Çizim Şekil 23'de verilmiştir.

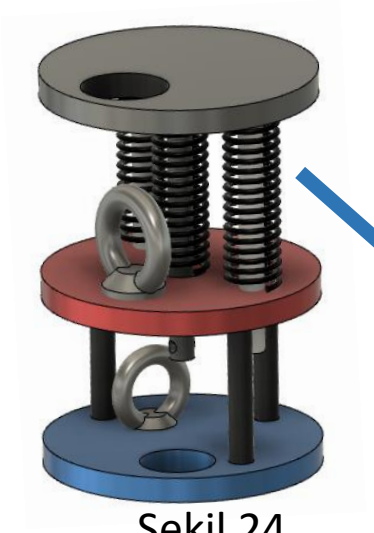


Şekil 23

- Kurtarma sisteminin boy uzunluğu 25 cm'dir. Sıkıştırılmış (Kurulmuş) halinde uzunluğu ise 16 cm'dir. Kurtarma sistemin Çapı 11 cm, ağırlığı 1158 g'dir Kurtarma sisteminde ağırlıktan kazanmak için üst alüminyum plakanın kalınlığı 14 milimetreden 10 milimetreye , alt ve orta plakaların kalınlığı ise 20 mm den 10 mm'ye indirilmiştir. Gerekli araştırmalar ve testler yapıldıktan sonra plakaların gerekli mukavemete sahip olduğu belirlenmiştir.
- Yayların içinde yayın iç çapına uygun alüminyum çubuklar vardır. Bu çubukların amacı, yayın dönerek sistemin bozulmasına engel olmaktır.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

- Kurtarma sistemi elemanlarının üretiminde; yaylar hizalanır, orta ve üst plakaya sabitlenir.
- Roket mapası(erkek) için orta plakada vida yuvası açılır, mapa yuvaya geçirilip yerleştirilir. (Şekil 26,27)
- Alüminyum taşıyıcı çubuklar (Orta plakanın ile Alt plaka arasındakiler) her iki plakaya da vida yuvaları ile geçirilir ve vidalanır. (Şekil 24,) kurma çubuğunun entegrasyonunda taşıyıcı çubuklarda kullanılan yöntem kullanılmaktadır.
- Kurtarma sisteminde plakalar ve çubuklar alüminyumdan üretilecektir. Mapalar çelikten imal edilmiş kuşgözü mapalardır.
- Kurtarma sistemin amacı; gerekli koşullar sağlandığında aviyonik sistemden gelen komutun sayesinde kurularak biriktirmiş olduğu esneklik yay potansiyel enerjisini (Ep) serbest bırakmaktır. Bu sayede burun konisi açılacak ve Payload, Payload Paraşütü dışarı çıkacaktır.



Şekil 24

Şekil 26

Şekil 27

- Eski tasarımdaki bir yay dengeyi daha iyi sağlamak amacıyla kurma çubuğuna kaydırılmıştır.

Üretimi devam eden sisteme ait görseller.

3. Yay imal ediliyor (aynı yay)

Şekil 25

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Kurtarma sisteminde X5 Alüminyum Çubuk, X3 Alüminyum Plaka, X1 Kurma mapası (M6), X1 Roket Mapası(M10), X3 Yay ve X1 Alüminyum kurma çubuk bulunmaktadır.

Kurtarma sistemindeki alt bileşen görevleri:

- Plakalar, sistemin rokete montajı ve sistemin kurtarma esnasında veya daha sonrasında maruz kaldığı çekme/şok gücünden etkilenmemesi için kullanılmaktadır.
- Çubuklar orta ve alt plakayı birleştirir ve plakaların arasını sabit tutar.
- Yaylar, roketin kurtarmada ihtiyaç duyacağı itkiyi Ep ile verir.
- Mapalar kurma ve roketi kurtarmada işlev görür.
- Alt plakaya açılan delik, Aviyonik-Kurtarma kablo geçişi için kullanılacaktır.
- Orta plaka ’da bulunan M10 mapa roketin kurtarılmasında kullanılacaktır.
- Üst plakadaki delik roket kurtarmadaki paraşüt bağlantısı için kullanılacaktır.
- Yayların içine yerleştirilecek çubuklar , yayların sabit bir şekilde kalıp dönmemesini sağlayacaktır.

- Gerçekleştirilecek kurtarmada sistemin çalışması için toplamda 40 kg itme kuvvetine sahip 3 yay kullanılacaktır. Paralel bağlı olması sebebiyle yay başına, ~13 kg itme kuvvetine sahip yaylar kullanılacaktır. Bu değer belirlenirken, Payload kütlesi, sürtünme katsayısı, güvenlik katsayısı, Shoulder sıkışma payı vs. dikkate alınmıştır.
- Kullanılacak yaylar basma özellikli yaylardır.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

- Sistemin kurulması için üst plakadan mapa yönüne kuvvet uygulanması yeterlidir. Yeterli sıkışma sağlandıktan sonra alüminyum kurma çubuğunun ortasındaki delik ile alt tabakaya sabitlenmiş mapanın, plastik kelepçe ile bağlanması ve plastik kelepçe etrafına kızıştırıcı tellerin dolanması yeterlidir.

- Aviyonik sistemden gelen komut, mosfeti aktifleştirip rezistans telini kızıştırıp plastik kelepçenin erimesine ve kopmasını sağlayacaktır. Depolanan yay potansiyel enerjisini açığa çıkartarak kurtarma işlemini tamamlaması planlanmaktadır.

Malzeme		Malzeme Özellikleri
6063 Alaşımlı Alüminyum	:	Akma Mukavemeti (Mpa) min-max: 50, Çekme Mukavemeti (Mpa) min-max: 100, Uzama (%50) min-max: 26, Sertlik(Brinel) min-max: 25, Temp: 0. Merkezleme Halkaları, L demirler için kullanılacaktır.

Merkezleme Halkası Üretimi		Üretim Yöntemi Özellikleri
CNC Freze	:	Üretim Kolaylığı, Hassas işçilik, Piyasa Bulunurluğu Fazla ve Kanal(Delik) açma özelliği

Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

Kurtarma Sistemi olarak Yaylı Sistem seçilmiştir bu sebeple Piroteknik malzeme kullanılmayacaktır.

Kurtarma sisteminde toplamda 40 Kg itme değerine (~13kg'lık itmeye sahip 3 adet yay) kullanılacaktır.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler 1.1

Paraşüt İsmi	Uzunluk (Kapalı)	Çap (Kapalı)	Çap (Açık)	Kütle	Düşüş Hızı	Renk	Malzeme	İp sayısı	İp Uzunluğu
Roket (Ana) Paraşütü	13 cm	10.5 cm	250 cm	1000 g	6.73 m/s	Kırmızı	Polyester Astar Kumaş	8	375 cm
Faydalı Yük (Payload) Paraşütü	13 cm	10.5 cm	140 cm	300 g	7.8 m/s	Turuncu	Polyester Astar Kumaş	8	225 cm

Şok Kordonu İsmi	Uzunluk (Kapalı)	Çap (Kapalı)	Uzunluk (Açık)	Kütle	Gerekli Direnç (Güvenlik Katsayılı)	Sağladığı Direnç	Malzeme	Renk
Roket (Ana) Paraşüt Şok Kordonu	14 cm	2.5 cm	300 cm	48 g	840N	1600N	Static Perlon	Siyah
Faydalı Yük (Payload) Paraşüt Şok Kordonu	10 cm	2.5 cm	120 cm	20 g	300N	1600N	Static Perlon	Siyah

Rokette, roketi kurtaracak olan roket paraşütü ve faydalı yükü yere indirecek olan faydalı yük paraşütü bulunmaktadır.

- Open Rocket ’de Payload paraşütü hesaplamaları yapılmadığı için gerekli veri DESCENT yazılımı ile hesaplanmış olup kaynakçada site linki verilmiştir. Ayrıca bir sonraki yansıda ki formül ile teyit edilmiştir (Şekil 28).
- Payload paraşüt düşüş hızı hesaplanırken Payloadın, paraşütün ve şok kordonunun kütleleri baz alınmıştır. Roket paraşüt düşüş hızı hesaplanırken Apogee de faydalı yükü bırakacağı için payloadın kütlesi dahil edilmemiştir.
- Roket ve Payload'daki tüm mapalar, kuşgözü mapa olacaktır. Paraşütte karabina fırdöndü kullanılacaktır.
- Şok kordonu hesaplamalarında Open Rocket verilerinden yararlanılmıştır.

Her iki paraşüt tasarımında yuvarlak (Canopy) paraşüt kullanılacaktır. Paraşüt ip sayısını belirlerken Cd (sürtünme katsayısı)’e etkilemesine göre seçilmiştir.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler 1.2

- ÖTR'de seçilen paraşütlerde herhangi bir değişiklik olmamıştır.
- Her iki paraşüt tasarımı ve üretimi için aynı yöntem kullanılacaktır.
- Paraşüt iplerinin paraşüte entegrasyonu için dikim yöntemi kullanılıp direnç kaybı en aza indirilecektir.
- Paraşütün orta kısmındaki stabiliteyi sağlamak amacıyla açılan delik roket paraşütü için 25cm, Payload paraşütü için 14cm çapında olup paraşütlerin geri kalanının %10'luk bir kısmına tekabül eder. (Şekil 28)
  - Kumaştan uygun ölçülerde üçgen biçiminde 8 eş parça çıkartılır ve Canopy görünümünde getirtilerek dikilir.

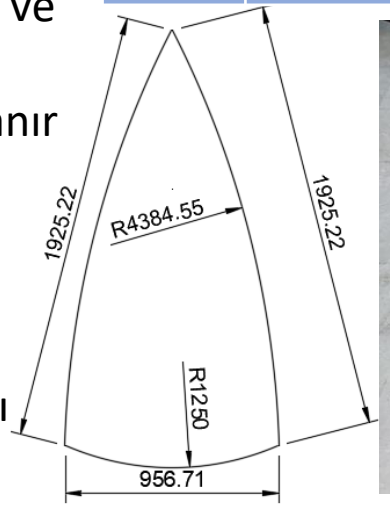
Parçalar arasında boşluk bırakılarak ortadaki deliğin oluşması sağlanır her parçanın ucundan paraşüt ipi dikme yöntemi ile sabitlenir ve karabina ile şok kordonuna bağlanır. (Şekil 30,31)

$D = ((8 * m * g)/(\pi * p * Cd * v^2))^{1/2}$ = Paraşüt Çapı

(Şekil 28)

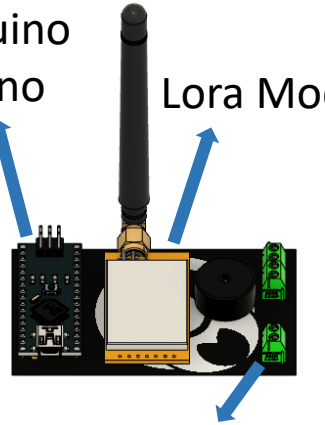
- Literatürde 8'li ip sayısına sahip paraşütlerin, Cd sayısını arttırdığı için ve üretim kolaylığı sebebiyle paraşütlerde 8 adet ip kullanılmasına karar verilmiştir.

