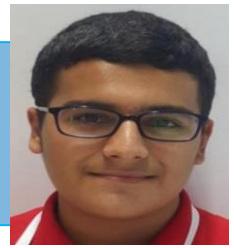
TEKNOFEST 2022
ROKET YARIŞMASI
Lise Kategorisi
Kritik Tasarım Raporu (KTR)
Sunuşu
Takım Adı
Adana_Bilsem_Roket_Takımı

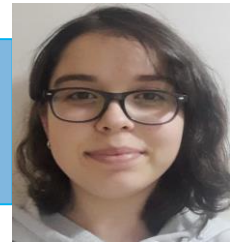
Takım Yapısı

Baha ATÇI
Aviyonik, Rapor Yazımı, Testler
12. Sınıf Adana Bilim ve Sanat Merkezi

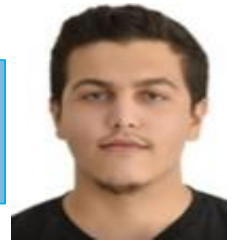
Takım Kaptanı
Mehmet ÜNAL
Yapısal, Tasarım, Aerodinamik
10. Sınıf Adana Bilim ve Sanat Merkezi



Beyza PALAZ
Kurtarma Sistemi, Testler
10. Sınıf Sungurbey Anadolu Lisesi

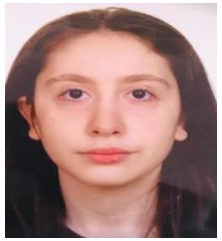


Ömer Talha ATEŞ
Yapısal, Tasarım, Analiz
10. Sınıf Adana Bilim ve Sanat Merkezi



Takım Danışmanı
Mustafa PALAZ

Aslı Gül ŞAHİN
Kurtarma Sistemi, Testler
10. Sınıf Hümeyra Ökten İHAL



Aybüke ÇÜRÜK
Aviyonik, Rapor Yazımı, Testler
11. Sınıf Adana Bilim ve Sanat Merkezi

İletişim Sorumlusu
Doğukan Mert AKGÜL
Aviyonik, Rapor Yazımı
9. Sınıf Adana Bilim ve Sanat Merkezi

Yaren KARAOĞLU
Kurtarma Sistemi, Testler
9. Sınıf Adana Bilim ve Sanat Merkezi

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	2051
Çap (mm):	114
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	14934
Yakıt Kütlesi (g):	1774
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	1674
Görev Yükü Ağırlığı (g):	4293
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	18382

Tablo.1:Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

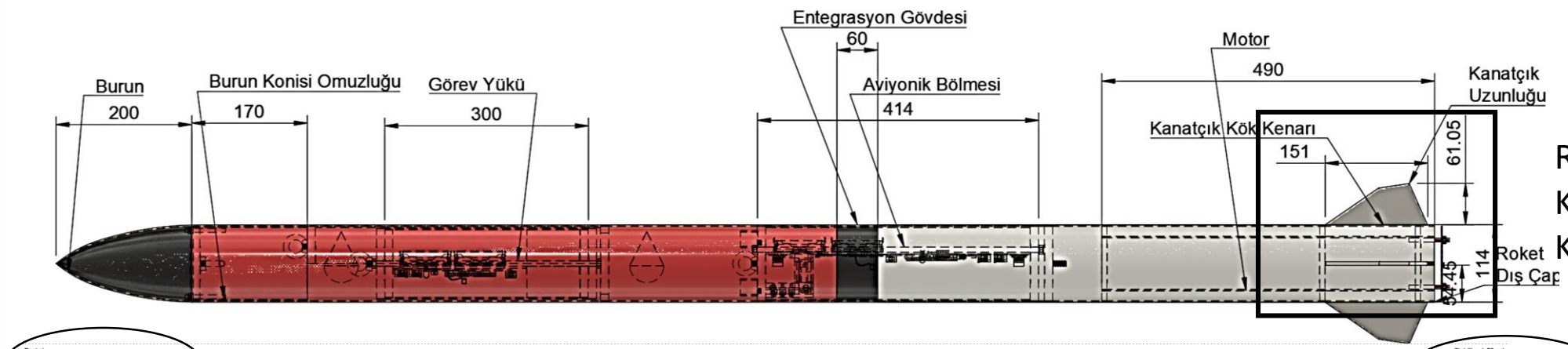
	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	5,68
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	25,04
Stabilite (0.3 Mach için):	1,53
En büyük ivme (g):	5,85
En Yüksek Hız (m/s):	173
En Yüksek Mach Sayısı:	0,51
Tepe Noktası İrtifası (m):	1577

Tablo.2:Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

Motor
Cesaroni L 1050

Tablo.3:Kullanılacak Olan Motor Çeşidi

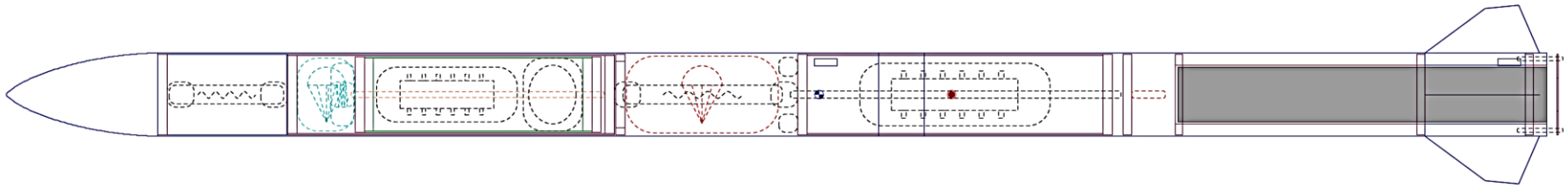
Genel Tasarım



Roket Çapı: 114 mm
Kanatçık Kök Kenarı:151 mm
Kanatçık Uzunluğu: 61,05 mm

Lenght: 205,1 cm, max diameter: 11,4 cm
Mass withmotors: 18382 g

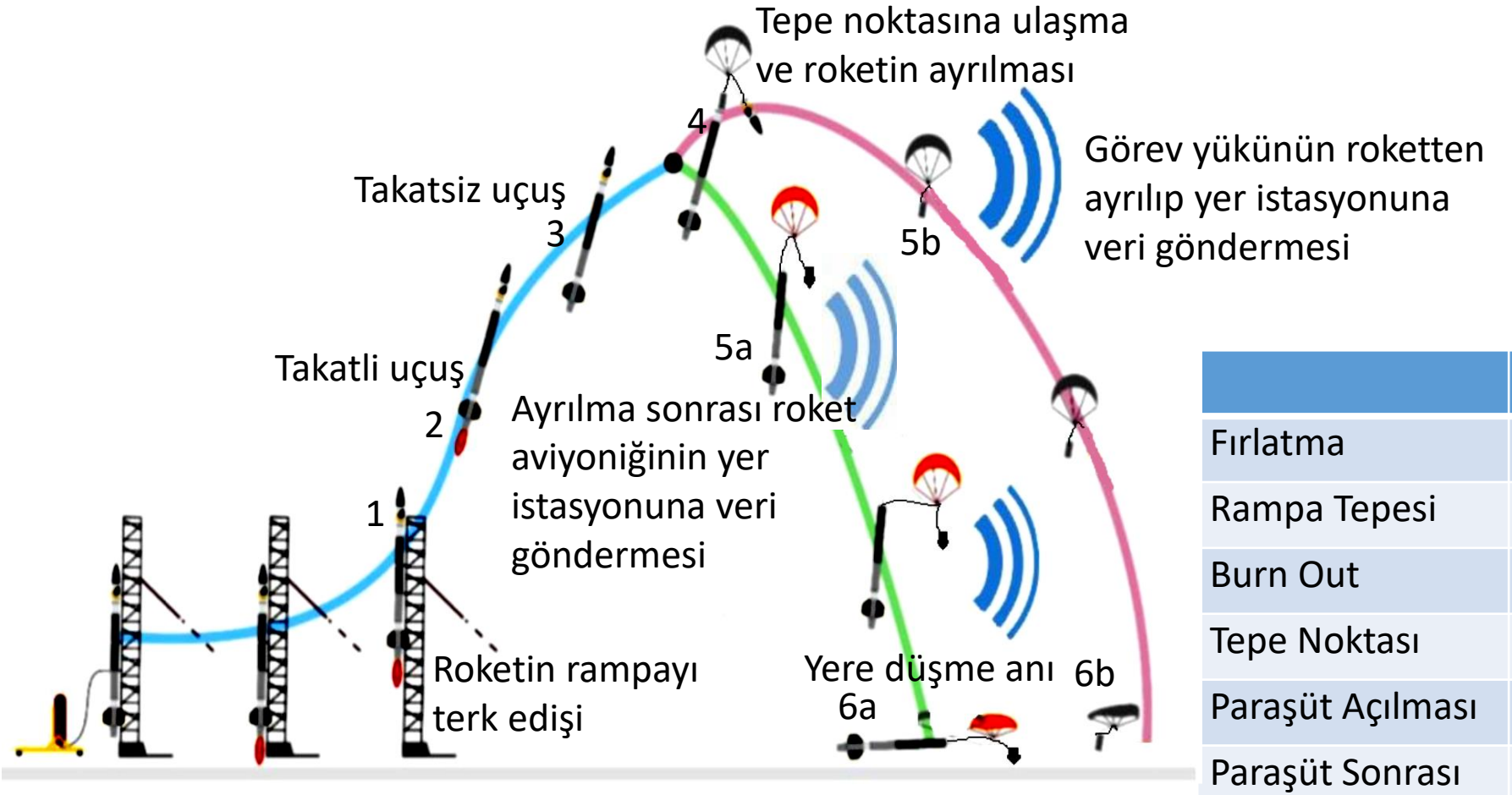
Stability: 1,53 cal
CG: 107,1 cm
CP: 124,6 cm



Şekil 1. : Open Rocket Genel Tasarım

Apogee: 1577 m
Max velocity: 173 m/s
Max acceleration: 57,4m/s^2

Operasyon Konsepti (CONOPS)



Şekil 2.: Operasyon Konsepti

Not: Roketimiz Apogee'ye çıkana kadar hiçbir aşamada 2,5 stability değerinin üzerine çıkmadan (en fazla 2,31) seyrine devam etmektedir.

	Zaman	İrtifa	Hız
Fırlatma	0,06	0 m	0
Rampa Tepesi	0,53 s	6 m	25,04 m/s
Burn Out	3,75 s	362,13 m	169,79 m/s
Tepe Noktası	19,15 s	1583,4 m	5,25 m/s
Paraşüt Açılması	19,21 s	1583,3 m	1,7 m/s
Paraşüt Sonrası	207,33 s	0	8,25 m/s

Tablo.4: Operasyon Konsepti Uçuş Simülasyon Verileri

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR'de Hangi Sayfada	ÖTR'de İçerik Neydi?	KTR'de İçerik Ne Oldu?	KTR'de Hangi Sayfada?
E22 900T30D RF iletişim modülünün E22 900T22D RF iletişim modülü ile değiştirilmesi	21, 35	E22 900T30D, 12 Km menzil	E22 900T22D, 5-7 Km menzil	36-49-50
Paraşüt rengi değişimi	21	Yeşil-Mor	Turuncu-Siyah	35

Tablo.5: ÖTR - KTR Değişimler - 1

ÖTR raporumuzda kullanacağımızı belirttiğimiz E22 900T30D RF iletişim modülümüzü ÖTR sonuçları açıklanır açıklanmaz satın almak istedik. Ancak ülkemizdeki stokların bittiğini gördük. Yurt dışından olan getirtme durumunda da en erken teslim sürelerinin 5 Mayıs 2022 ve sonrası şeklinde olması bizden istenen özgün kartımız ile ilgili testlerimizin süresi içerisinde yetişememesini beraberinde getiren bir sonuç doğurdu. Bizlerde takım olarak hem fiyat açısından biraz daha uygun olması, hem ülkemiz içerisinde ilgili kartın stok durumunun olması, hem de E22 900T22D RF iletişim modülü ile ilgili örnek kodlar ve kart ayarlarının nasıl yapıldığına dair videoların olmasından dolayı bu RF iletişim modülünü kullanma kararı aldık. Bu RF iletişim modülünün teknik özelliklerinin yarışma aşamasında takımımıza herhangi bir sıkıntı çıkartmayacağını araştırmalarımız sonucunda öğrenmiş olduk. Paraşütümüzün kumaşını yaşadığımız şehirde bulamadık, turuncu renk bulabildik. Kendi imkânlarımızla dikerek üretmeyi planladığımız için vakit kaybetmemek ve istenen test videolarını zamanında çekebilmek için renk değiştirme kararı aldık.

ÖTR - KTR Değişimler - 2

Değişim Konusu	Yeni İçerik Konusu	KTR'deki İçerik Detayı	KTR'de Hangi Sayfada
E22 900T30D RF iletişim modülünün E22 900T22D RF iletişim modülü ile değiştirilmesi	E22 900T22D RF iletişim modülü	Alıcı hassasiyeti diğer modüllerle karşılaştırıldığında daha iyi. LoRa modülleri arasındaki en GÜÇLÜ modüldür. 5-7 km mesafeye rahatlıkla çıkabilmektedir. Veri aktarma hızı yüksek olduğu için anlık veri akışını sağlayabiliriz. Özgün bilgisayarımızda haberleşmeyi sağlamak amacıyla kullanılacaktır. Menzilinin yüksek oluşu ve fiyat uygunluğu ve sinyal kazancının iyi olmasından dolayı TERCİH ETTİK.	36-49-50

Tablo.6: ÖTR - KTR Değişimler - 2

Yukarıda belirtildiği şekilde yeni bir içerik rapor sunumuza eklenmiştir.

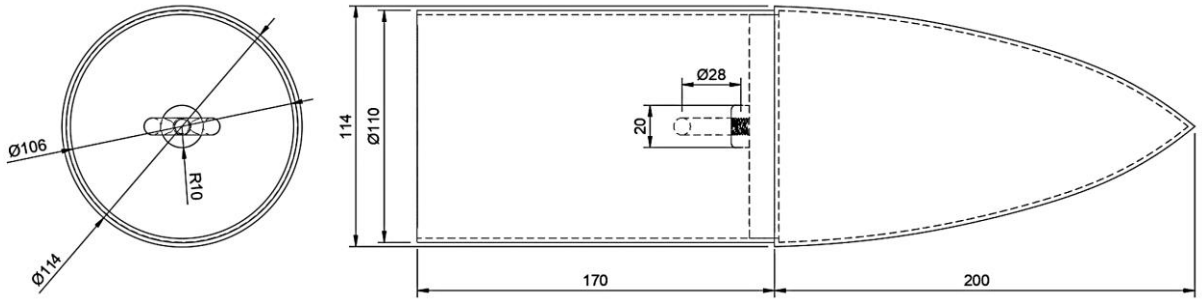
Kütle Bütçesi

Kütle bütçesi sisteme excel dosyası olarak ‘KTR_Adana_Bilsem_Roket_Takımı_Lise_Kütlebütçesi’ ismiyle yüklenmiştir.

Roket Alt Sistem Detayları

Burun Konisi Mekanik Görünüm

Şekil 3. :Burun Konisi Mekanik Görünüm



Şekil 4. :Burun Konisi Teknik Resmi

Haack serisi: Diğer burun şekillerinden farklı olarak, Haack Serisi şekilleri geometrik şekillerden yapılmamıştır. Şekiller, matematiksel olarak değil de sürüklenmeyi en aza indirecek şekilde tasarlanmıştır. 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. Ancak, kesiklik genellikle fark edilmeyecek kadar önemsizdir. C > 2/3 için, Haack burun konileri taban çapından daha büyük maksimum bir çaplı çıkıntı yapar. Haack burun uçları sivri olmasalar da biraz yuvarlaktırlar. Burada: LV-Haack için; C = 1/3 olarak alınmıştır. (https://tr.wikipedia.org/wiki/Burun_konisi_tasar%C4%B1m%C4%B1)

Burun Konisi – Detay

Alt Sistem Adı	Malzeme Cinsi	Teknik Özellikleri	Tercih Nedenleri
Burun kalıbı	PLA	Kırılganlık sıcaklığı=60-65°C, Gevşeme sıcaklığı=70-80°C, Erime sıcaklığı=160-190°C, Baskı sıcaklığı=190-220°C, Sertlik:Yüksek, Esneklik:Yüksek	Hafif, sağlam, paslanmayan, telemetri sistemleri için iletişim sorunu yaratmayan, ısıl dayanımı yüksek bir malzeme olmasıdır. Ayrıca roketin geri kalanında da kullandığımız bir malzeme olması temini açısından kolaylık sağlayacaktır.
Burun dış yüzey kaplama	Fiberglas	Çeliğe göre 4 kat daha fazla çekme dayanımına sahiptir. Korozyona oldukça dayanıklıdır. Sıcaktan veya soğuktan etkilenmez. Sıvı geçirgenliği yoktur. Şekli bozulmaz ve darbelere direnç gösterir.	Farklı kumaş sıklığında bulunabilmesi (m^2 deki birim ağırlığının farklı oluşu) kolay bulunması, kolay işlenebilmesi gibi avantajlarından kaynaklı tercih edilmiştir.
Mapa	Dökme demir	Yoğunluğu:7,1-7,3 g/cm^3,	İpli birleştirmelerde en çok kullanılan yöntem olmasından kaynaklı tercih edilmiştir.
Somun (M8)	Çelik	Şekil vermeye uygun ve dayanıklı oluşu, akma ve çekme dayanımının iyi olması ve ısıl iletkenliğinin iyi olması gibi üstün yönlere sahip bir malzemedir. Ayrıca yüksek korozyon dayanımına da sahiptir.	Kullanmayı planladığımız tij'e bu değerin uygun olması kolay bir birleştirme malzemesi oluşundan dolayı tercih edilmiştir.

Tablo.7:Fiberglass Teknik Özelliği

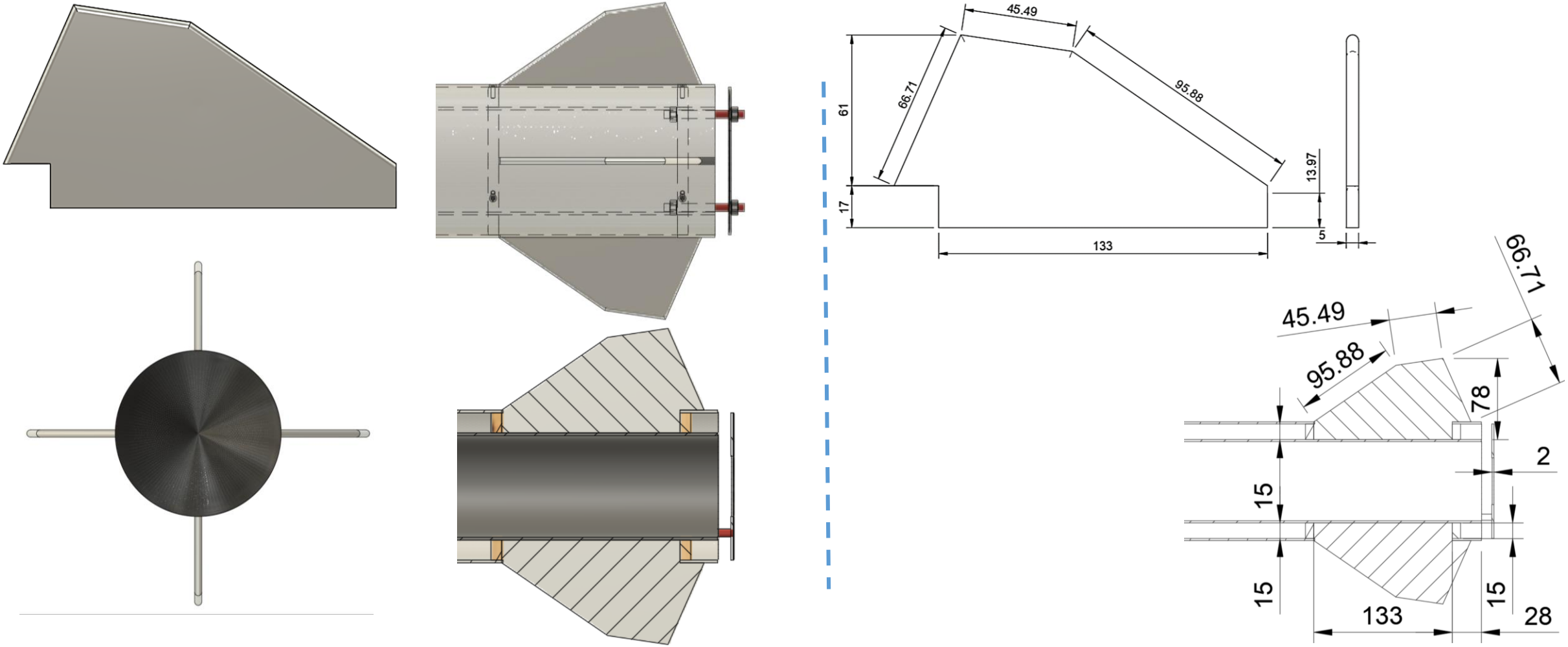
https://www.3dbaskitasarim.com/abs-ve-pla-nin-detayli-karsilastirilmasi, http://www.ersahalat.com/Urun-Erkek-Aybolt-Tonajli-202, https://erlas.com.tr/fiberglass-endustriyel-urun-imalati/fiberglass-nedir

Burun Konisi – Detay

Özellik	Kapsam
Üretim Yöntemleri	Burun konimizin CAD'i üretilirken Phyton programlama dili yardımıyla geliştirilmiş bir scribts Fusion360 programına eklenmiştir. 5 çözümleme noktası belirlenmiş ve üretim katsayısı da 1/3 (0,333) seçildikten sonra 2 boyutlu burun konisi geometrisi elde edilmiştir. Elde edilen geometri X ekseni etrafında döndürerek katı oluştur (Revolve) komutuyla katı hale getirilmiştir. Burun konisi 3D yazıcıda PLA filament ile bastırılacaktır. Baskı üzerine dıştan (erkek kalıp) kesilen fiberglas parçalar epoksi yapıştırıcısı ile yapıştırılacaktır. İstenilen kalınlığa ulaşıncaya kadar kat kat eklenecektir. Burun konisi yavaş dönmesi «vantilatör kafasını çeviren motor» tarafından sağlanacak sistemde dönerek kurumaya bırakılacaktır. 3 Gün kuruduktan sonra içerideki PLA kalıp sıcak hava tabancasıyla ısıtılarak çıkarılacaktır. 12 mm kalınlığında kontrplak disk ortasından delinip somun geçirilerek mapa bağlantısı yapılacak yer hazırlanacaktır. Omuz ile burunun birleştiği yere epoksi sürülerek kesilen halkanın planlanan yerine sıkıca sabitlenmesi sağlanacaktır. **Bu yöntemin kullanılma nedenleri:** Sanayide torna işi yapan iş yerlerinde alüminyum veya delrin gibi malzemeden talaşlı imalat ile burun üretmek pahalıya mal olmaktadır. Ayrıca istenilen şeklin elde edilmesi ustanın becerisine kalmıştır. Malzeme fiyatlarının yüksek olması yanında işçilik ücretleri de yüksektir. Oysa 3D yazıcı filamentinin ucuz olması, okulumuzdan birden fazla 3D yazıcı olması, istenilen burun şeklinin oluşturulması için takımımıza AR-GE yapma fırsatı da verdiği için ürettiğimiz kalıbımızı fiberglass la kaplamayı tercih ettik. Fiberglasla kaplamak zordur ama maliyeti diğer seçeneğe göre oldukça düşüktür.

