TEKNOFEST 2022
ROKET YARIŞMASI
Orta İrtifa Kategorisi
Kritik Tasarım Raporu (KTR)
Sunuşu
ASTRA ROKET TAKIMI

Takım Yapısı

Seda GÜNAKIN

Bilgisayar Mühendisliği Bölümü
Araştırma Görevlisi

Takım Danışmanı

Hüsnü Kayra İYİ

2.Sınıf Elektrik Elektronik Öğrencisi
İstanbul Kültür Üniversitesi

Tasarım Görevlisi
Takım Kaptanı

Muhammed Yasin ALBORU

1.Sınıf Bilgisayar Mühendisliği Öğrencisi
İstanbul Kültür Üniversitesi

Simülasyon Görevlisi

Koray ŞİMŞİR

2.Sınıf Elektrik Elektronik Öğrencisi
İstanbul Kültür Üniversitesi

Kurtarma Sistemi Görevlisi

Mustafa Kemal TAŞÇI

2.Sınıf Elektrik Elektronik Öğrencisi
İstanbul Kültür Üniversitesi

Aviyonik Görevlisi

Mustafa ELMALI

1.Sınıf Bilgisayar Mühendisliği Öğrencisi
İstanbul Kültür Üniversitesi

Simülasyon Görevlisi

Gülbahar ELMAS

1.Sınıf Bilgisayar Mühendisliği Öğrencisi
İstanbul Kültür Üniversitesi

Tasarım Görevlisi

Ahmet Hakan YILDIZ

1.Sınıf Bilgisayar Mühendisliği Öğrencisi
İstanbul Kültür Üniversitesi

Aviyonik Görevlisi

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	2400 mm
Çap (mm):	125 mm
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	21539 g
Yakıt Kütlesi (g):	4349 g
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	2683 g
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	5000 g
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	28570 g

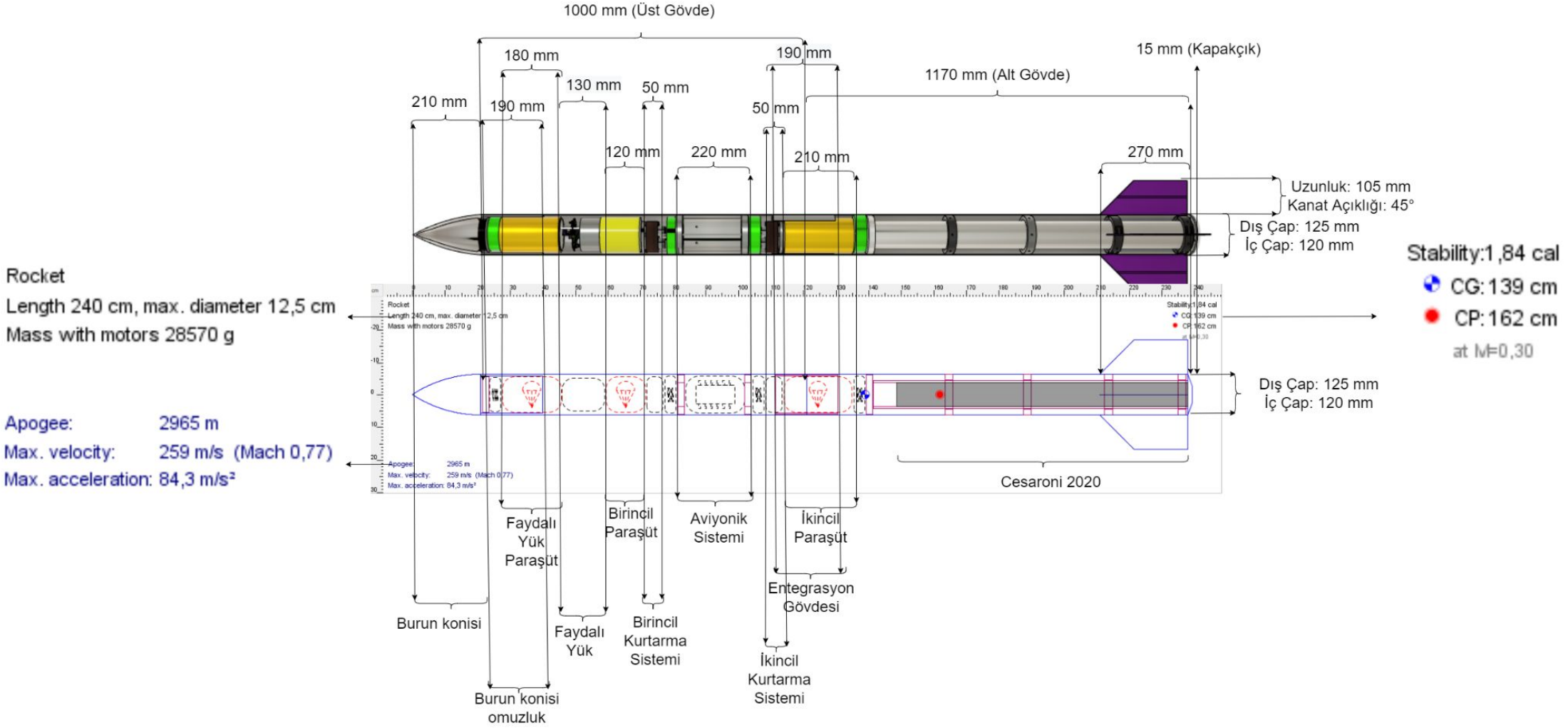
Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	9.24
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	31.44 m/s
Stabilite (0.3 Mach için):	1,84 cal
En büyük ivme (g):	84,3 g
En Yüksek Hız (m/s):	260 m/s
En Yüksek Mach Sayısı:	0,77 Mach
Tepe Noktası İrtifası (m):	3048 m

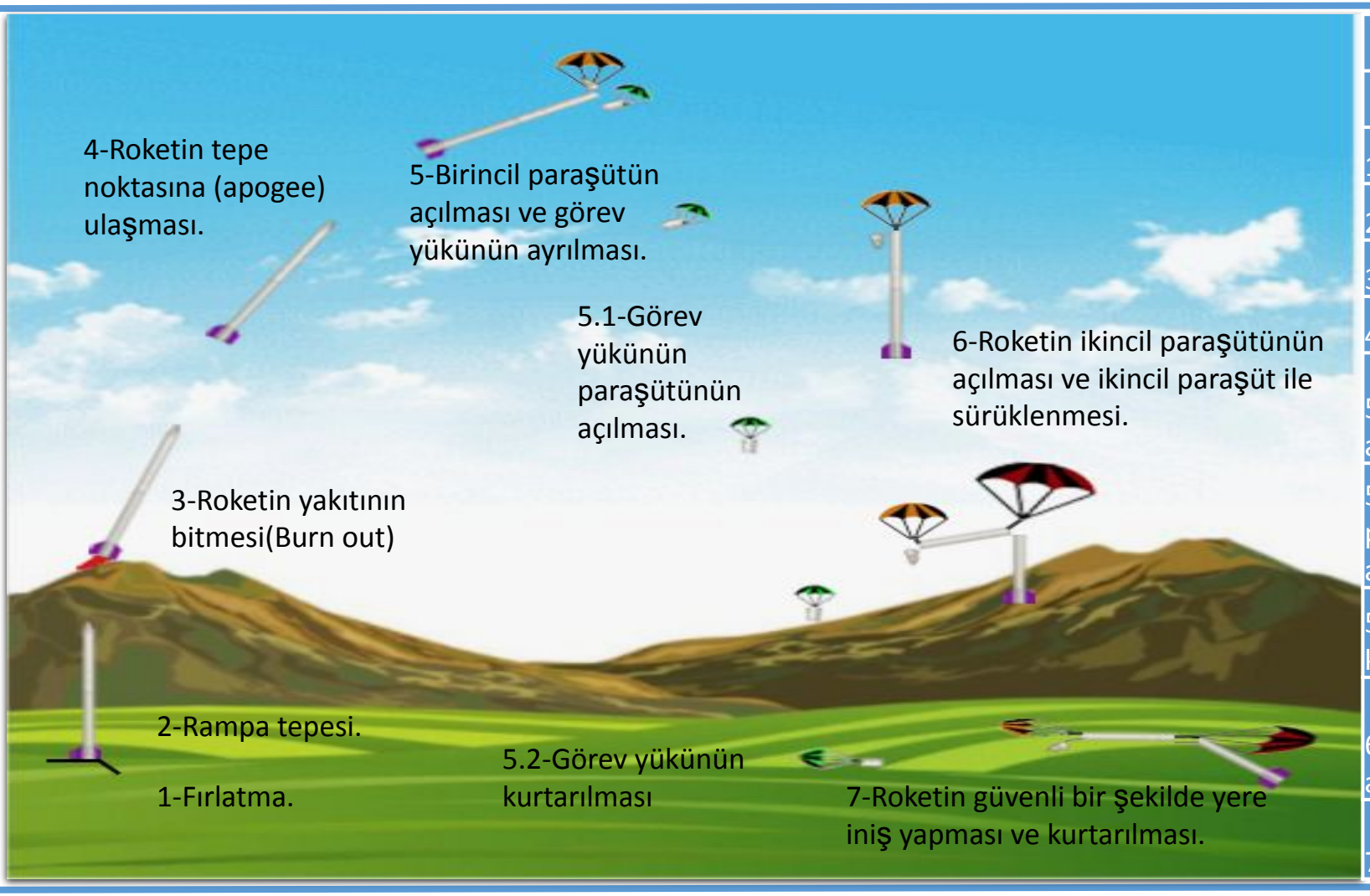
Motor

M2020

Genel Tasarım



Operasyon Konsepti (CONOPS)



UÇUŞ PROFİLİ TABLOSU			
	Zaman(s)	İrtifa(m)	Hız(m/s)
1-Fırlatma	0	0	0
2-Rampa tepesi	0,41	6	31,44
3-Burn out	4,33	704.8	254.41
4-Tepe noktası	25,231	3048	0
5-Birincil paraşüt açılması	27,4	3022,3	21,4
5.1-Görev yükünün paraşütünün açılması	27,4	3022,3	21,4
5.2-Görev yükünün kurtarılması	386	0	7,9
6-İkincil paraşütün açılması	194,71	500	14,12
7-Roketin yere inişi	258	0	7,74

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada?	ÖTR'de içerik neydi?	KTR'de içerik ne oldu ?	KTR'de hangi sayfada?
Paraşüt çapları	Sayfa-22	Ana paraşüt çapı 280cm, yavaşlatma paraşütü çapı 160 cm sürüklenme paraşütü çapı 100 cm boyutlarındaydı.	Yavaşlatma paraşütü 145 cm, ana paraşüt çapı 320 cm, sürüklenme paraşütü çapı 110 cm olarak değiştirildi.	Sayfa 38-40
Paraşüt renkleri	Sayfa-22	Ana paraşüt renkleri kahverengi ve bordo olarak, sürüklenme paraşütü renkleri ise mor ve turuncu olarak seçilmişti.	Paraşüt renkleri ; Ana paraşüt: siyah-bordo, sürüklenme paraşütü: siyah turuncu olarak değiştirildi.	Sayfa 38-40
Ripstop kumaş yoğunluğu	Sayfa-23	Üzerinde paracord bulundurularak ölçülen kumaş yoğunluğu 182 gr/m² olarak yazılmıştı.	Paraşüt kumaş yoğunluğu 90 gr/m² olarak değiştirildi. (Paracordlu ve paracordsuz olarak girildi).	Sayfa 40
Patlatma sistemi	Sayfa-21	Bar basıncı 0,176 bar olarak bulunuyordu.	Bar basıncı yeniden tek fünye üzerinden hesaplanarak 0,863 bar bulundu . Kap hacmi 0,000628318 m³ oldu.	Sayfa 37
İletişim	Sayfa-28	Yer istasyonunda 1 adet LoRa bulunuyordu. Paket içerikleri ÖTR iletişim akış şemasında görüldüğü gibiydi.	Yer istasyonunda 2 adet LoRa bulunuyor. Paket içeriği teknofestin yayınladığı "EK-8" dosyasına göre revize edilmiştir.	Sayfa 52
Uçuş algoritması	Sayfa 34 ve 40	ÖTR'de ilgili sayfada bulunan akış diyagramında görüldüğü gibiydi.	Uçuş algoritması Teknofestin yayınladığı "EK-8" dosyasında belirtilen birimlere göre revize edilmiştir.	Sayfa 56 ve 61