Birim	İsim	Sembol	Değer
D	Paraşüt Çapı	m	-
m	Roket Kütlesi	kg	17,838
g	Yerçekimi	m/s^2	9,8
π	Pi Sayısı	-	3,14
p	Hava öz kütlesi	kg/m^3	1,22
Cd	Sürtünme Katsayısı	-	0,8
v	İstenen İniş Hızı	m/s	-

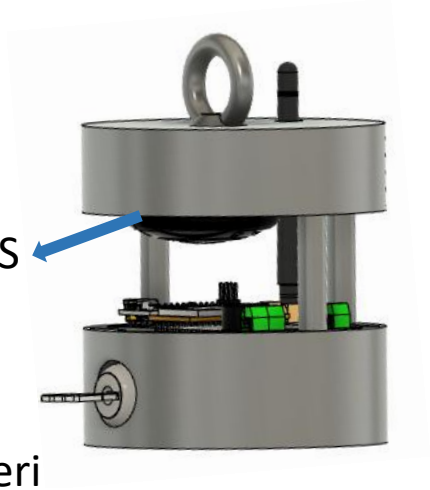


Üretimi devam eden paraşüt kalıbı

Kurtarma Sistemi – Paraşütler 1.3

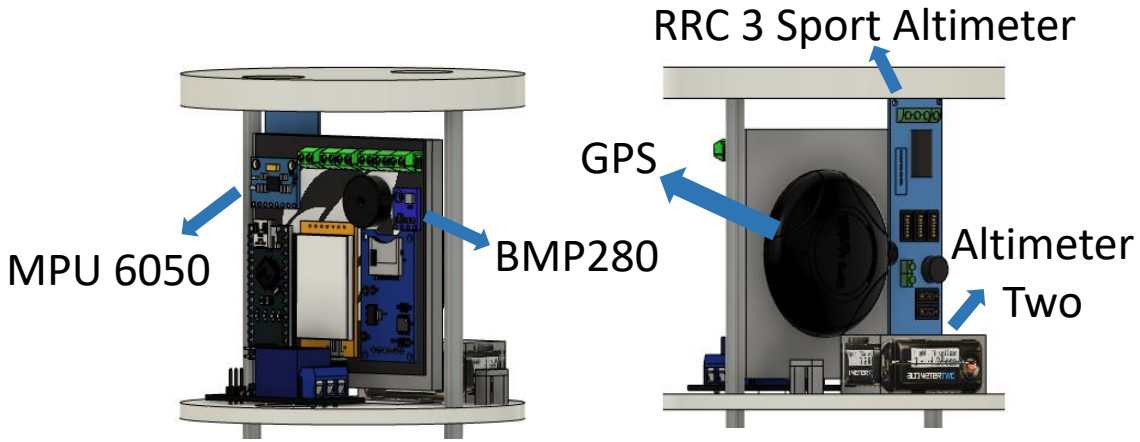


GPS Bağlantı Klemensleri



Payload

GPS: Ublox Neo 8m



Roket Aviyonik Ön Görünüm ve Arka Görünüm

Payload PC

1) Paraşüt ölçülerine göre kalıp çıkartılır uygun kumaş kesilir.
2) Toplam 8 parça elde edilir ve ortadaki delik çapına dikkat edilerek yanyana getirilir.
3) Parçalar dikilir (Dikim yapılırken güvenlik payı bırakılır)
4) Parça uçlarına Paraşüt ipleri dikilir (Mukavemet kaybı en az olduğu için)

Şekil 29

Şekil 30

- 2 sistemdeki GPS de aynı marka olup pcbye yeşil klipsler ile bağlanacaktır. Bu sayede devre kartı alanından tasarruf edilecektir. Faydalı yük ve Aviyonikte kendisi için hazırlanan bölüme M3 güçlü yapıştırıcı ve plastik kelepçeler ile sabitlenecektir. Tüm sistemlere Li-ion batarya ile güç verilecektir. GPS, bağlanmış olduğu uydulardan enlem ve boylam verisini elde edip güncel konumu bulacaktır. (ör: enlem 36.7124514, boylam 38.2807076).
- Lora modülü ise bu verileri yer istasyonuna ileterek sistemin bulunmasına olanak sağlayacaktır.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

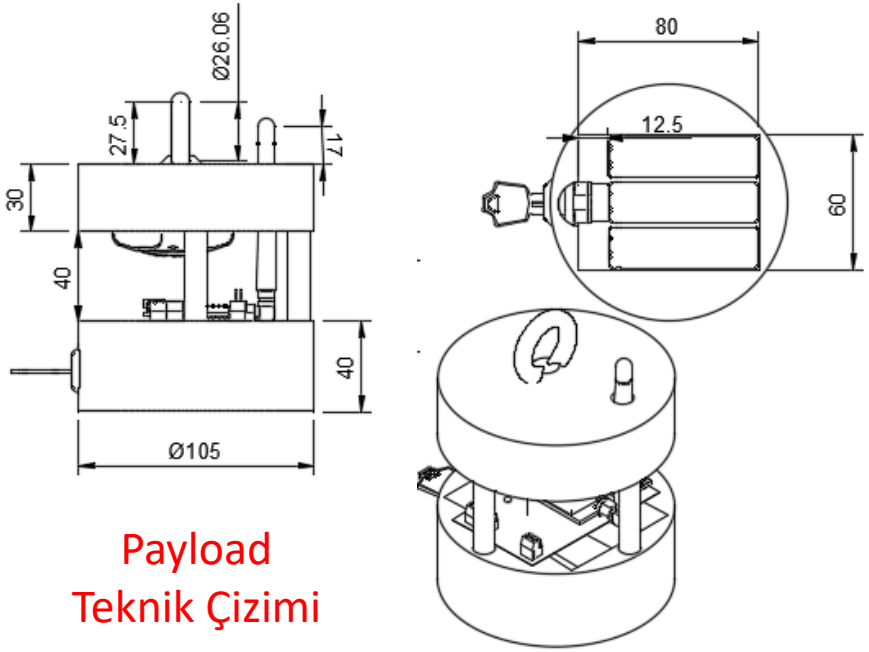
Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşayacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı	Düşüş Hızı (m/s)
Ana Paraşüt	4,4693 m²	10,682 kg	0.8	6.73 m/s
Görev Yükü Paraşütü	1,5231 m²	4,3 kg	0.8	7.8 m/s

Birincil Paraşüt: Roketin gövdesini ve burun konisini taşıyacak paraşüttür.

- Görev Yükü Paraşüt: Payload ve Payload bilgisayarını taşıyacak paraşüttür.
- Görev yükü paraşütünün düşüş hızı hesaplanırken kiloya şok kordonu (20g) ve paraşüt ağırlığı (300g) da dahil edilerek 4620 gram olarak hesaplanmıştır.

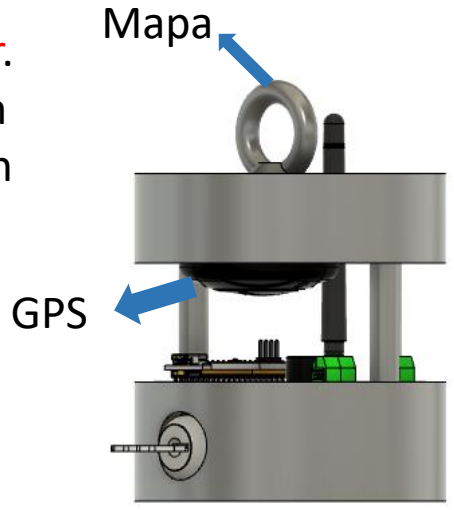
➢ Paraşüt alanları, ÖTR'de hatalı hesaplanmış olup bu bilgi tekrardan hesaplanarak düzenlenmiştir.

Görev Yükü

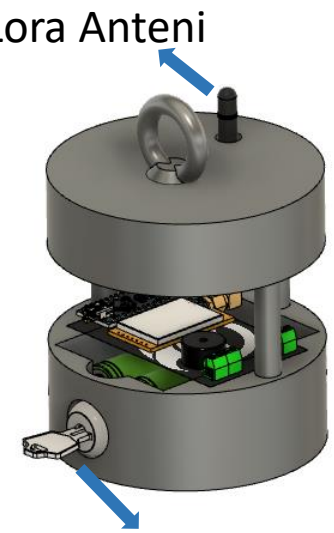


Payload
Teknik Çizimi

- Payload yeniden tasarlanmıştır.
- Bunun sebebi önceki tasarımın mukavemet ve Payload PC alan isteklerini karşılayamamasıdır.
- Yeni tasarımda tüm alt sistemler için detaylı yerler tasarlanmıştır.
- Payload yeni tasarım gereği uzunluğu 15.5 cm'den 12 cm olmuştur. Ve çapı 11 cm'den 10.5 cm olmuştur



Payload CAD
Şekil 31

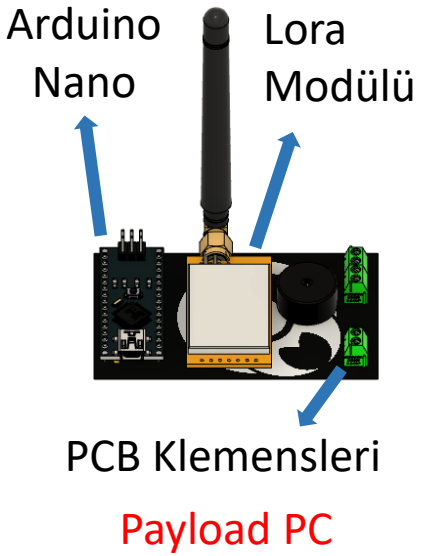


Şekil 32

- Payload CAD çizimleri Şekil 31 ve Şekil 32'de verilmiştir. Payloadın saf ağırlığı 4000g'dır. Payloadın çapı 10.5 cm'dir. Payloadın ağırlığı (Payload Pc ve Mapa) 4300g'dır. Payloadın yapılacağı malzeme çelik olup yoğunluğu 7,63 g/cm³'dır. Payload devre kartı kurtarma esnasında veya sonrasında hasar görme ihtimaline karşı orta kısma yerleştirilmiştir. 3 alüminyum çubuk alt bölüm ile üst bölüm (mapanın olduğu yer) bağlantısını sağlayacaktır. Mapa olarak M6 kuşgözü mapa kullanılacaktır. Payload PC'si ve GPS vidalanıp plastik kelepçe ile sabitlenerek montajı tamamlanacaktır.

Görev Yükü

- Belirlenen şartlar sağlandığında Aviyonik sistemden emir gelmesiyle kurtarma sistemi aktif olup Payload'ı burun konisine doğru yüksek bir ivme ile ittirecektir. Sıkı geçme olan burun konisi roketten ayrılarak faydalı yükün ve paraşütünün dışarı çıkmasına olanak sağlayacaktır. Yer çekimi kuvveti ile aşağı doğru düşüşe geçen Payload, rüzgar etkisi ile katlanmış paraşütünü açacak ve yere iniş yapacaktır.



Şekil 33

- GPS, enlem boylam ve irtifa bilgisini bağlandığı 6 ila 8 uydudan verecektir. Elde edilen bilgiler lora telemetrisi ile yer istasyonuna gönderilecektir. Ayrıca Payload bilgisayarı üstünde bulunan Buzzer kurtarma esnasında Payloadın bulunmasına yardımcı olacaktır. PCB üstünde bulunan Micro SD karta yazacak olup kara kutu görevi üstlenecektir.
- Ekip, yer istasyonuna konum bilgisi gelen Payloadın verisini Google Maps uygulaması üzerinden işleyerek Payloadın konumunu bulunabilir hale sokacaktır. (Şekil 33)

- Payload bilgisayarının Rampada açılabilmesi için anahtarlı switch (Lockey) kullanılacaktır. Bu işlem için kullanılan sistemde çap farklılığı oluşmaması ve görev yükünün roketten çıkabilmesi için switch bölümü Payload bilgisayarına gömülü olacaktır.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Kurtarma sistemi Prototip Testinin amacı, takımların tasarladıkları sistemi hayata geçirme becerisine sahip olup olmadıkları, Sistemin istenen itme değeri, çalışma süresi ve mukavemeti vs.leri karşılayıp karşılamaması.