Tablo.8:Fiberglass ile Üretim Yöntemlerinin Tercih Nedenleri

Kanatçık Mekanik Görünüm



Şekil 5.: Kanatçığın Mekanik Görünümleri ve Teknik Resimleri

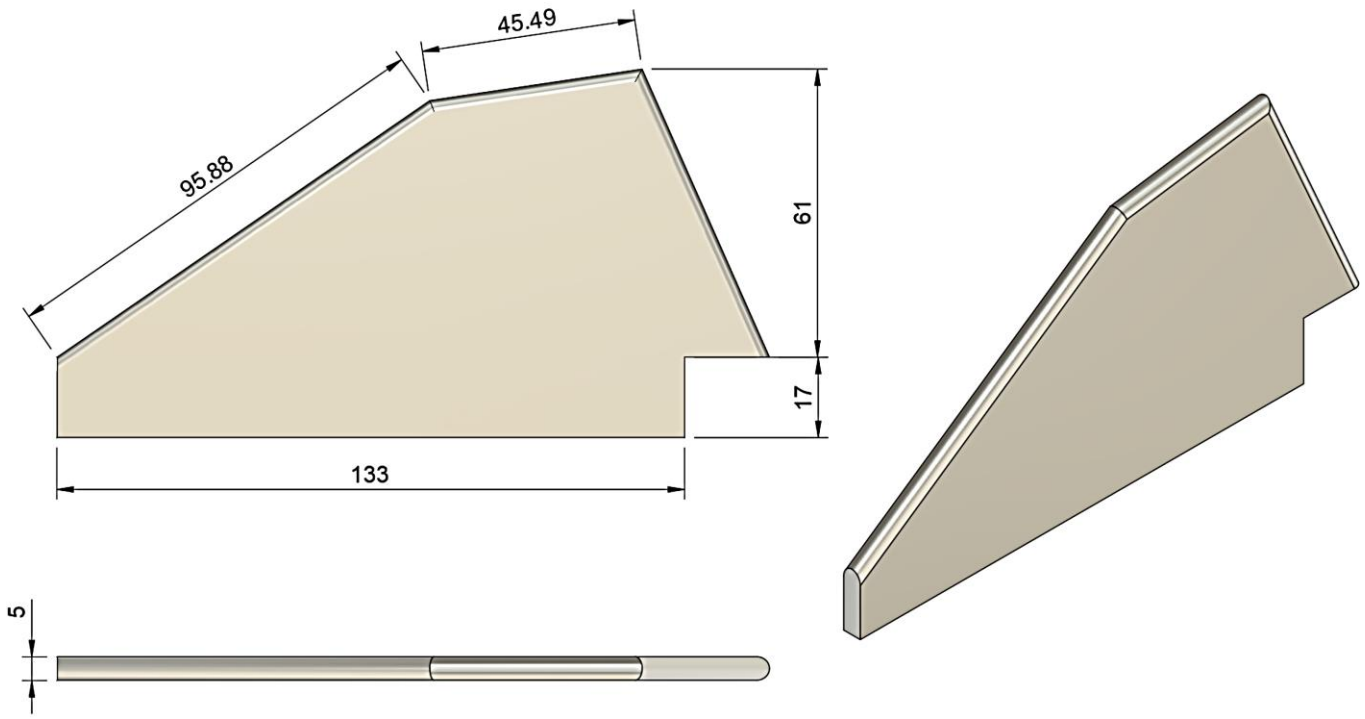
Kanatçık – Detay

Alt Sistem Adı	Malzeme Cinsi	Görevi	Teknik Özellikleri	Tercih Nedenleri
Kanatçık	Fiberglas levha	Roket stablitesini sağlama	Yoğunluk(ρ):1.8 gr/cm3 Çekme Muk.(σç MPa):1400 Elastisite Modülü(E GPa):56 Özgül Çekme Mukavemeti(σç/ρ):824 Özgül Rijitlik(E/ρ):33	Fabrikasyon olduğu için homojen kalınlıkta olma, dolayısıyla homojen sağlamlıkta olması, Open Rocket'teki farklı kanatçık malzemelerini tasarımımız üzerinde simüle ettiğimizde tasarımımıza en uygun stabilite, irtifa vs. değerlerini veren malzeme oldu
Motor Bloğu	Alüminyum	Motoru tutmak	Çekme Dayanımı (Mpa) 572 Akma Dayanımı (Mpa) 503 Uzama (%) 11 Kesme Modülü (Mpa) 331 Elastisite (Gpa) 72	Kolay işlenme, kolay temin edilme, deformasyon durumunda kolay düzeltilme, hafif olma
Merkezleme halkası	Kontrplak	Motor yatağını ve motoru merkezlemek	Masif ahşaba göre aynı kalınlıktaki tahtalardan daha sağlamdır. Çekme ve şişme olasılığı hiç yoktur. Üretiminde daha fazla ahşap daha az kimyasal kullanılır. Yüksek mekanik özellikleri vardır,çivi ve vida tutma yeteneği yüksektir.	Sıcaklık, nem faktörlerinden fazla etkilenmeme bükülmeme, ucuz olma, kolay işlenme, hafif olma
Somun (M5)	Çelik	Merkezleme halkalarını gövdeye sabitlemek	Bileşimlerinde en çok %0,2 oranında karbon içeren düşük karbonlu çelikler yumuşak, çekme mukavemetleri düşük, sertleştirilebilme yetenekleri çok az, kaynak olma özellikleri çok iyidir. ρ = 7.7 ile 8.1 [kg/dm3] arasındadır.	Paslanmama, sağlamlık, kolay temin edilme, ucuzluk.

Tablo. 9: Kanatçık ve ilişkisi olan diğer komponentlerin özellik ve Tercih Nedenleri

http://www.kontraplak.gen.tr/kontraplak-yonga-levha.html, https://tr.wikipedia.org/wiki/%C3%87elik,
https://www.roketsan.com.tr/uploads/docs/1628594512_20.03.2020model-roketcilik-master-dokumanv04.pdf

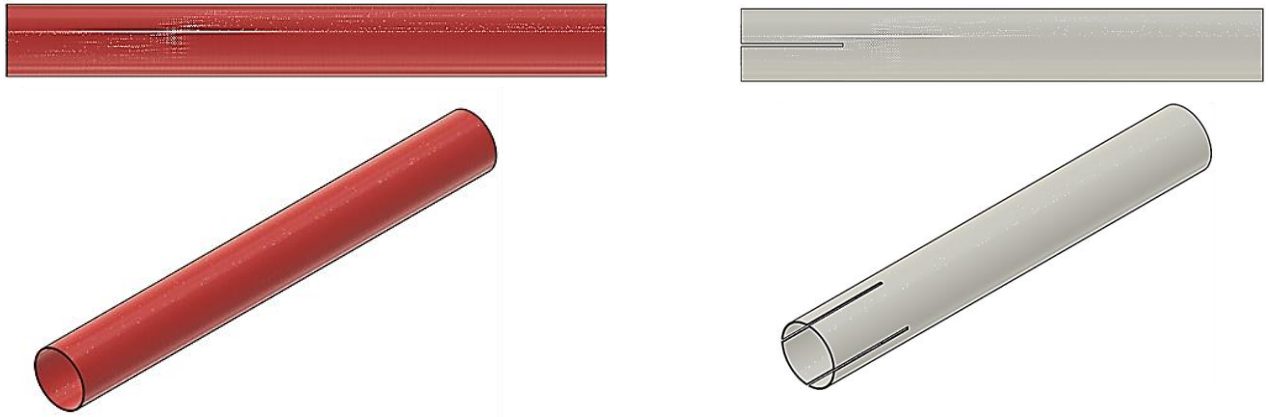
Kanatçık – Detay



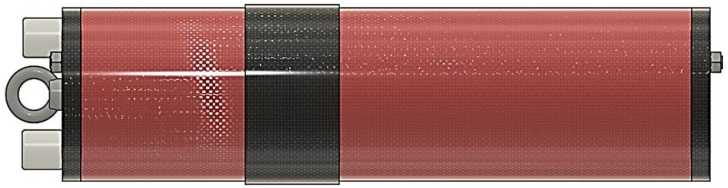
Şekil 6. :Kanatçık Modelimiz

Kanatçıklarımız özgün üretim olacaktır. Öncelikle Autocad programı yardımıyla çizilen kanatçığımız dxf vektörel formatında RDWorks programı ile gcode'a dönüştürülüp okulumuzda bulunan Lazer CNC makinesi ile kestirilerek elde edilmesi planlanmaktadır. Sonraki aşamada zımpara ile pürüzleri giderip ilgili sağlamlık testlerini elde ettiğimiz kanatçıklarımız üzerinde gerçekleştireceğiz. Daha sonra kanatçıklarmızı Epoksi ile motor yatağına temaslı bir şekilde 'fin tab'lerinden sabitleceğiz. Epoksi kuruduktan sonra da fazla kalıntıları aerodinamiği bozmaması açısından zımparalayacağız ve böylece pürüzsüz bir yapı elde edeceğiz. Kanatçık kesit profili rounded olmasına karar verdik. Üretimin kolaylığı, stabilite irtifa vb. değerler göz önüne alınmıştır. Open Rocket tasarımımızda diğer kanatçık şekillerini denedikten sonra aerodinamik, irtifa, stabilite vb. değerleri açısından en uygunun bu olduğuna karar verdik.

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

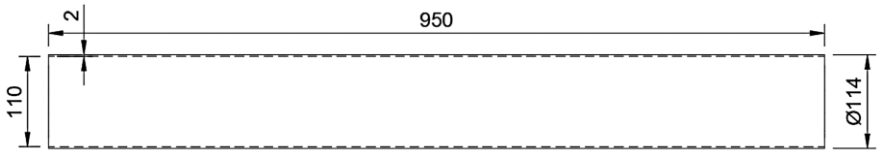


Şekil 7. :Roket Üst ve alt Gövde Mekanik Görünüm

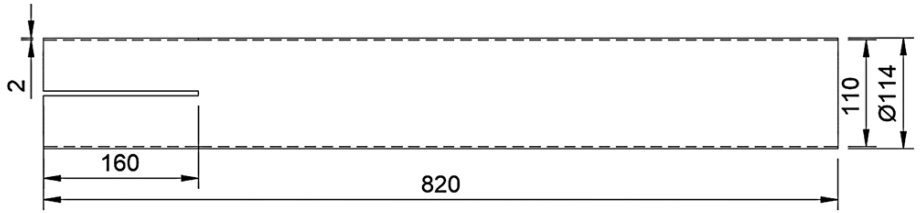


Şekil 10. :Roket Entegrasyon Gövdesi Mekanik Görünüm

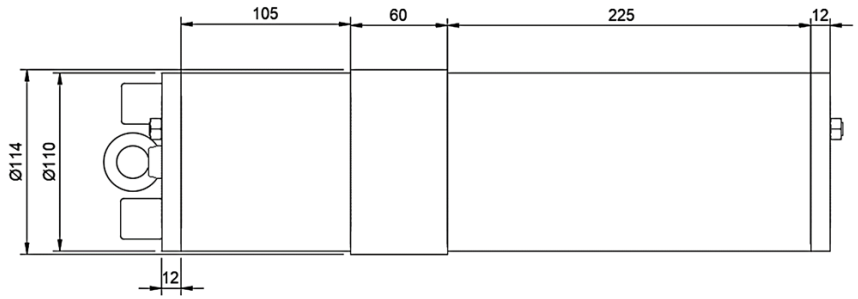
Şekil 12. : Gövde Üretimimiz



Şekil 8. :Roket Üst Gövde Teknik Resmi



Şekil 9. :Roket Alt Gövde Teknik Resmi



Şekil 11. :Roket Entegrasyon Gövdesi Teknik Resmi

Yapısal – Gövde Parçaları

Alt Sistem Adı	Malzeme Cinsi	Görevi	Teknik Özellikleri	Tercih Nedenleri
Üst gövde	Fiberglas	Gövde üretimi	Yoğunluk(ρ):1.8 gr/cm3 Çekme Muk.(σç MPa):1400 Elastisite Modülü(E GPa):56 Özgül Çekme Mukavemeti(σç/ρ):824 Özgül Rijitlik(E/ρ):33	Gövdelerimizde fiberglass'ı kullanma nedenimiz fiberglassın hafif, sağlam, paslanmayan, telemetri sistemleri için iletişim sorunu yaratmayan, ısıl dayanımı yüksek bir malzeme olmasıdır. Fiberglas temini kolay, ucuz, boruya sararak üretimi kolay. Gövde kalıbında 110 mm dış çapa sahip alümniyum boruyu tercih ettik. Malzemenin hafif ve paslanmaya karşı daha dayanıklı olması bu malzemeyi seçmemizdeki en önemli kriterdi. Ekstradan yağlamaya gerek kalmadı. Gövdelerimizin genel olarak dış çapını 114 mm, et kalınlığını 2 mm olacak şekilde planladık. Bu çap kalınlık oranlarını tercih etme nedenimiz ise kullanacağımız malzemelerin (paraşüt, aviyonikler vs.) rahat bir şekilde sığması ve montaj gününde zorluk çıkarmamasını istememizdir. Daha geniş çapta yapmamamızın sebebi ise daha fazla ağır olmasını ve dayanıklılığının azalmasını istemememizdir.
Alt gövde	Fiberglas	Gövde üretimi		
Kalıp boru	Alüminyum	Gövde kalıbı	Paslanmaz, Yoğunluğu 2,7 g/cm3 tür, Erime noktası 660,32°C ve kaynama noktası 1800°C'dır. Dış çap:110 mm, İç çap:100 mm, Boy 1500 mm	Alüminyum kalıp aldık çünkü diğer malzemelerde hurdası olsa bile bir üst yüzey işlem gerektiriyordu. Buda takımımız için zaman kaybı anlamında bir riskti. Hemen hemen aynı ücreti buluyordu. Bir hayırseverin desteğiyle alüminyumdan bir kalıp borusu alıp 2 ye böldürdük

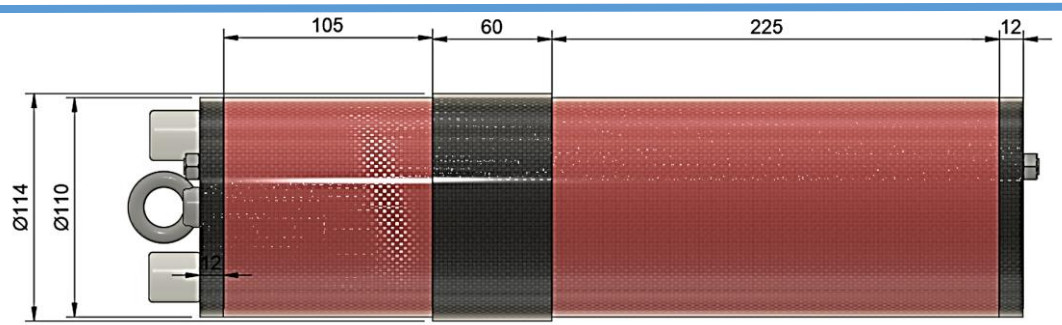
Tablo. 10: Yapısal – Gövde Parçalarının Özellikleri ve Tercih Nedenleri

Yapısal – Gövde Parçaları

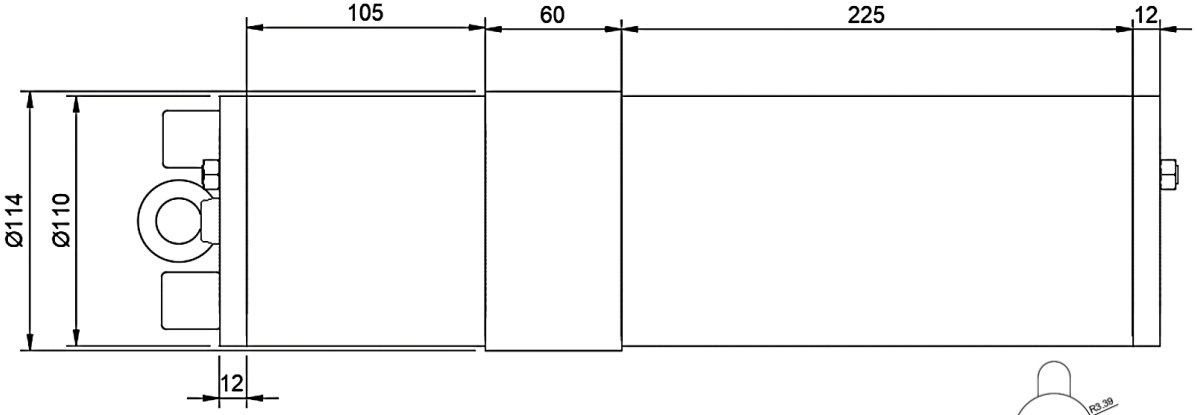
Gövde üretimini özgün olarak elle yatırma yöntemiyle gerçekleştireceğiz. Öncelikle dış çapı gövdemizin iç çapı olan Alüminyum boru alacağız. Ardından onu 2 destek ayağı ile yerden yüksek bir biçimde sabitleyeceğiz. Alüminyum borunun tüm yüzeyine en ufak bir nokta kalmayacak şekilde 7 kat wax sürdükten sonra yağlı kağıt ile en az iki kat olacak şekilde tüm gövdeyi saracağız. Sonraki aşamada hazırladığımız epoksi ile fiberglassımızı en ufak hava kabarcığı kalmayacak şekilde döndürerek yağıştıracağız. Bu işlemleri Üst Gövde ve Alt Gövde olarak iki partta aynı süre zarfında yapacağız. Ardından yaklaşık 2 gün boyunca yere paralel şekilde sürekli çok düşük hızda dönen bir sistemde kurumaya bırakacağız. Burada bahsettiğimiz sistemi 10 saniyede 1 tur atacak hızda ayarladığımız dc motorun ucuna yaklaşık 1.5m uzunluğunda kalın çubuk takarak kuracağız. Ardından strafor köpük ile destekleyerek çubuğu merkez alacak şekilde roket gövde parçalarını yerleştireceğiz. Tüm bu sistemi kurmamızın sebebi ise kuruma aşamasındaki epoksinin bir bölgede toplanmasını engellemektir. Kuruduktan sonra gerekli delikleri açacak ve sağlamlık testlerini yapacağız. Ayrıca ek olarak kanatçık yuvalarını 90 derecelik açılarla CNC makinesi ile açacağız.

Fiberglas boru üretimi yapan firmalar bulunmaktadır. İlk etapta onlara ürettirmeyi düşündük. Ancak yüksek fiyatlar istediklerini gördük. Maddi imkanlarımızın kısıtlı olmasından dolayı kendimiz üretmeye karar verdik.

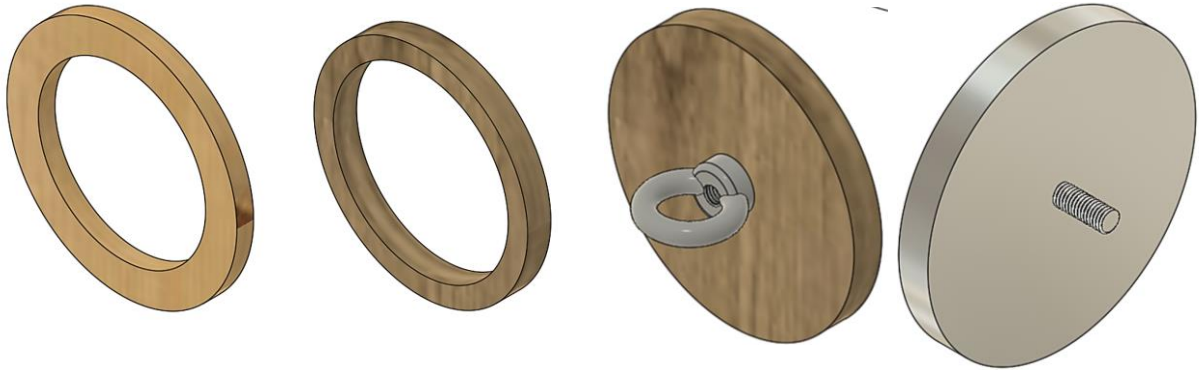
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)



Şekil 13. :Roket Entegrasyon Gövdesi



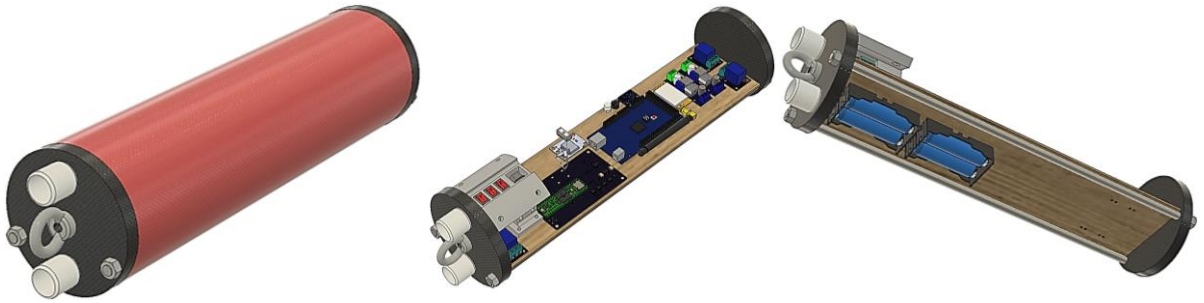
Şekil 14. :Roket Entegrasyon Gövdesi Teknik Resmi



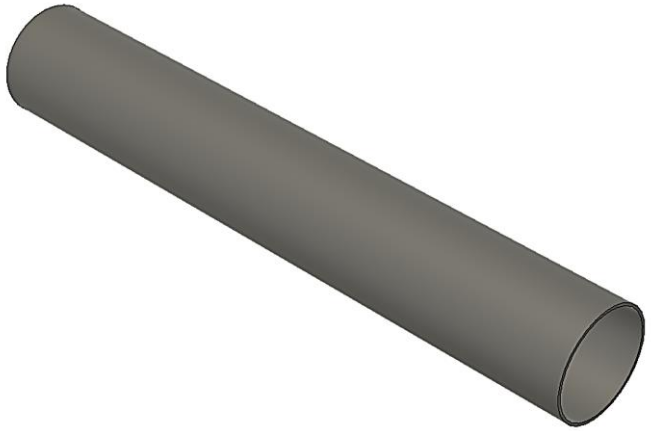
Şekil 15. :Roket Gövde İçi Yapısal Destekler (Basınç Aktarım Halkası, Bulkhead, ve Motor Sonlandırma Halkası Merkezleme Halkası) CAM Görünümü

Şekil 16. :Roket Gövde İçi Yapısal Destekler (Basınç Aktarım Halkası, Bulkhead ve Merkezleme Halkası ve Motor Sonlandırma Halkası) Teknik Resimleri

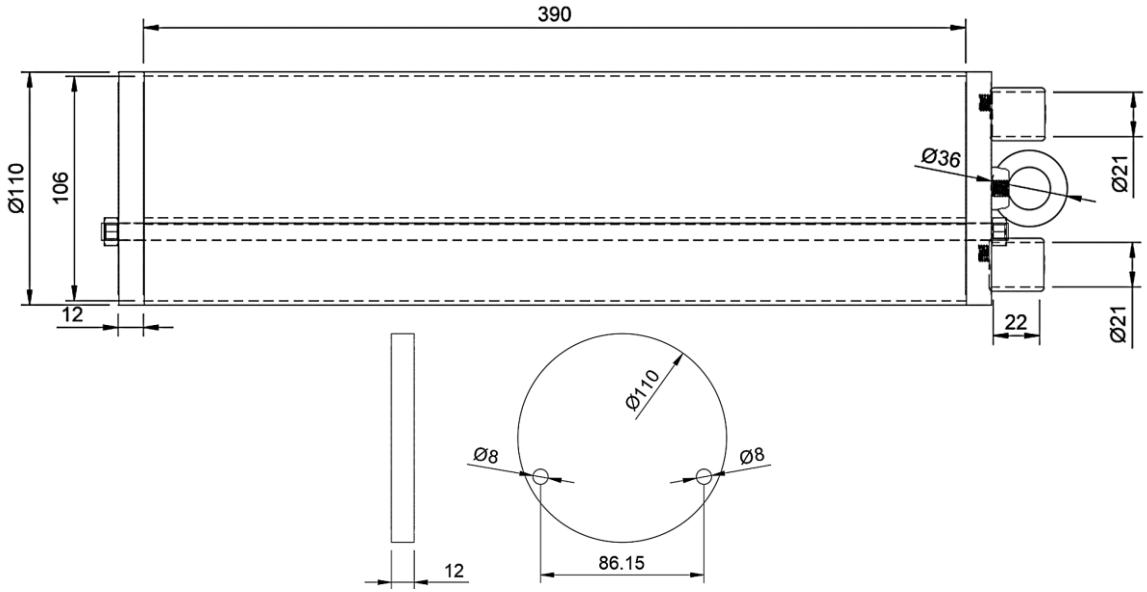
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)