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada?	ÖTR'de içerik neydi?	KTR'de içerik ne oldu ?	KTR'de hangi sayfada?
Ana aviyonik SD kart okuyucu	Sayfa 28 ve 31	Sistem akış şemasında SD kart okuyucu bulunması.	Sistem akış şeması SD kart okuyucu kaldırıldı.	Sayfa 52,55 ve 56
Devre kartı tasarımı	Sayfa 32	Eski devre kartı tasarımı komponent yerleşimi ve yer kullanımı verimli değildi.	Komponent yerleşimi revize edilerek kart alanını daha verimli kullanan devre kartı tasarımı yapıldı.	Sayfa 54
Roket içi malzeme yerleşimi ve genel tasarım	Sayfa 4	Roket parçaları ve roketin bilgileri paylaşıldı.	Kurtarma sistemlerinin yerleri yeniden konumlandırıldı. Roket çapları bilgileri eklendi.	Sayfa 4
Takım yapısı	Sayfa 2	Takım yapısı sayfasında takım üyelerinin bilgileri paylaşılmıştı.	Takım yapısı sayfasında takım üyelerinin fotoğrafları eklendi. Takım üyeleri güncellendi.	Sayfa 2
Kütle bütçesi	Sayfa 7	Burun konisinin ağırlığı 500 gramdı.	Burun konisinin ağırlığı 900 gram olarak güncellendi.	Sayfa 10
Yapısal-Gövde Parçaları	Sayfa 15	Alt gövde malzemesi olarak 6061 alüminyum belirtildi.	Alt gövde malzemesi olarak 6063 alüminyum olması karar verildi.	Sayfa 20

ÖTR - KTR Değişimler - 2

KTR YENİ İÇERİKLER TABLOSU			
Değişim Konusu	**Yeni İçerik Konusu**	**KTR'de içerik Detayı**	**KTR'de hangi sayfada?**
Kurtarma Sistemi	Patlama Tablası	Patlama sonrası ortaya çıkan basıncı daha efektif kullanmak için üretilen patlama tablası kullanılmaya başlandı .	Sayfa 32-36
Kurtarma Sistemi	Kovan Kapakları	Kovan kapakları, barutun kovana sıkışmasını ,dökülmesini engellemek ve tablayı daha stabil ittirmek amacıyla tasarlandı ve üretildi.	Sayfa 36
Bütçe	Bütçe kısmına yeni malzeme eklenmesi	LoRa E32 433T30D eklendi.	Sayfa 66

Uçuş Benzetim Raporu (UBR)

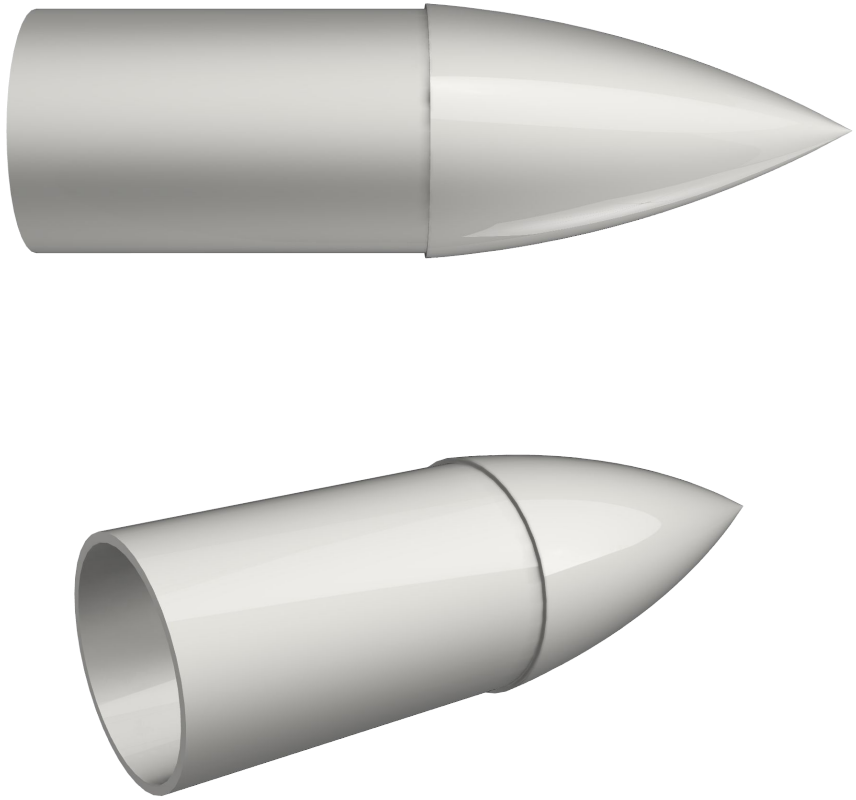
PDF formatında paylaşılan uçuş benzetim raporunun adı “Astra_Roket_Takımı_Uçuş_Benzetimi” olarak belirlenmiş ve sisteme yüklenmiştir.

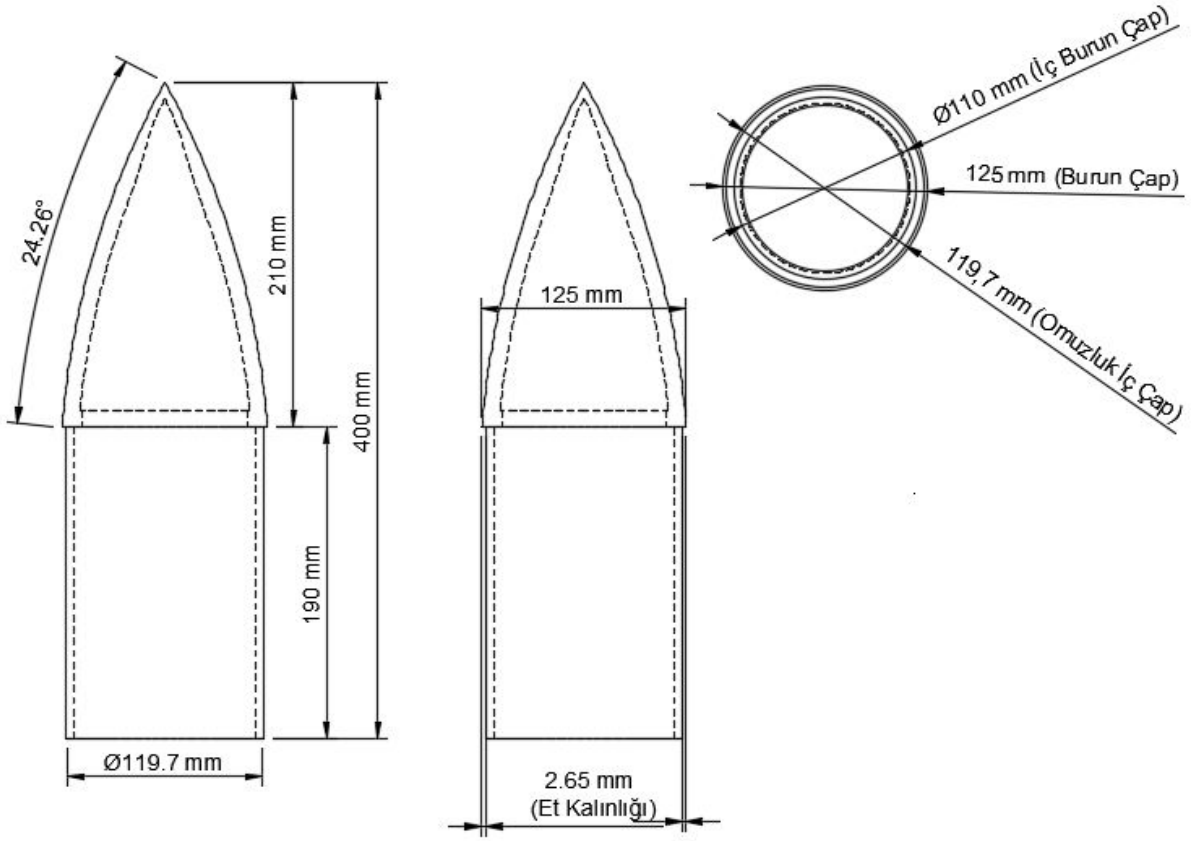
Kütle Bütçesi

PDF Formatında paylaşılan Kütle bütçesi raporunun adı Kütle_Bütçesi_Astra olarak belirlenmiş ve sisteme yüklenmiştir.

Roket Alt Sistem Detayları

Burun Konisi Mekanik Görünüm 1





Burun Konisi – Detay

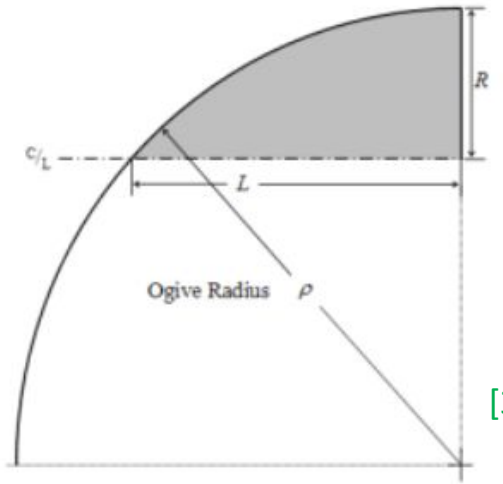
Burun Konisi Bilgisi		
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri[1]	:	Hafif ve maliyeti daha düşük olması,hava şartlarına daha dayanıklı olması ve mukavemetinin yüksek olması nedeniyle cam elyaf burun konisi için uygun görülmüştür.
Üretim Yöntemleri	:	Burun konisi üretimi için el ile yatırma yöntemi seçilmiştir. El ile yatırma yönteminde, elyaf parçaları reçine emdirilerek karar verilen şekil elde edilene kadar sarma işlemi tekrar edilir. Şekil veya boyut sınırı olmaması ve düşük maliyetli olması bu yöntemi seçmemizdeki en büyük etkendir.

Seçilen Burun Konisi Malzemesinin Teknik Bilgileri[3]						
Malzeme		Üretim Maliyeti	Özgül Ağırlık(g/cm³)	İşlenebilirlik	Çekme mukavemeti(Mpa)	Isı dayanımı(° C)
Cam Elyaf [2]	:	Pahalı	2.54 g/cm³	Orta	150-215 Mpa	841 °C

Burun Konisi – Detay

Tanjant Ojiv [2]

Burun konisi profili araştırmamızda, 0.8 Mach sayısı altındaki uçuşlarda basınç sürüklemesinden daha çok, sürtünme sürüklemesinin önemi olduğunu anladık. Bu nedenle akışkanın temas ettiği burun yüzey alanını en aza indirmek gerekti. Profiller arasında bizim için hem imkan olarak hem de denklemlerinin basitliği, güvenilirliğinden dolayı en az yüzey alanına sahip olan profillerden Tanjant Ojiv tercih edildi.



[3]

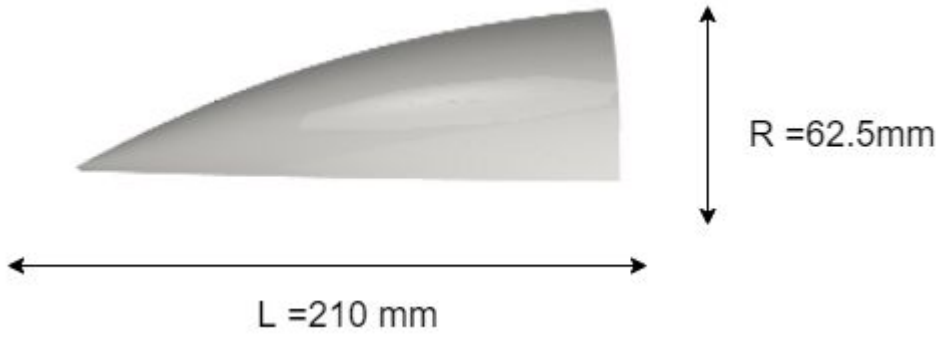
Burun Konisi Eğrisinin Denklemi

Maksimum performans için en yaygın seçilen burun konisi biçimlerinden bir tanesi de Tanjant Ojiv'dir. Profil bir daire kesit alanında, altındaki eksen etrafında döndürülmesiyle oluşur. Roket gövdesi burun konisinin bükeyine teğet geçer. Yapımı diğer profillere göre daha kolaydır.

