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

Anka Roket Takımı

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	2040
Çap (mm):	110
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	15600
Yakıt Kütlesi (g):	1860
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	1580
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	4200
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	19040

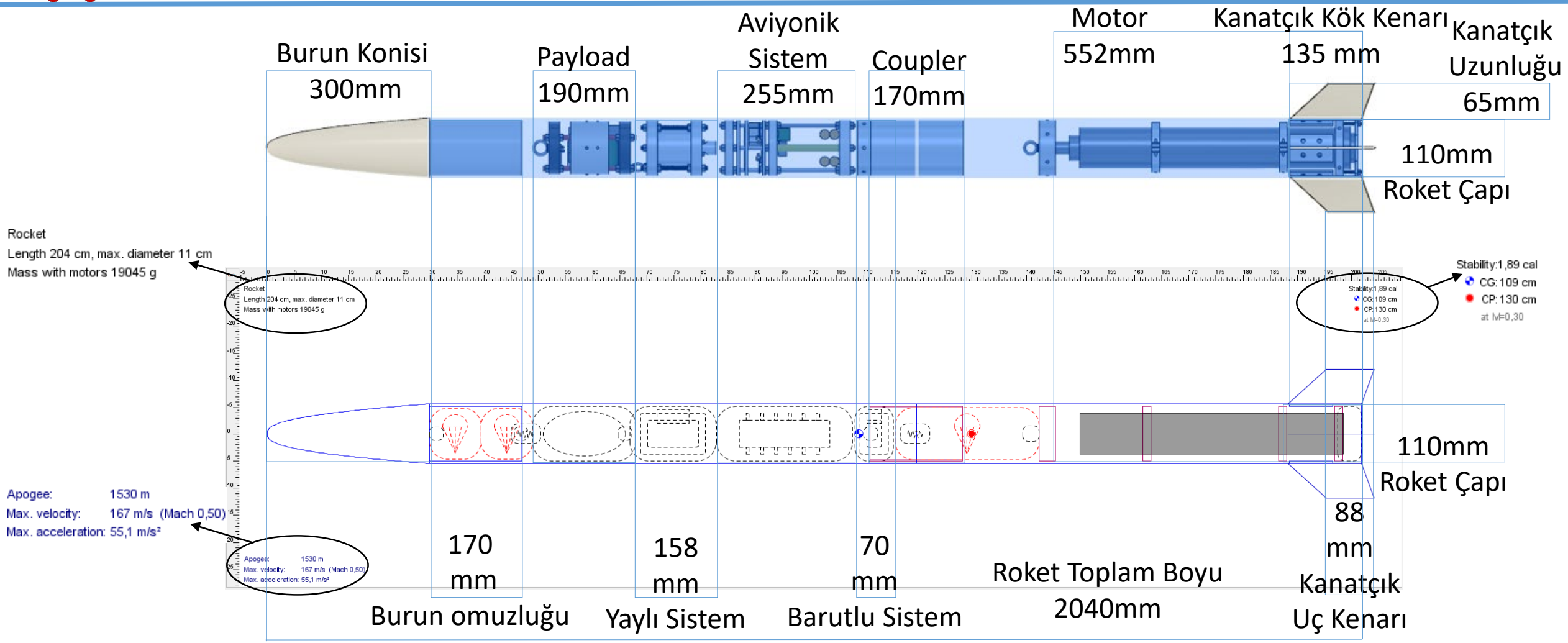
Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	6,46
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	24,5
Stabilite (0.3 Mach için):	1,89
En büyük ivme (g):	5,63
En Yüksek Hız (m/s):	166
En Yüksek Mach Sayısı:	0,50
Tepe Noktası İrtifası (m):	1549

Motor Seçimleri

Birinci tercih :	Cesaroni L1050
İkinci tercih :	Cesaroni L851

Open Rocket Genel Tasarım - 1



ÖTR - KTR Değişimler - 1

Tablo: ÖTR – KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada?	ÖTR'de içerik neydi?	KTR'de içerik ne oldu?	KTR'de hangi sayfada?
Sürüklenme Paraşütü	37	Paraşüt 6 ipliydi	Paraşüt 8 ipli oldu	21
Faydalı Yük Paraşütü	38	Paraşüt 6 ipliydi	Paraşüt 8 ipli oldu	21
Aviyonik Sistemin boyu	40	Aviyonik sistemin boyu 33 santimetreydi	Aviyonik sistemin boyu 25.5 santimetre oldu	21
Ana paraşüt	39	Paraşüt 8 ipliydi	Paraşüt 16 ipli oldu	21
Roketin kuru ağırlığı	4	15,49 kg	15,6 kg oldu	3
Toplam kalkış ağırlığı	4	18,93 kg	19,04 kg oldu	3
Kalkış itki/ağırlık oranı	4	5,6	6,46	3
Rampa çıkış hızı	4	24,7 m/s	24,5 m/s	3
Ana aviyonik sensörleri	43	10 – DOF – IMU kullanılıyordu	BME280 ile birlikte kullanılıyor	29
Yedek aviyonik sensörleri	43	BME280 kullanılıyordu	10 – DOF – IMU kullanılıyor	35
Aviyonik sistem mekanik tasarımı	40	Aviyonik sistemin kapladığı alan fazlaydı	Aviyonik sistemin kapladığı alan azaldı	27

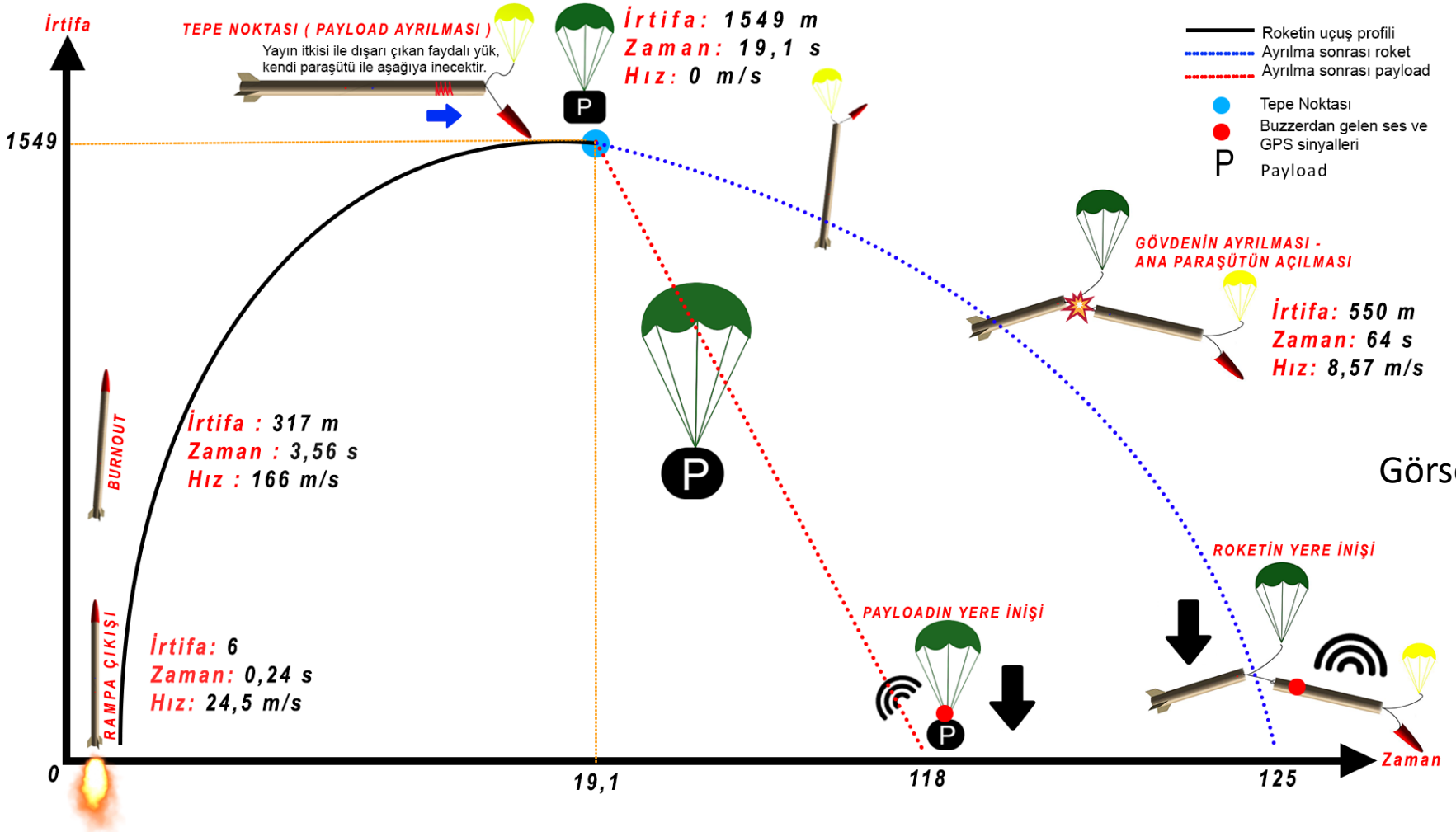
ÖTR - KTR Değişimler - 1

Tablo: ÖTR – KTR Değişimler - 1				
Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada?	ÖTR'de içerik neydi?	KTR'de içerik ne oldu?	KTR'de hangi sayfada?
En büyük ivme(g)	4	5,67	5,63	3
En yüksek hız(m/s)	4	168	166	3
Kanatçık geometrisi	20	Sweep length 90,2 milimetreydi	Sweep length 70,2 milimetre oldu	50
Kanatçık geometrisi	20	Kanatçık yüksekliği 77,4 milimetreydi	Kanatçık yüksekliği 64,3 milimetre oldu	50
Haberleşme modülleri	44	Lora SX1276 kullanılıyordu	XBEE PRO S2C modülleri kullanılıyor	29
Alt gövde boyu	8	76,1 santimetreydi	82,1 santimetre oldu	53
Üst gövde boyu	8	96 santimetreydi	89,8 santimetre oldu	53
Yay ölçüleri	32	Tel kalınlığı 4,3 milimetreydi	Tel kalınlığı 4,5 milimetre oldu	15
Ana Paraşüt rengi	39	Ana paraşüt rengi bordoydu	Ana paraşüt rengi yeşil oldu	21
Sürüklenme Paraşütü rengi	37	Sürüklenme paraşütü turuncuydu	Sürüklenme paraşütü sarı oldu	21
Faydalı Yük Paraşüt rengi	38	Faydalı Yük paraşütü kırmızıydı	Faydalı yük paraşütü yeşil oldu	21

ÖTR - KTR Değişimler - 2

Tablo: ÖTR – KTR Değişimler - 2		
Yeni içerik konusu	KTR'deki içerik detayı	KTR'de hangi sayfada?
Sürüklenme paraşütü şok kordonu	Şok kordonu 200 santimetre oldu	21
Ana paraşüt şok kordonu	Şok kordonu 400 santimetre oldu	21
Ana paraşüt ipi	Paraşüt ip uzunluğu 345 santimetre	21
Sürüklenme paraşütü ipi	Sürüklenme paraşütü ip uzunluğu 120 santimetre	21
Faydalı yük paraşütü ipi	Faydalı yük paraşütü ip uzunluğu 90 santimetre	21

Operasyon Konsepti (CONOPS)



Görsel 1.0 : Uçuş Profili Görseli

Operasyon Konsepti (CONOPS)

Uçuş Öncesi

1. Roketin montajının tamamlanıp en son motorun takılmasından sonra atış alanına götürmek için dikkat edilerek rampaya taşınması
2. Roketin rampaya yerleştirilmesi ve yarışma altimetresinin takılması
3. Aviyonik sistemlerin çalıştırılması ve son kontrollerinin yapılması
4. Ateşleme telleri bağlantıları ve belirlenen kontrol listesine göre son kontrollerin yapılması
5. Yer istasyonu kurma ve haberleşme kontrolü
6. Ateşleme telinin motoru tetiklemesi ile roketin 24,5 m/s ile kalkış yapması

Tablo: Uçuş Esnası

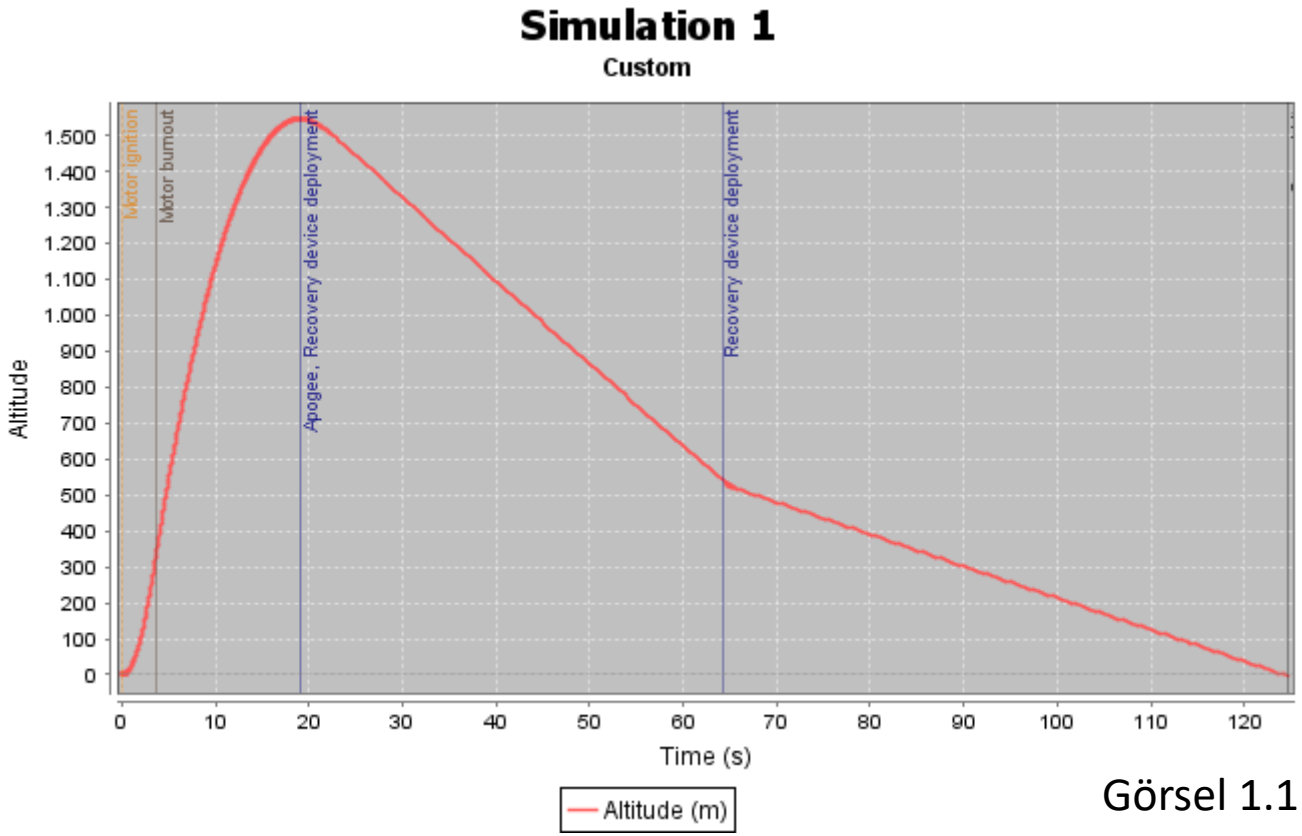
	Zaman(s)	İrtifa(m)	Hız(m/s)
Fırlatma	0	0	0
Rampa Tepesi	0,24	6	24,5
Burnout	3,56	317	166
Tepe Noktası	19,1	1549	0
Sürüklenme Paraşütü Açılması	19,1	1549	32,85
Faydalı Yük Açılması	19,1	1549	13,02
Ana Paraşütün Açılması	64	550	8,57
Faydalı Yükün İnişi	118	0	13,02
Roketin Yere İnişi	125	0	8,57

Open Roket programı faydalı yükü çıkarmadan simülasyonlarının sonuçlarını çıkardığı için yukarıda ve bir önceki yansıda verilen paraşüt iniş hızı ve süresi değerleri elle hesaplanmıştır.

Uçuş Sonrası

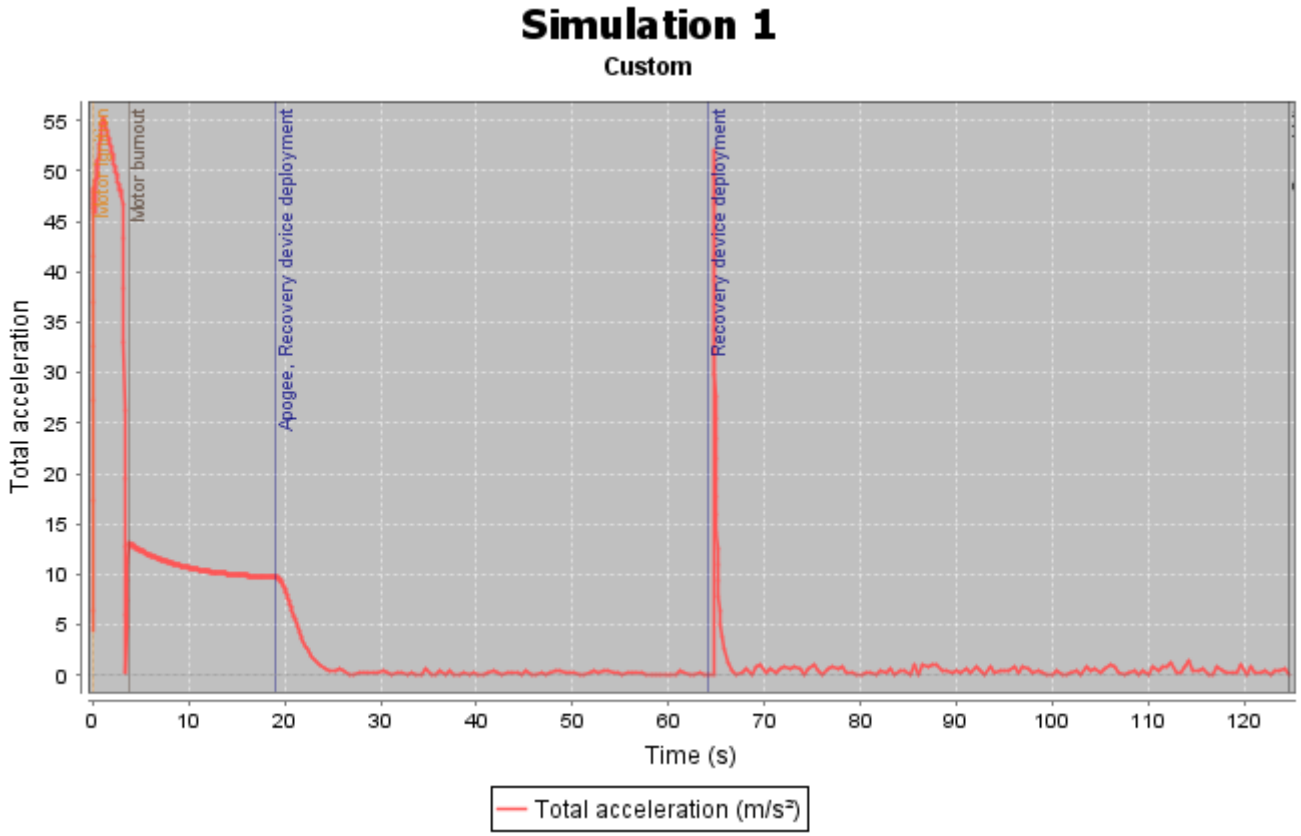
1. Görevi tamamlayan ve yere inişe başlayan roket uçuş bilgisayarından anlık olarak konum, hız ve yükseklik verileri alınacaktır. Bu veriler yer istasyonunda anlık olarak görüntülenecektir.
2. Önceden simüle edilen rüzgar hız ve doğrultuları sonucu tahmini iniş konumları belirlenmiş olup, gözlem ve beklenen konumların kesiştiği noktalar öncelikli olarak taranacaktır.
3. Yere başarılı bir şekilde iniş yapan roket ve faydalı yük üzerinde bulunan GPS sensörlerinden gelen koordinatlar ve buzzerlardan gelen ses doğrultusunda kurtarma ekibi roketi kurtarmak üzere yola çıkacaktır.

