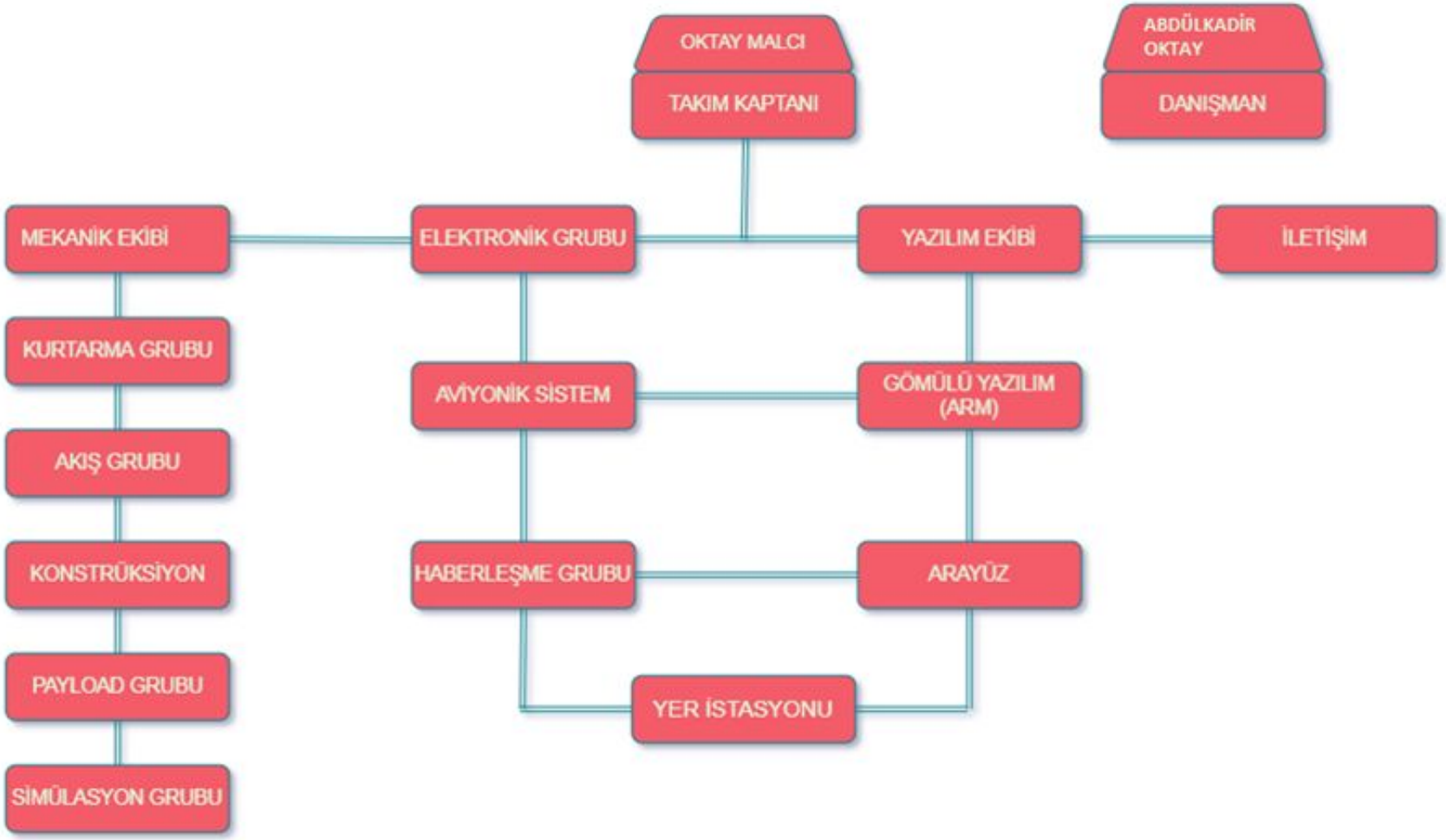
TEKNOFEST 2021
ROKET YARIŞMASI
Orta İrtifa Kategorisi
Kritik Tasarım Raporu (KTR)
Sunuşu

LAGARİ THRUST
ORTA İRTİFA ROKET TAKIMI

Takım Yapısı



Takım Yapısı

Ad-Soyad	Takımdaki Görevi	Üniversite	Bölüm	Durumu
Abdülkadir OKTAY	Danışman	İstanbul Teknik Üniversitesi	Makine Fakültesi	4.Sınıf
Oktay MALCI	Takım Kaptanı	İstanbul Teknik Üniversitesi	Makine Fakültesi	4.Sınıf
Furkan Kemal KART	Aerodinamik Sorumlusu	İstanbul Teknik Üniversitesi	Makine Fakültesi	3.Sınıf
Oğuzhan Rıza SEPET	CAD ve Montaj Sorumlusu	İstanbul Teknik Üniversitesi	Makine Fakültesi	3.Sınıf
Mutlu BOSTAN	Yazılım Sorumlusu	Orta Doğu Teknik Üniversitesi	Elektrik-Elektronik Mühendisliği	3.Sınıf
Gülnihal AKSAKAL	Aviyonik Sorumlusu	İstanbul Teknik Üniversitesi	Uzay Mühendisliği	3.Sınıf
Yunus Emre ALDI	Kurtarma Sorumlusu	İstanbul Teknik Üniversitesi	Makine Fakültesi	2.Sınıf

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	3000
Çap (mm):	129
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	17700
Yakıt Kütlesi (g):	4350
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	2680
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	4000
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	28800

Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	1.84
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	32.1
Stabilite (0.3 Mach için):	2.48
En büyük ivme (g):	8.54
En Yüksek Hız (m/s):	258
En Yüksek Mach Sayısı:	0.78
Tepe Noktası İrtifası (m):	3008

Motor Seçimleri

Birinci tercih :	M2020
İkinci tercih :	

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	3000
Çap (mm):	129
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	15137
Yakıt Kütlesi (g):	3970
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	2350
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	4000
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	25457

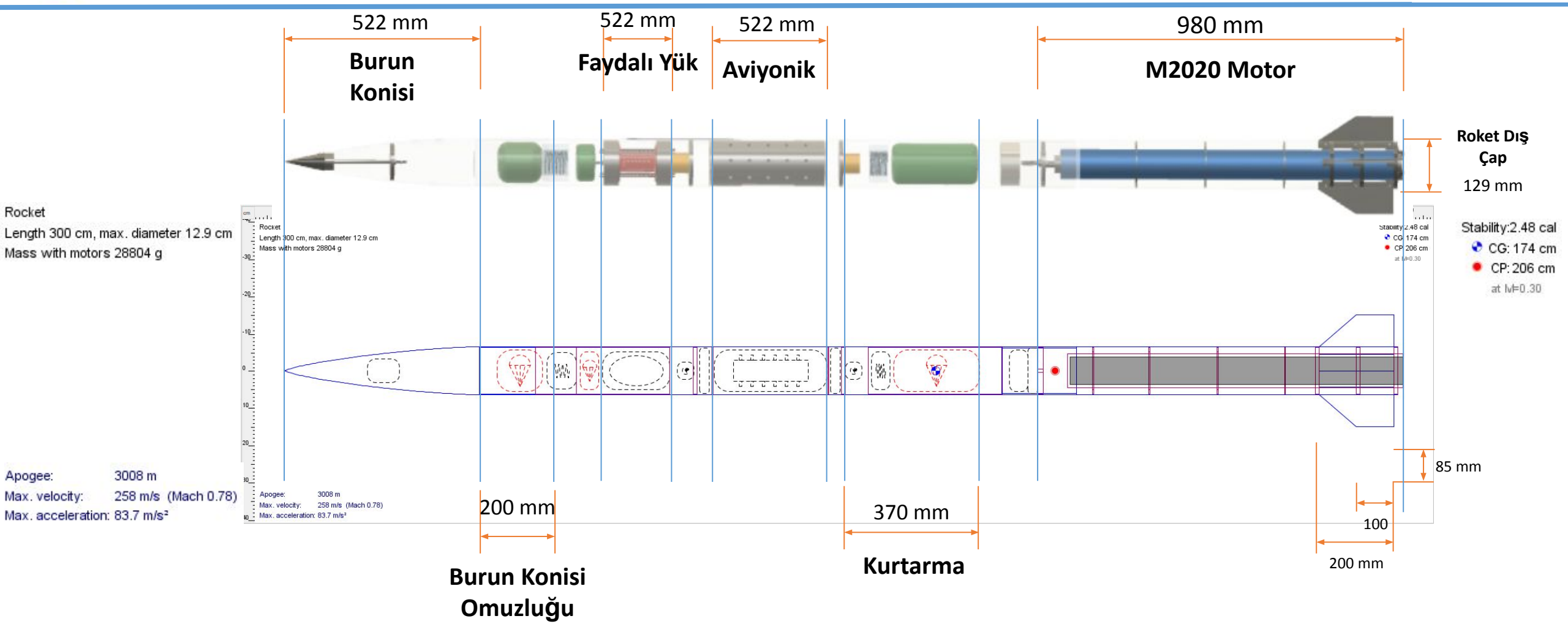
Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	0.74
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	32
Stabilite (0.3 Mach için):	2.06
En büyük ivme (g):	9.88
En Yüksek Hız (m/s):	269
En Yüksek Mach Sayısı:	0.81
Tepe Noktası İrtifası (m):	3000

Motor Seçimleri

Birinci tercih :	
İkinci tercih :	M2150

Open Rocket Genel Tasarım - 1



ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada?	ÖTR'de içerik neydi?	KTR'de içerik ne oldu?	KTR'de hangi sayfada?	Değişim Sebebi
Payload paraşüt çapı	34	80 cm	160 cm		Faydalı yükün zarar görmemesi için çap biraz büyütülmüştür.
Ana paraşüt rengi	34	Sarı	Fosforlu turuncu		
Roket boyu	5	2870	3000 mm	4,5	M2020 motor boyundaki hatadan kaynaklı gövde uzatılmıştır.
Kanatçık yüksekliği	7	12.5 cm	8.5 cm	5	Gövdedeki uzamadan kaynaklı olarak, stabilite ayarı için değiştirilmiştir.
Devre kartı geometrisi	41	Daire formunda devre kartı	Dikdörtgen formda devre kartı	38, 44	Daire formunda tasarlanan devre kartı aviyonik kutu içerisine istenen şekilde sığmadığı için formu değiştirilmiştir.
Anten seçimi	44	Digi A08-HASM-560	868MHz LORA/LPWA/ISM WHIP	49	Kullanılan anten markası maliyetler göz önünde tutularak benzer özellikleri taşıyan daha uygun fiyatlı bir anten markasıyla değiştirilmiştir.

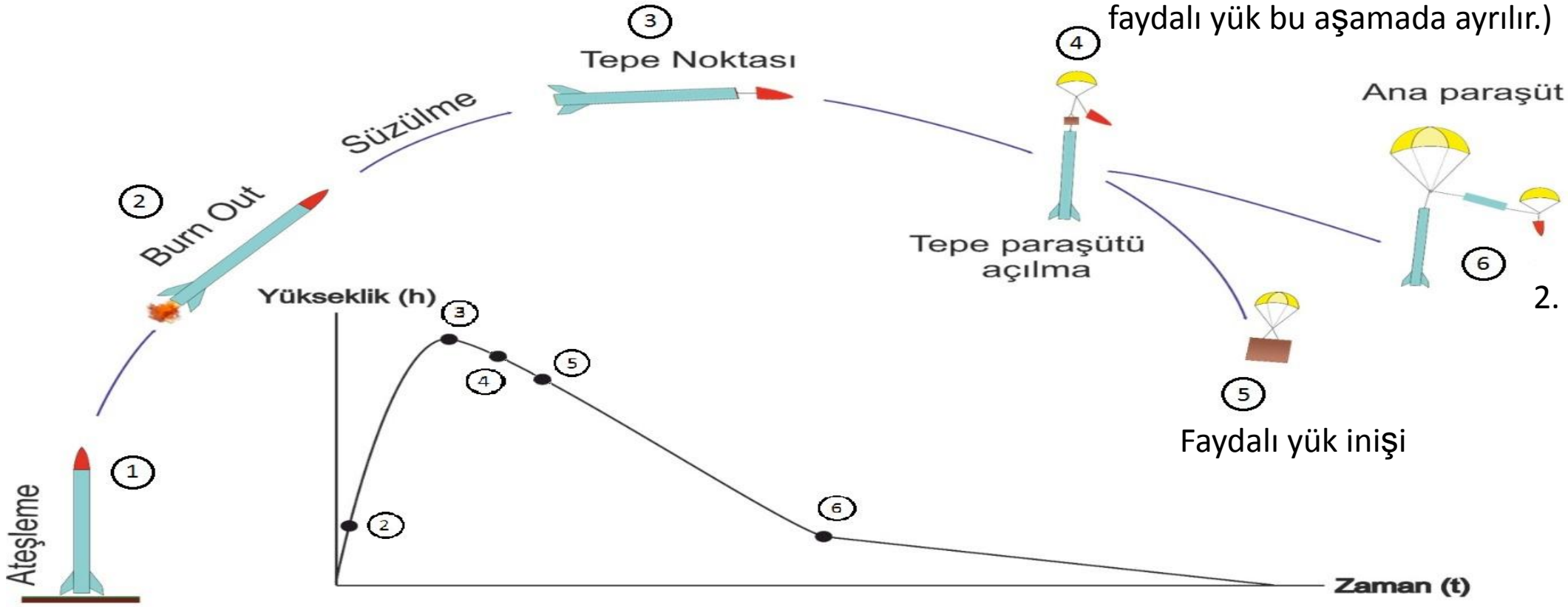
ÖTR - KTR Değişimler - 2

Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada?	ÖTR'de içerik neydi?	KTR'de içerik ne oldu?	KTR'de hangi sayfada?	Değişim Sebebi
BME280 basınç sensörü	37	Sensörden veri alımı	Sensörün kaldırılması	35	Kurtarma sistemi ivme ölçerden alınan veri ile tetiklenecektir. Dolayısıyla sensörün kullanılmasına gerek olmadığına karar varılmıştır.
Yedek aviyonik sensörü	37	MS5611 sensörünün kullanımı	BME280 sensörünün kullanımı	41	Ana aviyonikten BME280 sensörünün kaldırılmasına karar verilmiştir. Bu sebeple yedek aviyonikte basınç verisini daha hassas bir şekilde elde etmek için sensör değişikliği yapılmıştır.
Yükseklik verisi	38	Basınç sensöründen yükseklik verisi elde etme	GPS'den yükseklik verisi elde etme	39	BME280 sensörünün kullanılmaması sebebi ile ana paraşüt açılımı GPS'den elde edilen yükseklik verisi sayesinde olacaktır.

3 Serbestlik Dereceli Uçuş Benzetimi

Raporun adı “.....” dosyasıdır. Gerekli bilgiler bu dosyanın içerisinde mevcuttur.

Operasyon Konsepti (CONOPS)



Roketin uçuş boyunca
Yükseklik-Zaman Grafiği

Operasyon Konsepti (CONOPS)

Uçuş Öncesi

1. Motor hariç roket parçalarının entegrasyonu yapılır.
2. Roket montajının doğru yapılıp yapılmadığı kontrol edilmelidir.
3. Uçuş bilgisayarı kalibrasyon verileri ve yer istasyonu haberleşme ağı kontrol edilir.
4. Altimetre aviyonik kısma bir pencere yardımıyla monte edilir.
5. Başlatma sistemi aktive edilir ve uçuş bilgisayarı uyku modunda beklemeye alınır..
6. Motor montajı gerçekleştirilir.
7. Roket tek parça olarak rampaya taşınır.
8. Aktif sistemler hazır duruma geçirilir.

Uçuş Esnası

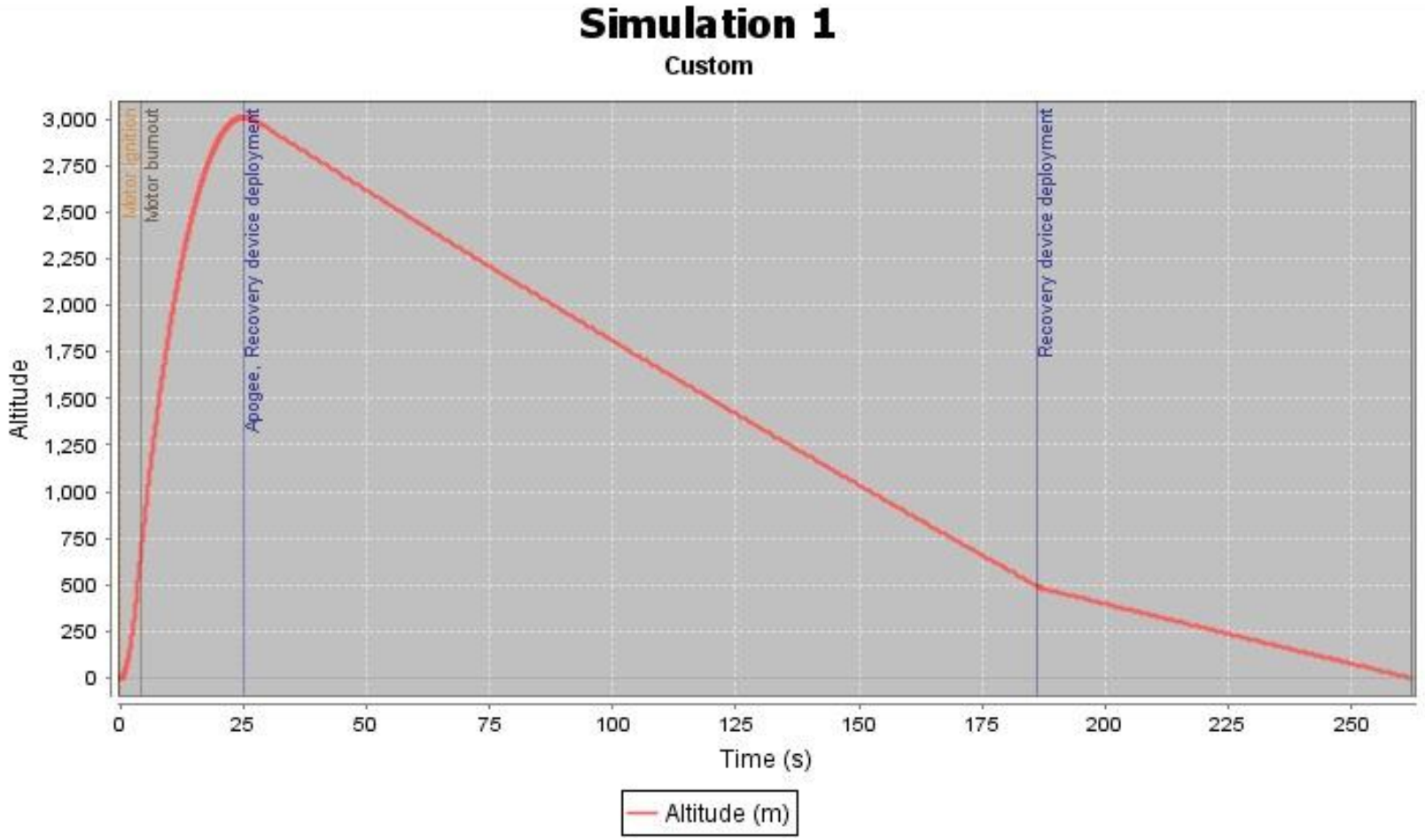
Uçuş Profili Tablosu

Aşamalar	Zaman(s)	İrtifa(m)	Hız(m/s)
Fırlatma	0	0	0
Rampa Tepesi	0,4	6	32
Burn Out	4,3	718	258
Tepe noktası	25,3	3095	0
1. Kademe Ayrılması	25,3	3095	0
2. Kademe Ayrılması	190	490	-14,8
Paraşüt Açılması	190	490	-14,8
Paraşüt Sonrası	266,3	0	-6,3

Uçuş Sonrası

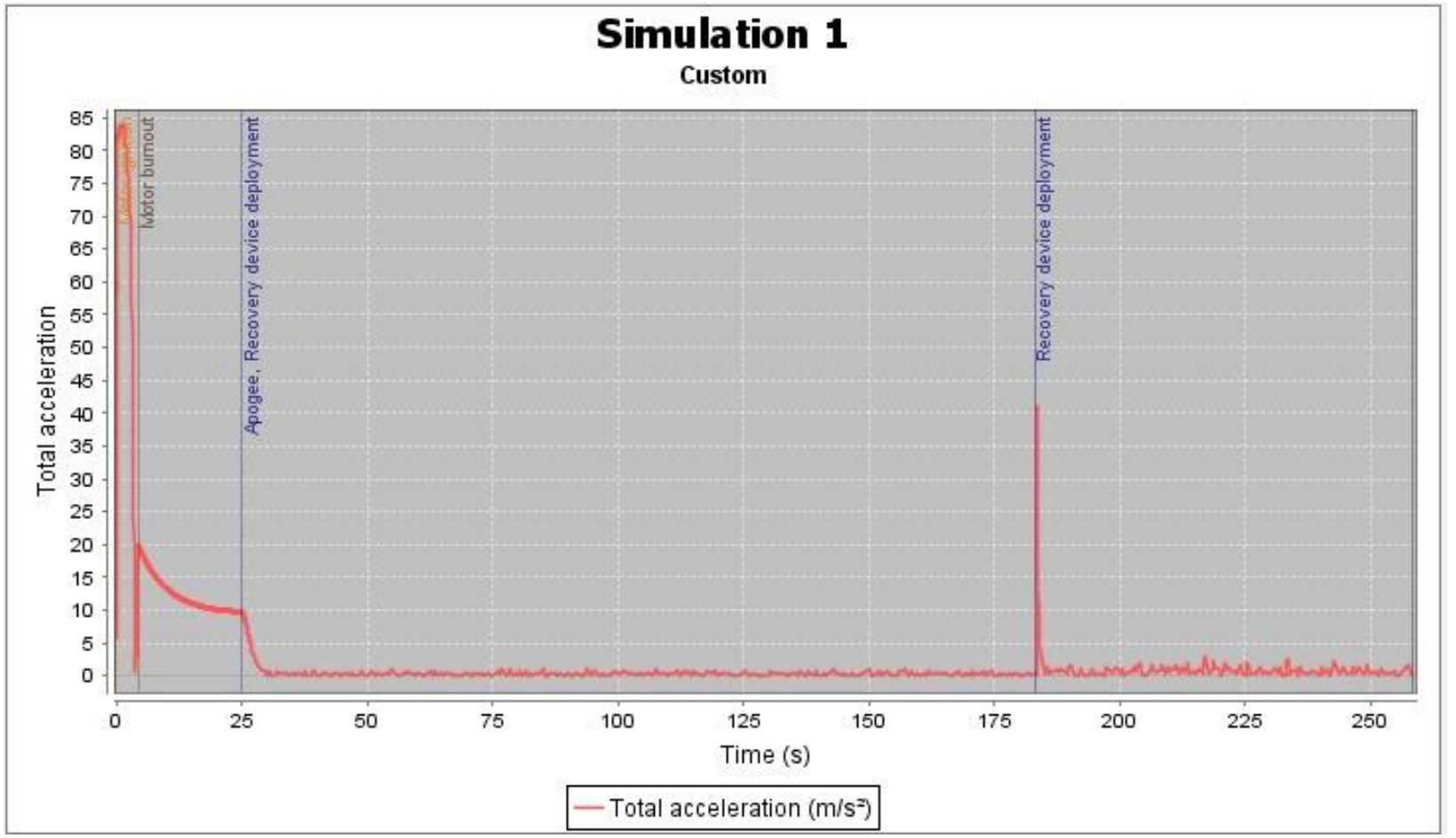
1. Faydalı yükün konumunu belirlenir.
2. Roketin düşüş konumunun GPS yardımıyla bulunur.
3. Kurtarma ekibi tüm sistemin bir arada olup olmadığını kontrol eder.
4. Kurtarma ekibi enerjik sistemlerin tamamen boşaldığını kontrol eder.
5. Altimetre verileri teyit edilir.
6. Paraşütler toplanır.
7. Roket ve faydalı yük araca yüklenir.

Operasyon Konsepti (CONOPS)



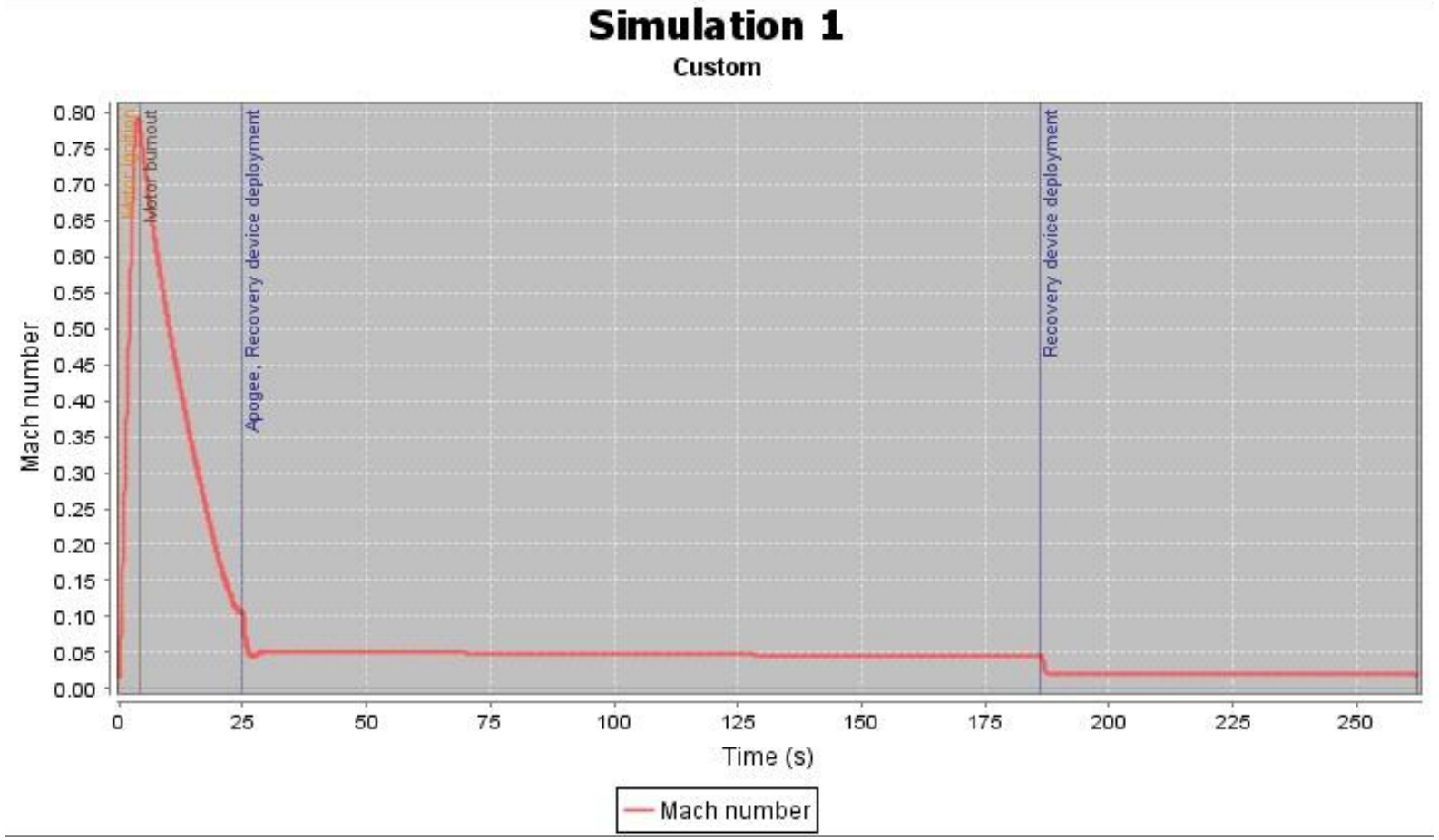
İrtifa (m) / Zaman (s) Grafiği

Operasyon Konsepti (CONOPS)



İvme (m/s^2) / Zaman (s)

Operasyon Konsepti (CONOPS)



Mach / Zaman (s) Grafiği

ALT SİSTEM DETAY İÇERİKLERİ

Alt Sistem	Komponent	Malzeme	Üretim Yöntemi Adı	Çap(mm)	Cidar(mm)	Uzunluk(mm)
Gövde Parçaları	Burun Konisi	Fiberglass	Elle Yatırma	125mm	2mm	708mm
	Üst Gövde	Fiberglass	Elle Yatırma	129mm	2mm	1600mm
	Alt Gövde	Fiberglass	Elle Yatırma	125mm	2mm	1060mm
Paraşütler	Ana Paraşüt	Ripstop Naylon	Hazır Malzeme	110mm	-	230mm
	Sürükleme Paraşütü	Ripstop Naylon	Hazır Malzeme	110mm	-	120mm
	Faydalı Yük Paraşütü	Ripstop Naylon	Hazır Malzeme	100mm	-	50mm
	Şok Kordonu	Elastik Cord	Hazır Ürün	98mm	-	80mm
	Paraşüt İpleri	Elastik Cord	Hazır Ürün	100mm	-	50mm

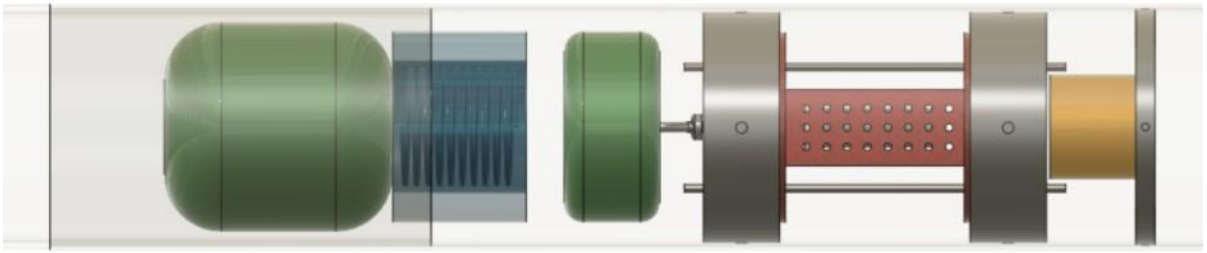
ALT SİSTEM DETAY İÇERİKLERİ

Alt Sistem	Komponent	Malzeme	Üretim Yöntemi Adı	Çap(mm)	Cidar(mm)	Uzunluk(mm)
Gövde İçi Yapısal Destekler	Motor Bloğu	Alüminyum	CNC	121mm	-	10mm
	Mapa	Dövülmüş çelik	Standart ürün	-	-	-
	Kanatlar	Alüminyum	Lazer Kesim	85mm(yükseklik)	3mm	200mm(kök)-100mm(uç)
	Merkezleme Diskleri	Alüminyum	Lazer Kesim	125mm	21.5mm	3mm
	Z Motor Kelepçeleri	Alüminyum	Büküm	-	-	-
	Kanatçık Destekleri	Alüminyum	CNC	125mm	21.5mm	30mm
	Motor Kılıfı	Alüminyum	Standart ürün	80mm	2mm	896mm
Payload	Faydalı yük	Çelik	Standart ürün	100mm	-	180mm
Payload Sensör	Devre Kartı	Bakır plaka	Kart basımı	-	-	120mm

ALT SİSTEM DETAY İÇERİKLERİ

Alt Sistem	Komponent	Malzeme	Üretim Yöntemi Adı	Çap(mm)	Cidar(mm)	Uzunluk(mm)
Kurtarma Sistemi	Kurtarma Diski	Alüminyum	Talaşlı İmalat	124mm	-	10mm
	Barut Haznesi	Alüminyum	Talaşlı İmalat	45mm	-	45mm
Aviyonik	Devre Kartı	Bakır plaka	Kart basımı	-	-	120mm

Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm



Paraşüt Çıkarma Sistemi

Kurtarma Sistemleri Karşılaştırma Tablosu		
Kurtarma Sistemi	Avantajlar	Dezavantajlar
Barut	▪ Düşük maliyet ▪ Kolay edinilebilirlik ▪ Yüksek performans ▪ Kolay entegre edilebilirlik ▪ Roket içerisinde düşük hacim kaplama	▪ Öngörülebilirlik düşük (İstenmeyen patlamalar meydana getirebilir.) ▪ Model oluşturma zorluğu ▪ Hassas hesaplamalar gerektirir.
Yay	▪ Kolay edinilebilirlik ▪ Düşük maliyet	▪ Entegrasyonu zor ▪ Düşük performans ▪ Roket içerisinde yüksek hacim kaplama
CO_2	▪ Orta seviye performans ▪ Kolay entegrasyon ▪ Ayarlanabilir basınç	▪ Yüksek maliyetli ▪ Kurtarma öncesi basınç kaybı tehlikesi ▪ Doldurulması zahmetli

Kurtarma sistemlerinin avantaj ve dezavantajları düşünüldüğünde rokette kullanacağımız kurtarma sisteminin karabarut kurtarma sistemi olması gerektiği düşünülmüştür. Bu sistemin seçilmesinde karabarut kurtarma sisteminin kolay edinilebilirlik, düşük maliyet, iyi performans, kolay entegrasyon gibi avantajları etkili olmuştur. Düşük öngörülebilirlik dezavantajı bulunmasına karşın ise ekip üyeleri olası durumlar hakkında bilgilendirilecek ve beklenmedik durumlar yaşanmaması için ekip üyeleri tarafından azami dikkat gösterilecektir.