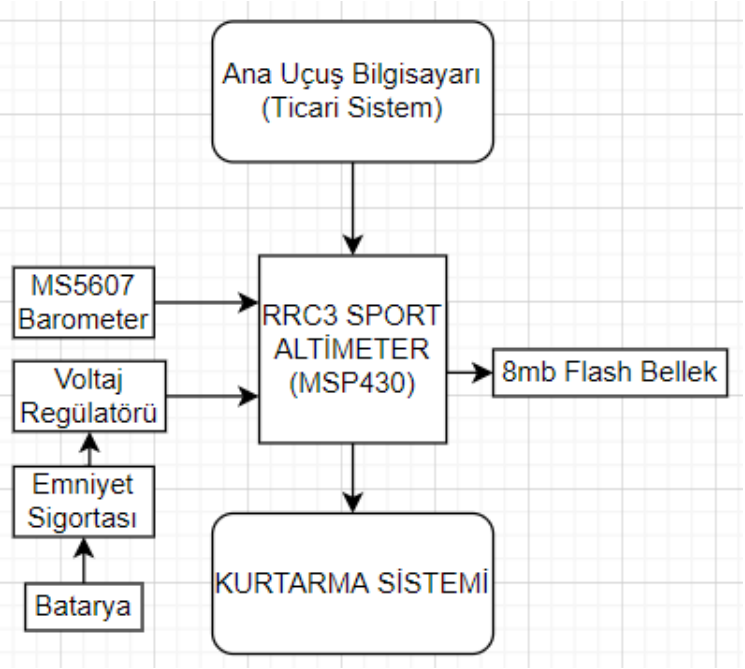
Takımların sistemin diğer sistemlerle (Aviyonik) bir bütün halinde çalıştığını kanıtlamak için bu testlere ihtiyaç duyurulmaktadır.

Gerekli sistemin üretimi yapılıp Youtube ’ya 30 saniyelik bir video halinde yüklenmiştir.

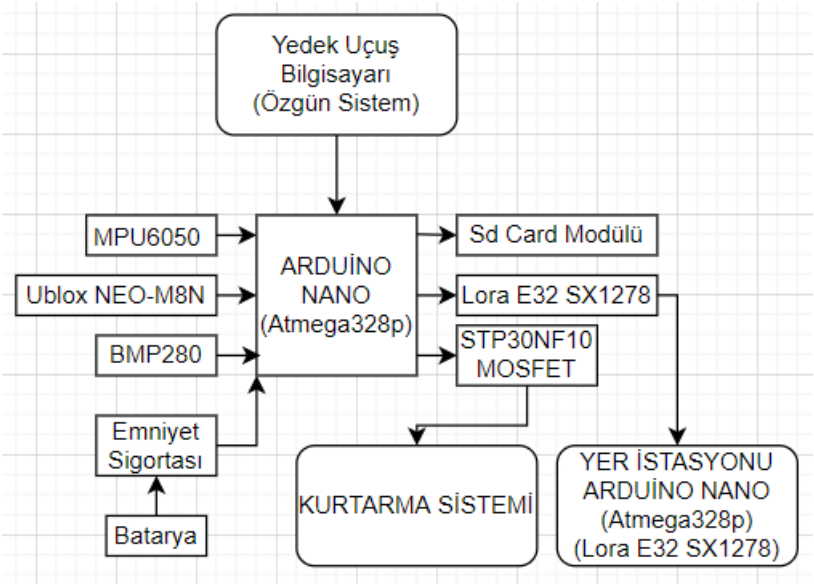
İlgili link KYS’deki rapor yükleme bölümündeki kendisi için ayrılan bölüme eklenmiştir.

Üretimi devam eden kurtarma sisteminin üretilmiş parçalarının görüntüleri verilmiştir.

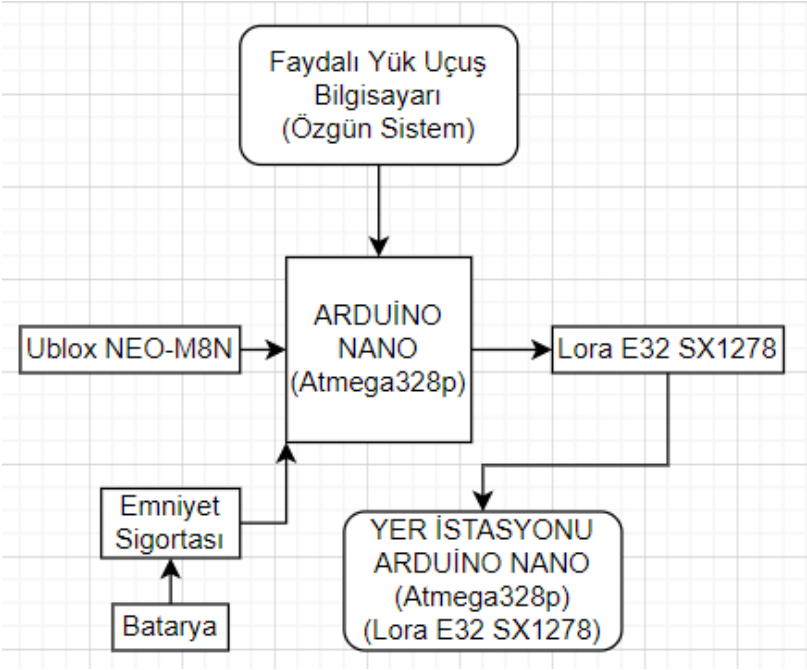
Aviyonik – Özet



- Ana bilgisayar ticari sistem olup basınç sensörü verilerini göre algılayıp paraşüt açılmasını sağlayacaktır. Aynı zamanda SDCard'a kaydeder.



- Yedek bilgisayar özgün sistem olup ivme sensörü ve basınç sensörü ile Roketin düşüşünü veya anormal hareketlerini algılayıp paraşüt açılmasını sağlayacaktır. Verileri yer istasyonuna anlık olarak göndermek üzere iletişim modülüne aktarır ve ayrıca SDCard'a da kaydeder.



- Faydalı yük bilgisayarı özgün sistem olup görev yükünün konumunu ve irtifasını gps ile yer istasyonuna aktarmak için iletişim modülü kullanılır

Aviyonik – Özet

Uçuş kontrol bilgisayarlarının Benzerlikleri ve Farklılıkları		
Mimari Özellikler	Özgün Sistem	RRC3 Sport Altimeter (Ticari Sistem)
Mikrodenetleyici	Atmega2560	MSP430
Barometre	BMP280	MS5607
GPS	Ublox NEO-M8N	-
Gyroscope	MPU6050	-
Telemetri	Lora SX1278 E32 433T20DC	-
Güç kaynağı	3000mah 11,1v Li-ion	3000mah 11.1v Li-ion (Voltaj Regülatörü 9v)

Aviyonik Ön Aviyonik Arka

- Aviyonik sistemler arasında hiçbir bağlantı bulunmamaktadır. Her sistem kendi başına çalışabilmektedir. Kurtarma işlemini gerçekleştirme önceliği ticari sisteme ait olup bu öncelik Apooge parametresi ile verilmiştir. Özgün sistem ise hem yükseklik verisi ile düştüğünü anladığında hem de Gyro sensör ile roketin anormal derece yatay yatıp yatmamasını kontrol ederek kurtarma işlemini ticari sistemden sonra tekrarlayacaktır. Aviyonik sistemde bulunan sistemlerden özgün olanı mosfet ile ticari olanı ise kendi çıkışı ile Kurtarma sistemini etkinleştirebilecektir. Aviyonik sistem kompanentler'in sığdırılması amacıyla 3cm uzatıldı

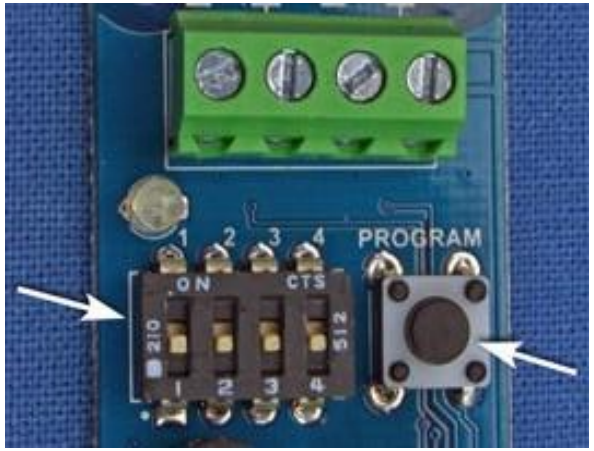
Aviyonik – 1.Sistem Detay/1 (Ticari Sistem)

- Teknofest’in verdiği EK-7 listesindeki altimetrelerin arasından seçimimiz olan RRC3 Sport Altimeter, Barometresi hassas ve doğru ölçüm yapar ve 120,000 feet'e kadar ölçüm yapabilir. Kullanımı kolay altimetredir. Verileri kaydetmek için 8 Mbit SST Flash Belleğe sahiptir. Ticari sistemin görevi roketin ulaşılan en yüksek irtifadan sonra kurtarmayı gerçekleştirmektir.
- Mimari Özellikleri ise şunlardır, 16MHz 16-bit MSP430 Serisi mCU, 8 Mbit SST Flash Bellek, MSI MS5607 Basınç sensörü
- Güç Gereksinimi 9V’dur bu nedenle 11.1v pile voltaj regülatörü bağlanıp 9v ye sabitlenecektir
- RRC3 Sport Altimetrenin Uzunluğu 99,5 mm ’iken Genişliği 23,5mm’dir
- Ağırlığı 17 gramdır.
- Uçuş sırasında Kayıt ettiği veriler şunlardır: Uçuş başına yaklaşık 28 dakikalık veri içeren 15 uçuş· Her uçuş 20Hz rakım / hız ve 1Hz sıcaklık / pil voltajını kaydeder.

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

Ticari Sistemde:

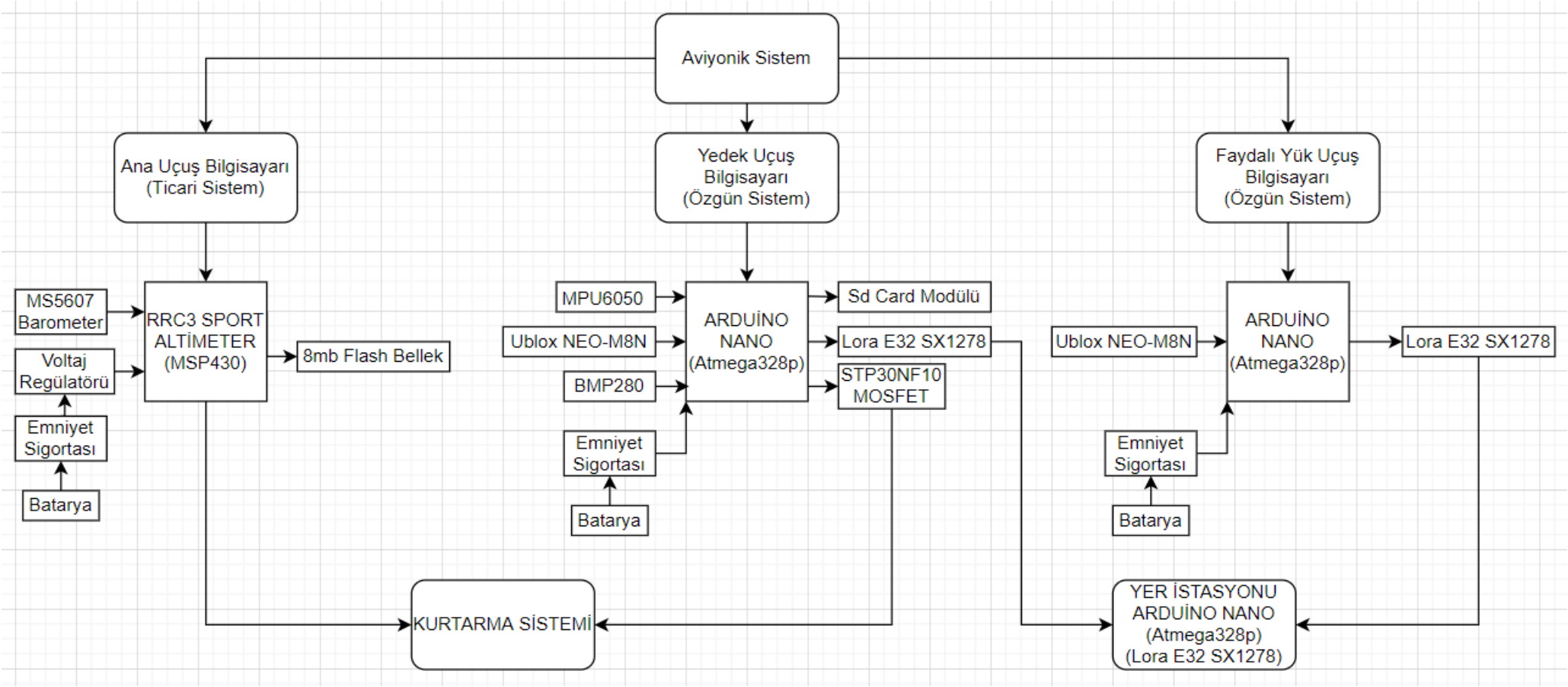
- Kurtarma sistemi için irtifa ayarı yapılacak.
- Barometre sensörü ölçüm aralığı hesaplanacak.
- Max irtifa ayarlanacak.
- Tepe irtifası ayarlanacak.
- Paraşüt fırlatma irtifası ayarlanacak.
- Fırlatma modu ayarlanacak.
- Telemetri ayarlanacak.
- Alçak gerilim kilitleme/alarm seviyesi ayarlanacak.
- Max hız değeri ayarlanacak.
- Total iniş süresi ayarlanacak.
- Ana iniş hızı ortalaması ayarlanacak.
- Zirve ayarlanacak.



DIP	SW1	SW2	SW3	AYAR
KAPALI	KAPALI	KAPALI	KAPALI	Max. irtifa ayarı
KAPALI	AÇIK	KAPALI	KAPALI	Paraşüt fırlatma İrtifası ayarı
KAPALI	AÇIK	AÇIK	KAPALI	Ses ayarı
KAPALI	KAPALI	KAPALI	AÇIK	Ses / LCD / Telemetri Birimlerinin ayarı
KAPALI	AÇIK	KAPALI	AÇIK	Alçak Gerilim Kilitleme / Alarm Seviyesi ayarlanacak
KAPALI	KAPALI	AÇIK	AÇIK	Pizeo ton ayarı
AÇIK	KAPALI	KAPALI	KAPALI	Tepe İrtifası ayarı
AÇIK	AÇIK	KAPALI	KAPALI	Max. Hız değer ayarı
AÇIK	KAPALI	AÇIK	KAPALI	Zirve ayarı
AÇIK	AÇIK	AÇIK	KAPALI	Total iniş Süresi ayarı
AÇIK	AÇIK	KAPALI	AÇIK	Ana İniş Hızı Ortalaması ayarı

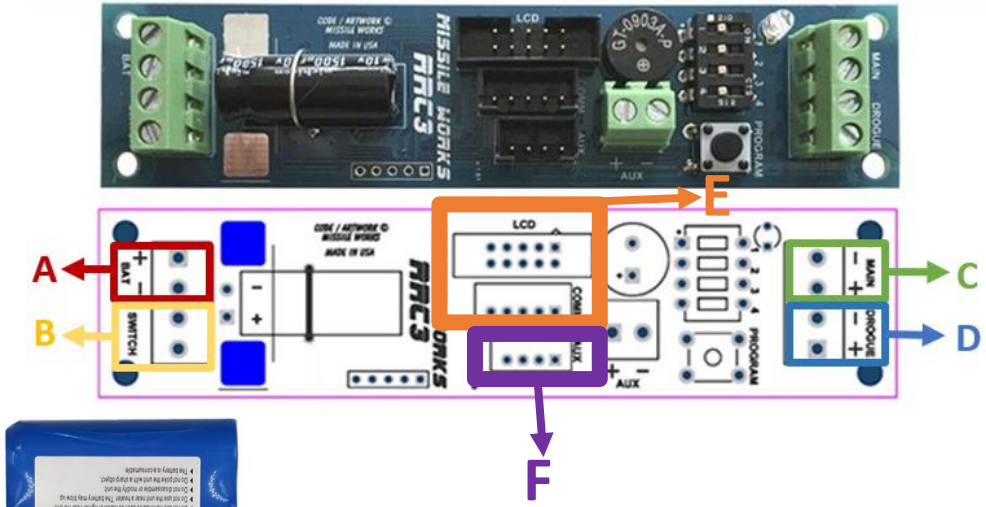
- Ticari Sisteme ayar yapmak için sistemi çalıştırdıktan sonra program tuşuna basıp switch kombinasyonları ile ayarlama yapılacaktır ayarlama yapılırken buzzerdan gelen seslere dikkat edilmelidir.

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



1. Uçuş kontrol bilgisayarının yapısını gösteren devre blok diyagramı ve sistemde bulunan tüm kartların, diğer kartlar ve sistemler ile olan bağlantıları

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



Rezistans teli

RRC3 Altimetremizi bu şekilde bağlayarak kullanacağız.

A. Kartımızın güç girişidir. 10V'ye kadar güç girişi sağlanabilmektedir.

B. Kartı açmak ve kapamak için kullanılan switch girişi bu yere istediğiniz türde switch, anahtar bağlayabilirsiniz.

C. Kartımızın ana paraşütü açmak için kullandığımız girişidir.

D. Kartımızın ana paraşütü açmak için kullandığımız girişidir.

E. Bu girişler kullanılmayacaktır. 'Comm'Girişi RTx/GPS kartını bağlamak için kullanılır. 'LCD' girişi ekran bağlamak için kullanılır

F. Bu giriş bilgisayara bağlayıp ayarlama ve sürücü yükleme için kullanılır

Aviyonik – 2.Sistem Detay/1.1

A. Arduino Nano (Atmega 328p):
- Sistemimizin mikro denetleyicisidir.

B. Lora SX1278 E32 433T20DC Telemetri:
- Telemetri yer istasyonuna veri aktarmamızı sağlayacak.

C. BMP280 Basınç Sensörü:
- Basınç sensörü yüksekliği hesaplamamıza yardımcı olacak.

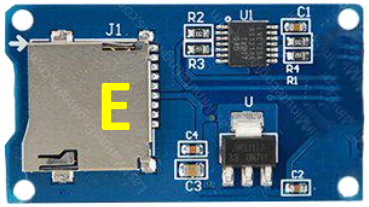
D. GPS - Ublox NEO-M8N:
- GPS roketin yerini saptamamızı sağlayacak.

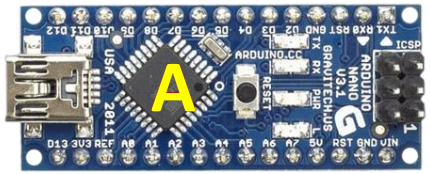
E. Micro SDCard'a Modülü:
- Verileri yer istasyonuna yollamadan önce kayıt edecek.

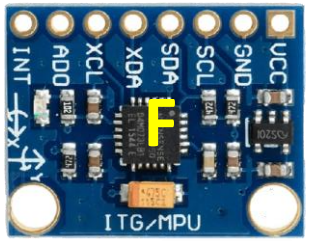
F. Gyroscope Modülü - MPU6050:
- Gyroscope modülü roketin ivmesini ve açısını hesaplamamızı sağlayacaktır.

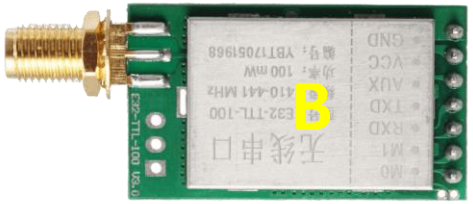
G. STP30NF10 MOSFET:
- Kurtarma sistemini aktif etmek için yakacağımız resistance telini kontrol eder.

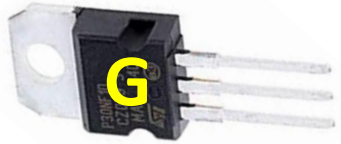
H. Buzzer
- roketin durumunu sesli olarak bildirme amacıyla eklenmiştir.