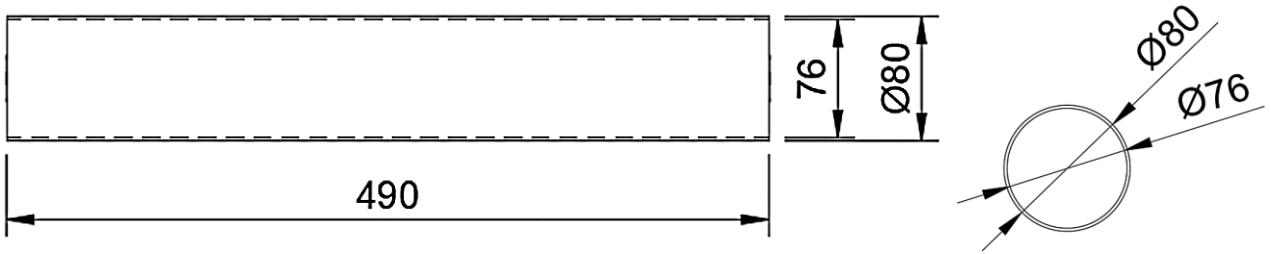
Şekil 17. :Roket Aviyonik bay ve kapakları CAD görünümü



Şekil 18. :Motor Yatağı CAD görünümü



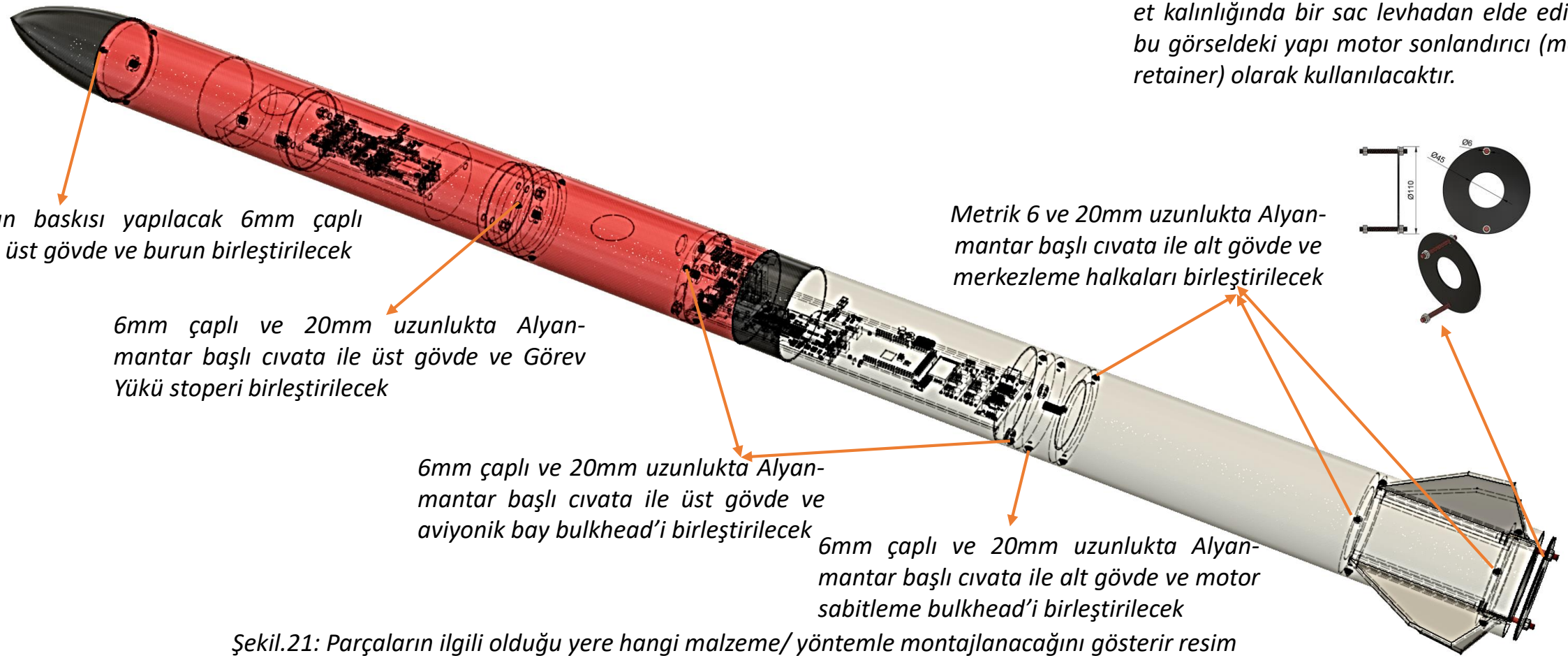
Şekil 19. :Roket Aviyonik bay ve kapakları Teknik Resmi



Şekil 20. :Motor Yatağı Teknik Resmi

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

110mm dış çapa 45 mm iç çapa sahip 2 mm et kalınlığında bir sac levhadan elde edilmiş bu görseldeki yapı motor sonlandırıcı (motor retainer) olarak kullanılacaktır.



3D yazıcıdan baskısı yapılacak 6mm çaplı Shear pin ile üst gövde ve burun birleştirilecek

Metrik 6 ve 20mm uzunlukta Alyan-mantar başlı cıvata ile alt gövde ve merkezleme halkaları birleştirilecek

6mm çaplı ve 20mm uzunlukta Alyan-mantar başlı cıvata ile üst gövde ve Görev Yükü stoperi birleştirilecek

6mm çaplı ve 20mm uzunlukta Alyan-mantar başlı cıvata ile üst gövde ve aviyonik bay bulkhead'i birleştirilecek

6mm çaplı ve 20mm uzunlukta Alyan-mantar başlı cıvata ile alt gövde ve motor sabitleme bulkhead'i birleştirilecek

Şekil.21: Parçaların ilgili olduğu yere hangi malzeme/ yöntemle montajlanacağını gösterir resim

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

Fiberglass	
Yoğunluk (ρ gr/cm³)	1.8
Çekme Muk.(σç MPa):	1400
Elastisite Modülü(E GPa):	56
Özgül Çekme Mukavemeti(σç/ρ):	824
Özgül Rijitlik(E/ρ):	33

Tablo.11: Fiberglass Teknik Özelliği

(http://debis.deu.edu.tr/userweb/mehmet.zor/composite%20materials/2-Genel_bilgiler.pdf)

Kontrplak	
Yoğunluk (kg/m³)	610 - 660
Bükülme Direnci (N/mm²)	120 - 144
MOE Bükülme (N/mm²)	13300-16200
Kesme Direnci (N/mm²)	11.8 - 14.2
Basınç Direnci (N/mm²)	49 - 60

Tablo.12: Kontrplak Teknik Özelliği

(http://www.plywoodinfo.com/plywood-teknik-bilgi.html)

Tasarımımızda entegrasyon gövdemiz aynı zamanda gövde aviyoniğimizdir. 390 mm olarak üretilecek olan entegrasyon gövdemizin üstünde 60 mm genişliğinde bir bilezik olacaktır. Bu bilezik sayesinde üst ve alt gövdeye entegrasyon gövdesinin ne kadar gireceği ayarlanacaktır. Entegrasyon gövdesinin 105 mm'si üst gövdeye 225 mm'si alt gövdeye girecek şekilde montajlanacaktır. Materyal olarak telemetri sistemleri açısından en uygunu olacağını düşündüğümüz fiberglassı tercih ettik. Entegrasyon gövdemizin üretimine dış çapı entegrasyon gövdemizin iç çap ölçülerinde olan kalıbı 3D yazıcısından çıkartmakla başlayacağız. Sonraki aşamada kalıbımızı wax + yağlı kağıt ile kaplayacağız. Ardından fiberglass ile kaplayarak 2 gün kurumaya bırakacağız.

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

Entegrasyon gövdemize sol kapağından yedeği ile birlikte yerleştirilmiş 2 adet karabarut haznesi sayesinde roket appoge ye ulaştığında aviyonik sistemin tetikleyeceği sistem sayesinde karabarut patlatılacak ve oluşan basınç ile roket burnu üst gövdeden ayrılacaktır. Burun üst gövdeden ayrıldıktan sonra görev yükü muhafazası da üst gövdeden çıkacak görev yükünün de açılan paraşütü ile görev yükü de muhafazasından kurtulup yere bağımsız inişini gerçekleştirecektir. Görev yükünün muhafazasının arkasında yer alan Roket ana paraşütü de muhafaza ile birlikte üst gövdeden çıkacak ve açıldıktan sonra roketin şok kordonları ile birbirine bağlı durumdaki Burun, görev yükü muhafazası üst ve alt gövdeleri emniyetli bir şekilde aşağıya indirecektir.

Genel olarak tüm gövde içi yapısal desteklerimizi (merkezleme halkası, bulkheadler) kontrplak + fiberglass malzemeleri ile üretmeye karar verdik. Roketimizin geri kalanında da genel olarak fiberglass materyalini tercih ettiğimiz için ek bir malzemenin teminatı ile vakit kaybetmek istemedik. Gövde içi yapısal elemanlarımızda genellikle ana malzeme olarak kontrplak kullanmayı planladık. Bunun sebebi ise Kontrplağın temininin kolay olması, hafif bir malzeme olması, ucuz olması, dayanıklı olmasıdır. Bunun yanı sıra fiberglass ile desteklenmeden yeterli sağlamlığa ulaşamayacağını düşünmekteyiz. Merkezleme halkalarımızın et kalınlığı 12 mm olacak şekilde ayarladık. Bu kalınlığın iki tarafı 2 mm fiberglass olacaktır. Bu şekilde motor bloğunun sağlam bir uçuş gerçekleştirmesini amaçladık. Merkezleme halkalarımızı aerodinamiğimize zarar vermemesi adına içten epoksi ile sabitlemeyi planlıyoruz. Tasarımımızda kullandığımız bulkheadler aynı şekilde 12 mm ve iki taraftan fiberglass destekli olacaktır. Bu bulkheadlerimizi kullandığımız yerlere vidalar ile sabitleyerek sağlam bir yapı elde etmeyi planlıyoruz. Üstte belirttiğimiz elemanları 8 mm kontrplağın iki tarafına ikişer kat epoksi aracılığıyla fiberglass desteklemesi yaparak üretimine başlayacağız. Ardından 2 gün kurumaya bırakacağız. Sonrasında tasarladığımız ölçülerde okulumuzda bulunan Lazer CNC makinemizde kesimini gerçekleştireceğiz.

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

ÜRETİM:

Motor bloğu üretimi:

Uygun dış çapında alüminyum boru temin edip talaşlı imalat ile planladığımız iç çapa ve dış çapa sahip olmasını sağlayacak şekilde motor bloğumuzu (yatağımızı) hizmet satın alma yoluyla ürettireceğiz.

Yöntemi Tercih Nedenimiz:

Yarışma günü hakem heyetinin vereceği motorumuzun yatağına girmemesi direkt olarak diskalifiye olmamızı sağlayacağı için paslanma durumuna karşı farklı bir metalik malzeme tercih etmedik. Alüminyumun paslanmaması, hafif bir metal olması gibi sebeplerden tercih edilmiştir.

Entegrasyon gövdesinin alt ve üstündeki kontrplak diskler M6 mantar başlı vida ile alt üst gövdeye sabitlenecektir. Kanatçıklar üst gövdeye ve motor yatağına epoksi ile yapıştırılacak. Motor ucu 3/8-16 UNC civata ile motor bloka tutturulacak.

Motor Yatağının Üretimi ve Montajı:

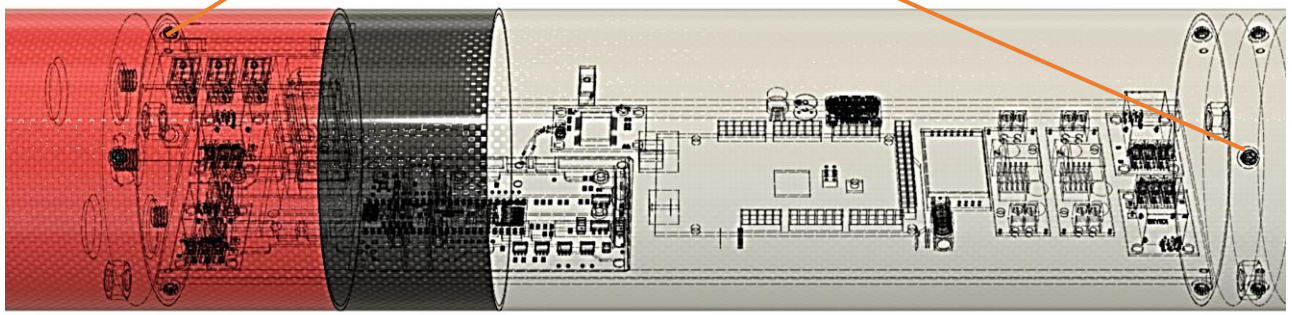
Motor yatağını iç çapı 76mm, dış çapı 80mm' dir. CNC makinesinde kestireceğimiz merkezleme halkalarını bu boruya detayları resimlerde verilen ölçülere uyarak geçireceğiz. Her merkezleme halkasının boruyla temas eden iki yüzünü de 30 dakikada kuruyan koyu kıvamlı epoksi ile dil çubuğu yardımıyla fillet süreceğiz. Aynı şekilde merkezleme halkalarını alt gövdeye de içeriden sabitleyeceğiz. Ayrıca merkezleme halkaları alt gövdeye aerodinamik açıdan en az bozulma yapması için mantar başlı civatalar ile de tutturulacak.

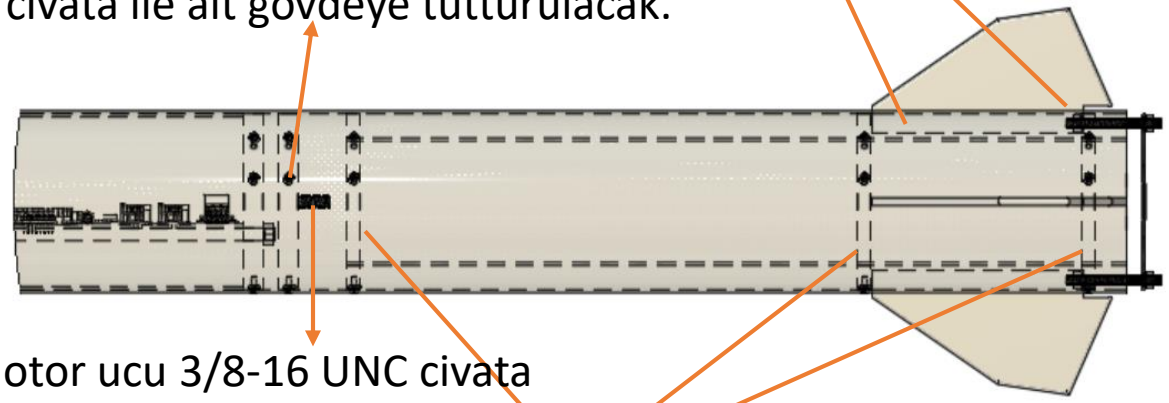
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Entegrasyon gövdesinin alt ve üstündeki kontrplak diskler M6 mantar başlı vida ile alt üst gövdeye sabitlenecek.

Kanatçıklar üst gövdeye ve motor yatağına epoksi ile yapıştırılacak.

Motor sabitleme bloğu 6X20 mm civata ile alt gövdeye tutturulacak.





Motor ucu 3/8-16 UNC civata ile motor bloka tutturulacak.

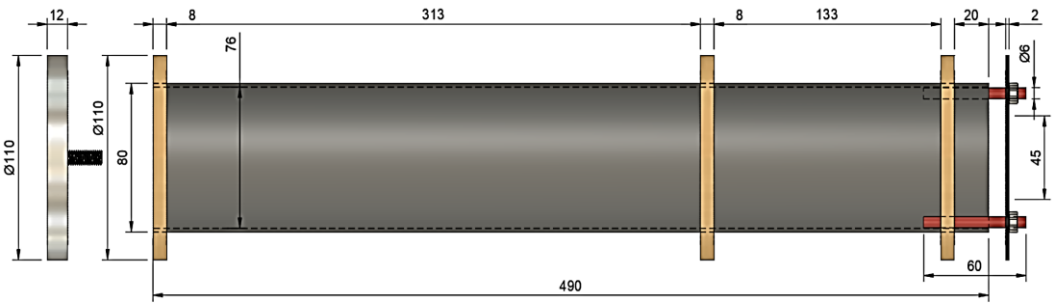
Merkezleme halkaları üst motor yatağına epoksi ile iki tarafından yapıştırılacak.

Üst gövde

Alt gövde

Şekil.22: Parçaların ilgili olduğu yere hangi malzeme/ yöntemle montajlanacağını gösterir resim

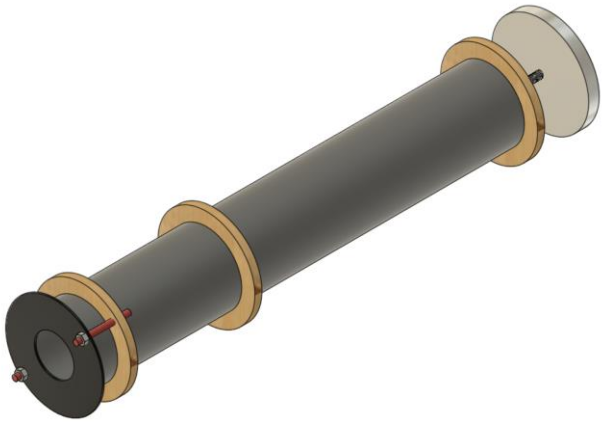
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



Şekil 23. :Roket Motor Bölümü Mekanik Görünümü Önden Görünüş

Alt gövdeye 3 adet merkezleme halkalarını epoksi ve vida aracılığıyla sabitleyeceğiz. Sonrasında motor yatağını merkezleme halkalarının orta kısımlarındaki dairesel boşluklardan geçirip epoksi yardımıyla motor yatağımızı sabitleme halkalarının tam ortasında, doğru bir pozisyonda sabitleyeceğiz. Bu şekilde motorun rahatça yerleşmesini sağlayacağız. Ayrıca motoru sağlam şekilde tutacak bir yapı elde etmiş olacağız.

Roketimizin tüm montaj aşamalarını bitirdikten sonra hakem heyeti tarafından yarışma alanında bize verilecek olan Cesaroni L1050 marka motorun kıç kısmında yer alan vida dişleri açılmış dişi yuva şekil 19'da yer alan vidaya yerleştirilecek ve vida sıkma yönüne uygun bir şekilde döndürülerek motorunda motor yatağına oturtulması sağlanacaktır. 6 cm uzunluğundaki 2 adet tij parçası ve 4 adet metrik 6 somunlar yardımıyla nozül olarak görev yapacak ortasında 45 mm dairesel boşluk olan dairesel levha alt gövde de yer alan 1. merkezleme halkasına sabitlenecektir.



Şekil 24. : Roket Motor Bölümü Mekanik Görünümü Perspektif Görünüş

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

Genel olarak tüm gövde içi yapısal desteklerimizi (merkezleme halkası, bulkheadler) kontroplak + fiberglass şekilden yapmayı planladık. Roketimizin geri kalanında da genel olarak fiberglass materyalini tecih ettiğimiz için ek bir malzemenin teminatı ile vakit kaybetmek istemedik. Gövde içi yapısal elemanlarımızda genellikle ana malzeme olarak kontroplak kullanmayı planladık. Bunun sebebi ise Kontroplağın temininin kolay olması, hafif bir malzeme olması, ucuz olması, dayanıklı olmasıdır. Bunun yanı sıra fiberglass ile desteklenmeden yeterli sağlamlığa ulaşamayacağını düşünmekteyiz. Merkezleme halkalarımızın et kalınlığı 10 mm olacak şekilde ayarladık. Bu kalınlığı elde edebilmek için 8mm kalınlığındaki kontrplak malzemeye her iki tarafından da 1 mm fiberglass uygulanarak 10 mm kalınlığa ulaşılacaktır. Bu şekilde motor bloğunun sağlam bir uçuş gerçekleştirmesini amaçladık. Merkezleme halkalarımızı aerodinamiğimize zarar vermemesi adına içten epoksi ile sabitlemeyi planlıyoruz. Tasarımımızda kullandığımız bulkheadler aynı şekilde 12 mm ve iki taraftan fiberglass destekli olacaktır. Bu bulkheadlerimizi kullandığımız yerlere vidalar ile sabitleyerek sağlam bir yapı elde etmeyi planlıyoruz. Üstte belirttiğimiz elemanları 8 mm kontroplağın iki tarafına ikişer kat epoksi aracılığla fiberglass desteklemesi yaparak üretimine başlayacağız. Ardından 2 gün kurumaya bırakacağız. Sonrasında tasarladığımız ölçülerde okulumuzda bulunan Lazer CNC makinemizde kesimini gerçekleştireceğiz. Her ne kadar ekibimize pahalıya mal olacak bir üretim yöntemi olmasına rağmen çok hassas üretilmesi gereken bir mekanik parça olması, motorun ilgili yatağa yerleştirilememesi halinde takımların direkt elenmesine sebep olduğundan dolayı motorumuzu yerleştireceğimiz yatağımızı; kolay işlenebilmesi, kaynak yapılabilmesi, diğer metallere göre hafif olması, paslanmaması gibi avantajlı yönlerinden dolayı alüminyum malzemesinden talaşlı imalat yöntemiyle yatağımız hizmet satın alınarak ürettirilecektir. Motorumuzun kıç kısmında yer alan vidalı yapısını da motorumuzun tam merkezlenmesini sağlamak adına üzerine kaynattıracağımız vidalı motor bloğu sonlandırma halkasını da 12 mm kalınlıkta 110 mm çapta alüminyumdan üreteceğiz.