Paraşüt Çıkarma Sistemi

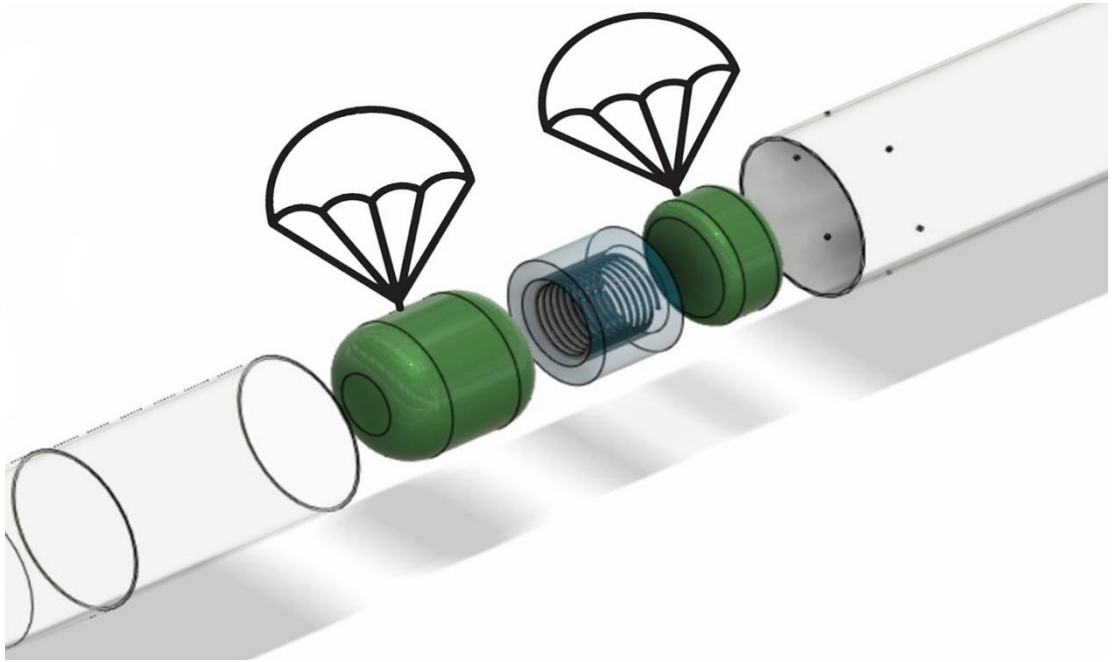
Düzenli bir şekilde katlanmış paraşütler barut haznelerinin üzerine yerleştirilir. Paraşütler şok kordonlarıyla rokete sıkı bir şekilde bağlanırlar. Gerekli yüksekliğe çıkıldıktan sonra sensörlerden gelen veriler ile barut haznesine kıvılcım gönderilir. Patlama sırasında barut haznesi içerisinde oluşan gaz basıncı burun konisini ile roket gövdesini ve roket gövdelerini birbirinden ayırır ve serbest kalan paraşütler roket dışarısına çıkar.

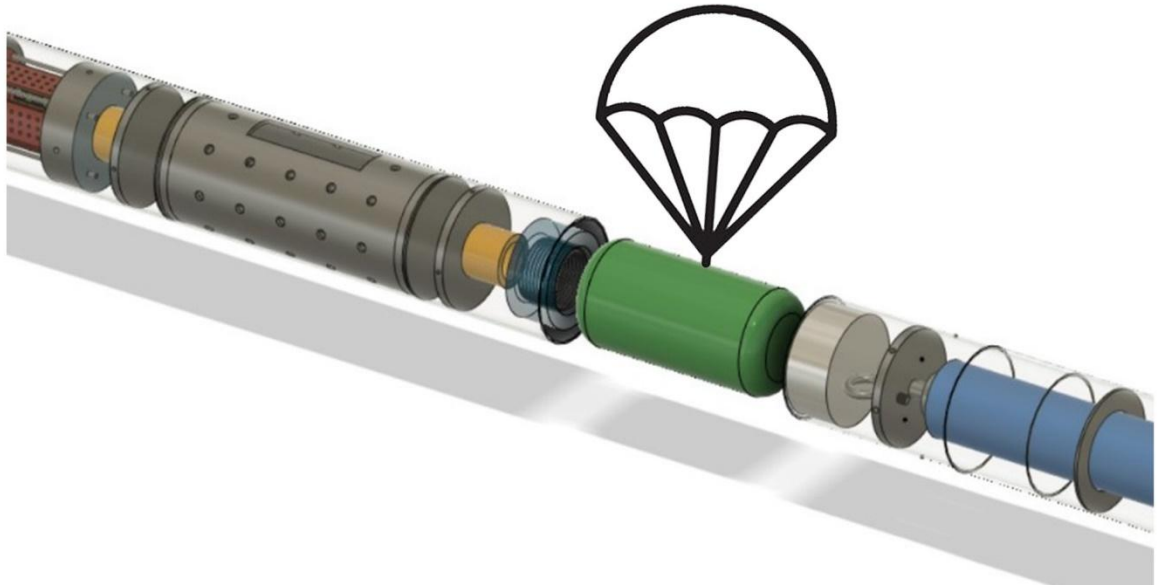
Parçanın & Alt Sistemlerin İşlevleri	
Parçalar	İşlevleri
Barut haznesi	Karabarutun rokette muhafaza edildiği kısımdır.
Ateşleyici	Aviyonikten gelen uyarı ile birlikte barut haznesi içerisinde bulunan baruta kıvılcım ateşler.
Şok kordonu	Rokete etkiyen kuvvetleri ve titreşimleri sönümler ve kurtarma sırasında roketi bir arada tutar.
Shear pin	Burun konisini, gövdeyi ve motor bölümünü bir arada tutmaya yardımcı olur ve kurtarma sırasında oluşan basınçla kolaylıkla kırılarak roket ayrılır.
Mapa	Paraşüt iplerinin gövdeye bağlanmasını sağlar.
Yanmaz Kumaş	Barutunun ateşlenmesi esnasında paraşüt, burun konisi ve kurtarma donanımına zarar vermemesi için barut haznesi ile paraşütlerin arasına konulur.

Paraşüt Çıkarma Sistemi

1. Birincil(sürüklenme paraşütü) ve ikincil(ana paraşüt) olmak üzere iki adet paraşüt gövdeye paraşüt ipleriyle sıkı bir şekilde bağlanır.
2. Hesaplamalar sonucu 2,88 gram olarak kullanılması planlanan miktarda karabarut barut haznesine doldurulur. Bir parça yanmaz kumaş barut haznesi ve paraşütlerin arasına yerleştirilir.
3. Maksimum yükseklik olan 3095 metre irtifaya çıkıldıktan sonra sensörlerden gelen verilere göre aviyonik sistem barut haznesine ateşleme için gerekli akımı gönderir. Ateşleme ile birlikte barut haznesi içindeki karabarut patlayarak burun konisini ve gövdeyi birbirinden ayırır, faydalı yükü ve sürüklenme paraşütünü roket dışına fırlatır.
4. Sürüklenme paraşütü ile oluşan hava direnci roketin düşüşünü yavaşlatır ve düşüş hızı 27,77 m/s bir değerini alır.
5. Daha sonra roket ikincil paraşüt açılma yüksekliği olan yaklaşık 500 metreye kadar kontrollü bir şekilde düştükten sonra gövdenin alt tarafında (motor ile aviyonik arasında) bulunan ikinci bir kurtarma sistemi yine elektronik sistemden alınan akım yardımıyla patlayan karabarut ile gövdenin alt kısmını ayırarak ana paraşütün roket dışına çıkmasını sağlar. Son olarak açılan ana paraşüt roketin düşüş hızını güvenli hız bölgesi içinde olan 6,09 m/s değerinde bir hıza düşürür. Kurtarma işlemi düzgün ve güvenli bir şekilde sonuçlanır.

Paraşüt Çıkarma Sistemi





Kurtarma sisteminin aktivasyonu: Kurtarmanın gerçekleşmesi gereken zamana aviyonik kısımda belirlenen sensörden gelen veri doğrultusunda karar verilecektir. Kurtarmanın yapılması düşünüldüğü noktada Teensy programlama kartından tetikleyici sinyal alınacaktır. Devrede bulunan ve toprak bağlantısı anahtarlanan kurtarma mosfetlerine bu sinyal gönderilerek devrenin üzerinden akım geçmesi sağlanacaktır. Oluşan akım vasıtası ile kurtarma sistemimiz aktif hale gelecektir.

Paraşütler

Paraşüt Tasarımı Bilgileri

- Ana paraşüt, birincil paraşüt ve faydalı yük paraşütünde kullanılacak paraşüt şekilleri kubbe şeklinde yarım daire olarak belirlenmiştir. Paraşütlerin ip ölçüsü dilim sayısına göre belirlenecektir. Paraşütlerin ip malzemesi 4 mm 10 iplikli paracord ip olarak belirlenmiştir. Paraşütlerdeki ip uzunlukları paraşüt çapının 2 katı olacak uzunlukta kullanılmıştır.

		Paraşüt Malzeme ve Üretim Detayları
Malzeme Bilgileri	:	Kurtarmada kullanılacak olan birincil, ikincil paraşüt ve faydalı yük paraşütü için belirlenen kumaş türü ripstop örgü kumaştır. Paraşütler için özel olarak kullanılan bu kumaş türü olumsuz hava şartlarında sağlamlık göstermesi sebebiyle seçilmiştir. Hava geçirmeme ve su emmeme özelliği roketin başarılı bir şekilde yere inmesinde önemli bir yer eder. Ayrıca yırtılmama özelliği sayesinde düşüş anında roketin istenen hızda yere inmesini sağladığı için bu kumaş seçilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	Roketlerde kullanılacak bütün paraşütler bir paraşüt üretici firma tarafından satın alınacaktır. Paraşüt dikimi aşaması pandemi nedeniyle aksadığı için takım tarafından hazır paraşüt kullanma kararı alınmıştır.

Paraşütler

Paraşüt düşüş hızı hesaplamalarında kullandığımız formül:

$$v = \sqrt{(8 \times m \times g) \div (\pi \times \rho \times Cd \times D^2)}$$

v : Paraşüt düşüş hızı (m/s)
m : Kütle (kg)
g : Yer çekimi ivmesi = 9.81 m/s^2
π : Pi sayısı (3,14 aldık)
ρ : Havanın özkütlesi = 1.22 kg/m^3
D : Paraşüt çapı (m)
Cd : Sürüklenme katsayısı

Referans: *Parachute descent calculations*. (2008, August 24). Parachute Descent Calculations. http://www.rocketmime.com/rockets/descent.html

Birincil paraşüt düşüş hızı hesaplaması:

$$v = \sqrt{(8 \times 20{,}4 \times 9{,}81) \div (3{,}14 \times 1{,}22 \times 0{,}8 \times 0{,}64)}$$
v = 28,57 m/s

Ana paraşüt düşüş hızı hesaplaması:

$$v = \sqrt{(8 \times 20{,}4 \times 9{,}81) \div (3{,}14 \times 1{,}22 \times 2{,}2 \times 4{,}84)}$$
v = 6,26 m/s

Faydalı yük paraşüt düşüş hızı hesaplaması:

$$v = \sqrt{(8 \times 4 \times 9{,}81) \div (3{,}14 \times 1{,}22 \times 0{,}8 \times 2{,}56)}$$
v = 6,33 m/s

Paraşütler

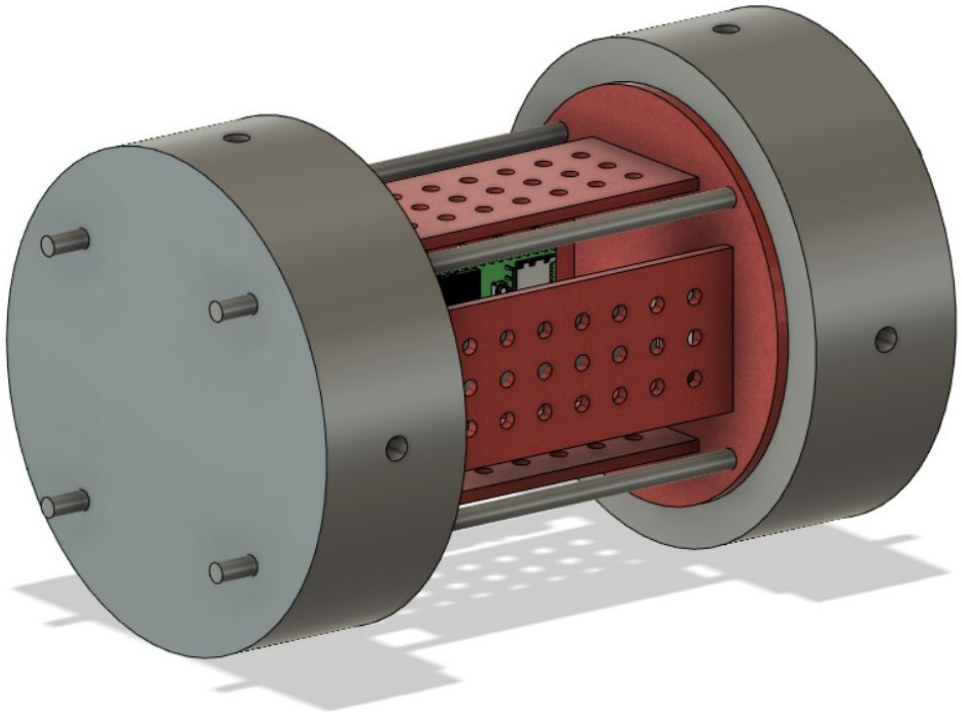
Paraşüt Detayları Tablosu					
	Renk	Katlanmış Çap	Açık Çap	Kubbe Deliği Ölçüsü	Düşüş Hızı
İkincil (Ana) Paraşüt	Kırmızı	11 cm	220 cm	22 cm	6,26 m/s
Birincil Paraşüt	Kırmızı	11 cm	80 cm	8 cm	28,57 m/s
Faydalı Yük Paraşütü	Turuncu	10 cm	160 cm	16 cm	6,33 m/s

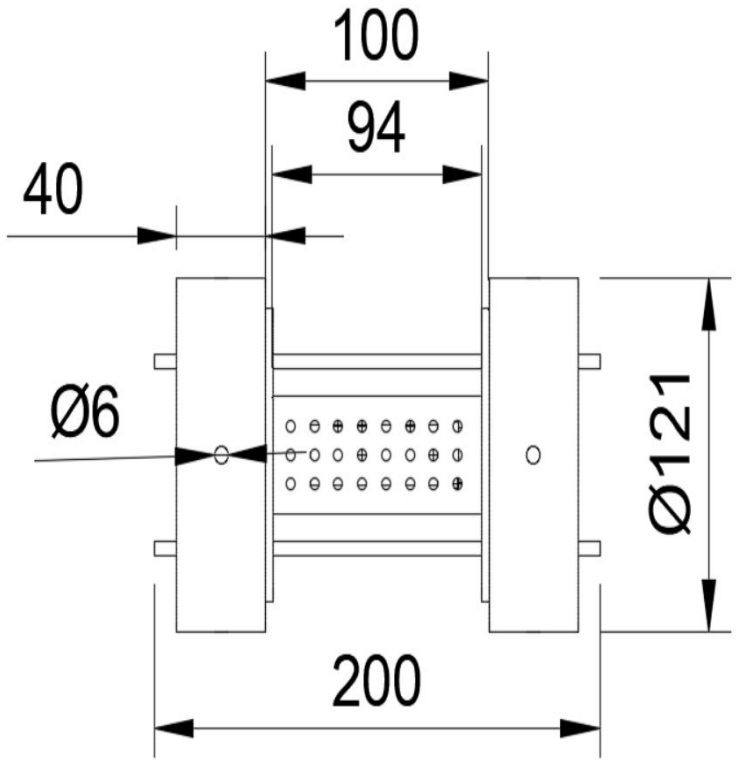
Roketimiz birincil paraşütünü açtıktan sonra irtifa kaybetmeye başlayacak. Ana paraşüt de belli bir irtifada açılacak ve roket iki parça şeklinde yere iniş yapacak. Ana ve yedek aviyonik bilgisayarın bulunduğu roket gövdesinde yer tespitinde bulunmak ve yükseklik verisini elde etmek için Adafruit GPS, 3 eksendeki ivmeyi ve roketin yer ile yaptığı açıyı elde etmek için BNO055 IMU sensörü, sensörlerden gelen verileri yer istasyonuna aktaracak XBee haberleşme modülü ve modüle uyum sağlayacak anteni bulunacak. Faydalı yük üzerinde ise konumu elde etmek adına Adafruit GPS, roketin yere iniş süresince 3 eksende ivmesini ölçmek için BNO055 ivme sensörü, aldığımız verileri yer istasyonuna aktaracak XBee haberleşme modülü ve modüle uyumlu anten yer alacak.

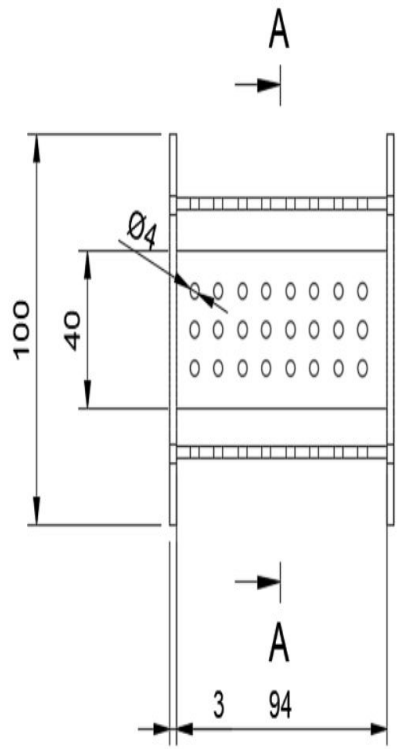
Kurtarma Sistemi Testler

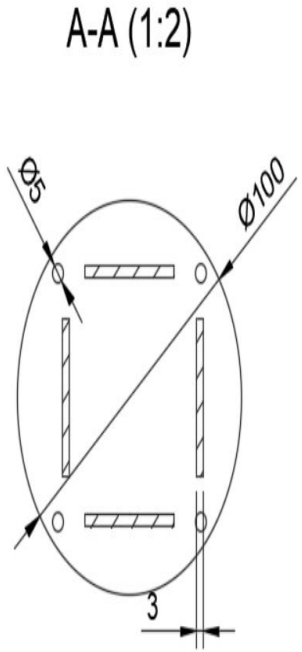
	Test Yeri	Test Yöntemi	Verilerin Yorumu
Alt/Üst Gövde Ayrılma ve Shear Pin Kırılma Testi	Açık ortam	Barut haznelerimizi barut ile doldurduktan sonra sırasıyla paraşüt kabı ve burun ayrılması veya gövde ayrılması gerçekleşecek şekilde omuzlar roketin içine yerleştiririlip plastik shear pinler ile dışarıdan omuz ile gövde arasında bir bağlantı yapılacaktır. Güvenli bir yere geçtikten sonra yatay konumlandırılan roketimiz elektronik olarak barut haznesinin yanması başlatacak ve bir itki oluşup roketin ayrılması gerçekleşecektir.	Deneyden önce teorik olarak hesaplanan barut miktarının yeterliliği test edilmesi amaçlanmıştır. Bulunan bu değer ile barut haznesi doldurularak testi gerçekleştirilecektir. Yeterlilik durumuna göre gözlemlerimizle birlikte barut miktarında değişikliğe gidilecektir.
Paraşüt Açılma Testi	Yüksek bir yer	Rokete yerleştireceğimiz biçimde katlanmış olan paraşütlere belirli bir ağırlık bağlanarak yüksek bir yerden atılacaktır.	Bu sayede katlama yönteminin doğruluğu ölçülecektir. Tepe noktasında başarılı bir şekilde roketten çıkacak olan paraşütlerin açılıp açılmadığını gözlemleyeceğiz.
Payload'un Roketi Terk Etme Testi	Açık ortam	Alt/Üst Gövde Ayrılma ve Shear Pin Kırılma Testinin tekrarları yapılırken payload yerini alabilecek aynı boyut ve kütleye sahip prototip bir faydalı yük rokete yerleştirilecek ve bu esnada faydalı yükün de roketi terketmesi sağlanacaktır.	Bu esnada faydalı yükün roketi güvenli bir şekilde terk edip edemeyeceği gözlemlenecektir.
Paraşüt Cd'si Bulunma Testi	Araç-Açık Ortam	Hesaplanan ve tasarlanan ölçülerde imal edilen paraşütler, hızı bilinen bir araca dinamometre ile bağlanarak yapılan ölçümlerle paraşütlerin Cd katsayısı bulunacaktır.	Hedeflenen Cd katsayısının değeri ile roketin yere çarpma hızı 5-9 m/s aralığında olmalıdır. Bu şartın sağlayıp sağlamadığını gözlemlenecektir.

Faydalı Yük Mekanik Görünüm









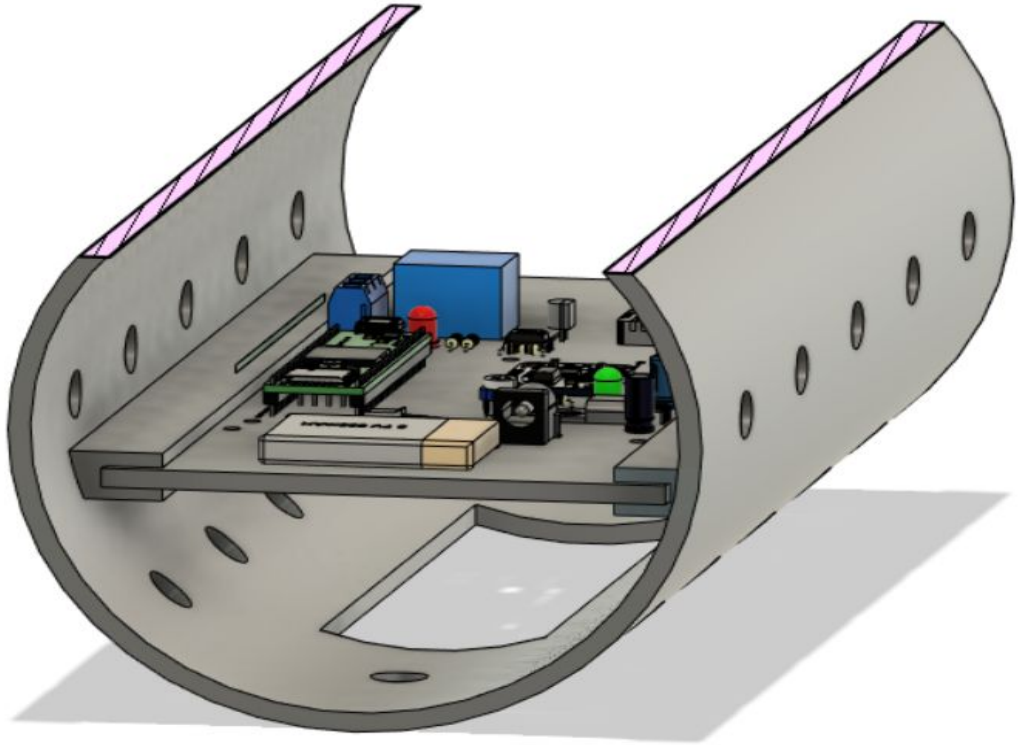
Faydalı Yük - Detay

- Faydalı yükümüzün bilimsel bir görevi yoktur.
- Faydalı yükümüz tepe noktasını geçtikten sonra birincil paraşüt ile birlikte roketin burun kısmından ayrılacaktır.
- Faydalı yük, roketin ana gövdesinden ayrı bir şekilde yere iniş yaptığında, iniş yaptığı koordinat bilgileri GPS modülünden okunup haberleşme modülü aracılığıyla yer istasyonuna gönderilecektir.
- Faydalı yüke 1 adet Adafruit Breakout V3 GPS ve 1 adet Haberleşme modülü Xbee 868 MHz yerleştirilecektir.
- Faydalı yükümüzün kütlesi 4000 gramdır.

Faydalı Yük Bilimsel Görev

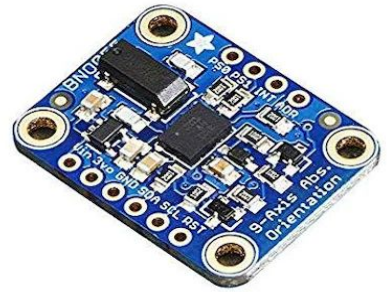
Faydalı yükümüzün bilimsel bir görevi yoktur.

Aviyonik Mekanik Görünüm



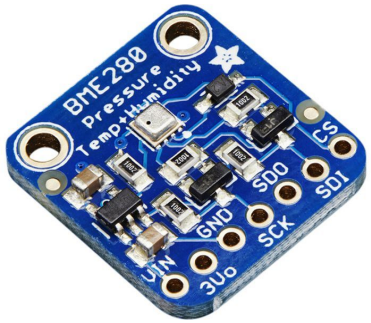
Aviyonik – Özet

Roket içerisinde bulunan ana uçuş bilgisayarı ve yedek uçuş bilgisayarı özgün olarak hazırlanacaktır. Ana uçuş bilgisayarı içerisinde uçuş olaylarını yönetmek için işlemci kart, konum ve yükseklik verilerine ulaşmak için GPS, roketin yer ile yaptığı açıyı ve 3 eksendeki ivmesini ölçmek için IMU sensörü yer alacak. Ana uçuş bilgisayarında bulunan Adafruit BNO055 IMU sensöründen aldığımız ivme verisi ile kurtarma gerçekleştirilecek. Uçuş başladıktan sonra tepe noktasına kadar ivmenin pozitif değerler vermesi beklenmektedir. İvme değeri negatif olduğu anda kurtarma sistemi aktifleştirilecektir.



Adafruit BNO055 IMU

Yedek uçuş bilgisayarında ise işlemci kart, basınç ve basınca bağlı olarak yükseklik değerlerini elde etmek için barometre ve roketin yere inişi sonrası yer tespiti yapmak için GPS yer alacak. Yedek uçuş bilgisayarında ise farklı olarak BME280 basınç sensöründen elde ettiğimiz basınç verisi kullanılarak kurtarma gerçekleştirilecek. Basınç verisinden yapmış olduğumuz yükseklik hesabı ile roketin inişe geçtiği an tespit edilecek ve kurtarma sistemi aktifleştirilecektir.



Adafruit BME280

Ana Aviyonik – Detay/1-1

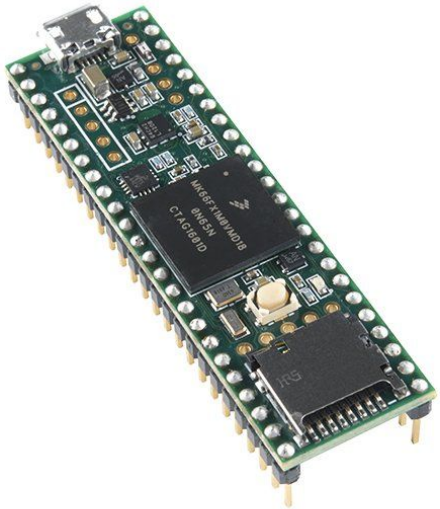
Devre Elemanları:

Adı	Kodu	Seçim Kriteri	Açıklama
Teensy 3.6 Programlama Kartı	MK66FX1M0VMD18	Çalışma hızının piyasada bulunan muadillerine kıyasla daha yüksek olması ve pin sayısının daha fazla olması sebebi ile tercih edilmiştir. İçerisine dahili SD kart takılabilir.	Uçuş süresince sensörlerden gelen verileri alması ve kurtarma algoritmasına uygun şekilde almış olduğu verileri kullanarak tepe noktada paraşüt açma komutu göndermesi amacıyla kullanılmaktadır.
Adafruit Ultimate GPS Breakout	GPS Breakout V3	Uydulara bağlanma hızının yüksek olması ve açık alanda 10'dan fazla uyduya bağlanarak hassas konum tespitinde bulunması sebebi ile tercih edilmiştir. Düşük güç tüketimine sahiptir.	Roketin anlık olarak bulunduğu koordinatların enlem ve boylamını elde ederek roketin yere inişi sonrasında kurtarılmasını sağlamak amacıyla kullanılmaktadır.
Adafruit BNO055 Mutlak Oryantasyon IMU Sensörü	BNO055	Sensör içine entegre edilmiş jiroskop, ivmeölçer ve manyetometre sayesinde daha doğru veriler elde edebilme yetisine sahiptir.	Roketin anlık 3 boyutlu uzayda yönelimi, açısal hızı ve duruş verilerini elde etmek amacıyla kullanılmaktadır.

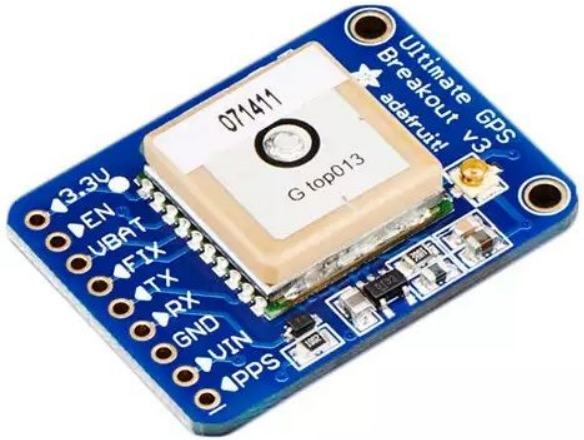
Ana Aviyonik – Detay/1-2

Devre Elemanları:

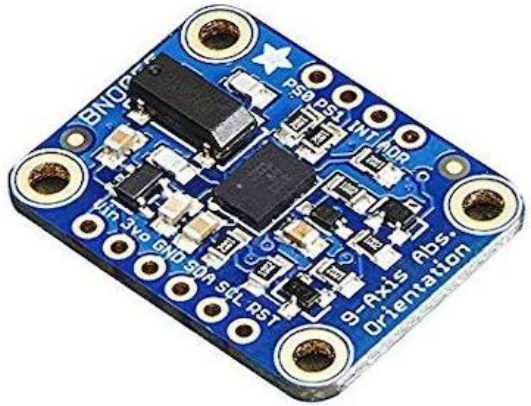
Kullanacağımız devre elemanlarının aşağıda fotoğraflarını ve ilgili devre elemanının ismine tıklayarak tabloda bulunan bilgileri elde ettiğimiz veri sayfalarını görebilirsiniz.