Operasyon Konsepti (CONOPS)



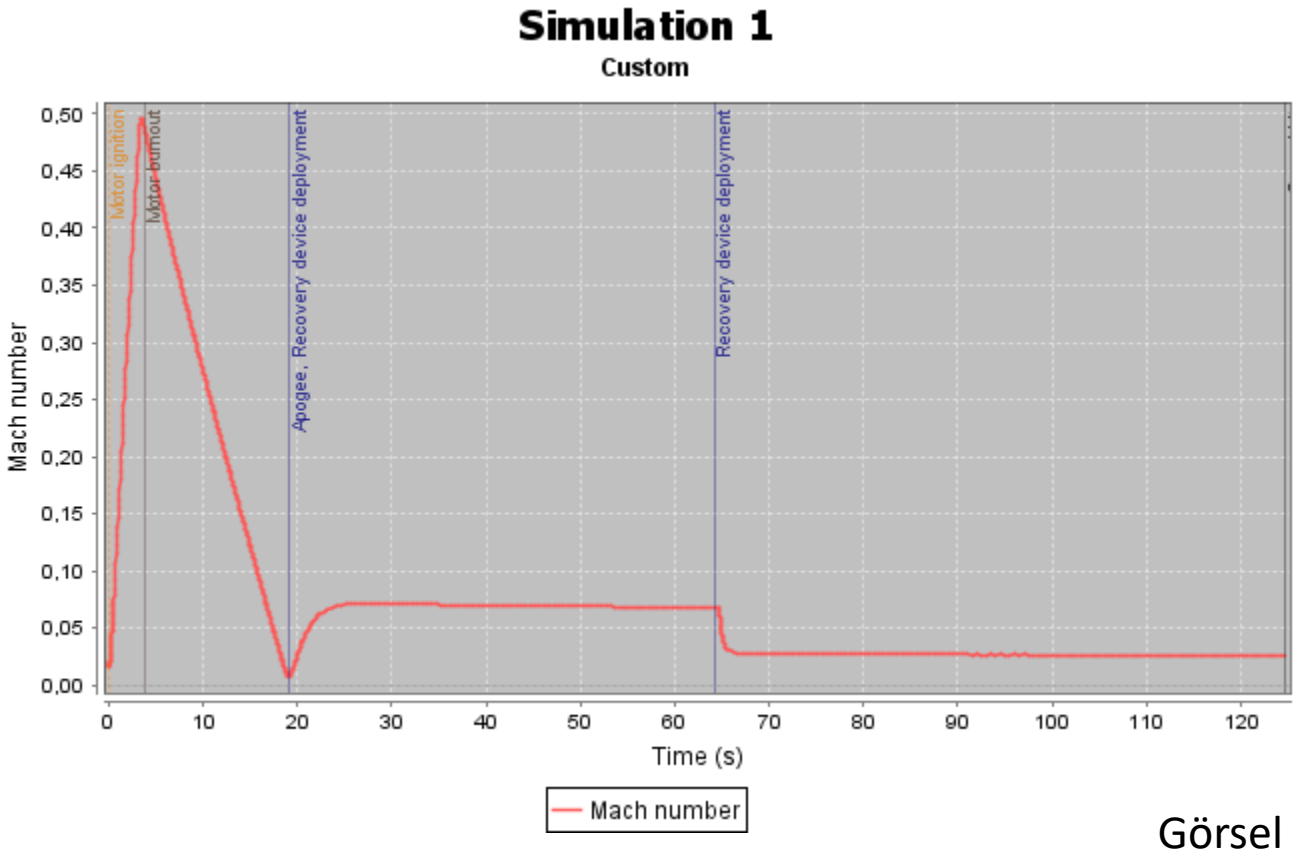
Görsel 1.1 Yükseklik-Zaman Grafiği

Operasyon Konsepti (CONOPS)



Görsel 1.2 İvme-Zaman Grafiği

Operasyon Konsepti (CONOPS)



Görsel 1.3 Mach sayısı – zaman grafiği

Kütle Bütçesi

Anka Roket Takımı Kütle Bütçesi.xlsx adında ayrı bir dosya şeklinde yüklenmiştir.

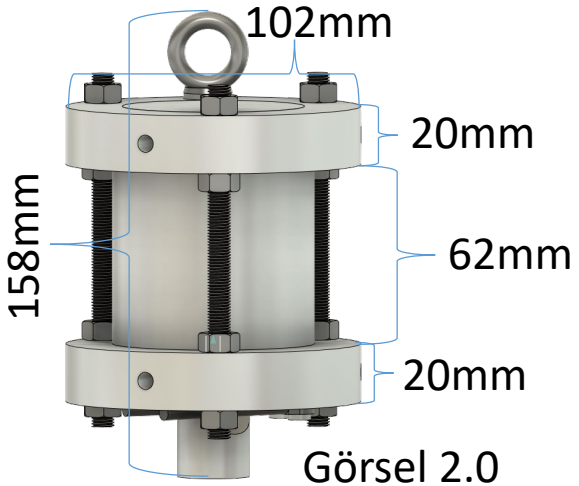
ALT SİSTEM DETAY İÇERİKLERİ

Tablo: Alt Sistem Detay İçerikleri						
Alt Sistem	Komponent	Malzeme	Üretim Yöntemi Adı	Çap(mm)	Cidar (mm)	Uzunluk (mm)
Gövde Parçaları	Burun Konisi	ABS Plastik	3D Yazıcı	110	4	300
	Üst Gövde	Fiberglas	Filament Sarım	110	4	898
	Alt Gövde	Fiberglas	Filament Sarım	110	4	821
	Entegrasyon Gövdesi	Alüminyum	Alüminyum boru	102	3	170
Gövde İçi Yapısal Destekler	Motor Bloğu	Alüminyum	Talaşlı imalat	102	-	30
Paraşütler	Ana Paraşüt	Ripstop Nylon	Su jeti dokuma	2300	-	-
	Sürüklenme Paraşütü	Ripstop Nylon	Su jeti dokuma	600	-	-
	Faydalı Yük Paraşütü	Ripstop Nylon	Su jeti dokuma	800	-	-

ALT SİSTEM DETAY İÇERİKLERİ

Tablo: Alt Sistem Detay İçerikleri						
Alt Sistem	Komponent	Malzeme	Üretim Yöntemi Adı	Çap(mm)	Cidar (mm)	Uzunluk (mm)
Birincil Kurtarma Sistemi	Yay	Music Wire	CNC Yay üretim makinası	63	4.5	300
	Piston	Alüminyum	Talaşlı imalat	-	-	128
	Bulkhead	Alüminyum	Talaşlı imalat	102	-	20
İkincil Kurtarma Sistemi	Barut haznesi	Alüminyum	Alüminyum boru	32	3	45

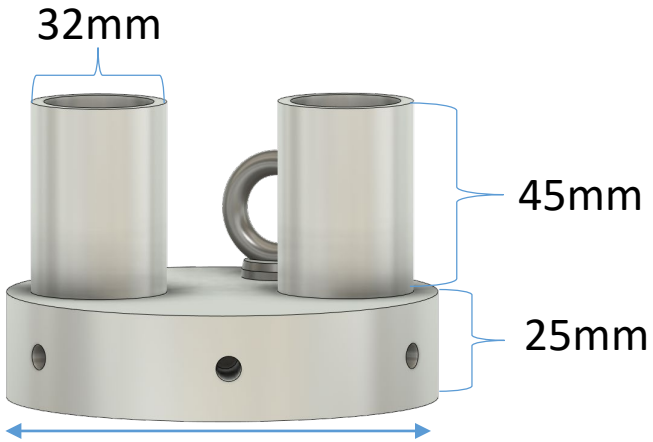
Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm



Görsel 2.0

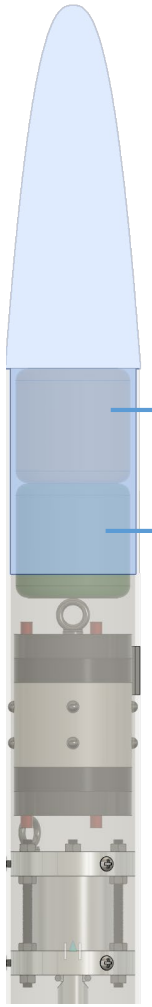
Görsel 2.1

Tablo:Yay Ölçüleri	
Tel kalınlığı	4,5 mm
Dış çap	63 mm
Serbest Uzunluk	300mm
Aktif sarım sayısı	10
Malzeme	Music Wire ASTM A 228

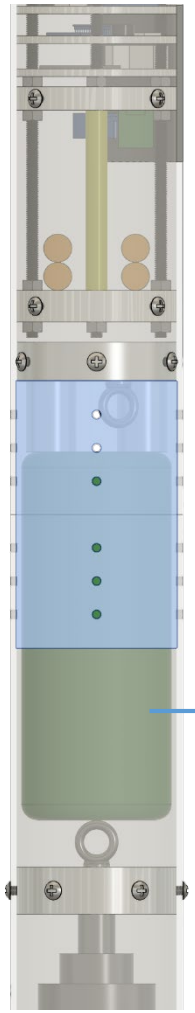


Görsel 2.2

Görsel 2.3



Görsel 2.4

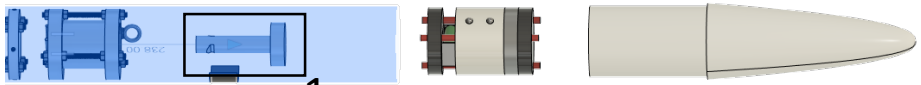


Görsel 2.5

Birincil Paraşüt Çıkarma Sistemi

Yaylı Sistemin temel çalışma prensibi sıkıştırılan yayın enerjisinin istenilen anda serbest bırakılarak kullanılmasıdır. Serbest bırakılan yay burun konisi ve faydalı yükü ittirerek paraşütlerin dışarı çıkmasını sağlar. Yaylı sistem ortalama ağırlıkta olmakla beraber barut sisteminden daha ağır, CO2 tüplü sistemden daha hafiftir. Test yapımı bakımından yaylı sistem diğer sistemlere göre daha kolaydır. Çalışma prensibi açısından CO2 tüplü sistemin sahip olduğu karmaşık yapıya göre yaylı sistemin çalışma prensibi daha basittir. Yaylı sistemin kapladığı hacim kara barut sisteminden çok , CO2 tüplü sistemden azdır. Kara barut sistemi yaylı sisteme göre daha hafif ve daha az yer kaplasa da yarattığı büyük basınç tehlikeli olabilmektedir. Bu yüzden kara barut sistemi tercih edilmemiştir. CO2 tüplü sistem gerek fazla yer kaplaması gerekse daha ağır ve komplike bir yapıya sahip olmasından dolayı tercih edilmemiştir. Yaylı sistem ortalama bir ağırlıkta olması, diğer sistemlere göre daha basit ve güvenli bir yapıya sahip olmasından dolayı roketimiz için en uygun kurtarma sisteminin yaylı sistem olduğuna karar verdik.

Görsel 2.6



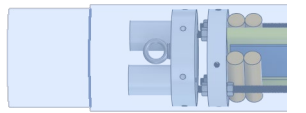
Görsel 2.7

Aviyonik sistem üzerindeki basınç sensörü ile yükseklik dolayısıyla tepe noktası tespit edilecektir , aviyonik sistemden gelen sinyalle misina ipinin yanmasıyla yay serbest kalacaktır. Serbest kalan yay 1 numaralı parçanın yardımıyla faydalı yük , burun konisi ve burun konisinin omuzluğundaki paraşütleri ittirerek gövdeden çıkmasını sağlayacaktır.

İkincil Paraşüt Çıkarma Sistemi

Kara barut sisteminin temel çalışma prensibi haznelerdeki barutun patlatılmasıyla elde edilen basınç kullanılıp alt ve üst gövdeyi ayırmasıdır. Elde edilen basınç iç entegrasyon gövdesi vasıtasıyla alt gövdeye bağlı olan plastik vidaları kırarak gövdeyi ayırır. Kara barut sistemi diğer sistemler olan CO2 tüplü sistem ve yaylı sisteme göre daha hafiftir. CO2 tüplü sistem ve yaylı sistem gövdeyi ayırmak için kara barut sistemine göre daha komplike bir yapıdadır. Kara barut sistemi diğer sistemlere göre çok daha az yer kaplamaktadır.CO2 tüplü sistem ve yaylı sistem sahip oldukları komplike yapıdan dolayı kara barut sistemine göre daha ağırdır. Tasarımımızda CO2 tüplü ve yaylı sistemin gövdeyi ayırmak için yeterli güce sahip olmadığı tespit edilmiştir. Bu nedenlerden ötürü CO2 tüplü sistem ve yaylı sistemin gövdeyi ayırmak için uygun olmadığına karar verilmiştir. Kara barut sistemi daha az yer kaplaması , daha hafif olması , daha basit bir yapıda olması ve gereken güce sahip olmasından dolayı tercih edilmiştir.

Görsel 2.8



Görsel 2.9

Aviyonik sistem üzerindeki basınç sensöründen alınan veriyle yükseklik tespit edilecektir. Roket sürüklenme esnasında 550 metre yüksekliğe düştüğünde aviyonik sistem tarafından kara barut sistemine sinyal gönderilecek ve barutun patlaması sağlanacaktır. Barutun patlamasıyla oluşan basınç, alt gövdeye bağlı plastik vidaları kırıp gövdelerin ayrılmasını ve paraşütün serbest kalmasını sağlayacaktır.

Paraşüt Çıkarma Sistemi

Kurtarma Stratejisi

1. Ateşleme
2. Birincil paraşüt çıkarma sisteminin aktif olması
3. Faydalı yükün ayrılması ve paraşütünün açılması
4. Sürüklenme paraşütünün açılması
5. Roketin sürüklenerek 550 metreye düşmesi
6. İkincil paraşüt çıkarma sisteminin aktif olması
7. Ana paraşütün açılması
8. Roketin yere inişi
9. Roketin ve faydalı yükün GPS ve buzzer sinyalleri vermeye başlaması
10. GPS' den alınan verilerin haberleşme modülleri aracılığıyla yer istasyonuna gönderilmesi
11. Roketin bir bütün halinde kurtarılması

Paraşüt Çıkarma Sistemi

Tablo: Parçanın & Alt Sistemlerinin Roketteki İşlevi	
Parça	İşlevi
Yay	Sahip olduğu mekanizma içerisinde sıkışarak ürettiği enerjiyi piston yardımıyla hareket enerjisine dönüştürerek üstündeki faydalı yük ve burun konisini ittirerek birincil ayrılmanın tamamlanmasını sağlar.
Barut Haznesi	Aviyonik sistemden gelen rezistans telinin yardımıyla patlayan barutun bulunduğu ve barutun patlamasıyla oluşan basıncın oluştuğu yerdir.
Piston	Yayın üstündeki faydalı yük ve burun konisini daha rahat itmesine destek olan yardımcı elemandır.
İç entegrasyon gövdesi	Barut haznesinde patlayan barutun oluşturduğu basıncın kontrollü bir şekilde iletilmesine yardımcı olan elemandır.

Paraşütler

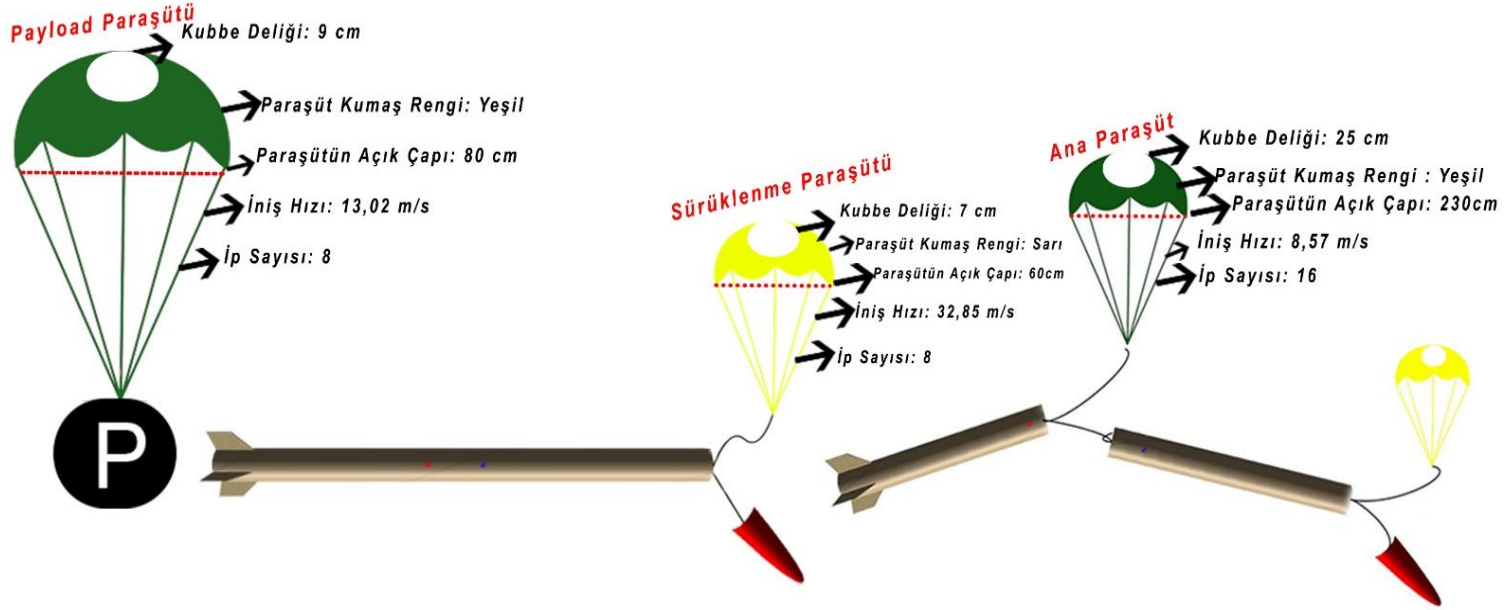
Tablo: Malzemenin Teknik Özellik		
Parça	Malzeme	Teknik Özellikleri
Paraşüt	Ripstop Nylon	Yırtılmaz kumaş olarak bilinir. İnce bir kumaştır. %100 polyester, naylon olanlar veya dış yüzeyi bunlarla kaplananlar rüzgar geçirmez. %100 polyester, naylon olanlar veya dış yüzeyi bunlarla kaplananlar su geçirmez. Lekelere karşı dirençlidir. Genel olarak dayanıklı bir kumaştır. Sahip olduğu bu özellikler nedeniyle ripstop naylon paraşüt kumaşı olarak tercih edilmiştir.
Karabina	Çelik	Paraşüte bağlı olan şok kordonu karabina vasıtasıyla mapaya bağlıdır , karabinanın oldukça sağlam olması gerektiği için çelik karabina tercih edilmiştir.
Mapa	Çelik	Paraşüt gövdeye mapa vasıtasıyla bağlanmaktadır bu yüzden mapanın sağlam olması gerekmektedir , bundan dolayı mapa çelik ve yekpare şekilde üretilecektir.
Şok kordonu	Kevlar 129	Paraşütlerin açılması esnasında oluşacak şoku sahip olduğu yapıdan dolayı emerek iplerin ve paraşütün zarar görmesini engeller.
Fırdöndü	Çelik	Paraşüt açıldıktan sonra paraşütün ve roketin ters yöndeki hareketi sonucu iplerin dolanmasını engellemek amacıyla kullanılmaktadır.

Paraşütlerin Üretim Yöntemi

Satın aldığımız firmada paraşütler su jeti dokuma sonrasında calender aşamasından geçirilmiş kumaşlara ipler dikilmesiyle üretilecektir.

Paraşütler

Paraşüt Özellikleri Tablosu									
Paraşüt Türü	Paraşüt Rengi	Katlanmış Çap	Açık Çap	Kubbe deliği ölçüleri	Düşüş hızı	İp Sayısı	İp Uzunluğu	Paraşüt geometrisi	Şok kordonu uzunluğu
Ana Paraşüt	Yeşil	9,6 cm	230 cm	25 cm	8,57 m/s	16	345 cm	Conical	400 cm
Payload Paraşütü	Yeşil	9,4 cm	80 cm	9 cm	13,02 m/s	8	120 cm	Conical	-
Sürüklenme Paraşütü	Sarı	9,4 cm	60 cm	7 cm	32,85 m/s	8	90 cm	Conical	200 cm



Görsel 2.10 Paraşüt Tasarımı

Paraşütler

Tablo: Faydalı Yük Elektronik Unsurları		
Adı	Özellikleri	Açıklama
GY-NEO6MV2	Fiyat/performans açısından uygundur. 5 metre hassasiyetle konum tespiti yapabilmektedir.	Devredeki GPS modülüdür. Konum tespiti için kullanılacaktır.
Xbee Pro S2C	3200 metre menzile sahip ve kullanımı kolaydır.	Haberleşme modülüdür. Konum bilgilerini yer istasyonuna iletmekle görevlidir.

Tablo: Roket Üzerindeki Elektronik Unsurlar		
Adı	Özellikleri	Açıklama
GY-NEO6MV2	Fiyat/performans açısından uygundur. 5 metre hassasiyetle konum tespiti yapabilmektedir.	Devredeki GPS modülüdür. Konum tespiti için kullanılacaktır.
Xbee Pro S2C	3200 metre menzile sahip ve kullanımı kolaydır.	Haberleşme modülüdür. Konum bilgilerini yer istasyonuna iletmekle görevlidir.
BME280	Düşük güç tüketimi ve 100 Pa mutlak doğrulukla 300-1100 hPa aralığında ölçüm yapabilmektedir.	Roketin irtifa tespitinde kullanılacaktır.
10-DOF-IMU	Üzerinde bir uçuş bilgisayarının ihtiyaç duyacağı çoğu sensörü barındırmaktadır (jiroskop, ivmeölçer, pusula, barometre).	Rokette ivme ölçümü, açı tespiti için kullanılacaktır.