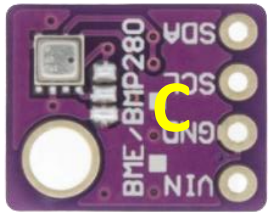








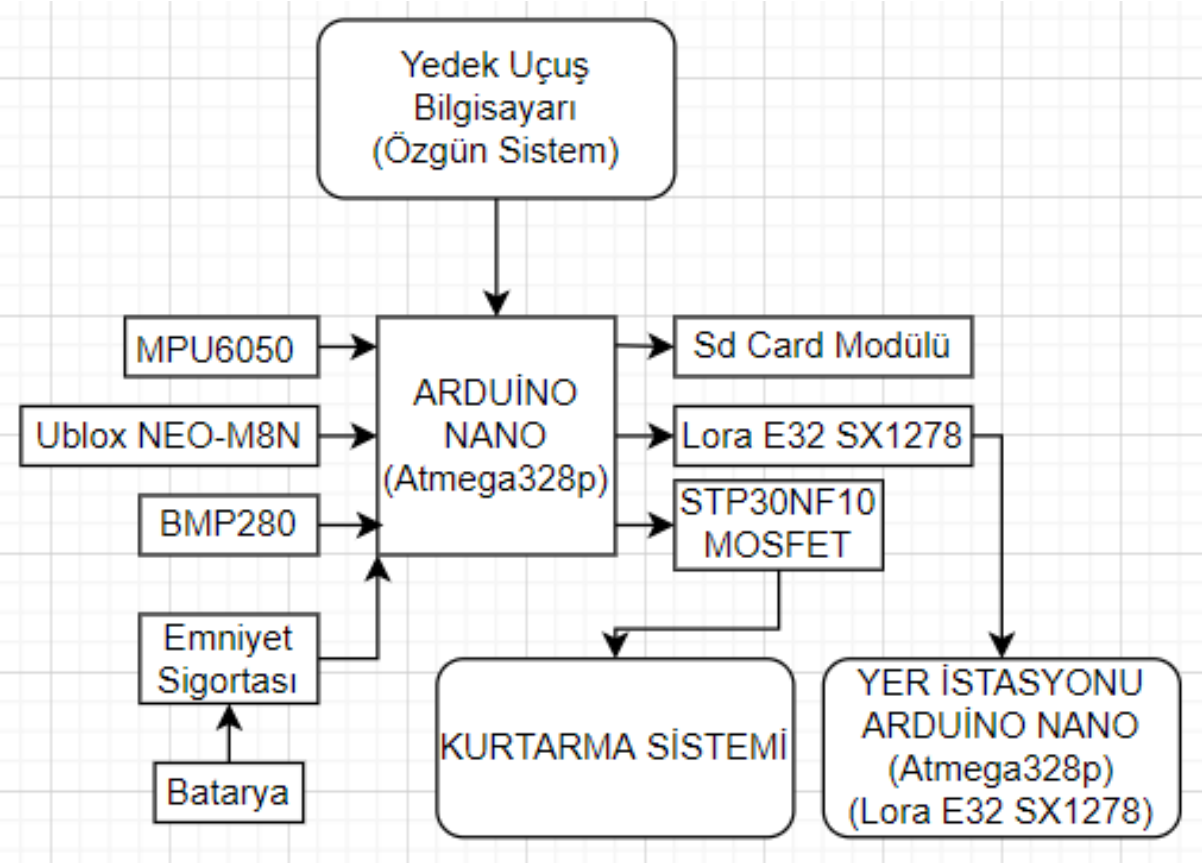




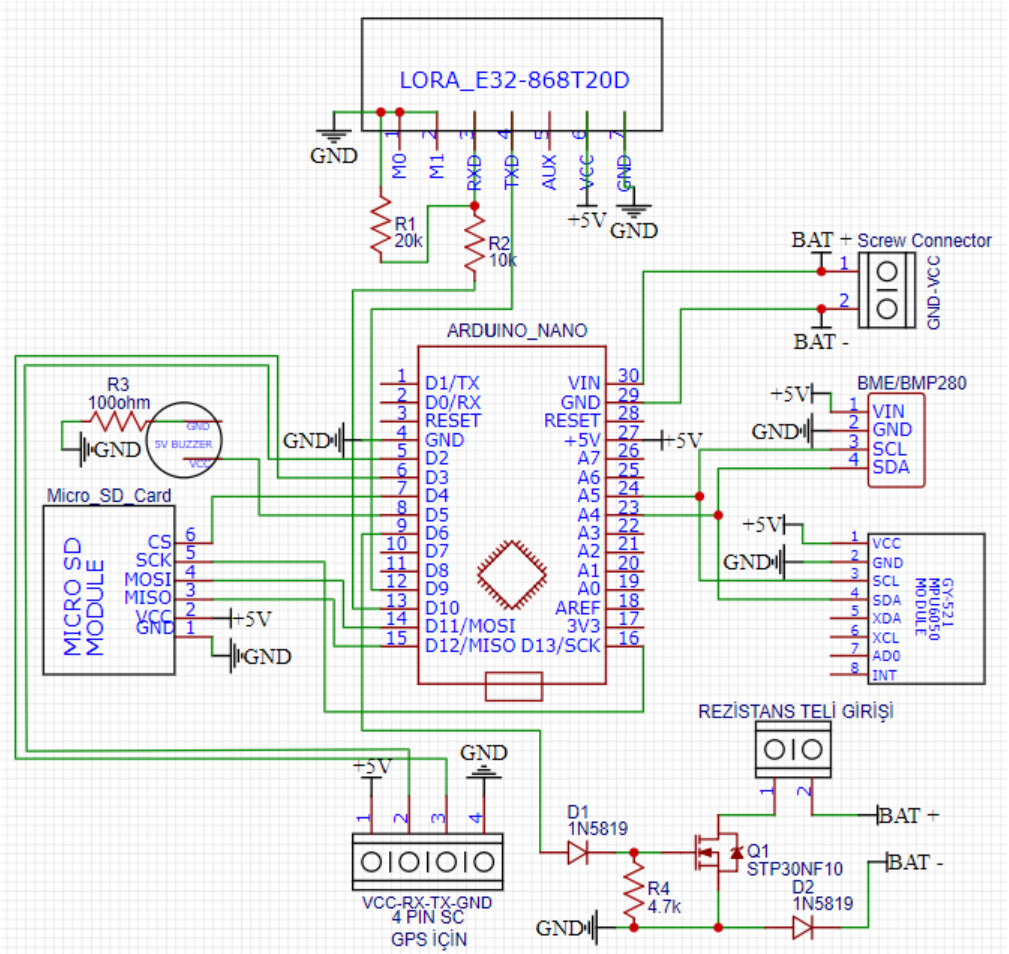
Aviyonik – 2.Sistem Detay/1.2

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	Arduino Nano (Atmega328p)	-	-
1. Sensör	BMP280 Basınç Sensörü	Evet	İrtifa verisini elde eder. Kurtarma parametresidir
2. Sensör	MPU6050 Gyroscope Sensörü	Evet	X,Y,Z Eksenlerinin verisini ve ivme verisi elde eder. Kurtarma parametresidir.
Haberleşme Modülü	Lora SX1278 E32 433T20DC	Hayır	Elde edilen tüm verileri anlık olarak yer istasyonuna gönderir Roketin bulunmasında görev alır
GPS Modülü	Ublox-NEO M8N	Evet	Bağlandığı uydular yardımıyla Enlem Boylam ve İrtifa verisi elde eder. Roketin bulunmasında görev alır
Sesli iletişim	Buzzer	Hayır	Roket aşamalarını hakkında sesli olarak bilgi verir

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2.1

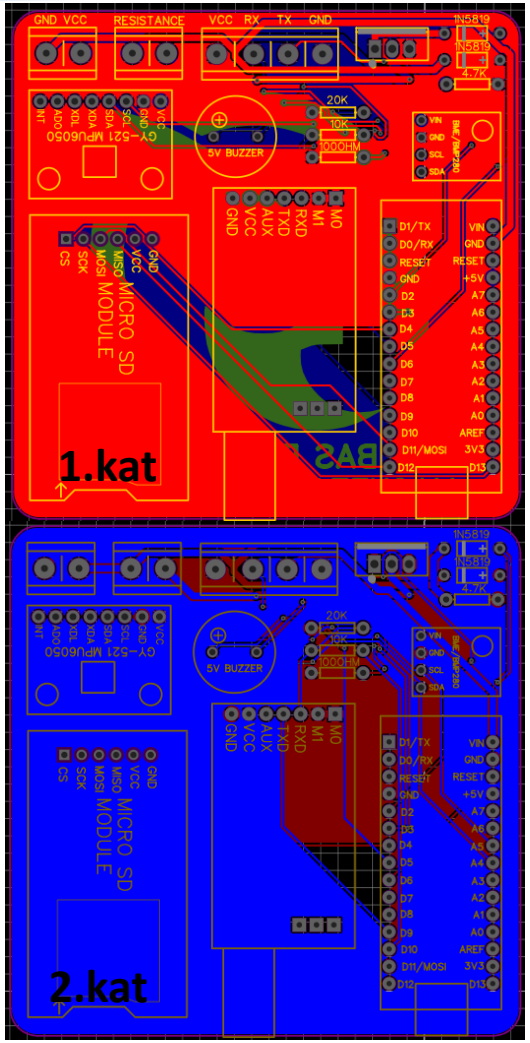


➢ 2. Uçuş kontrol bilgisayarının yapısını gösteren blok diyagram



➢ 2. Uçuş kontrol bilgisayarının devre şeması

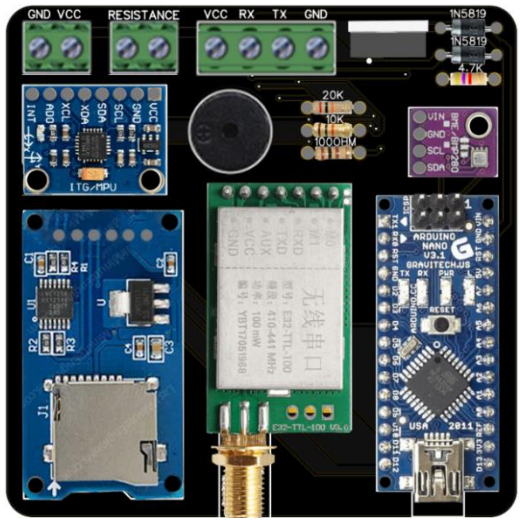
Aviyonik – 2.Sistem Detay/2.2



- Yedek sistem PCBsi, sensörler ve devre elemanlarına vb. karar verildikten sonra, devre şeması oluşturuldu.' PCB'nin, bağlantıları fazla olduğundan dolayı iki katlı olarak imal edilecektir. fotoğraflarda birinci ve ikinci katı görebilirsiniz. Güç ile alakalı olan bölümler 1mm kalınlıkta yollar ile diğer kanallar (veri vb.) yollar ise 0.3mm çapında yapılmıştır. Kart kalınlığı 1.6mm olmakla beraber 75*75mm uzunluk ve genişliğe sahiptir. (kare şeklindedir.)

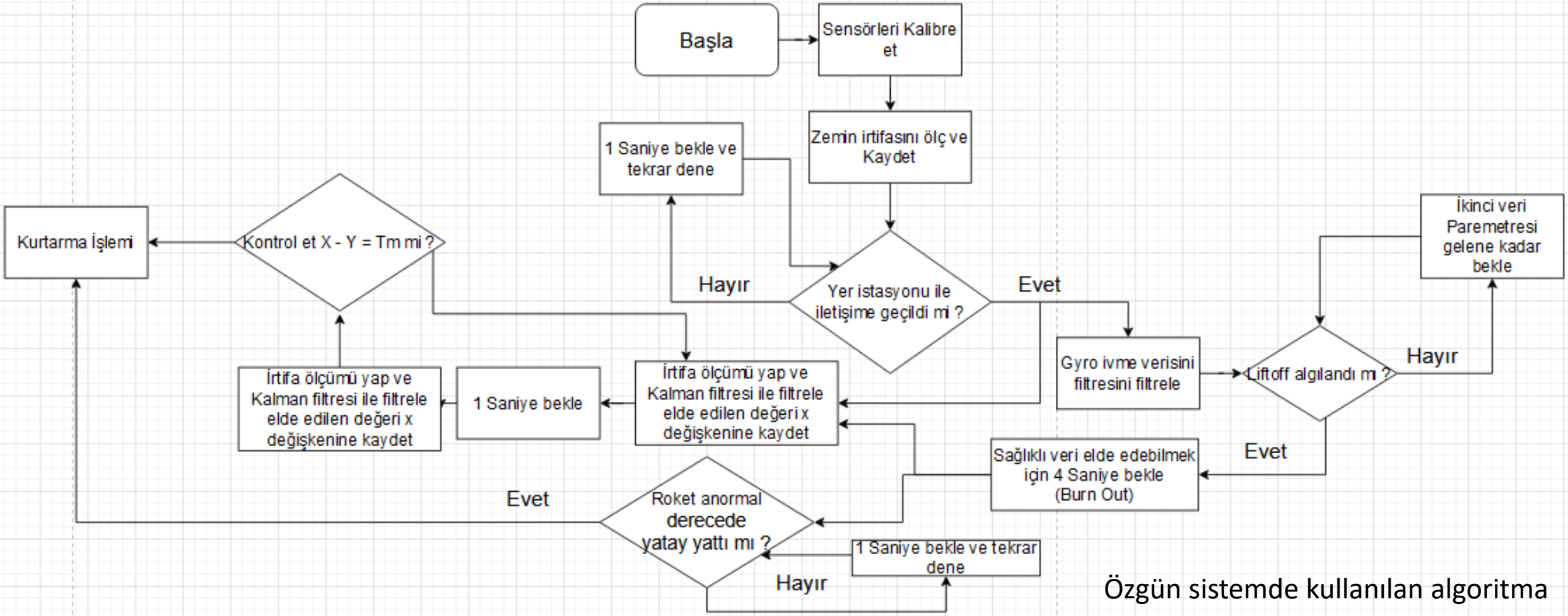
PCB üretim yöntemi ve aşamaları:

1. PCB Dizayn ve Gerber Dosyası Alınması
2. Üretimde Kullanılacak FR4 Bakır Plakaların Kesilmesi
3. Plotter – Kuru Film Çıktısı Alınması
4. Kuru Film Çıktısının FR4 Bakır Plakaya Basılması
5. Deliklerin Delinmesi ve CNC Kullanımı
6. Delik İçi Galvanik Bakır Kaplama
7. ETCHING Proses (FR4 Bakır Yüzeyin Aşındırılması)
8. Soldermask Uygulaması (Lehim Maskesi)
9. Surface Finish (Lehim Kaplama)