Teensy 3.6 Programlama Kartı



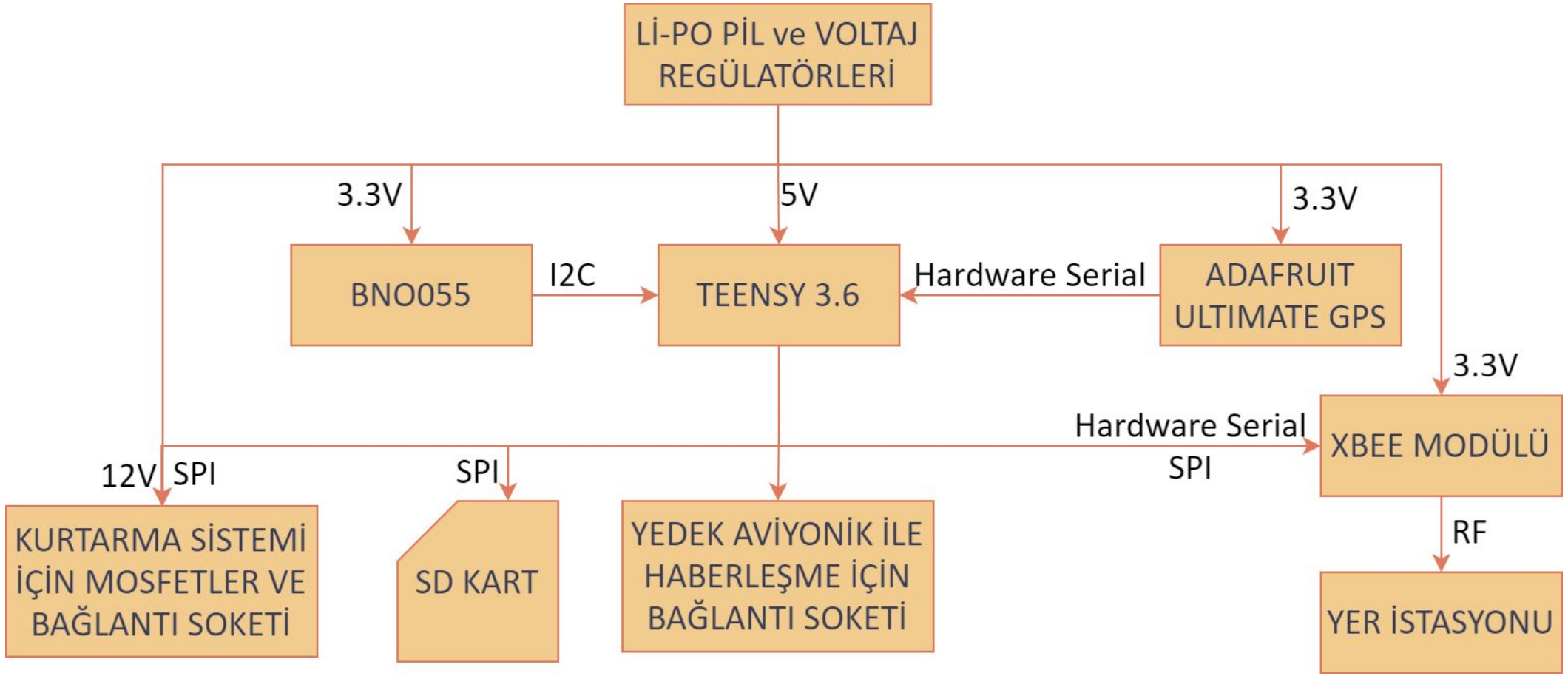
Adafruit Ultimate GPS



Adafruit BNO055 IMU

Ana Aviyonik – Detay/2-1

Sistem Blok Diyagramı:



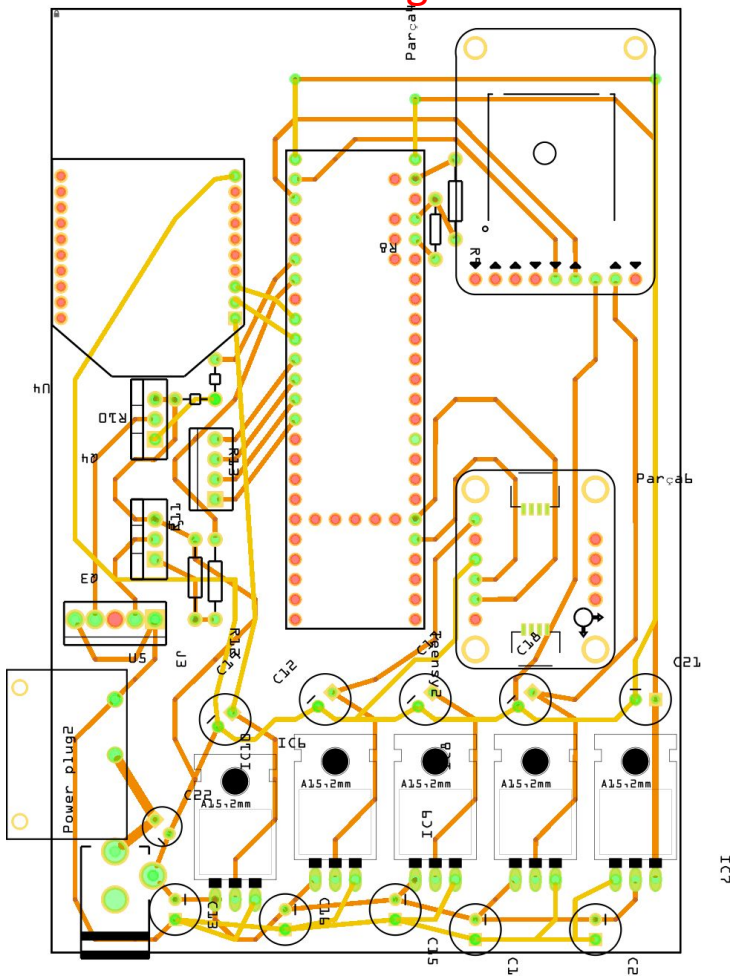
Ana Aviyonik – Detay/2-2

Kart Tasarımı:

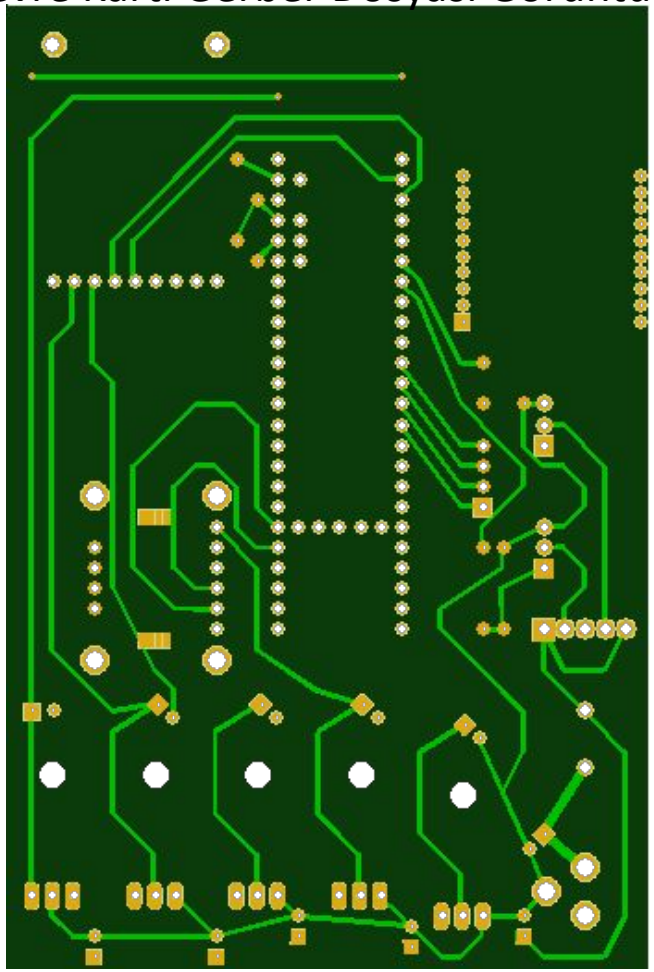
Ana uçuş bilgisayarı baskı devre kartımız Fritzing ortamında çizilmiştir. Sağ tarafta devrenin Fritzing görüntüsünü bulabilirsiniz.

Devre kartımız profesyonel PCB üretim şirketinde üretilecektir. Elimize ulaşan kartlara gerekli titreşim ve basınç testleri yapılacaktır. Testlerde sıkıntı çıkmaması üzerine güç devresi, mikrokontrolcü, sensörler, haberleşme modülü ve diğer devre elemanları uygun şekilde bağlanarak roket içerisine monte etmeye hazır hale getirilecektir.

Devre Kartı Fritzing Görüntüsü

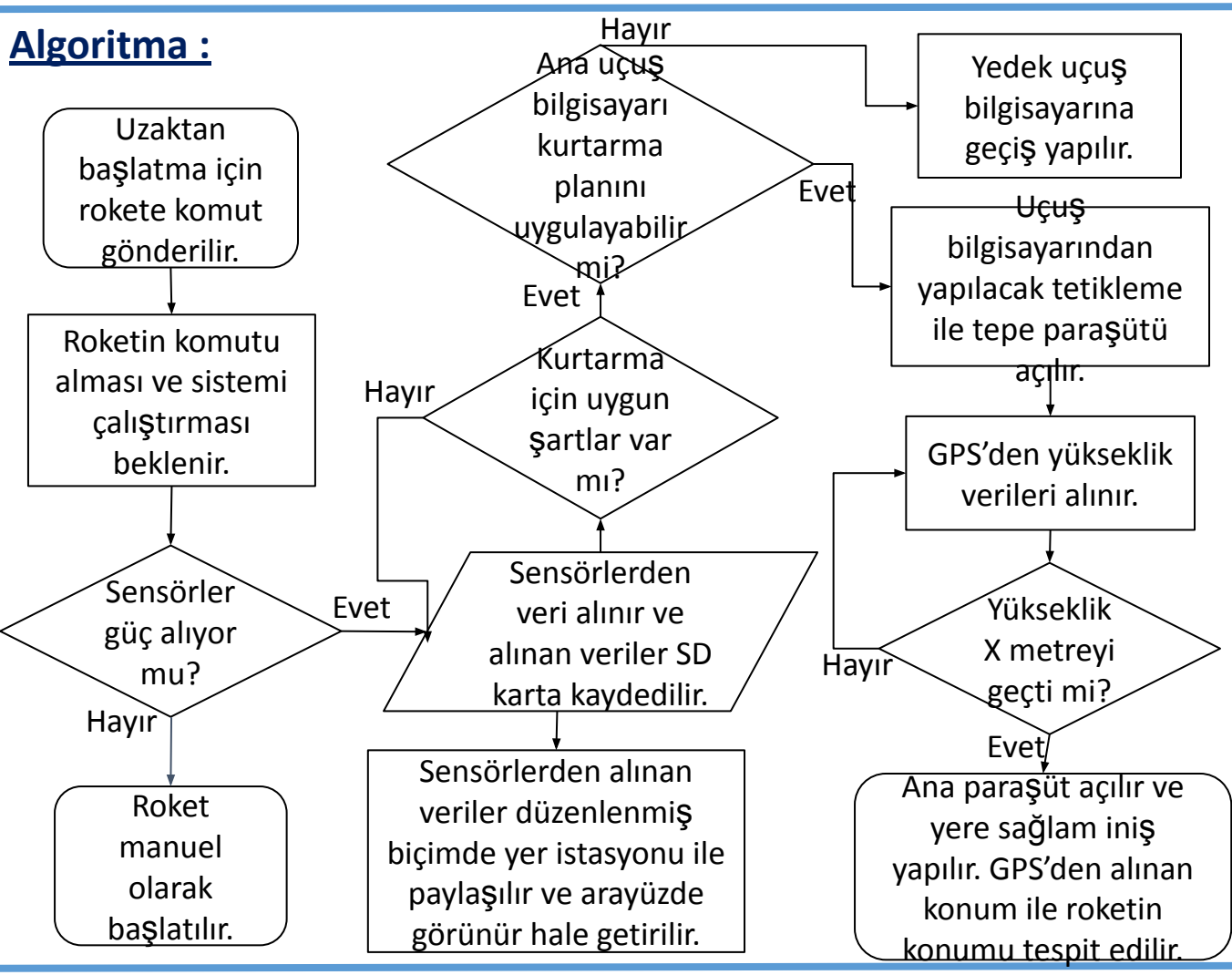


Devre Kartı Gerber Dosyası Görüntüsü



Ana Aviyonik – Detay/3-1

Algoritma :



Kurtarma sisteminin aktive edilebilmesi için ana aviyonikte BNO055 sensöründen aldığımız ivme ve roketin yer ile yaptığı açı verileri göz önüne alınacaktır. Uçuş başladığı andan itibaren sensörden gelen veriler oluşturduğumuz algoritma tarafından döngü ve koşul yapıları içerisinde değerlendirilecek ve roketin tepe noktasına ulaştığı ana karar verilecektir. Roketin tepe noktasına ulaşıp düşüşe geçtiği an ivme ölçerden alınan pozitif değerlerin negatif değerlere dönüşmesi ile tespit edilecektir. Bu esnada aynı sensörden elde edilen roketin yer ile yaptığı açı bilgisinin tepe noktasına yakın irtifalarda beklenen duruş ile eş değer olup olmadığı sorgulanacaktır. Tepe paraşütünün açılmasının ardından GPS'ten alınan yükseklik verisi kullanılarak ikinci paraşüt açılması için tetiklenecek ve roketin yere sağlam bir iniş yapması sağlanacaktır.

Kurtarma sisteminde ivme verisinin tercih edilmesinin sebebi kullandığımız sensörün bunu hassas bir şekilde ve sabit 3 eksende hesaplayabilmesidir. Roketin yer ile yaptığı açı ise ivme verisinde yaşanan sapmaların önüne geçmek ve doğru irtifada paraşütü açmak için kullanılacaktır.

Ana Aviyonik – Detay/3-2

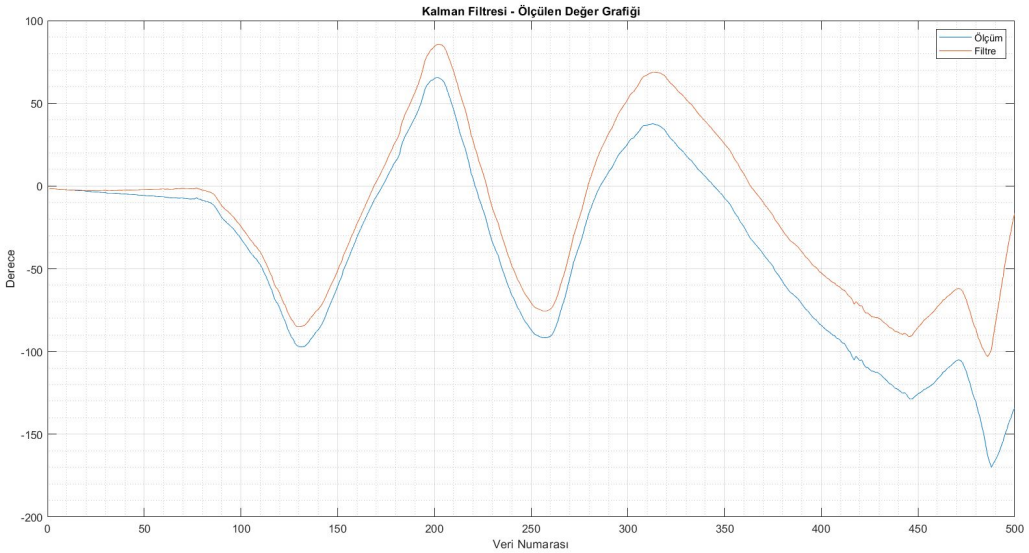
Veri Filtreleme Detayları :

Sensörlerden aldığımız verileri filtrelemek için Kalman Filtrelemesi kullanmaktayız. Kullandığımız mikrokontrolcü için hazır kalman filtreleme kütüphanesi mevcut olup bu kütüphane kendi yazılımımız ve devremize uyarlanarak kullanılmaktadır.

Veri filtreleme algoritması şu şekilde çalışmaktadır;

- Sensörden gelen veri mikrokontrolcü tarafından okunur ve filtreleme fonksiyonuna girdi olarak verilir.
- Alınan girdi fonksiyon içinde önceki verilerle karşılaştırılır buradan hesaplanan değer ile ölçülen değer kullanılarak hata oranı bulunur.
- Hesaplanan değer çıktı olarak verilir.

Yan tarafta test sırasında elde edilen verinin bir grafiği verilmiştir. Veriler kullanacağımız ivmeölçer olan BNO055 sensörünün muadili GY-521 sensörü kullanılarak sensörün bir süre sabit tutulup daha sonra Y ekseni etrafında döndürülmesiyle elde edilmiştir. Grafikte Y ekseni Derece (°), X ekseni alınan verinin numarasıdır (index). Test saniyede 20 veri alınarak 500 veride sonlandırılmıştır.



Kullanılan Kalman filtresi (temel hali):
https://github.com/TKJElectronics/KalmanFilter

Yedek Aviyonik – Detay/1-1

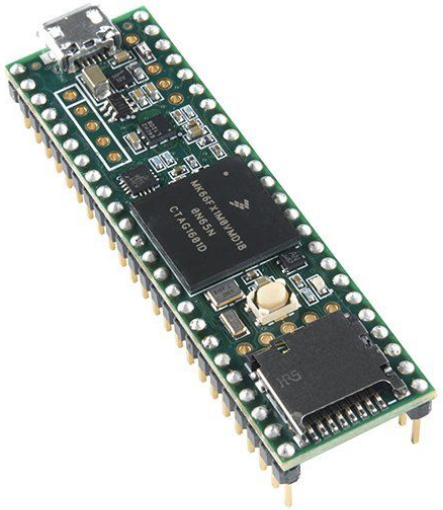
Devre Elemanları:

Adı	Kodu	Seçim Kriteri	Açıklama
Teensy 3.6 Programlama Kartı	MK66FX1M0VMD18	Çalışma hızının piyasada bulunan muadillerine kıyasla daha yüksek olması ve pin sayısının daha fazla olması sebebi ile tercih edilmiştir. İçerisine dahili SD kart takılabilir.	Uçuş süresince sensörlerden gelen verileri alması ve kurtarma algoritmasına uygun şekilde almış olduğu verileri kullanarak tepe noktada paraşüt açma komutu göndermesi amacıyla kullanılmaktadır.
U-Blox NEO-M8N GNSS Modülü	GY-GPSV3 NEO-M8N	Firmanın en son piyasaya sunduğu GPS modülü olduğu için fazla sayıda uyduya bağlanarak konum verilerini hassas bir şekilde vermektedir. Ulaşılabilirliğinin kolaylığı sebebi ile tercih edilmiştir.	Harici anteni ile birlikte roketin yere inişi sonrasında yer tespitinde bulunmak için kullanılacaktır.
Adafruit BME280 Sıcaklık, Basınç ve Nem Sensörü	BME280	300-1100 hPa arasındaki basınç değerlerini ölçebilir. 500-9000 metre arasındaki yükseklik ile ilgili bilgi vermektedir. Geniş aralıklı ve hassas ölçümler elde edilebilmesi sebebiyle tercih edilmiştir.	Hava basıncını ölçüp denetleyiciye çıkış verir. Burada yükseklik ve basınç dışında sıcaklık için de veri gönderir. Hassas yükseklik değişimlerini elde etmek amacıyla kullanılmaktadır. Nem ölçümünde %3, basınç ölçümünde 1 hPa, sıcaklık ölçümünde ise 1 derece hata payı vardır.

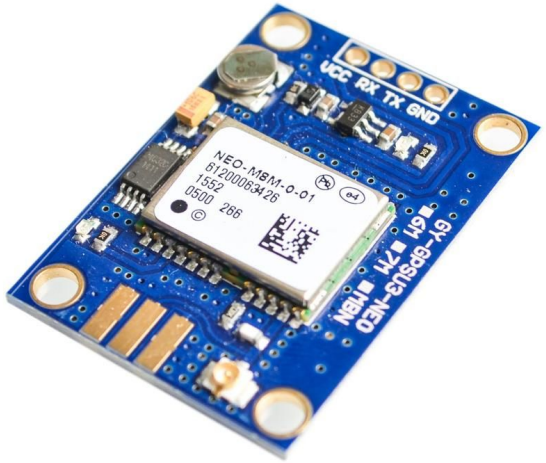
Yedek Aviyonik – Detay/1-2

Devre Elemanları:

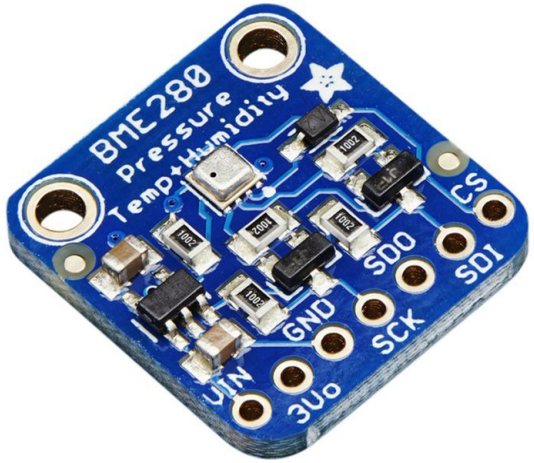
Kullanacağımız devre elemanlarının aşağıda fotoğraflarını ve ilgili devre elemanının ismine tıklayarak tabloda bulunan bilgileri elde ettiğimiz veri sayfalarını görebilirsiniz.



Teensy 3.6 Programlama Kartı



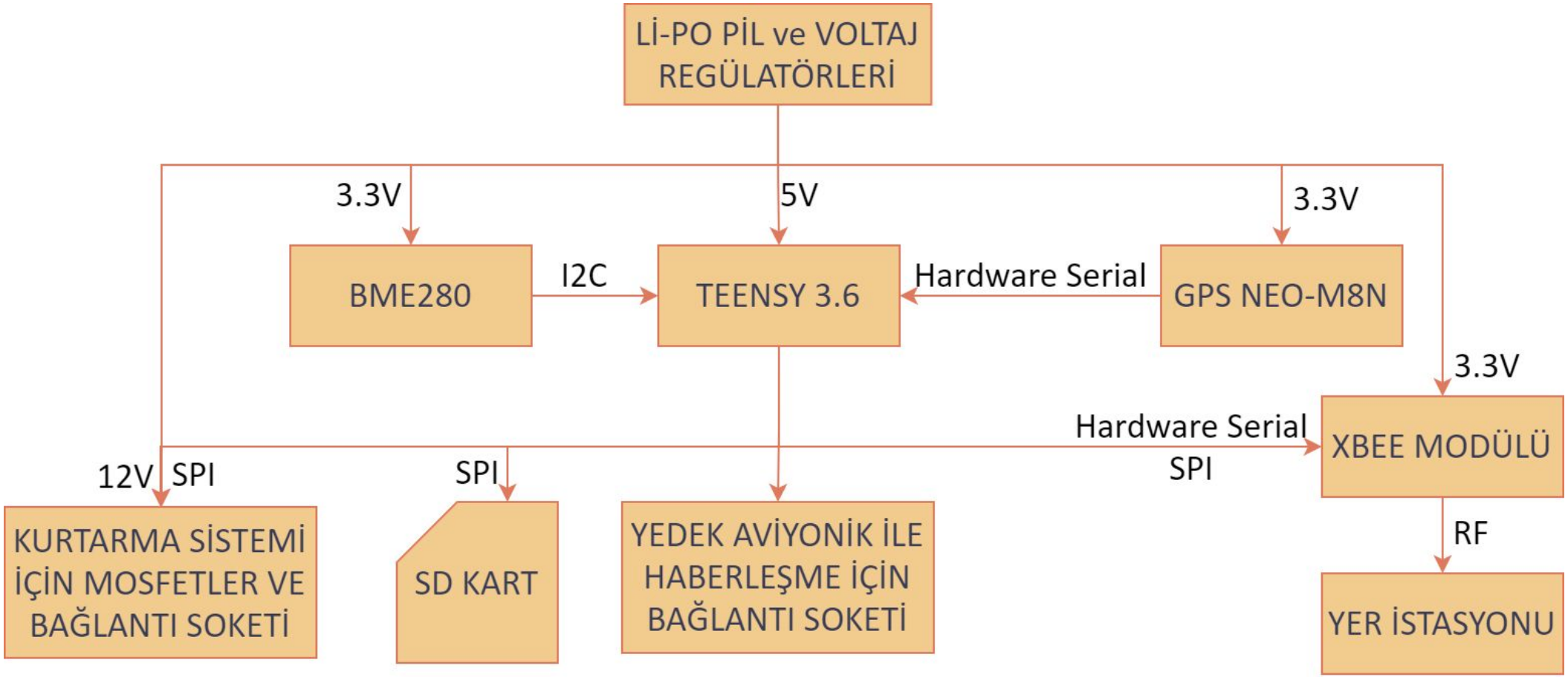
GY-GPSV3 NEO-M8N



Adafruit BME280

Yedek Aviyonik – Detay/2-1

Sistem Blok Diyagramı:



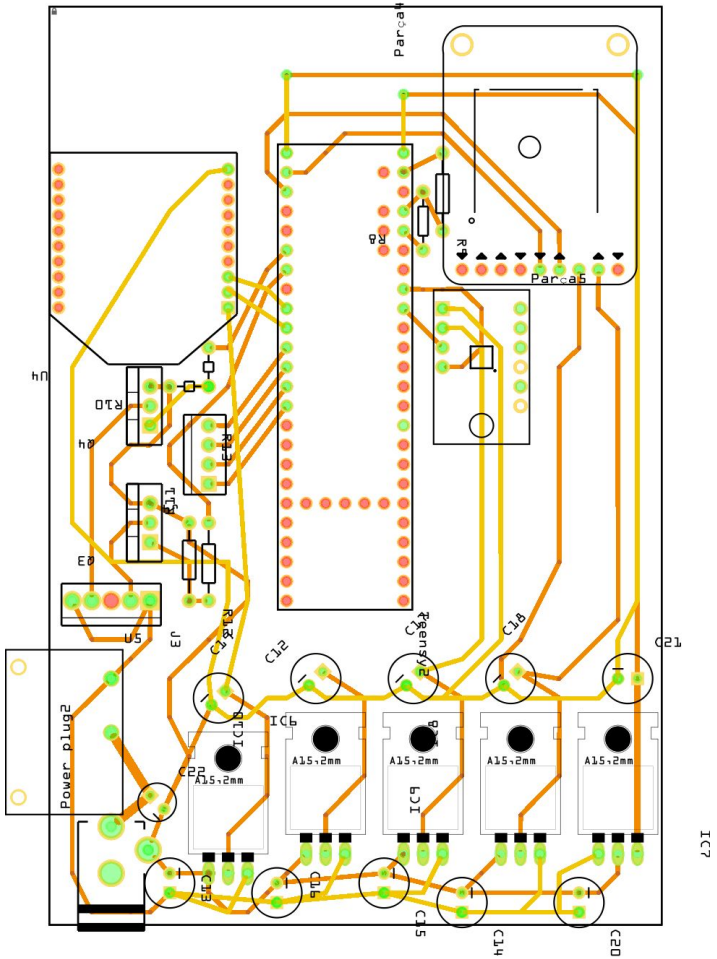
Yedek Aviyonik – Detay/2-2

Kart Tasarımı:

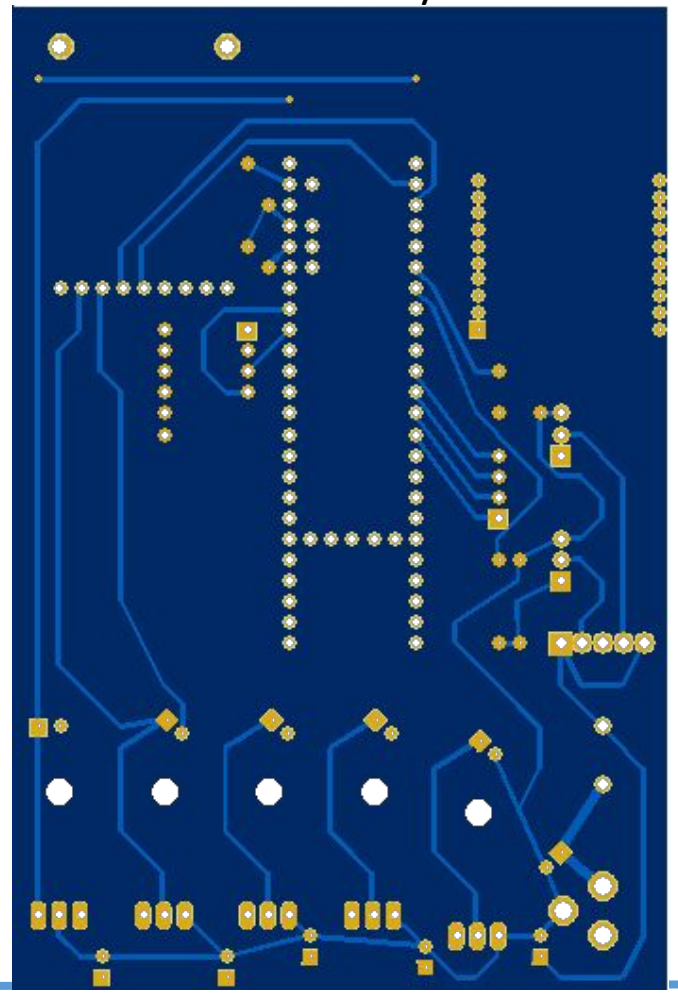
Ana uçuş bilgisayarı baskı devre kartımız Fritzing ortamında çizilmiştir. Sağ tarafta devrenin Fritzing görüntüsünü bulabilirsiniz.

Devre kartımız profesyonel PCB üretim şirketinde üretilecektir. Elimize ulaşan kartlara gerekli titreşim ve basınç testleri yapılacaktır. Testlerde sıkıntı çıkmaması üzerine güç devresi, mikrokontrolcü, sensörler, haberleşme modülü ve diğer devre elemanları uygun şekilde bağlanarak roket içerisine monte etmeye hazır hale getirilecektir.