Kurtarma Sistemi Testler

Tablo: Kurtarma Sistemi Testler		
Test	Tarih / Yer	Açıklama
Birincil kurtarma sistemi misina sağlamlık testi	24.05.2021 Ankara Fen Lisesi fizik laboratuvarı	Birebir ölçüler ve malzemelerle üretilen kurtarma sistemi kurulup yayın serbest kalmasını önleyen misinanın yeterli dayanımı sağlayıp sağlamadığı test edilecektir. Bu test başarısız olursa misinanın bağlama yöntemi veya misinanın kendisi değiştirilecektir.
Birincil kurtarma sistemi yay yeterlilik testi	24.05.2021 Ankara Fen Lisesi bahçesi	Birebir ölçüler ve malzemelerle üretilen kurtarma sistemi gövdeyi temsil eden bir PVC borunun içine yerleştirilecektir. Üzerine 10 kilogramdan başlayıp kademeli olarak arttırılacak ağırlıklar koyulup yayın yeterli itme gücüne sahip olup olmadığı test edilecektir. Bu test başarısız olursa yay değiştirilecektir.
Paraşüt açılma testleri	25.05.2021 Ankara Fen Lisesi Kampüsü	Paraşütler, THK' den aldığımız paraşüt katlama yöntemini gösteren rehberde yazanlara göre katlanacaktır. Uçlarına ağırlık bağlanan paraşütler, spor salonumuzun çatısından gövdeyi temsil eden bir PVC borudan çıkarılarak paraşütlerin açılıp açılmadığı test edilecektir. Bu testten elde edilen verilere göre başarılı olduğuna karar verilecek ya da paraşüt katlama stratejisinde iyileştirmelere gidilecektir.

Kurtarma Sistemi Testler

Tablo: Kurtarma Sistemi Testler		
Test	Tarih / Yer	Açıklama
İkincil Kurtarma Sistemi güç testi	26.05.2021 Ankara Fen Lisesi Bahçesi	Birebir ölçüler ve malzemelerle üretilen ikincil kurtarma sisteminin plastik vidaları kırmak için yeterli güce sahip olup olmadığı barut miktarı kademeli olarak arttırılarak test edilecektir. Aynı zamanda barut kapsüllerinin oluşacak sıcaklık ve basınca yeterli dayanımı sağlayıp sağlamadığı gözlemlenecektir. Bu test başarısız olursa barut kapsülleri değiştirilecektir.

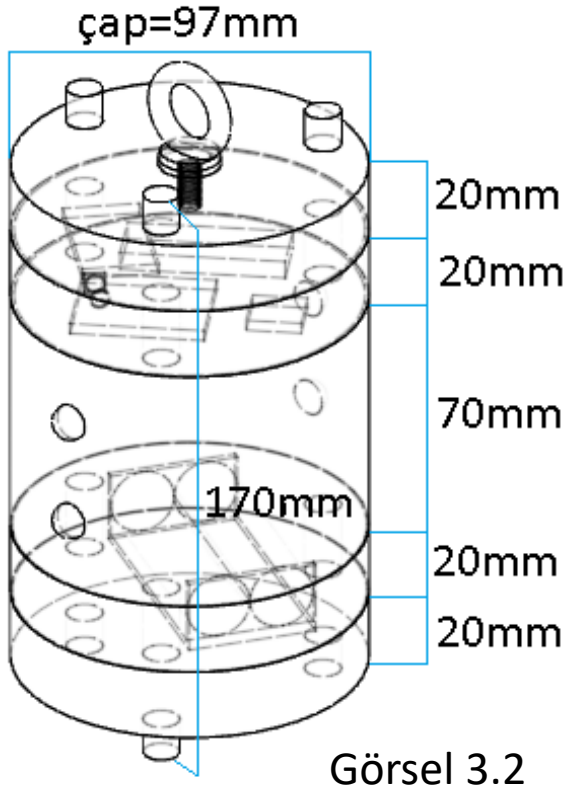
Faydalı Yük Mekanik Görünüm

3 Boyutlu Görünümü (CAD)

Görsel 3.0

Görsel 3.1

Teknik Resim

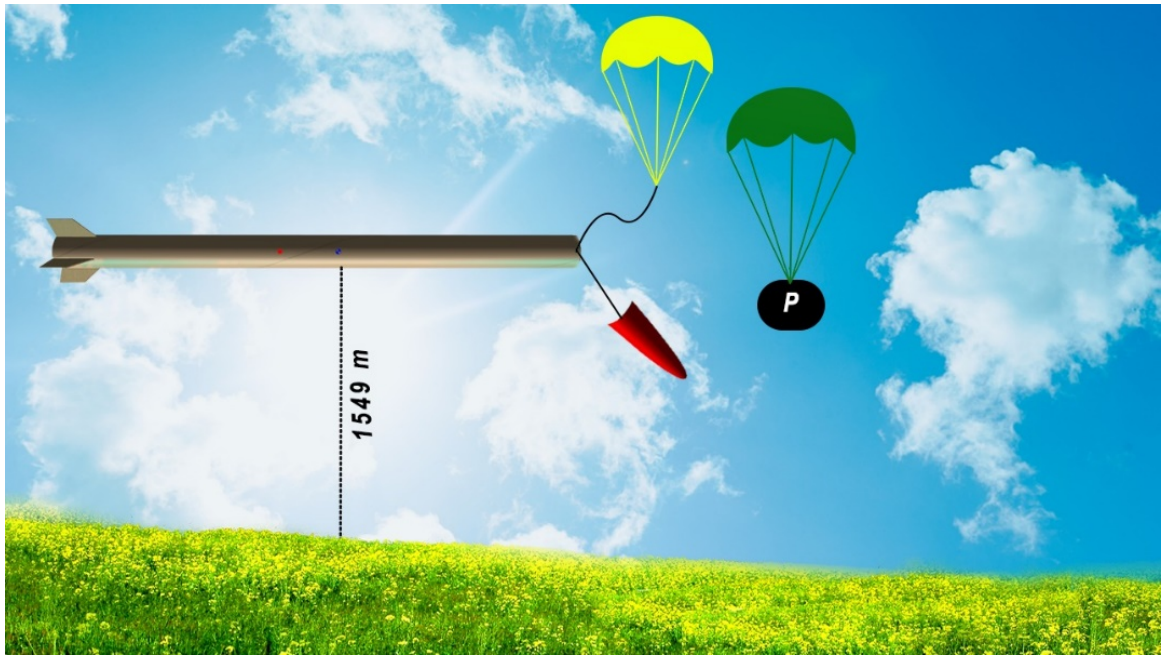


Görsel 3.2

Faydalı Yük - Detay

Faydalı yükümüzde çapları 0.5 cm olmak üzere 8 tane tekerlek bulunmaktadır. Bu tekerleklerin amacı gövdeden daha rahat çıkmasını sağlayarak gövde içinde daha kolay hareket etmesini sağlamaktır. Faydalı yükümüzün herhangi bir işlevi bulunmamaktadır. Faydalı yükümüzü 4200 gram olarak tasarladık.

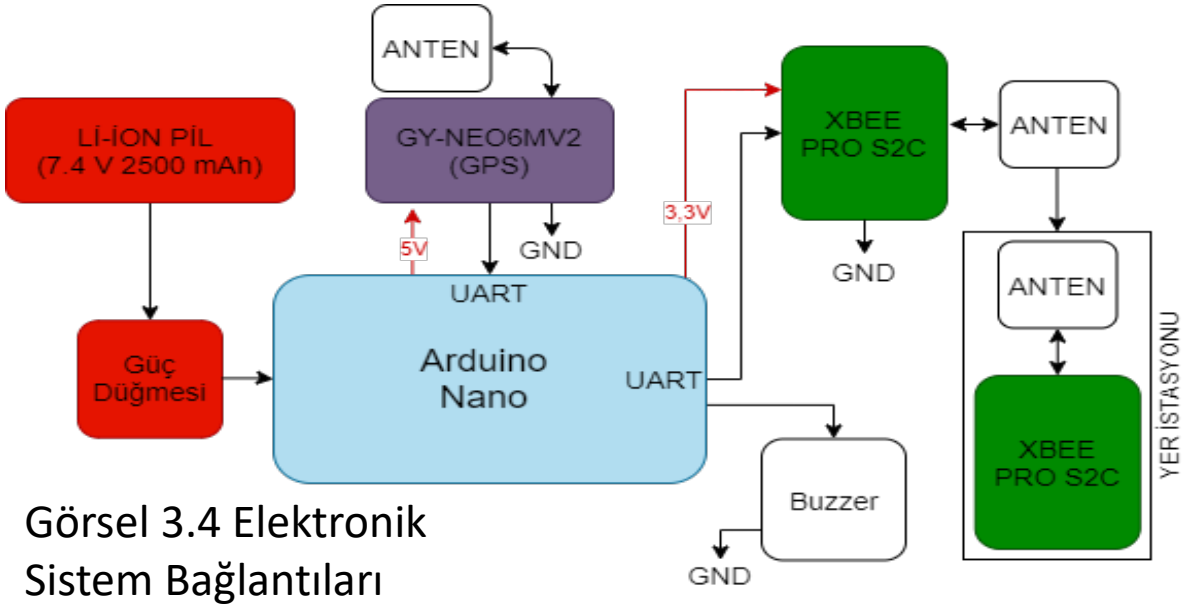
Faydalı yükümüz yandaki resimde görüldüğü gibi yaklaşık olarak 1549 metrede burun konisi açılarak dışarı çıkacak ve ardından kullandığımız Gy-neo6mv2 adlı Gps ile konumu belirlenerek bulunacak.



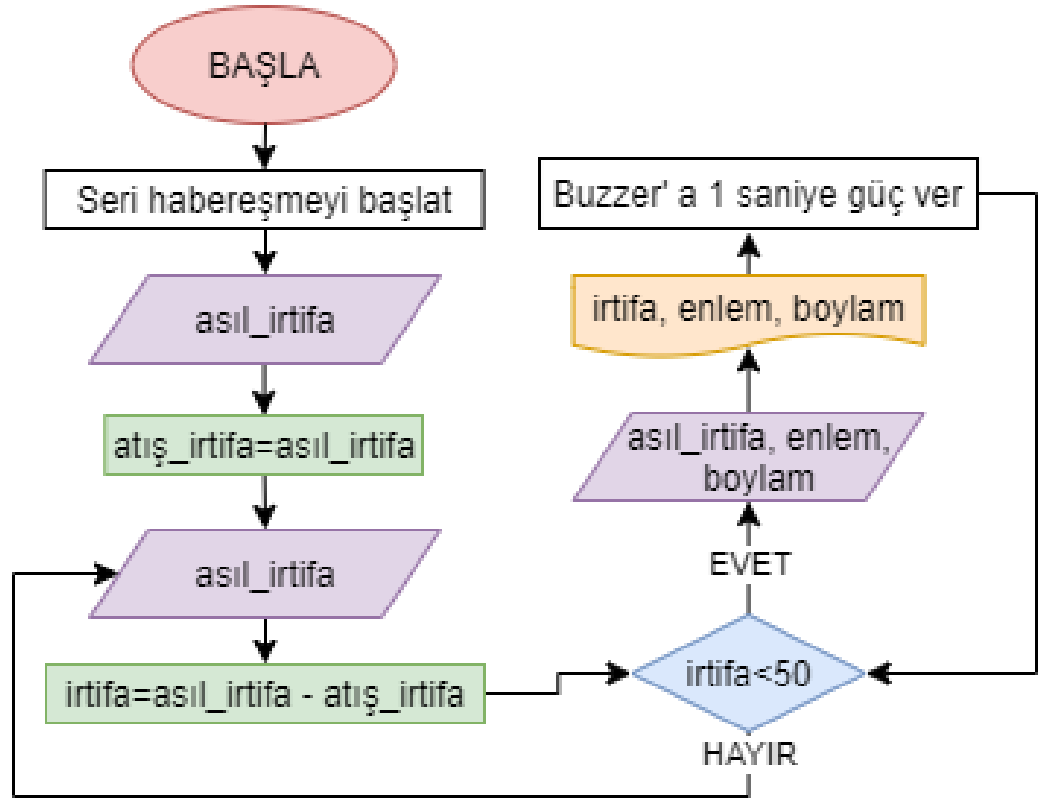
Görsel 3.3 Faydalı Yük ayrılma Görseli

Faydalı Yük - Detay

Tablo: Faydalı Yük Elektronik Sistem Elemanları	
Adı	**İşlevi**
Arduino Nano	Mikrodenetleyici
GY-NEO6MV2	GPS
Xbee Pro S2C	Haberleşme Modülü
Buzzer	Sesli Uyarıcı



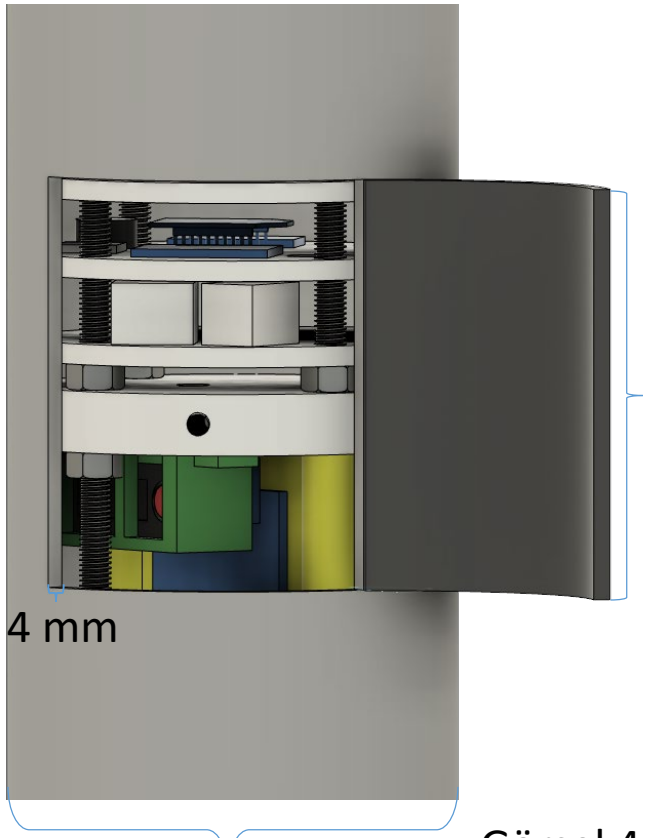
Görsel 3.4 Elektronik Sistem Bağlantıları



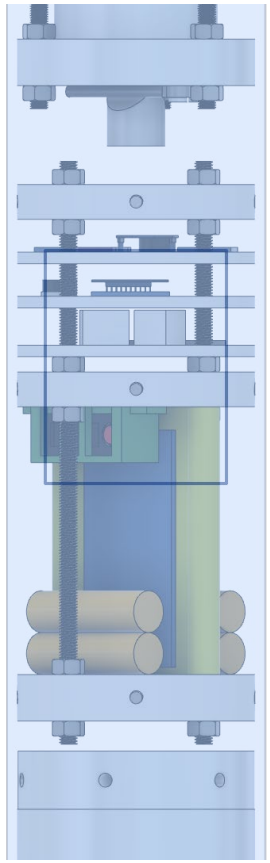
Görsel 3.5 Algoritma

NOT: İrtifa verisi GPS modülünden alınmaktadır.

Aviyonik Mekanik Görünüm



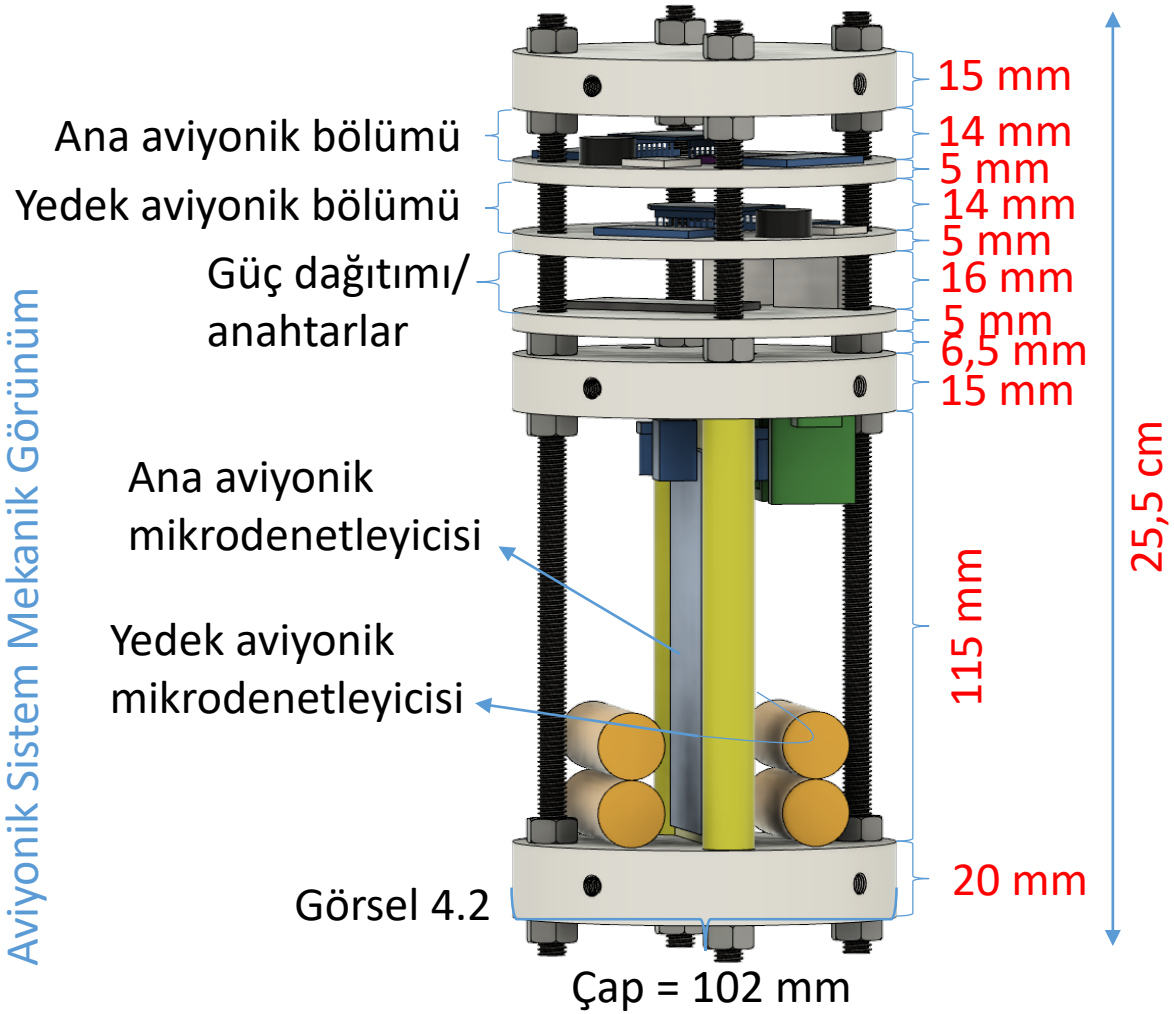
Görsel 4.0



Görsel 4.1

Aviyonik Sistem Gövde Yerleşimi

Aviyonik Sistem Mekanik Görünüm



Görsel 4.2

Aviyonik – Özet

Tablo: Aviyonik Sistemler Genel Bilgileri		
Aviyonik Sistem	Özgünlük/Ticarilik Durumu	Kurtarma Sistemini Tetiklemek İçin Kullanılan Veri
Ana	Özgün	Basınç (irtifa), yer eksenine göre açı
Yedek	Özgün	İvme, yer eksenine göre açı

Not: Faydalı yük elektronik devrelerine ulaşabilmek için sayfa 29’ da görüldüğü gibi bir kapak kullanılacaktır. İstenildiği zaman gövde üzerindeki kapak sayesinde faydalı yük elektronik devreleri açılıp kapatılabilecektir.