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

Fiberglass	
Yoğunluk (ρ gr/cm³)	1.8
Çekme Muk.(σç MPa):	1400
Elastisite Modülü(E GPa):	56
Özgül Çekme Mukavemeti(σç/ρ):	824
Özgül Rijitlik(E/ρ):	33

Tablo.11: Fiberglass Teknik Özelliği

(http://debis.deu.edu.tr/userweb/mehmet.zor/composite%20materials/2-Genel_bilgiler.pdf)

Kontrplak	
Yoğunluk (kg/m³)	610 - 660
Bükülme Direnci (N/mm²)	120 - 144
MOE Bükülme (N/mm²)	13300-16200
Kesme Direnci (N/mm²)	11.8 - 14.2
Basınç Direnci (N/mm²)	49 - 60

Tablo.12: Kontrplak Teknik Özelliği

(http://www.plywoodinfo.com/plywood-teknik-bilgi.html)

Alüminyum	
Yoğunluk(ρ gr/cm3):	2.8
Çekme Muk.(σç MPa): Min-max	84
Elastisite Modülü(E GPa):	71
Özgül Çekme Mukavemeti(σç/ρ):	30
Özgül Rijitlik(E/ρ):	25

Tablo.13: Alüminyum Teknik Özelliği

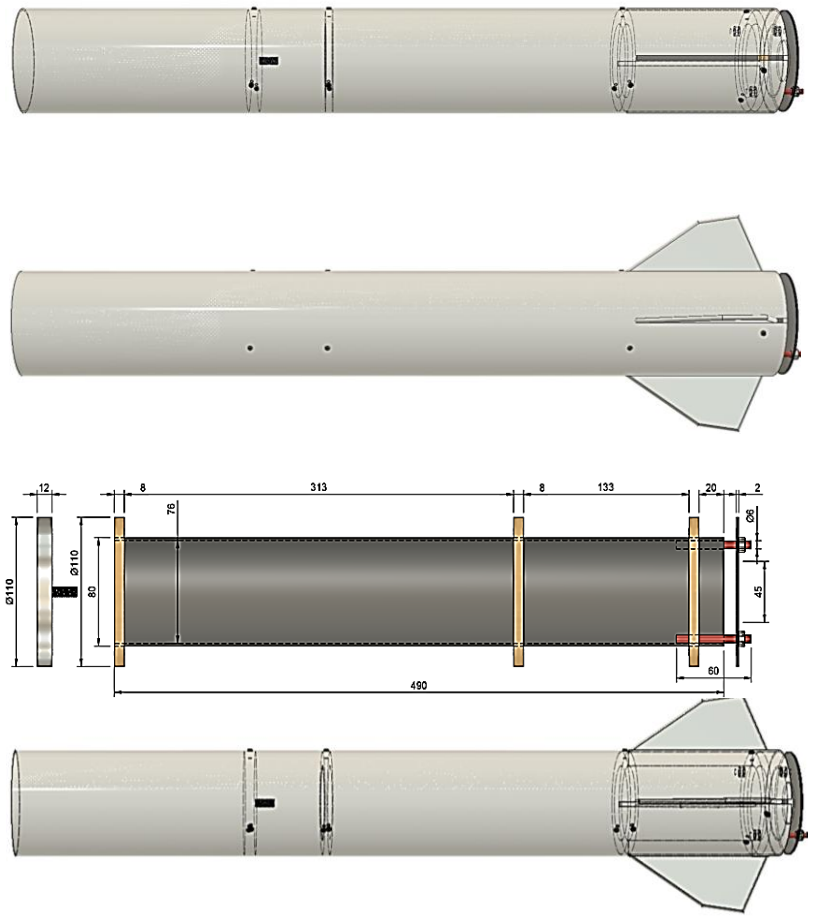
(https://slideplayer.biz.tr/slide/11641716/)

Roket Montaj Stratejisi

Roket birleştirme stratejimiz alt gövdeden buruna doğru olacaktır.

Alt Gövde:

1. Motor yatağını sabitlemek için 3 adet merkezleme halkası kullanacağız ve merkezleme halkalarını motor yatağına montelemek için epoksi ve vida kullanacağız. Vidalar aerodinamiği bozmaması için roket gövdelerine gömülecektir.
2. Kanatçıklarımızı, alt gövde üzerindeki aralarında 90 derecelik mesafe bulunacak şekilde motor yatığının dışına yerleştirip epoksi ile hem gövdenin iç tarafından hem de roketin dış yüzeyindeki bölümünden sabitleyeceğiz.
3. Epoksinin kururken yamulma, kırılma gibi problemlerin oluşmaması için roketimizi bir standa oturtup kanatçıklarımız üzerine hazırladığımız kalıbı yerleştireceğiz.
4. Epoksi kuruduktan ve parçaların sağlamlığından emin olduktan sonra roket içerisine yerleştirip merkezleme halkalarını dışarıdan vida yardımı ile sabitleyeceğiz.
5. Üzerinde vida kaynatacağımız motor plakasını motor yatağının üst kısmına epoksi ve vida yardımıyla doğru konumuna sabitleyeceğiz.
6. Epoksiler kuruduktan sonra fazla olan, pürüz yaratan epoksi kalıntılarını aerodinamik açıdan sorun yaratmaması için temizleyeceğiz.
7. Kanatçıklar tamamlandıktan sonra nozülümüzü motor yatağının giriş bölümüne vida ve epoksi yardımı ile sabitleyeceğiz.

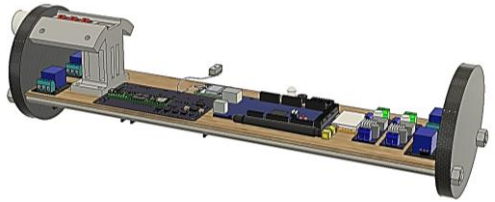


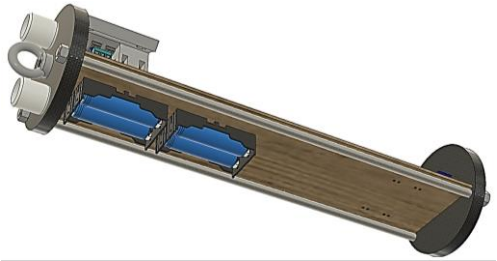
Şekil.25: Roket Montaj Aşamaları-1

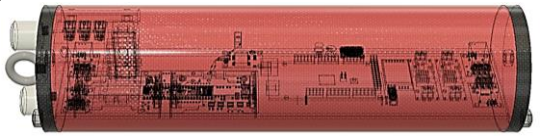
Roket Montaj Stratejisi

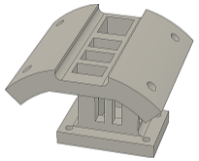
Coupler (Entegrasyon Gövdesi):

1. RRC3 Ticari ve kendi tasarımımız olan özgün uçuş bilgisayarlarımızı ile sensörlerimizi couplerımıza sığacak ebatlarda hazırladığımız tahtamıza altlı üstlü bir şekilde silikon, vida ve plastik kelepçe yardımıyla yerleştireceğiz. Bu şekilde eğer gerekirse sökülebilecek ve istenilen durumda hakemler tarafından kontrol edilebilecektir.
2. Couplerımızın alt ve üst tarafına üzerinde mapa ve barut hazneleri bulunan kapakları vida yardımı ile sabitleyeceğiz.
3. Barutlarımız bize bulunduğumuz aşamada verilirse entegrasyon gövdesini sabitlemeden önce barut haznelerini hazırlayıp yerleştirmeyi; verilmezse entegrasyon gövdemiz vida ile sabitlendiğinden sonra gövdeleri ayırıp barutları yerleştirip tekrardan montelemeyi düşünüyoruz.
4. Couplerımızın kapağı takıldıktan sonra shock cordumuza katlamış olduğumuz paraşütümüzü bağlayacağız. Ardından bir ucunu alt gövdeye sabitlenmiş entegrasyon gövdesi üzerindeki mapaya, diğer ucunu da üst gövdede yer alan faydalı yükün konulduğu kanalın aşağıya kaymasını engelleyen sabitlenmiş kapağa monte edilmiş mapaya bağlayacağız.
5. Entegrasyon gövdemizi (Coupler) üst gövdeye vida aracılığı ile güç butonlarının denk geldiği deliklere dikkat ederek sabitleyeceğiz.
6. AltimetreTwo'yu üst gövdede bulunan gövde aviyonikbay da hazırlayacağımız yuvaya koymayı planlıyoruz. AltimetreTwo yuvasını, üzerinde basınç ölçümünü sağlayabilmesi için havalandırma delikleri bulunacak şekilde AltimetreTwo'unun ebatlarında sıcağa ve bozulmalara dayanıklı delrin materyalinden CNC makinesinde işleyerek hazırlayacağız. Tasarımımızda 'gövde aviyonik kutusu&coupler'de AltimetreTwo'yu yuvaya koyabileceğimiz kadar boşluk keseceğiz. Üst gövdede 'gövde aviyonik kutusu&coupler' da kestiğimiz boşlukla aynı yerde ama daha büyük bir parça keseceğiz. Ardından fazla kalan yerlere vida delikleri açacağız. Böylelikle roketin dış yüzeyinde aerodinamiği etkileyecek bir sistem yerine roketin içerisinde yer alan, vida yardımı ile kurduğumuz kapaklı sistemin içine ekleyeceğimiz altimetre yuvası ile aerodinamiği olabildiğince koruyacağız. Son adım olarak hazırladığımız kapaklı sistemi açarak yuvaya AltimetreTwo'yu koyup kapatabileceğiz.









Şekil.26: Roket Montaj Aşamaları-2

Roket Montaj Stratejisi

Üst Gövde:

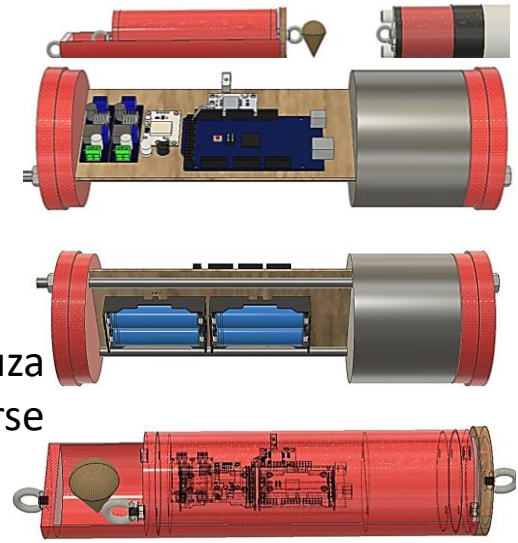
1. Shock cordumuzla katlamış olduğumuz paraşütümüzü bağlayacağız ve roket içerisine yerleştireceğiz.

Faydalı Yük:

1. Faydalı yük kutusuna ortasında (faydalı yükü ve elektroniğini sağlam bir şekilde tutabilmesi için) tij bulunan bulkheadi yerleştireceğiz.
2. Faydalı yük kutusunun içerisine 4293 gr ağırlığındaki demir bloğumuzu yerleştireceğiz.
3. Faydalı yük bilgisayar ve sensörlerini faydalı yük kutusu içerisine sığacak ebatlarda hazırladığımız tahtamıza altlı üstlü bir şekilde silikon, vida ve plastik kelepçe yardımıyla yerleştireceğiz. Bu şekilde eğer gerekirse sökülebilecek ve istenilen durumda hakemler tarafından kontrol edilebilecektir.
4. Faydalı yük kutumuzun üst tarafına üzerinde mapa bulunan kapağımızı vida yardımı ile monteleyeceğiz.
5. Mapamıza shock cord ile katlamış olduğumuz paraşütümüzü bağlayacağız.

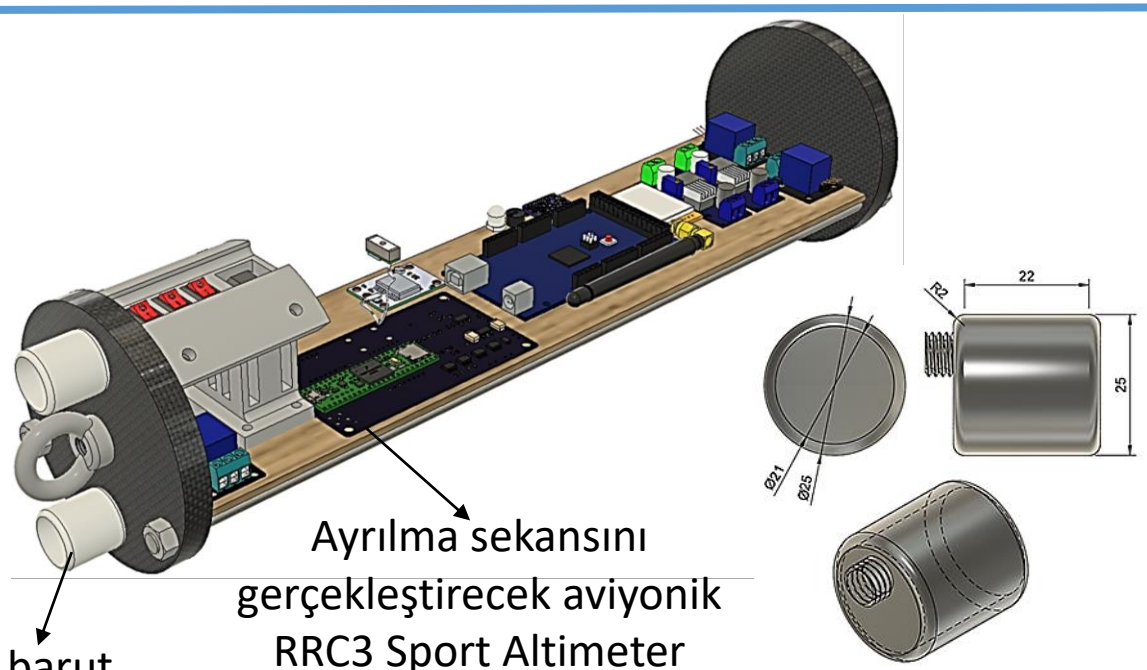
Burun:

1. Burnun shoulder'inin başladığı iç kısma üzerinde mapa monte edilmiş bir kapak epoksi yardımıyla içten sabitlenecektir. Görev yükü kanalının burundan taraftaki yarım daire parçaya monte edilmiş mapa ile burun iç kısmındaki shouldere monte edilmiş kapaktaki mapalar birbirine shockcord ile bağlandıktan sonra burun üst gövdeye dikkatlice doğru pozisyonunda takılacaktır. Burnu taktıktan sonra üst gövde ve shoulder üzerindeki deliklere 3D yazıcıdan çıkarttığımız gerekli dayanım testleri yapılmış olan shear pinlerimizi takacağız. Son olarak da hakem heyetinden alınan motor roketimize monte edilip roket rampaya yerleştirilecektir.



Şekil.27: Roket Montaj Aşamaları-3

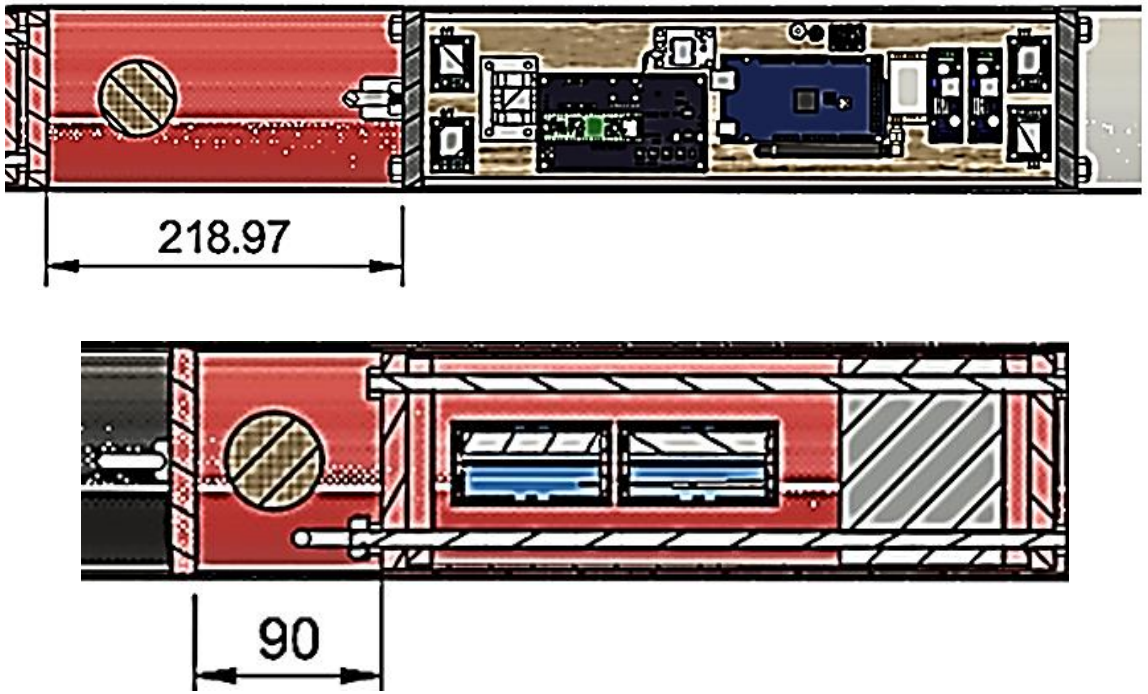
Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm



Ayrılma sekansını gerçekleştirecek aviyonik RRC3 Sport Altimeter

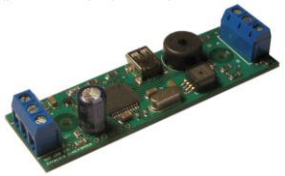
Kara barut Haznesi

Barut Haznesi: Boy: 22mm.
Dış Çap: 25mm İç Çap: 21mm



Şekil.28: Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

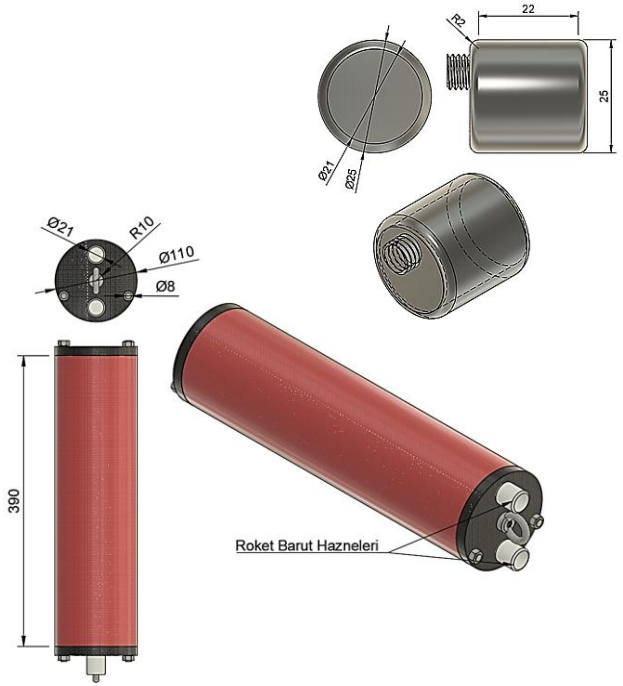


Ticari bilgisayar: Tepe noktasını algılayarak ateşleyicileri verdiği akım ile ateşleyecektir.

Elektronik Ateşleyici: Ticari bilgisayardan gelen akımla Kara barut ateşlenecektir.

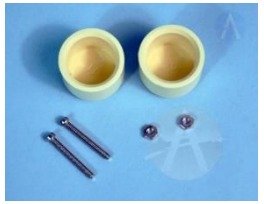
Kara barut: patlama basıncıyla burunu, görev yükünü ve roket paraşütünü üst gövdenin önünden dışarı atılacaktır.

Şok kordonu: Paraşütü gövde parçalarına bağlar



Şekil 29. :Paraşüt Açma Sistemi Mekanik Görünüş

Fırdöndü: Paraşütün alçalması sırasında iplerin dolanmaması için kullanılır.



Barut kutusu:Roketin aviyonik bölmesinin ön tarafında yer alan barut kutuları

Quicklink: Hızlıca bağlantı yapmak gereken yerlerde (şok kordonu roket gövdesinin içindeki uzak bir noktadaki mapaya kolayca monte etmek.) kullanılır.

Mapa (eyebolt): şok kordonunu roketin istenilen bölgesine bağlamakt kullanılır

Şekil.30: Kurtarma Sistemi Unsurları

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Kullanımına Karar verilen Unsurlar	Avantaj	Dezavantaj	Tercih Sebebi
Piroteknik (Karabarut Yöntemi) Ayırma Yöntemi	Testler için kullanılacak sertifikasız kara barut temini kolay, hafif bir materyal, Montajı kolay, İstenilen ölçüde basınç oluşturularak kararlı bir açılma sağlar, Muadillerine göre hacmi küçük, Ucuz bir materyal	Yanmaz kumaş kullanılmadığında paraşütlere ve iplere zarar verebilir, Nemlenmesi durumunda işlevsiz hale gelebilir, tekrar kullanılamaz	Sertifikalı bir kara barut temininin çok zor olmasına rağmen az yer kaplaması ve aktivasyon sisteminin daha kolay olması ve stabil çalışmasından dolayı kara barut sistemi tercih edilmiştir.
Malzeme	Montajı kolay, İstenilen ölçüde basınç oluşturularak kararlı bir açılma sağlar, Muadillerine göre hacmi küçük, Ucuz bir materyal	Nemlenmesi durumunda işlevsiz hale gelebilir, kullanımına izin verilen sertifikalı kara barutun temini kolay değil	Kurtarma sistemimizde kara barutu montajının kolay olması, İstenilen ölçüde basınç oluşturularak kararlı bir açılma sağlaması, Muadillerine göre az hacim kaplaması, Ucuz bir materyal olmasından dolayı tercih edeceğiz.
Üretim Yöntemi	Kendi imkanlarımızla ilgili kaynaklardan yararlanarak hesaplamanın kolay oluşu	Nemlenmesi durumunda işlevsiz hale gelebilir	Her ne kadar ekibimize pahalıya mal olacak bir üretim yöntemi olmasına rağmen çok hassas üretilmesi gereken bir mekanik parça olması, motorun ilgili yatağa yerleştirilememesi halinde takımların direkt elenmesine sebep olduğundan dolayı talaşlı imalat yöntemiyle yatağımız hizmet satın alınarak ürettirilecektir.