Devre Kartı Fritzing Görüntüsü

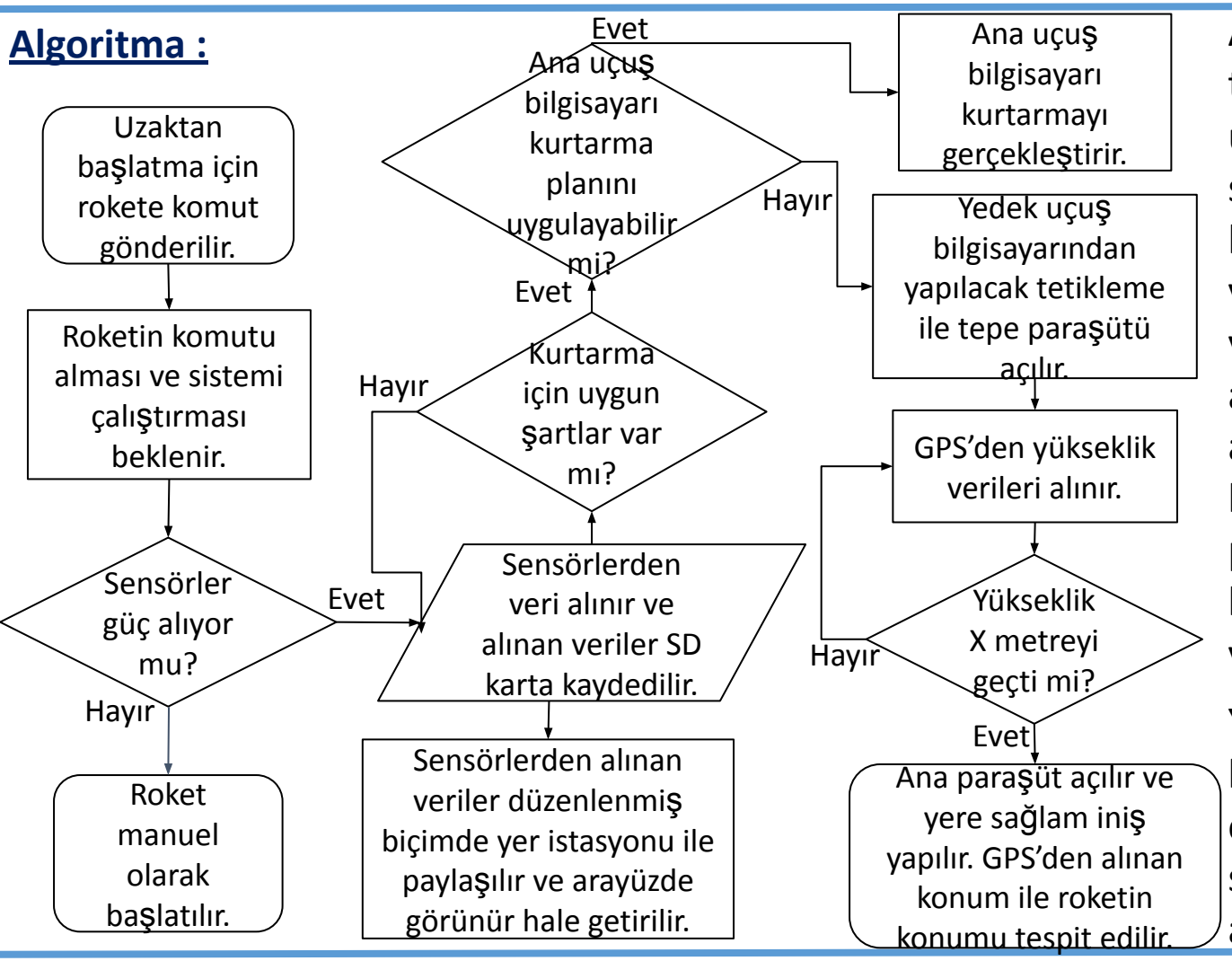


Devre Kartı Gerber Dosyası Görüntüsü



Yedek Aviyonik – Detay/3-1

Algoritma :



Ana uçuş bilgisayarının kurtarmayı gerçekleştiremediği takdirde yedek uçuş bilgisayarı görevleri devralacaktır. Yedek uçuş bilgisayarında kurtarmayı tetiklemek için BME280 sensöründen alınan basınç verisi göz önünde bulundurulacaktır. Basınç verisini kullanarak yaptığımız yükseklik hesabı sonucunda roketin ulaştığı maksimum yükseklik tespit edilecek ve düşüşe geçtiği anda paraşüt açılacaktır. Aynı zamanda uçuş süresince basınç sensöründen aldığımız yükseklik verisi GPS'ten alınan yükseklik verisi ile karşılaştırılarak irtifa doğrulaması yapılacaktır. Tepe paraşütünün açılmasının ardından aldığımız yükseklik verisi kullanılarak ikinci paraşüt açılması için tetiklenecek ve roketin yere sağlam bir iniş yapması sağlanacaktır.

Yedek kurtarma sisteminde seçtiğimiz basınç sensörünü kullanmamızın sebebi hassas basınç değerlerine karşı duyarlı olmasıdır. Bu sayede yükseklik değişimi anbean algılanacak ve serbest düşmeye geçildiği noktada en hızlı şekilde paraşüt açılacaktır.

Yedek Aviyonik – Detay/3-2

Veri Filtreleme Detayları :

Sensörlerden alınan verileri filtrelemek için ana uçuş bilgisayarında da kullanılan Kalman Filtrelemesi tercih edilmiştir. Devrede yer alan Adafruit BME280 basınç sensöründen elde ettiğimiz verilere uygulayacağımız kalman filtresinin muadil olarak gösterilen BMP180 sensörüne uygulanmış hali aşağıda verilen linkte mevcuttur. Kullandığımız mikrokontrolcü için hazır kalman filtreleme kütüphanesi mevcut olup bu kütüphane verilen örnek ve kendi oluşturduğumuz yazılım ile devremize uyarlanarak kullanılmaktadır.

Veri filtreleme algoritması şu şekilde çalışmaktadır;

- Sensörden gelen veri mikrokontrolcü tarafından okunur ve filtreleme fonksiyonuna girdi olarak verilir.
- Alınan girdi fonksiyon içinde önceki verilerle karşılaştırılır buradan hesaplanan değer ile ölçülen değer kullanılarak hata oranı bulunur.
- Hesaplanan değer çıktı olarak verilir.

BMP180 Kalman Filtresi: https://github.com/denyssene/SimpleKalmanFilter

Ana – Yedek Aviyonik

Ana – Yedek Aviyonik Bilgisayar Arasındaki Geçiş:

Ana uçuş bilgisayarımızın çalışmama ve kurtarmayı gerçekleştirememe durumunda yedek uçuş bilgisayarımız kurtarma görevlerini devralacaktır. Roket tepe noktasına çıktığında Adafruit BNO055 IMU sensöründen gelen ivme verisine göre tepe paraşütü açılacaktır. Ana uçuş bilgisayarın tepe paraşütünü açıp açmadığı devrede bulunan LDR foto rezistörü sayesinde tespit edilecektir. Ortamda bulunan ışığa duyarlı bir şekilde çalışan bu devre elemanı sayesinde roketin tepe kısmından içeriye ışık girip girmediği tespit edilecektir. Ortamda ışık olmadığına karar verildiği takdirde yedek uçuş bilgisayarın kurtarmayı yapmasına izin verilecektir. Yedek aviyonik uçuşun başlangıcından itibaren elde ettiği yükseklik verilerini değerlendirerek kurtarmayı gerçekleştirecektir.

Yedek uçuş bilgisayara olan geçiş ise üzerinden tek yönlü elektrik akışı sağlanan ve soketler ile birbirine bağlanan kablolar vasıtası ile olacaktır.

Aviyonik/İletişim

İletişim:

Haberleşme Modülü	Çalışma Frekansı	Seçim Kriteri	Açıklama
Digi XBee SX 868 RF Module	868MHz	Modül tasarımında veri aktarımının sorunsuz gerçekleşebilmesi için SAW filtresi bulunmaktadır. Vadedilen menzil uzunluğu antenle birlikte 14.5 kilometreye kadar çıkabilmektedir. Seçim yapılırken modülün kullanım kolaylığı göz önünde bulundurulmuştur.	Uçuş süresince rokette bulunan bilgisayarlarda elde edilen verilerin yer istasyonuna aktarılması için kullanılacaktır.

Digi XBee SX 868 RF Module

Veri Paketlenmesi: Uçuş bilgisayarının topladığı veriler roketten yer istasyonuna bayt tipinde elemanlar içeren bytearray isminde bir diziyle yollanacaktır. Sensörlerden alınan her bir veri 3 bayt yer kaplayacak şekilde parçalara ayrılacaktır. İlk bayt sensörden okunan değerin mutlak değerinin 255'e bölümünün sonucudur. İkinci bayt bu bölüm sonucundan kalandır. Son bayt ise sensörden okunan değerin pozitif veya negatif olmasına göre 1 veya 0 arasında değişecektir. 300 ms aralıklarla yer istasyonuna gönderilmek üzere hazırlanan paketin son bayt kontrol amaçlı olacaktır. Bu bayt kendinden öncekilerin ortalamasıyla bulunur. Amacı uçuş bilgisayarından gelen verilerin eksik olup olmadığını kontrol etmektir. Yer istasyonunda kontrol baytı haricindeki baytların ortalaması tekrar hesaplanır ve kontrol baytı ile karşılaştırılır. Eğer farklılık bulunursa eksik veri olduğu anlaşılır ve bu paketler yer istasyonunda gösterilmez.

Aviyonik/Yer İstasyonu-1

Yer İstasyonu:

Anten	Çalışma Frekansı	Seçim Kriteri	Açıklama
868MHz LORA/LPWA/ISM WHIP	868MHz	Anten kullanılan haberleşme modülü ile kullanıma uygundur. Sağladığı kazanç ile haberleşme için uygun iletişim menzili elde edilmiş olur. Antenin az yer kaplaması göz önünde tutulmuştur.	İletişimdeki sinyal güçlendirmesi anten ile yapılacaktır.

LORA/LPWA/ISM WHIP

Yer İstasyonu: Yer istasyonunda harici bir pille beslenecek alıcı modül bulunacaktır. Roketten ve faydalı yükten alıcı modüle ulaşan veriler seri haberleşmeyle istasyon arayüzüne yansıtılacaktır. Yer istasyonu arayüzü QtDesigner ile tasarlanmış olup PyQt5 eklentisiyle python ortamına aktarılmaktadır. Bu sayede grafiksel bir arayüz (GUI) tasarlanmaktadır. Arayüzde uçuş boyunca elde edilen verilerden çıkarılan grafikler izlenebildiği gibi GPS'ten gelen veriler sonucu roketin çevrimdışı bir haritada konumu da canlı olarak yansıtılmaktadır. Roket üzerinde başarıyla gerçekleştirilen her aşama arayüzde görülebilecektir.

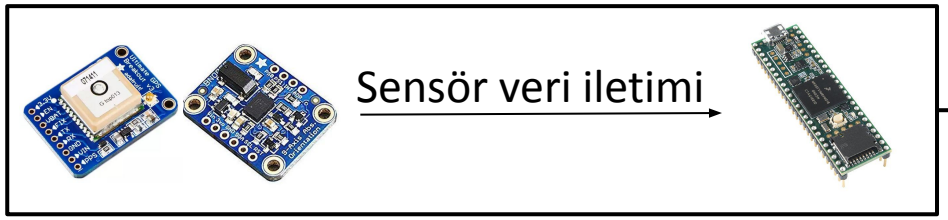
Alıcı, -106.16 dBm'den daha iyi hassasiyet sağlamalıdır. Yer istasyonunda seçilen alıcı 10 Kbps veri iletim hızında -113 dBm hassasiyet sağlamaktadır.

Güç Bütçesi ve Alıcı Hassasiyeti	
Verici Çıkış Gücü:	+15.05 dBm
Verici Anten Kazancı:	+3.5 dBi
Verici Kayıpları:	-2 dB
Yol Zayıflaması:	-104.21 dB
Çeşitli Kayıplar (Solma payı):	-20 dB
Alıcı Anten Kazancı:	+3.5 dBi
Alıcı Kayıpları:	-2 dB
Gerekli Güç:	-106.2 dBm

Aviyonik/Yer İstasyonu-2

Yer İstasyonu:

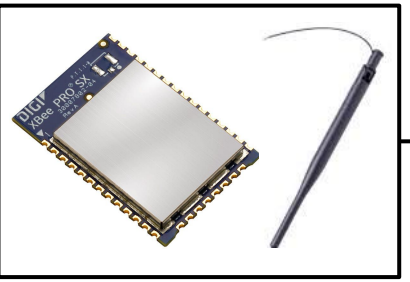
Ana Uçuş Bilgisayarı



Sensör veri iletimi

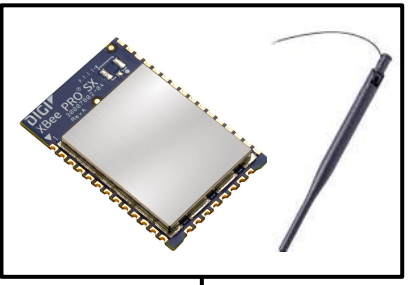
Telemetri verisi
SPI

Gönderici Haberleşme Modülü ve Anten



RF

Alıcı Haberleşme Modülü ve Anten

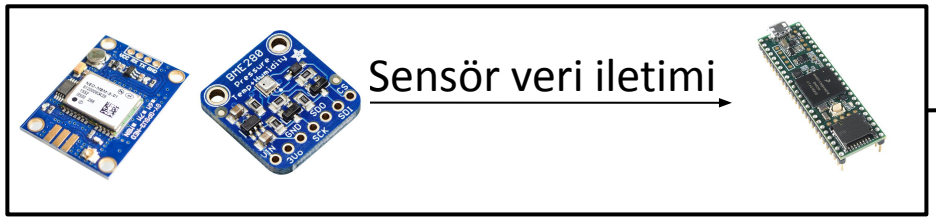


YER İSTASYONU MİKROKONTROLCÜSÜ (STM32F103C8T6)

SPI | Veri paketlemesi

QtDesigner ile tasarlanmış grafiksel arayüzde veriler görünür hale getirilir.

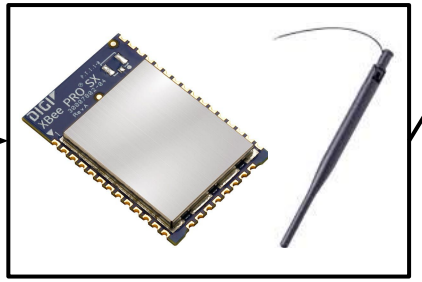
Yedek Uçuş Bilgisayarı



Sensör veri iletimi

Telemetri verisi
SPI

Gönderici Haberleşme Modülü ve Anten



RF

Aviyonik Testler-1

Aviyonik Sistem Testleri:

Test Adı	Test Yeri	Test Yöntemi	Verilerin Yorumu
İvmeölçer ile Açı Testi	Kapalı ortam	IMU sensörünün mikrokontrolcü ile bağlantısı yapıldıktan sonra bir plaka/breadboard üzerine yerleştirilecektir. Plaka/breadboard yer ile yaptığı açının değeri bilindiği konumlara getirilecektir.	Test sonucunda sensörün yer ekseni ile yaptığı açı değerleri elde edilecektir. Almış olduğumuz veri kurtarma sistemini aktifleştirileceği için algoritma bunun üzerine geliştirilecektir.
İvmeölçer ile Apogee Testi	Açık ortam	Drone üzerine yerleştirilen sensörün haberleşme ile bağlantısı kurularak ani değişimler ile tepe noktasına çıkıldığı an tespit edilmeye çalışılacaktır.	Test sonucunda sensörün roket içerisinde uçuş boyunca yaşayacağı ivme değişimlerine karşı duyarlılığı ve verdiği değerlerin doğruluğu gözlemlenecektir.
Basınç Sensörü ile Vakum Testi	Kapalı ortam	Sensör içindeki havanın vakumlanması sonucu bir şekil bozukluğu yaşamayacak bir kutunun içerisine konulacak ve içerideki hava kontrollü bir şekilde vakumlanacaktır.	Sensörün anlık verileri vakumlanan alette bulunan değer ile karşılaştırılarak test edilecektir. Sensörün roket içerisinde uçuş boyunca basınç değişimlerine karşı duyarlılığı gözlemlenecektir.
Basınç Sensörü ile Altimetre Testi	Açık ortam	Basınç sensörü ile yükseklikleri bilinen iki konumun basıncı ölçülecek ve buna bağlı olarak yükseklikleri hesaplanacaktır.	Hesaplanan yükseklik değerleri ile gerçek değerler arasındaki doğruluğa bakılacaktır.

Aviyonik Testler-2

Aviyonik Sistem Testleri:

Test Adı	Test Yeri	Test Yöntemi	Verilerin Yorumu
GPS ile Konum Testi	Kapalı ortam	Konumu bilinen bir noktada GPS sensörünün anlık veriler alınacaktır.	GPS'den alınan konum bilgisi harita uygulamalarına girilerek verinin doğruluğu tespit edilecektir.
GPS ile Hız Testi	Açık ortam	GPS sensörü için yapılacak sürat testinde başlangıç ve bitiş konumları bilinen hareket halindeki bir aracın içinde bulunan GPS sensöründen hız verisi alınacaktır.	Sürüş süresince aracın hız değişimleri kaydedilerek sensörden gelen veri ile karşılaştırılacak ve verilerin doğruluğu test edilecektir.

Algoritma Testleri:

Test Adı	Test Yeri	Test Yöntemi	Verilerin Yorumu
Fiziksel Algoritma Testi	Açık ortam	Uçuş algoritmasının fiziksel testi için pozitif ve negatif yönlerde ivmelenen bir aracın içerisinde bulunan IMU sensöründen ivme verisini alınacaktır. İvmenin pozitiften negatife geçtiği anda kurtarma algoritması aktive edilecektir.	Fiziksel olarak yapacağımız test ile kurtarma algoritmasının çalışabilirliği gözlemlenecektir.
Sanal Algoritma Testi	Bilgisayar ortamı	Bilgisayar ortamında yapılacak uçuş algoritma testi için MATLAB programında simülasyon kodu yazılacaktır.	Simülasyonda yapacağımız uçuş denemeleri ile algoritmadaki eksiklikler ve karşılaşılan sorunlar fark edilecek ve algoritmada düzenlemeler gerçekleştirilecektir.

Aviyonik Testler-3

Kart Fonksiyonellik Testleri:

Test Adı	Test Yeri	Test Yöntemi	Verilerin Yorumu
PCB Dayanıklılık Testi	Laboratuvar	Sensörler ve kartlarla bağlantısını yaptığımız devre kartının dayanıklılığı test edilecektir. Bunun için okulumuzda bulunan laboratuvarlardaki titreşim makineleri kullanılacaktır.	Titreşim testi ile devrenin ve üzerinde bulunan komponentlerin sağlamlığı test edilecetir. Olumsuz durumda daha dayanıklı malzemeler ile çalışılmaya devam edilecektir.
Devre Testi	Laboratuvar	Bütünleştirmesini tamamladığmız aviyonik devre uçuş süresince maruz kalabileceği ortamlarda test edilecektir. Bunun için minimum/maksimum sıcaklık ve basınca sahip test ortamlarına konulacaktır.	Test edilen koşullarda sensörlerden gelen verilerde sapmalar yaşanıp yaşanmadığı gözlemlenecektir.

İletişim Testleri:

Test Adı	Test Yeri	Test Yöntemi	Verilerin Yorumu
Haberleşme Modülü ile Menzil Testi	Açık ortam	Uygun uzaklıklara sahip iki nokta seçilerek modüller arası haberleşmenin sağlanabildiği maksimum mesafe tespiti yapılacaktır. Bu test binada, boş arazide ve deniz kenarında tekrarlanacaktır.	Yapılan testler süresince modüller arası veri paketleme süreci gözlemlenecektir. Kullanılan modüllerde yaşanabilecek aksaklıklar görülecektir.

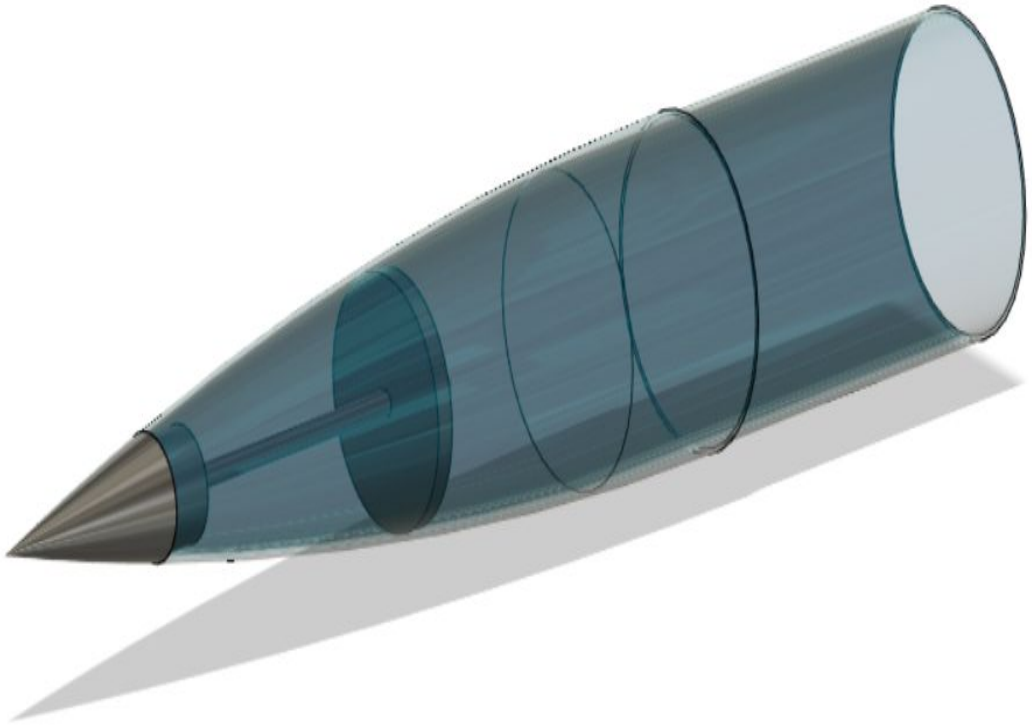
İletişim testleri test videoları kısmında ev ortamında gerçekleştirilecektir. İlerleyen haftalarda test takviminde de paylaşıldığı üzere farklı ortamlarda gerçekleştirilecektir.

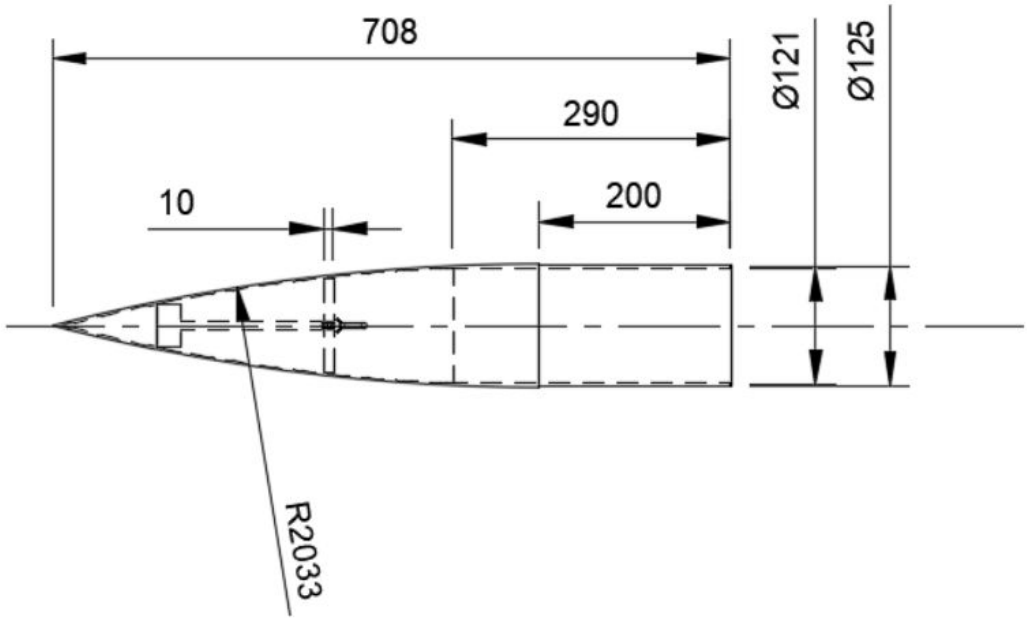
Aviyonik Testler-4

Test Takvimi:

Aviyonik Testleri	NİSAN				MAYIS				HAZİRAN				TEMMUZ				AĞUSTOS			
İvmeölçer ile Apogee Testi									■	■	■	■	■	■	■	■				
İvmeölçer ile Açı Testi						■	■	■	■	■	■	■	■							
Basınç Sensörü ile Vakum Testi									■	■	■	■	■	■						
Basınç Sensörü ile Altimetre Testi							■	■	■	■	■	■								
GPS ile Konum Testi				■	■	■	■	■	■	■	■	■								
GPS ile Hız Testi						■	■	■	■	■	■	■								
Haberleşme Modülü ile Menzil Testi								■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■
Fiziksel Algoritma Testi								■	■	■	■	■	■	■	■	■				
Sanal Algoritma Testi												■	■	■	■	■	■	■	■	■
PCB Dayanıklılık Testi															■	■	■	■	■	■
Devre Testleri															■	■	■	■	■	■

Burun Konisi Mekanik Görünüm

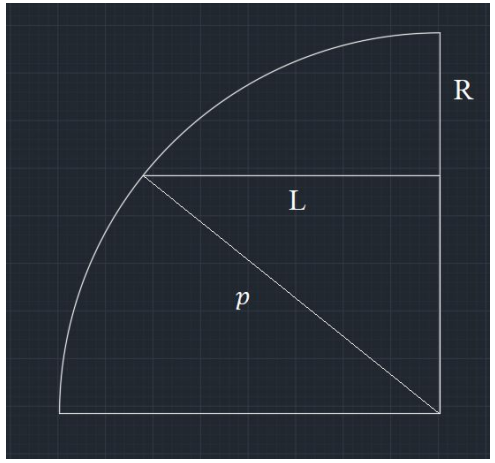




Burun Konisi – Detay

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Burun konisi fiberglass malzemeden üretilecektir. Fiberglass kompozit olduğundan mukavemeti yüksek bir maddedir. Esnek bir malzemedir. Üretiminde kullanılacak olan cam elyafın temini kolaydır. Uygun kalıpların üretilmesi ile fiberglassın üretimi rahat bir şekilde yapılabilir.
Üretim Yöntemleri	:	Esnek ve mekanik dayanımı yüksek olan ABS filament kullanarak 3B yazıcı ile üreteceğimiz kalıplara , fiberglass sererek burun konisini üreteceğiz.

Burun konisi geometrimizin, aerodinamik açısından en başarılı burun konisi geometrisi olan tanjant ojiv olmasını kararlaştırdık. Burun ucumuzun dış çapı 129 mm, iç çapı ise 125 mm'dir.



Tanjant Ojiv Burun Konisi Denklemi

$$p = \frac{R^2 + L^2}{2R}$$ → p=Ojiv yarıçapı

L=Burun konisi uzunluğu R=Burun konisinin yarıçapı

$$y = \sqrt{p^2 - (L - x)^2} + R - p$$ → x koordinatındaki 0-L arasındaki değişime karşılık gelen y yarıçapının denklemi

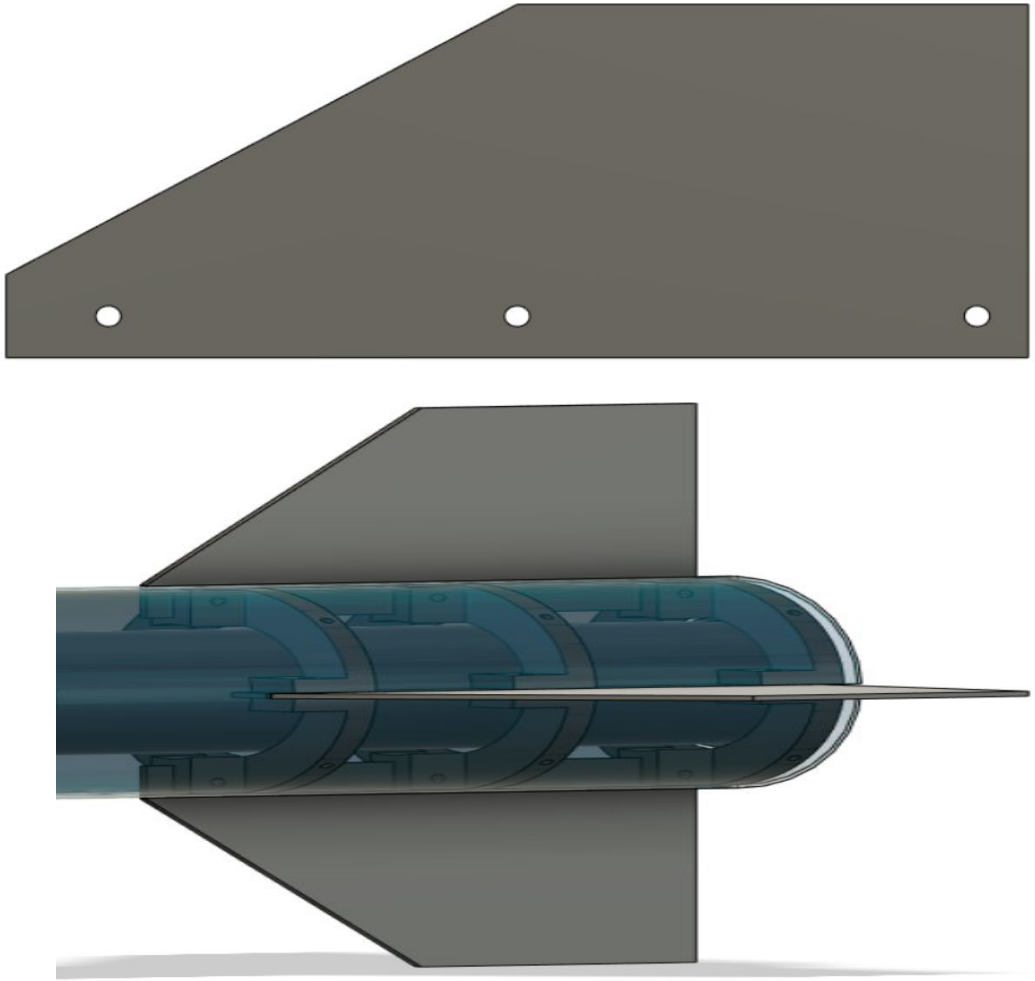
Referans: Wikipedia contributors. (2012, June 10). *Burun konisi tasarımı*. Vikipedi. https://tr.wikipedia.org/wiki/Burun_konisi_tasar%C4%B1m%C4%B1#Tanjant_ojiv

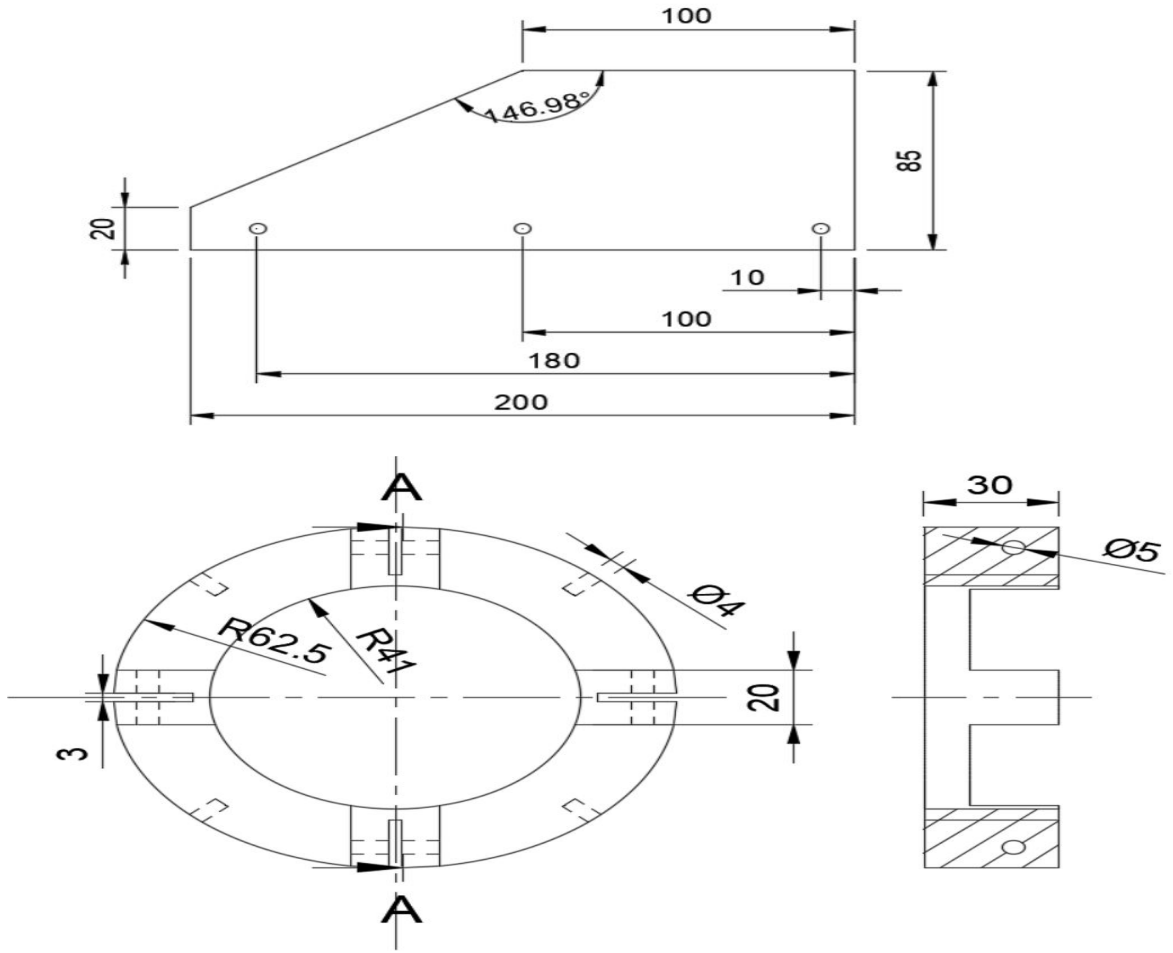
Burun Konisi – Detay

Tanjant Ojiv Burun Konisi Geometrisini Seçmemizin Nedenleri:

-Roket ve uçaklarda akışkanın neden olduğu drag (direnç) kuvvetinden dolayı seçilecek burun geometrisi önemlidir.
-Burun geometrisi küt geometriden parabolik geometriye doğru giderken karşılaştığı direnç kuvvetinin yüzdesi azalır ve irtifa artar.
-Aerodinamik açıdan parabolik geometri en avantajlı gibi görünse de üretim zorluğu göz önüne alındığında tanjant ojiv geometrinin üretimi daha kolaydır.
-Bu sebepten dolayı tanjant ojiv geometriyi seçmiş bulunmaktayız.