- Aviyonik PCB Ön görünüm ve PCB Arka görünüm

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3.1



Özgün sistemde kullanılan algoritma

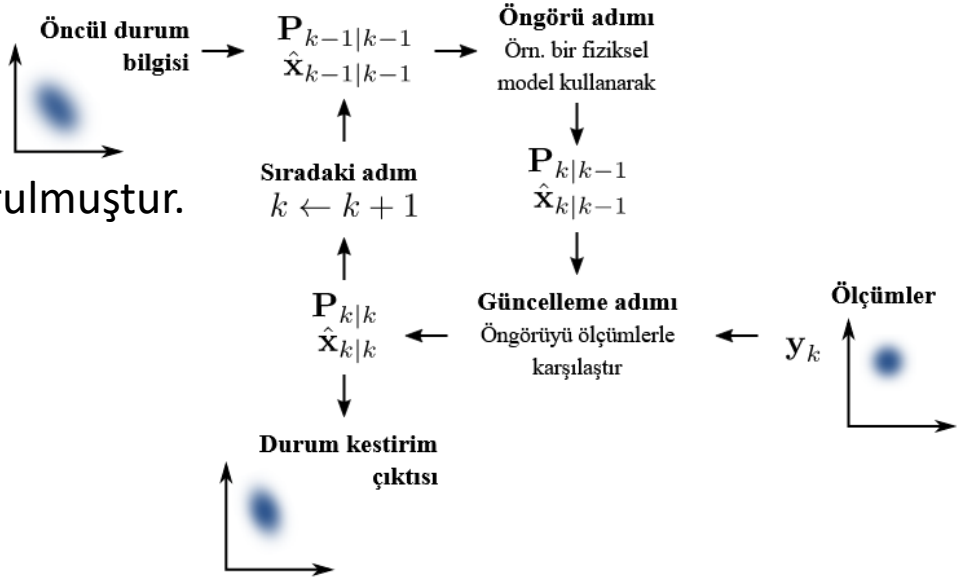
Aviyonik – 2.Sistem Detay/3.2

- Filtre olarak kalman filtresi kullanılacaktır.
- Kalman filtresi gürültülü ölçüm yapılan bir sistemi tahmin etmek için
- oldukça güçlü ve yetenekli bir algoritmadır.
- Kalman filtresi alınan bilgilerle gelecek verilerin tahmin edilmesi üzerine kurulmuştur.

Kurtarmada Kullanılan veriler ve sensörler:

- MPU6050'den İvme , X, Y ve Z eksen bilgileri
- BMP280'den Sıcaklık, Basınç ve İrtifa bilgileri

Bu parametrelerin seçilme amacı roketin uçuş anında yapabileceği tüm anormal hareketi saptaya bilmesidir.



Kalman filtresi çalışma mantığı

- Eski filtreleme, 'Gelen veri parametresini yeni bir parametre gelene kadar elinde tutacak olup yeni gelen parametreyle eski parametreyi toplayım 2'e bölüp ortalama yüksekliği elde edecektir.' şeklindeydi. Eski filtreleme, Roketin özellikle fırlatma esnasında çok yüksek bir ivmeye maruz kalması ayrıca kurtarma esnasında olabilecek hataların önüne geçilebilmek amacıyla kalman filtresi ile değiştirildi. Tüm sensör verileri için kalman filtresi kullanılacaktır.

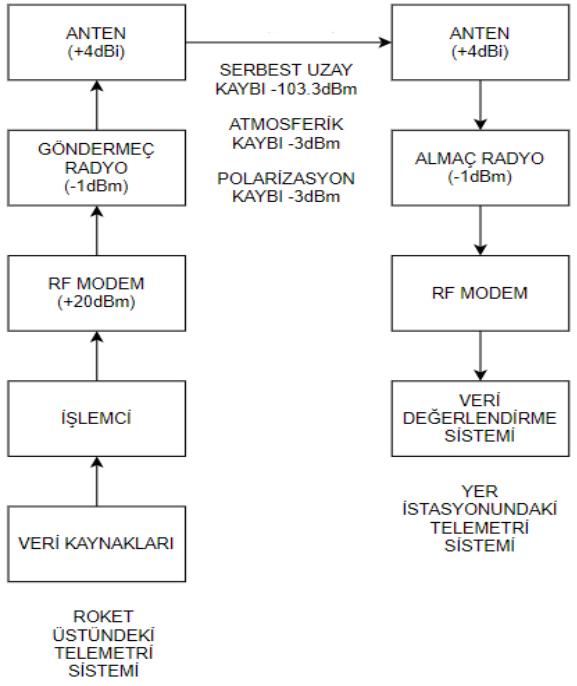
Ticari Sistemde (RRC3 Sport Altimeter) ki ayarlar işe şunlardır:

- Kurtarma sistemi için irtifa ayarı yapılacak.
- Barometre Sensörü ölçüm aralığı hesaplanacak.
- Fırlatma modu ayarlanacak.

Aviyonik – İletişim

- Yer istasyonunda Kullanılacak bileşenler, Lora SX1278 E32 433T20DC Telemetri ve Arduino Nano ’dur. Telemetrimizi Arduino Nano ’ya bağlayarak yer istasyonu(bilgisayar) ile roketin veri alışverişi gerçekleştirilecektir. Yer İstasyonunda kullanılacak yan bileşenler, Lora Modülünü ayarlamak için kullanılacak USB Stick’dir.
- Lora telemetri modülü;Bmp280 modülünden aldığı basınç veri paketlerini, Ublox NEO-M8N GPS ’den aldığı GPS veri paketlerini, MPU6050 modülünden aldığı ivme ve gyro veri paketlerini yer istasyonuna iletecektir.
- Lora telemetri modülü, veri paketlerini yer istasyonuna iletirken 410~433MHz bandında iletecektir. Haberleşme protokolü UART’tır.

Güç Kayıpları:		Toplam: 109.3dBm
Serbest uzay kaybı	20*log(433)+20*log(8000)-27.55= 103.241557666906188 dBm	
iletim kaybı	~1 dBm (metre başı)	
atmosferik kayıp	kesin hesaplanılamadığı için 3 dbm tolerans bırakıldı	
Polarizasyon kaybı	kesin hesaplanılamadığı için 3 dbm tolerans bırakıldı	
Güç Kazançları		Toplam: 28dBm
Modülün İletim gücü	P(dBm) = 10*log10*(1000*0.1W) = 20dBm	
Verici Anten kazancı	Verici antenin 4dBi kazancı vardır.	
Alıcı anten kazancı	Alıcı antenin 4dBi kazancı vardır.	
		Toplam: -83.3

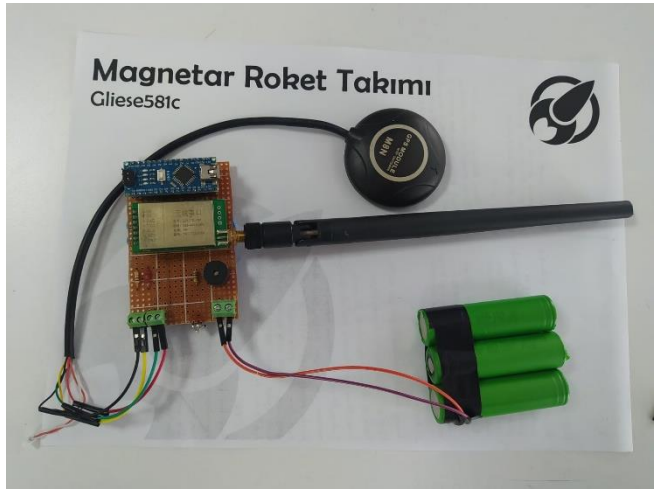


Aviyonik Prototip Testi

Aviyonik sistem ilk olarak breadboard'da kurulmuş olup daha sonra plakalara lehim ile sabitlenip bir sistem haline getirilmiştir.

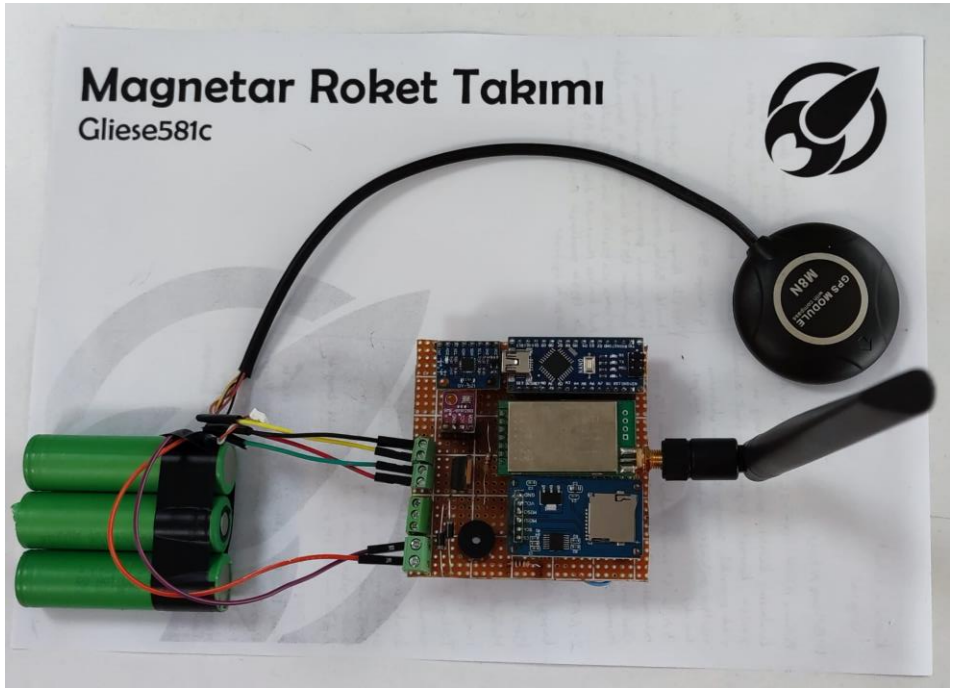
Sistem den gelen veriler tek paket halinde yer istasyonuna iletilecek olup Json veri tipine benzer bir yapıda olan struct veri tipinde gönderilecektir.

Yer istasyonuna gelen veriler ayıklanarak anlaşılması kolay bir hale getirilecektir.
Testler ve üretimler başlanılmış olup 12 mayıs gününe kadar tamamlanacaktır.
Prototip olarak üretilen Aviyonik ve Payload PC sistemi Şekil(34,35)'de verilmiştir.