Tablo.14: Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi Getir Götür Analizi

Paraşütler: İstenilen özellik ve ölçüler üretici firmaya bildirilerek ürettirilecektir.
Piroteknik (kara barut) sistemi tercih edilmiştir. Barut haznelerini kısa devre ihtimalide düşünülerek 3D yazıcıdan ABS filament ile üretilip ilgili yerine monte edilecektir. Roketçilik de sıklıkla kullanılan bu yöntemin patlama esnasında ürettiği ısının paraşütümüzün kumaşına ve taşıyıcı iplerine zarar vermesini engellemek için yanmaz kumaş kullanacağız.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Kurtarma Stratejisi ve Aşamaları:

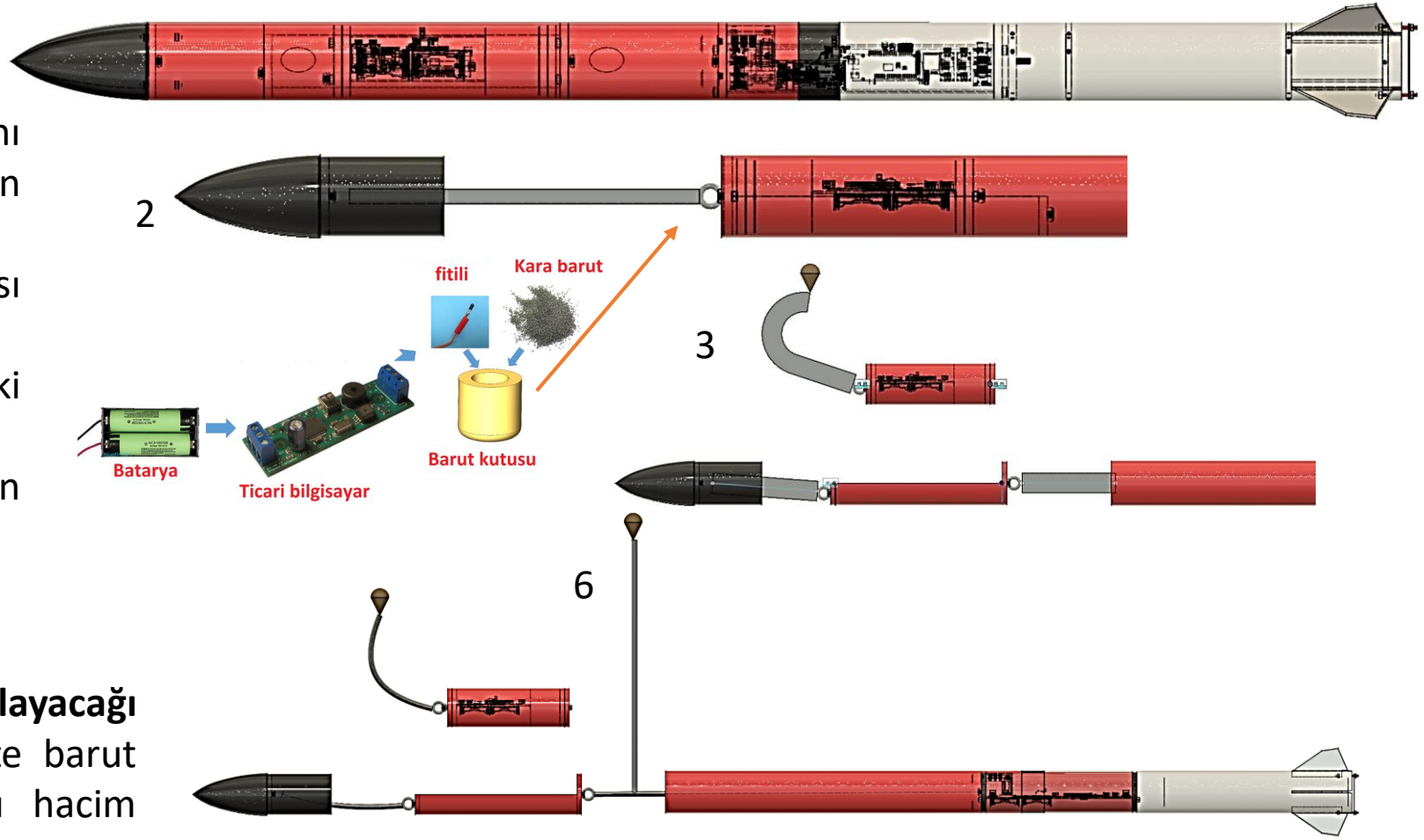
Kurtarma sistemimiz Piroteknik (barutlu) sistemdir. Roket aviyoniğimizin alt ve üstüne yerleştireceğimiz ABS filamentten 3D baskı yöntemiyle üreteceğimiz 2 adet barut haznesini kapak üzerindeki ilgili yerlerine taban kısmındaki vida ile sabitleyeceğiz. Yarışma montaj günü son aşamada hakemlerden alınacak olan hesaplanmış kara barut kağıt huni ile her türlü temastan kaçınılarak haznelerin içine aktarılacaktır. Röleye bağlı bataryalardan gelen kabloların ucuna ateşleme fitili bağlanıp barut içine gömülecek ve haznelerin üstleri ise yanmaz kumaş ile kapatılacaktır. Böylelikle kurtarma sistemimiz hazır hale getirilmiş olacaktır. Sonraki aşamada barut hazneleri yerlerine önceden kuralına uygun katlanarak paket haline getirilmiş paraşütler ile birlikte yerleştirilecektir. Roketimiz, Arduino tabanlı bilgisayara gelen yükseklik girdileri ile tepe noktasına ulaştığını anlayacak ve kurtarma sisteminin barutunu ateşleyecektir. Oluşan basınç sayesinde roketin burnu ve görev yükünü taşıyan konteyner üst gövdeden dışarı fırlarken konteyner içindeki görev yükü de yuvasından kurtularak kendi paraşütünü açıp aşağıya doğru hesaplanmış şartnamedeki olması istenen hızında inecektir. Roketin burnuna mapalar ve shock cord ile bağlanmış olan konteyner üst gövdeden çıktıktan sonra oluşan basıncın itici etkisiyle roketimizi kurtaracak olan paraşütümüzde üst gövdeden çıkacak ve o da açılmasını gerçekleştirip yine şartnamede izin verilen hesaplanmış hızında roketimizin yere sağlıklı bir şekilde inmesini sağlayacaktır. Kara barutumuzun açılmasını ticari bilgisayarımız gerçekleştirmez ise özgün olan bilgisayarımız devreye girip ilgili barut patlatmasını gerçekleştirecektir. Yere inen parçalarımızdan elde ettiğimiz konum bilgileri yer istasyonumuz tarafından alınıyor. Atışlar sonrası gelen konum bilgilerine gidilerek roketimizin parçaları ve görev yükümüz kurtarılıyor sistemimize monte ettiğimiz altimetremiz hakem heyetine teslim edilerek kurtarma tamamlanıyor.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Roketin kurtarılması:

1. Roketin apogee noktasına ulaşması
2. Uçuş bilgisayarının appogee noktasını algılaması ve rölenin tetiklenerek barutun ateşlenip patlatılması
3. Burun ile beraber görev yükü muhafazası içindeki görev yükünün dışarı fırlatılması
4. Görev yükünün muhafazası içindeki yuvasından ayrılması
5. Görev yükü bölümünün paraşütünün açılması
6. Gövde ana paraşütünün açılması
7. Uçuşun tamamlanması

Kurtarma sisteminin roket içerisinde kaplayacağı hacim bilgisi: Barut, ateşleme fitili ile birlikte barut kutusu içerisine konulacağından kaplayacağı hacim barut kutularının hacmi kadardır (2x6 cm^3)



Şekil.31:Paraşüt Ayrılmalarının Patlatılmış CAD Görüntüsü

Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

Ayrılma	Basınçlandırılacak hacim çapı (mm)	Basınçlandırılacak hacim (m^3)	Ulaşılmak istenen basınç (Bar)
1. Ayrılma	110	0,009	1,02

Tablo.15: Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

İlgili kaynaktaki formüllerden yararlanılmış olup ilgili birim dönüşümleri de yapıldıktan sonra tablodaki değerlere ulaşılmıştır. Ulaşılmak istenen basınç değerinde ise takımımıza 4,21 gram kara barut gerekmekte ve bu miktar yarışma günü hakem heyetinden istenecektir. Bu hesaplamalara göre de burnu üst gövdeye tutturma aşamasında ise 4 adet kesme pini kullanılması takımca kararlaştırılmıştır.

Hesaplamada kullanılan formüller:

Formül 1: Basınç (psi) $= \frac{Kuvvet(lbs)}{Alan(İnch^2)}$

Formül 2: Bir uçak gövdesinin hacmi – İç çaptaki ve uzunluktaki çap, doldurulmamış uzunluktur.

Hacim (inches³) $= \frac{\pi r^2 * Lenght(inchhes)}{4}$

Formül 3: Kullanılacak Kara Barut Miktarı

Grams (BP) $= \frac{454\ (grams)}{1lbf} * \frac{Basınç(psi) * Hacim(inches^3)}{266\frac{inches*lbf}{lbm} * 3307 * R}$

Kaynak: https://rocketrycalculator.com/rocketry-calculator/bp-estimator/ (Erişim Tarihi: 24.02.2022)

Kurtarma Sistemi – Paraşütler-1

PARAŞÜT	Açık çap (cm)	Katlanmış çap (mm)	Renk	Kubbe deliği çapı (cm)	Düşüş hızı
Görev Yükü Paraşütü	167cm	100 mm	Turuncu-Siyah	16,7cm	8.25 m/s
Roket Gövde Ana Paraşütü	205cm	105 mm	Turuncu-Siyah	20cm	8,17 m/s

Tablo.16: Paraşüt Bilgileri

Roketimiz Görev yükü ve roketin kendisi olacak şekilde iki ayrı parça halinde inecektir.

Faydalı yük üzerinde yer alan elektronikler: NEO 7M GPS(konum bilgisi için), E22 900T22D RF(iletişim modülü)

Roket üzerinde yer alan elektronikler: Arduino Mega 2560 (Mikro Kontrolcü), E22 900T22D 5-7 Km 868/915 Mhz 30dBm Lora Modülü SX1262 RF iletişim sensörü (konum bilgisi için), EBYTE LoRa RF(iletişim modülü), LDR (ışık sensörü), FLAME IR (Alev ateş sensörü), SD CARD, BME 280 (Basınç Sensörü)

Kurtarma Sistemi – Paraşütler-1

Paraşütlerin tasarımı: Yurt içindeki üreticilerden hazır olarak temin etme (satın alma) yoluna gideceğiz. Paraşütlerin Cd değerlerini 0.8, paraşütün dilim sayısını (ip sayısını) 8 olarak; ayrıca iplerin paraşütle bağlantı kısımlarının uzunluğunu 20 cm ve çapraz şekilde dikilmesini talep edeceğiz.

- Dilimli tasarım yapısının seçilme sebebi bulundurduğu gözenekler dolayısıyla yüksek hızlarda maksimum yavaşlamayı sağlamak.
- Gözenekli yapının sebebi içeri giren havanın kaçmasını engellemek.
- Paraşütün üst kısmındaki deliğin olma sebebi paraşütün daha stabil iniş yapmasını sağlamak.
- Paraşüt tasarımımız round (yuvarlak) yapıya sahip olma sebebi ise sabit bir yükü indirmek için sürtünmeden en fazla yararlanılan geometri olmasıdır.

Görev yükü ve beraberindekilerin kütlesini: 7005 g

Gövde ve içindekilerin kütlesi(roketin kuru ağırlığı): 9603 g olarak hesaplandı ve planlamalar ona göre yapıldı.

Paraşüt çaplarımızı $r = \sqrt{\frac{2.m.g}{\pi.C.\rho v^2}}$ formülünden yararlanarak hesapladık ve paraşütlerimizi bu hesaplamalar doğrultusunda üretmeyi planlıyoruz.

Görev yükü yere iniş hızı: 8.25 m/s

Gövde yere iniş hızı: 8,17 m/s

Kurtarma Sistemi – Paraşütler-1

ROKET ÜZERİNDE KULLANILACAK OLAN BİLEŞENLER				
TÜRÜ	MARKASI	MODELİ	GÖREVİ	ÖZELLİKLERİ
KABLOSUZ HABERLEŞME MODÜLÜ	EBYTE	E22 900T22D	Görev yükünden yer istasyonuna veri göndermek	Distance for reference: 8kM Antenna gain: 5dBi, antenna height: 2.5m Communication interface: TTL @3.3V - Antenna: SMA-K - 50 ohm impedance
GPS	UBlox	Neo-7M	Konum bildirmek	Çalışma gerilimi: 3.3V (DC) / Haberleşme Protokolü: UART Seri iletişim baud hızı: 9600 / SBAS: WAAS / EGNOS / MSAS / Konumlama hassasiyeti: 2.5mCEP

GÖREV YÜKÜ ÜZERİNDE KULLANILACAK OLAN BİLEŞENLER				
TÜRÜ	MARKASI	MODELİ	GÖREVİ	ÖZELLİKLERİ
KABLOSUZ HABERLEŞME MODÜLÜ	EBYTE	E22 900T22D	Görev yükünden yer istasyonuna veri göndermek	Distance for reference: 8kM Antenna gain: 5dBi, antenna height: 2.5m Communication interface: TTL @3.3V - Antenna: SMA-K - 50 ohm impedance
GPS	UBlox	Neo-7M	Konum bildirmek	Çalışma gerilimi: 3.3V (DC) / Haberleşme Protokolü: UART Seri iletişim baud hızı: 9600 / SBAS: WAAS / EGNOS / MSAS / Konumlama hassasiyeti: 2.5mCEP

Tablo.17: Kurtarma Sistemi Kullanılan Malzeme Bilgileri

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşayacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı	Düşüş Hızı (m/s)
Birincil Paraşüt	2,90	9,60	0,80	8,17
Görev Yükü Paraşütü	2,15	7,01	0,80	8.25

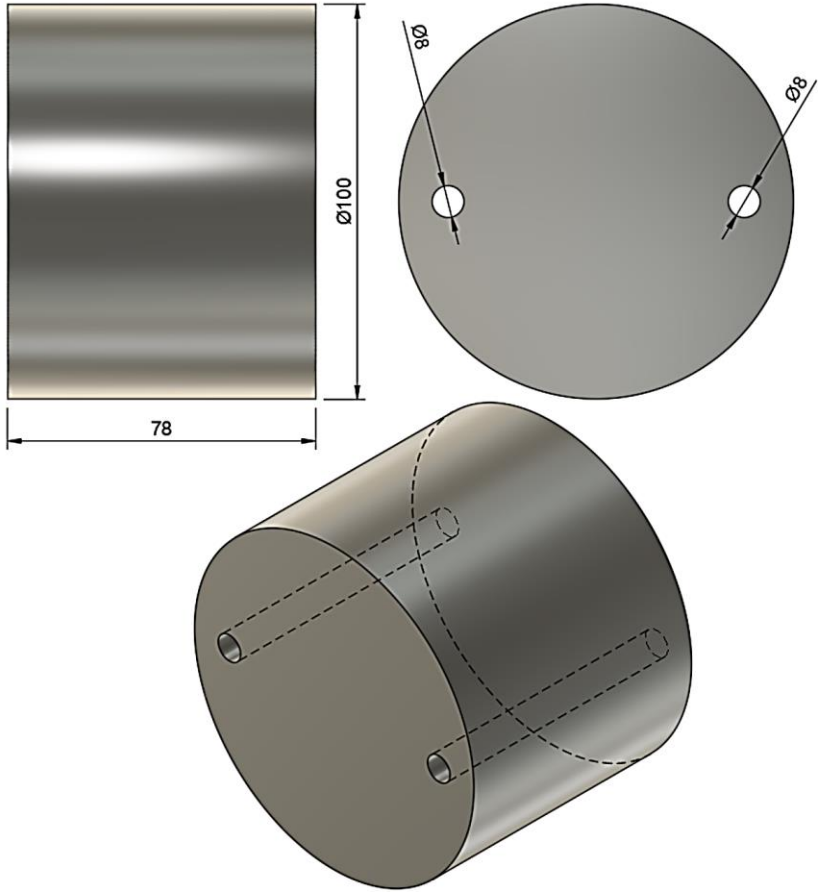
Tablo.18: Kurtarma Sistemi- Paraşütlerin Teknik Bilgileri

Düşüş hızlarının şartnameye uygunluğu:

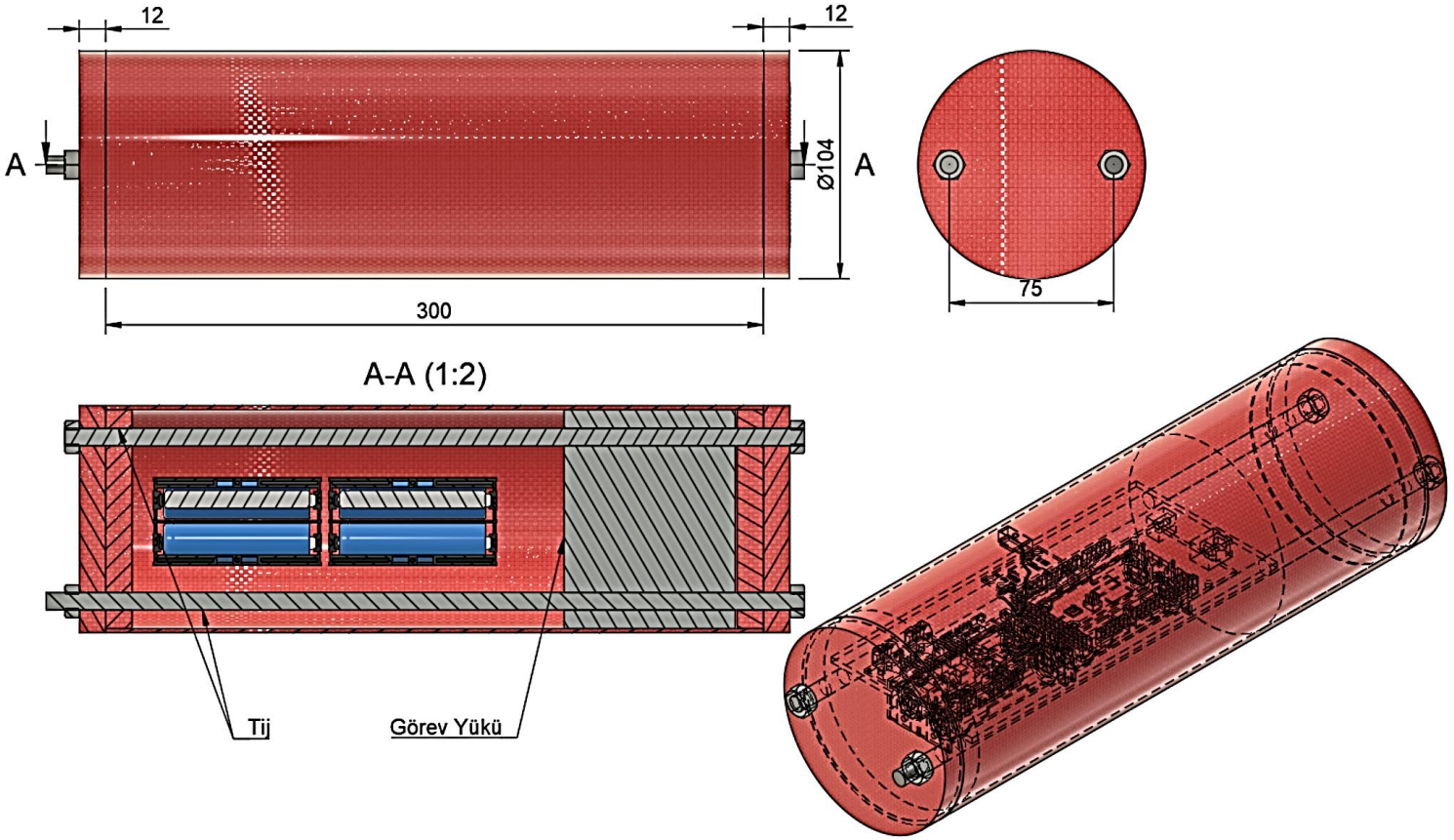
3.2.2.4.2. Lise kategorisinde kullanılan tek paraşüt ile roketin ve parçaların hasar görmemesi için paraşütle taşınan yüklerin hızı azami 9 m/s, asgari ise 5 m/s olmalıdır. ŞARTNAMEYE UYGUNDUR.

Kaynak: https://www.translatorscafe.com/unit-converter/tr-TR/calculator/parachute-size/ (Erişim Tarihi: 24.02.2022)

Görev Yükü



Şekil 32. :Görev Yükü Mekanik Görünüş



Şekil 33. :Görev Yükü ve Muhafazası Sistemi Mekanik Görünüş

Görev Yükü

Şekil.34: Apogeede Ateşleme ve Görev Yükünün Ayrılması

Görev yükümüz 4293 g kendisi + 2712 g montaj bileşenleri (Görev yükü muhafazası ve bileşenleri, Aviyoniği) olmak üzere Görev yükü ve beraberindekilerin kütlesini: 7005 g dır. Bilimsel bir işlevi yoktur. Faydalı yükümüz apogee noktasında burun ayrılmasıyla birlikte bırakılacaktır. Gövdede bulunan aviyoniğimiz doruk noktasını algıladıktan sonra karabarut sistemini tetikleyerek ayrılmayı gerçekleştirecektir. Ardından shock cord ile gövdeye bağlı olan burun ayrılacaktır ve bunula birlikte faydalı yükümüz yuvasından çıkarak paraşütünü açacaktır. Sonrasında yaklaşık 8.25 m/s hızla inişini gerçekleştirecektir.
Faydalı yükümüzün üzerinde (beraberinde) bulanan aviyonik; GPS, RF, Arduino Mega, Buzzer ve Li-ion pilden oluşacaktır. Arduino Mega üzerine yerleştirdiğimiz GPS, RF yardımıyla tüm uçuş boyunca enlem-boylam-yükseklik bilgilerini ve hız bilgilerini yer istasyonuna aktaracaktır. Aviyonik sistemimizin tamamının sorunsuz çalışması için Li-ion pillerden yararlanılacaktır.

Konum belirleme sistemi detay: GPS olarak U Blox Neo-7M Çift Anten Arayüz GPS Modül kullanacağız. Görev yükünden yer istasyonuna konum ve diğer bilgiler kablosuz haberleşme modülüyle gönderilecektir. Önceden telefonumuza bölgenin off-line haritası indirilip yüklenmiş olacaktır. Bilgisayarımıza düşen konum verileri telefonumuzdaki Google Haritalar uygulamasına girilecektir. Kurtarmaya gidildiğinde iki telefondan birine görev yükü diğerine roketin konum verileri girilecek ve navigasyon başlatılacaktır. Bu verilere göre araç hedeflere yönlendirilecektir.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Kurtarma Sistemi:

Açılma Sistemi: Kurtarma sistemimiz pyro (kara barut) olup barutun röle yardımıyla patlatılması ilkesiyle aktive olacaktır. Henüz ticari bilgisayarı temin edemediğimiz ve roketimiz de üretemediğimiz için prototip düzeyde bir sistemle yalnızca barut ateşleme sistemi kuruldu. Arduino'ya bağlanan röle ateşleme fitiline bağlandı. Elektrik verilmeden önce barut haznesi barut doldurularak üzeri kağıt bantla kapatıldı. 10 Saniye sonra ateşleme yapacak şekilde kodu yazılıp yüklendi. Sisteme elektrik verilip uzaklaşıldı.

Testin amacı: Barutla açılma yapacak olan sistemi kurmak, barutun etkilerini gözlemlemek, malzemeleri tanımak.

Testin sonucu: 1 gram kara barut beklediğimiz gibi patladı, bu durumda etkilerini gözlemlemiş ve malzemelerimizi tanımış olduk.

Testimiz 15 Mayıs tarihinde gerçekleştirilmiştir.

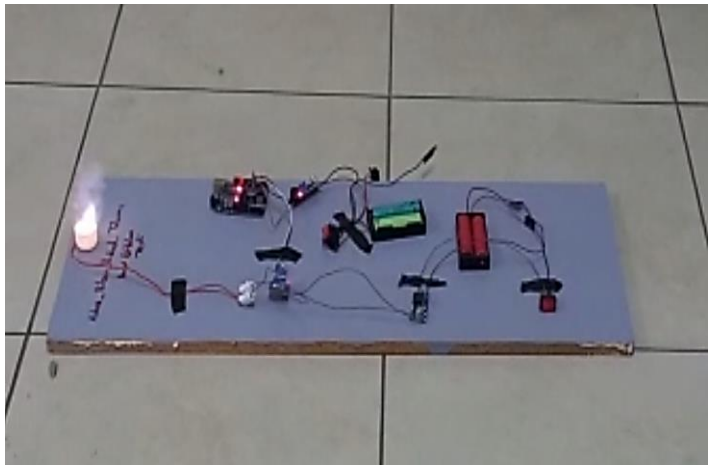
Paraşüt Açılma/Fonksiyonellik Testleri

Araba testi:

Testin amacı: Arabanın arkasına bağlanan paraşütler hızla giden arabanın etkisiyle açılmasının sağlanması

Testin sonucu: Paraşütlerimiz yere değdikten kısa süre sonra açılmış ve havalanmıştır.

Testimiz 15 Mayıs tarihinde gerçekleştirilmiştir.



Şekil 35.: Kara barutun ateşlenme anı

Şekil 36.: Paraşütlerin Araba ile açılma Testi

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Yüksekten bırakma testi:

Testimizi Adana Büyükşehir Belediyesi İtfaiye Müdürlüğü tesisinde yaptık. Test planımız şöyledir: Yangına havadan müdahalelerde kullanılan asansör yardımıyla yerden 35 m yükseklikten paraşüt bırakma testimizi gerçekleştireceğiz. Paraşütümüzü asansörle 35 m yüksekliğe çıkardıktan sonra yaklaşık 2000gr'lık ağırlık ile bırakacağız. Paraşütümüz açılır ve sağlam bir şekilde inerse testimizi başarılı kabul edeceğiz.