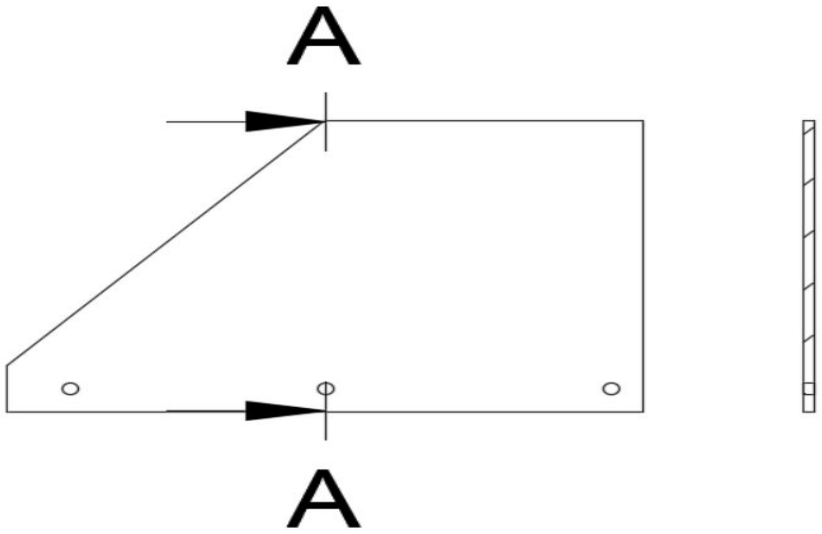
Kanatçık Mekanik Görünüm





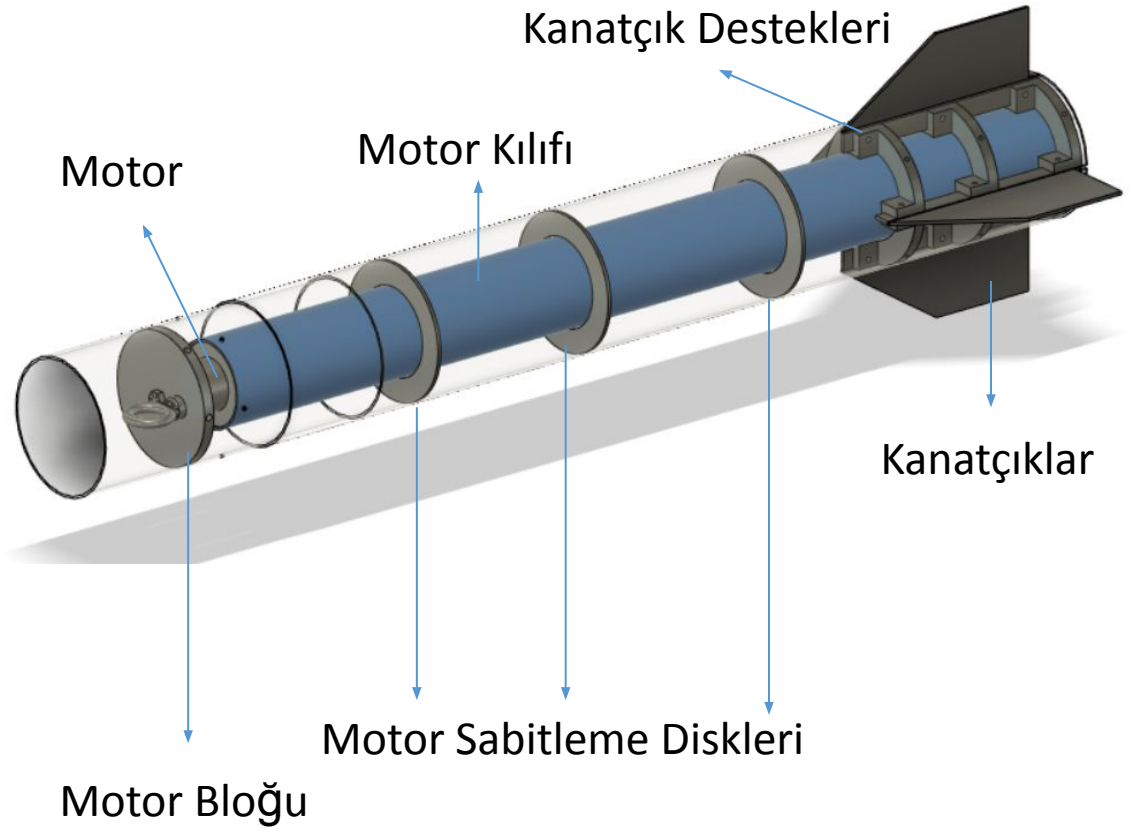
Kanatçık – Detay

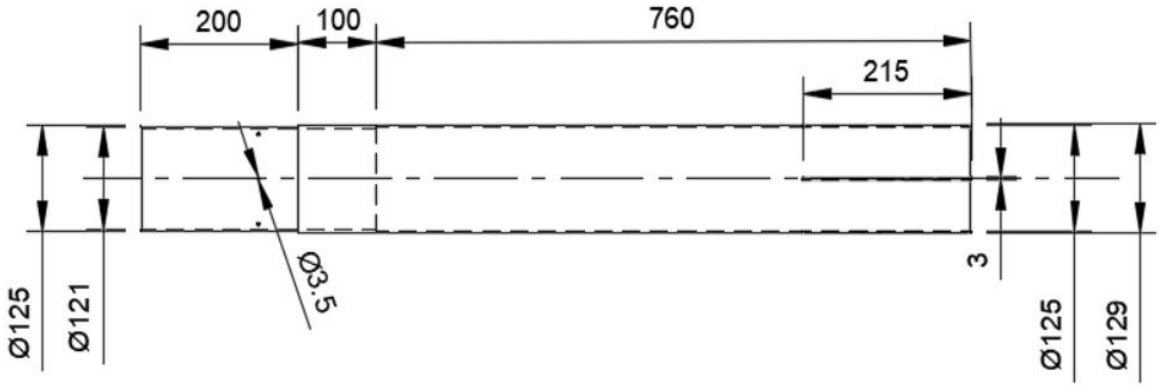
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Kanatçık malzemesi alüminyumdur. Üretim kolaylığı ve işleme kolaylığı ile birlikte ham maddeye ulaşım imkanı , alüminyum ve fiberglassdan daha fazladır.
Üretim Yöntemleri	:	Lazer kesim ile ürettirilecektir.



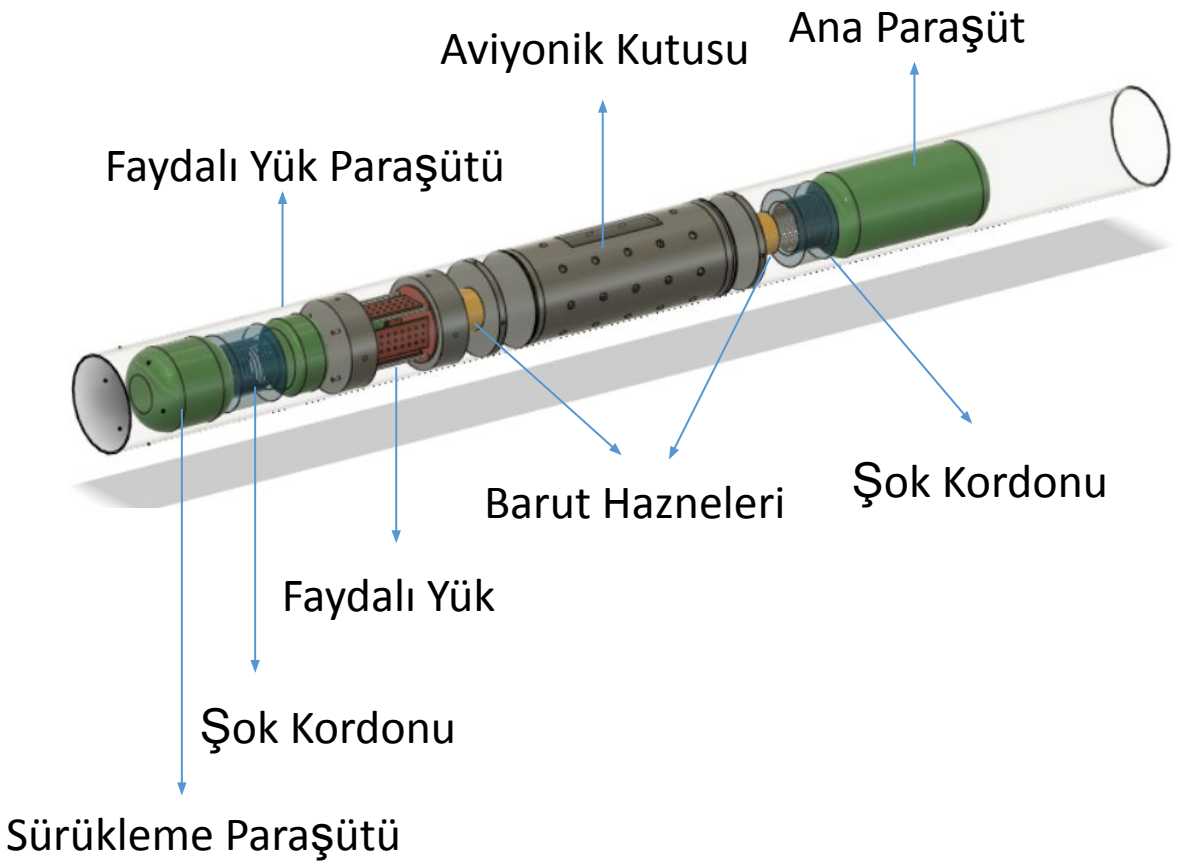
Kesik delta kanatçık geometrisini seçmemizin en önemli nedeni stabiliteyi fazla bozmadan yüksek irtifaya ulaşmayı sağlıyor olmasıdır.

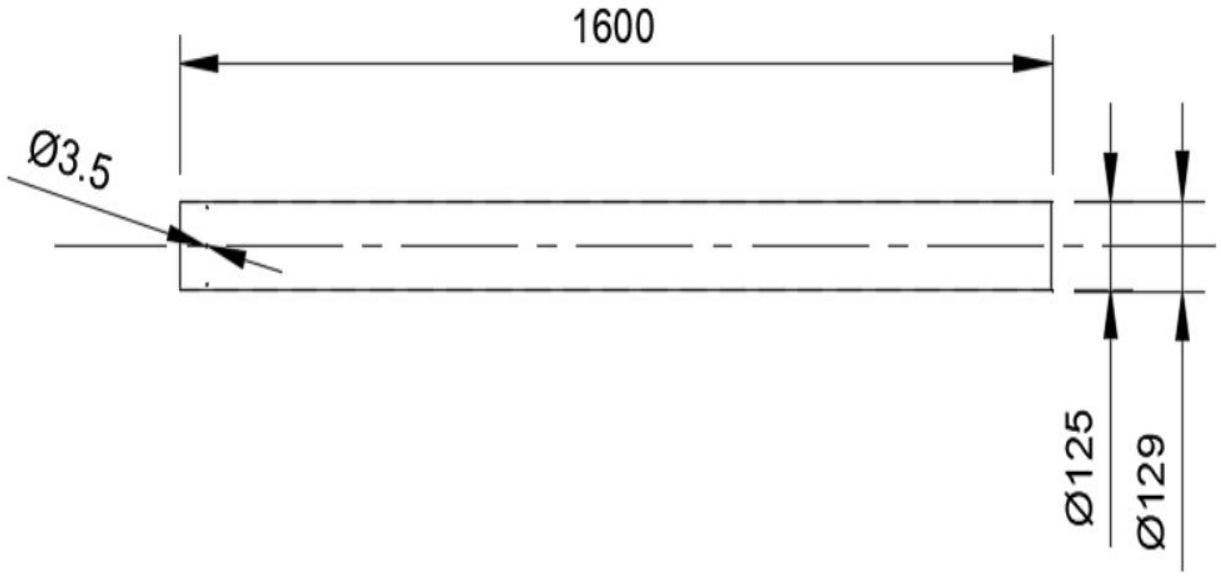
Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm





Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm





Yapısal – Gövde Parçaları

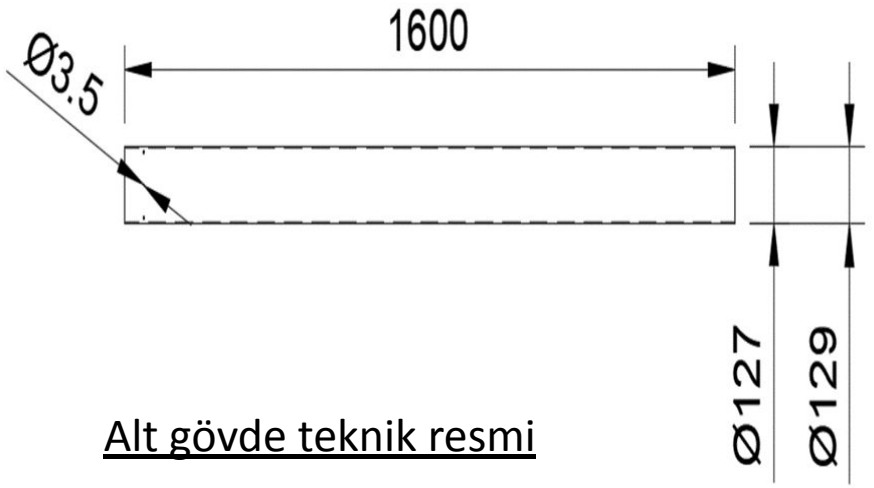
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Gövde parçaları fiberglasstan üretilecektir . Fiberglass mukavemeti yüksek bir maddedir. Esnek bir malzemedir. Üretiminde kullanılacak olan cam elyafın temini kolaydır. Kalıpların üretilmesi ile fiberglassın üretimi rahat bir şekilde yapılabilir.
Üretim Yöntemleri	:	Elimizde hazır olarak bulunmaktadır.

-Roketimizde iki gövde bulunmaktadır.
-Alt gövdenin uç kısmındaki shoulder ile üst gövde birbirine bağlanacaktır.
-Gövdelerin malzemesi fiberglass olarak seçilmiştir.
-Fiberglass esnek bir malzemedir. Fiberglass malzeme karbonfibere göre daha iyi sinyal geçirir; alüminyuma göre daha hafif ve dayanımlıdır.
-Alt ve üst gövde için önce kalıp tasarlayacağız , kalıp üretildikten sonra üreticide ürettireceğiz. Gövde kalıp üzerine fiberglass serilerek üretilecektir.
-Gövde içerisindeki motor sabitleyiciler, fin bağlantı diskleri, bulkheadlerde de alüminyumdan üretilecektir.

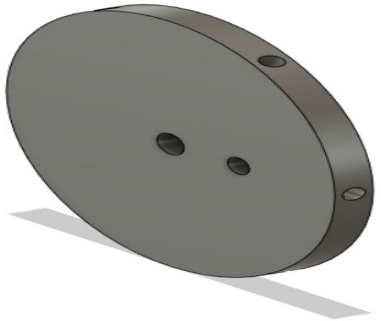
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Üst gövde-burun bağlantısı

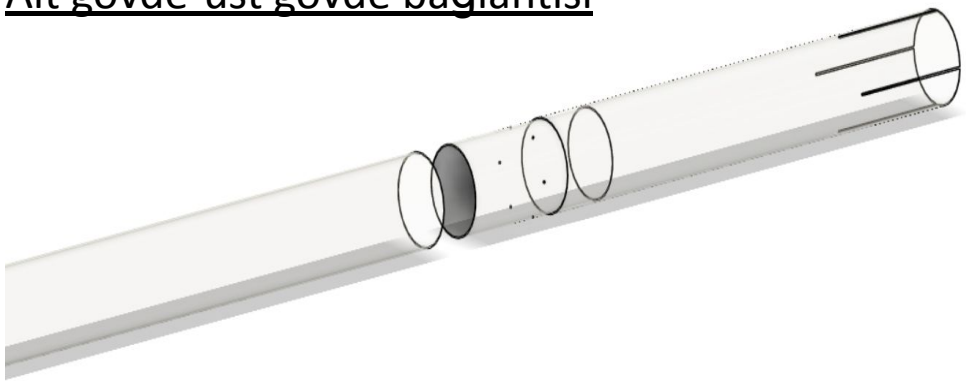
Üst gövde teknik resmi



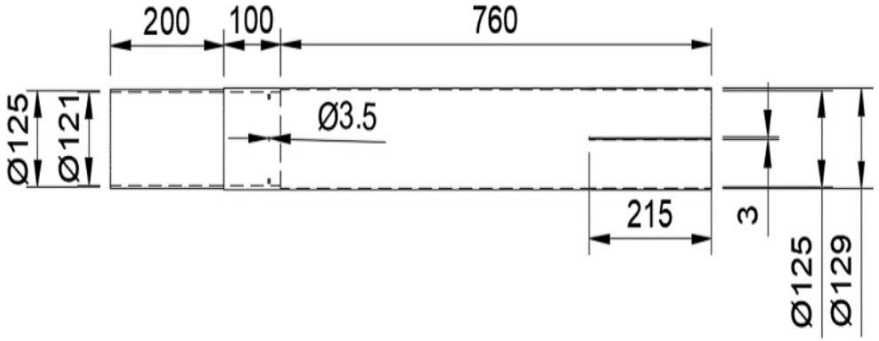
Motor bloğu



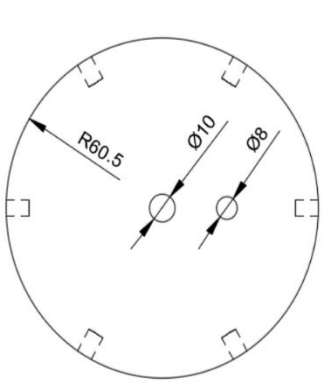
Alt gövde-üst gövde bağlantısı

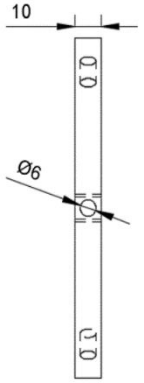


Alt gövde teknik resmi



Motor bloğu teknik resmi





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

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Motor bloğu malzemesi alüminyumdur. Üretim kolaylığı ve işleme kolaylığı ile birlikte ham maddeye ulaşım imkanı diğer malzemelere göre nispeten fazladır.
Üretim Yöntemleri	:	Motor bloğumuzu CNC ile ürettireceğiz.

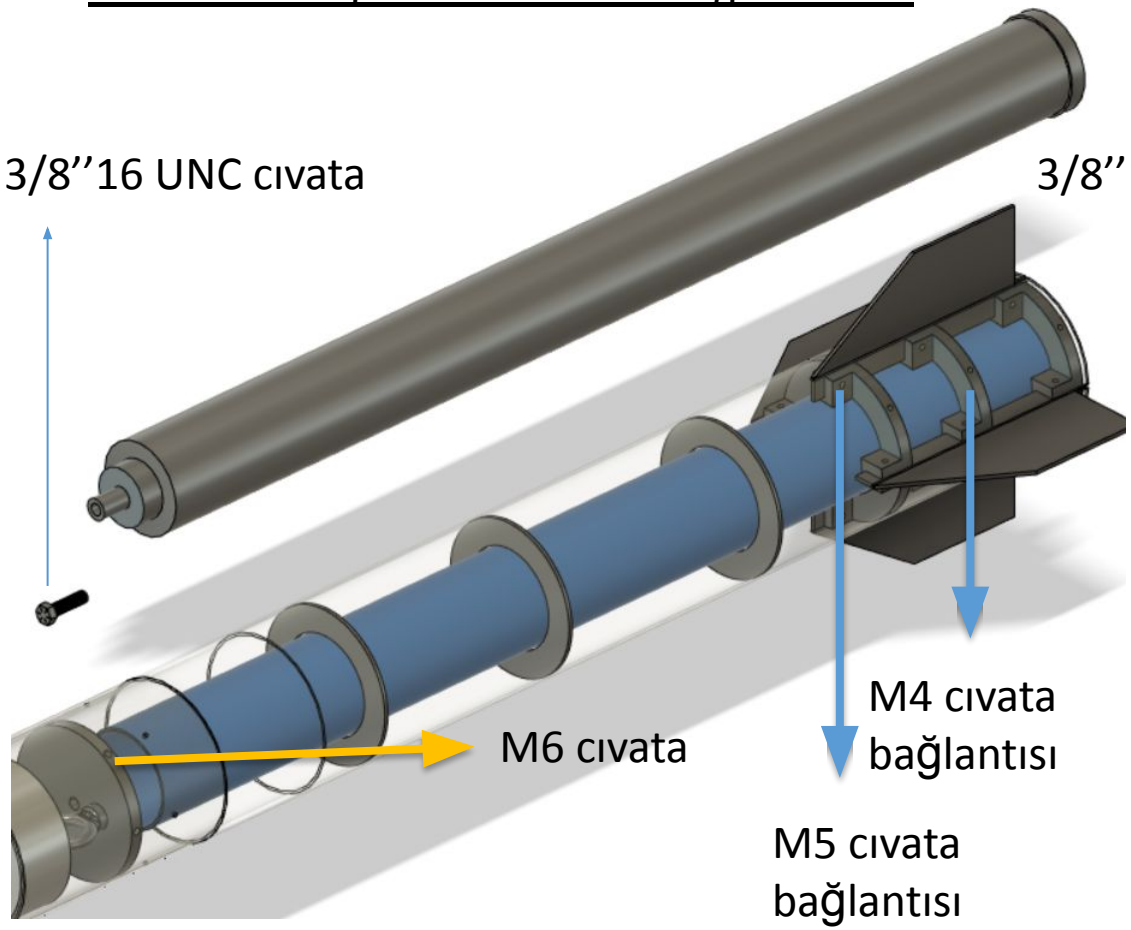
Motor bloğunu 6 adet M6 cıvata ile motor bloğunu gövdeye bağlayacağız.

Roketimiz iki gövdeden oluşmaktadır. Fakat entegrasyon gövdesi kullanmıyoruz. Onun yerine gövdeleri birbirlerine omuzlar (shoulder) üzerinden bağlayacağız. Motor bloğunu motora sabitleyecek şekilde 3/8’’-16 cıvata kullanacağız.

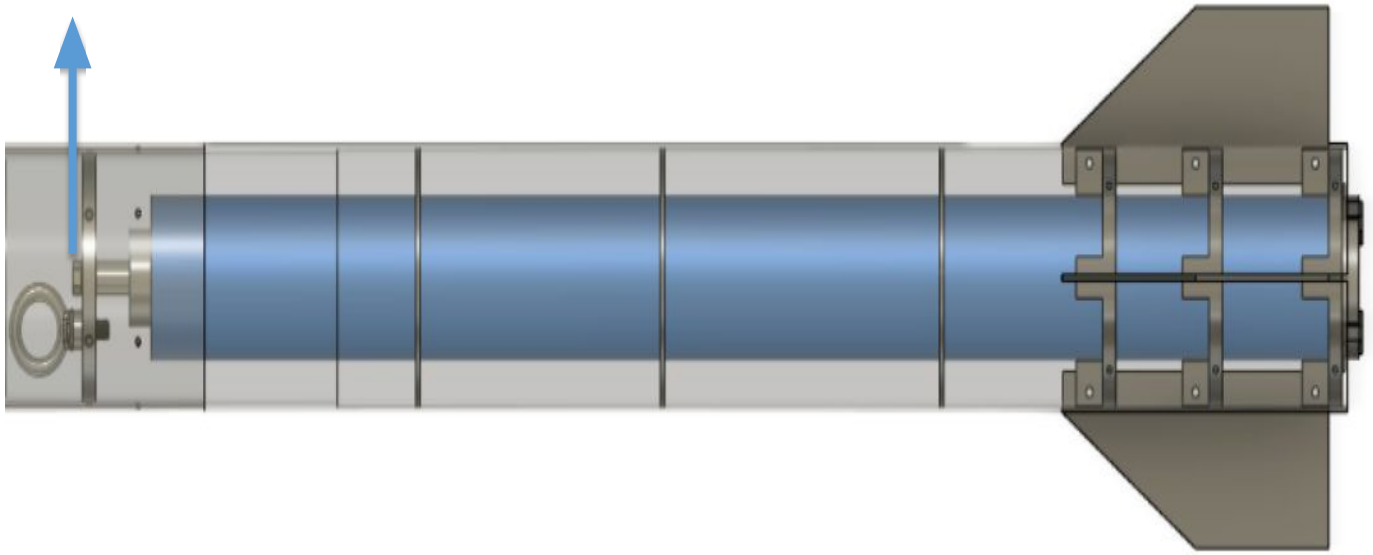
Gövdeleri birbirlerine bağlamak için shear pinler kullanacağız. Barutla oluşturduğumuz iç basınç sayesinde shear pinler kesilecek ve gövdeler birbirlerinden ayrıldıktan sonra kurtarma gerçekleştirilecektir.

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

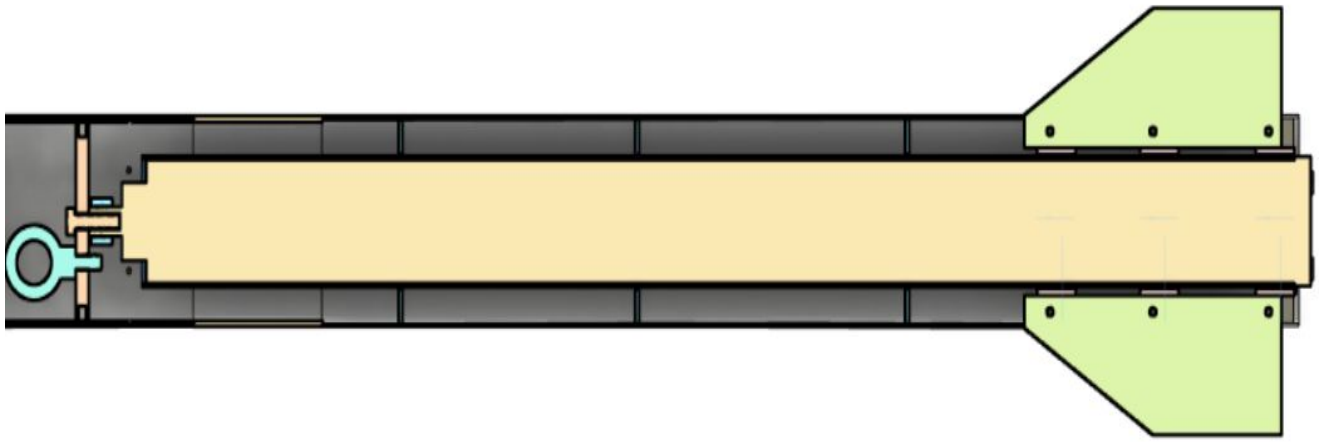
Motor montajından önceki CAD görüntüsü



Montajın son aşaması olan motor montajından sonraki CAD görünümü



Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



-Motoru sabitlemek için 3 adet 3 mm kalınlığında merkezleme halkası kullanacağız.
-Motoru sabitlemek için kullanacağımız motor bloğu 10 mm kalınlığındadır.
-Motor bloğunu motora sabitleyecek şekilde 3/8’’-12 cıvata kullanacağız.
-Kurtarmayı gerçekleştirebilmek için 1 adet mapa kullanıyoruz.
-Bir adet fiber glass somun motorun sabitlenmesinde kullanılacaktır.

İkinci/Alternatif Motor Seçimi

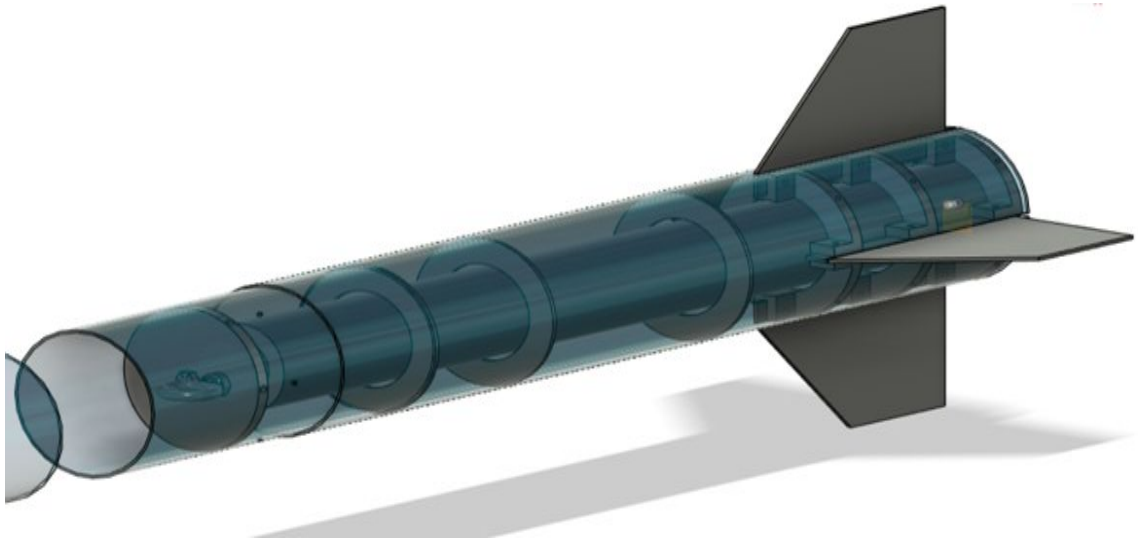
Değişiklik Yapılan Parça	Yapılan Değişiklik
Roket Boyu	2870 mm uzunluğundaki roket 3000 mm uzunluğa çıkartılmıştır.
Kanatçık Yüksekliği	Kanatçık yüksekliği 125 mm'den 85 mm'ye düşürülmüştür.