$$P = \frac{R^2 + L^2}{R^2}$$

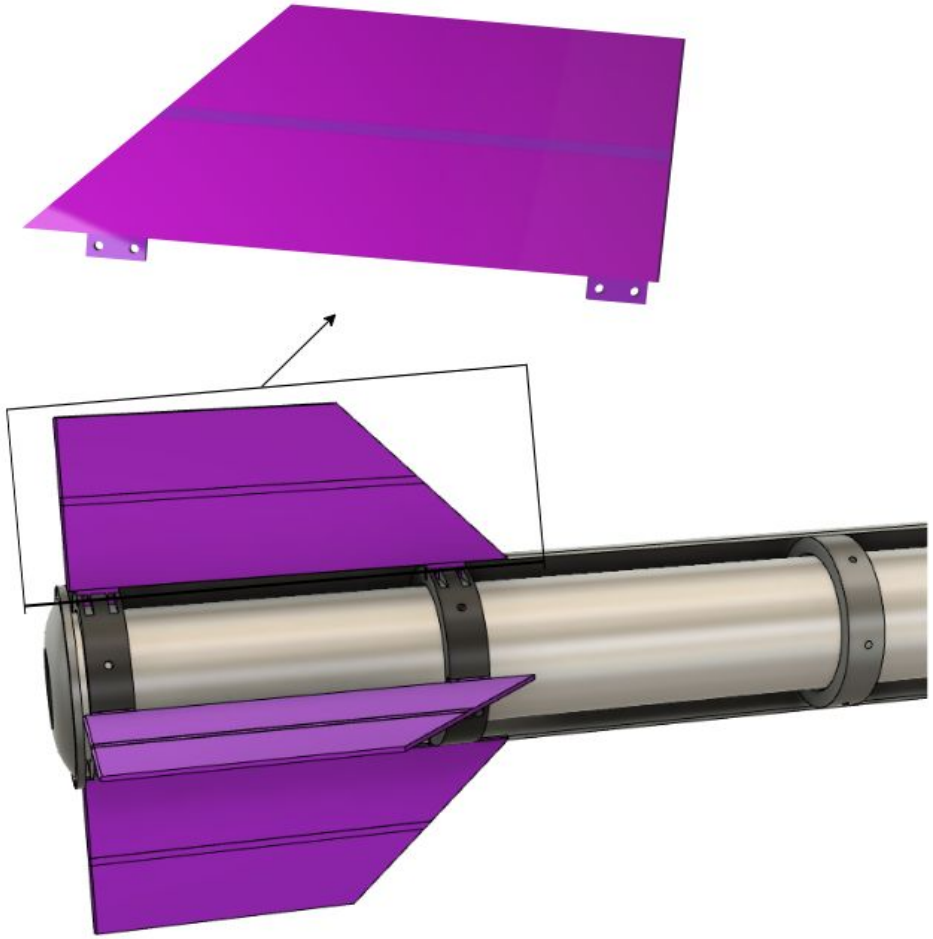
$$P = \frac{(62.5)^2 + 210^2}{125}$$

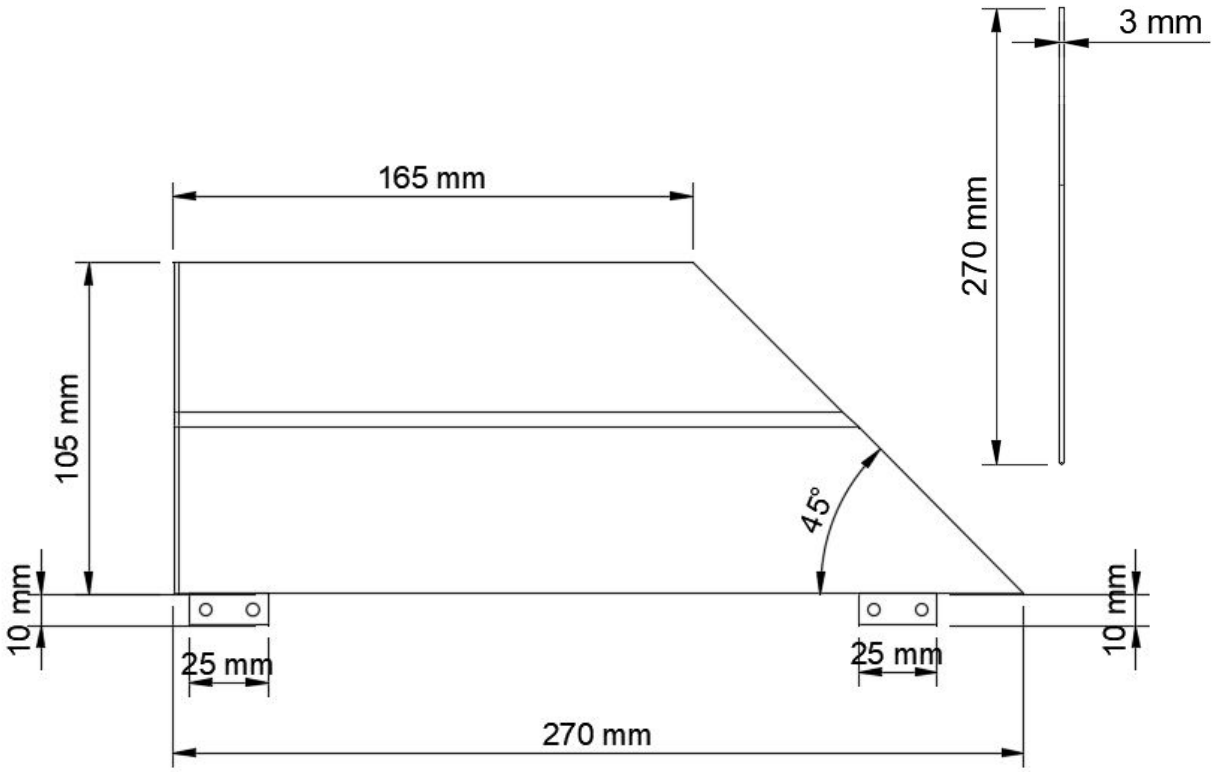
$$P = 4259.05$$



[3]

Kanatçık Mekanik Görünüm





Kanatçık – Detay

Kanatçık Bilgisi		
Özellik		**Kapsam**
Malzeme Bilgileri	:	Kanatçık üretimi için seçilen malzeme 5754 alüminyumdur. Kolayca temin edilebilmesi ve yoğunluğunun düşük olması sayesinde birçok mühendislik alanında kullanılabilir. Ayrıca korozyon direncinin oldukça iyi olması uçuş sırasında stabilitenin bozulmasını azaltmaktadır.
Üretim Yöntemleri[4]	:	Kanatçık üretimi için seçilen üretim yöntemi CNC lazer kesimdir. Bu yöntemin maliyeti düşüktür ve kısa sürede üretim gerçekleşir. Kanatçık şeklimiz kendisine has bir şekli olduğu için belirlediğimiz ölçüleri lazer kesim ile üretilecektir, lazer kesim diğer üretim yöntemlerine göre daha az kusurlu ürün sağlar.

Seçilen Kanatçık Malzemesinin Teknik Bilgileri[3]							
Malzeme		Özgül Ağırlık(g/cm³)	Çekme mukavemeti(Mpa)	Isı dayanımı(°C)	Uzama(%)	Sertlik(HB)	İşlenebilirlik
Alüminyum (5754) [6]	:	2.67 g/cm³	210-270 Mpa	600-800°C	%17	52HB	Kolay

Kanatçık – Detay

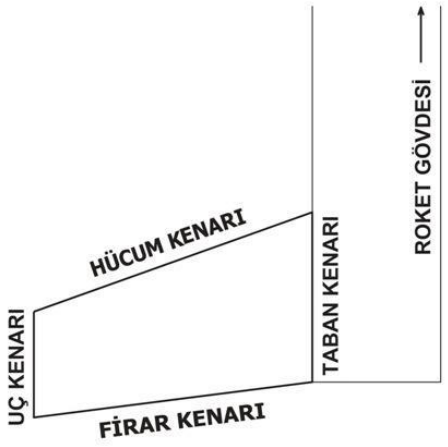
Kanatçık Şekli

Kanatçık şekli seçilirken ana hedef, statik marjin verilerini en iyi düzeyde tutarak roketin performansını en yükseğe çıkarmaktır. Etki eden sürtünmeyi minimum değere indirmek için 4 kanatçıklı " Kesik Uçlu Delta" profilini uygun görülmüştür.

Genellikle yüksek hızda uçan araçlarda tercih edilen kesik uçlu delta kanat profilinde kanatçıklar, ses duvarının neden olduğu aşınmalar ve sürtünmelere karşı diğerlerine göre daha az etkilenir. Bir roketin kararlılığı, havada sarsılmadan doğru yönü işaret ederek uçmaya devam edebilmesidir. Bu kararlılığı sağlamak için roketin altına koyduğumuz kanatçıklar, roketin hız vektörü ile z yörüngesinin çakışmaması durumunda ters yönlü tork oluşturarak roketin z yörüngesinin hız vektörüne doğrulmasını sağlar.[5][18]

Seçilen Kanatçık Profili İle Ulaşılan Değerler				
Kanat Yapısı		Azami İrtifa(m)	Azami hız(m/s)	Azami İvme(m/s²)
Kesik Uçlu Delta	:	3048 m	260 m/s	84,3 m/s²

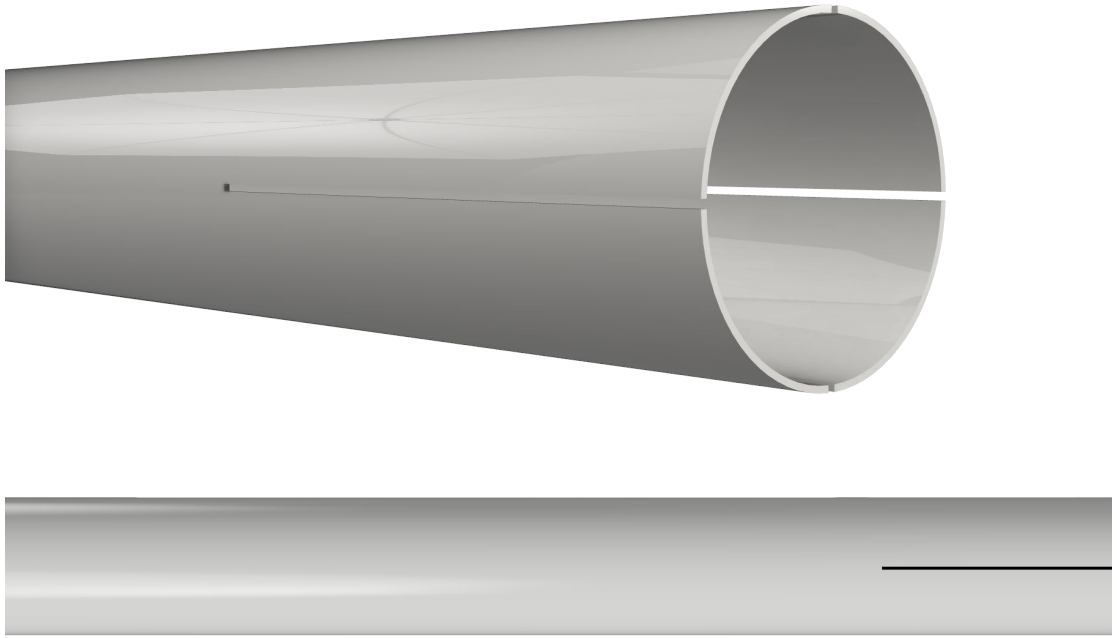
Kanatçık Kısımları

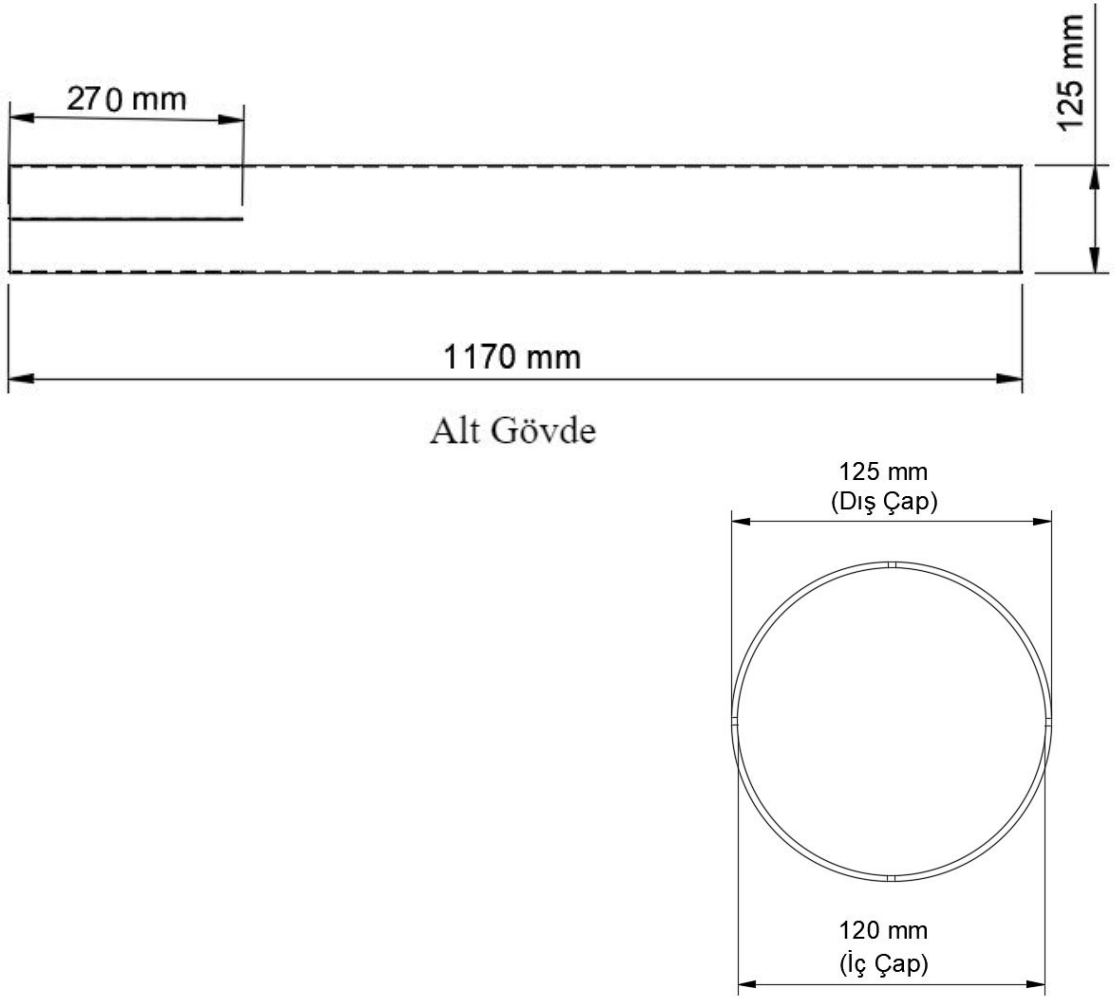


[7]