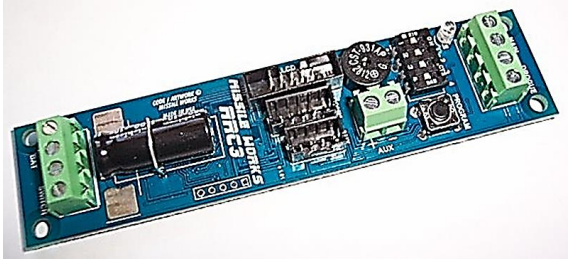
Testin amacı: Yüksekten bırakılan paraşütler yere çarpmadan önce açılmasının sağlanması

Testin sonucu: Küçük Paraşütümüz havadayken tam açılma gerçekleşmiştir. **Testimiz 15 Mayıs tarihinde gerçekleştirilmiştir.**

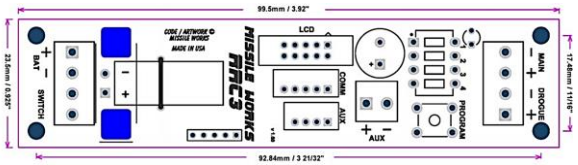
Şekil 37.: Paraşütlerin ayrı ayrı atılma anı (yerden çekim)

Şekil 38.: Paraşütlerin ayrı ayrı yüklerini yere indirme anı (yerden çekim)

Aviyonik – Özet



Şekil 39: RRC3 Altimetre sistemi



Şekil.40:Ticari bilgisayar kart tasarımı

Kaynak: Erişim Tarihi 18.01.2022 https://www.missileworks.com/rrc2/

https://spacegrant.carthage.edu/live/files/1980-fnl15rrc3-user-manualpdf

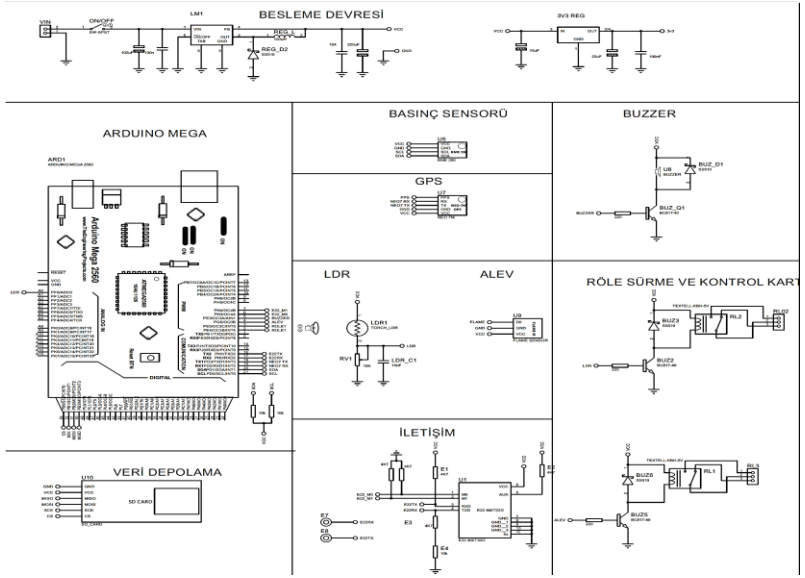
Ana uçuş bilgisayarı olarak RRC3 Altimetre ticari sistemi kullanılacaktır. RRC3 hem yeni başlayanlar hem de uzmanlar için ayarlanmış bir özelliğe sahip, barometrik çift dağıtımlı bir altimetredir. Ünite son derece küçüktür ve kurulumu ve çalıştırılması çok kolaydır.

Çok basit bir DIP anahtarı yapılandırma yöntemi kullanılarak programlanmıştır. Tüm anahtar ayarları altimetrenin kendisinde yazdırıldığı için sahada Kullanım Kılavuzu veya dokümantasyon gerekli değildir. RRC3, roket bütçemize de parasal olarak en uygun sistem olduğu için tercih edilmiştir.

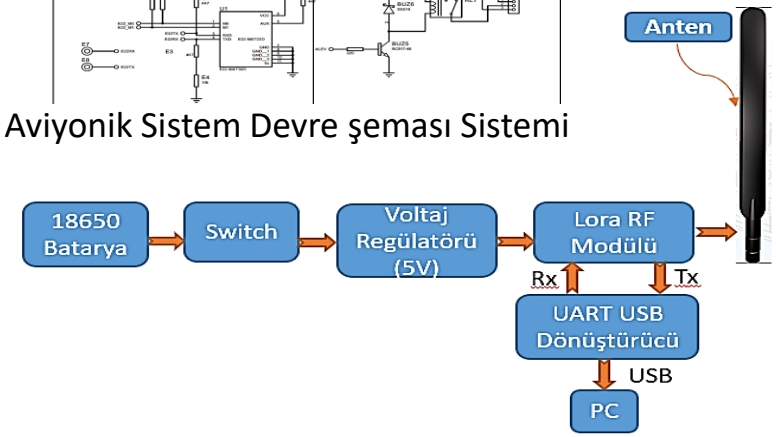
Sistemin Özellikleri ve Kullanılan Sensörler:16MHz 16-bit MSP430 Serisi mCU, MSI MS5607 Basınç sensörü, Çalışma Menzili: 40K MSL (Sensör sistemi 100K MSL özelliğine sahiptir). Bu yüksek çözünürlüklü altimetre sensörü, hassas bir dijital 24 bit basınç ve sıcaklık sağlayan dahili fabrikada kalibre edilmiş katsayılara sahip 24 bit ΔΣ ADC'ye sahiptir. Güç Gereksinimleri: 3.5 VDC - 10.0 VDC / 9V pil gücü için optimize edilmiştir. Piezo ve LED çalışması sırasında 6ma @ 9V sessiz / 35ma @ 9V. Fiziksel Özellikleri: Uzunluk 99,5 mm (3,92"), Genişlik 23.5mm (0,925"), Ağırlık ~17 gram, 2" delik merkezleri ile monte edilir. Çıkış Olayları: Drogue / Ana, 5A @ 9V akım çökmesi, Uçuş Veri Kaydı: Uçuş başına ~28 dakikalık veri içeren 7 uçuş Her uçuş 20Hz irtifa/hız ve 1Hz sıcaklık/pil voltajını kaydeder. EEPROM tepe irtifasını ve açılışta akü voltajını raporlar, HMI Geri Bildirimi, Programlanabilir frekans ve ekstra yüksek 85dB manyetik sesli uyarı, Yüksek verimli kırmızı LED durum göstergesi, Programlanabilir Ayarlar: Yüksek/Düşük Bip Tonu, Apogee Drogue Olayı / Apogee +1 saniye Drogue Olayı, 300', 500', 800' veya 1000' AGL'de Ana Olaylar

Aviyonik – Özet

Ana aviyonik ve özgün aviyonik arasında herhangi bir bağlantı bulunmamaktadır. Ana uçuş bilgisayarımız olan ticari sistemimizin çalışmama durumuna karşın özgün uçuş bilgisayarımızdaki sensörler olan Barometre değerleri sayesinde röleler tetiklenecektir. Özgün bilgisayarımızda, ‘**ölçülen değer<önceki değer**’ algoritmasında ve apogee değerini algıladıktan sonra LDR ve Alev-Ateş sensörü aracılığıyla roketin ayrılıp ayrılmadığını kontrol edecek ve ayrılma olmamışsa devreye girerek roket ayrılmasını gerçekleştirecektir. EBYTE firmasının kullanıcı arayüz programıyla programlanacaktır. Fixed Transmission modu ile A vericisinin (roket) adresi 00 70, channel 71 olarak ayarlanacak, alıcısının adresi 00 72, channel 73 olarak ayarlanacaktır. B vericisinin (görev yükü) adresi 00 80, channel 81 olarak ayarlanacaktır. alıcısının adresi 00 82, channel 83 olarak ayarlanacaktır. atmosfere ait basınç, sıcaklık ve nem verilerinin saniyede 5 veri olarak (her farklı veri grubundan) ve 868 MHz communucation frekansla yer istasyonuna iletilecektir. Veri paketi:<enlem:38.1234567>-<boylam:34.1234567> benzer özellikte 39 bitlik olarak gönderilecektir.



Şekil 41. :Özgün Aviyonik Sistem Devre şeması Sistemi



Şekil 42. :Özgün Aviyonik Sistem Çalışma Prensibi

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

Kullanımına izin verilen ticari kartlardan RRC3 Spor Altimetre seçilmiştir. RRC3 Sport Altimetre, üst düzey birimlerin özelliklerine sahip, barometrik çift dağıtımlı bir altimetredir. Temel çift dağıtım özelliğine ek olarak, RRC3 Sport, uçuşlar arasında durup veri indirmenize gerek kalmadan tüm gün uçmanıza olanak tanıyan çoklu uçuş kayıt ünitesidir. RRC3 Sport ayrıca evreleme, hava başlatma, yedekleme etkinlikleri ve bir dizi başka uygulama sağlayabilen üçüncü, oldukça esnek ve programlanabilir bir 'Yardımcı' çıktı sağlar. RRC3 Sport, telemetri veya diğer özel kontrol sistemleriyle arayüz için uçuşta gerçek zamanlı veri akışı özelliklerini de destekleyebilir.

Çalışma Aralıkları: 40K MSL (tipik) / 100K MSL (maks),

Güç Gereksinimleri: 3.5 VDC - 10.0 VDC / 9V pil gücü için optimize edilmiştir, Piezo ve LED çalışması sırasında 6ma @ 9V sessiz / 35ma @ 9V

Fiziksel Özellikler: Uzunluk 99,5 mm (3,92"), Genişlik 23,5 mm (0,925"), Ağırlık ~17 gram

Çıkış Olayları: Drogue / Ana / Yardımcı, 5A @ 9V akım çökmesi

Uçuş Veri Kaydı: Uçuş başına ~28 dakikalık veri içeren 7 uçuş, Her uçuş 20Hz irtifa/hız ve 1Hz sıcaklık/pil voltajını kaydeder

Uçuş Veri Telemetrisi: 0,5Hz veya 1Hz 9600 bps yapılandırılabilir seri akış, Zaman Damgası, Rakım, Hız, Sıcaklık, Olaylar, HMI Geri Bildirimi, Programlanabilir frekans ve ekstra yüksek 85dB manyetik sesli uyarı, Yüksek verimli kırmızı LED durum göstergesi

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

Ticari kartımızın kılavuzundaki fiziksel ölçü değerlerine göre aviyonik kutusunda ölçülerine göre açılması gereken montaj delikleri açılacak ve ticari kart yerine sabitlenecektir. Ticari sistemimizi aviyonik kutusuna vidalar aracılığı ile sabitlerken ahşap zemine arasına kredi kartı koyulabilecek kadar boşluk bırakılacaktır. Buradaki amacımız ticari sistemimizin basınç sensörlerinin alt kısımda olması ve doğru ölçüm yapmasını sağlayabilmektir. Monteleme işlemini tamamladıktan sonra barutları tetikleyecek olan ateşleme kabloları sırasıyla drogue ve main olarak belirtilen yuvalarına yerleştirilecektir. Aynı zamanda ticari sisteme 2 tane seri bağlı Sony Vtc6 18650 3.7V 3000 Mah Li-İon Şarjlı Pil, buton şeklindeki anahtarıyla beraber yerleştirecektir. Son olarak aviyonik üzerindeki DİP Switchlerin ayarı yapılacaktır:

1.Switch: ON ses tonunu 1.5KHz'den 2.5KHz'ye çıkarır.

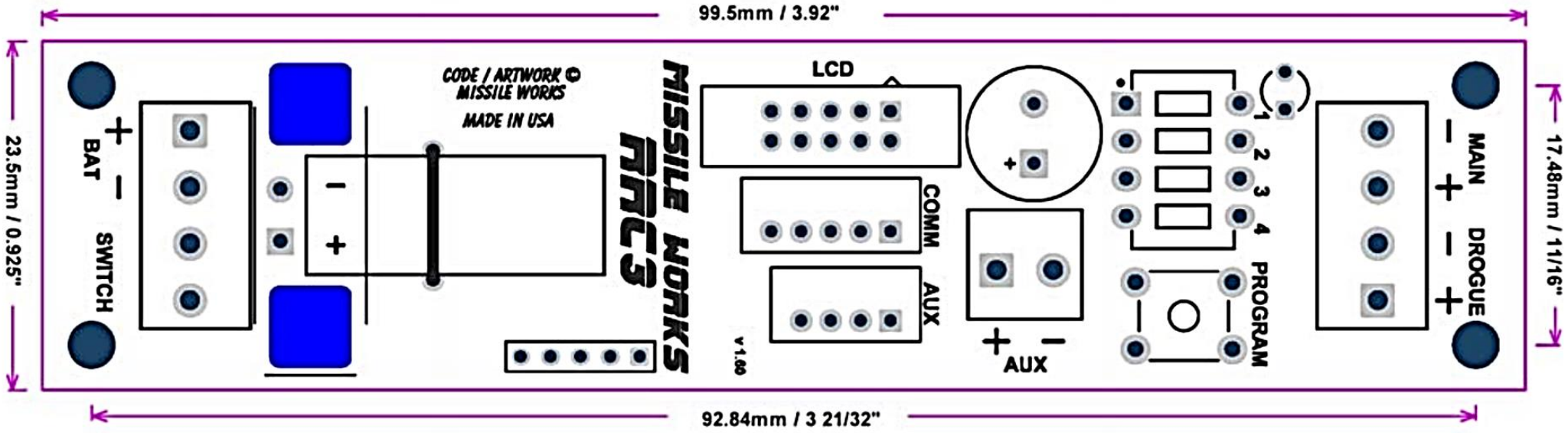
2.Switch:OFF Roketimizin apogee'de ayrılmasını gerçekleştirecek ve görev yükü paraşütünün ve ana kurtarma paraşütünün açılmalarını sağlayacaktır.

3.Switch: ON ve 4.Switch:ON birden fazla ayrılma işlemi gerçekleştirecek olan roket sistemlerinde inişe geçen roketin diğer ayrılmalarını istenen özgün değerlerde olmasını sağlayan ayarlardır.

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

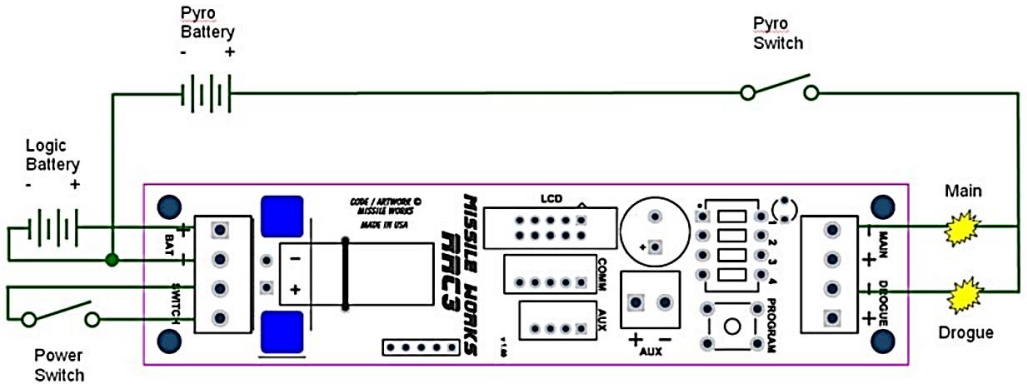
Sistem Blok Diyagramı & Kart Tasarımı:

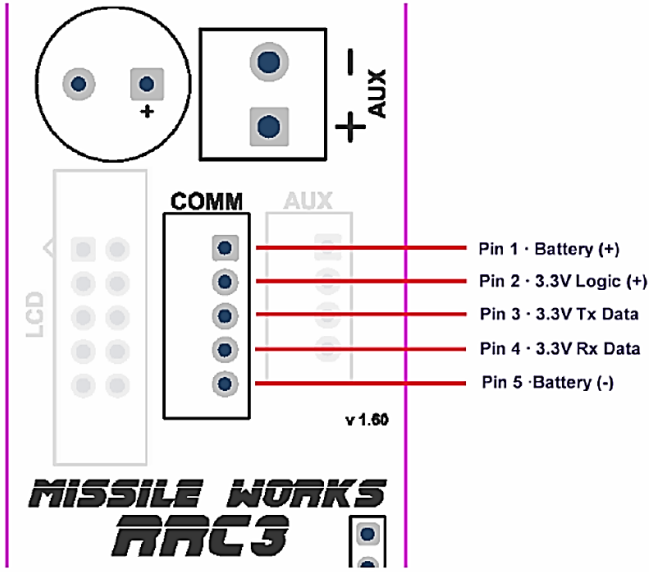
Ana aviyonik uçuş bilgisayarımız ticari sistem olarak satın alınacak olup kart tasarımı aşağıdaki gibidir.



Şekil 43: Ticari bilgisayar kart tasarımı

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





SW1	SW2	SW3	
OFF	OFF	OFF	Arming Altitude
ON	OFF	OFF	Main Deployment Altitude
OFF	ON	OFF	Deployment Mode
ON	ON	OFF	Audio Options
OFF	OFF	ON	Audio /LCD / Telemetry Units
ON	OFF	ON	Low Voltage Lockout / Alarm Level
OFF	ON	ON	Piezo Tone
ON	ON	ON	Drogue Delay

SW1	SW2	SW3	
OFF	OFF	OFF	Peak Altitude AGL
ON	OFF	OFF	Peak Velocity
OFF	ON	OFF	Time to Apogee
ON	ON	OFF	Total Descent Time

Şekil 44. :Özgün Aviyonik Sistem Devre şeması ve Olaylar Sistemi

Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
Arduino	Mega 2560		Roketin tüm uçuşu boyunca kontrolünde olan sensörlerden gelen verileri yorumlayarak yer istasyonuna ana olayları kontrol eder
Basınç Sensörü	Adafurit BMP280	Evet	Roketin yükselişi sırasında basınca dayalı yerden yükselme miktarının hesaplanabilmesi için ölçüm yapıp uçuş bilgisayarına gönderir.
GPS	Adafruit Ultimate GPS 746	Evet	Roketin tüm aşamalarda olan konum bilgisini uçuş bilgisayarına gönderir.
Basınç Sensörü	Adafurit BME 280	Evet	Roketin içerisinde patlama sırasında oluşan basıncı ve sıcaklığı ölçüp uçuş bilgisayarımıza gönderir.
RF Alıcı EBYTE	E22 900T22D	Evet	Uçuş bilgisayarımızın kontrolünde olan tüm verilerin paketler halinde yer istasyonuna gönderilmesini sağlar.
Batarya	SONY VTC4 18650 3000 mA	Hayır	Sistemimizin enerji ihtiyacını karşılar

Tablo.19: Kurtarma Sistemde Kullanılan Komponentler ve Teknik Bilgileri

Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

Arduino Mega 2560: İhtiyacımızdan fazlasını karşılayabilecek sayıda input ve output pinlerine sahip. Örnek kütüphanesi fazla, temini kolay ve ucuzdur. Rx-Tx portlarının fazla olması, işlemcisinin muadillerine göre daha hızlı olması. Uçuş bilgisayarının ana kartı olarak kullanılacaktır. Yaygın olması, örnek kod zenginliği, ucuz olması ve kolay bulunabilmesinden dolayı TERCİH ETTİK.

GPS Adafruit Ultimate GPS 746: Güncelleme sıklığı yüksek olduğu için daha doğru ölçümler elde edilebilmektedir. Hassasiyeti yüksektir. Düşük güç tüketimi daha az pil kullanımını sağlamaktadır. Özgün bilgisayarımızda konum bulmak için kullanılacaktır. Kalan sayısının fazla olması, yüksek hassasiyeti ve veri kaydetme özelliğinden dolayı bu modülü TERCİH ETTİK.

Basınç Sensörü Adafurit BMP280: Nem ölçümünde ±3%, basınç ölçümünde ±1 hPa ve sıcaklık ölçümünde ±1 °C hassasiyete sahiptir. I2C ve SPI arayüzlerini kullanır. 3.3V ve 5V lojik seviyelerinde çalışabilir. Özgün bilgisayarımızda irtifa ölçümü için kullanılacaktır. Yaygın olması, örnek kod zenginliği, ucuz olması ve kolay bulunabilmesinden dolayı TERCİH ETTİK.

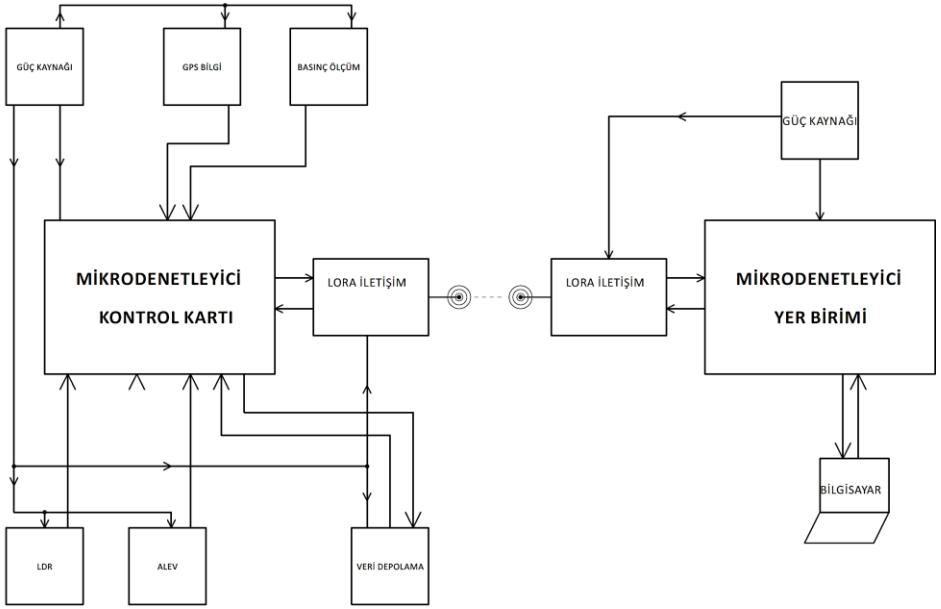
RF Alıcı EBYTE E22 900T22D: Alıcı hassasiyeti diğer modüllerle karşılaştırıldığında daha iyi. LoRa modülleri arasındaki en GÜÇLÜ modüldür. 5-7 km mesafeye rahatlıkla çıkabilmektedir. Veri aktarma hızı yüksek olduğu için anlık veri akışını sağlayabiliriz. Özgün bilgisayarımızda haberleşmeyi sağlamak amacıyla kullanılacaktır. Menzilinin yüksek oluşu ve fiyat uygunluğu ve sinyal kazancının iyi olmasından dolayı TERCİH ETTİK.

Basınç Sensörü Adafruit BME 280: Bosch'un bu hassas sensörü, nem oranını ±% 3 doğrulukla, barometrik basıncı ± 1 hPa mutlak hassasiyetle ve sıcaklık ile ± 1.0 ° C doğrulukla ölçmek için en uygun düşük maliyetli algılama çözümüdür. 3V veya 5V lojik mikrokontrolörle endişe etmeden kullanabilirsiniz. Özgün bilgisayarımızda irtifa ölçümü için kullanılacaktır. Yaygın olması, örnek kod zenginliği, ucuz olması ve kolay bulunabilmesinden dolayı TERCİH ETTİK.