Değişken	Birincil Motor	İkinci Motor
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	1.84	0.74
Rampa çıkış Hızı (m/s):	32.1 m/s	32 m/s
Stabilite (0.3 Mach için):	2.48	2.06
En Büyük ivme(g):	8.54	9.88
En Yüksek Hız(m/s):	258 m/s	269 m/s
En Yüksek Mach Sayısı:	0.78	0.81
Tepe Noktası İrtifası (m):	3008 m	3000 m

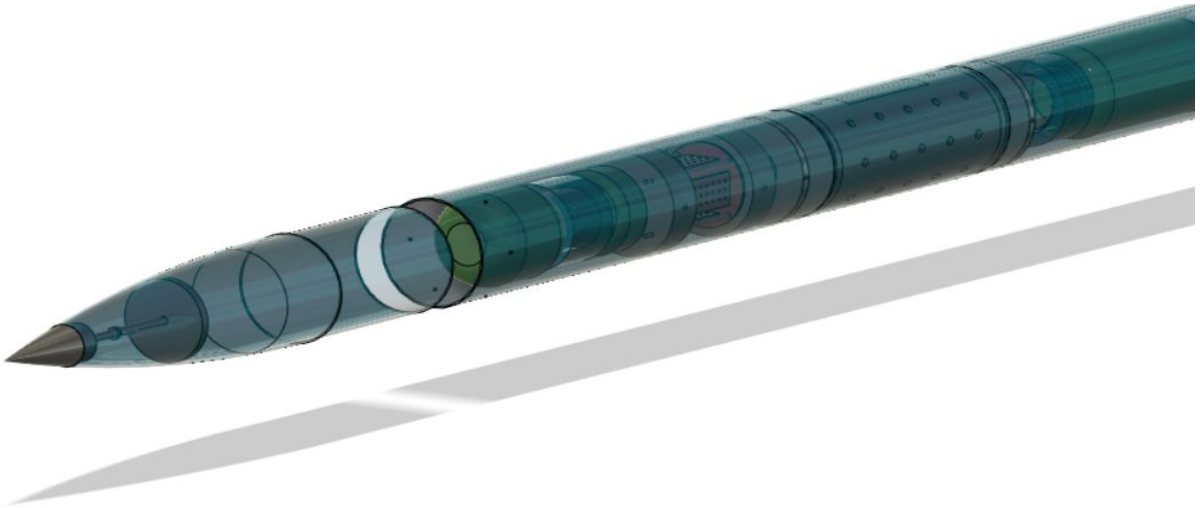
Roket Bütünleştirme Stratejisi

Genel Roket Görünümü

Üst Gövde ve Alt Gövde Bağlantısı



Burun ve Üst Gövde Bağlantısı=

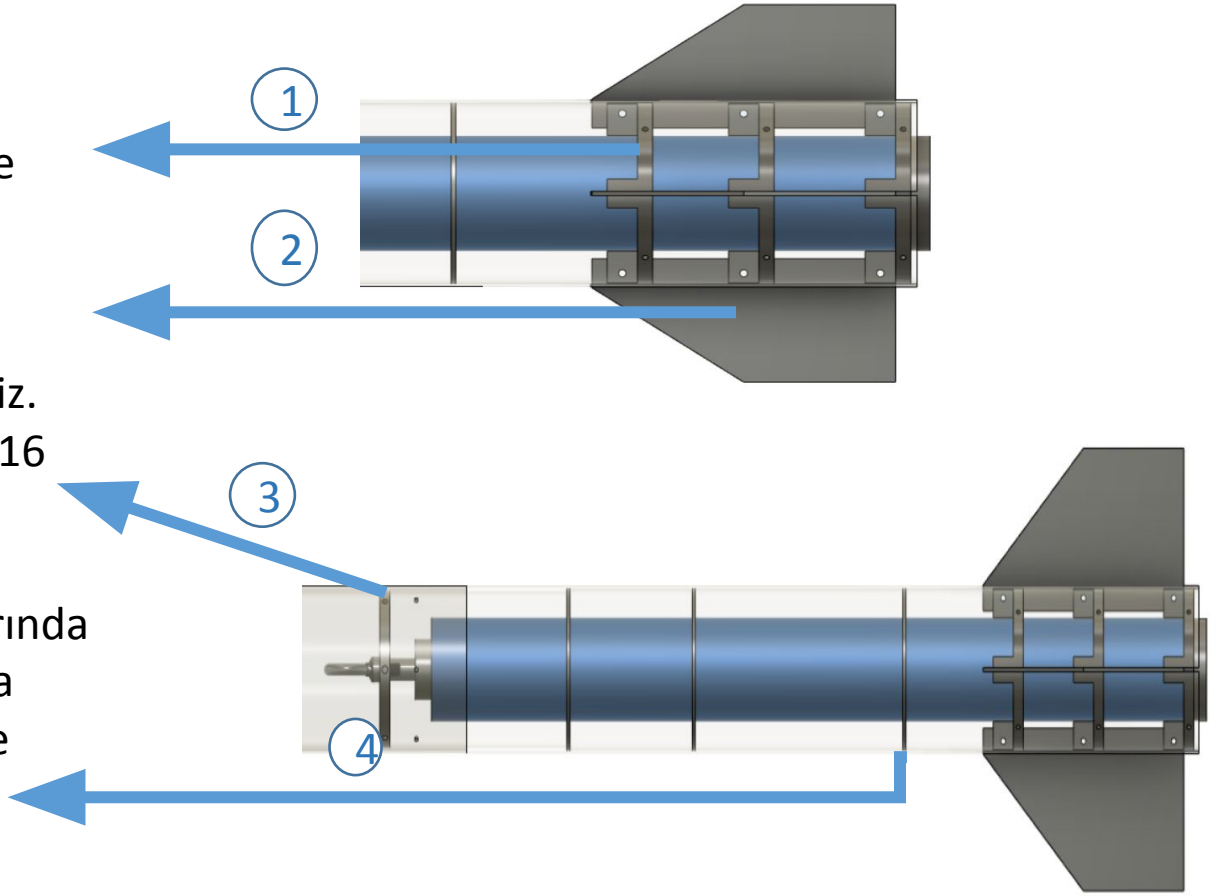


Roket Bütünleştirme Stratejisi

Alt Gövde:

Fiberglass malzemeden üretilecektir.

1-İlk olarak kanatçık disklerini M4 cıvatalar ile gövdeye bağlayacağız. 3 adet kanatçık diskimiz var.
2-Kanatçıkları , kanatçık disklerine M5 cıvatalar ile bağlayacağız.
3-Motor diskini M6 cıvatalar ile gövdeye sabitleyeceğiz. Motoru en son yerleştirdiğimizde motor diskine 3/8’’16 UNC cıvata ile bağlayacağız. Motor diskinin üzerinde paraşüt ipinin bağlanabilmesi için bir mapa olacak.
4-Motor kılıfını sabitleyebilmek için 3 adet 3 mm civarında kalınlığa sahip disk kullanacağız. Diskleri motor kılıfına yapıştırdıktan sonra motor kılıfı ile birlikte alt gövdeye yerleştireceğiz.



Roket Bütünleştirme Stratejisi

Üst Gövde:

5- Üst kurtarma diskleri roketin dışından montajlanacaktır.

6-Pencerenin tam ortasından aviyonik kutusu yerleştirilecektir. Barut patlamalarından korunma amaçlı barut diskleri ile arasına yalıtım köpük sıkılacaktır.

7-Alt kurtarma sistemi de rokete dış gövdeden yerleştirilecektir.

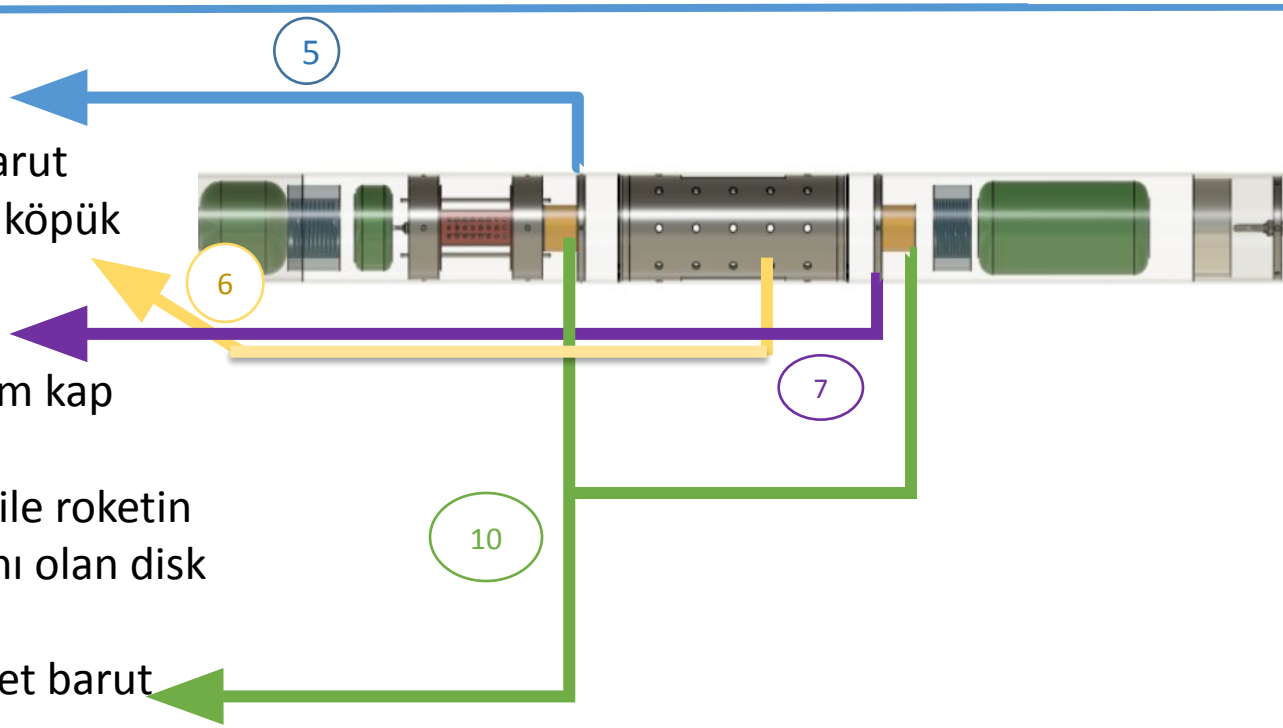
8-Payload ve tepe paraşütünün etrafına koruma amaçlı alüminyum kap koyulacaktır.

9- Barutun patlaması sırasında burun omuz kısmını itmesi sebebi ile roketin burun kısmına bakan kısma da burnun omuz kısmına iç çap ile aynı olan disk yerleştirilecektir. .

10-Gövdede bulunan pencere sayesinde roketin atış alanında roket barut hazneleri doldurulup yerine takılacaktır.

11- İrtifa ölçümü yapacak olan AltimeterTwo cihazını pencere yardımı ile roketin aviyonik kısmına yerine yerleştirilecektir.

12- Pencereden barut disklerine ve aviyonik disklerine montaj yapılacaktır. Eğer gerekirse bir kılavuz oluşturulup orata montaj yapılacaktır. Gerekli olup olmadığını yapacağımız kurtarma testi gösterecektir.



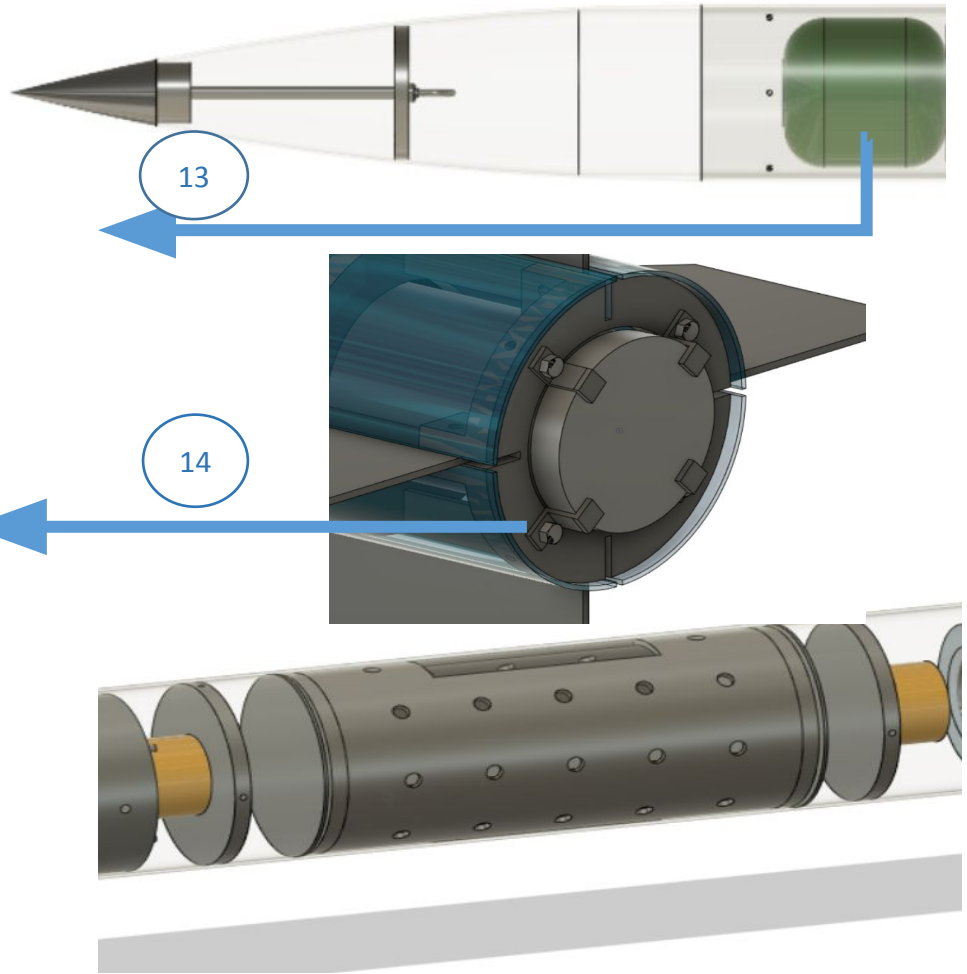
Roket Bütünleştirme Stratejisi

Burun:
13-Burada sadece ana paraşüt yer alacaktır.

Ana paraşüt yanmaz kumaş ile kaplanacaktır. Böylece baruttan dolayı herhangi bir hasar görmesini engellemiş olacağız.

Motor Montajı:
14-En son olarak motor yuvasına roket motoru yerleştirilecektir. Sağlamlık açısından Z şeklinde olan 4 parça , motorun altından roketin kanat disklerinin en alt kısımdan montajlanarak motorun montajı tamamlanacaktır.

AltimeterTwo
Uçuş öncesi barut dolumu yapılacak ve AltimeterTwo cihazı pencereden yerleştirilecektir. Aviyonik başlatması yapıldıktan sonra da pencere kapatılacaktır.



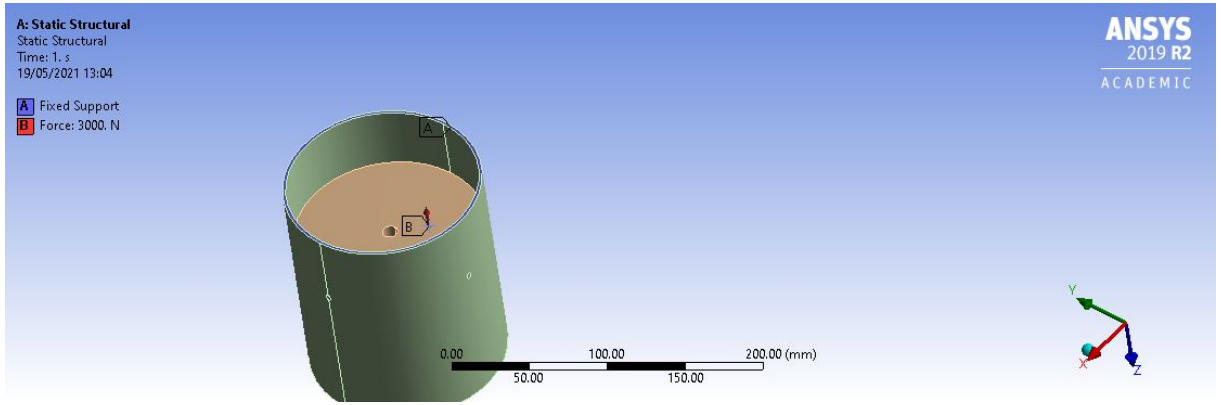
Yapısal Analizler

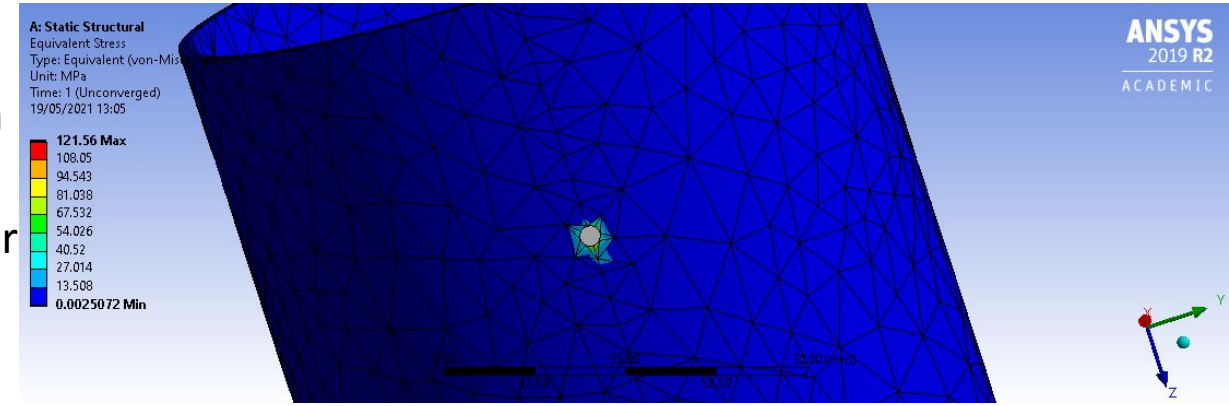
Yapısal/Mekanik Mukavemet Testleri	Test Takvimi	Test Yöntemi
Gövde Borusu Basma Testi	20-27 Nisan 2021	Gövdeye yüksek kuvvetlerde laboratuvar ortamında basma testi yapılacak.
Fin Dayanıklılık Testi	29–30 Nisan 2021	Rüzgar tüneli ile finler üzerindeki kuvvet akış analizleri incelenecektir. Bu analiz sonuçları, Ansys fluent analizinde alınan verilerle kıyaslanıp, analiz uyumlulukları ve sistemin üretime uygunluğu test edilecektir.
Motor ShockPlakası Dayanım Testi	2-7 Mayıs 2021	Noktasal ve alansal olarak kademeli sürelerle kuvvet uygulanacak.
Motor Sabitleyicilerinin Dayanıklılık Testi	8-15 Mayıs 2021	Komponentlerin motor fiziksel özelliklerinde bir gövdeye sabitleyip yüksek itki kuvveti uygulanacak.

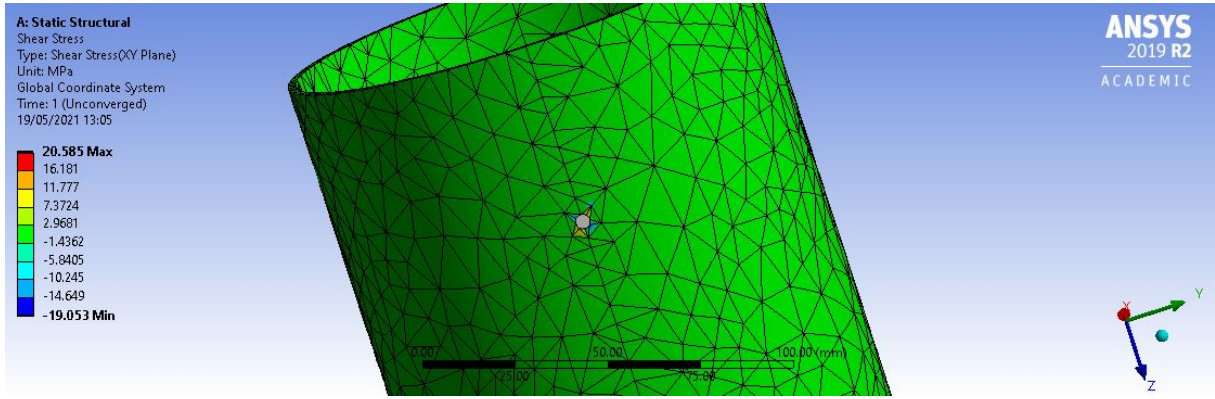
Yapısal Analizler

Motor yatağı analizi

Analizimiz ANSYS Workbench 2019 R2 programıyla yapılmıştır. Analiz türümüz Static Structural'dır. Analiz geometrimiz bir ucundan ankastre mesnetlenmiş gövde parçası silindirik eleman ve buna 4 adet M4 civatayla sabitlenmiş motor diskinden oluşmaktadır. Motor diskine ortalama F=3kN kuvvet etkimektedir. Gövde malzemesi olarak CarbonFiber(240 Mpa), Disk malzemesi olarak Aluminium 6061(t6) alaşımı, civata malzemesi olarak Yapı çeliği kullanılmıştır. Element tipimiz quadratic tetrahedral elemandır.





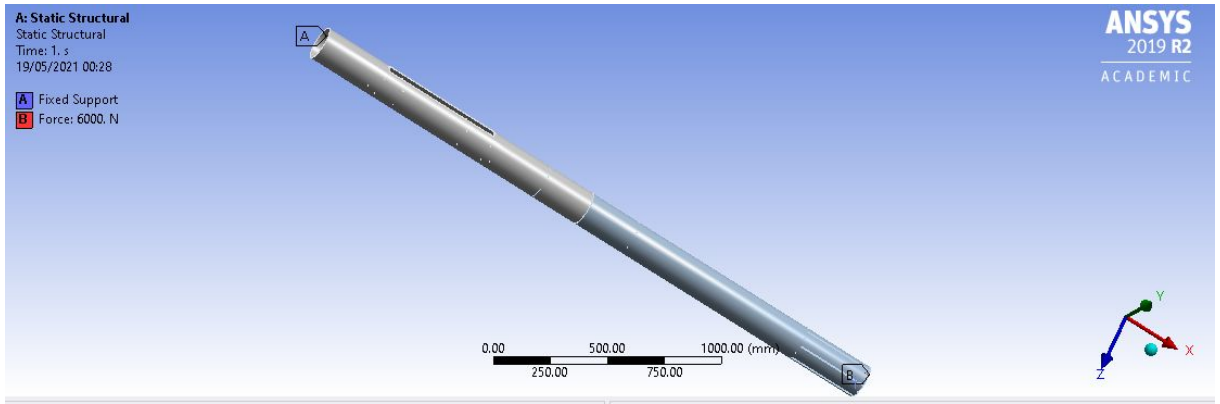


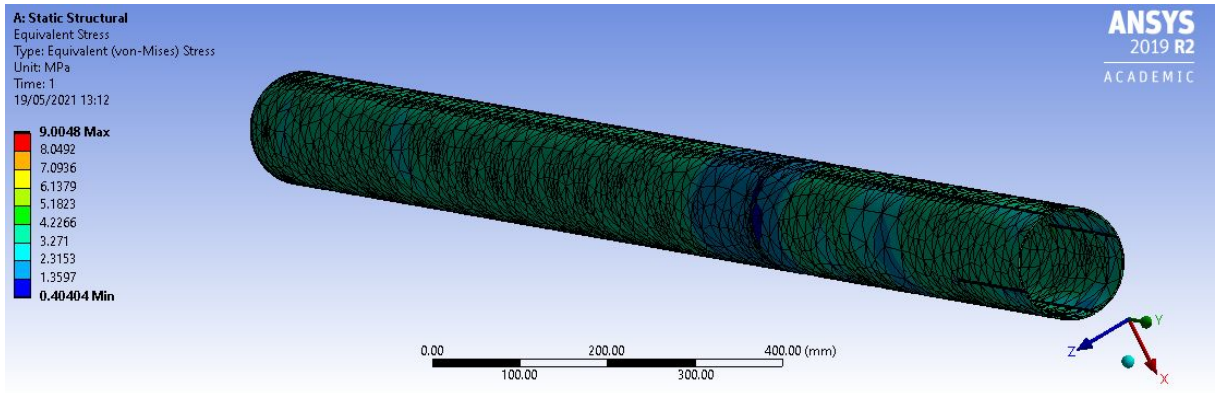
Analiz sonuçları beklenilen değerlerdedir. Sistemimiz emniyetlidir

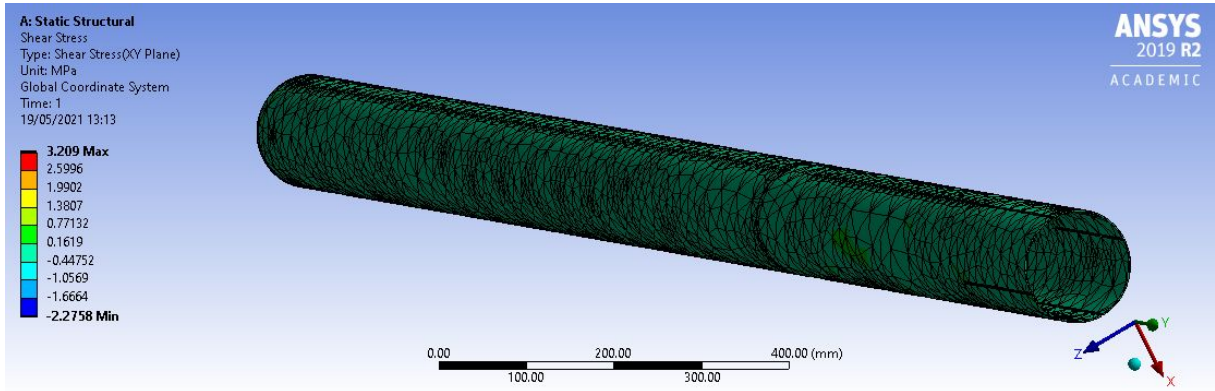
Yapısal Analizler

Gövde Basma Analizi

Analizimiz ANSYS Workbench 2019 R2 programıyla yapılmıştır. Analiz türümüz Static Structural'dır. Analiz geometrimiz bir ucundan ankastre mesnetlenmiş üst gövde parçası silindirik eleman ve buna sabitlenmiş alt gövde parçası silindirik elemandan oluşmaktadır. Alt gövdeye ortalama F=3kN kuvvet etkimektedir. Gövde malzemesi olarak CarbonFiber(240 Mpa) kullanılmıştır. Element tipimiz quadratic tetrahedral elemandır.





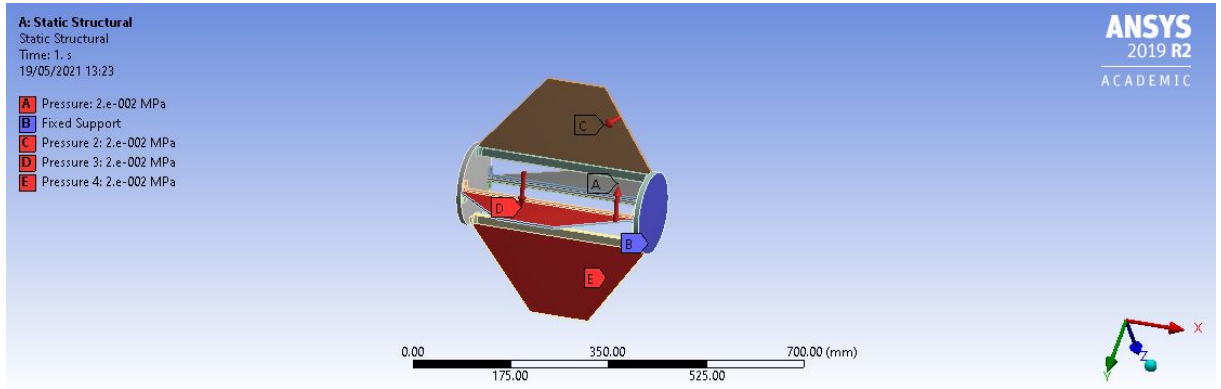


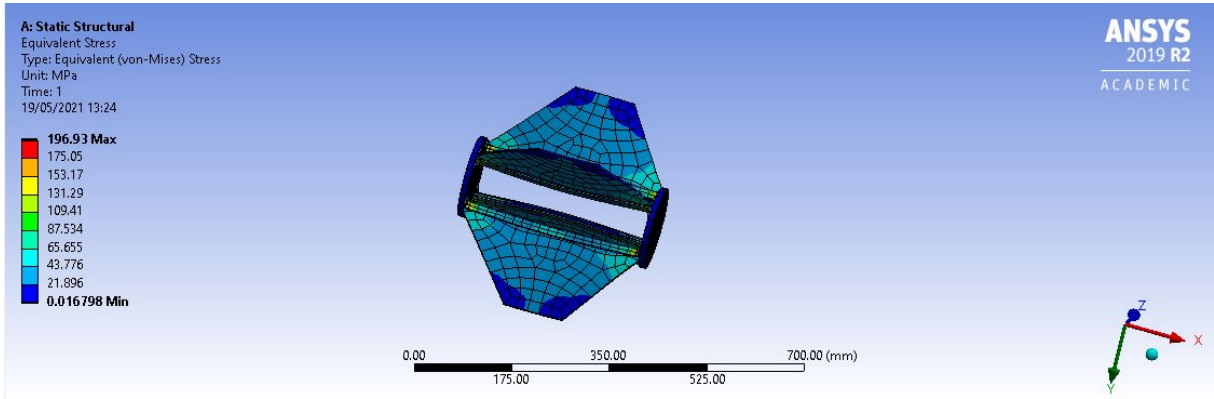
Analiz sonuçları beklenilen değerlerdedir. Sistemimiz emniyetlidir

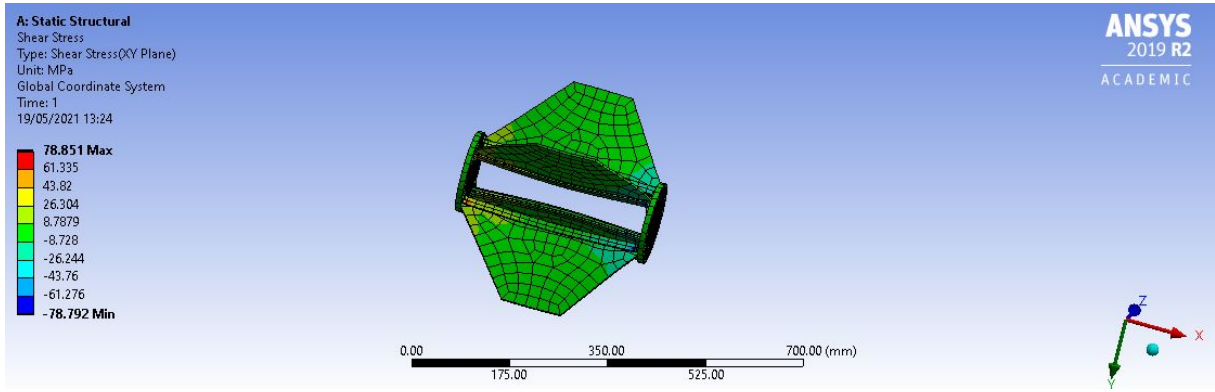
Yapısal Analizler

Kanatçık Bağlantı Analizi

Analizimiz ANSYS Workbench 2019 R2 programıyla yapılmıştır. Analiz türümüz Static Structural'dır. Analiz geometrimiz bir ucundan ankastre mesnetlenmiş iki disk, bunlar arasında sabitlenmiş 4 adet kanatçık tutucu ve bunlara sabitlenmiş 4 adet kanatçıktan oluşmaktadır. Kanatçıklara ortalama P=0.02MPa basınç etkimektedir. Disk, kanatçık ve kanatçık tutucu malzemesi olarak Aluminium 6061(t6) alaşımı kullanılmıştır. Element tipimiz linear hexahedral elemandır.