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

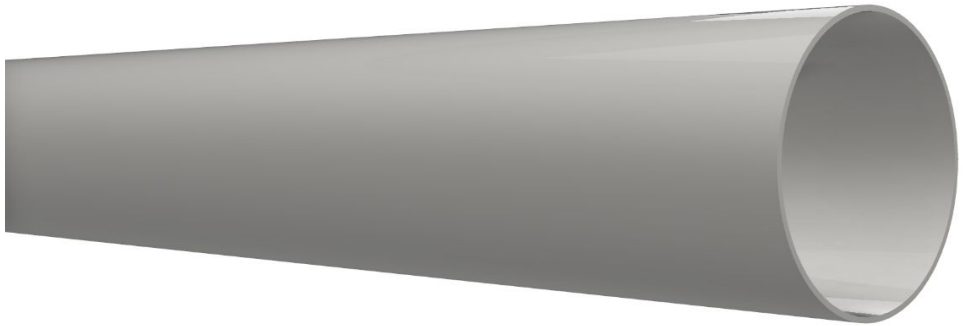
ALT GÖVDE :

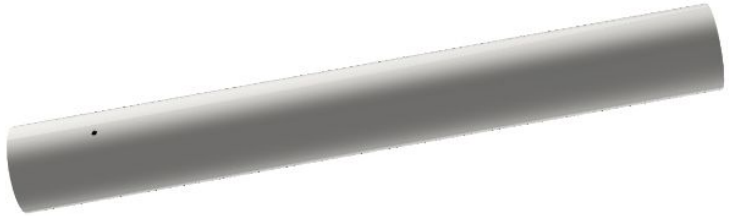


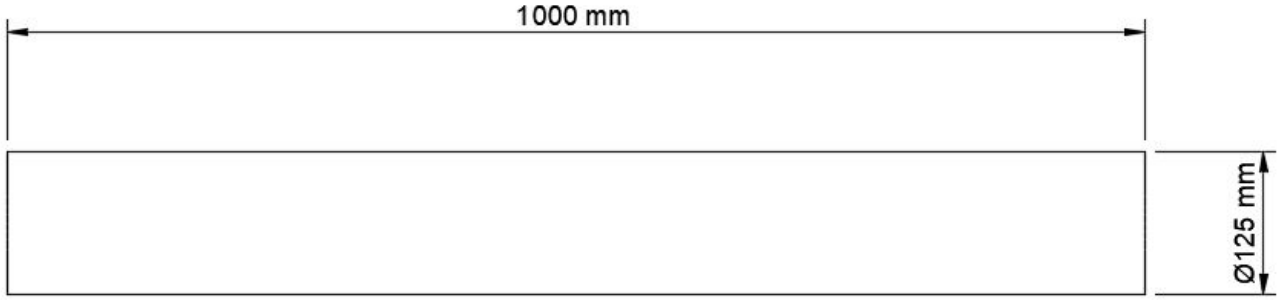


Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

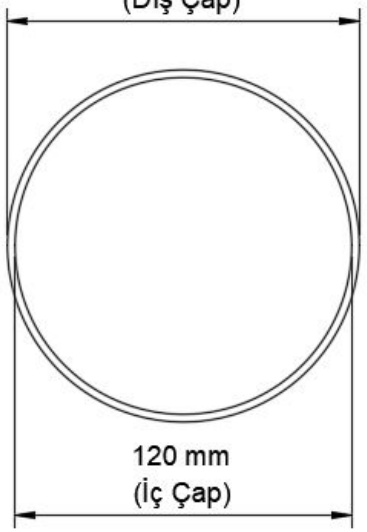
ÜST GÖVDE :







Üst Gövde



Yapısal – Gövde Parçaları

ALT GÖVDE BİLGİSİ		
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Bağlantı entegrasyonu ve işlenebilirliğinin kolay olması açısından Alüminyum 6063 seçilmiştir. Motor ağırlığını taşıyabilmesi için malzemenin sağlamlığı da önemlidir.
Üretim Yöntemleri	:	Alt gövde üretimi için CNC lazer kesim seçilmiştir. Maliyeti düşüktür ve direkt levha üzerinden kesim olduğu için işlem kolaydır.

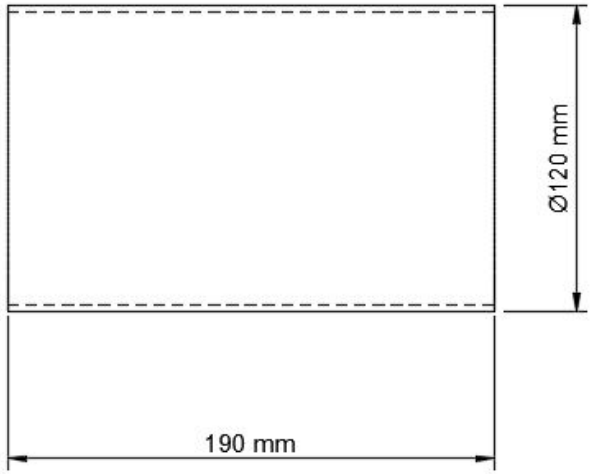
ÜST GÖVDE BİLGİSİ		
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Aviyonik sistemin üst gövdede yer alması sebebiyle sinyal geçirme özelliği güçlü bir malzemeye ihtiyaç duyulur. Ayrıca mukavemeti yüksek olmalıdır. Bu nedenle Cam Elyaf(E Serisi) seçilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	Üst gövde ise özel olarak yaptırılmış olup, ölçüsü belli olan boru etrafına katman katman cam elyaf sarılarak üst gövde elde edilmiştir.

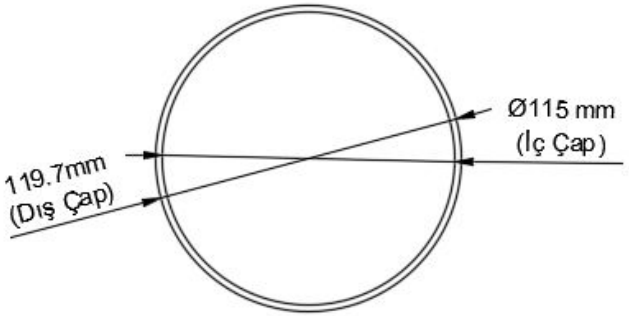
Roket basıncını dengelemek için burun ile gövde ön bölge arasında 1 ,aviyonik gövdesinde 1 ve gövde arkası ile motor arasındaki gövdede 2 adet delik olmak üzere 4 adet delik açılacaktır. Üst gövdeye elektronik devrelere güç verebilmesi için tasarlanan anahtar için ayrıca 1 adet delik daha açılacaktır. Roketin dışında aerodinamiği bozacak herhangi bir çıkıntı bulunmamaktadır.

Gövdeler İçin Seçilen Malzemenin Teknik Bilgileri						
Malzeme		Özgül Ağırlık(g/cm³)	Çekme mukavemeti(Mpa)	Isı dayanımı(°C)	Uzama(%)	İşlenebilirlik
Alüminyum (6063) [8]	:	2.69 g/cm³	150-215 Mpa	600-800°C	%12	Kolay
Cam Elyaf(E)[2]	:	2.54 g/cm³	67,58	841°C	%4.8	Orta

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

ENTEGRASYON GÖVDESİ :

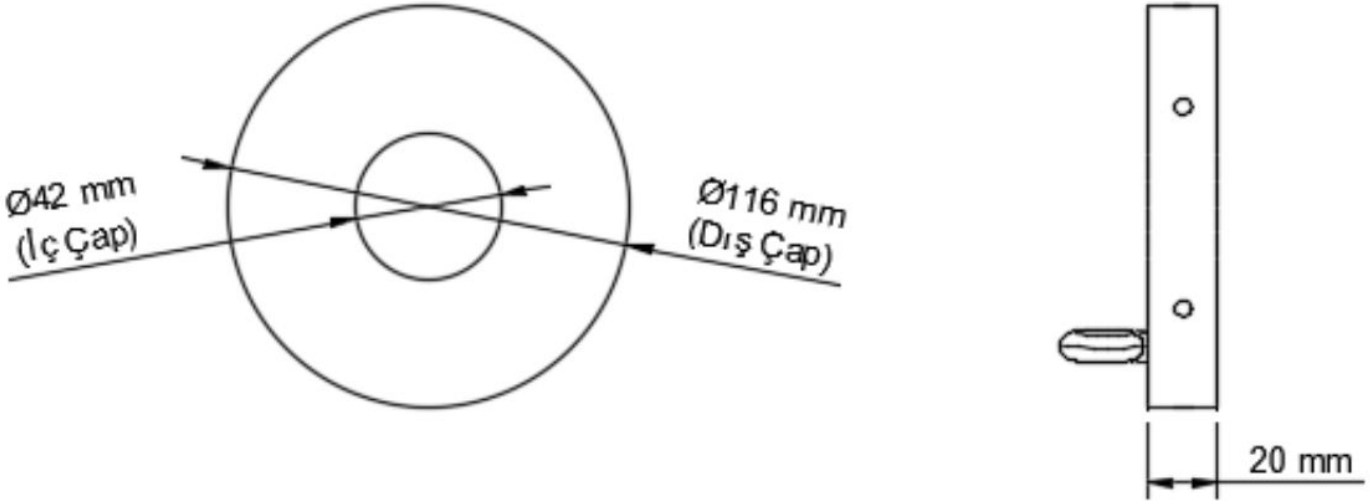




Alt ve üst gövdenin birbiri ile bağlantısı kopmaması için aralarında tüp şeklinde bir adet alüminyum entegrasyon gövdesi bulunmaktadır. Bu entegrasyon gövdesi üst gövdeye sabitlenecek , alt gövde ise bu parçaya sıkıca geçecektir. Entegrasyon gövdesinin üst gövdeye sabitlenmesi ile ikincil patlama esnasında paraşütün yırtılmasının önüne geçilmesi hedeflenmiştir.

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

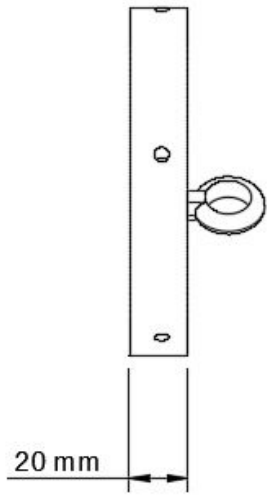
BULKHEAD :

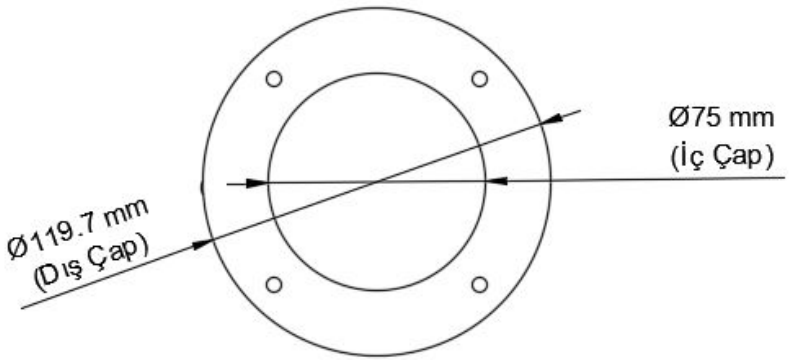


Roketimizde, üzerine M6 mapa yerleştirilen 2 adet bulkhead bulunmaktadır. Birinci bulkhead burun konisine entegre edilecektir. Aviyonik yüzüğünün üzerinde yer alan mapa ile birinci bulkhead şok kordonu bağlanacaktır. Paraşütün şok kordonlarına bağlanmasıyla birincil paraşüt sistemi oluşturulacaktır. İkinci bulkhead ise motor gövdesi üzerine entegre edilecektir. Diğer aviyonik yüzüğünün üzerinde yer alan mapa ile ikinci bulkhead şok kordonları bağlanarak ikincil paraşüt sistemi oluşturulacaktır.