Batarya SONY VTC4 18650 3000 mA: El Feneri , Medikal Cihazlar vb için Yüksek amper çekebilme özelliği vardır. Anlık 30Amper Çekebilirsiniz. Ateşleme için gerekli ola akım değerini sağlayabildiği, lipo kadar tehlikeli olmadığı için TERCİH ETTİK.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

Sistem Blok Diyagramı & Kart Tasarımı:



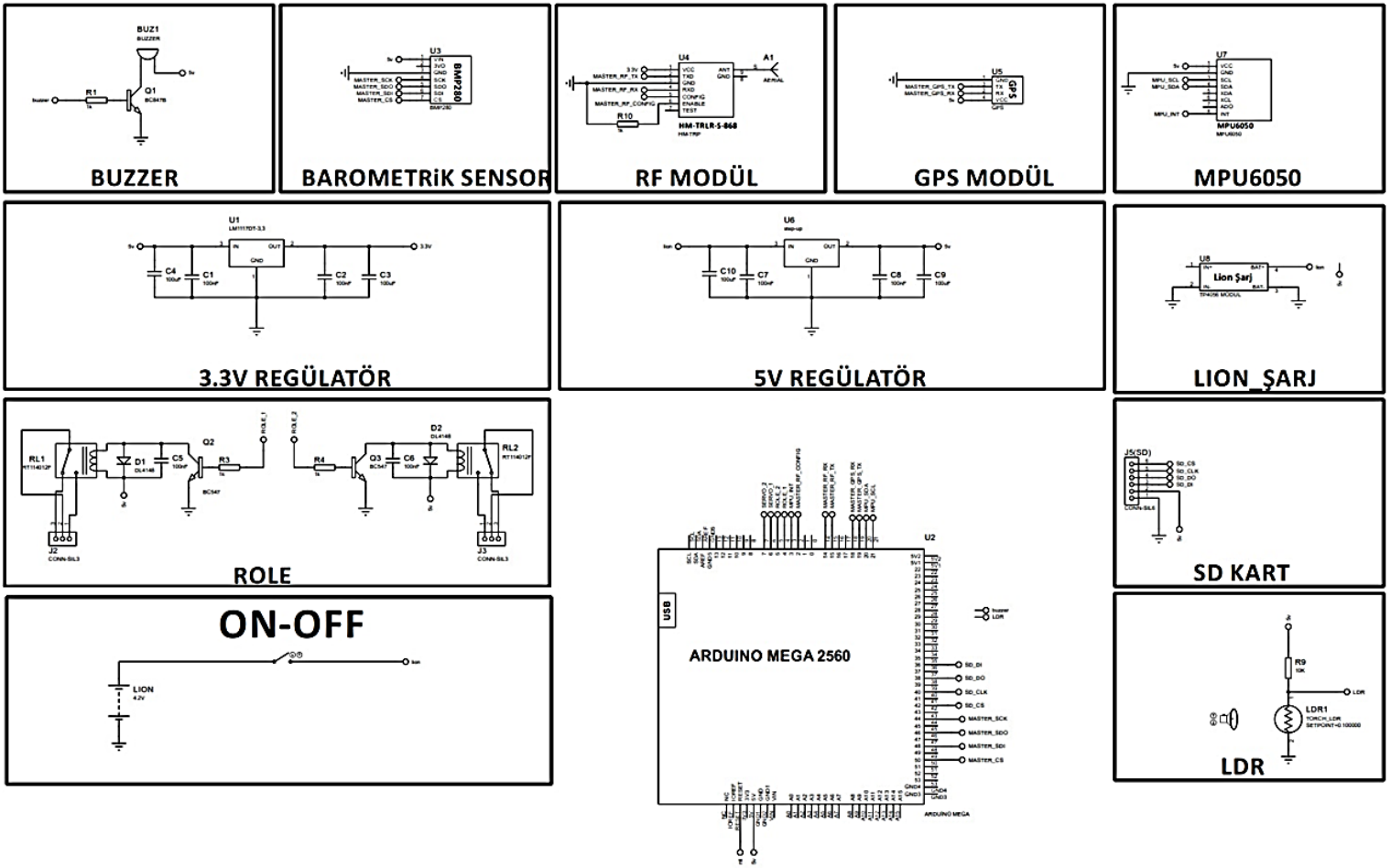
Şekil.45:Özgün Aviyonik Blok Diyagramı

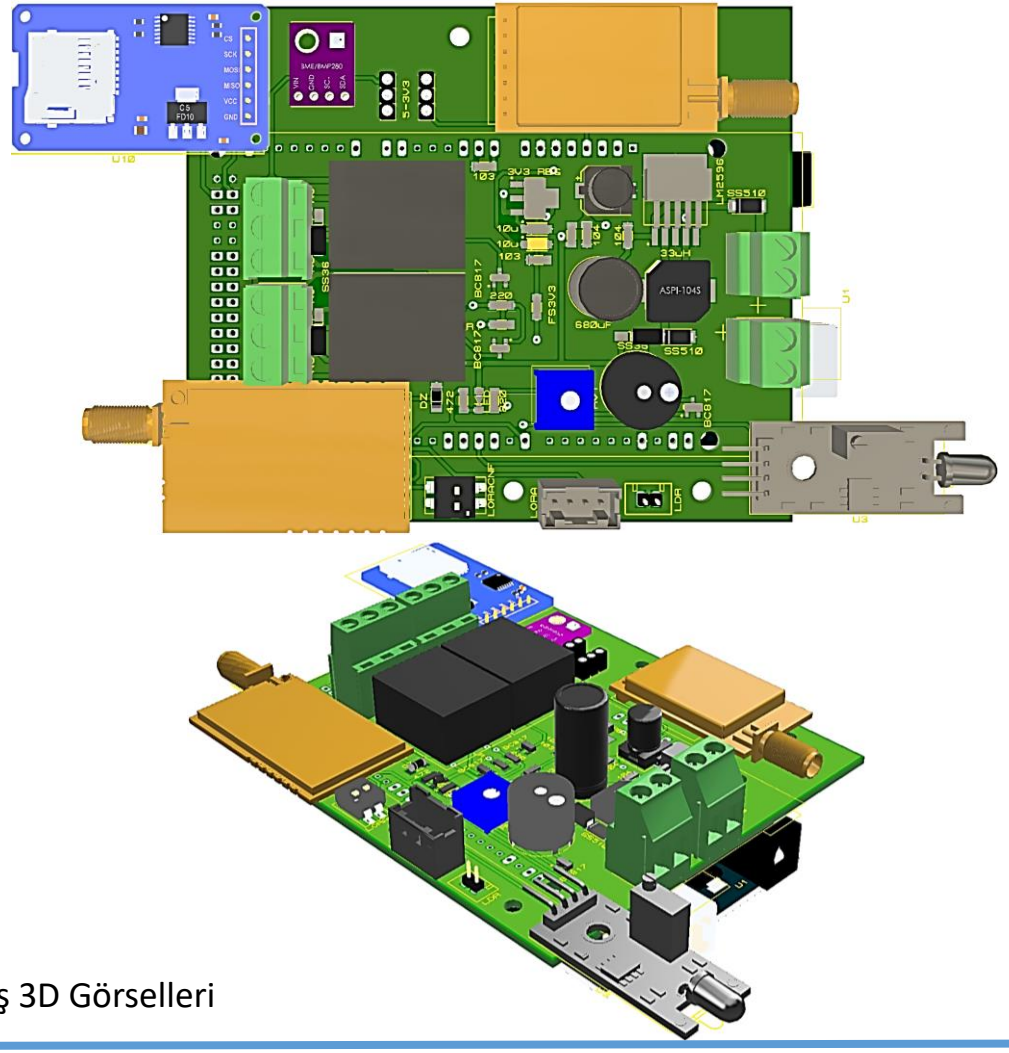
Üretim Yöntemi:

Baskı devre kartlarımızı ‘ütüleme yöntemiyle’ yapacağız. Yapılacak işlemler:

- Bilgisayarda baskı devre şeması çizilecek
- Lazer yazıcıdan kağıda çıktı alınacak
- Kağıttaki çizim bakır plakete aktarılacak
- Kimyasal işlemle bakır eritilecek
- Kart delinecek
- Montaj ve lehimleme gerçekleştirilecektir.
- Montaj ve lehimleme gerçekleştirildikten sonra ve devreye akım vermeden önce avometre ile kısa devre kontrolleri yapılacak. Ardından bileşenlerin bir bir test kodları sırası ile yüklenerek kontrolleri yapılacaktır. Sonrasında tüm bileşenlerin birlikte çalışıp çalışmadığına dair bileşik bir test kodu yükleyerek testlerimizi gerçekleştireceğiz.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2



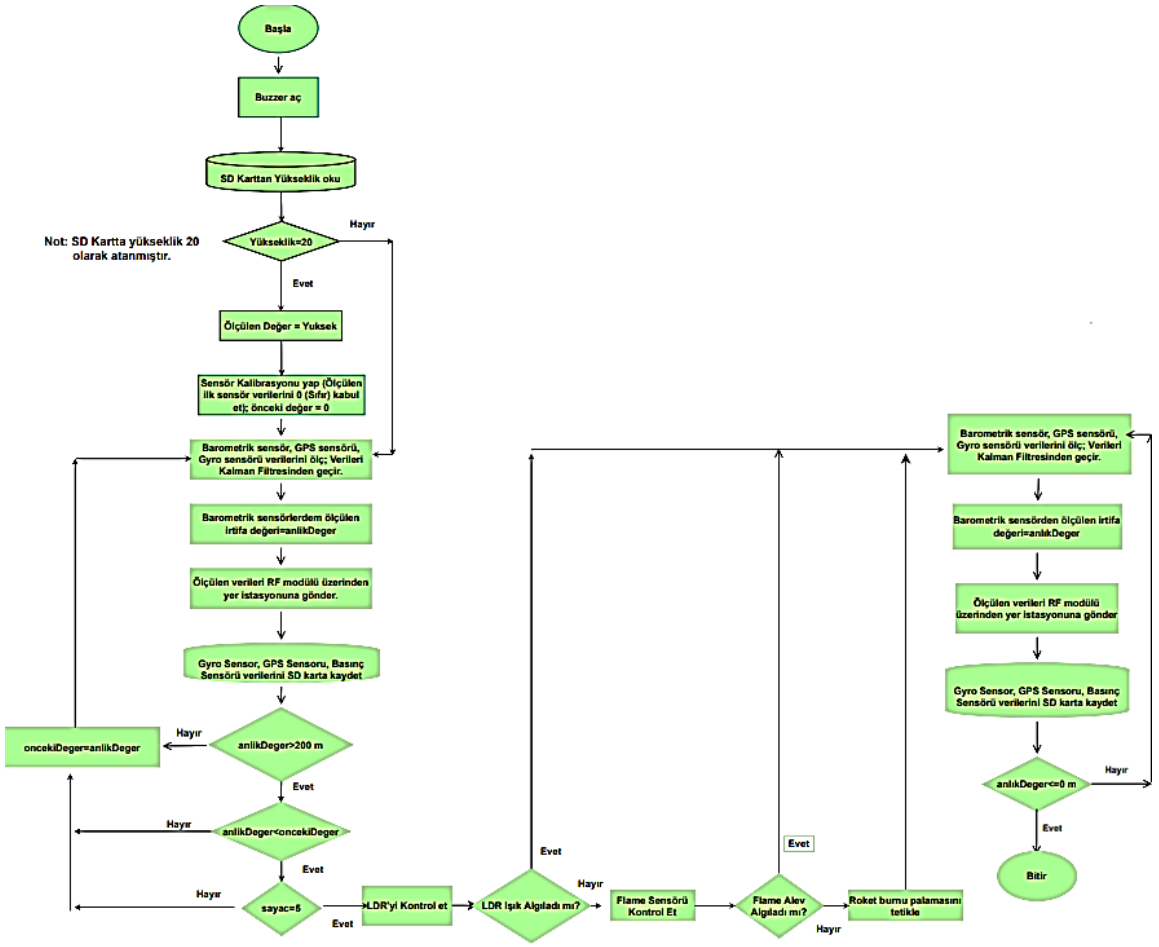


Şekil.46:Özgün Aviyonik Kart Tasarımımız ve Kartın Bitmiş 3D Görselleri

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

Parametre	Açıklaması
‘anlikDeger<oncekiDeger’	Roketin anlık irtifa değeri bir önceki ölçülen değerinden küçük gelmeye başladığında roketimiz apogeeye ulaşmış ve düşüşe geçmektedir. Bu parametreyi seçmemizdeki kasıt, ölçülen irtifa değerleriyle apogee konumunu hata payı düşük şekilde ve hızlıca algılayabilmek.
‘Ortam aydınlık mı değil mi’, ortamda alev ışığı varmı	Roketimizin ayrılma noktalarına LDR sensörleri yerleştireceğiz ve bu sayede roket gövdesinin ayrılıp ayrılmadığını ortamın ışık miktarını ve ortamda alev ışığı oluşması durumları ölçülerek belirleyeceğiz. Barut patlatılması sırasında oluşan alev algılanırsa, ortamda ışık artışı da olmuşsa özgün uçuş bilgisayarımız açılma sistemini tetiklemeyecektir. Eğer ayrılma gerçekleşmemiş ve barut patlatılması alevi algılanmamışsa özgün uçuş bilgisayarımız tetiklemeyi sağlayacaktır. Bu parametreyi seçmemizdeki kasıt, ana aviyonik ile yedek aviyonik arasındaki geçişi kolay ve düşük riskli bir yöntemle halletmek.

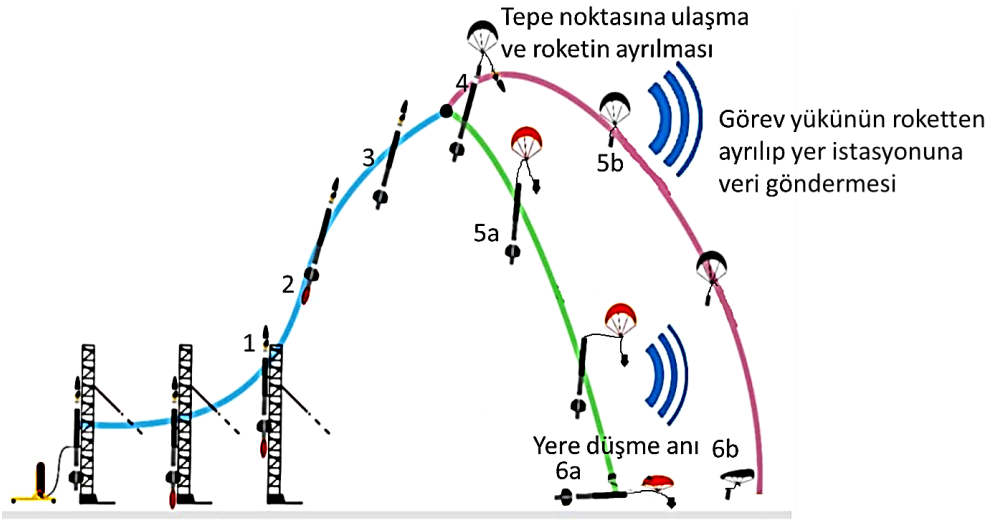
Tablo.20:Kurtarma sistemini tetikleyecek parametreler ve açıklamaları tablosu



Şekil.47:Özgün Aviyonik Algoritması

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

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



Şekil.48: Roketin Uçuş Aşamaları

Kontrol Noktaları	Açıklamaları
1-Self Check (Rampa)	Sensörlerin kalibrasyonunun yapıldığı, sensörlerden ölçülen ilk değerlerin sıfırlandığı, kalman filtresinin ugulanmaya başlandığı an.
2-Çıkış Aşaması	Sensörlerin rüzgar gibi basınç değiştiren etkenlerden etkilenmemesi için 200 metre irtifaya kadar hiçbir açılma mekanizması tetiklenmeyecektir.
4-Apogee ve görev yükü paraşütünün ve ana kurtarma paraşütünün açılması	Apogeenin **'anlikDeger<oncekiDeger'** şartı ile algılanması ve görev yükü paraşütünün ve ardından ana kurtarma paraşütünün açılması.
5a, 6a -İniş Aşaması	Roketin yere inişi

Tablo.21: Kurtarma İşleminin Detayları

Aviyonik – İletişim

Yer istasyonuna iletilecek veriler: Konum (enlem, boylam)
Veri bandı: 868 MHz
Veri paketi tarzı:<enlem:38.1234567>-<boylam:34.1234567>

RF LİNK BÜTÇESİ

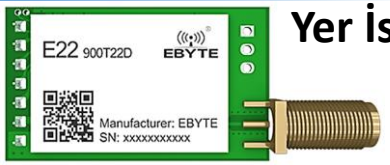
Güç Kayıpları
Free space path loss= 97,24 dBm
İletim kaybı= 2-3 dBm
Atmosferik kayıp= 3dBm
Polarizsyon kaybı= 3 dBm
Güç Kazançları
Transmitting power= 22 dBm
Alıcı anten Kazancı= 5 dBi
Verici Anten Kazancı= 5dBi
Receiving Sensitivity=-74,24dBm
LORA Sensitivity= -146dBm

Özgün Aviyonik Güç Hesabı:
GPS 20mA
RF 133mA
Basınç 714uA
Buzzer 20mA
TOPLAM: 173,714 mA
Çalışma Süresi: 3000mAh/173,714mA: 17,2 saat

Rölenin ayrı Güç Hesabı:
1. Ayrılma için kullanılacak güç 1A
TOPLAM: 1A
Çalışma Süresi: 3000mah/1000mA: 3 saat

Ticari uçuş bilgisayarı ayrı Güç Hesabı:
Aktif güç tüketimi 35mA
TOPLAM: 35 mA
Çalışma Süresi: 3000mah/35mA : 85 saat

Yer İstasyonu Bileşenleri



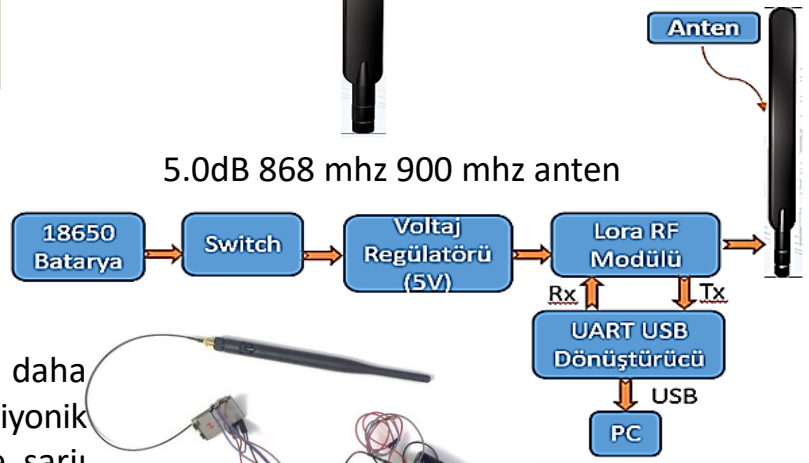
Kablosuz haberleşme modülü EBYTE E22-900T22D

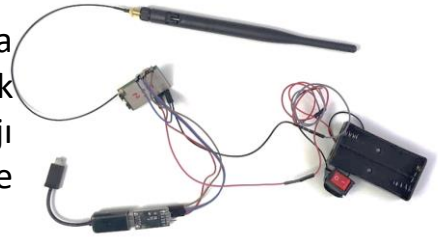
USB-TTL dönüştürücü

5.0dB 868 mhz 900 mhz anten

LG 18650 batarya

OTG kablosu





PC

Bütçesi yapılan bileşenler için ayrı ayrı 3000 mAh pil kullandık.
868,125mhz frekans bandında 1 w gücünde modül kullanılmıştır, anten boyu kısa tutularak daha uzak mesafelere bu band aralığında daha iyi sonuç vereceği için 868,125mhz band seçildi. Aviyonik sistemde paralel çoğaltılabilir Li-on pil kullanılmıştır tam dolu 3000 mah 18650 1pil ile şarjı ortalama minimum 2.5 saat gidecek şekilde düşük güç tüketim regülatörler ve uygun GPS ve sensörler kullanılmıştır.

Şekil.49:Roket ve yer istasyonu arasındaki iletişim ve Yer İstasyonu Bileşenleri

Aviyonik Prototip Testi

Algoritma Testi: Basınç sensörü, LDR, flame sensörü, gps, rf modüllerini ve buzzer alt sistemlerini Arduino Mega uçuş bilgisayarına bağlandı ve gerekli test kodları uçuş bilgisayarına aktarıldı. Bu oluşturduğumuz sistem bizim roketimizi temsil etmekteydi. Ardından başka bir bilgisayara, rf modülüyle eşleşmiş 2. rf modülünü bağladık. Sistemimizi bir hazneye aldık ardından hazneyi kapatarak elektrikli süpürgeyle vakumlama işlemini gerçekleştirmeye başladık. Ortamın basıncını azaltarak basınç sensörünün verilerinde irtifa yükselmesini sağladık. Apogee algılanıp (son konum< ilk konum) ikinci şart olarak da LDR sensörünün 'ortam ışık almıyor' ve flame sensör alev algılamadı verilerinden hareketle ticari uçuş kartımızın görevini yerine getiremediği anlaşıldı ve özgün uçuş bilgisayarı hemen devreye girip ayrılmayı gerçekleştirdi. Bu durumu ise sarı yanan LED ile anladık. Sonuç olarak bu test ile algoritmamızı ve aviyoniklerin basınç altında çalışmasının testi gerçekleştirilmiş oldu. **(Testimiz 28/04/2022 tarihinde okulda yapılmıştır.)** **Test Başarılı**

Kart Fonksiyonellik Testleri: Kartımızın pcb üretim aşamasında devre yollarında ve kartımızı ürettikten sonra bileşenleri arasında herhangi bir problem var mı, kısa devre var mı, çalışamayan bileşen var mı gibi sorulara yanıt bulmak için kart fonksiyonellik testi yapıldı. Bu testi son şeklini verdiğimiz devremiz üzerindeki bileşenleri ayrı ayrı avometre ölçü aleti ile kontrolleri yapıldı. Kontroller sonucunda olumsuz bir durumla karşılaşılmadı. Tüm ölçüm yapması gereken sensörlerimizden de sağlıklı bir şekilde veri almayı başardık **(Testimiz 05/05/2022 tarihinde okulda ortamında yapılmıştır.)** **Test Başarılı**

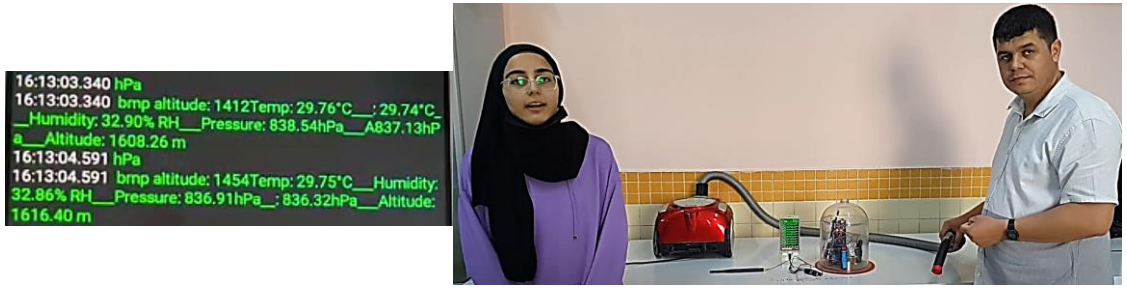
Aviyoniklerin Titreşim Altında Çalışması Testi: Çalışan bir arabanın motoru üzerine aviyoniklerimizi koduk. rf'lerden gps-basınç verilerini sorunsuzca alabilirsek test başarılı kabul edilecekti. Veriler sağlıklı bir şekilde alınabildi.(**Testimiz 05/05/2022 tarihinde arabada yapılmıştır.)** **Test Başarılı**

Aviyonik Prototip Testi

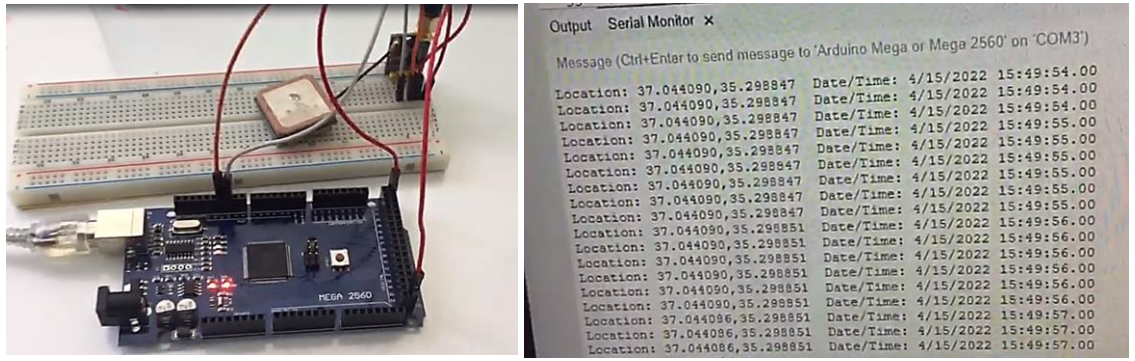
Basınç Sensörü Testi: Algoritmamızda kritik öneme sahip olan basınç sensörümüzü Arduino Mega 2560'a bağladık ve gerekli test kodlarını aktardık. Ardından prototip olarak hazırladığımız elektronik baye düzeneğe yerleştirildi. Sonrasında elektrik süpürgesi yardımıyla içerideki havayı vakumlarayarak basıncın düşmesini sağladık. İrtifa yükseldikçe basınç düşeceğinden dolayı süpürge ile vakumlayarak uçuşu simüle etmeye çalıştık. Aynı zamanda verilerimizi bilgisayarımızdan kontrol ederek basınç sensörümüzün testini gerçekleştirmiş olduk. Eğer ki vakumlanırken sensörümüzden gelen irtifa değerleri artıyorsa testimiz başarılı sayılacaktı. Bu durum gözlendi. **(Testimiz 21/04/2022 tarihinde okulda yapılmıştır.)** **Test Başarılı**