Analiz sonuçları beklenilen değerlerdedir. Sistemimiz emniyetlidir

Yapısal Testler

Yapısal/Mukavemet Analizleri	Analiz Programı / Yöntemi	Elde Edilen Verilerin Yorumu
Basma Analizi	ANSYS/ Sonlu Elemanlar	Uçuş esnasında rokete gelecek olan kuvvetleri ön görerek sağlıklı bir uçuş yapması için gerekli değerler çıkarılıp bir emniyet sayısı çıkarılacak.
Finlerin Eğilmesi	ANSYS / Sonlu Elemanlar	Finlere gelecek olan basınçlar doğrultusunda finlerin dayanımına bakılacaktır.
Bağlantı Elemanların Analizi	ANSYS / Sonlu Elemanlar	Bağlantı elemanlarına gelecek olan kuvvetleri ön görerek emniyet katsayıları bulunacaktır.
Motor Diskinin Analizi	ANSYS / Sonlu Elemanlar	Motordan gelecek olan kuvvetler göz önüne alınarak roket üzerinde gövdede bir hasar bırakıp bırakmadığı gözlemlenecektir.

Kütle Bütçesi 1/5

Roket Ürün Ağacı				
Alt Sistem İsmi	Komponent	Kütle	Malzeme	Adet
Burun konisi	Koni	600	Karbon fiber	1
	Denge Ağırlığı	1800	Çelik	1
	Shoulder	566	Karbon fiber	1
Kurtarma sistemi 2	Burun ucu diski	15.5	Alüminyum	1
	Mapa	102	Çelik	3
	Ana paraşüt	258	Ripstop naylon	1
	Şok kordonu	1	Elastik ip	1
	İttirme diski	331	Alüminyum	1
	Paraşüt kutusu	6.22	Balsa	1
	Barut	350	Alüminyum	1

- "-" işareti belirsiz bilgiyi ifade eder.

Kütle Bütçesi 2/5

Roket Ürün Ağacı				
Alt Sistem İsmi	Komponent	Kütle	Malzeme	Adet
Ana gövde	Ana gövde	2361	Fiberglass	1
	Ray butonu	1.79	Alüminyum	1
	Karabina	150	Çelik	2
	Isı yalıtım	50	Köpük	2
Payload (4000 g)	Li-Po Pil	-	-	1
	GPS	-	-	1
	X-Bee Haberleşme Modülü	18.2		1
	Anten	24.8	-	1
	Çeşitli Elektronikler	-	-	-
	Payload Diskleri	1042	Çelik	2

Kütle Bütçesi 3/5

Roket Ürün Ağacı				
Alt Sistem İsmi	Komponent	Kütle	Malzeme	Adet
Aviyonik Sistem	Adafruit Ultimate GPS	8.5	-	1
	GY-GPSV3 NEO-M8N	7	-	1
	X-Bee Haberleşme Modülü	18.2	-	3
	Li-Po Pil	-	-	2
	Adafruit BNO55	3	-	1
	Adafruit BME280	1	-	1
	Anten	24.8	-	3
	LM2596 Voltaj Regülatörü	11.6	-	10
	Devre Kartı	-	-	2
	Teensy 3.6	8	-	2
	STM32F103C8T6	6		1
	Aviyonik kutusu	9.31	Balsa	1
	Disk	30	Balsa	2

Kütle Bütçesi 4/5

Roket Ürün Ağacı				
Alt Sistem İsmi	Komponent Adı	Kütle [gr]	Malzeme	Adet
Kurtarma Sistemi 1	Mapa	100	Çelik	2
	Disk	477	Alüminyum	1
	Barut	300	Alüminyum	1
	Payload paraşütü	138	Ripstop Naylon	1
	Tepe paraşütü	36.9	Ripstop Naylon	1
	Payload kutusu	8.2	Balsa	1
	Şok kordonu	1	Elastik İp	1

Kütle Bütçesi 5/5

Roket Ürün Ağacı				
Alt Sistem İsmi	Komponent Adı	Kütle [gr]	Malzeme	Adet
Motor	Merkezleme halkası	33.2	Alüminyum	4
	Motor bloğu	494	Alüminyum	1
	Mapa	102	Çelik	2
	Motor (yakıtlı)	7032	-	1
	Motor kılıfı	900	Alüminyum	1
	Isıl Yalıtım	100	Köpük	1
	Denge Ağırlığı	3600	Çelik	1
Motor Gövde	Gövde	1685	Karbon fiber	1
	Ray butonu	1.79	Alüminyum	1
	Kanat	136	Alüminyum	4
	Kanat Destek	260	Alüminyum	3
Toplam		27980		

Optimizasyona Tabii Gereksinimler

Gereksinim	Tasarım Seçenekleri	Optimizasyon Kriteri-1	Optimizasyon Kriteri - 2	Sonuç ve Tasarıma Etkisi
Gövde Malzemesi Seçimi	Karbon Fiber /Alüminyum Gövde	Dayanım	Kütle	Hafif ve dayanıklı olması dolayısıyla Karbon Fiber seçilmiştir.
Aviyonik Gövdesi	Fiber Glass / Karbon Fiber	Sinyal Geçirgenliği		Sinyal geçirgenliği kritik bir değer olduğu için başka bir kritere bakmadan FiberGlass seçimi yapılmıştır.
Roket Diskleri	Alüminyum disk / Çelik Disk	Kütle	Dayanım	Dayanım aralıkları çeliğin çok yüksektir.
Kurtarma Sistemi	Barut / CO2 / Yay sistemi	Roket içerisinde kapladığı hacim	Kütle	Hepsini değerlendirdiğimiz de barutun daha avantajlı olduğunu düşünmekteyiz

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
	TÜM KATEGORİLER İÇİN GEÇERLİ TEMEL GEREKSİNİMLER			
3.1.1	Yarışmada dört kategori bulunmaktadır; • Lise Kategorisi (5.000 feet) • Orta İrtifa Kategorisi (10.000 feet) • Yüksek İrtifa Kategorisi (20.000 feet) • Zorlu Görev Kategorisi (10.000 feet)			
3.1.2	Fırlatma sonrası rokete ait tüm alt sistemlerin ve faydalı yükün tekrar kullanılabilir şekilde kurtarılması gerekmektedir.			Belirtilen şekilde planlamalar yapılmıştır.
3.1.3	Yarışmaya katılan yarışmacılardan Yarışma Şartnamesinde belirtilmiş olan gereksinimleri karşılayacak bir roket tasarımı yapması, roketi üretmesi ve Yarışma Komitesi tarafından finalist takımlara sağlanacak roket motoru kullanılarak başarılı bir şekilde roketin ateşlenip hedef irtifaya ulaşacak şekilde uçurulması beklenmektedir			
3.1.4	Yarışmaya Lise Kategorisinde yalnızca lise öğrencileri katılabilir			
3.1.5	Yarışmaya Yüksek İrtifa ile Zorlu Görev Kategorileri'nde lisans ve lisansüstü öğrencileri ile mezunlar katılabilir.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.1.6	Yarışmaya Orta irtifa Kategorilerinde lise, lisans ve lisansüstü öğrencileri ile mezunlar katılabilir			Üyeler lisans öğrencileridir.
3.1.7	Farklı öğrenim/öğretim kurumlarından kurulan karma takımlar halinde yarışmaya kabul edilir.		3	
3.1.8	Yüksek İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerine lisans ve lisansüstü öğrencileri ile mezunların başvurabilmesi için takım üyelerinin daha önce yurtiçi ve/veya yurtdışında düzenlenen roket yarışmalarında asgari bir kez atış yapmaya hak kazanmış ve atış alanında bulunmuş takımların üyesi olması gerekmektedir.			
3.1.9	Lise öğrencilerinden oluşan takımların Yüksek İrtifa Kategorisinde yarışabilmesi için yurt içinde ve yurt dışında lise ve orta kategorisinde asgari üst üste iki (2) yıl atış yapmaya hak kazanmış olmaları gerekmektedir			
3.1.10	Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur.		2	
3.1.11	Takımlar en az dört (4) en fazla altı (6) kişiden oluşmalıdır.		3	Takımımız 6 kişiden oluşmaktadır.
3.1.12	Bir takımın üyesi başka bir takımda üye olarak yer alamaz.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.1.13	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur. Takım danışmanı ile ilgili özellikler 3.1.26 no'lu maddede yer almaktadır.		2	
3.1.14	Bir takım sadece bir kategoriden başvuru yapabilir. İki farklı kategoriden başvuru yaptığı tespit edilen takımlar (ve üyeleri) değerlendirilmeye tabi olmadan yarışmadan elenecektir.			
3.1.15	Her takım yarışmaya sadece bir (1) adet roket ile katılabilir.			
3.1.16	Son başvuru tarihinden sonra yapılan başvurular değerlendirilmeyecektir.			
3.1.17	Yarışmacılar gerekli görülen hesaplamaları, raporları, sunumları ve ilgili diğer dokümantasyonları Yarışma Komitesinin belirlediği standartlara uygun olarak hazırlamalıdır.			
3.1.18	Takımlardan başvuru bitiş tarihinden sonra sırasıyla Ön Tasarım Raporu (ÖTR), Kritik Tasarım Raporu (KTR) ve Atış Hazırlık Raporu (AHR) istenecektir.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.1.19	Her bir rapor sonrasında, takımlar alanında uzman hakemler tarafından değerlendirilecek ve bir sonraki rapor aşamasına geçmesi uygun görülen takımlar belirlenecektir.			
3.1.20	Raporların son teslim tarihleri Yarışma Takviminde belirtildiği gibidir.			
3.1.21	Takımlar; Proje Planı, Proje Bütçesi, Kontrol Listesi, Görevli Personel Listesi (Takım Danışmanı dâhil olacak şekilde) ve Risk Analizi hazırlamalıdır.		120,128, 129,5	
3.1.22	Uluslararası öğrenci ve katılımcılar ÖTR'de özellikle belirtilmelidir.			
3.1.23	Yarışma boyunca görev alacak takım üyeleri ve takım danışmanı listelenmelidir.		5	
3.1.24	Her takım sadece bir (1) motor kullanma hakkına sahiptir.			
3.1.25	Yukarıda belirtilen şartları sağlamayan takımların başvuruları geçersiz sayılacaktır.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.1.26	Danışman aşağıdaki kriterleri sağlamalıdır:			
3.1.26.1	Her takımın yalnızca bir danışman bulundurması gerekmektedir.			
3.1.26.2	Bir danışman yalnızca tek bir takıma danışmanlık yapabilir			
3.1.26.3	Danışman olarak eğitim/öğretim kurumlarında görevli öğretmenler/akademisyenler veya daha önce yurtiçi ve/veya yurtdışında düzenlenen roket yarışmalarına katılım sağlamış takımların üyeleri veya danışmanları kabul edilecektir.			
3.1.26.4	Danışman olarak görev yapacak kişiler, çalıştığı ilgili eğitim/öğretim kurumlarından alacakları öğretmenlik/eğitmenlik/akademisyenlik yaptığına ve kurum tarafından yarışma takımı için danışman olarak görevlendirildiğine dair belgeyi KTR ile sisteme yüklemelidir.			
3.1.26.5	Danışman olarak görev yapacak kişilerin danışmanlık görevlerini yerine getireceğine dair belgenin ıslak imzalı hali ÖTR ile sisteme yüklenmesi gerekmektedir.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.1.26.6	Danışman değişikliği olması durumunda yazılı olarak ilgili TEKNOFEST Yarışma Komitesinin ivedi olarak bilgilendirilmesi zorunludur.			
3.1.26.7	Yarışmacı, başvuru yapmadan önce yarışma hakkındaki tüm açıklamaları ve katılım koşullarını okuyup onaylamak (başvurunun yapılması yarışmacının kuralları onayladığının göstergesi olarak kabul edilecektir) suretiyle yarışmaya katılacaktır.			
3.1.26.8	Lise takımlarının öğretmen danışmanları kendi okullarından olmak şartıyla fen bilimleri alanından bir öğretmen veya daha önce yurt içi veya yurt dışında roket yarışmalarını katılım sağlamış herhangi bir alandan öğretmen olmalıdır. (Bu koşul DENEYAP ve BİLSEM kurumlarından kurulan takımlar için uygulanmayacaktır)			
3.1.26.9	Üniversite takımlarında öğretim üyesi/akademisyen danışmanlar Mühendislik ve Fen Bilimleri alanlarında herhangi bir fakültede görevli akademisyen (araştırma görevlisi, öğretim üyesi) veya daha önce yurt içi veya yurt dışında roket yarışmalarını katılım sağlamış herhangi bir alandan akademisyen olmalıdır.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.1.26.10	Mezunlardan oluşan takımlarda danışmanlar daha önce yurt içi veya yurt dışında roket yarışmalarını katılım sağlamış herhangi bir alandan öğretmen/akademisyen olmalıdır.			
3.1.26.11	Takım dereceye girerek ödül almaya hak kazandığı takdirde danışman ödül miktarından faydalanamayacaktır.			
3.1.27	Ödül kazanma şartlarını sağlayan her kategoriden ilk üç takıma para ödülü verilecektir. Ödül kazanma şartları ve ödül miktarları ödüllerle ilgili bölümde açıklanmıştır.			
3.1.28	Roket yarışması kapsamında “en iyi takım ruhu” ve “en özgün tasarım” ödülleri de yarışmada değerlendirmeler sonucu hak kazanan takımlara 4 kategori için de verilecektir.			
3.1.29	TEKNOFEST Yarışmalar Komitesi ROKET Yarışması alanında bulunacak üye sayısını herhangi bir gerekçeyle sınırlandırma yetkisine sahiptir. Sınırlandırma yapılması durumunda Yarışma Komitesi tarafından gerekli bilgilendirme yapılacaktır.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.1.30	Finale kalan takımlara sağlanacak ulaşım ve konaklama desteği sınırlıdır. Destek verilecek kişi sayısı TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından takımlara daha sonra bildirilecektir.			
3.1.31	Yarışmacıların teslim etmiş olduğu herhangi bir üründen veya yarışmacıdan kaynaklanan herhangi bir yaralanma veya hasardan TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi hiçbir şekilde sorumlu değildir.			
3.1.32	Yarışmacıların üçüncü kişilere verdiği zararlardan TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi sorumlu değildir.			
3.1.33	Takımların sistemlerini Türkiye Cumhuriyeti yasaları çerçevesinde hazırlamaları ve uygulamalarını sağlamaktan TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi sorumlu değildir.			
3.1.34	TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi işbu şartnamede her türlü değişiklik yapma hakkını saklı tutar.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
	ORTAK GEREKSİNİMLER			
3.2.1.1	Roket motorları TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından tedarik edilecek olup takımlar motor tedariki yapmayacaktır.			
3.2.1.2	Her finalist takıma, TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından daha önceden bildirilmiş olan bir (1) adet motor entegrasyon gününde verilecektir (Motorlar takımlara yarışma öncesinde verilmeyecektir.).			
3.2.1.3	Motor, rokete entegre edilmeye hazır bir şekilde takımlara verilecektir.			
3.2.1.4	Takımların motor ve motora dair herhangi bir alt bileşen için tasarım ya da üretim yapması kesinlikle yasaktır (Lise, Orta ve Yüksek İrtifa ile Zorlu Görev kategorilerinde motordan çıkacak olan ısı, gaz vb. gibi etkenler roket tasarımını etkileyen faktörler değildir).			
3.2.1.5	Lise, Orta ve Yüksek İrtifa kategorilerinde paralel ya da seri kademeli roket tasarımları ve küme (İng. cluster) denilen tek gövde içerisindeki çoklu motor sistemleri yarışma konseptine dâhil değildir.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.1.6	Lise ve Orta İrtifa kategorilerinde yarışacak her takım motor kataloğundan iki motor seçecektir. Takımların roket tasarımlarının ufak değişikliklerle her iki motora da uyarlanabilir olması beklenmektedir.		4-5	
3.2.1.7	İki farklı çapta roket motoru seçimi yapılarak iki farklı tasarım ile başvuru yapılmasına izin verilmeyecektir. Konuyla ilgili detaylı bilgi motor kataloğunda ve ÖTR şablonunda yer almaktadır. (İzin verilen değişimler; kütle ekleyip çıkarma, kanatçık boyut/geometri/sayısı değişimleri, burun geometrisinde değişimler, roket içi sistem sıralama değişimleri, malzeme değişimleridir).		4-5	Tasarımlarımız aynı çaptadır.
3.2.1.8	Takımların seçmiş olduğu iki alternatiften farklı bir motorun TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından tahsis edilmesi durumunda (motor tedarikinde ortaya çıkabilecek kısıtlar ve motor stokları dikkate alınarak) en geç KTR aşamasında bu durumdan etkilenen takımlara bu karar bildirilecektir.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.1.9	Yüksek İrtifa kategorisinde yarışacak takımlar roket tasarımlarını TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından belirlenecek motor için yapacaklardır. TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından tahsis edilecek motor dışında başka bir motor dikkate alınarak roket tasarımı yapılması kabul edilmeyecektir (Konuyla ilgili detaylı bilgiye motor kataloğunda ve ÖTR şablonunda yer almaktadır).			
3.2.1.10	Roket motorlarının yarışmada ateşlenmesi işlemi TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından sağlanacaktır.			
3.2.1.11	Roketlerin çıktığı azamî irtifanın ispatlanabilmesi için tüm takımlara birer adet “Jolly Logic AltimeterTwo” altimetresi TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından entegrasyon günü sonunda atış hakkını kazanan takımlara elden teslim edilecektir.			
3.2.1.12	Altimetre cihazlarının şarj edilmesi ve atış günü çalıştırılması tamamen takımların sorumluluğunda olacaktır.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.1.13	Kurtarma işlemini yapan takımların, roketin kurtarılan bileşenleriyle birlikte altimetre de değerlendirmek üzere hakem heyetine teslim edilmesi ve herhangi bir ek müdahaleye gerek kalmadan altimetreden irtifa verisinin okunabilmesi gerekmektedir.			
3.2.1.14	Araçta bağımsız olarak kurtarılacak her kısmın (faydalı yük dâhil) üzerinde GPS veya radyo sinyali ile konum belirleyen bir sistem yer almalıdır.			?
3.2.1.15	Motor çeşitleri ve seçim süreci ile ilgili detaylara TEKNOFEST Roket Yarışması resmî web sitesinden ulaşılabilir.			
3.2.1.16	Takımların Şekil 1'de verilen "Open Rocket Simulation" kılavuzuna uygun olarak yörünge benzetimlerini gerçekleştirmesi zorunludur.			?
3.2.1.17	Roketler yerden 85°'lik bir açı ve yarışma hakemleri tarafından tanımlanmış bir atış istikamet açısı ile fırlatılmalıdır. Fırlatma rampası 6 m uzunluğunda bir raya sahip olacaktır.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.1.18	Takımlar faydalı yüklerini “Unspecified Mass” ismiyle giremezler. Faydalı yük “PAYLOAD” ismi ile adlandırılıp, kütlesi en az 4000 gram olarak girilecektir. Şekil 1 ile verilen “Fırlatma Simülasyonu-Launch Simulation” ekranında yer alan değerler simülasyona girilmelidir. Bu değerler ile benzetim yapmamış olan takımlar elenecektir.			Belirtilen isimde adlandırılmıştır.
3.2.1.19	Lise kategorisindeki takımlar hariç tüm takımlar üç (3) serbestlik dereceli uçuş benzetim ve modellemesini kendileri yapacak şekilde bir kod (açık kaynak kodları kullanılarak) geliştirecek ve ilgili tasarım raporlarında bu kod ve kodun çıktılarını (Tasarım Raporları şablonlarında hangi çıktıların isteneceği takımlara iletilecektir) TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesine sunulacaktır.			?

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.1.20	Oluşturulan benzetim ve modellemeyle ilgili olarak matematiksel ve fiziksel modeller ilgili tasarım raporlarında ayrıntılı olarak açıklanmalıdır. İstenilen bilgiler ilgili rapor şablonlarında ayrıntılı olarak yer almaktadır.			
3.2.1.21	Benzetim ve uçuş verilerinin karşılaştırması uçuşun tepe noktasına kadar yapılacaktır.			
3.2.1.22	Tüm rapor şablonlarındaki tüm isterler de iş bu şartnamenin birer parçasıdır.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
	KURTARMA SİSTEMİ GEREKSİNİMLERİ			
3.2.2.1	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmalıdır.			
3.2.2.2	Paraşüt ayırma işleminde güvenlik sebebiyle ticarî olmayan basınçlı kapların (basınçlı tank, tüp vb.) kullanılmasına kesinlikle müsaade edilmeyecektir.			Barut kullanılmıştır.
3.2.2.3	Yarışmada kullanılabilecek ticarî basınçlı kapların atış alanında doldurulması kesinlikle yasaktır.			
3.2.2.4	Kurtarma sistemi için kullanılacak paraşütler kademeli olarak tasarlanmalıdır. Birincil, ikincil vs. gibi kurtarılmak istenen alt bileşenlere ve sayısına göre birden fazla paraşüt kullanılabilir.			
3.2.2.5	Birincil paraşüt ilk açılacak paraşüt olarak tanımlanmaktadır. Birincil paraşüt azamî irtifadan hemen sonra (eğik atışın tepe noktasında) açılacaktır.			Belirtilen şekilde tanımlanmıştır.

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.2.6	Birincil paraşüt ile roketin takla atması önlenmelidir. Bu paraşüt ile roketin düşüş hızı azaltılmalıdır; ancak düşüş hızı 20 m/s'den daha yavaş olmamalıdır. (Düşüş hızı 20 m/s'den daha yavaş olursa roket rüzgâr tarafından sürüklenebilir. Rüzgâr hızının etkisi dikkate alınarak bu değerin 20-40 m/s aralığında olması tavsiye edilmektedir).			Yapılan simulasyonlarda bu şartın fazlasıyla sağlandığı görülmüştür.
3.2.2.7	Birincil paraşütün bu hız aralığında çalışabileceğine dair gerekli analizler, simülasyonlar ve testler önceden yapılmalıdır.			
3.2.2.8	Roketin bütün parçaları birbirine bağlı olarak tek bir paraşüt sistemi ile kurtarılmalıdır.			
3.2.2.9	Faydalı yük, roketin parçalarına herhangi bir bağlantısı olmadan (hiçbir noktaya şok kordonu vb. herhangi bir ekipman ile bağlanmadan) tek başına kendi paraşütü ile "bağımsız" olarak indirilmelidir.			Ayrı bir payload paraşütü kullanılmıştır.
3.2.2.10	İkincil paraşüt ana paraşüt olarak tanımlanmaktadır. Ana paraşüt en erken yere 600 m ve en geç 400 m kala açılmalıdır.			500 metre kala ana paraşüt açılmaktadır.

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.2.11	Roketin ve parçaların hasar görmemesi için ana paraşütle taşınan yüklerin hızı azami 9 m/s, asgari ise 5 m/s olmalıdır.			6.5 m/s hız ile düşmektedir.
3.2.2.12	Birincil paraşüt açıldıktan sonra faydalı yük (Faydalı yük ile ilgili bilgiler 3.2.3 ile verilmiştir) bulunduğu kısımdan Şekil 2 ile sunulan zamanlama ve konuma göre dışarı çıkacaktır. (Şekil 2 ile gösterilen paraşütlerin roketten ayrılma konumları temsilidir. Paraşütlerin roket içerisindeki konumları ve bağlantı stratejilerini belirleme takımların sorumluluğundadır. Görselin amacı paraşütlerin açılma zamanlarını göstermektir.).			
3.2.2.13	Roket, tepe noktasına ulaşmadan önce herhangi bir ayrılma gerçekleştiremez (Faydalı Yük bırakma, paraşüt açma vb.).			
3.2.2.14	Mekanik ya da soğuk gaz üreteci olan bir sistem de kullanılabilir.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.2.15	Sıcak gaz üreteçlerinde kullanılacak olan kara barut vb. malzemeler yarışmacıların kendileri tarafından tedarik edilecek olup, tedarikçiden alınacak sertifikayla (barut tipini ve miktarı gösteren) yarışma alanına getirilecektir.			
3.2.2.16	Sıcak gaz üreteçlerinde kullanılacak malzemelerin tipi ve miktarına yönelik analizler ÖTR'de sunulmalıdır.			
3.2.2.17	Entegrasyon gününde takımlar entegrasyon alanına intikal ettiğinde ilk iş olarak kimyasal sıcak gaz üreteçlerinin hakemlere teslim edilmesi zorunludur.			
3.2.2.18	Güvenlik sebebiyle takımlar sıcak gaz üreteçlerini hakemlerden tüm etiketleri aldıktan sonra (en son aşamada) rokete yerleştirilecektir. (Kurtarma sisteminde gerektiğinde her paraşüt için emniyet piminin olması işlem sırası gelmeden kurtarma sisteminin devre girmemesi için faydalı olacaktır).			
3.2.2.19	Sistemin bağımsız olarak kurtarılacak bütün alt bileşenlerin (faydalı yük dâhil) üzerinde konum belirleyen bir sistem (GPS, radyo vericisi vb.) bulunacaktır.			
3.2.2.20	Konum belirleyen sistemler yer istasyonuyla canlı ve sürekli konum verisi paylaşacaktır.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.2.21	Bağımsız olarak kurtarılacak her unsur/parça üzerinde hızın ölçülebilmesine yönelik bir sistem olacaktır.			
3.2.2.22	Elde edilen hız verileri yer istasyonuna canlı aktarılacaktır (Roketin düşüş hızı bu sistem vasıtası ile tespit edilebilecektir).			
3.2.2.23	Her paraşüt birbirinden farklı ve koyu renkte (çıplak gözle uzaktan rahat görülebilmesi için) olacaktır.			
3.2.2.24	Uzaktan gözle rahat tespit edilebilmesi için paraşütlerin kesinlikle beyaz ve mavi renklerde veya bu renklerin farklı tonlarında olmaması gerekmektedir.			Fosforlu turuncu renk seçilmiştir.
3.2.2.25	Takımlar kurtarma işlemlerinde faydalı yük ve roketin tüm bileşenlerini azami iki saat içerisinde bulmakla yükümlüdür.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
	FAYDALI YÜK GEREKSİNİMLERİ			
3.2.3.1	Faydalı yükün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.			
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.			
3.2.3.3	Lise ve orta irtifa kategorilerinde faydalı yüklerin herhangi bir bilimsel görevi yerine getirme zorunluluğu bulunmamaktadır. Bu kategorilerde asgari 4 kg'lık herhangi bir ağırlık faydalı yük olarak kabul edilecektir.			
3.2.3.4	Yüksek İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde, faydalı yükün bilimsel bir görevi başarıyla yerine getirmesi durumunda başarılı takımların Yarışmadaki geçerli para ödüllerinden bağımsız olarak ödüllendirilmesi için TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından gerekli süreçler yürütülecek ve takımlara ödüller hakkında duyuru KTR aşamasından sonra yapılacaktır.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.3.5	Yüksek İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde katılım gösterecek takımların bilimsel maksatlı faydalı yükleri bilimsel bir amacı gerçekleştirirken özgünlük ve inovatif olma kriterleri kapsamında da değerlendirilecektir.			
3.2.3.6	Bilimsel maksatlı faydalı yük kapsamında;			
3.2.3.6.1	Asgari 4 kg kütleye sahip olacak faydalı yükün (Faydalı yük içerisindeki bütün bileşenler bu 4 kg içerisine dâhildir) uçuşun başından sonuna kadar belirli bir frekansta ve sürekli olarak asgari üç (3) farklı uçuş karakteristiğinin ölçümlenmesinin yapılması ve bu verilerin yer istasyonuna canlı olarak indirilmesi,			
3.2.3.6.2	Rokette faydalı yük olarak uçurulacak otonom hava aracının roketten ayrılması sonrasında yer yüzeyindeki belirli bir hedefe paraşütlü/paraşütsüz olarak sağlam iniş yapması örnek olarak sunulabilir.			
3.2.3.7	Madde 3.2.3.6.1 ve 3.2.3.6.2'de belirtilen örnek sistemlere benzer yapıda olan veya özgünlük ile inovasyon içeren faydalı yükler için yapılacak öneriler ÖTR'de TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesine sunulacaktır.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.3.8	ÖTR'nin değerlendirme aşamasında bilimsel maksatlı faydalı yükün uygunluğu konusunda TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından ayrıca değerlendirme yapılacaktır. ÖTR aşamasını başarıyla geçen ancak bilimsel maksatlı faydalı yük konusunda uygunluk alamayan takımlar asgari 4 kg'lık bir kütleyle KTR aşamasına geçeceklerdir.			
3.2.3.9	Takımlar tarafından geliştirilecek özgün faydalı yükler Yarışma Komitesi'ne sunulmalı ve ÖTR ile ön onay alınmalıdır.			
3.2.3.10	Bilimsel bir görevi yerine getirmeye yönelik faydalı yükler canlı organizma, kurşun, aşındırıcı kimyasal malzeme ve radyoaktif materyal barındıramaz ve çevreye/canlılara zararlı olamazlar.			
3.2.3.11	Burun konisinde herhangi bir faydalı yük veya aviyonik sistem konumlandırılmayacaktır.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.3.12	Faydalı yük, roketin tepe noktasına erişmesinden hemen sonrası ile ana paraşüt açılmasından hemen önceki zaman diliminde istenilen anda bırakılabilir. (Örnek bir roket kurtarma senaryosu Şekil 2'de belirtilmiştir. Faydalı Yük tepe noktasında bırakılabileceği gibi Şekil 2'de görüldüğü gibi birincil paraşüt açılmasından sonra da bırakılabilir.)			
3.2.3.13	3.2.3.12 ile belirtilen zaman dilimi içerisinde faydalı yük bağımsız bir bölümünden farklı bir stratejiyle de serbest bırakılabilir. (Roketin gövdesi içerisindeki faydalı yükün bulunduğu bölgedeki bir kapak mekanizma açılıp faydalı yük mekanik bir sistem yardımıyla gövdeden çıkış yapabilir).			
3.2.3.14	3.2.3.12 ve 3.2.3.13 ile belirtildiği gibi gerçekleşecek bir kurtarma esnasında tasarlanan sistemin roketin inişini tehlikeye sokmayacağı (mekanizmanın analizi veya uçuş analizi yardımıyla) kanıtlanmalıdır.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
	AERODİNAMİK GEREKSİNİMLERİ			
3.2.4.1	Lise ve Orta İrtifa ile Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda uçması gerekmektedir.		6,8	En fazla 0.78 Mach değerine ulaşılmaktadır.
3.2.4.2	Yüksek İrtifa kategorisinde yarışacak roketler için uçuş hızı kısıtı bulunmamaktadır.			
3.2.4.3	Roketin tüm parçalarının azamî dış çapları aynı değerde olmalıdır (Kademelerin farklı çaplara sahip olması ve kademeler arasında çap değişimine izin verilmemektedir).			
3.2.4.4	Uçuş kontrol yüzeyleri sabit olmalıdır. Aktif kontrol yapılmayacaktır.			
3.2.4.5	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach hızındaki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.		8	Stabilite değeri 2.48 olmaktadır.
3.2.4.6	Open Rocket ana tasarım sayfasında 0,3 Mach için stabilite değeri hesaplanmakta olup, takımlar bu değeri dikkate almalıdırlar.			
3.2.4.7	Rampa çıkış hızı; 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.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.4.8	Rampa çıkış hızı; Lise Kategorisi için 15 m/s, Orta İrtifa Kategorisi için 25 m/s, Yüksek İrtifa Kategorisi için 30 m/s ve Zorlu Görev Kategorisi için 20 m/s'dir.			
3.2.4.9	Open Rocket ana tasarım sayfasında 0,3 Mach için statik marjin değeri hesaplanmakta olup, takımların Open Rocket simülasyon verilerinde rampa çıkış anındaki statik marjin değerini esas almaları gerekmektedir.			
3.2.4.10	Takımların (Lise kategorisindeki takımlar hariç olmak üzere) geliştireceği üç (3) serbestlik dereceli benzetim ve modelleme yazılımıyla aerodinamik ve uçuş mekaniği analizlerini kendi imkânlarıyla yapmaları ve Open Rocket simülasyonu kullanarak elde edilen verilerin bu yazılımla elde edilenlerle uyumlu olduğunun ilgili tasarım raporlarında ispatlanması gerekmektedir.			üç (3) serbestlik dereceli benzetim yapılacaktır.