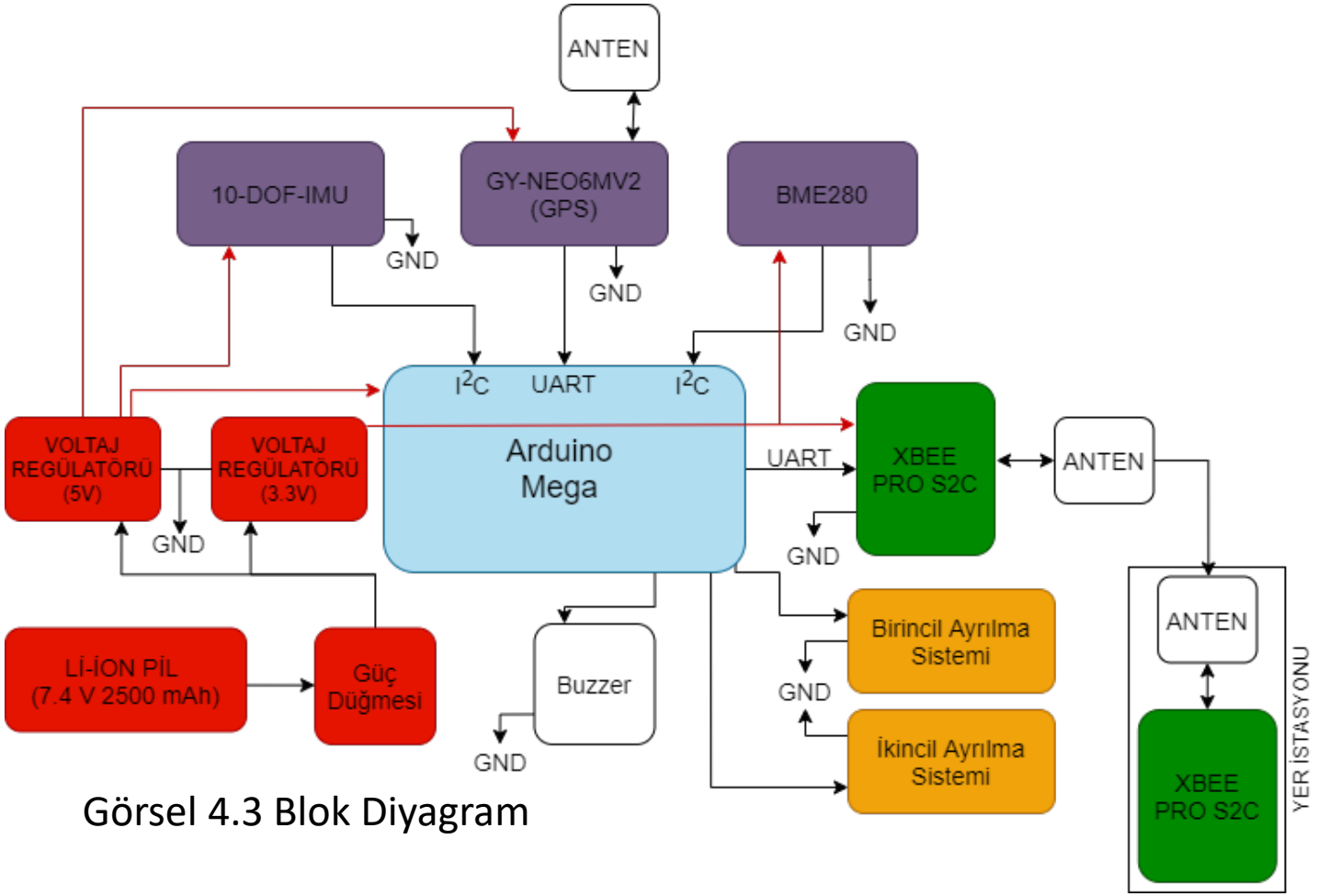
Ana Aviyonik – Detay/1

Tablo: Ana Aviyonik Devre Elemanları			
Adı	Kodu	Seçim Kriteri	Açıklama
Kontrolcü	Arduino Mega	Kullanılabilecek pin sayısı fazladır. Yüksek flash memory, eeprom, sram değerleriyle hızlı çalışabilmektedir.(1)	Devredeki denetleyicidir. Sensör verilerini işlemekte ve kullanmaktadır. Ayrılma sekanslarını tetiklemektedir.
GPS	GY-NEO6MV2	Fiyat/performans açısından uygundur. 5 metre hassasiyetle konum tespiti yapabilmektedir.(2)	Roketin konumunu tespit etmektedir.
Barometre	BME280	Düşük güç tüketimi ve 100 Pa mutlak doğrulukla 300-1100 hPa aralığında ölçüm yapabilmektedir.(3)	Roketin irtifa tespitinde kullanılmaktadır.
Haberleşme Modülü	XBEE PRO S2C	3200 metre menzile sahip ve kullanımı kolaydır. (4)	Sensör verilerinin yer istasyonuna gönderilmesini sağlamaktadır.

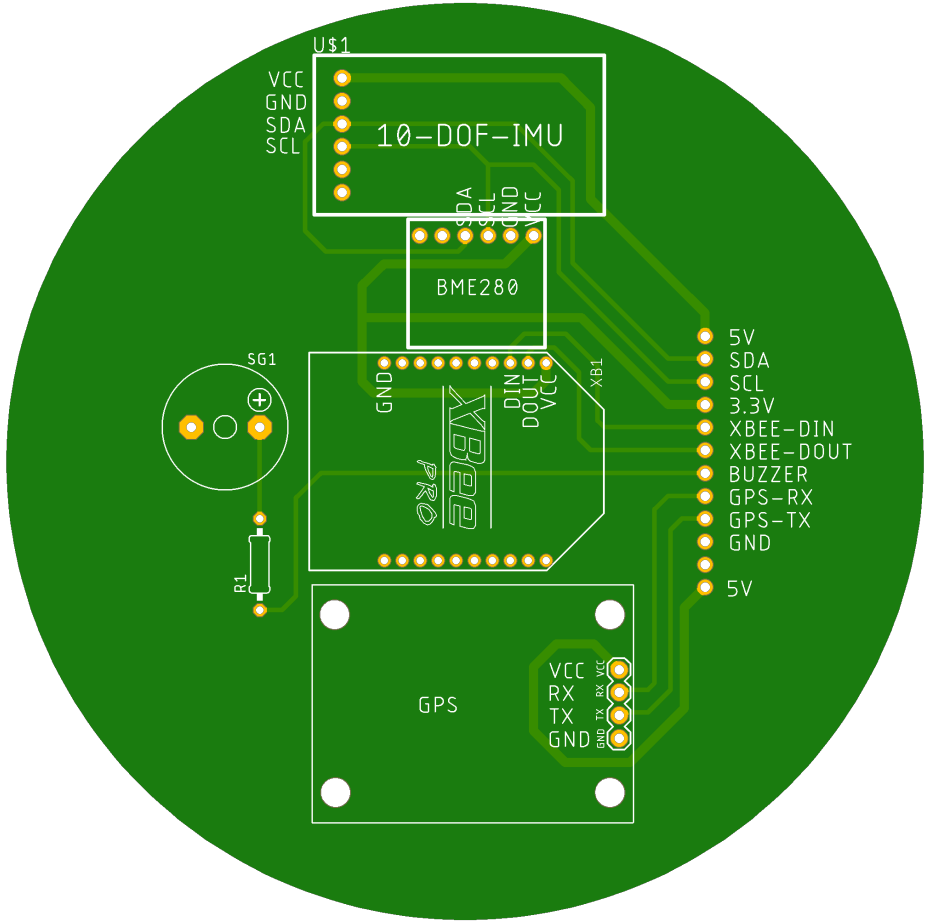
Ana Aviyonik – Detay/1

Tablo: Ana Aviyonik Devre Elemanları			
Adı	Kodu	Seçim Kriteri	Açıklama
Jiroskop, İvmeölçer, Pusula, Barometre	10-DOF-IMU	Üzerinde bir uçuş bilgisayarının ihtiyaç duyacağı çoğu sensörü barındırmaktadır.	Roketin genel durumunun yer istasyonundan tespit edilebilmesi için üzerindeki gyro sensörü ve pusula kullanılacaktır.
Buzzer	-	Ses yaymak için kullanılabilecek en kullanışlı devre elemanıdır.	Roket yere düştükten sonra kolay bulunması için ses çıkaracaktır.
Li-ion pili	18650	Kullanılacak diğer seçenek olan Li-po pillere göre daha az yer kaplamaktadır.	Devrenin enerjisini sağlamaktadır.
Li-po safe bag	-	-	Pillerin güvenliğini sağlamak için kullanılacaktır.

Ana Aviyonik – Detay/2



Görsel 4.3 Blok Diyagram



Görsel 4.4 Pcb Kart Tasarımı

Ana Aviyonik – Detay/2

Kart aynı «Pcb Kart Tasarımı» görselinde görüldüğü yerleşimle üretilecektir. Devre elemanları «Pcb Kart Tasarımı» görselinde görüldüğü gibi bir delikli pertinaks üzerine yerleştirilip görüldüğü gibi bağlantılarla bağlanacaktır. Karta lehimlenen devre elemanları arası bağlantılar da lehimle veya kablolarla yapılacaktır. Görselin sağ kısmında bulunan yerden bir konnektör ve kablolar yardımıyla mikrodenetleyici bağlantısı sağlanacaktır.

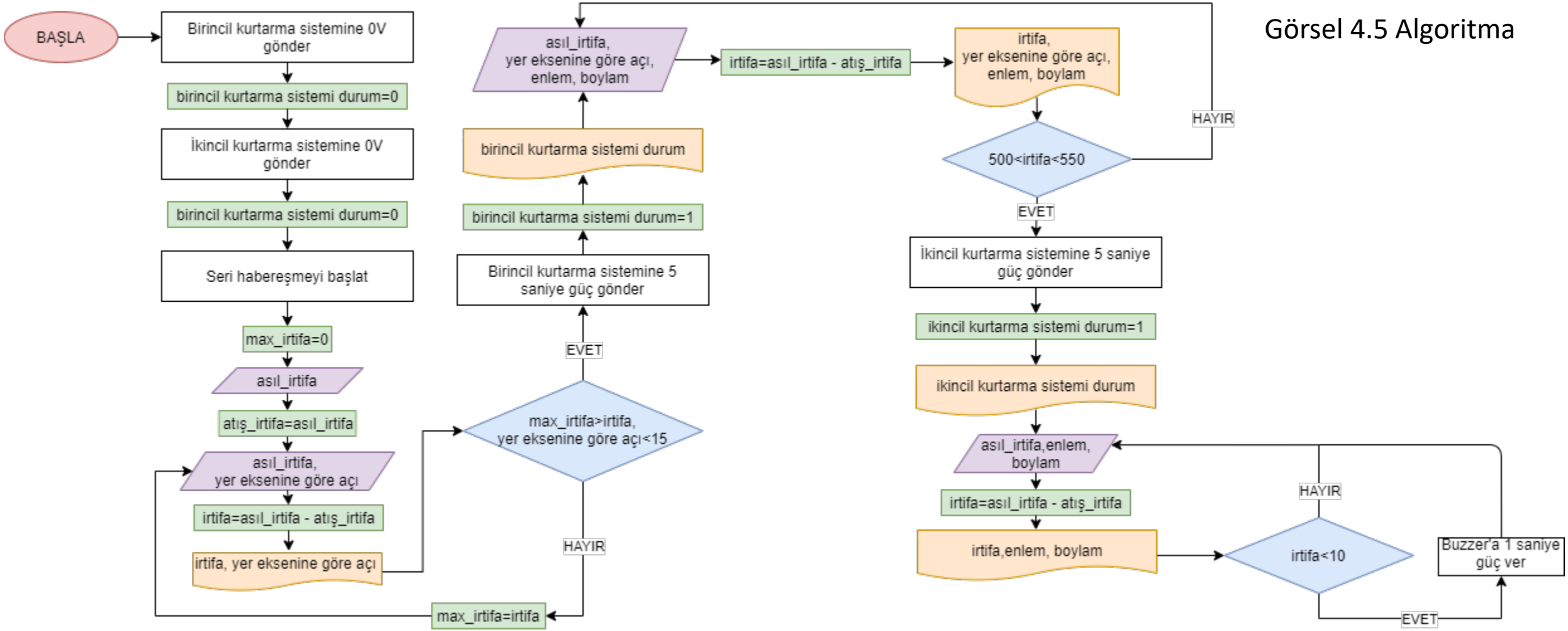
Not: «Pcb Kart Tasarımı» görselinde görülmeyen toprak hattı bağlantıları, kartın alt yüzeyindedir.

Ana Aviyonik – Detay/3

Tablo: Kurtarma Sistemini Tetikleyecek Parametreler	
Parametre	Açıklama
Basınç	İrtifanın tespit edilmesini sağlar. İrtifa, ayrılmayı tetiklemek için seçilebilecek en kesin parametrelerdendir.
Dikey İvme	Yedek aviyonik sistemde kullanılacaktır.
Yer Eksenine Göre Açı	Kesin bir ölçüdür. Kontrol için ikinci parametredir.
Nem	Ayrılmayı kontrol etmek için yeterli doğruluk sağlanamamaktadır. Kesin değildir.
Sıcaklık	Ayrılmayı kontrol etmek için yeterli doğruluk sağlanamamaktadır. Kesin değildir.

Veri Filtreleme:
Haberleşme modüllerinin X-CTU yazılımı üzerinden kanal seçimi, kaynak-hedef doğrulaması ve PAN ID (iletişimde kullanılan şifre, kimlik) ayarlamaları ile sağlanacaktır.(5)

Ana Aviyonik – Detay/3



Görsel 4.5 Algoritma

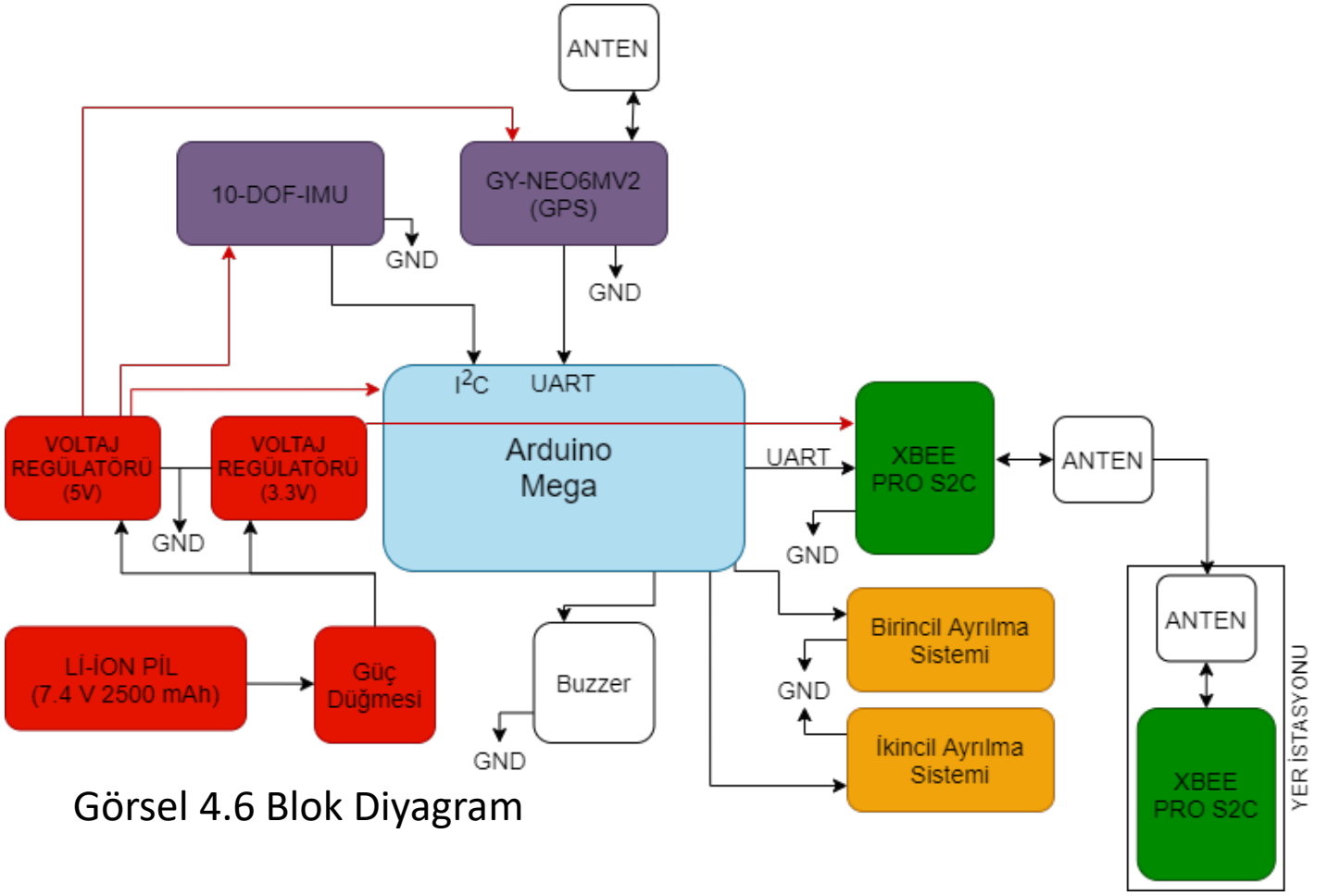
Yedek Aviyonik – Detay/1

Tablo: Yedek Aviyonik Devre Elemanları			
Adı	Kodu	Seçim Kriteri	Açıklama
Kontrolcü	Arduino Mega	Kullanılabilecek pin sayısı fazladır. Yüksek flash memory, eeprom, sram değerleriyle hızlı çalışabilmektedir.(1)	Devredeki denetleyicidir. Sensör verilerini işlemekte ve kullanmaktadır. Ayrılma sekanslarını tetiklemektedir.
GPS	GY-NEO6MV2	Fiyat/performans açısından uygundur. 5 metre hassasiyetle konum tespiti yapabilmektedir.(2)	Roketin konumunu tespit etmektedir.
Haberleşme Modülü	XBEE PRO S2C	3200 metre menzile sahiptir ve kullanımı kolaydır. (4)	Sensör verilerinin yer istasyonuna gönderilmesini sağlamaktadır.

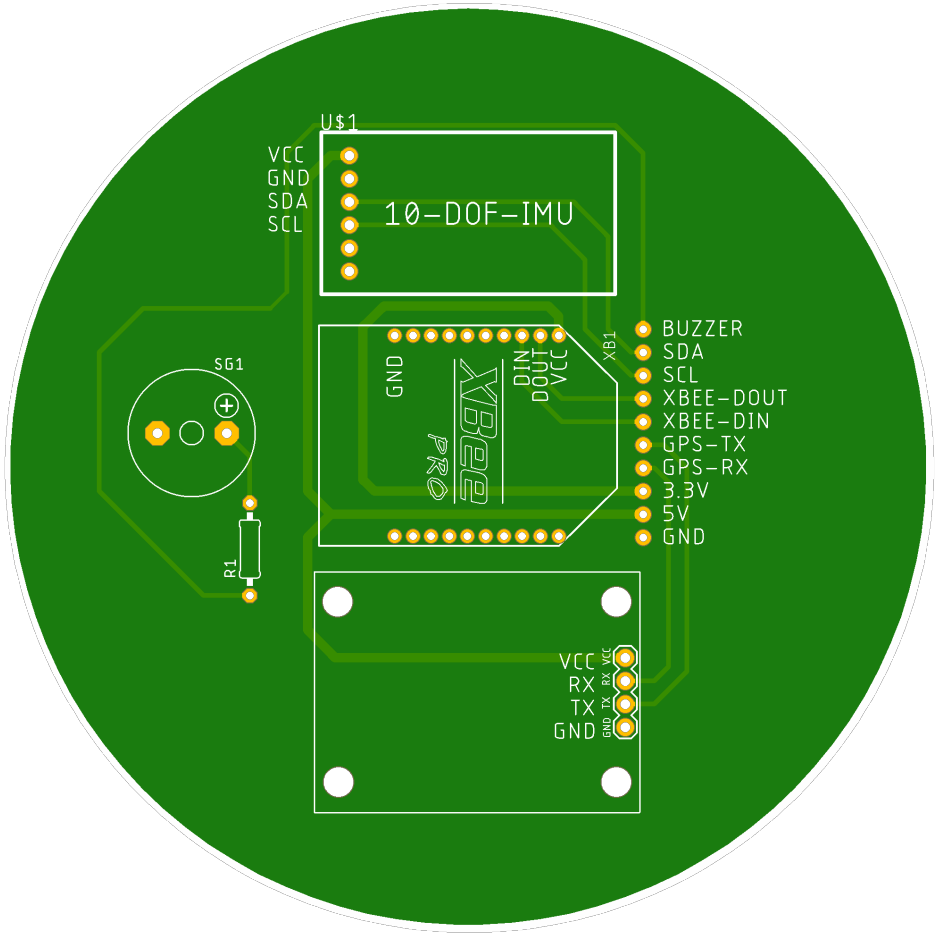
Yedek Aviyonik – Detay/1

Tablo: Ana Aviyonik Devre Elemanları			
Adı	Kodu	Seçim Kriteri	Açıklama
Jiroskop, İvmeölçer, Pusula, Barometre	10-DOF-IMU	Barındırdığı ivmeölçer 16 bit çözünürlükte; ±2g, ±4g, ±8g ve ±16g seçilebilir ölçüm aralığında ve 450uA akımda çalışmaktadır. Kullanımı kolaydır ve üzerinde birçok sensör barındırır.(6)	Ayrılmayı tetikleyecek ivme verisinin ölçümünde kullanılacaktır. Diğer sensörleri de roketin genel durumunu tespit etmek için kullanılacaktır.
Buzzer		Ses yaymak için kullanılabilecek en kullanışlı devre elemanıdır.	Roket yere düştükten sonra kolay bulunması için ses çıkaracaktır.
Li-ion pili	18650	Kullanılacak diğer seçenek olan Li-po pillere göre daha az yer kaplamaktadır.	Devrenin enerjisini sağlamaktadır.
Li-po safe bag	-	-	Pillerin güvenliğini sağlamak için kullanılacaktır.