İletişim ve GPS Testi: rf, gps modüllerini, Arduino Mega 2560'a bağlayıp gerekli test kodlarını uçuş bilgisayarımızın içerisine aktardık. Ardından düzeneğimizi ve laptop bilgisayarımızı alarak araba ile Ceyhan yolu keresteciler sitesi mevkiine gittik. 3 takım arkadaşımız site girişinde uygun bir noktada bilgisayar ve rf alıcı ile beklerken diğer arkadaşlarımız Arduino ile birlikte arabayla Ceyhan yolunda hareket etmeye başladı. Bu esnada yer istasyonundaki bir kişi ile sürekli olarak cep tel ile konuşuldu ve her 100 metrede bir yer istasyonundaki görevliye bilgi verildi güncel saat bilgisi aktarıldı. Yer istasyonundaki görevlide araç içerisindeki görevlilere sinyal alınıp alınmadığını alınıyorsa sürüşe devam edilmesi gerektiğini aktardı. Bu karşılıklı bilgi aktarımlarıyla sağlıklı olarak 3300 m boyunca haberleşmeyi takım olarak başarabildik. Bu test ile birlikte rf modülümüzün menzilini, doğruluğunu, veri gönderme hızını ve gps modülümüzün doğruluğunu test etmiş olduk.**(Testimiz 30/04/2022 tarihinde Ceyhan Yolu Keresteciler Sitesi Mevkiinde yapılmıştır.)** **Test Başarılı**

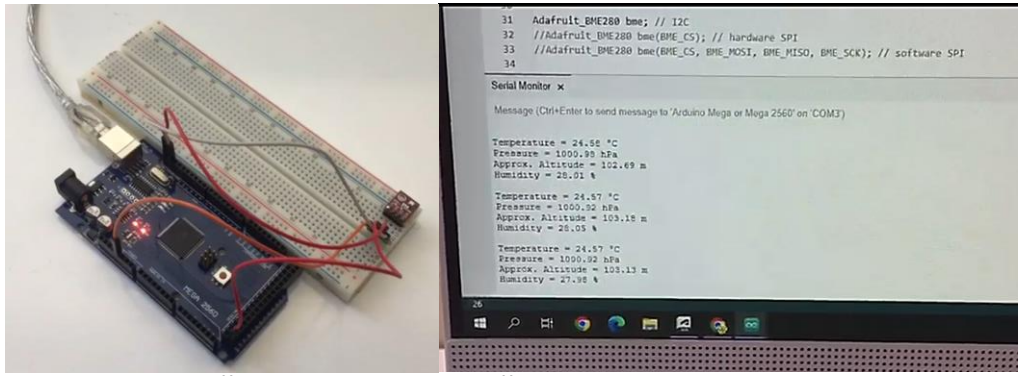
Aviyonik Prototip Testi



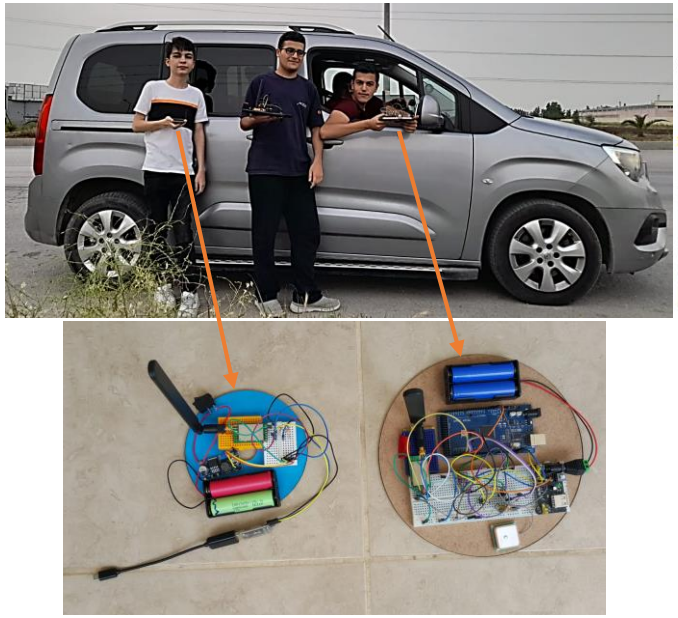
Şekil.50: Özgün Kart Algoritma Testi

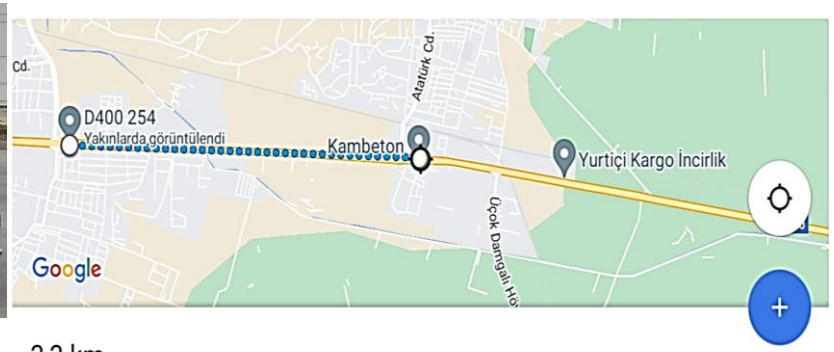


Şekil.51: Özgün Kart GPS Testi



Şekil.52: Özgün Kart Basınç Ölçüm Testi





3,3 km

Şekil 53.: Aviyonik Mesafe Testi

Aviyonik Prototip Testi

Yapılması **planlanan** testlerin detayını gösterir tablo.

Test adı	Planlanan Test tarihi	Testin yapılacağı yer	Test yöntemi	Test düzeneği (Detay)	Test başarı kriterleri	Yorum
PCB kart ile mesafe testi	30.5.2022	Açık alan	Verici ile alıcı arasındaki mesafe Google Haritalar üzerinden ölçülecek	Verici araba ile uzaklaşırken, alıcı konum verilerini alacak, en uzak kaydedilen konum verisi ile arasındaki mesafe ölçülecek.	Başarı kriterimiz aradaki fark mesafenin Openrocket'te bulduğumuz 1577 m olan maksimum uzaklaşma mesafesinden uzak menzile sahip olması olacaktır.	

Tablo.22: Yapılması Planlanan Testlerin Detayı

Bütçe

Sıra No	Malzeme Adı	Adedi	Birim Fiyatı (TL)	Tutarı (TL)	Ne Zaman Üretileceği veya Temin Edileceği
1	Epoksi	6	250	1500	1- 30 Mart 2022 Tarihleri arasında satın alınacaktır.
2	Fiberglass (kumaş)	20	80	1600	1- 30 Mart 2022 Tarihleri arasında satın alınacaktır.
3	Paraşüt Kumaşı	6	170	1020	1- 30 Mart 2022 Tarihleri arasında satın alınacaktır.
4	Roket Gövde Üretimi İçin Alüminyum Boru	1,5	1200	1800	1- 30 Mart 2022 Tarihleri arasında satın alınacaktır.
5	Roket Görde Aviyoniği	1	1500	1500	1- 30 Mart 2022 Tarihleri arasında satın alınacaktır.
6	Roket Gövde Aviyoniği Ticari	1	3600	3600	1- 30 Mart 2022 Tarihleri arasında satın alınacaktır.
7	Görev Yükü Haberleşme Kartı ve Tasarımı	1	500	500	1- 30 Mart 2022 Tarihleri arasında satın alınacaktır.
8	Sony 18650 3A pil	8	80	640	1- 30 Mart 2022 Tarihleri arasında satın alınacaktır.
9	3D Yazıcı Filamenti ABS	2	150	300	1- 30 Mart 2022 Tarihleri arasında satın alınacaktır.
10	Eye Bolts Döküm (45mmx35mm)	10	60	600	1- 30 Mart 2022 Tarihleri arasında satın alınacaktır.
11	Şok Kordonu	20	20	400	1- 30 Mart 2022 Tarihleri arasında satın alınacaktır.
12	Fenol Fiber Levha 5 mm	1	1500	1000	1- 30 Mart 2022 Tarihleri arasında satın alınacaktır.
13	Tij	6	85	510	1- 30 Mart 2022 Tarihleri arasında satın alınacaktır.
14	Vida, somun civata	1	400	400	1- 30 Mart 2022 Tarihleri arasında satın alınacaktır.
15	Kaynak işçiliği	1	300	300	1- 31 Mayıs 2022 Tarihleri arasında satın alınacaktır
16	Torna işçilik maliyeti	1	1000	1000	1- 31 Mayıs 2022 Tarihleri arasında satın alınacaktır
17	Fırça,rulo,eldiven, iş gözlüğü	1	1000	1000	1- 31 Mayıs 2022 Tarihleri arasında satın alınacaktır
			Genel Toplam	**18.170**	

Tablo.23: Roket Üretim Bütçesi

Kontrol Listesi

0	
Ölçütler	
Tamamlandı	100%
Tamamlanmaya yakın	%99-%66
Kısmen tamamlandı	%66-%33
Tamamlanmadı	%33-%0

Şartname Numarası	Gereksinim	Tamamlanma Durumu	Raporda Bulunduğu Yer	Methodu	Açıklama
Temel Gereksinimler					
3.1.8	Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur.	100%	Takım Yapısı		
3.1.9	Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır.	100%	Takım Yapısı		Takımımız 9 kişiden oluşmaktadır.
3.1.11	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur.	100%	Takım Yapısı		
3.1.13	Her takım yarışmaya sadece bir (1) adet roket ile katılabilir.	100%	Takım Yapısı		
3.1.15	Yarışmacılar gerekli görülen hesaplamaları, raporları, sunumları ve ilgili diğer dokümantasyonları Yarışma Komitesinin belirlediği standartlara uygun olarak hazırlamalıdır.	100%	Genel		
3.1.20	Takımlar, Proje Planı hazırlamalıdır.	100%	Proje Planı		
	Takımlar, Proje Bütçesi hazırlamalıdır.	100%	Proje Planı		
	Takımlar, Kontrol Listesi hazırlamalıdır.	100%	Kontrol Listesi		
	Takımlar, Görevli Personel Listesi (Takım Danışmanı dâhil olacak şekilde) hazırlamalıdır.	100%	Takım Yapısı		
	Takımlar, Risk Analizi hazırlamalıdır.	100%	Genel		
3.1.22	Yarışma boyunca görev alacak takım üyeleri ve takım danışmanı listelenmelidir.	100%	Takım Yapısı		
3.1.24	Danışman aşağıdaki kriterleri sağlamalıdır	100%	Takım Yapısı		

Tablo.24: Kontrol Listesi - 1

Kontrol Listesi

Temel Gereksinimler				
3.1.23	Takımlar, yarışma komitesinin kendilerine sağlayacağı motoru kullanmakla sorumludurlar	100%	Cessaroni 1050 Motor	
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.	%100	Alt Sistem/Aviyonik	
3.2.1.21	Takımların "Open Rocket Simulation" menüsüne uygun olarak yörünge benzetimlerini gerçekleştirmesi zorunludur.	100%	Uçuş Benzetimi	Open Rocket Simülasyonu
3.2.1.23	Takımlar faydalı yüklerini "Unspecified Mass" ismiyle giremezler. Görev Yükü"PAYLOAD" ismi ile adlandırılıp, kütlesi en az 4000 gram olarak girilecektir. Şekil-3'deki "Launch Simulation" ekranında yer alan değerler simülasyona girilmelidir. Bu değerler ile benzetim yapmamış olan takımlar elenecektir.	100%	Alt Sistem(Faydalı Yük)	
Kurtarma Sistemi Gereksinimleri				
3.2.2.1	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmalıdır	100%	Kurtarma Sistemi	
3.2.2.4.1	Lise kategorisinde roketin bütün parçaları birbirine bağlı olarak tek bir paraşüt sistemi ile kurtarılmalıdır .	100%	Kurtarma Sistemi	
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.	100%	Kurtarma Sistemi	
3.2.2.5	Görev Yükü, roketin parçalarına herhangi bir bağlantısı olmadan (*hiçbir noktaya şok kordonu vb. herhangi bir ekipman ile bağlanmadan*) tek başına kendi paraşütü ile "bağımsız" olarak indirilmelidir.	100%	Kurtarma Sistemi	Formülsel Hesaplamalar
3.2.2.12	Sistem üzerinde bulunan haberleşme bilgisayarları yer istasyonuyla anlık konum verisini kesintisiz paylaşacaktır. .	100%	Kurtarma Sistemi	
3.2.2.6	Kurtarma sisteminde (paraşüt) ayırma işlemi için kimyasal sıcak gaz üreteçleri (kara barut vb.), pnömatik, hidrolik mekanik ya da soğuk gaz içeren bir sistem kullanılabilir.	100%	Kurtarma Sistemi	

Tablo.25: Kontrol Listesi - 2

Kontrol Listesi

3.2.2.13	Her paraşüt birbirinden farklı renkte ve çıplak gözle uzaktan rahat seçilebilir olacaktır (paraşütlerin kesinlikle beyaz ve mavi renklerde veya bu renklerin farklı tonlarında olmaması önemlidir)	100%	Kurtarma Sistemi		
Görev Yükü Gereksinimleri					
3.2.3.1	Faydalı yükün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.	100%	Alt Sistem(Faydalı Yük)		
3.2.3.2	Entegrasyon alanında faydalı yük kütle ölçümü hakem heyeti tarafından yapılacak olup, ölçümün rahat bir şekilde yapılabilmesi için faydalı yükün roketten kolay bir şekilde ayrılması sağlanacak şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.	100%	Alt Sistem(Faydalı Yük)		
3.2.3.3	Lise kategorisinde Görev Yükünün herhangi bir bilimsel görevi yerine getirme zorunluluğu bulunmamaktadır. Bu kategoride asgari 4 kg'lık herhangi bir ağırlık Görev Yükü olarak kabul edilecektir.	100%	Alt Sistem(Faydalı Yük)		
Aerodinamik Gereksinimler					
3.2.4.1	Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.	100%	Uçuş Benzetimi	Open Rocket Simülasyonu	
3.2.4.3	Roketin tüm parçalarının azamî dış çapları aynı değerde olmalıdır.	100%	Alt Sistemler	Teknik Resim	
3.2.4.4	Kontrol yüzeyleri sabit olmalıdır. Aktif kontrol yapılmayacaktır.	100%	Alt Sistemler	Teknik Resim	

Tablo.26: Kontrol Listesi - 3

Kontrol Listesi

3.2.4.5	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.	100%	Uçuş Benzetimi	Open Rocket Simülasyonu	
3.2.4.6	Open Rocket ana tasarım sayfasında 0.3 Mach için stabilite değeri hesaplanmakta olup takımlar bu değeri dikkate almalıdırlar.	100%	Uçuş Benzetimi	Open Rocket Simülasyonu	
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.	100%	Uçuş Benzetimi	Open Rocket Simülasyonu	
Yapısal Bütünlük Gereksinimleri					
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.	100%	Alt Sistemler	Teknik Resim	
3.2.5.2	Roketler hem uçuş boyunca maruz kalacağı yapısal yüklere hem de taşıma/rampaya yerleştirme esnasında maruz kalacağı yüklere dayanıklı olmalıdır.	100%	Alt Sistemler	Formülsel Hesaplamalar	
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 her parça için geçerlidir.	100%	Alt Sistemler		
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 edilecek leri gövdelerin her ikisine de gövde dış çapının en az (0.75) katı kadar girmesi beklenmektedir.	100%	Alt Sistemler	Teknik Resim	

Tablo.27: Kontrol Listesi - 4

Kontrol Listesi

3.2.5.7	Kaydırma ayakları, gövdenin yapısal olarak güçlendirilmiş bölgelerine takılmalıdır. Bir rokette asgari iki (2) adet kaydırma ayağı bulunmalıdır. Bunlardan birincisi motor bölgesinde olmalıdır. Roketin ağırlık merkezi iki kaydırma ayağının arasında olmalıdır.	100%	Alt Sistemler	Teknik Resim	
3.2.5.9	Roket kesit alanında çıkıntı yaratan ve roketin yapısal/aerodinamik bütünlüğünü bozacak parçaların (bu kapsamda sadece sensör, anten ve kamera gibi zarurî elemanlara izin verilecektir) roketin yanması bittikten sonra kütle merkezinin ilerisinde yer alması sağlanacak şekilde önceden sabitlenmiş olmalıdır. Bu entegrasyonu yapan takımlar bu ilave olmadan önce ve sonraki kayıplarını (Aerodinamik analizlerde irtifa kayıpları) göstermekle yükümlüdürler.	100%	Alt Sistemler		
Aviyonik Gereksinimler					
3.2.6.1	Rokette bulunan ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilir.	100%	Aviyonik		
3.2.6.2	Roketlerin uçuş boyunca telemetri verilerinin yer istasyonuna aktarılmasını sağlayan haberleşme bilgisayarı bağımsız olabileceği gibi Uçuş Kontrol Bilgisayarına da entegre görev yapabilir.	100%	Aviyonik		
3.2.6.4	Lise kategorisinde kullanılacak asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarının ticari ürün olması zorunludur.	100%	Aviyonik		
3.2.6.12	Uçuş bilgisayarları ve/veya bağlı oldukları sistemlerden biri kısmen veya tamamen bozulsa bile diğeri roketin kurtarma işlevlerini aksaksız ve durmaksızın yerine getirmelidir.	100%	Aviyonik		
3.2.6.13	Uçuş kontrol bilgisayarlarında en az iki (2) adet sensör bulunmalıdır. ve uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmalıdır.	100%	Aviyonik		

Tablo.28: Kontrol Listesi - 5

Kontrol Listesi

3.2.6.14	Bütün uçuş kontrol bilgisayarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır.	100%	Aviyonik		
3.2.6.24	Roket üzerindeki aviyonik alt sistemler ve sensörler uçuş esnasında maruz kalacakları titreşim, basınç ve şok gibi etkiler altında görevlerini rahatlıkla yerine getirmelidir. Bu kapsamda gerekli koruyucu önlemler alınmalı, tasarım doğrulama aşamasında ilgili testler gerçekleştirilmeli ve sonuçları ilgili tasarım raporlarında sunulmalıdır.	100%	Aviyonik	Testler/Formülsel Hesaplamalar	
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 sistemler in başlatılmasına izin verilmeyecektir.	100%	Aviyonik		
3.2.6.28	Görev Yükü içerisindeki elektronik devrelere de roket gövdesi üzerinde yer alacak uygun anahtarlarla güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.	100%	Aviyonik	Teknik Resim	
3.2.6.22	Roket parçalarının yer istasyonundan uzak yerlere düşeceği göz önüne alınmalı ve alıcı-verici antenlerin menzili roketlerin uçuş yörüngesi dikkate alınacak şekilde seçilmelidir.	100%	Aviyonik		
3.2.6.34	Karar verme parametrelerinde sensörlerden okunan veri(ler) esas olmalıdır.	100%	Aviyonik		
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.	100%	Aviyonik		

Tablo.29: Kontrol Listesi - 6

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	Burun Konisi	Tasarımın bütünlüğü, roketin aerodinamiği, stabilite ayarı vs. Açısından işlevli	Burun konisi üretimindeki kalıp hatası.	Kalıp hesaplamasının ya da üretiminin hatalı olması.	Depolama	**Yerel Etki** Roket stabilite, irtifa gibi değerlerinde hataların oluşması **Son Etki** Roketin aerodinamik bütünlüğünü yitirmesi	Ölçüm, muayene	Kalıbın üretilmeden önce gerekli hesaplamaların tekrar tekrar kontrol edilerek hazırlanması. Boyutlandırma , koni üretim aşamasındaki muayeneler.	Yedek bir burun konisi üretilmesi için gereken malzemelerin hazırda bulunması	**7**
HT-2	Bulkhead	Elektronik bayların kapalı kalmasını sağlaması. Mapaların, barut haznelerinin bulunmasını sağlaması.	Çam ağacından yapıldığı dolayısıyla şişmesi, deforme olması.	Yüksek neme maruz kalması	Depolama/Taşıma	**Yerel Etki** Bulkheadlerin dayanıklılığının azalması, montaj aşamasında sıkıntılar oluşması **Son Etki** Yapısal bütünlüğün bozulması	Görsel muayene	Bulkheadlerin hepsinin verniklenmesi, kuru ortamda muhafaza edilmesi, dikkat edilerek montajlanması Nem testi	Yedek bulkheadlerin bulundurulması.	**4**
HT-3	Mapa	Paraşütlerin sabitlenmesi	Sabitlendiği yuvasının ve dişlerinin deforme olması	Aşınma	Depolama/Taşıma	**Yerel Etki** Paraşütlerin oluşturacağı kuvvet ile mapaların yuvasından çıkması **Son Etki** Kurtarma sistemi aksaklıkları	Test, görsel muayene	Yedek tek döküm çelik Montaj, güç testi mapalar bulundurmak yuvalarının aşınmasına karşın çok fazla tak çıkar yapılmaması. Montaj, güç testi	Yedek mapa bulundurma	**7**

Tablo.30: Hata Türleri ve Etkileri Analizi Tablosu-1

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	Uçuş Bilgisayarı	Uçuş verilerinin analiz edilmesi ve görev komutlarının oluşturulması	İşlemci arızası	Yüksek titreşim ve	Uçuş	**Yerel Etki** Uçuş Bilgisayarı **Son Etki** Görev adımlarının	Telemetre verileri	Uçuşta beklenen titreşim ve şok seviyelerinde çalışabilecek Uçuş Bilgisayarı seçimi Uçuş öncesi yer testleri	Yedek Uçuş Bilgisayarı kullanımı	10
HT-5	Burun Konisi	Tasarımın bütünlüğü, roketin aerodinamiği, stabilite ayarı vs. Açısından işlevli olması	Burun konisi üretimindeki kalıp hatası.	Kalıp	Depolama	**Yerel Etki** Roket stabilite, irtifa **Son Etki** Roketin aerodinamik	Ölçüm, muayene	Kalıbın üretilmeden önce gerekli hesaplamaların tekrar tekrar kontrol edilerek hazırlanması. Boyutlandırma , koni üretim aşamasındaki muayeneler.	Yedek bir burun konisi üretilmesi için gereken malzemelerin hazırda bulundurulması	7
HT-6	Bulkhead	Elektronik baylarin kapalı kalmasını sağlaması. Mapaların, barut haznelerinin	Ahşap malzeme kullanımı	Yüksek neme maruz kalması sonucu işlemesi	Depolama/Taşıma	**Yerel Etki** Bulkheadlerin Son Etki Yapısal bütünlüğün	Görsel muayene	Bulkheadlerin hepsinin verniklenmesi, kuru ortamda muhafaza edilmesi, dikkat edilerek montajlanması. Nem testi	Yedek bulkheadlerin bulundurulması.	4
HT-7	Mapa	Paraşütlerin sabitlenmesi	Sabitlendiği	Aşınma	Depolama/Taşıma	**Yerel Etki** Paraşütlerin **Son Etki** Kurtarma sistemi	Test, görsel muayene	Yedek tek döküm çelik mapalar bulundurmak yuvalarının aşınmasına karşın çok fazla tak çıkar yapılmaması. Montaj, güç testi	Yedek mapa bulundurma	7

Tablo.31: Hata Türleri ve Etkileri Analizi Tablosu-2