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
	YAPISAL BÜTÜNLÜK GEREKSİNİMLERİ			
3.2.5.1	Roket içi basınç yönetimi sağlanarak roket içerisinde ortaya çıkabilecek aşırı basınçlanma problemini önlemeye yönelik basınç sensörlerinden sağlıklı veri alınması sağlanmalı ve burundan hemen önceki gövde bitim alanında, aviyonik sistemlerin bulunduğu gövde parçasında ve motorun hemen bitimindeki alanda 3.0-4.5 mm arasında çapa sahip toplamda asgari üç (3) deliğin bulunması gerekmektedir. Bu üç (3) delik haricinde açılacak olan ilave delikler ve onların ilgili tasarımsal uygunluğu tamamen yarışmacıların sorumluluğundadır.		62	3.5 mm çapında delikler açılacaktır.
3.2.5.2	Roketler hem uçuş boyunca maruz kalacağı yapısal yüklere hem de taşıma/rampaya yerleştirme esnasında maruz kalacağı yüklere dayanıklı olmalıdır.			
3.2.5.3	Roket gövdesi olarak PVC ve benzeri herhangi bir polimer malzeme, sıkıştırılmış kağıt/kraft kullanılamaz.		61	Roket gövdesi fiberglass olacaktır.

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
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 de geçerlidir.		18	
3.2.5.5	İç entegrasyon gövdeleri ve burun omuzluğu uzunluğunun gövde çapının en az bir buçuk (1,5) katı olması gerekmektedir. Gövdeler arası entegrasyon ve/veya Şekil 3 ile verilen burun–gövde entegrasyonu (iç entegrasyon gövdesi/burun omuzluğu hariç) farklı bir yöntemle yapılacaksa bu sistemin tüm yapısal yük analizlerinde hesaplanan şok değerlerini karşıladığı ve bükülme (bending) testlerini geçmiş olması gerekir.		62,54	İç entegrasyon gövdeleri ve burun omuzluğu uzunluğunun gövde çapının 1,5 katından fazladır.
3.2.5.6	Takımlara kaydırma ayakları TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından sağlanacaktır.			
3.2.5.7	Kaydırma ayaklarının teknik çizimleri yarışma başvurularının sona ermesinin ardından tüm takımlar ile paylaşılacaktır.			
3.2.5.8	Takımlar kaydırma ayakları teknik resmini, yarışmanın resmî internet sitesinden elde edebileceklerdir.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.5.9	Kaydırma ayakları alüminyum malzemeden olacaktır.			
3.2.5.10	Kaydırma ayakları atış alanına gelmeye hak kazanan takımlara yarışma tarihinden önce ulaştırılacaktır. 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.			
3.2.5.11	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.			
3.2.5.12	Şekil 4 ile verilen fırlatma rampası ile kaydırma ayağı arasındaki bağlantının kesiti Şekil 5Şekil 5. ile verilmiştir. Bu kesitte kırmızı parça kaydırma ayağı olup, gri sigma profil parça fırlatma rampasıdır. Mavi renkli parça ise kaydırma ayağını roket gövdesine sabitleyen vidadır (Görselde roket bulunmamaktadır). Şekil 4 ve Şekil 5'de görüleceği üzere 6 metrelik fırlatma rampası sigma profil ve destekleyici unsurların entegrasyonundan üretilmiştir.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
	AVİYONİK GEREKSİNİMLERİ			
3.2.6.1	Roket içerisinde biri “ANA” diğeri “YEDEK” olacak şekilde iki (2) adet, birbirinden farklı uçuş bilgisayarı bulunmalıdır.		Slayt 36-42	
3.2.6.2	Bu iki uçuş bilgisayarı da güç kaynağı ve sensör(ler) içermelidir.		Slayt 35-36, 41-42	
3.2.6.3	İki uçuş bilgisayarı da ayrılma sistemlerini çalıştıracak eyleyiciye/eyleyicilere bağlı olmalıdır.		Slayt 36, 42	
3.2.6.4	Uçuş bilgisayarları ve/veya bağlı oldukları sistemlerden biri kısmen veya tamamen bozulsa bile diğeri roketin kurtarma işlevlerini aksaksız ve durmaksızın yerine getirmelidir.		Slayt 38, 44	
3.2.6.5	Ana ve yedek uçuş bilgisayarları özgün veya ticarî sistem olabilir.		Slayt 35, 41	

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.6.6	Uçuş bilgisayarları (ana ve yedek) kullanılarak gerçekleşecek ayrılmalarda farklı çalışma prensipleri yer almalıdır (Ayrılmayı gerçekleştirecek sensörün/sensörlerin birbirinden farklı olması gerekmektedir. Bu durum uçuş bilgisayarlarında kullanılan kontrolcülerin hem aynı olması durumunda hem de farklı olması durumunda geçerlidir.). (Belirtilen kriter ön tasarım raporu aşamasından sonra geçerli olacaktır).		Slayt 38, 44	
3.2.6.7	Farklı kontrolcülerin kullanılması durumunda, sensörlerin farklı olması koşulu aranmamaktadır.		Slayt 35, 41	
3.2.6.8	Ayrılma sistemlerine bağlı eyleyiciler yedekli olmak zorunda değildir (yaylı bir sistemde yay, DC motorlu bir sistemde DC motor ya da ateşleme teli).			Yedekli değildir.
3.2.6.9	Eğer eyleyici tek ise, ana ve yedek uçuş bilgisayarı tarafından kontrol edilmelidir. Bu eyleyici sistemler kontrolsüz bir şekilde çalışmamalıdır (Örneğin sistemin açılışı ve kurulumu) ve istemsiz olarak kurtarma sisteminin aktive edilmediğinden emin olunmalıdır.		Slayt 36, 42	

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.6.10	Roket parçalarının yer istasyonundan uzak yerlere düşeceği göz önüne alınmalı ve alıcı-verici antenlerin menzili roketlerin uçuş yörüngesi dikkate alınacak şekilde seçilmelidir.		Slayt 48-49	
3.2.6.11	RF modülünün gücü değerlendirilerek link bütçesinin yapılması gerekmekte ve ilgili tasarım raporlarında sunulmalıdır.		Slayt 48	
3.2.6.12	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.		Slayt 39, 52	
3.2.6.13	Roketin üzerinde bulunan uçuş bilgisayarları roket rampada iken açılarak kontrol edilmelidir.		Slayt 32	
3.2.6.14	Ana ve yedek uçuş bilgisayarlarına dışarıdan erişilebilir (Örneğin gövde üzerinden erişilebilir anahtar bulunmalıdır) bir şekilde güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.		Slayt 32	

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.6.15	Uçuş bilgisayarı açıldığında rokete bağlı herhangi bir sistem aktif hale gelirse sorumlu takım diskalifiye edilecektir.		Slayt 38, 44	
3.2.6.16	Faydalı yük içerisindeki elektronik devrelere de roket gövdesi üzerinde yer alacak uygun anahtarlarla güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.			
3.2.6.17	Sistemde Li-Po vb. pil kullanacak takımların “Li-Po Safe Bag” kullanmaları gerekmektedir.		Slayt 36, 42	
3.2.6.18	Kullanılacak pilin güvenliğinden takım sorumludur.			Sorumluluğu kabul ediyoruz.
3.2.6.19	Kullanılan pillerin roketin ihtiyacını karşılayabilecek kapasitede ve yeterince dolu olmalıdır.		Slayt 36, 42	
3.2.6.20	Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir.		Slayt 38, 44	
3.2.6.21	Uçuş algoritmaları tasarlanırken Open Rocket ve takımların kendilerinin geliştirecekleri üç (3) serbestlik dereceli benzetim ve modelleme yazılımlarından elde edilecek uçuş mekaniğine ilişkin çıktılar dâhil edilmelidir. Buna yönelik hususlar ve veriler ilgili tasarım raporlarında sunulmalıdır.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.6.22	Karar verme parametrelerinde sensörlerden okunan veri(ler) esas olmalıdır.		Slayt 38, 44	
3.2.6.23	Takımların geliştireceği üç (3) serbestlik dereceli benzetim ve modelleme yazılımlarından ortaya çıkacak verilerden istifade edilerek uçuş algoritmalarında karar vermeyi tetikleyecek kriterler ve gerçekleştirilecek işlemler ilgili tasarım raporlarında akış diyagramları şeklinde sunulmalıdır.			
3.2.6.24	Sensörlerden okunan veriler doğrudan kullanılmamalı ve herhangi bir hatalı okuma ya da sensör hatası durumu göz önünde bulundurulmalıdır. Bu gibi durumlar için alınacak önlemler (filtreleme vs.) ilgili tasarım raporlarında detaylı anlatılmalıdır.		Slayt 45, 47	

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
	GENEL GÜVENLİK GEREKSİNİMLERİ			
3.2.7.1	Tasarım ve üretim aşamalarında kullanılacak malzeme, donanım ve süreçler insan sağlığına ve çevreye zarar vermemelidir.			
3.2.7.2	Tasarım, insan hatasını en aza indirecek sadelikte ve gürbüzlükte (gürültü etkilerine ve belirsizliklere karşı dayanıklı) olmalıdır.			
3.2.7.3	Tasarım, üretim ve test süreçleri için planlamalar ve risk azaltma çalışmaları yapılmalı ve ilgili tasarım raporlarında bu çalışmaların yapıldığı kanıtlanmalıdır.			
3.2.7.4	Tasarım, üretim, entegrasyon ve atış günlerinde güvenliği tehlikeye atacak unsurlar belirlenmeli, gerekli tedbirler eksiksiz planlamalı ve icra edilmelidir.			
3.2.7.5	Fırlatma, uçuş ve kurtarma aşamalarında sistemin güvenliğini tehlikeye atacak risklerin varlığı önceden listelenmeli ve risk azaltıcı tedbirler planlanıp icra edilmelidir.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
	YARIŞMA ALANI GEREKSİNİMLERİ			
3.2.8.1	Yarışma alanına gelen takımlar iki (2) gün boyunca atış alanında kalacaklardır.			
3.2.8.2	İlk gün entegrasyon günü, ikinci gün ise atış günü olacaktır.			
3.2.8.3	İki gün içerisinde gerçekleştirilecek faaliyetler ve alandayken uyulması gereken kurallar detaylı olarak EK-1'de sunulmuştur.			
3.2.8.4	Temel olarak yarışmacı takımlardan entegrasyon gününde beş (5) uygunluk etiketini azamî sekiz (8) saatlik süre içerisinde toplamaları beklenmektedir.			
3.2.8.5	Roketlerin yarışma alanına sağlam ulaştırılmaları tamamen takımların sorumluluğundadır.			
3.2.8.6	Entegrasyon ve uygunluk denetimlerini zamanında tamamlayamayan takımların atış yapmalarına kesinlikle izin verilmeyecektir. (Not: Tüm sistemlerin kontrollerinin hızlıca sağlanması için roketin olabildiğince modüler ve hızlı entegre edilebilir bir sistem olarak tasarlanmış ve üretilmiş olması gerekmektedir.)			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.8.7	Entegrasyon günü sonunda uygunluk denetimleri tamamlanan takımların motorları roketlerine takılacak ve tamamen güçsüz (deactive) olarak bir sonraki güne kadar TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından saklanacaktır (Aviyonik sistemler kapalı olarak).			
3.2.8.8	EK-1 verilen atış alanında (entegrasyon, izleme ve fırlatma alanlarını ihtiva eden alan) uyulması gereken kurallara ve aşağıda belirtilen maddelere uyulmaması durumunda takımlar diskalifiye edilecektir.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.8.8.1	Entegrasyon alanında diskalifiye olmaya yol açan diğer durumlar: · Entegrasyon alanı hakemlerinin yönlendirme ve talimatlarına uymamak, · İş Güvenliği ve Sağlığı ile EK-2'deki pandemi önlemlerine uymamak (kişisel koruyucu ekipman kullanmadan ya da yüz maskesiz/siperliksiz çalışmak), · Enerjik malzeme (kara barut ya da roket motoru) temin edildikten sonra matkap, lehim makinesi vb. delici, kesici ya da kıvılcım çıkarmaya elverişli aletler ile çalışmak, · Belirlenen süre içerisinde beş (5) yeşil etiketin tamamını alarak roketi TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesine teslim etmemek.			

Kontrol Listesi

Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.8.8.2	Fırlatma öncesinde diskalifiye olmaya yol açan diğer durumlar: · Fırlatma hakeminin yönlendirme ve talimatlarına uymamak. · Entegrasyon alanında hakemlerden alınmış yeşil etiketlerin bulunduğu takım kartını kaybetmek, · Fırlatmaya hazırlık için tanınan on (10) dakikalık süreyi aşmak (Zorlu Görev Kategorisi için bu süre 30 dakikadır), · Fırlatmaya hazırlık için tanınan süre içerisinde roketin uçuşuna engel olacak şekilde sisteme zarar vermek, · Fırlatmaya hazırlık için tanınan süre içerisinde yapılan işlemler sırasında yeşil etiket alınan sistemler üzerinde değişiklik/tamir/düzeltme vb. faaliyetinde bulunmak, · Roket üzerinde bulunan aviyonik sisteme ya da faydalı yük aviyoniğine enerji vermek, · Fırlatma öncesindeki herhangi bir aşamada ayrılma sisteminin herhangi bir sebepten dolayı faal (active) olması, · Roketin, rampaya taşınması esnasında ya da rampada yüklü iken yapısal bütünlüğünün bozulması (Örneğin burnun ya da gövdenin ayrılması vb.),· Rampaya yüklenmiş roket üzerinde fırlatmaya engel olacak ve en fazla 10 (on) dakika süre içerisinde çözülemeyecek yapısal olmayan herhangi bir hatanın oluşması.			

Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
Hata No	İncelenen öge ve süreç adımı nedir? (Rokete ait ürün ağacı üzerinden giderek, kritik her kalem için meydana gelebilecek hatalar incelenmeli ve listelenmelidir.)	Fonsiyonun gerçekleşmesi için gereken nedir?/ Fonksiyon tanımı nedir?	Tanımlanmış gereksinimin sağlanamama durumu nedir? (Hatanın ne olduğu tanımlanacaktır)	Hatanın oluşmasına sebep olan yetersizlikler/olaylar nelerdir? (Aynı hata türü farklı sebeplerden oluşabiliyor ise, farklı sebepler için ayrı satırlarda hatayı tek tek ele alınız.)	Hatanın gözlemlendiği ömür/ görev evresi nedir? -Depolama -Taşıma -Rampaya Yükleme ve Ateşleme hazırlık -Uçuş (Aynı hata türü sistemin farklı ömür evrelerinde gözlenebiliyor ise, bu ömür evreleri için ayrı satırlarda tek tek ele alınız.)	Yerel Etki (Hata türünün kendi üzerindeki etkisi)	Son Etki (Hata türünün görev başarımı ve Değerlendirme Komitesi beklentileri üzerindeki etkisi)	Söz konusu görev evresinde hatanın tespiti ne şekilde olmakta? (Periyodik test, ölçüm, muayene, kullanıcıyı görsel ve/veya işitsel yollarla uyaran işaretler, insan-kullanıcı arayüzlerinde yer alan uyarı mesajları, gözle muayene vb)	Önleyici (P) Hata türünü ve/veya hata nedenini engelleyen mevcut kontroller nelerdir?	Tespit Edici (D) Hatanın tespit edilmesini sağlayan mevcut kontroller nelerdir?	Hata oluştuktan sonra hatanın etkisini ortadan kaldıran ya da azaltan tasarım tedbirleri nelerdir? (Yedekleme, başka bir sistemin devreye girmesi, algoritmada alınan önlemler vb.)	Görev başarımı ve Değerlendirme Komitesi beklentileri açısından bu etki ne derece önemlidir?

Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-1	Devre kartı		Li-Po kısa devre yapması	Devre kartı üzerinde düzensiz çalışma, yanlış şarj yöntemi ve kötü kullanım.	Geliştirme / Üretim	Parçanın yanması ile görev kaybı, patlama.	Yanma sonucu çevresindeki parçalara zarar verme, yaralanma.	Gözlem yaparak hata tespit edilebilir.		Devrede yapılan değişikliklerin güç kaynağı yerleştirilmeden önce multimetre ile kontrol edilmesi.	Güvenilir, arıza korumalı pil ve doğru şarj yöntemleri.	4
HT-2	Sensörler	Durum ve konum bilgilerinin toplanması	Barometrik sensör bağlantı noktalarının engellenmesi	Tozlu ortamda çalışmak, sensöre ıslak ellerle dokunmak.	Rampaya Yükleme ve Ateşleme Hazırlık	Roket kaybı.	Kırık ve hasar görmüş roket bileşenleri.		Üretim alanının temiz olmasına özen göstermek. Üreticinin ellerini kuru tutması.		Eldivenlerle ve temiz odalarda çalışmak.	7
HT-3	Paraşüt bağlantıları ve ipleri	Paraşütler ile güvenli ve belirli bir hızda iniş	Paraşüt iplerinin dolanması	Yanlış katlama yöntemi. Rokete montaj sırasında kötü kullanım.	Montaj	Hasarlı roket parçaları.	Çok hızlı iniş. Başarısız kurtarma.	Göz ve elle muayene	Yerleştirme şekline ve yerine dikkat etmek.	Daha öncesinde aynı katlama tekniği ile paraşütlerin kolayca açılıp açılmadığını ve iplerini test etmek	Paraşütü dikkatli bir şekilde kullanmak. Doğru katlama tekniği. Paraşüt iplerine pudra sürülmesi.	4

Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-4	Paraşüt	Paraşütler ile güvenli ve belirli bir hızda iniş	Paraşütün içinde delik olması	Kötü üretim.	Geliştirme / Üretim	Başarısız kurtarma.	Hasarlı roket parçaları.	Göz ile muayene	Üretim aşamasında özenli davranmak.	Üretim aşamasında ve sonunda paraşütü göz ve el ile kontrol etmek	Paraşütün dikkatli incelenmesi.	7
HT-5	Motor	İtki sistemi	Motorun merkezin dışında olması	Uygun olmayan montaj malzemeleri. Çok fazla boşluk.	Montaj	Kararlılık üzerindeki dengesiz faktör.	İstenmeyen yörünge.	El ve göz ile muayene	Malzeme seçimine ve yerleştirme yerine dikkat edilmesi.	Motorun konumunda oynama,kayma olup olmadığını önce göz sonra el ile kontrol etmek.	Parçalar arasında minimum tolerans. Montaj sırasında gres kullanmak.	1
HT-6	Güç iletim bağlantıları	Pil gücünün devre elemanlarına taşınması	Devreye sokma şarj cihazında kısa devre	Devre kartı üzerinde düzensiz çalışma. Parçalara ıslak ellerle dokunmak.	Geliştirme / Üretim	Hasarlı roket parçaları.	Patlama, çok erken yayılma. Yaralanma.	Periyodik test	Disiplinli çalışma. Üreticinin ellerini kuru tutması.	Güç kaynağı (pil) yerleştirilmeden önce multimetre sayesinde kontrol edilmesi.	Yerleştirme şarj kablolarına paralel ışıklı ve sesli uyarı.	7

Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-7		Ateşleme teklemesi	Yanlış yerleştirilmiş ateşleme kibriti	Görev iptali.		Kibritin doğru yerde olduğuna emin olmak.	Yarım saat motorla temastan kaçınmak.	4
HT-8	Motor	Motor boğulması	Tozlu ortamda motor montajı	Roket kaybı.	Patlama.	Üretim alanının temiz olmasına özen göstermek.	Fırlatma alanını boşaltmak ve bir bariyerin arkasına saklanmak.	7
HT-9	Uçuş bilgisayarı	Uçuş bilgisayarının bloke olması	Elektrik kablolarının doğru şekilde sabitlenmesi	Roket kaybı.	Roketin serbestçe yere düşmesi	Elektrik kablolarının bağlantılarında n emin olmak.	Yedekli elektronik. Birbirine benzemeyen bağlantılar. Yedekli pil.	7

Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-10	Güç iletimi bağlantıları	Ticari bilgisayarların çalıştırılması, kurtarma ateşlemesi için güç sağlanması.	İletişim kaybı, iletişimde kesiklik	Anten bağlantısı kopması, kablolarda iletim sorunu yaşanması	Uçuş	Roket kaybı.	Kurtarma sistemi ateşlenemez bunun sonucunda görev kaybı oluşur.	Tüm bağlantı noktalarının sağlamlığı dijital ortamdan kontrol edilir.	Anten ve güç iletimi bağlantılarının sağlam olduğundan emin olmak.	Sistem üzerindeki devrelerin multimetre ile kontrolü sağlanır. Sağlamlık kontrolü yapılır.	Uzak mesafelerden görmek için rokete duman yükü koymak.	7
HT-11			Zamansız dağıtım	Aviyonik bölmesinin kötü havalandırması		Roket kaybı ve başarısız görev.	Hasarlı roket parçaları.		Havalandırma sistemlerinin kontrolü.		Contalar için silikon kullanmak. Uygun statik bağlantı noktaları.	7

Hata Türleri ve Etkileri Analizi

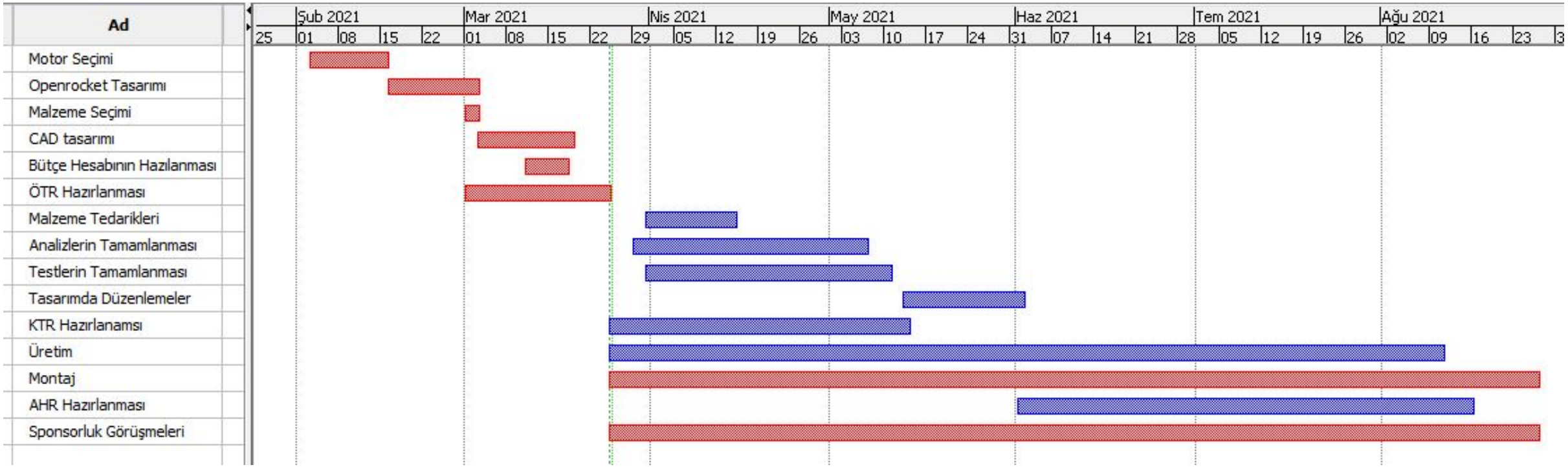
HT-12	Kurtarma sistemi	Ayrılma tahrik sistemine güç aktarımı.	Çok erken ayrılma	Yanlış kod. Aviyonik bölmesinin kötü havalandırması. Sensör arızası	Uçuş	Başarısı düşük kurtarma.	Sınırlanan menzilin kaçırılması. Çok erken paraşüt konuşlandırması.	Sensörler uçuş boyunca karşılaşacakları koşullarda test edilir ve olası hatalar ayıklanır.	Kodların, havalandırma sisteminin ve sensörlerin sağlam olduğunun kontrol edilmesi.	Uçuş bilgisayarındaki sensörlerin montajdan hemen önce çalışır durumda olduklarını test için bilgisayarın durumu muayene edilir.	Gereğinden önce kurtarma komutu verilmemesi için zaman aralığı kısıtlamaları eklenebilir.	4
HT-13	Kurtarma sistemi	Ayrılma tahrik sistemine güç aktarımı.	Çok geç ayrılma	Yanlış kod. Aviyonik bölmesinin kötü havalandırması. Sensör arızası	Uçuş	Görev başarısızlığı.	Sınırlı olan belirli menzilin kaçırılması.	Sensörler uçuş boyunca karşılaşacakları koşullarda test edilir ve olası hatalar ayıklanır.	Kodların, havalandırma sisteminin ve sensörlerin sağlam olduğunun kontrol edilmesi.	Uçuş bilgisayarındaki sensörlerin montajdan hemen önce çalışır durumda olduklarını test için bilgisayarın durumu muayene edilir.	Gereğinden sonra kurtarma komutu verilmemesi için zaman aralığı kısıtlamaları eklenebilir.	4

Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-14	Yük kontrol sistemi işlevi	Duyusal başarısızlıklar.	Görev eksikliği.	Eksik kısım.	1
HT-15 Anten	Yük iletişim kaybı	Elektronik kesinti. Anten arızası.	Görev eksikliği.	Eksik kısım.	1

Proje Planı

Proje Takvimi



Bütçe

	Parça	Adet	Detay	Malzeme	Üretim Yöntemi	Adres	Fiyat
Burun	Burun Konisi	1		Karbon Fiber	Özel Üretim		1000
	Burun Metali	1		Alüminyum	Torna		150
	Burun Diski	1		Alüminyum	Lazer Kesim	http://www.osmanlialuminyum.com/aluminyum-levha/aluminyum-levha-OSLEV8	50
	Mapa	1		Döküm Demir	Standart Ürün	https://www.hirdavatvadisi.com/urun/mapa-aybolt-m-6	8
	Sheer Pin	2		Plastik	Standart	Mevcut	0
	Kütle	1		Çelik?	-	-	400?
						Toplam:	1608

Bütçe

	Parça	Adet	Detay	Malzeme	Üretim Yöntemi	Adres	Fiyat
Birincil Kurtarma	Tepe Paraşütü	1		Ripston Nylon	Hazır	https://modelroket.com/product/parasut-uretimi/	150
	Şok Kordonu	1			Hazır	https://www.hepsiburada.com/kos-lastik-ip-lastik-halat-branda-germe-lastigi-6-mm-p-HBV00000U4W9F?magaza=MSR	25
	Mapa	2		Döküm Demir	Standart Ürün	https://www.hirdavatvadisi.com/urun/mapa-aybolt-m-6	15
	Barut	1			Standart		150
	İttirme Diski	1		Alüminyum	Lazer	-	100
	M4 Civata	4x6		DIN 912	Standart	Mevcut	0
	Shear Pin	2		Plastik	Standart	Mevcut	0
						Toplam:	440

Bütçe

	Parça	Adet	Detay	Malzeme	Üretim Yöntemi	Adres	Fiyat
İkincil Kurtarma	Ana Paraşüt	1		Ripston Nylon	Hazır	https://modelroket.com/product/roket-parasutu-kopya-kopya/	600
	Şok Kordonu	1			Hazır	https://www.hepsiburada.com/kos-lastik-ip-lastik-halat-branda-germe-lastigi-6-mm-p-HBV00000U4W9F?magaza=MSR	25
	Mapa	2		Döküm Demir	Standart Ürün	https://www.hirdavatvadisi.com/urun/mapa-aybolt-m-6	15
	Barut	1			Standart		150
	İttirme Diski	1		Alüminyum	Lazer	-	100
	M4 Civata	4x6		DIN 912	Standart	Mevcut	0
	Shear Pin	2		Plastik	Standart	Mevcut	0
						Toplam:	790

Bütçe

	Parça	Adet	Detay	Malzeme	Üretim Yöntemi	Adres	Fiyat
Payload	Payload Paraşütü	1		Ripston Nylon	Hazır	https://modelroket.com/product/roket-parasutu-kopya/	350
	Payload Kılıf	1		Alüminyum	Özel Üretim		
	Li-Po Pil	1			Hazır	Mevcut	
	GPS	1			Hazır	Mevcut	
	Teensy 3.6	1			Hazır	Mevcut	
	Payload Diskleri	2		Çelik			400
						Toplam:	

Bütçe

	Parça	Adet	Detay	Malzeme	Üretim Yöntemi	Adres	Fiyat
Aviyonik	Aviyonik Kutusu	1		Balsa	Marangoz		250
	Isıl Yalıtım	2		Köpük	Standart	Mevcut	0
	Bulkhead	2		Alüminyum	Hazır	?	?
	Adafruit Ultimate GPS	1			Hazır	Ürün linki	549
	GY-GPSV3 NEO-M8N	1			Hazır	Ürün linki	222
	X-Bee Haberleşme Modülü	3			Hazır	Ürün linki	217
	Li-Po Pil	2			Hazır	Mevcut	
	Adafruit BNO55	1			Hazır	Mevcut	423
	Adafruit BME280	1			Hazır	Mevcut	267
	Anten	3			Hazır	Ürün linki	69
	LM2596 Voltaj Regülatörü	10			Hazır	Mevcut	
	Devre Kartı	2			Firma		1000
	Teensy 3.6	3			Hazır	Mevcut	383

Bütçe

	Parça	Adet	Detay	Malzeme	Üretim Yöntemi	Adres	Fiyat
Gövde	Üst Gövde	1		Karbon Fiber	Özel Üretim		2000
	Alt Gövde	1		Karbon Fiber	Özel Üretim		2000
	Motor Diski	1		Alüminyum	Lazer Kesim	http://www.osmanlialuminyum.com/aluminyum-lama/aluminyum-lama-OSL162	300
	Merkezleme Yüzükleri	4		Alüminyum	Lazer Kesim	http://www.osmanlialuminyum.com/aluminyum-levha/aluminyum-levha-OSLEV8	200
	Kanatlar	4		Alüminyum	Lazer Kesim		200
	Motor Kılıfı	1		Alüminyum	Standart	http://www.osmanlialuminyum.com/aluminyum-boru/aluminyum-boru-OSB211	80
	Motor Civatası	1		Alüminyum	Standart	Mevcut	0
	Isıl Yalıtım	1		Köpük	Standart	Mevcut	0
	Kanat Diski	3		Alüminyum	CNC?	?	?
	Kütle	1		Çelik?			400?
						Toplam:	5180