Payload PC

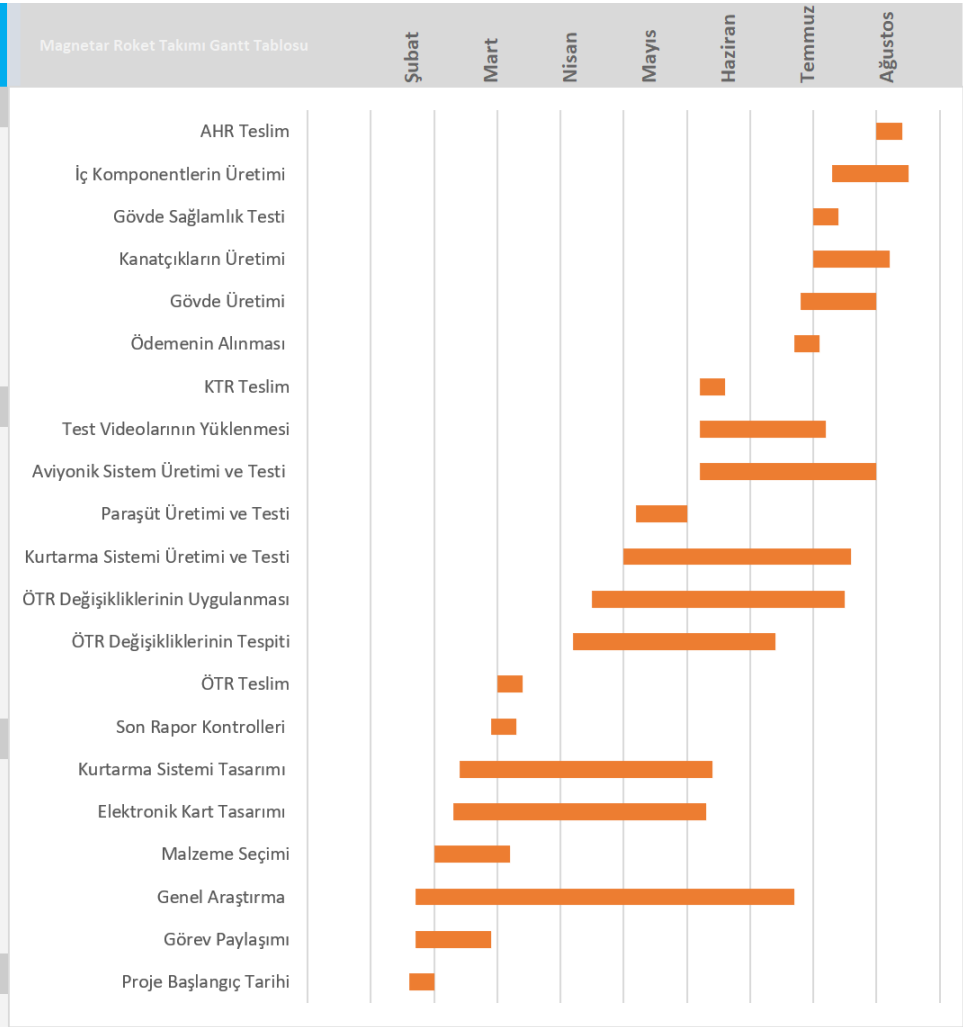
Üretilen sistem prototip olup daha sonra PCB Üzerine Lehimlenilecektir.



Roket Özgün PC

Aviyonik Prototip Testi

GÖREV ADI	BAŞLANGIÇ	BİTİŞ	SÜRE
ÖTR			
Proje Başlangıç Tarihi	1/02/22	2/02/22	1
Görev Paylaşımı	4/02/22	7/02/22	3
Genel Araştırma	4/02/22	19/02/22	15
Malzeme Seçimi	10/02/22	13/02/22	3
Elektronik Kart Tasarımı	15/02/22	25/02/22	10
Kurtarma Sistemi Tasarımı	17/02/22	27/02/22	10
Son Rapor Kontrolleri	27/02/22	28/02/22	1
ÖTR Teslim	1/03/22	1/03/22	1
KTR			
ÖTR Değişikliklerinin Tespiti	25/03/22	2/04/22	8
ÖTR Değişikliklerinin Uygulanması	31/03/22	10/04/22	10
Kurtarma Sistemi Üretimi ve Testi	10/04/22	19/04/22	9
Paraşüt Üretimi ve Testi	15/04/22	1/05/22	16
Aviyonik Sistem Üretimi ve Testi	4/05/22	5/05/22	7
Test Videolarının Yüklenmesi	5/05/22	10/05/22	5
KTR Teslim	5/05/22	5/05/22	1
AHR			
Ödemenin Alınması	3/06/22	3/06/22	1
Gövde Üretimi	6/06/22	9/06/22	3
Kanatçıkların Üretimi	10/06/22	13/06/22	3
Gövde Sağlamlık Testi	10/06/22	11/06/22	1
İç Komponentlerin Üretimi	15/06/22	18/06/22	3
AHR Teslim	1/07/22	1/07/22	1
ATIŞ			
Atış	1/08/22	15/08/22	14



- Üretim ve testler Pendik İTO ŞAAİHL bünyesindeki atölyelerde, Serbest Piyasa Sanayi işletmecilerinde ve halka açık alanlarda yapılmıştır.
- Test videolarında test yerleri açıkça verilecektir.

Bütçe

Yapısal Komponentler		
Komponent ismi	Miktarı	Toplam Fiyat
Cam Elyaf Kompozit	20m	~3200TL
Alüminyum Plaka	50cm²	~300TL
Alüminyum Çubuk	2m	~200 TL
PLA Filament	500g	~130 TL
Mapalar/Fırdöndü	X3 , X2	~150 TL
Polyester Astar Kumaş	5m	~300 TL
Paracord İp	6m	~50 TL
Farklı Çapta Vidalar	30 adet	~120 TL
Kaplow Clips	4 adet	~20 TL
L Demir	8 adet	~20 TL
Tube Coupler (Birleştirme alanı)	20cm	~40 TL
		Toplam: ~4530TL

Üretimsel komponentler		
Komponent ismi	Miktarı	Fiyat
Lazer Kesim	-	~300tl
Destek ekipmanları (Zımpara, Vernik vs.)	-	~300tl
Loctite Metal Cıvata Sabitleyici	-	~200tl
		Toplam: ~800 TL

Bütçe

Elektronik Komponentler		
Komponent ismi	Miktarı	Fiyat
RRC3 Sport Altimeter	1	~2500TL
Arduino NANO (Atmega 328p)	3	~135TL
Lora Modülü SX1278 E32 ve Anten	3	~400TL
Altimeter BMP180	1	~30TL
MPU6050 Gyro	1	~50TL
3.7v 2500mah Li-ion Pil	8	~600TL
GPS UBLOX-M8N	2	~170TL
Micro SD Kart Modülü	1	~15TL
KONTAK SWİTCH	2	~120TL
PCB	2	~135TL
Direnç 1x 110ohm, 2x 20K, 4x 10k	7	~5TL
		Toplam: ~4160TL

		Toplam: ~9.490 TL

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde no.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR slayt no.	Açıklama
1	3.1.3.	Yarışmaya Lise Kategorisinde yalnızca lise öğrencileri katılabilir.		Slayt 2	Takımımızda sadece lise öğrencileri bulunmaktadır.
2	3.1.8.	Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur.		Slayt 2	Yarışmaya takım halinde katılmaktayız.
3	3.1.9.	Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla 6 takım üyesi gelebilecektir.		Slayt 2	İstenilen değeri takımımız karşılamaktadır.
4	3.1.11.	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur. Takım danışmanı ile ilgili özellikler ilgili maddede açıklanmıştır.		Slayt 2	Takımımız 1 danışmana sahiptir.
5	3.1.15.	Yarışmacılar gerekli görülen hesaplamaları, raporları, sunumları ve ilgili diğer dokümantasyonları Yarışma Komitesinin belirlediği standartlara uygun olarak hazırlamakla sorumludurlar.		Slayt 2	Takımımız gerekli görülen hesaplamaları, raporları ve ilgili dokümanları Yarışma Komitesinin belirlediği standartlara uygun olarak hazırlamıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde no.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR slayt no.	Açıklama
6	3.1.24.5	Lise takımlarının öğretmen danışmanları fen bilimleri ve meslek lisesi alanından bir öğretmen veya daha önce yurt içi veya yurt dışında roket yarışmalarına katılım sağlamış herhangi bir alandan öğretmen olmalıdır.		Slayt 2	Takımımızın danışman öğretmeni fen bilimleri alanından bir öğretmendir.
7	3.1.25.	Takım içerisinde takım kaptanı bulunmalıdır.		Slayt 2	Takımımızın takım kaptanı bulunmaktadır.
8	3.1.26.	Yarışma süreci boyunca TEKNOFEST yarışmalar komitesi tarafından yapılacak olan tüm bilgilendirmeler takımın iletişim sorumlusu olarak belirlediği kişiye yapılacaktır. Bu sebeple her takım bir iletişim sorumlusu belirlemelidir.		Slayt 2	Takımımızın iletişim sorumlusu bulunmaktadır.
9	3.2.1.6.	Roket, tepe noktasına ulaşmadan önce herhangi bir ayrılma gerçekleştiremez (Görev Yükünün bırakılması, paraşütün açılması vb.).		Slayt 5	Takımımız roket, tepe noktasına ulaşmadan önce herhangi bir ayrılma gerçekleştirmemeyi planlamaktadır.
10	3.2.1.7.	Operasyon konseptini icra etmekle yükümlüdürler.		Slayt 5	Takımımız bu şartı karşılamaktadır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde no.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR slayt no.	Açıklama
11	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		Slayt 36	Takımımız istenilen yükümlülükleri karşılayacak bir roket üretmeyi planlamaktadır.
12	3.2.1.16.	Bütün takımlar roket tasarımlarını TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından sağlanacak motor için yapacaklardır.		Slayt 24 ve 25	Takımımız Yarışma Komitesi tarafından verilecek olan motora göre bir tasarım yapmıştır.
13	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.		22, 40 ve 41	Gerekli isterler karşılanmıştır.
14	3.2.1.21.	Takımların “Open Rocket Simulation” menüsüne uygun olarak yörünge benzetimlerini gerçekleştirmesi zorunludur.		Slayt 5	Open Rocket dosyası eklenmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde no.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR slayt no.	Açıklama
15	3.2.1.23.	Takımlar Görev Yüklerini “Unspecified Mass” ismiyle girmeyecektir. Görev Yükü “PAYLOAD” ismi ile adlandırılıp, kütlesi en az 4000 gram (4 kg) ve tek bir parça olarak girilecektir.		Slayt 5	Open Rocket dosyası isterleri karşılanmaktadır.
16	3.2.2.1.	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmalıdır.		Slayt 36	Takımımız kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanmaktadır.
17	3.2.2.4.1.	Lise kategorisinde roketin bütün parçaları birbirine bağlı olarak tek bir paraşüt sistemi ile kurtarılmalıdır.		Slayt 36	Takımımız roketin tüm parçalarının tek bir paraşüte bağlı olarak kurtarma yapmayı planlamaktadır
18	3.2.2.12.	Sistem üzerinde bulunan haberleşme bilgisayarları yer istasyonuyla anlık konum verisini kesintisiz paylaşacaktır.		Slayt 38	Takımımız kesintisiz veri paylaşımı yapmayı planlamaktadır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde no.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR slayt no.	Açıklama
19	3.2.3.1.	Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.		Slayt 40	Roketimizin görev yükü 4,3 kg olup isteri karşılamaktadır.
20	3.2.4.1.	Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.		Slayt 5	Roketimiz ses altı hızlarda uçmaktadır.
21	3.2.4.3.	Roketin tüm parçalarının azamî dış çapları aynı değerde olmalıdır		Slayt 3	Roket Çap değişikliği bulunmamaktadır.
22	3.2.4.5.	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki Stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.		Slayt 3	Roketimizin 0.3 Mach'taki Stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasındadır.
23	3.2.4.7.	Rampadan asgari çıkış hızları; Lise Kategorisi için 15 m/s		Slayt 5	Roketimizin rampadan çıkış hızı 25.4 m/s olup isteri karşılamaktadır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde no .	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR slayt no.	Açıklama
24	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		Slayt 18 ve 19	Takımımız roketini iç ve dış basıncı dengeli olacak şekilde tasarlamışdır.
25	3.2.5.2.	Roketler hem uçuş boyunca maruz kalacağı yapısal yüklere hem de taşıma/rampaya yerleştirme esnasında maruz kalacağı yüklere dayanıklı olmalıdır.		Slayt 21	Takımımız roketini uçuş boyunca maruz kalacağı yapısal yüklere ve taşıma/rampaya yerleştirme esnasında maruz kalacağı yüklere dayanaklı olacak bir tasarım yapmıştır.
26	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.		Slayt 31	Şartnameye uygun bir mapa seçilmiştir.
27	3.2.5.10.	Uçuş bilgisayarı ve görev yükündeki tüm anahtarlar roketin nozülünden azami 2500 mm mesafede olmalıdır		Slayt 18	tüm anahtarlar azami mesafenin altında bir noktaya yerleştirilmiştir.
28	3.2.5.11.	Roket motoru, bütün gövde bağlantıları tamamlandıktan sonra gerektiğinde demonte edilebilir bir şekilde montajlanmalıdır.		Slayt 27	Roketin tasarımı gerektiğinde motorun demonte edilebileceği şekilde tasarlanmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde no .	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR slayt no.	Açıklama
29	3.2.6.1.	Rokette bulunan ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilir.		Slayt 33	Roketimizde bulunan ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilmektedir.
30	3.2.6.4.	Lise kategorisinde kullanılacak asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarının ticari ürün olması zorunludur.		Slayt 42	Roketimizde 1 adet ticari uçuş kontrol bilgisayarı bulunmaktadır.
31	3.2.6.10.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır. Her bilgisayarın kendisine ait işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması olmalıdır.		Slayt 43	Roketimizde bulununan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsızdır.
32	3.2.6.19.	Kurtarma sistemleri istemsiz olarak aktif konuma gelmemelidir		Slayt 32	Kurtarma sistemi istemsiz olarak aktif konuma gelmemektedir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde no .	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR slayt no.	Açıklama
33	4.3.4.	Benzetim süreçleri iteratif olup, roket tasarımının geçirdiği aşamalar neden-sonuç ilişkileriyle birlikte KTR'de sunulmalıdır.		Slayt 13,14,16,17,18,21 ,23 ve 25	Roket tasarımım geçirdiği aşamalar neden-sonuç ilişkisi ile birlikte KTR'de verilmiştir.
34	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.		Slayt 26 ve 29	CAD programı üzerinden gerekli entegrasyon videoları hazırlanmış ve CAD tasarımlarıda detaylar gösterilmiştir.
35	4.3.7.	Gövde, burun, elektronik kart vb. gibi tüm sistemlerin nerede, nasıl ve hangi malzemeler ile üretileceğinin bilgisi detaylı olarak verilmelidir.		Slayt 18 ve 26 arası	Gövde, burun, elektronik kart vb. gibi tüm sistemler nerede, nasıl ve hangi malzeme ile üretileceği bilgisi detaylı olarak verilmiştir.
36	4.3.9.	Tasarımın üretilebilir olduğunun kanıtlanması ve analiz/test sonuçlarının TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesine sunulması gerekmektedir.		Slayt 18 ve 26 arası	Tasarımımızın üretilebilir olduğu ile ilgili analiz/test sonuçları TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesine sunulmuştur.