Yedek Aviyonik – Detay/2



Görsel 4.6 Blok Diyagram



Görsel 4.7 Pcb Kart Tasarımı

Yedek Aviyonik – Detay/2

Kart aynı «Pcb Kart Tasarımı» görselinde görüldüğü yerleşimle üretilecektir. Devre elemanları «Pcb Kart Tasarımı» görselinde görüldüğü gibi bir delikli pertinaks üzerine yerleştirilip görüldüğü gibi bağlantılarla bağlanacaktır. Karta lehimlenen devre elemanları arası bağlantılar da lehimle veya kablolarla yapılacaktır. Görselin sağ kısmında bulunan yerden bir konnektör ve kablolar yardımıyla mikrodenetleyici bağlantısı sağlanacaktır.

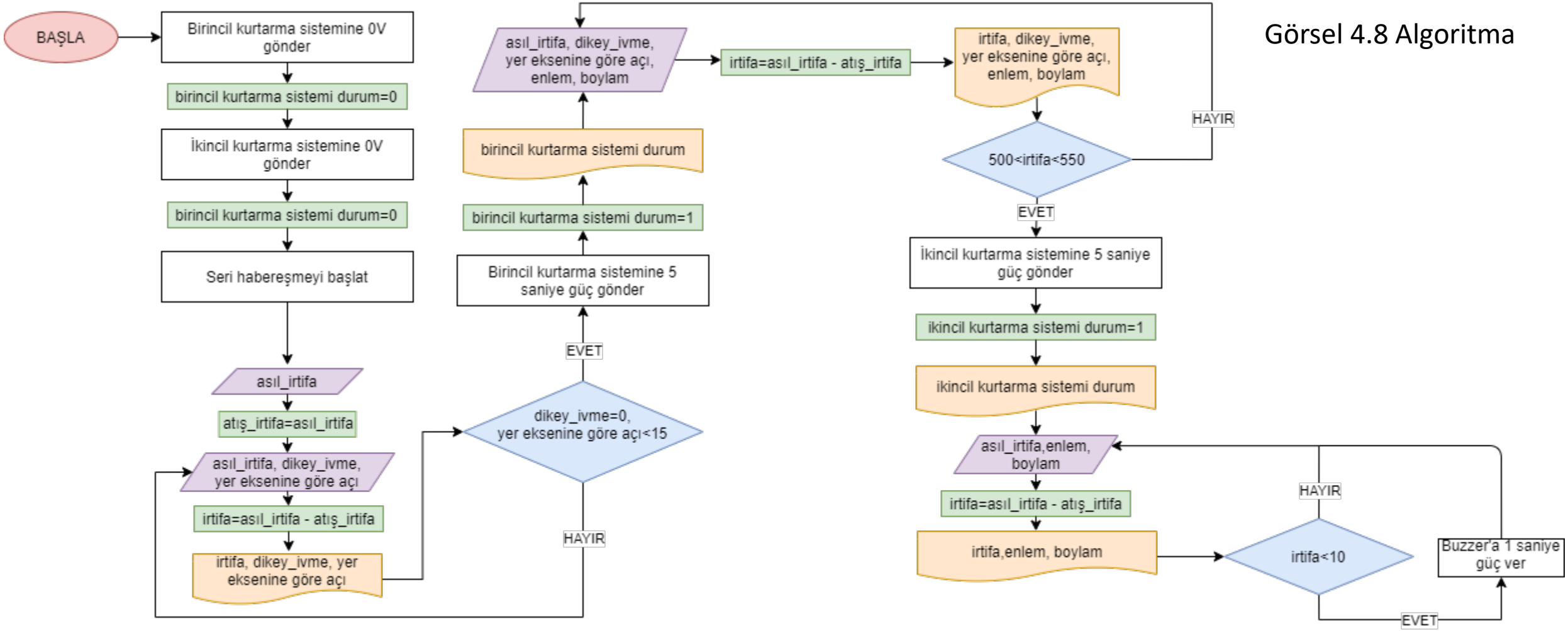
Not: «Pcb Kart Tasarımı» görselinde görülmeyen toprak hattı bağlantıları, kartın alt yüzeyindedir.

Yedek Aviyonik – Detay/3

Tablo: Kurtarma Sistemini Tetikleyecek Parametreler	
Parametre	Açıklama
Basınç	Ana aviyonik sistemde kullanılacaktır.
Dikey İvme	Kesin bir ölçüdür. Roket tepe noktasında iken dikey ivmesi 0 olacaktır.
Yer Eksenine Göre Açı	Kesin bir ölçüdür. Kontrol için ikinci parametredir.
Nem	Ayrılmayı kontrol etmek için yeterli doğruluk sağlanamamaktadır. Kesin değildir.
Sıcaklık	Ayrılmayı kontrol etmek için yeterli doğruluk sağlanamamaktadır. Kesin değildir.

Veri Filtreleme:
Haberleşme modüllerinin X-CTU yazılımı üzerinden kanal seçimi, kaynak-hedef doğrulaması ve PAN ID (iletişimde kullanılan şifre, kimlik) ayarlamaları ile sağlanacaktır.(5)

Yedek Aviyonik – Detay/3



Görsel 4.8 Algoritma

Ana – Yedek Aviyonik

Ana ve yedek aviyonik sistemler arasında bir geçiş olmayacaktır. İkisi birlikte, aynı anda çalışacaktır. Aynı tetikleyicilere bağlı olacaklar ve gerekli koşullar sağlandıysa ikisi de eyleyiciyi çalıştıracaktır. Herhangi birindeki bir arıza durumunda diğeri zaten kurtarma sistemlerini tetiklemek için çalışır durumda olacaktır.

Aviyonik/İletişim

Tablo: Haberleşme Modülü Seçimi		
Adı	Özellikleri	Yorum
Lora Ra-01	• 433 MHz • 10 km menzil • 20 dBm çıkış gücü • -136 dBm duyarlılık(7)	Kolay kullanımı, daha kolay filtreleme seçeneği, desteklediği çok sayıda ağ topolojisi nedeniyle Xbee Pro S2C modülü tercih edilmiştir. Diğer özellikleri de gereksinimleri karşılamaktadır. Herhangi sorun yaratacak bir durum oluşturmamaktadır.
Xbee Pro S2C	• 2,4 GHz • 3200 metre menzil • 18 dBm çıkış gücü • -101 dBm duyarlılık(4)	

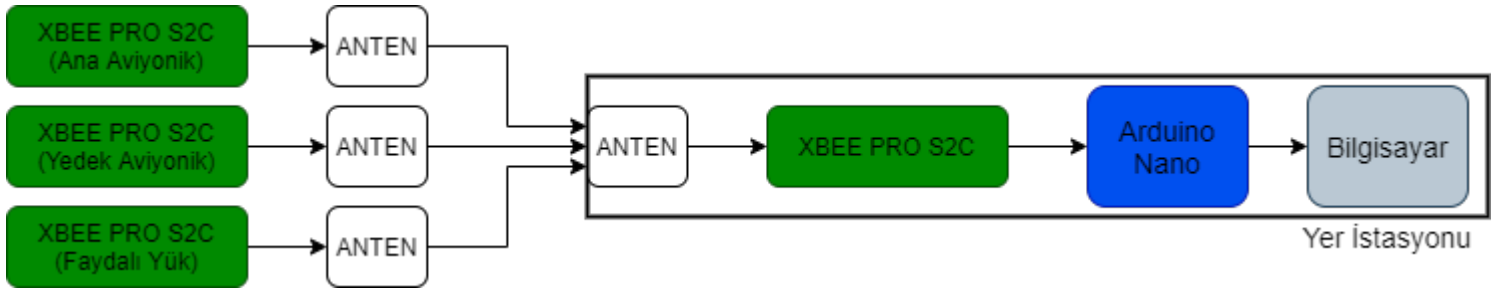
Veri iletimi 2,4 GHz bandında, her bir haberleşme modülü tarafından yer istasyonuna aktarılan verilerle gerçekleşecektir.
Veri paketinde «yükseklik, dikey ivme, roketin yer eksenine göre açısı, enlem, boylam, birincil ayrılma sistemi durumu, ikincil ayrılma sistemi durumu» verileri yer alacaktır. Bu veriler virgülle birbirinde ayrılarak haberleşme modülleriyle yer istasyonuna aktarılacaktır.

Aviyonik/Yer İstasyonu

Yer istasyonunda roketten gelen verileri anlık takip edebilmek için MATLAB yazılımı kullanılarak bir arayüz geliştirilecektir. Bir önceki yansıda belirtilen veri paketi yorumlanıp arayüzde daha iyi görüntülenecek ve anlık olarak veriler takip edilebilecektir.

Tablo: Anten Seçimi

Anten	Seçim Kriteri	Açıklama
Taoglas Limited FXP70	• Hafif ve küçüktür • 2,4 GHz frekansıyla xbee modülleriyle uyumludur • U.FL bağlantı tipi ile xbee modüllerine uyumludur • 3 km etkin mesafeye sahiptir • Kazanç (5dBi) ve hassasiyet (-101dBm) değerleri iyidir[8]	Ana ve yedek aviyonik sistemlerde, faydalı yük içerisinde kullanılacak olan xbee modülleri üzerine takılacaktır.
Yagi Anten	• 2,4 GHz frekansıyla xbee modülleriyle uyumludur • Kazancı (16dBi) uygundur. • Yönlü olması sebebiyle rokete doğrultularak güçlü bir bağlantı sağlanabilmektedir.[9]	Yer istasyonundaki xbee modülü üzerine takılacaktır.



Görsel 4.9

Aviyonik/Yer İstasyonu

İletişim Arayüzü Güç ve Mesafe Hesabı:[10]

$$Toplam\ Güç(dBm) = Verici\ gücü(dBm) + Verici\ anten\ kazancı(dBi) + Alıcıanten\ kazancı(dBi)$$

39 18 5 16

$$Yol\ zayıflaması(dB) = Toplam\ Güç(dBm) - Alış\ hassasiyeti(dBm)$$

140 39 -101

$$20 \times \log_{10}(\underbrace{Mesafe}_{99311}, metre) \cong Yol\ zayıflaması(dB) - 20 \times \log_{10}(Frekams, MHz) + 27{,}55$$

140 67,6042248

Bu hesaplar en iyi şartlar içindir. Bütün kablo kayıpları ihmal edilmiştir, alıcı - verici anten birbirini mükemmel bir şekilde görmektedir ve yansıma gibi diğer bozucu etkiler de ihmal edilmiştir.

$$Alıcı\ gücü(dBm) \longrightarrow \text{-121}$$
$$= Verici\ gücü(dBm) + Verici\ anten\ kazancı(dBi) + Alıcı\ anten\ kazancı(dBi)$$
$$- \text{YolZayıflaması(dB)} - MiscallaneousKaybı(dBm)$$

20(yaklaşık)

Aviyonik Testler

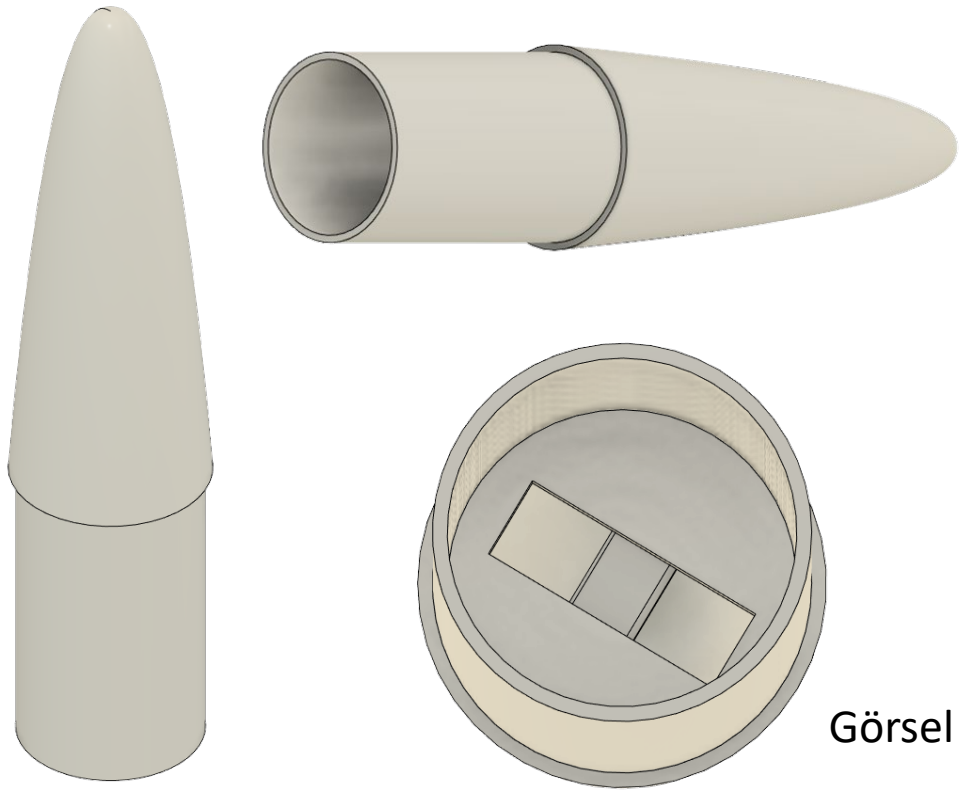
Tablo: Aviyonik Testler		
Test	Tarih / Yer	Açıklama
Sensör Testleri	• 24/05/2021 • Okulumuzun fizik laboratuvarı • Okulumuzun robotik atölyesi	Aviyonik sistem üzerinde bulunan her sensör ayrı ayrı mikrodenetleyiciye bağlanıp kodlarında ve sensörün veri okumasında bir sorun olup olmadığı test edilecektir. Daha sonra sensörlerin hepsi mikrodenetleyiciye bağlanacak ve kodları düzenlenecek. Bu şekilde de veri okumaları ve kodları test edilecektir. Elde edilen bulgulara göre gerekli iyileştirmeler yapılacak veya sistemin başarılı olduğuna karar verilecektir.
Haberleşme Testi	• 24/05/2021 • Okul kampüsü	Haberleşme modülleri mikrodenetleyicilere bağlanıp kısa mesafeden veri aktarımı test edilecektir. Kodların doğru olduğunun, donanımsal bir hata olmadığının tespit edilmesi durumunda uzak mesafedeki durum gözlenecektir. Daha sonra modüllerin birisi aviyonik sisteme bağlanılarak sensör verilerinin uzaktan gönderilip gönderilmediği test edilecektir. Ayrıca haberleşme mesafesi de test edilecektir. Elde edilen bulgulara göre sistemin başarılı olduğuna karar verilecektir veya gerekli iyileştirmeler yapılacaktır.

Aviyonik Testler

Tablo: Aviyonik Testler		
Test	**Tarih / Yer**	**Açıklama**
Algoritma Testi	• 25/05/2021 • Okulumuzun fizik laboratuvarı • Okulumuzun robotik atölyesi	Donanımsal olarak hazırlanmış olan aviyonik sisteme ayrılma sistemlerini temsilen ledler bağlanacaktır. Daha sonra ayrılma için gerekli şartlar sağlanarak ledlerin yanıp yanmadığı kontrol edilecektir. Ledler olması gerekenden önce, sonra ya da birden fazla kez yanarsa veya herhangi yanlış bir zamanda yanarsa algoritmada iyileştirmelere gidilecektir.

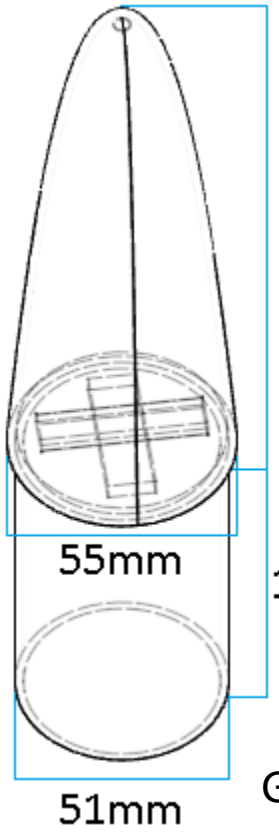
Burun Konisi Mekanik Görünüm

Burun Konisi 3 Boyutlu Görünümü



Görsel 5.0

Burun Konisi Teknik Resim



Şekil parametresi: 0,4
Et kalınlığı : 4mm

Görsel 5.1

Burun Konisi – Detay

Tablo: Burun konisi Malzeme Seçim		
	ABS PLASTİK	ALÜMİNYUM
Avantajları	• Kolay üretilebilir olması • Maliyetinin düşük olması • Malzemenin kolay bulunması • Hafif olması	• Dayanıklı bir malzeme olması • Aerodinamik yapı açısından iyi değerlere sahip olması
Dezavantajları	• Hava direncine karşı dayanıksız bir madde olması • Muadillerine göre daha yıpranabilir bir yapıya sahip olması	• Ağır olması • Pahalı olması • Üretiminin zor olması

Burun konisi yapımında kullanabileceğimiz materyalleri ABS plastik ve alüminyum olarak belirledik ve 2 materyal arasında karşılaştırmalar yaptık. Kolay üretilebilir olması , maliyetinin düşük olması , hafif olması gibi kolaylıklar sağladığı için ABS Plastikten üretilmesi tercih edildi.

Burun Konisi – Detay

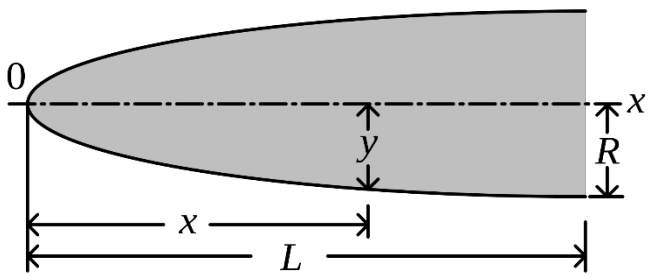
Üretim Yöntemi

Burun konisi için seçtiğimiz materyal ABS plastik olduğundan en mantıklı ve tek üretim yöntemi 3D Yazıcı da bastırmak olduğu için burun konimizi 3D Yazıcıda üretimine karar verilmiştir

Parametre , eğri denklemi , seçim sebepleri

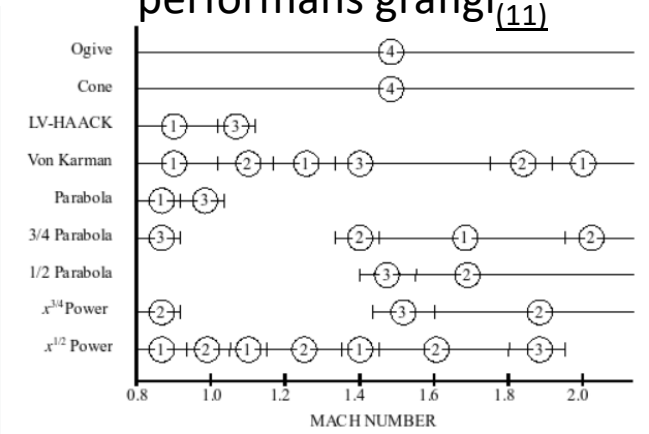
Power series burun konileri parabolik burun konisi olarak anılan şekli içerse de parabolik burun serisinin bir ögesi olup tamamen farklı bir şeydir. Power series burun konilerinde parametre ne kadar sıfıra yaklaşırsa burun konisinin şekli o kadar kütleşir.(n=0 ise burun konisi silindirik bir yapıya sahiptir.)Denklemde x Burun konimizi power series olarak seçtik ve parametresini 0.4(n=0.4) olarak belirledik. Burun konimizi power series olarak belirlememizin nedeni ise roketimiz yaklaşık olarak 0.6-0.7 mach hıza ulaştığı ve bu hızda en iyi ve güvenilir burun konisi şekli power series olduğu için burun konimizi power series olarak belirledik.

$$0 \leq n \leq 1 : y = R\left(\frac{x}{L}\right)^{n} \quad (11)$$



Görsel 5.2 Burun konisi denklem ölçüleri(11)

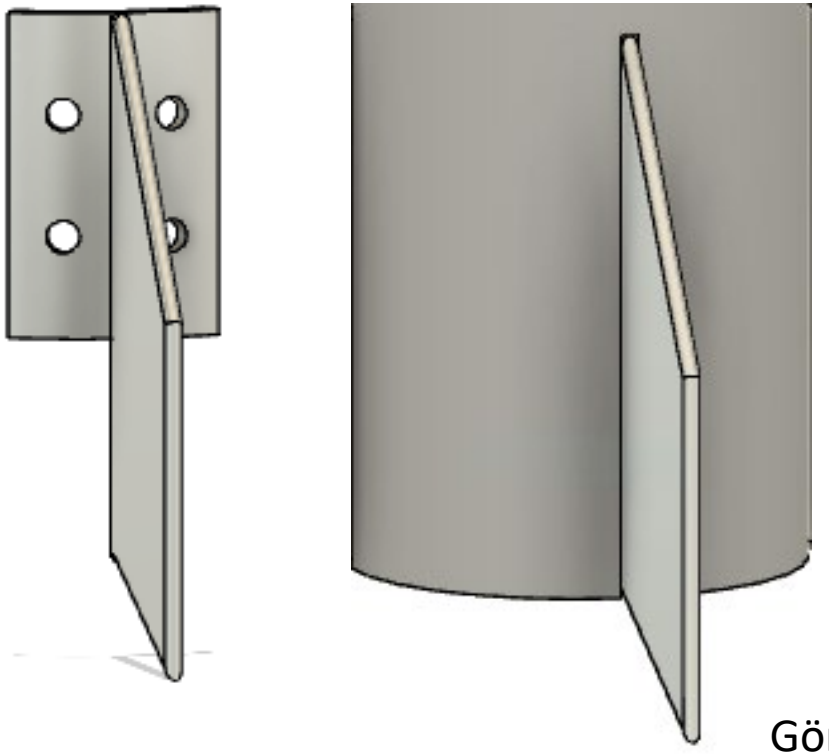
Görsel 5.3 Burun konisi performans grafiği(11)



(Tabloda 1 üst, 2 iyi , 3 orta ve 4 altı temsil etmektedir.)