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

AVİYONİK YÜZÜK:





Roketimizde üzerine M6 mapa yerleştirilen 2 adet aviyonik yüzük bulunmaktadır. Aviyonik yüzüğünün üzerinde yer alan mapalar ile paraşütün şok kordonları bağlanılacaktır. Bu yüzükler aviyonik sistemi sabit tutmak için sağına ve soluna konumlandırılacaktır. Ayrıca 2 aviyonik yüzüğün birbirine 4 adet gijon ile sabitlenmesi sonucu, gijonlar yardımıyla aviyonik sistem aviyonik yüzüklerin ortasına yerleştirilecektir.

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

Entegrasyon Gövdesi, Bulkhead ve Aviyonik Yüzük Bilgisi		
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Parçalar için seçtiğimiz malzeme 6061 alüminyumdur. Kolayca temin edilebilmesi ve yoğunluğunun düşük olması sayesinde birçok mühendislik alanında kullanılmaktadır.
Üretim Yöntemleri	:	Seçilen üretim yöntemi CNC lazer kesimdir. Maliyeti düşüktür ve çok kısa sürede üretildiğinden üretim kolaydır. Diğer üretim yöntemlerine göre daha az kusurlu ürün sağlar.

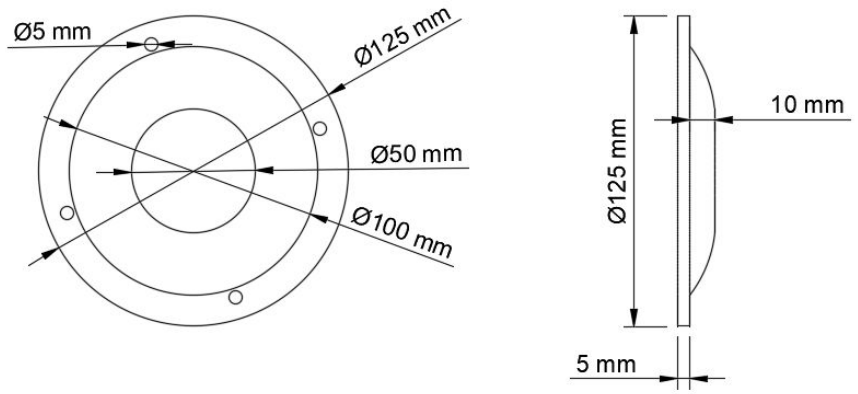
Alt ve üst gövdenin birbiri ile bağlantısı kopmaması için aralarında tüp şeklinde bir adet alüminyum entegrasyon gövdesi bulunmaktadır. Şartnamede de belirtildiği gibi mapalar tek parça dövülmüş çelikten üretilmiştir. Şok kordonları mapalara bağlanarak ayrılma sonrası roketin bütünlüğünü koruyacaktır.

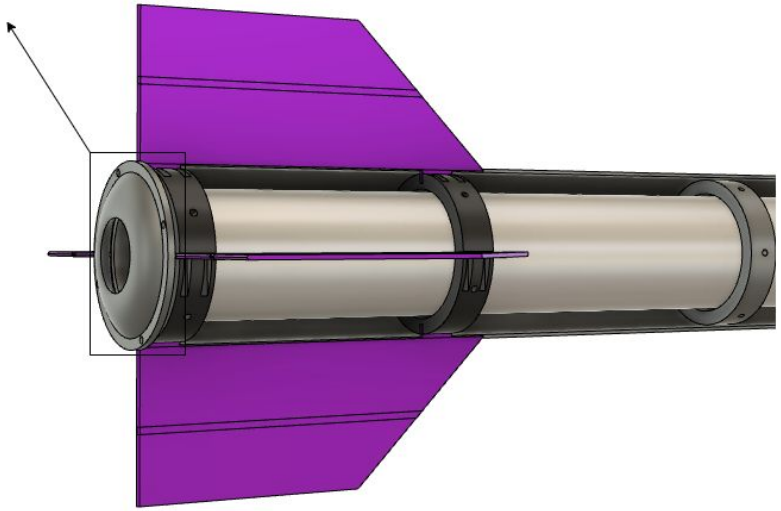
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Seçilen Malzemenin Teknik Bilgileri						
Malzeme		Özgül Ağırlık(g/cm³)	Çekme mukavemeti(Mpa)	Isı dayanımı(°C)	Uzama(%)	İşlenebilirlik
Alüminyum (6061) [9][10]	:	2.7 g/cm³	124-290 Mpa	585 °C	%12-%25	Kolay

Roketimizde toplam 8 tane sabitleme yüzüğü bulunmaktadır.Her yüzükte 6 adet M5 cıvata deliği bulunmaktadır.
Bu yüzüklerden 2 tanesi kanatçıkların montajına yardımcı olacaktır. Diğer 2 tanesi ise motorun konulduğu alt gövdeye montaj edilecektir. 2 tanesi üst gövde içinde, aviyonik sistem için aviyonik tutucu olarak kullanılacaktır.
Burun konisi ve motor bulunan üst gövdenin üst sınırında yer alan 2 yüzük ise gövdeler arasında mapalar ile bağlantı sağlar. Bu entegrasyon parçaları uçuş sırasında roketin sabit kalmasını sağlamaktadır.Ayrıca kanatçık yüzüklerinden bir tanesine roket dik konumdayken motorun düşmemesi için kullanılan motor kapağı sabitlenecektir.

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

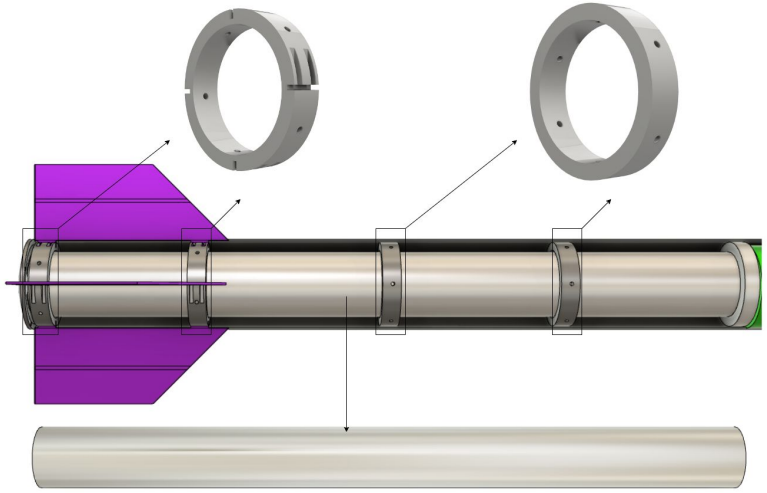


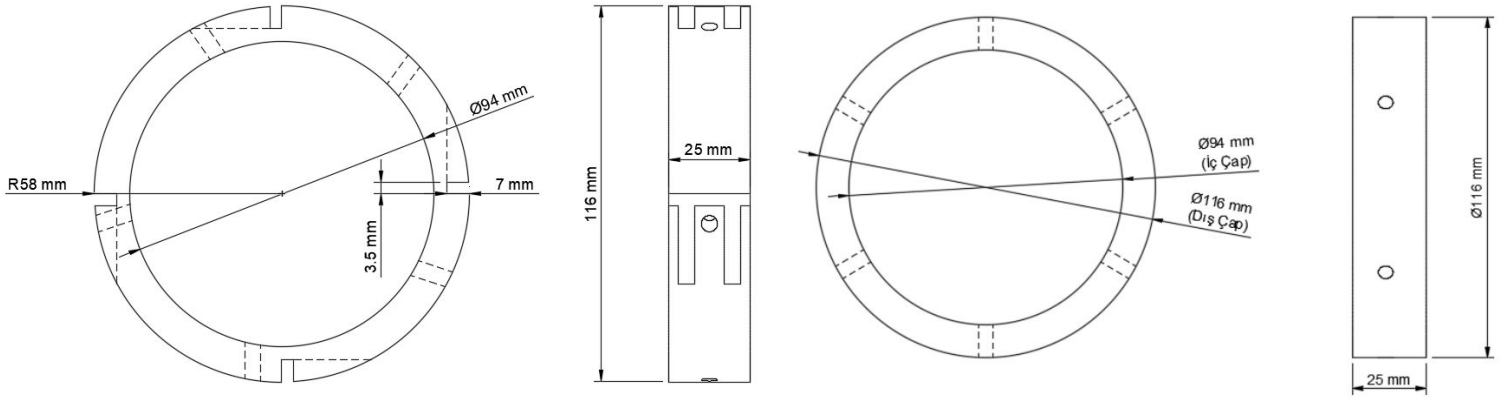


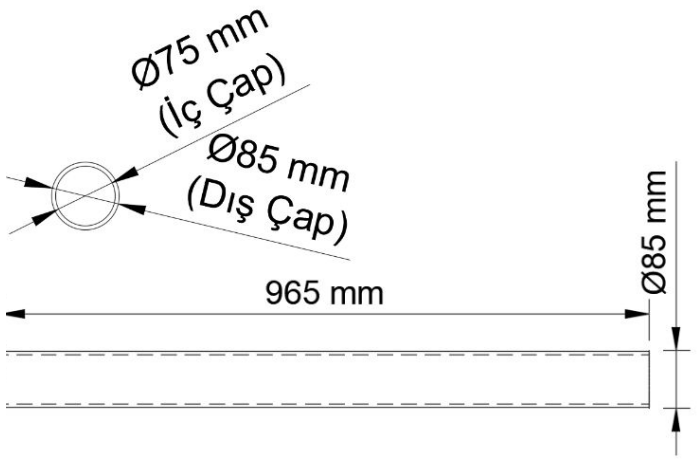
Motor Kapağı Bilgisi		
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Uçuş sırasında roket dik durumdayken motorun düşmemesi için kullanılacağı için kapakçık malzemesinin sağlamlığı önemlidir. Bu nedenle mukavemeti yüksek bir malzeme seçilmelidir. En uygun malzeme olarak 6061 Alüminyum seçilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	Motor kapağı üretimi için seçilen üretim yöntemi CNC lazer kesimdir. Maliyeti düşüktür ve çok kısa sürede üretildiğinden üretim kolaydır. En önemli faktör lazer kesim kapakçık şeklimiz kendisine has bir şekli olduğu için belirlediğimiz ölçüleri diğer üretim yöntemlerine göre daha az kusurlu ürün sağlar.

Seçilen Malzemenin Teknik Bilgileri						
Malzeme		Özgül Ağırlık(g/cm³)	Çekme mukavemeti(Mpa)	Isı dayanımı(° C)	Uzama(%)	İşlenebilirlik
Alüminyum (6061)[9][10]	:	2.7 g/cm³	124-290 Mpa	585 °C	%12-%25	Kolay

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay





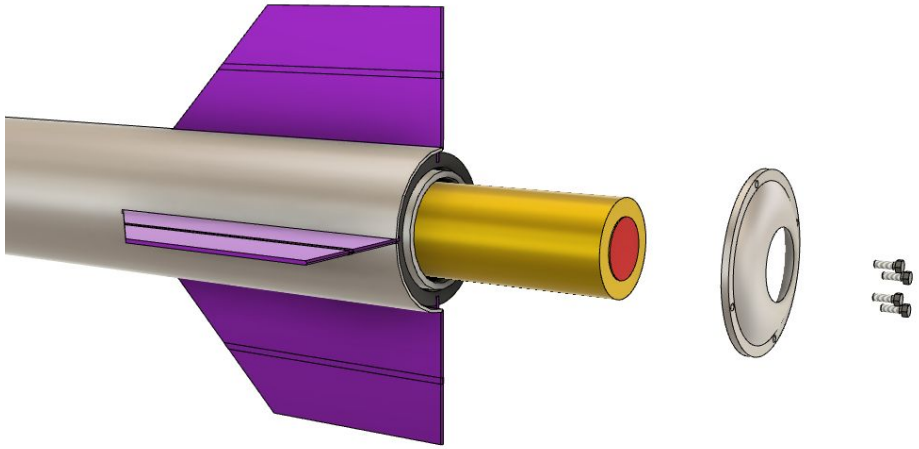


Kanatçık Yüzük, Yüzük ve Motor Gövde Bilgisi		
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri[9]	:	Kanatçık yüzük, yüzük ve motor gövdesi üretimi için seçtiğimiz malzeme 6061 alüminyumdur. Kolayca temin edilebilmesi ve yoğunluğunun düşük olması sayesinde birçok mühendislik alanında kullanılabilir.
Üretim Yöntemleri	:	Kanatçık yüzük, yüzük ve motor gövdesi üretimi için seçilen üretim yöntemi CNC lazer kesimdir. Maliyeti düşüktür ve çok kısa sürede üretildiğinden üretim kolaydır. Diğer üretim yöntemlerine göre daha az kusurlu ürün sağlar.