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	L Demir	Kanatçıkların gövdeye sabitlenmesi.	L Demir'in yerine oturmaması	Cıvataların yanlış monte edilmesi.	Rampaya Yükleme ve Ateşleme Hazırlık	Kanatçığın gövdeden ayrılması.	Roketin planlanan rotadan sapması.	Görsel muayene	Cıvatalarda herhangi bir fiziksel bozukluğun olmaması ve montaj aşamasında tekrar tekrar kontrol edilmesi.	Uçuş öncesi yer testleri	Cıvata boyutlarının hesaplanması.	7
HT-2	L Demir	Kanatçıkların gövdeye sabitlenmesi.	L Demir'in Aerodinamiği bozması	Yanlış parça tasarımı.	Rampaya Yükleme ve Ateşleme Hazırlık	Kanatçığın gövdeye sağlam bir şekilde sabitlenmemesi	Uçuş sırasında Aerodinamiksel gereksinimleri karşılamamas	Görsel muayene	Parçanın fiziksel olarak test edilmesi ve ölçümlenmesi.	Uçuş öncesi yer testleri	CAD tasarımının kontrollü bir şekilde referans alınması.	7
HT-3	Kelepçe	Kurtarma sisteminde gerilmiş yaylı sistemi tutmak.	kelepçenin güçsüz olması.	yetersiz güç	Depolama	Kurtarma sisteminin hazır olamaması	Uçuş sırasında yaylı sistemin fırlaması	Periyodik test	Yeterli güçte kelepçe kullanılması.	Uçuş öncesi yer testleri	Gerekli kuvvetin hesaplanıp doğrulanması.	10

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-4	Yaylı kurtarma sistemi	Faydalı yükü gerektiği zaman roketten ayırmak.	Yayların yeterli sıkıştırılmaya ulaşamayıp yeterli güçte olmaması.	Röle güç yetersizliği	Depolama	Kurtama aktifleştirilememesi	Roketin Yere Çakılması	Periyodik test	yüksek güç gerilime sahip muadil ile dğeiştirilmesi	Uçuş öncesi yer testleri	Plastik erime noktası belirlenmesi	10
HT-5	Röle	Kelepçeyi gerektiği zaman ısıtıp yayları serbest bırakma.	Yanlış zamanda kelepçenin eritilmesi sonucu faydalı yükün yanlış zamanda ayrılması.	Hatalı uçuş kontrol verileri.	Uçuş	Faydalı yükün yanlış irtifada sistemden ayrılması.	Yanlış irtifada faydalı yükün fırlatılması sonucu kurtarma işleminin başarısız olması.	Telemetre Verileri	Uçuş algoritamasının birkaç defa kontrol edilmesi.	Algoritma ve uçuş sistemindeki hataların önceden tespiti.	Filtreleme algoritması	10
HT-6	Uçuş bilgisayarı	Telemetre verilerinin aktarımı ve görev komutlarının verilmesi.	Verilerin aktarılmaması.	Güçsüz sinyaller	Uçuş	Görevin izlenememesi	Gerekli analizlerin yapılamaması.	Ölçüm	Güçlü bir verici kullanımı.	Algoritma ve uçuş sistemindeki hataların önceden tespiti ve veri paketlerinin boyutlarının kontrolü ve vericinin kapsama alanının uygun seçilmesi.	İkincil uçuş bilgisayarı kullanılması.	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-7	Uçuş Bilgisayarı	Telemetre verilerinin aktarımı ve görev komutlarının verilmesi.	Gerekli gücün aksaması.	Temassızlık	Uçuş	Görev için gerekli komutların sağlanmaması.	Ana görevin gerçekleştirilememesi.	Periyodik test	Kablo düzeninin uygun şekilde ayarlanması.	Uçuş öncesi yer testleri	İkincil uçuş bilgisayarı kullanılması.	10
HT-8	Batarya	Aviyoniklere güç sağlanması	Sistem için gerekli gücün sağlanamaması.	Yetersiz güç	Uçuş	Aviyonikleri n çalışmaması.	Ana görevin gerçekleştirilememesi.	Ölçüm	Gerekli gücü karşılayan batarya kullanımı.	Sistem için gerekli gücün hesaplanması.	Dolu pil kullanımı	10
HT-9	Altimeter	İrtifanın ölçülmesi.	Altimeter'ın yerine oturmaması.	Altimeter'a ayrılan bölümün yetersiz kalması.	Uçuş	İrtifanın ölçülememesi.	Görev adımlarıın doğru bir şekilde gerçekleştirilememesi.	Görsel muayene	Parçaların fiziksel olarak test edilmesi ve ölçümlenmesi.	CAD Tasarımları ile Karşılaştırma	Cad tasarımının kontrollü bir şekilde referans alınması.	10
HT-10	Paraşüt	Roket gövdesinin ve yükün güvenli olarak yere inmesi.	Paraşüt kumaşının yırtılması.	İp dikiminde dayanım eksikliği	Uçuş	İnişin güvenli olmaması.	Görev yükünün ve roket gövdesinin parçalanması.	Periyodik Test	Kumaşın stres testinden geçirilmesi.	Stres testi	Bağlantı noktalarına destekleyici astar dikilmesi	10

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-11	Paraşüt İpleri	Paraşütün roket gövdesine bağlanmasını sağlamak.	İplerin birbirine dolanması.	Fırdöndü ve karabinanın işlevini yerine getirememesi.	Uçuş	İnişin güvenli olmaması.	Görev yükünün ve roket gövdesinin parçalanması.	Periyodik Test	Fırdöndü ve karabinanın doğru monte edilmesi.	Uçuş öncesi yer testleri	Çekme testelerine uygun komponent seçimi	10
HT-12	Aviyonik	Uçuş Süresince Veri elde edip kurtarma işlemini gerçekleştirmek	Rampada Kurtarma sisteminin açılması.	Basınç ve ivme sensörü arızası	Rampaya Yükleme ve Ateşleme Hazırlık	Güvenlik gereksinimleri karşılamaması	Rampada kurtarma sisteminin aktifleştirilmesi	İşitsel yollarla uyaran işaretler	Otomatik Accel(Gyro) ve İrtifa ayarı yapılması	Uçuş öncesi yer testleri	30m Azami irtifa belirleme	10
HT-13	Burun Konisi	Havayı bölmek kurtarmada işlevsel olmak	Gövdeden ayrılma	Olası çap sorunları	Taşıma	Taşımanın uçuşun güvenli olamaması.	Burun konisi gövdeden istenmeyen bir zamanda ayrılması	Ölçüm	Sıkı geçme	Uçuş öncesi yer testleri	Shear pin kullanımı	10
HT-14	Gövde	Roketin parçalanmasını önlemek	Roket parçalanması	İnce et kalınlığı	Uçuş	Güvenlik gereksinimleri karşılamaması	Roketin Tekrar Kullanılabilir olamaması	Ölçüm	Uygun Et kalınlığı	Uçuş öncesi yer testleri	Tekrarlanabilir Üretim	10

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-15	Cıvata	Rokete yerleştirilen parçaların sabitlenmesi	Cıvata psalanması sonucu oluşan mukavemet düşüşü.	Sıvı-nem teması	Üretim	Roket parçalarının sağlam şekilde sabit olmaması	Mukavemet düşüşü	Görsel Muayene	Sıvı-nem temasını engellemek	Göz ile kontrol etmek	Yedek Cıvata bulundurmak	7
HT-16	Uçuş Bilgisayarı	Uçuş verilerinin analiz edilmesi ve görev komutlarının oluşturulması	İşlemci arızası	Yüksek titreşim ve şok seviyeleri	Uçuş	UB yazılımının çalıştırılamaması	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
HT-17	Rail Buton	Roketin rampaya yerleştirilmesi	Roketin rampaya yerleştirilememesi	Rail butonlarının yanlış yerleştirilmesi	Rampaya Yükleme ve Ateşleme Hazırlık	Roket rampaya yerleştirelememesi yüzünden uçuş yapılamaması	Takımın yarışmadan elenmesi	Görsel muayene	Rampanın yapısını öğrenerek ona göre bir tasarım yapmak	Teknik çizime göre kontrol	Teknik çizime göre klavuzlar açılması	10

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-18	Merkezleme Halkası	Motorun rokete sabitlenmesi	Motorun rokete yerleştirilememesi	Merkezleme halkalarının çap uyumsuzluğu	Rampaya Yükleme ve Ateşleme Hazırlık	Motorun gövdeye girememesi	Uçuş yapılamaması	Ölçüm	Çapların CAD tasarımına göre üretilmesi.	Uçuş öncesi yer testleri	Üretilen parçaların sürekli olarak CAD tasarımı ile mukayese edilmesi.	10
HT-19	Paraşütler	Roket gövdesinin ve yükün güvenli olarak yere inmesi.	Paraşütün açılmaması.	Paraşüt katlama disiplinin yanlış uygulanması.	Uçuş	İnişin güvenli olmaması.	Görev yükünün ve roket gövdesinin parçalanması.	Periyodik Test	Paraşüt ölçülerinin katlama disiplinine uygun olması.	Uçuş öncesi yer testleri	Katlanma disiplinin tekrar tekrar uygulanması.	10