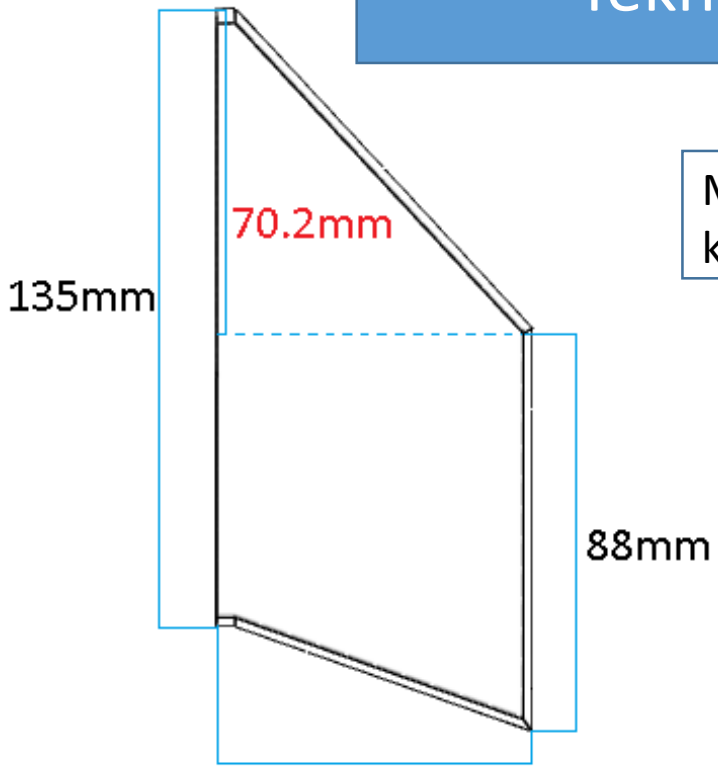
Kanatçık Mekanik Görünüm

3 Boyutlu Görünümü (CAD)



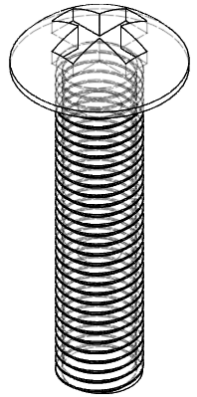
Görsel 6.0

Teknik Resim



Görsel 6.1

Montaj elemanı olarak kullanılacak cıvata:



M6 cıvata

Görsel 6.2

Kanatçık – Detay

Tablo : Kanatçık malzeme tercihimiz ; tercihimizin avantajları ve dezavantajları		
Alüminyum	Fiberglas	Karbon Fiber
Kaynaklama ve vidalama işleri sırasında kolaylık sağlar.	Parça birleştirilmesinde epoksi kullanılması gerekmektedir. Yeniden kullanım sorunu yaratmaktadır.	Kanatçıkların birleştirilmesinde vidalama, vida deliği açma işleri zorluk çıkartmaktadır.
Yoğunluğunun fazla olması ağırlığının fazla olmasını sağlar.	Alüminyuma göre daha hafif bir malzemedir.	Alüminyuma göre daha hafif bir malzemedir.
Esnek olması, uzun ömürlü olması, çevreci (geri dönüşümlü), yüksek sıcaklıklara dayanıklı olması onun avantajlarındandır.	Esnek bir materyal olmaması ve yanıcı yapıda olması dezavantajlarındadır.	Esnek bir materyal olmaması ve ısıya dayanıksız yapıda olması dezavantajlarındadır.
Konik Ok biçimli kanatçık türü üretimi için uygundur.	Epoksi yapıştırma türü kanatçık tasarımı için uygun değildir.	Kalıp bastırma ve Karbon Fiberin maliyeti düşünülüp bütçemize göre karar verilmiştir

*Kolay üretimi, kullanımı, ucuz maliyeti ve sağlamlığından dolayı Alüminyum tercih edilmiştir.

Kanatçık – Detay

Tablo : Kanatçık profil tercihimiz ; tercihimizin nedenleri , avantajları ve dezavantajları			
Yuvarlatılmış(Rounded)	Kanat(Airfoil)	Karma(Wedge)	Dikdörtgen(Rectangular)
İmal edilmesi bir miktar zordur. Aerodinamik performansı stabildir.	Ses altı hızlar için en uygun seçenekler arasındadır. Roketler için simetrik bir kesit olmalıdır.	Daha çok süpersonik hızlar için tercih edilmektedir.	İmal edilmesi kolaydır. Benzer kalınlık oranlarına sahip kanat profilleri içinde yüksek sürtünme katsayısına sahiptir.

*Aerodinamik stabilitesi ve OpenRocket verilerimiz için en uygun profil olması nedeniyle Yuvarlatılmış(Rounded) profil kullanacağız.

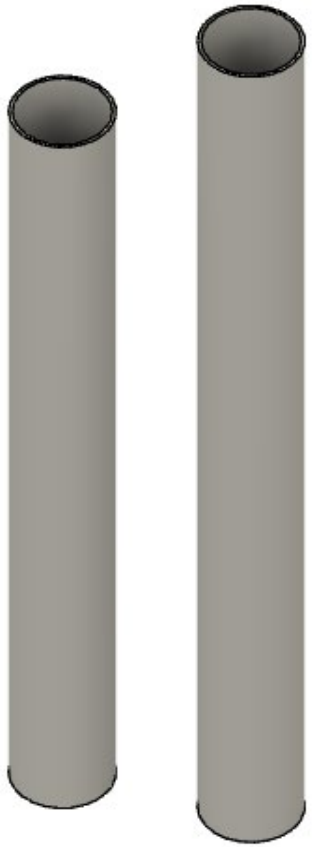
ÜRETİM YÖNTEMİ

*Bölge sanayi işletmelerinde CNC Dik kesim yöntemiyle kesilecektir. Kanatçığın montaj kısmı ise alüminyum levhalar uygun boyuta getirildikten sonra bükülerek oluşturulacaktır. Kaynak yöntemiyle kanatçık ve kanatçığın montaj kısmı birleştirilecektir.

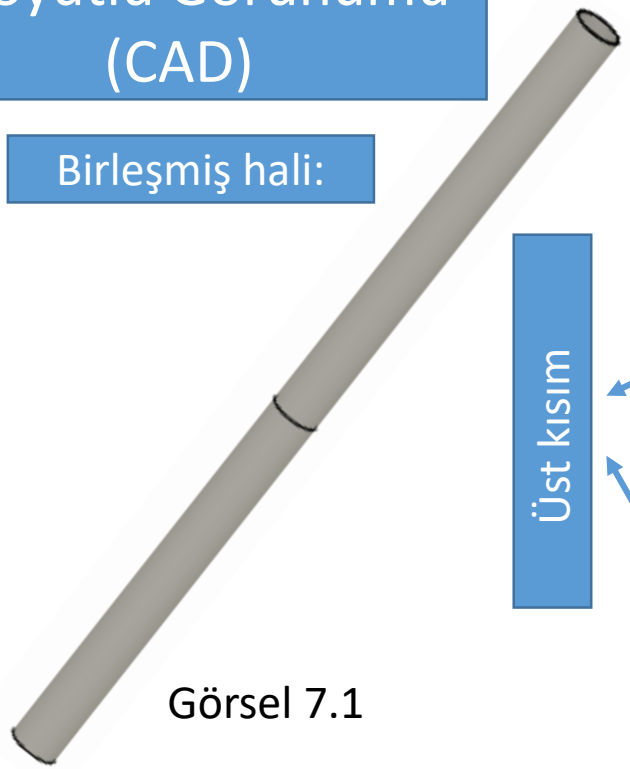
Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

3 Boyutlu Görünümü (CAD)

Birleşmiş hali:

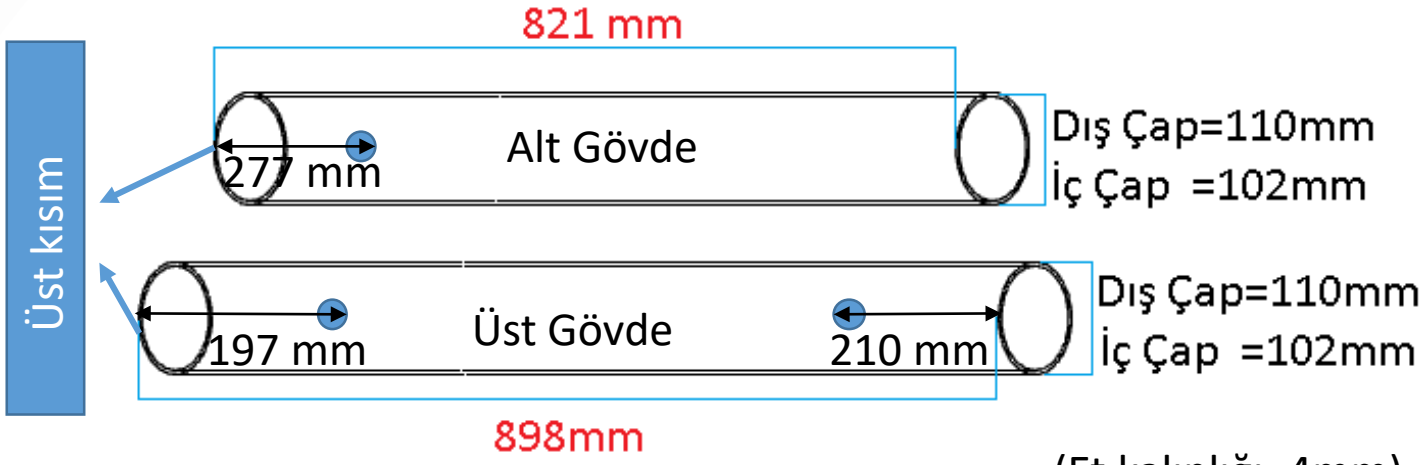


Görsel 7.0



Görsel 7.1

Teknik Resim



Görsel 7.2

(Et kalınlığı=4mm)

Not: Mavi daireler roket iç basıncı dengelemek için açılmış 4mm çapında deliklerdir.

Yapısal – Gövde Parçaları

Tablo : Gövde parçaları malzeme tercihimiz; tercihimizin nedenleri , avantajları ve dezavantajları.

Fiberglas	Alüminyum	Karbon Fiber
Birleştirmeler esnasında epoksi kullanılması gerekmektedir.	Farklı materyallerle daha kolay bir şekilde birleştirilebilir.	Parça birleştirmesinde sorunlar yaşanabilir.
Diğer materyallere göre daha hafiftir.	Diğer materyallerden daha ağırdır.	Alüminyuma göre daha hafif bir materyaldir.
Esnekliğinin arttırılması için çeşitli reçinelerle işlem görmesi gerekmektedir. (epoksi vb.)	Esnek bir materyal olduğu için kırılmaz.	Esnek bir materyal değildir. Etki eden kuvvetler doğrultusunda kırılabilir.
Kullanacağımız alandaki sıcaklıklara dayanabilmektedir.	Yüksek sıcaklıklara dayanabilen bir yapıdadır.	Yüksek sıcaklıklarda deforme olabilmektedir.
Telemetri sistemi için uygun bir materyaldir.	Telemetri sistemi için iletişim sorunu yaratabilir.	Telemetri sistemi için iletişim sorunlarına yol açabilir.

*Genel özellikler, avantajlar ve kullanılabilirlik açısından gövde malzemesi olarak Fiberglas seçilmiştir.

Üretim Yöntemi

Gövdenin üretim yöntemi için filament sarım yöntemi tercih edilmiştir. Filament, özel çelik bir yüzeyi olan bir kalıba sarılarak hata payı 0.1mmlere kadar indirileceği için bu yöntem tercih edilmiştir. Bölge sanayilerinde üretilecektir.

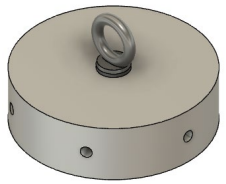
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

*Motor bloğu : Motorun yaslanacağı ve itkiyi roket gövdesine aktaracak parçadır. Alüminyumdan üretilecektir

*Coupler : Üst gövde ile alt gövdeyi ayrılma anına dek bir arada tutacak parçadır. Ana paraşüt açıldığında alt gövde couplerdan koparak ayrılma gerçekleşecek ve coupler üst gövdede kalacaktır. Alüminyumdan üretilecektir.
M6 Mapa: Paraşütlerin ve şok kordonlarının bağlanacağı parçadır. Dövülmüş yekpare çelikten üretilmiş mapalar kullanılacaktır.

3 Boyutlu Görünümü

Motor bloğu:

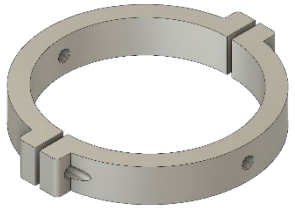


Görsel 8.0

Coupler:

Görsel 8.1

Merkezleyici halka:



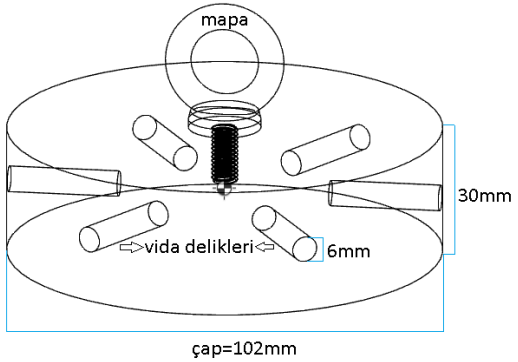
Görsel 8.2

Mapa:

Görsel 8.3

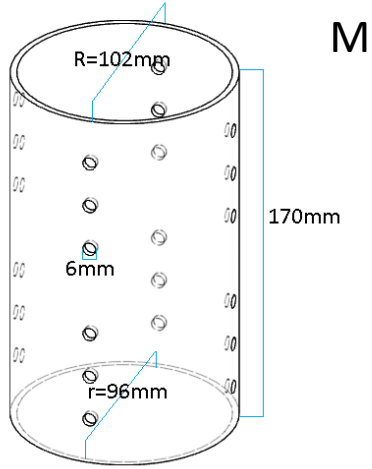
Teknik Resim

Bulkhead:



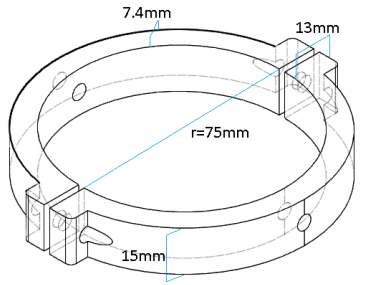
Görsel 8.4

Coupler:



Görsel 8.5

Merkezleyici halka:



Görsel 8.6

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

Tablo: Coupler ve motor bloğu tasarımlarında malzeme tercihimiz ; tercihimizin nedenleri ,avantajları ve dezavantajları.		
Alüminyum	Fiberglass	Karbonfiber
Farklı materyallerle birleştirmek kolaydır	Birleştirirken epoksi gibi yapıştırıcılar gerekir.	Birleştirmede sorunlar yaşanabilir.
Yoğunluğu yüksek ,ağır bir malzemedir.	Yoğunluğu düşük , hafif bir malzemedir.	Yoğunluğu düşük , hafif bir malzemedir..
Esnektir , kırılması zordur.	Farklı işlemler uygulanarak esnekliği artırılır.	Esnek değildir , kırılabilir.
Yüksek sıcaklıklara dayanabilir.	Sıcaklığa dayanıklıdır.	Yüksek sıcaklıklarda deforme olabilir.

*Materyaller değerlendirilmiş , OpenRocket verileri karşılaştırılmış ve en uygun malzemenin Alüminyum olduğu sonucuna varılmıştır. İhtiyacımız olan malzeme dayanıklı, kolay birleştirilebilir, ağır olmalıdır . Alüminyum bu özellikleri karşılamaktadır.

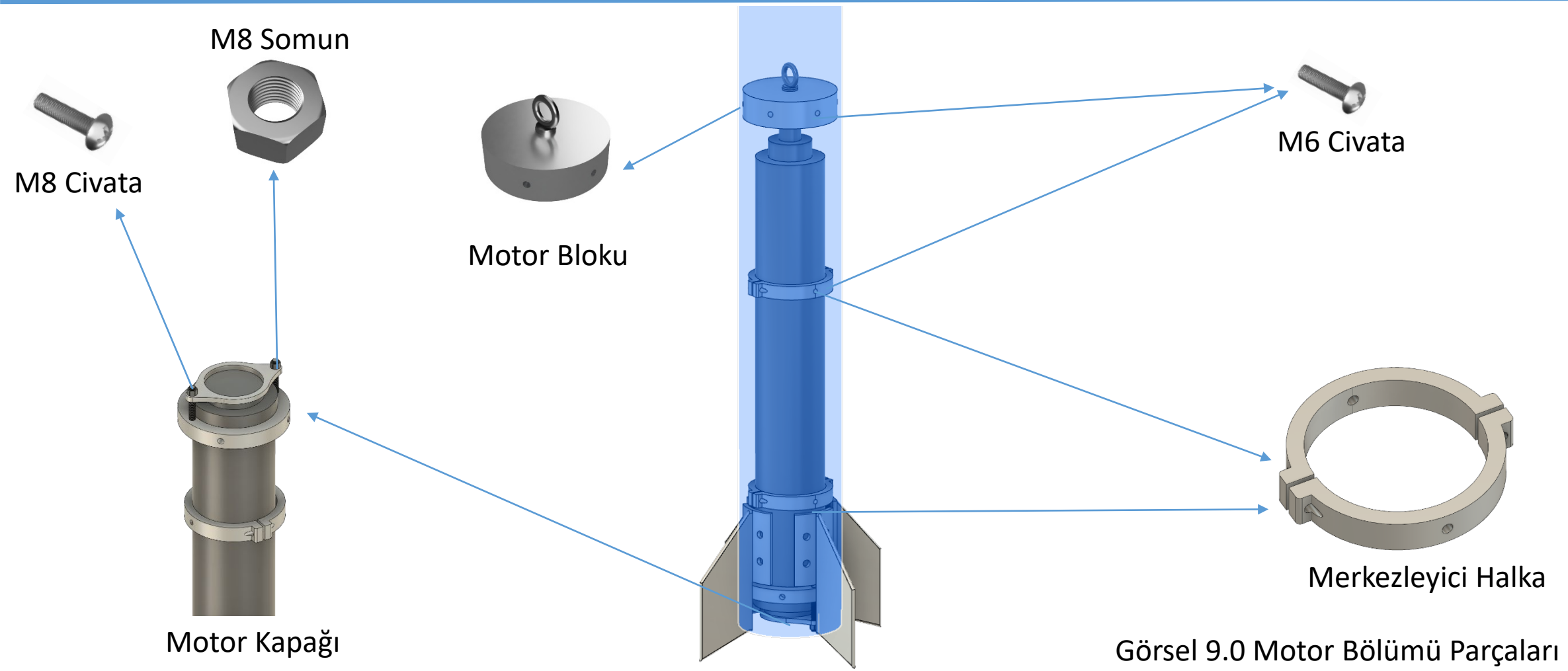
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Üretim Yöntemi

Coupler doğru çapta ve kalınlıkta bir alüminyum borudan kesilip üretilecektir, kolay ve ucuz olmasından dolayı bu üretim yöntemi tercih edilmiştir.

Motor bloğu ve merkezleyici halka talaşlı üretim yöntemi ile üretilecektir. Kolay olmasından dolayı bu üretim yöntemi tercih edilmiştir.

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



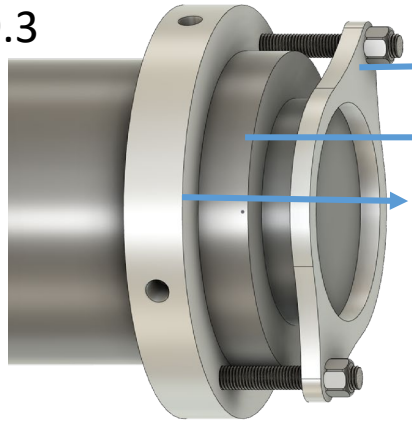
Görsel 9.0 Motor Bölümü Parçaları

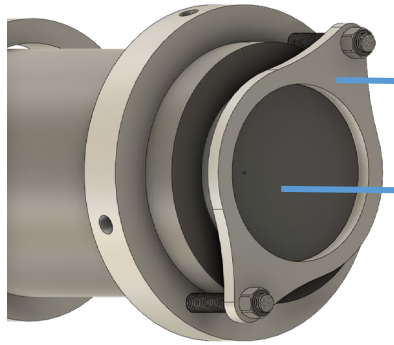
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

Görsel 9.1

Görsel 9.2

Görsel 9.3





Görsel 9.4

Motor, montaj stratejisi kapsamında rokete en son takılacaktır. Yan tarafta görülen görseller motor bölümüne aittir. Kullanacağımız merkezleyici halka tasarımlarını motor üretim toleranslarına uyumlu bir şekilde tasarladık. Motorun daha kolay bir biçimde montajının sağlanması açısından iki parça şeklinde tasarladığımız merkezleyici halkaları motoru ortaladıktan sonra kullanacağımız metrik 6 cıvatalarla sabitleyeceğiz. Motor, en son arkadan ittirilerek rokete yerleştirilecektir. Motor; görsellerde görülen en üstteki kalın, motorun üst sınırı olan ve itkiyi rokete aktaran parçaya kadar sokulup yerleştirildiğinde yine görsellerde görülen motor kapağı sayesinde alttan sabitlenecektir. Motor kapağı, gövdeye sabit merkezleyici halkaya görsellerdeki gibi civatalar yardımıyla bağlanacaktır.