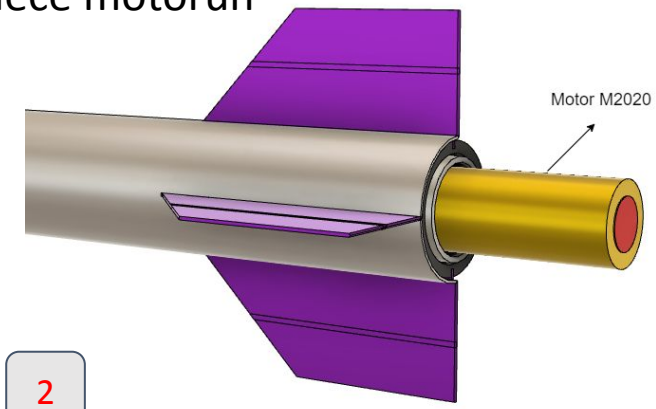
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

Motor Montaj Stratejisi

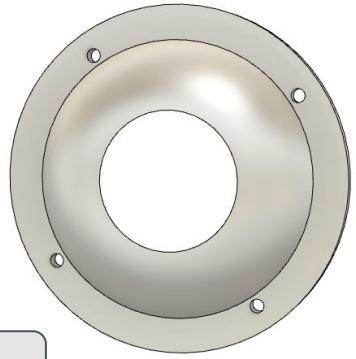
1) Roket montaj stratejisi adımları uygulanarak roket bir bütün haline getirilir.
2) Motor, alt gövdenin içinde bulunan motor gövdesinin içine geçirilerek rokete yerleştirilir.
3) Roket dik konumdayken motorun düşmemesi için motor kapağı yerleştirilir.
4) En son işlemde 4 adet M5 cıvata kullanılarak motor kapağı, kanatçık yüzüğe monte edilecektir. Böylece motorun montajı bitmiş olur.



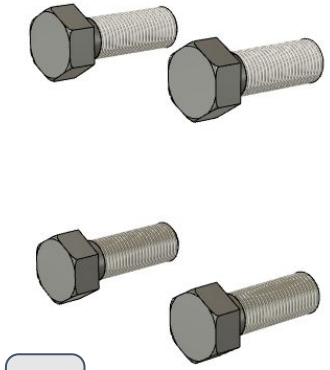
1



2



3

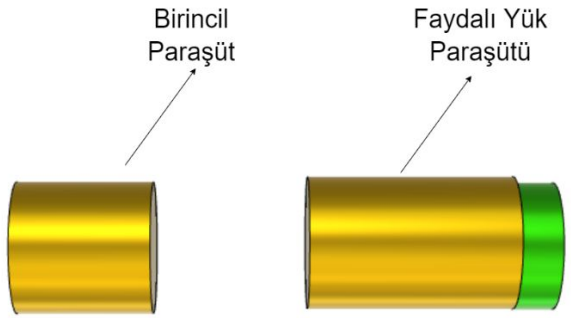


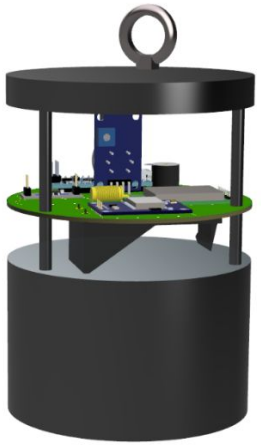
4

Roket Montaj Stratejisi

Faydalı Yük Montajı

Faydalı Yük , şok kordonu ve birincil paraşütü yerleşiminden sonra üstündeki M6 mapaya faydalı yük paraşütü geçirilip üst gövdeye konumlandırılacaktır. Ardından şok kordonu bulkhead'e tutturulup burun konisi ile aviyonik sistemin montajı sonrasında kapatılacaktır.





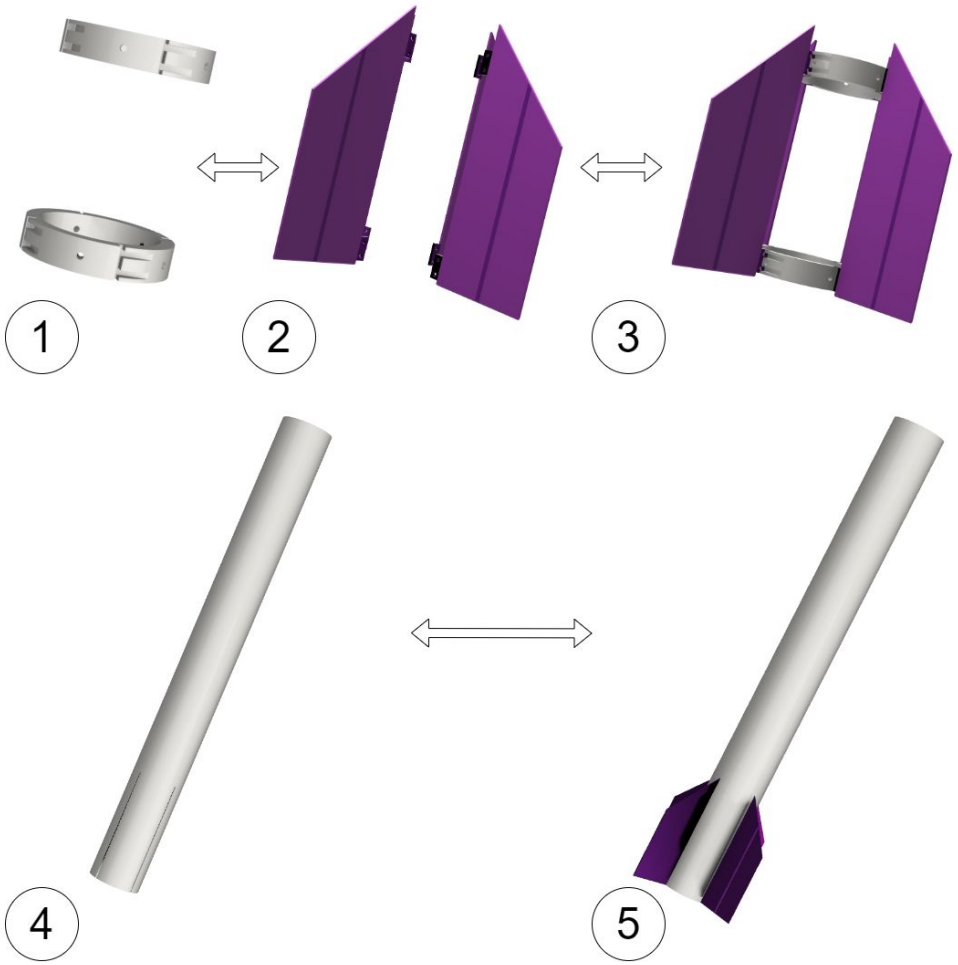
Roket Montaj Stratejisi

1. Aviyonik Sisteme bağlı olan birincil ve ikincil kurtarma sistemi barutla doldurulur,şok kordonları yerleştirilir. ve kurtarma sistemlerinin üstü tablalar aracılığıyla kapatılır. (Sıcak Gaz Üretici)
2. Aviyonik ve ona bağlı olan kurtarma sistemleri bütünü üst gövdenin içine sokularak M5 cıvata ve somun ile sabitlenir. Ardından iki şok kordonunun uçlarına ikincil paraşüt bağlanır ve üst gövdeye yerleştirilir. Sonrasında motor ve aviyonik sistemin alt tarafına bağlanan diğer şok kordonunun uçlarına ikincil paraşüt bağlanır ve alt gövdeye yerleşimi yapılır.
3. Burun konisi gövdenin üstüne yerleştirilir.
4. Entegrasyon gövdesi üst ve alt gövdenin arasına konulur ve montaj tamamlanır.

Hakem Altimetresi

Hakem altimetresi, burun konisinin içinde bulunan bulkheadın mapasına plastik kelepçe ile yerleştirilecektir.

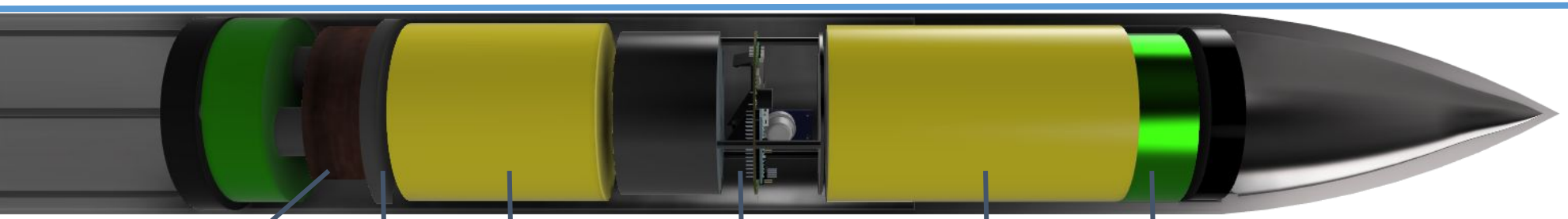
Roket Montaj Stratejisi

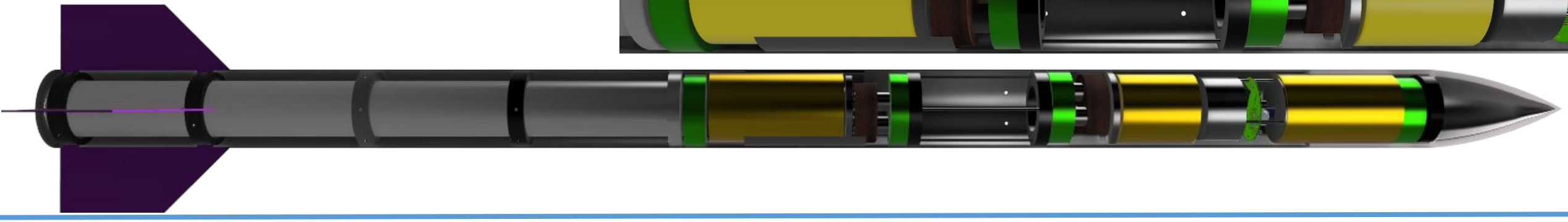


Kanatçıkların Montajlanması

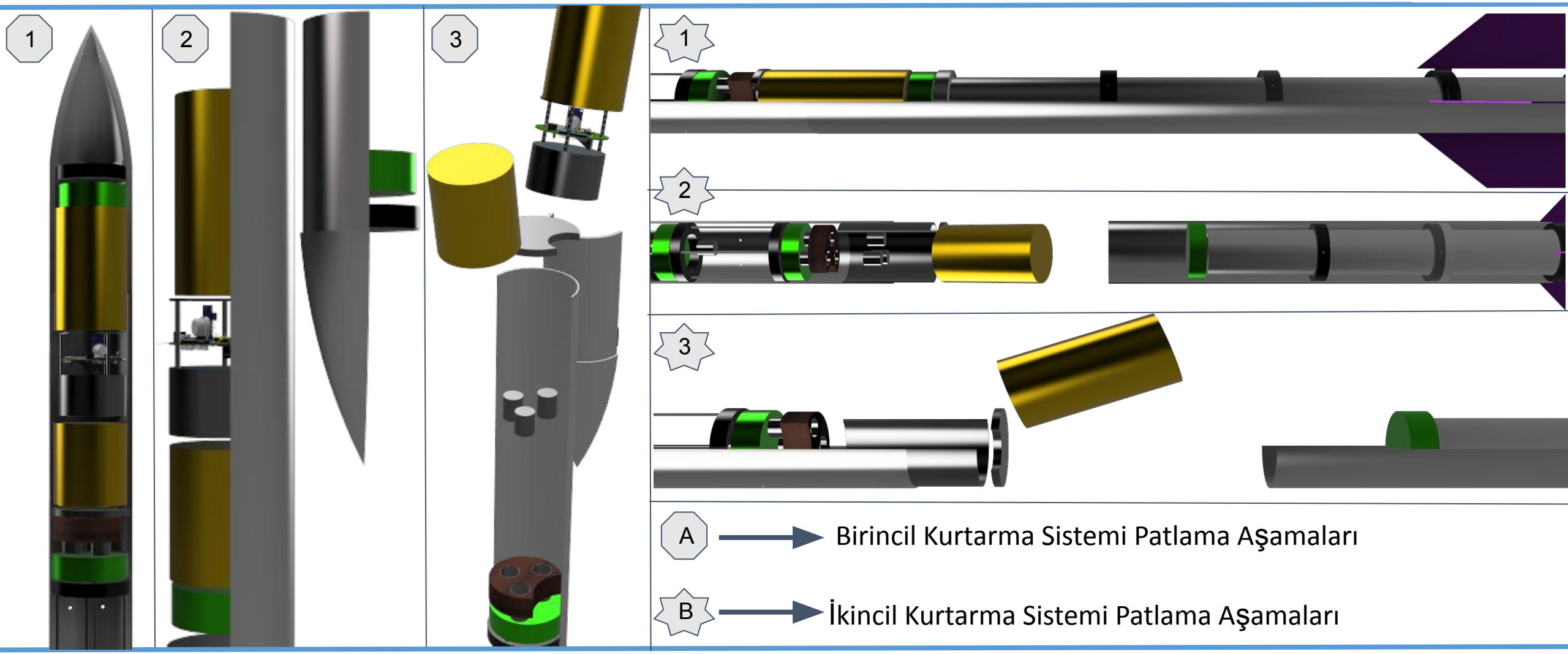
M5 cıvata ve somun ile kanatlar kanatçık yüzüklerine sabitlenir. Sabitlenen kanatlar, önceden yüzüklerle sabitlenmiş alt gövdeyi ve motor gövdesini saracak şekilde montajlanır. Bu aşama roket montaj stratejisinin son aşamasıdır.

Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm





Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

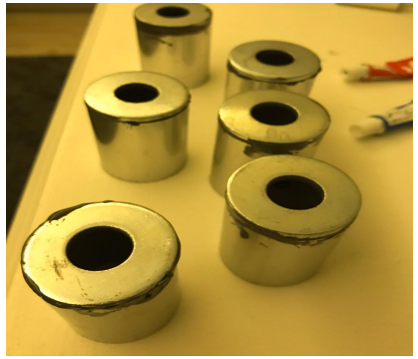


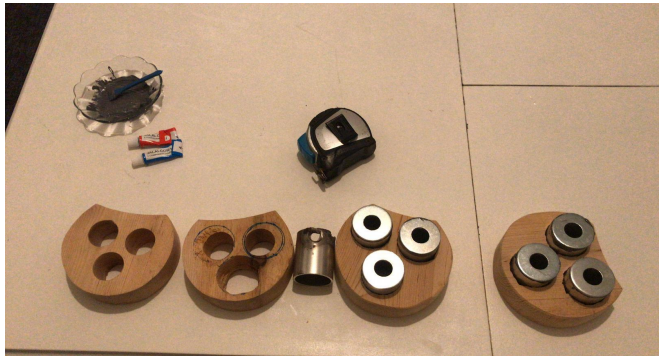
Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Roketimiz havada 2 adet ayrılma yapacaktır. Bunlar sırasıyla birincil paraşüt-faydalı yük ve ikincil paraşüt patlamalarıdır.
Birincil Patlama: Roket apogee noktasına ulaştıktan 1 ya da 2 saniye sonra birincil patlamasını yapacaktır. Birincil patlamanın amacı faydalı yükü roketten ayırmak ve roketin düşüş hızını yavaşlatmak akabinde düşüş doğrultusunu sağlamaktır.
Paraşüt Çıkarma Sistemi-1 : Astra Roket Takımı, patlama sistemi olarak kara barutlu patlama sistemi tercih etmiştir ve ilgili sistemi merkezdeki aviyonik sistemin üzerine baş yukarı yönlü konumlandırmıştır. Roket apogee noktasına ulaştıktan sonra, basınç(BME280/BMP280) ve gyro sensörlerinden(MPU9250) gelen verilerin işlenmesi sonucu üretilen dürtü sinyalleri, röleler ve ateşleme telleri aracılığı ile içleri barut dolu kovanlara ulaşır ve birincil patlama sisteminin aktif duruma gelmesini sağlar. Sistemimiz aktif duruma geçtiği zaman üzerinde bulunan tabakayı ittirerek roket ucunu yana düşürür ve görev yükünü bırakır . Akabinde yavaşlatma(birincil) paraşütünün açılması ile gereken hız limitlerine ulaşılacaktır.
Paraşüt Çıkarma Sistemi-2 : Astra roket takımı paraşüt çıkarma sistemi-2'de de aynı sistemi baş aşağı konumlandırarak kullanmıştır. Paraşüt çıkarma sistemi-2, roketimizin düşüşüne 400-600 metre kala arası aktif olan basınç ve yükseklik sensöründen(BME280/BMP280) gelen dürtü sinyali ile aktif olmaktadır. Sistem üzerindeki tabakayı bu sefer baş aşağı iterek gövdeleri birbirinden ayırıp ikincil(ana) paraşütü serbest bırakarak güvenli inişi tamamlayacaktır. Yerdeki ekibimiz roketten gelen GPS verilerine bakılarak roketin konumu bulunacak ve kurtarma ekibi roketi kurtarmaya gidecektir.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Kurtarma Sistemi Bilgi Tablosu					
Alt Sistem	Komponent	Malzeme	Üretim Yöntemi Adı	Çap(mm)	Uzunluk(mm)
Barutlu Kurtarma Sistemi 1 -2	Kovan Tıpası & Üst Tabla	PLA	Makine Baskı	39,99&120	35&20
	Orta Tutucu	Tahta (Odun)	Marangoz (Tahta İşleme)	115	30
	Barut Haznesi	6082 Alüminyum	Tornalama	40	50
	Fünye Teli	-	Hazır Tedarik	-	30
	Yuvarlak Pul (Rondela)	Çelik	Hazır Tedarik	40&20	-





KURTARMA SİSTEMİ GÖVDE ENTEGRASYONU

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Kurtarma Sisteminin Gövde ve Üst Tabla Tasarımı

Gövde çapından yanlarda 0.25 mm montaj mesafesi bırakacak şekilde, üzerine barut tüplerinin yerleştirilmesi için açılan 3 delikli bir tahta parçasından oluşur. Tahta parçasının üzerindeki kesik şok kordonunun gövde içindeki rahat salınımı için uygun görülmüştür. Kurtarma sistemi gövdesi yüksekliği 30 mm'dir. Tahta işleme(marangoz) imalatıyla üretilmiştir. Üst tabla ise hazne kapaklarından gelen itkinin tek yerde toplanıp daha şiddetli ve stabil bir itki sağlamak için yapılmıştır. Üretim malzemesi PLA'dır, yüksekliği 20 mm , çapı 120 mm'dir.

Kurtarma Sisteminin Fünye Ve Kovan Kapağı Tasarımı

Barutların içerisine yerleştirileceği alüminyum borular (hazneler) 6082 alüminyum boruların kesimi ile üretilmektedir. Altları çelik pullarla sadece fünye telinin geçeceği şekilde ek pullarla daraltılmıştır. Hazne yüksekliği 50 mm'dir. Toplam sistem hacmi 180.64 cm^3 'dür. Kovan kapağı çapı 39,99 mm, yüksekliği 35 mm'dir. Üretim malzemesi PLA'dır. Kovan kapağı, barutu sıkıştırarak barutun operasyonda dökülmemesini ve basınçlanmasını sağlar. (ASTRA roket takımı alüminyum kovanlar yardımı ile basınçlandırılacak kap düzeneklerini, barut verilecek şekilde tasarlamıştır. Piroteknik malzeme olarak barut yerine direkt sıcak gaz üreteci verilmesi halinde sistemimizin esnek tasarımının avantajından dolayı kovanlar yerine üreteçler üzerlerindeki vidalı montaj ekipmanları sayesinde monte edilebilecektir.)

Kurtarma Sisteminin Kurulum Ve Montajı

Basınçlandırılacak alüminyum borular içerisine barutlar yerleştirilip kovan tıpaları kapatılacak tabla yerleştirilip kurulum bitecek ve sistem rokete 35. yansıda görülebileceği gibi gijon ve somunlarla montajlanacaktır.

Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

Astra Roket Takımı, piroteknik malzeme olarak karabarut kullanacaktır. Karabarut ile 35. yansıda sistem üzerinde bulunan hazneler (kovanlar) doldurulacaktır.

Ayrılma	Basınçlandırılacak hacim çapı (mm)	Basınçlandırılacak hacim (m^3)	Ulaşılmak istenen basınç (Bar)
1. Ayrılma(yukarı yönlü)	40mm*3(3 adet fünye)	0,0000628318(m^3)*(3 adet fünye)	0,863(Bar)
2. Ayrılma (aşağı yönlü)	40mm*3(3 adet fünye)	0,0000628318(m^3)*(3 adet fünye)	0,863(Bar)

$$Kara\ barut\ miktarı = Basınç(PSI) \times 0{,}0004 \times Gövde\ çapı(inç)^2 \times Basıncın\ uygulanacağı\ uzunluk$$

$$Fünye\ başı\ kara\ barut\ miktarı(gram) = (11{,}603) \times 0{,}0004 \times (12{,}5 \div 2{,}54)^2 \times \frac{43}{2{,}54} = 1{,}902\ gram$$

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Kurtarma sistemimizde ikincil paraşüt,birincil paraşüt ve faydalı yük paraşütü olmak üzere 3 adet paraşüt bulunmaktadır ;
Ana Paraşüt: Siyah ve bordo renklerini kullandığımız ana paraşütümüz 320 cm çapında olup 8 adet kesik koni şeklinde kesilip,dikilen ripstop kumaş parçasından oluşmaktadır. 4 mm çapında 450 cm uzunluğundaki 12 adet paracord ip, M8 fırdöndü aracılığıyla yapı elemanlarına bağlanlanmıştır.
Faydalı Yük Paraşütü : Yeşil ve siyah renklerini kullandığımız sürüklenme paraşütümüz 145 cm çapında olup 8 adet kesik koni şeklinde kesilip,dikilen ripstop kumaş parçasından oluşmaktadır. 3 mm çapında 350 cm uzunluğundaki 8 adet paracord ip,M6 fırdöndü aracılığıyla yapı elemanlarına bağlanmıştır.
Sürüklenme Paraşütü:Turuncu ve siyah renklerini kullandığımız faydalı yük paraşütümüz 110 cm çapında olup 8 adet kesik koni şeklinde kesilip,dikilen ripstop kumaş parçasından oluşmaktadır. 3 mm çapında 200 cm uzunluğundaki 8 adet paracord ip,M6 fırdöndü aracılığıyla faydalı yüke bağlanmıştır.

PARAŞÜTLERE GÖRE ÇAP & TAŞIDIĞI KÜTLE & ORTALAMA DÜŞÜŞ HIZI			
	Çap(cm)	Taşıdığı Kütle(kg)	Ortalama Düşüş Hızı(m/s)
Birincil Paraşüt	110	24.605	(Astra)23.4>20(Şartname)
Görev Yükü Paraşütü	145	5	(Astra)7.9<9(Şartname)
İkincil Paraşüt	320	23.915	(Astra)7.7<9(Şartname)

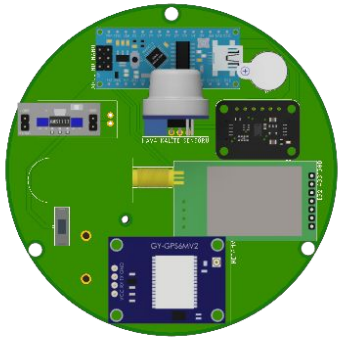
Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Kurtarılacak-1 (Faydalı Yük) içerisinde basınç,sıcaklık, nem sensörü olarak (BME280):Basınç verisi ile roketin referans noktasına göre yüksekliği hesaplanacak ve 3 km limitinde kurtarma sistemi aktifleştirilecek. Kurtarma için; haberleşme modülü olarak LoRa, konum sensörü olarak GPS modülü, hava kalite sensörü ve buzzer'ın (alanda konum tespiti kolaylığı için) bulunduğu dairesel devre kartı bulunmaktadır. İvme sensörü(MPU9250 İvme /Gyro sensörü): İvme ve gyro verileri ile roketin yer normaline göre açısı hesaplanacak ve yer normaline göre açısının 65° den büyük olması halinde kurtarma sistemi aktifleştirilecek.

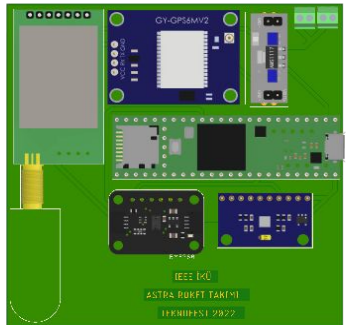
Kurtarılacak-2 (Ana Gövde) Ana aviyonik üzerinde basınç,sıcaklık,nem sensörü olarak(BME280)-yedek aviyonik için basınç ve sıcaklık sensörü olarak (BMP280): Basınç verisi ile roketin referans noktasına göre yüksekliği hesaplanacak ,3 km(birincil) ve düşüşe 400-600 metre limitinde ikincil kurtarma sistemini aktifleştirilecektir. İvme sensörü(MPU9250 İvme /Gyro sensörü): Gyro verileri ile roketin yer normaline göre açısı hesaplanacak ve yer normaline göre açısının 65° den büyük olması halinde birincil kurtarma sistemi aktifleştirilecektir. İniş sonrası kurtarma ve yer tespiti için; Haberleşme modülü LoRa , konum sensörü (GPS) kullanılmaktadır. İşlemci(ara birim)-Ana Aviyonik(MK64FX512VMD12 (Teensy 3.5)), İşlemci-Yedek Aviyonik(Arduino Mega Pro Mini).