İkinci/Alternatif Motor Seçimi

Tablo: Değişiklikler	
Değişiklik Yapılan Parça	Yapılan Değişiklik
Kanatçıklar	Kanatçık yüksekliği 64,3 mm yerine 67,5 mm olmuştur.
Kanatçıklar	Ok açısı 47,5° yerine 46,1° yapılmıştır.

Tablo: Motorlar		
Değişken	Birincil Motor (L1050)	İkincil Motor (L851)
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	6,46	5,17
Rampa Çıkış Hızı(m/s):	24,5	20,7
Stabilite (0.3 mach için):	1,89	2,07
En Büyük İvme (g):	5,63	4,43
En Yüksek Hız (m/s):	166	157
En Yüksek Mach Sayısı:	0,5	0,47
Tepe Noktası İrtifası (m):	1549	1459

Roket Bütünleştirme Stratejisi

1. Aviyonik Sistemin Rokete Montajı

Görsel 10.0

Görsel: Aviyonik Sistemin Rokete Montajı

2. İkincil Paraşüt Çıkarma Sisteminin Yerleştirilmesi

Görsel 10.1

Görsel: İkincil Kurtarma Sisteminin Rokete Montajı

Aviyonik sistem roket bütünleştirme stratejimizde birinci sıradadır. Kendi içinde daha önceden montajı tamamlanmış olan aviyonik sistem M6 vidalar ile gövdeye sabitlenecektir. Hem alt hem üst taraftan desteğini alan aviyonik sistem uçuş esnasında yüksek şok ve titreşimden korunmak için ek olarak 12 adet M6 vida ile sabitlenmiştir. Aviyonik sistemin bulunduğu yere uçuş öncesinde başlatılması için boşluk açılıp aerodinamik yapıyı bozmayacak şekilde kapak ile kapatılmıştır. İkincil kurtarma sistemimiz olan barutlu sistem aviyonik sistemden sonra yerleştirilecektir. Aviyonik sistemin altına yerleştirilen barutlu sistemin ana paraşütümüz açmak için yarattığı anlık basınç iç entegrasyon gövdesinde toplanacaktır. Herhangi bir titreşim yaratıp aviyonik sistemin stabilitesini bozmaması adına barutlu sistem gövdeye sıkı geçme ile birlikte 4 adet M6 vida ile monte edilecektir. Alt ve üst gövde birleştirilmeden hemen önce temin edilen barut haznesine yerleştirilecektir.

Roket Bütünleştirme Stratejisi

3. Birincil Kurtarma Sisteminin Rokete Montajı

Görsel 10.3

Görsel: Birincil Kurtarma Sisteminin Montajı

4. İç Entegrasyon Gövdesi Montajı

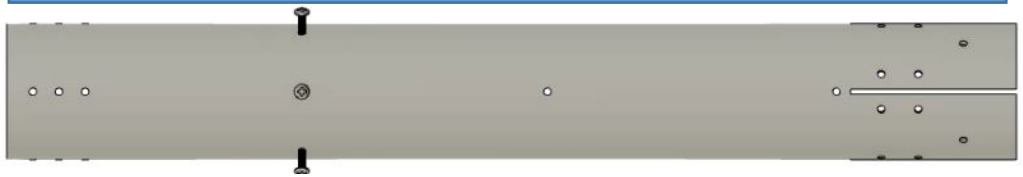
Görsel 10.4

Görsel: İç Entegrasyon Gövdesinin Montajı

Üçüncü olarak montajladığımız birincil kurtarma sistemi gövdeye sıkı geçme ve 6 adet M6 cıvata ile vidalanarak yerleştirilecektir. Aviyonik sistem üzerindeki basınç sensörü ile yükseklik dolayısıyla tepe noktası tespit edilecektir, aviyonik sistemden gelen sinyalle misina ipi yakılacak bunun sonucunda yayı tutan mekanizma yayı serbest bırakacaktır. Yaylı sistem önceden sıkıştırılacak, piston ile de kapatılan sistemin montajı tamamlanmış olacaktır. Böylece rokete yerleştirilmeye hazır hale gelecektir. Bundan sonra montajlayacağımız iç entegrasyon gövdesi ise alt gövdeye 12 adet M6 plastik vida ile, üst gövdeye de 12 adet M6 vida ile sabitlenecektir. Ayrılmadan sonra iç entegrasyon gövdesi üst gövdede kalacaktır.

Roket Bütünleştirme Stratejisi

5. Motor Bloku, Sabitleyici Halkaların Montajı



Görsel: Motor Blokunun Alt Gövdeye Montajı

Görsel: İki Adet Sabitleyici Halkaların Alt Gövdeye Montajı

Görsel 10.5

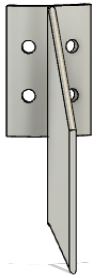
Görsel 10.6

Beşinci sırada motor bloku ve sabitleyici halkalar alt gövdeye montajlanacaktır. Motor Bloku 6 adet M6 vida ile alt gövdeye sabitlenecektir. Daha sonra motoru sabitlemek için kullanacağımız iki adet sabitleyici halka ikişer adet M6 vida ile alt gövdeye sıkıca sabitlenecektir. Daha sonra yapılması gereken kanatçıktır. 16 adet M6 vida ile sabitlenecektir. Kanatçıklar sıkıca sabitlendikten sonra motor tutucu 4 adet M6 vida ile yerine sabitlenecektir.

5. Kanatçıkların Montajı ve Motor Tutucu Halkasının Montajı

Görsel 10.7

Görsel: Kanatçıkların Alt Gövdeye Montajı



Görsel 10.8

Görsel: Motor Tutucu Halkasının Montajı

Roket Bütünleştirme Stratejisi

6. Paraşütün Yerleştirilmesi ve Gövdelerin Birleştirilmesi

Görsel 10.9

Görsel: Paraşüt Yerleştirildikten Sonra İki Gövdenin Birbirine Bağlanması

7. Faydalı Yük'ün yerleştirilmesi, Sürüklenme ve Faydalı Yük Paraşütlerinin Yerleştirilmesi Burun Konisinin Yerine Takılması

Görsel 10.10

Görsel: Faydalı Yük Ve Paraşütlerin Yerine Girmesi, Burun Konisinin Takılması

Görsel 10.11

Görsel: Altimetre ve Aviyonik Kapaklarının Takılması ve Kapatılması

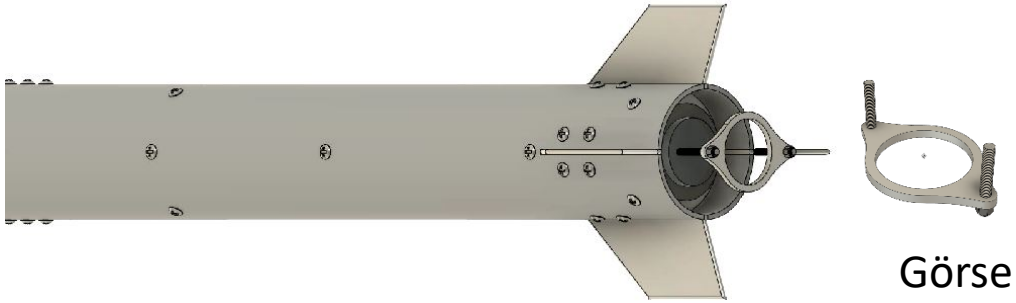
Ana Paraşütümüz iç entegrasyon gövdesine yerleştirildikten sonra iç entegrasyon gövdesi 12 adet plastik cıvata ile alt gövdeye bağlanacaktır. Burada iç entegrasyon gövdesi ve paraşüt yerine yerleştirilmeden önce kullanılacak barut sistem haznesine yerleştirilecektir. Böylece iki gövde birbirine bağlanmış olur. Birincil kurtarma sisteminin hemen üzerine faydalı yük ve paraşütler yerleştirilir burada herhangi bir vidalama işlemi olmaz. Vidalama olmamasının sebebi kolay çıkmayı sağlamaktır. Bunların ardından burun konisi yerine takılacaktır. Ardından altimetre ve aviyonik kapakları yerlerine takılacaktır. Kullanacağımız yarışma tarafından verilen AltimeterTwo cihazı motoru yerleştirdikten sonra uçuşa hazırlığın son adımında takılacaktır.

Roket Bütünleştirme Stratejisi

8. Motorun Yerleştirilmesi ve Motor Bloğunun Takılması (En son)

Görsel: Motorun Yerleştirilmesi

Görsel 10.12



Görsel 10.13

Görsel: Motor Kapağının Takılması

Görsel: Roketin Birleştirilmiş Atışa Hazır Son Hali

Görsel 10.14

Son olarak seçtiğimiz motor L1050 yerine yerleştirilecektir. Ardından motor kapağı takılacaktır. Bu adımda roket hazır hale gelir ayrıca motor takıldıktan sonra AltimeterTwo cihazı takılacaktır.

Roket bütünleştirme stratejisi animasyonu

https://youtu.be/dvJJvNrhJZY

Yapısal Testler

Tablo: Yapısal Testler		
Test	Tarih / Yer	Açıklama
Birincil kurtarma sistemi misina sağlamlık testi	24.05.2021 Ankara Fen Lisesi fizik laboratuvarı	Birebir ölçüler ve malzemelerle üretilen kurtarma sistemi kurulup yayın serbest kalmasını önleyen misinanın yeterli dayanımı sağlayıp sağlamadığı test edilecektir. Bu test başarısız olursa misinanın bağlama yöntemi veya misinanın kendisi değiştirilecektir.
Birincil kurtarma sistemi yay yeterlilik testi	24.05.2021 Ankara Fen Lisesi bahçesi	Birebir ölçüler ve malzemelerle üretilen kurtarma sistemi gövdeyi temsil eden bir PVC borunun içine yerleştirilecektir. Üzerine 10 kilogramdan başlayıp kademeli olarak arttırılacak ağırlıklar koyulup yayın yeterli itme gücüne sahip olup olmadığı test edilecektir. Bu test başarısız olursa yay değiştirilecektir.
İkincil Kurtarma Sistemi güç testi	26.05.2021 Ankara Fen Lisesi Bahçesi	Birebir ölçüler ve malzemelerle üretilen ikincil kurtarma sisteminin plastik vidaları kırmak için yeterli güce sahip olup olmadığı barut miktarı kademeli olarak arttırılarak test edilecektir. Aynı zamanda barut kapsüllerinin oluşacak sıcaklık ve basınca yeterli dayanımı sağlayıp sağlamadığı gözlemlenecektir. Bu test başarısız olursa barut kapsülleri değiştirilecektir.
Aviyonik Sistem Testleri	25.05.2021 Ankara Fen Lisesi Robotik Atölyesi	Aviyonik sistem testleri sensörlerin haberleşme modüllerinin ve algoritmanın test edilmesini kapsar. Sensör testleri sensörlerin mikrodenetleyiciye bağlanıp verilerin okunmasıyla gerçekleştirilecektir. Haberleşme testi haberleşme modüllerinin farklı mesafelerden iletişimlerinin gözlemlenmesiyle gerçekleştirilecektir. Algoritma testi ise tamamıyla hazırlanan aviyonik sistem devresinin basınç ve ivme gibi ayrılma tetikleyici unsurları sağlanarak gerçekleştirilecektir.

Optimizasyona Tabii Gereksinimler

Tablo: Optimizasyona Tabii Gereksinimler

Gereksinim	Tasarım Seçenekleri	Optimizasyon Kriteri-1	Optimizasyon Kriteri - 2	Sonuç ve Tasarıma Etkisi
Gövde Malzemesi Seçimi	Karbon Fiber / Fiberglas Gövde	Kütle (3500gr - 5000gr aralığı)	Sinyal geçirgenlik	Sinyal geçirgenliği sağlamak ve roketin aerodinamik yapısını bozmamak için Fiberglas tercih edilmiştir.
Burun Konisi Malzeme Seçimi	Alüminyum / ABS Plastik	Kütle(500 – 800 g aralığı)	Üretilebilirlik	İrtifada %7lik bir kayıp olduğundan ve üretilebilirlik açısından alüminyum yerine ABS Plastik seçilmiştir.
Pillerin Seçimi	Li-po / Li-ion	Kütle (250 –350 g aralığı)	Hacim (85 – 110 cm^3 aralığı)	Li-ion piller seçilmiştir. İstenilen aralıkları sağlamaktadır. Li-po pil fazla yer kapladığı için tasarımı dolayısıyla hedef irtifayı etkilemektedir.
Kanatçık Malzemesi Seçimi	Fiberglas / Alüminyum	Kütle (250 – 350 g arası)	Dayanıklılık	Dayanıklılık ve stabilite açısından alüminyum seçilmiştir.

Optimizasyona Tabii Gereksinimler

Tablo: Optimizasyona Tabii Gereksinimler				
Gereksinim	Tasarım Seçenekleri	Optimizasyon Kriteri-1	Optimizasyon Kriteri - 2	Sonuç ve Tasarıma Etkisi
Birincil Kurtarma Sistemi Seçimi	Yaylı Sistem / CO2 li Sistem	Hacim 750 cm^3 - 1250 cm^3 aralığı	Kolaylaştırılmış Mekanizma	Yaylı sistemin seçilmesi sonucu rokette kaplanan hacim küçülmüş ve roket buna göre optimize edilmiştir.
İkincil Kurtarma Sistemi Seçimi	Yaylı Sistem / Barutlu Sistem	Hacim 500 cm^3 - 750 cm^3	Kolaylaştırılmış Mekanizma	Barutlu sistemin seçilmesi sonucu kolaylaşan mekanizma daha kolay bir ayrılmayı sağlamıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	KTR Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
1	3.1.10.	Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur		2	Bu yansıdaki tüm şartname gereksinimleri karşılanmıştır.
2	3.1.11.	Takımlar en az dört (4) en fazla altı (6) kişiden oluşmalıdır.		2	
3	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	
4	3.1.21.	Takımlar; Proje Planı, Proje Bütçesi, Kontrol Listesi, Görevli Personel Listesi (Takım Danışmanı dâhil olacak şekilde) hazırlamalıdır.		2	
5	3.1.23.	Yarışma boyunca görev alacak takım üyeleri ve takım danışmanı listelenmelidir.		2	
6	3.1.4.	Yarışmaya Lise Kategorisinde yalnızca lise öğrencileri katılabilir.		2	
7	3.1.12.	Bir takımın üyesi başka bir takımda üye olarak yer alamaz.		2	
8	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.		2	

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	KTR Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
9	3.1.17.	Yarışmacılar gerekli görülen hesaplamaları, raporları, sunumları ve ilgili diğer dokümantasyonları Yarışma Komitesinin belirlediği standartlara uygun olarak hazırlamalıdır.		2	Bu yansıdaki tüm şartname gereksinimleri karşılanmıştır.
10	3.1.26.	Danışman aşağıdaki kriterleri sağlamalıdır:		2	
11	3.2.4.1.	Lise ve Orta İrtifa ile Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda uçması gerekmektedir.		3	
12	4.2.8.	Gövde, burun, elektronik kart vb. gibi tüm sistemlerin nerede, nasıl ve hangi malzemeler ile üretileceğinin bilgisi detaylı olarak verilmelidir.		14	
13	3.2.2.1.	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmalıdır.		21	
14	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.		21	
15	3.2.2.5.	Birincil paraşüt ilk açılacak paraşüt olarak tanımlanmaktadır. Birincil paraşüt azamî irtifadan hemen sonra (eğik atışın tepe noktasında) açılacaktır.		8	
16	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).		9	

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	KTR Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
17	3.2.2.7.	Birincil paraşütün bu hız aralığında çalışabileceğine dair gerekli analizler, simülasyonlar ve testler önceden yapılmalıdır.		21	Bu yansıdaki tüm şartname gereksinimleri karşılanmıştır.
18	3.2.2.8.	Roketin bütün parçaları birbirine bağlı olarak tek bir paraşüt sistemi ile kurtarılmalıdır. .		21	
19	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.		17	
20	3.2.2.10.	İkincil paraşüt ana paraşüt olarak tanımlanmaktadır. Ana paraşüt en erken yere 600 m ve en geç 400 m kala açılmalıdır.		9	
21	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.		22	
22	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.		18	
23	3.2.2.19.	Sistemin bağımsız olarak kurtarılacak bütün alt bileşenlerin (faydalı yük dâhil) üzerinde konum belirleyen bir sistem (GPS, radyo vericisi vb.) bulunacaktır.		23	
24	3.2.2.20.	Konum belirleyen sistemler yer istasyonuyla canlı ve sürekli konum verisi paylaşacaktır		23	

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	KTR Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
25	3.2.2.21.	Bağımsız olarak kurtarılacak her unsur/parça üzerinde hızın ölçülebilmesine yönelik bir sistem olacaktır.		23	Bu gereksinim karşılanmıştır.
26	3.2.2.22.	Elde edilen hız verileri yer istasyonuna canlı aktarılacaktır (Roketin düşüş hızı bu sistem vasıtası ile tespit edilebilecektir).		23	Bu gereksinim karşılanmıştır.
27	3.2.2.23	Her paraşüt birbirinden farklı ve koyu renkte (çıplak gözle uzaktan rahat görülebilmesi için) olacaktır.		22	Bulunduğumuz salgın sebebi ile tedarikte sorun yaşandığı için üç farklı renkte paraşüt kumaşı bulunamamıştır. Yarışmaya kadar olan süreçte farklı renk kumaş bulunmaya çalışılacaktır.
28	3.2.2.24.	Uzaktan gözle rahat tespit edilebilmesi için paraşütlerin kesinlikle beyaz ve mavi renklerde veya bu renklerin farklı tonlarında olmaması gerekmektedir.		22	Bu gereksinim karşılanmıştır.
29	3.2.2.2.	Paraşüt ayırma işleminde güvenlik sebebiyle ticarî olmayan basınçlı kapların (basınçlı tank, tüp vb.) kullanılmasına kesinlikle müsaade edilmeyecektir.		18	Bu gereksinim karşılanmıştır.
30	3.2.2.12.	Roket, tepe noktasına ulaşmadan önce herhangi bir ayrılma gerçekleştiremez (Faydalı Yük bırakma, paraşüt açma vb.).		8	Bu gereksinim karşılanmıştır.
31	3.2.2.13.	Kurtarma sisteminde (paraşüt) ayırma işlemi için kimyasal sıcak gaz üreteçlerinin (kara barut vb.) kullanımına izin verilmektedir.		18	Bu gereksinim karşılanmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	KTR Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
32	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.		23	Bu yansıdaki tüm şartname gereksinimleri karşılanmıştır.
33	3.2.3.1.	Faydalı yükün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.		27	
34	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.		26	
35	3.2.3.11.	Burun konisinde herhangi bir faydalı yük veya aviyonik sistem konumlandırılmayacaktır		49	
36	3.2.3.12.	Faydalı yük, roketin tepe noktasına erişmesinden hemen sonrası ile ana paraşüt açılmasından hemen önceki zaman diliminde istenilen anda bırakılabilir.		8	
37	3.2.6.1.	Roket içerisinde biri “ANA” diğeri “YEDEK” olacak şekilde iki (2) adet, birbirinden farklı uçuş 16 bilgisayarı bulunmalıdır.		30	
38	3.2.6.2.	Bu iki uçuş bilgisayarı da güç kaynağı ve sensör(ler) içermelidir.		33,39	
39	3.2.6.3.	İki uçuş bilgisayarı da ayrılma sistemlerini çalıştıracak eyleyiciye/eyleyicilere bağlı olmalıdır.		43	

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	KTR Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
40	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.		43	Bu yansıdaki tüm şartname gereksinimleri karşılanmıştır.
41	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).		35,41	
42	3.2.6.8.	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.		34,40	
43	3.2.6.9.	Kurtarma sistemleri istemsiz olarak aktif konuma gelmemelidir.		34,40	
44	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.		46	

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	KTR Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
45	3.2.6.11.	RF modülünün gücü değerlendirilerek link bütçesinin yapılması gerekmekte ve ilgili tasarım raporlarında sunulmalıdır.		46	Bu yansıdaki tüm şartname gereksinimleri karşılanmıştır.
46	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.		29	
47	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.		29	
48	3.2.6.16.	Faydalı yük içerisindeki elektronik devrelere de roket gövdesi üzerinde yer alacak uygun anahtarlarla güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.		28	
49	3.2.6.17.	Sistemde Li-Po vb. pil kullanacak takımların “Li-Po Safe Bag” kullanmaları gerekmektedir.		32,38	
50	3.2.6.18.	Kullanılacak pilin güvenliğinden takım sorumludur.		32,38	
51	3.2.6.19.	Kullanılan pillerin roketin ihtiyacını karşılayabilecek kapasitede ve yeterince dolu olmalıdır.		32,38	

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	KTR Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
52	3.2.6.20.	Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir.		35,41	Bu yansıdaki tüm şartname gereksinimleri karşılanmıştır.
53	3.2.6.22.	Karar verme parametrelerinde sensörlerden okunan veri(ler) esas olmalıdır.		36,42	
54	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.		35,41	
55	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.		55	
56	3.2.5.2.	Roketler hem uçuş boyunca maruz kalacağı yapısal yüklere hem de taşıma/rampaya yerleştirme esnasında maruz kalacağı yüklere dayanıklı olmalıdır.		56,58	

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	KTR Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
57	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.		57	Bu yansıdaki tüm şartname gereksinimleri karşılanmıştır.
58	3.2.5.3.	Roket gövdesi olarak PVC ve benzeri herhangi bir polimer malzeme, sıkıştırılmış kağıt/kraft kullanılamaz.		56	
59	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.		57	

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	KTR Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
60	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).		62	Bu yansıdaki şartname gereksinimi karşılanmıştır.

Madde karşılanmaktadır.

Madde kısmen karşılanmaktadır.

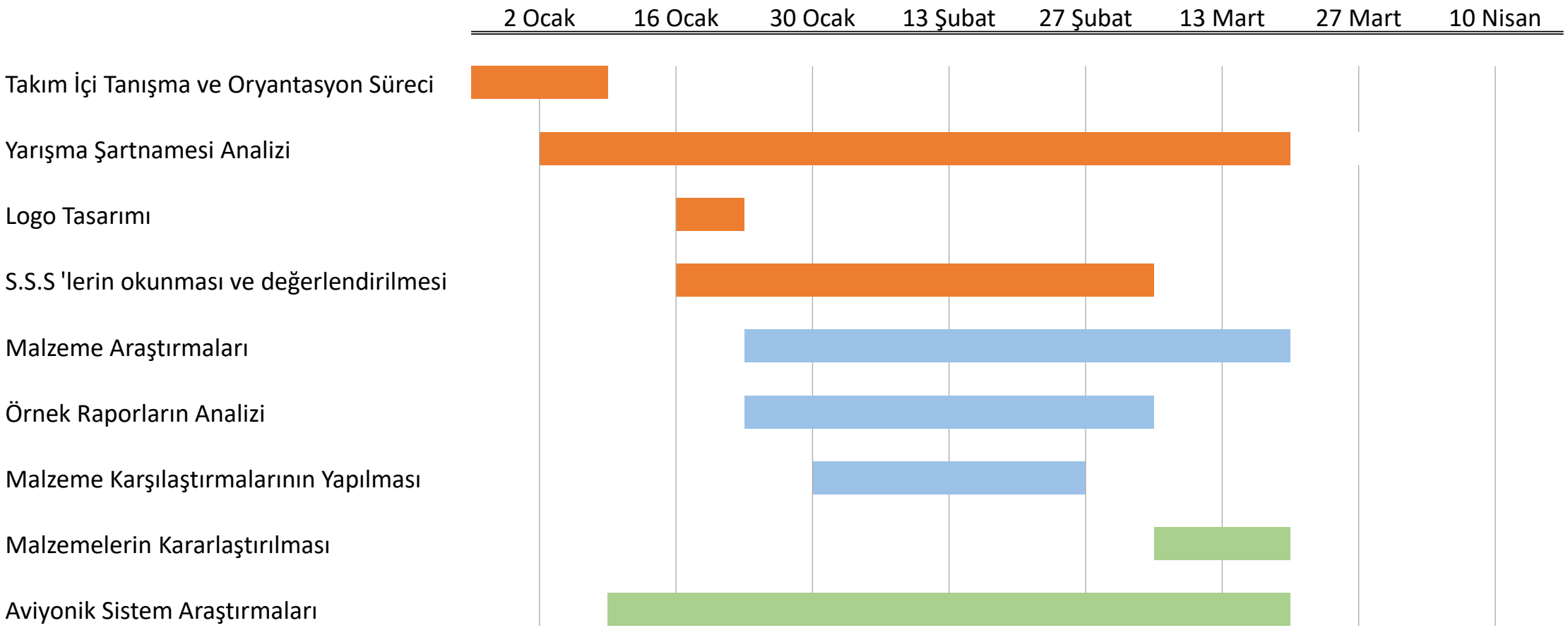
Madde karşılanmamaktadır.

Hata Türleri ve Etkileri Analizi

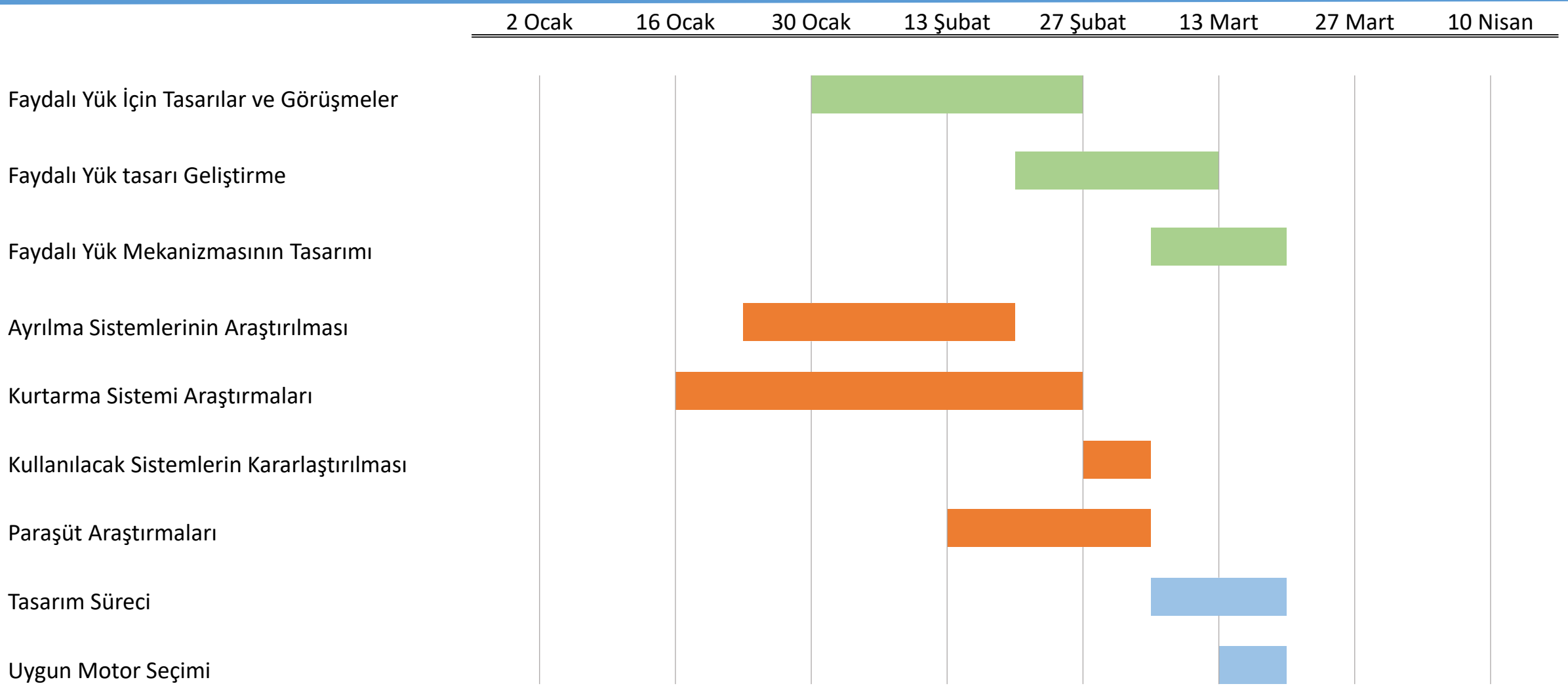
Hata Türleri ve Etkileri Analizi.xlsx adlı dosya şeklinde gönderilmiştir.

Proje Planı

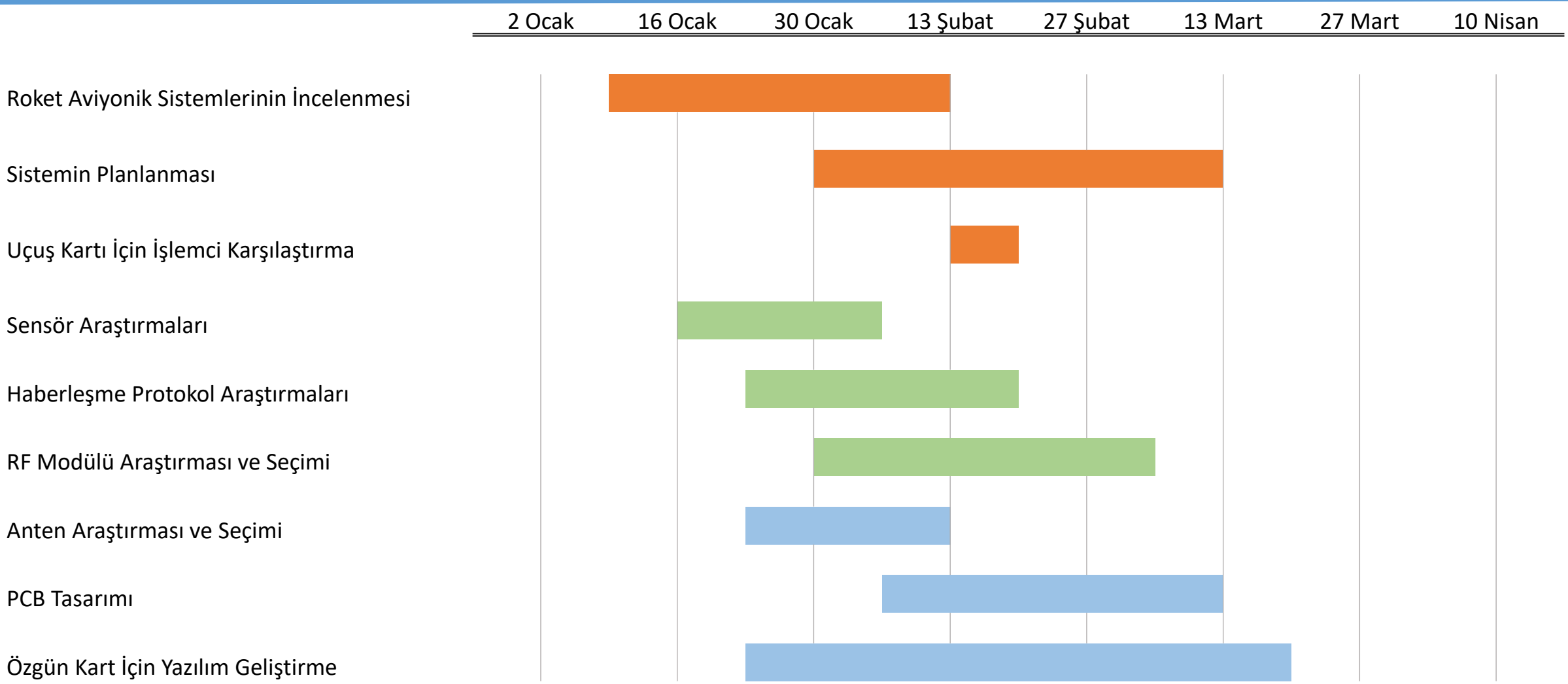
Proje Takvimi



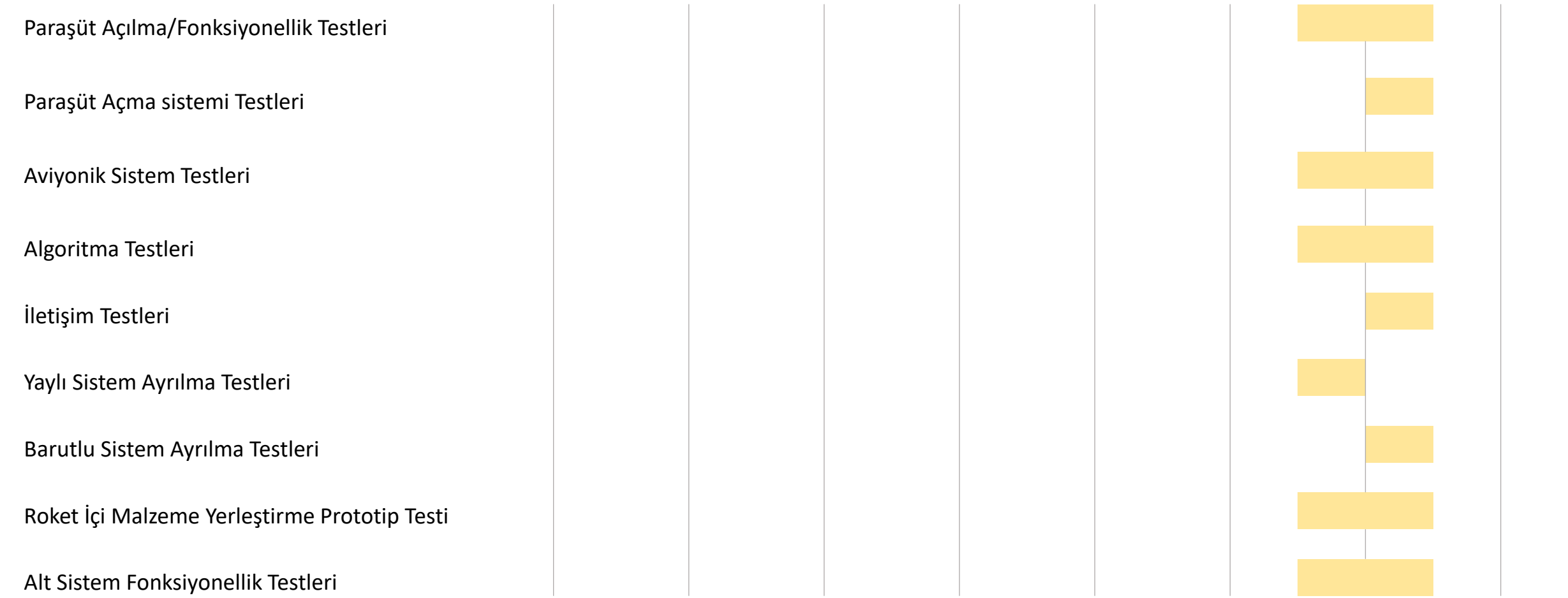
Proje Takvimi



Proje Takvimi

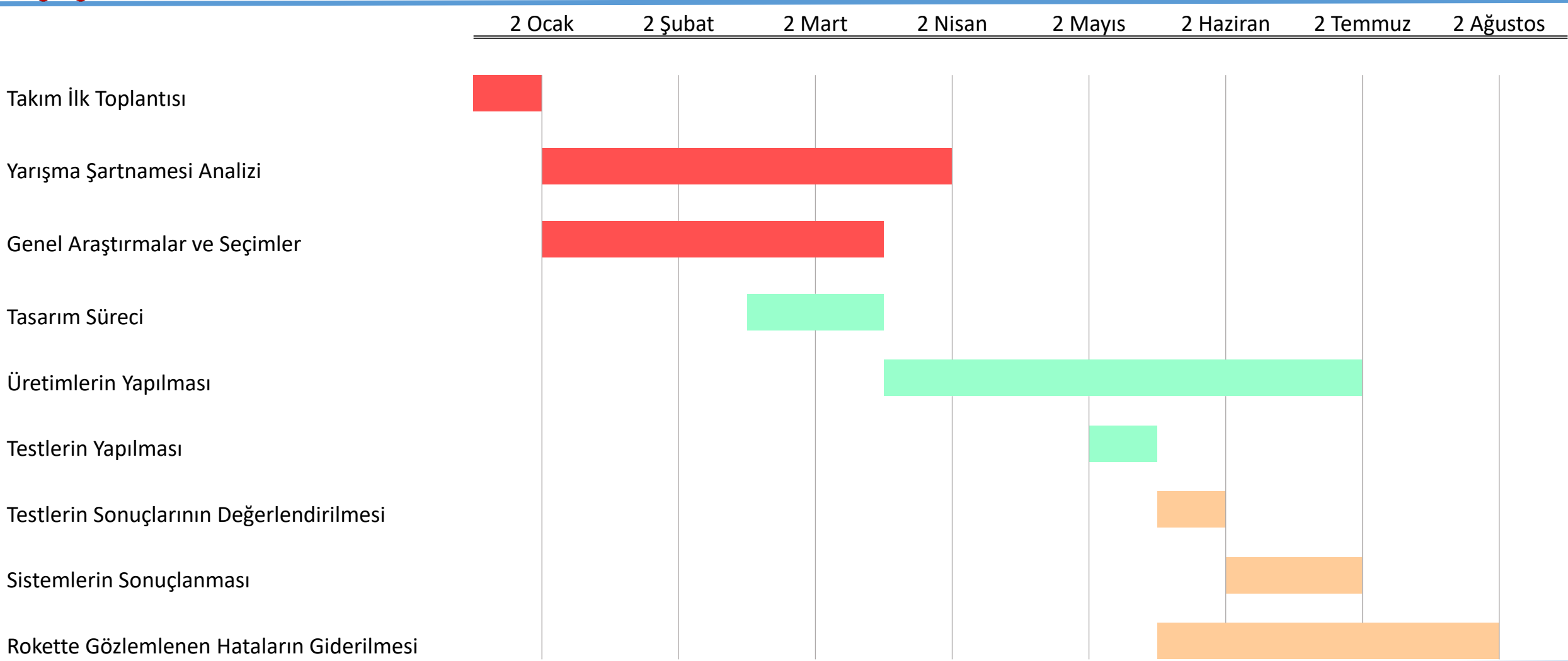


Proje Takvimi



Proje Takvimi

Proje Takvimi



Bütçe

Tablo: Mekanik Bütçe		
ÜRÜN	ADET	FİYAT
Üst Gövde	1	0 ₺
Alt Gövde	1	0 ₺
Kanatçık	4	0 ₺
Merkezleyici Halka	3	0 ₺
Motor Kapağı	1	0 ₺
Şok Kordonu	3	350 ₺
Burun Konisi	1	0 ₺
Paraşüt	3	0 ₺
Epoksi	1	0 ₺
Birincil Ayrılma Sistemi	1	0 ₺
Faydalı Yük	1	0 ₺

Tablo: Mekanik Bütçe		
ÜRÜN	ADET	FİYAT
İç Entegrasyon Gövdesi	1	0 ₺
Vida Seti	1	0 ₺
Fırdöndü	3	0 ₺
Karabina	7	0 ₺
İkincil Ayrılma Sistemi	1	0 ₺
TOPLAM		350 ₺

*Fiyatı 0 ₺ olanları sponsorumuz olan Ankara Fen Lisesi Vakfı karşılamaktadır.

Tablo: Aviyonik Bütçe		
ÜRÜN	ADET	FİYAT
XBEE PRO S2C	4	2250 ₺
Anten	4	250 ₺
Arduino Mega	2	0 ₺
GY-NEO6MV2	3	0 ₺
10-DOF-IMU	1	0 ₺
BME280	1	0 ₺
Buzzer	4	0 ₺
Arduino Nano	2	0 ₺
Li-ion 18650 Pil	6	0 ₺
TOPLAM		2500 ₺

Referanslar

1-https://store.arduino.cc/usa/mega-2560-r3

2-https://www.robotistan.com/gy-neo6mv2-gps-modulu-ucus-kontrol-sistem-gpsi , https://www.rlocman.ru/i/File/2011/04/22/1.pdf

3-https://www.robimek.com/yukseklik-basinc-sicaklik-nem-olcen-bme280-sensoru-kullanimi/ , https://pdf.direnc.net/upload/bme280-i2c-basinc-sicaklik-ve-nem-sensoru-datasheet.pdf

4-https://resultuzen.com.tr/blog/index.php/2020/06/05/xbee-nedir/ , https://www.digi.com/resources/documentation/digidocs/pdfs/90002002.pdf

5-https://resultuzen.com.tr/blog/index.php/2020/06/05/xbee-nedir/

6-https://www.robotistan.com/10-dof-imu-sensor-gyro-ivme-olcer-pusula-ve-yukseklik-sensoru-mpu9255-bmp180

7-https://www.robocombo.com/1-km-menzilli-ra-01-lora-modulu-sx1278-433-m

8- https://www.digikey.com/en/products/detail/taoglas-limited/FXP70-07-0053A/2332701

9- https://tr.aliexpress.com/item/524364470.html?spm=a2g0o.cart.0.0.241c3c00sZWuVG&mp=1

10- https://tr.wikipedia.org/wiki/Friis_denklemi , https://www.mikrodalgamuhendisi.com/index.php/genel-bilgiler/90-yeni-baslayanlar-icin-iletisim-mesafesi-hesab

Referanslar

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