*GPS = NEO-M6V2 *LoRa = E32-T433D30

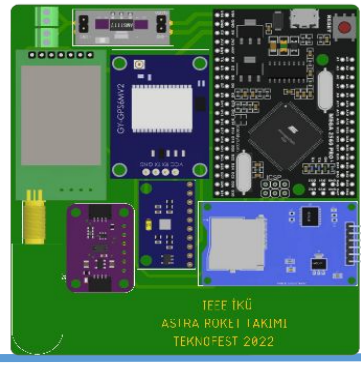
FAYDALI YÜK DEVRE KARTI



ANA AVİYONİK DEVRE KARTI



YEDEK AVİYONİK DEVRE KARTI



Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Roketimizin kurtarma esnasında kararlılığını sağlamak ve yapı elemanlarının parça bütünlüğünü korumak adına uçuşumuzun iniş kısmında paraşüt kullanarak inişimizi yavaşlatıyoruz. Paraşütlerimizi tasarlarken üretim kolaylığı,güç-ağırlık dengesi ile ön plana çıkan canopy(yuvarlak) tasarım şeklini kullandık.Paraşütlerimizde toplam çapın %10 'u boyutunda spill hole olarak adlandırılan hava tahliye boşlukları bıraktık, amacımız içeriye dolan havanın bir kısmını tahliye ederek daha stabil ve sorunsuz bir iniş sağlayabilmektir. Kurtarma sistemimizin paraşüt elemanlarını imal ederken kumaş tercihimizi ripstop kumaştan yana kullandık. Ripstop kumaşlar,genellikle naylondan elde edilen dokuma kumaşlardır. Naylon içeriği ve özel dokuma tekniği, kumaşı yırtılmalara karşı dirençli kılar.Ripstop kumaşlar birçok farklı renk,boyut ve gramajda imal edilebilir, "Astra Roket Takımı" olarak siyah-bordo,yeşil-siyah ve siyah-turuncu renklerindeki, 90 gr/m² ağırlığındaki kumaş türünü tercih ettik (Paracordlar dahil 183 gr /m²). Paraşütlerimizi roket elemanlarına bağlarken elastik yapısı ve dayanıklılığı ile ön plana çıkan 3-4 mm çapındaki paracord cinsi ipleri kullandık.[14]

Paraşüt Bilgisi				
Paraşüt Sistemi	Paraşüt Boyu Açık-Kapalı	Paraşüt kütlesi	Paraşüt Renkleri	Düşüş Hızı (m/s)
Birincil Paraşüt	121cm(Açık)&12cm(Kapalı)	190 gr(paracordlar dahil)	Turuncu-Siyah	23,4(m/s)
İkincil Paraşüt	352cm(Açık)&21cm(Kapalı)	1125 gr(paracordlar dahil)	Bordo-Siyah	7,7(m/s)
Görev Yükü Paraşütü	159cm(Açık)&18cm(Kapalı)	435 gr(paracordlar dahil)	Yeşil-Siyah	7,9(m/s)

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

$$\sqrt{\frac{8 \times (Yer\ çekimi\ ivmesi) \times (Yük\ ağırlığı)}{(3{,}14) \times (Sürtünme\ katsayısı) \times (Hava\ yoğunluğu) \times (Terminal\ hızı^2)}} = paraşüt\ çapı(cm)$$

$$\sqrt{\frac{8 \times (24{,}605)}{(3{,}14) \times (0{,}8) \times (1{,}22) \times (23{,}4)^2}} = 107\ \text{cm} \quad \cong 110\ \text{cm}$$

$$\sqrt{\frac{8.(9{,}8).(5)}{(3{,}14).(0{,}8).(1{,}22).(7{,}9)^2}} = 145\text{cm}$$

$$\sqrt{\frac{8.(9{,}8).(23{,}915)}{(3{,}14).(0{,}8).(1{,}22).(7{,}7)^2}} \cong 320\ \text{cm}$$

[11][12][13]

Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşıyacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı	Düşüş Hızı (m/s)
Birincil Paraşüt	0,77755(m^2)	24,605(kg)	0,8	23,4(m/s)
İkincil Paraşüt	6,09594(m^2)	23,915(kg)	0,8	7,7(m/s)
Görev Yükü Paraşütü	1,99051(m^2)	5(kg)	0,8	7,9(m/s)

Görev Yükü

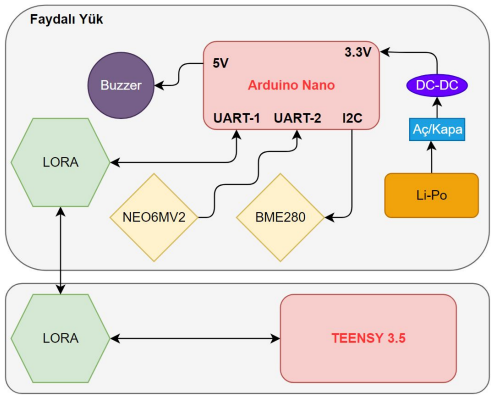
Faydalı yükün 5 kg ağırlığında,10 cm çapında ve 13 cm yüksekliğindedir (hacmi: 1021 cm³). 3 gijon ortası boşluğa içerisinde basınç-sıcaklık-nem sensörü, haberleşme modülü, anahtar, konum sensörü ve buzzer'ın bulunduğu dairesel devre kartı yatay bir vaziyette konumlandırılmıştır.

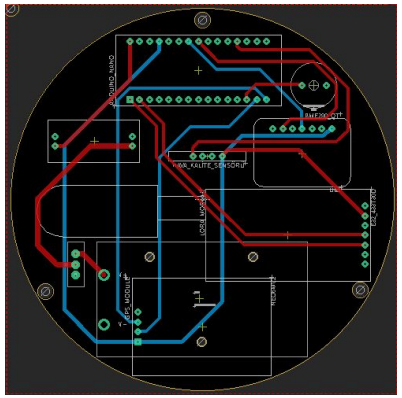
Faydalı yükün bırakılmasından sonra yavaşlaması için üzerine 145 cm çapında paraşüt konulmuş, ve bu paraşüt görev yükünün üst tarafına yerleştirilmiş M6 mapa ile birleştirilmiştir ve bağımsız olarak inecektir. Roket apogee noktasına ulaştıktan sonra, basınç ve gyro sensörlerinden gelen verilerin işlenmesi sonucu üretilen dürtü sinyalleri, röleler ve ateşleme telleri aracılığı ile içleri barut dolu kovanlara ulaşır ve birincil patlama sisteminin aktif duruma gelmesini sağlar. Sistemimiz aktif duruma geçtiği zaman üzerinde bulunan tablayı ittirerek roket ucunu yana düşürür ve görev yükünü bırakır .

Faydalı yükümüzün bilimsel görevi için üzerine bir adet hava kalite sensörü konumlandırdık.

Burdan aldığımız veriler görev yükü etrafındaki parçacık miktarıdır ve parçacık ppm cinsinden ölçülecektir.

Konum belirlemek için; Haberleşme modülü olarak LoRa, konum sensörü olarak GPS modülü kullanıyoruz . Görev yükü yere indikten sonra görev yükünün yer istasyonuna gönderdiği son GPS verilerine bakılarak kurtarma ekibi görev yükünü kurtarmaya gidecektir. Buzzer sesi yük bulunumunda ekibe yardımcı olacaktır. (*GPS = NEO-M6V2 - *LoRa = E32-T433D30)





Kurtarma Sistemi Prototip Testi

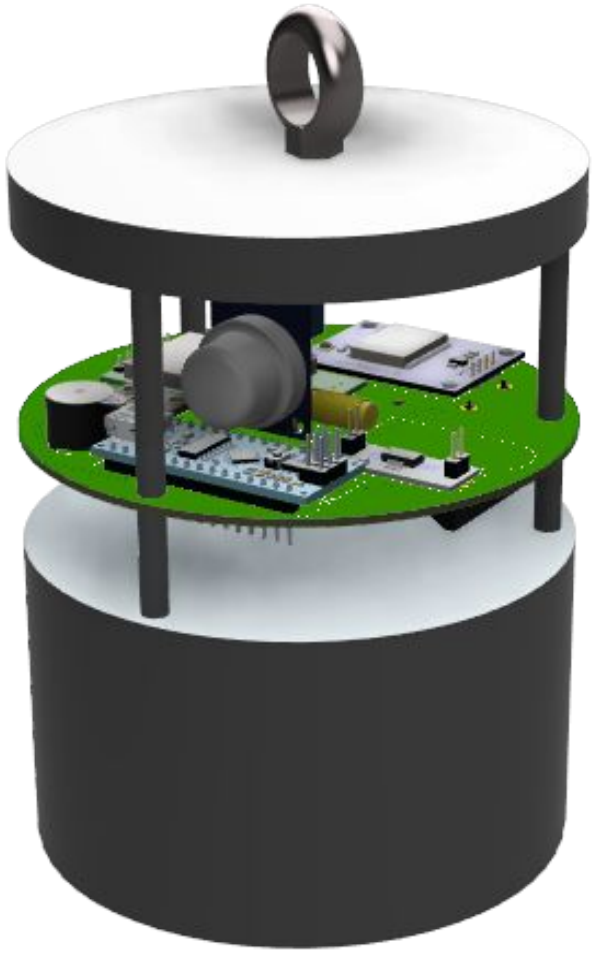
Kurtarma Sistemi Amacı :

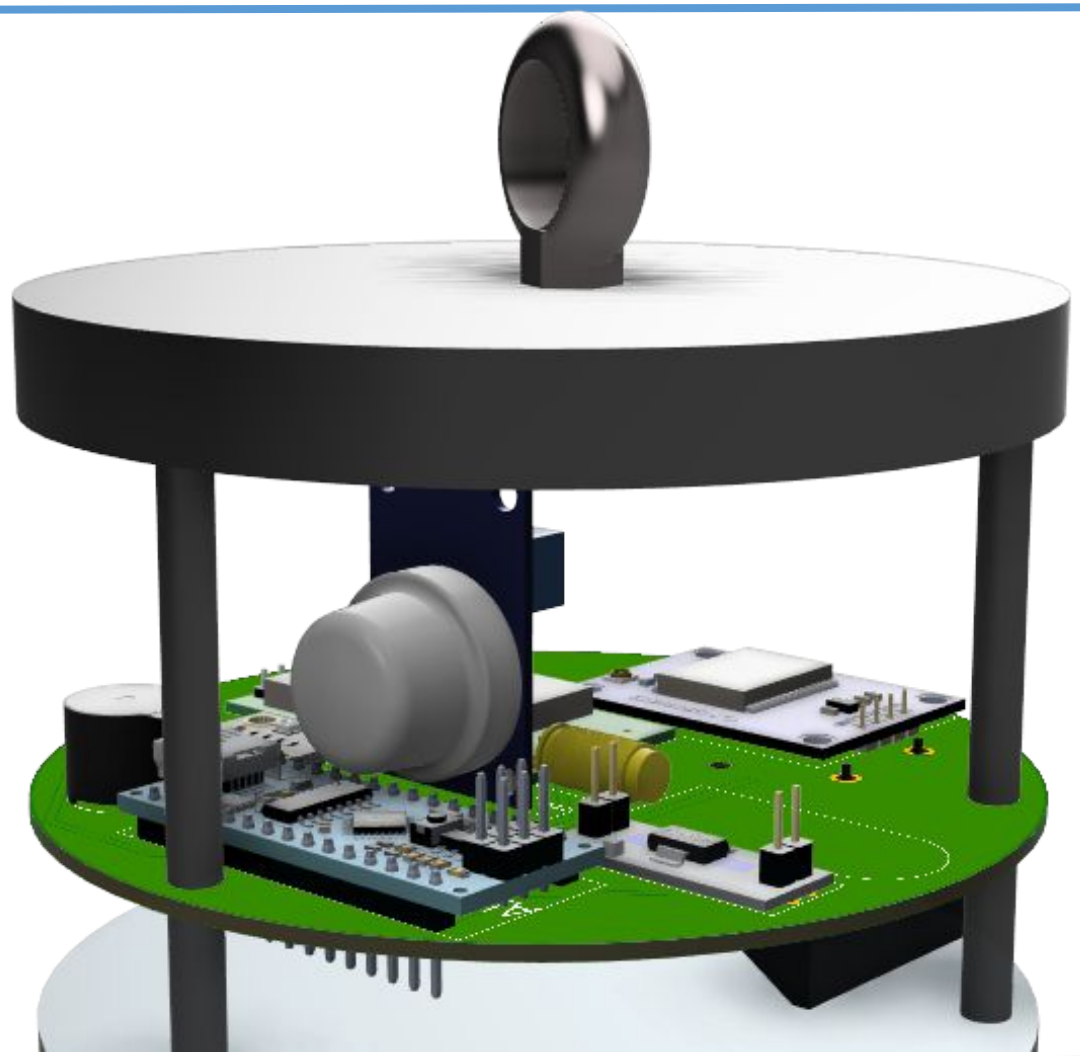
- Kurtarma sistemi amacımız roketin yapısal bütünlüğünün inişten sonra bozulmasını önlemek ve görev için tekrar kullanılabilir bir roket elde etmektir. Roket inişinde yapısal bütünlüğünün bozulmasını önlemek için üzerindeki paraşütleri açmak ve düşüş hızını yasal koşullar içine sokmak zorundadır. Bunun için apogee noktasından sonra kurtarma sistemi yardımı ile bu paraşütleri devreye sokup operasyonunu başarı ile tamamlayacaktır.

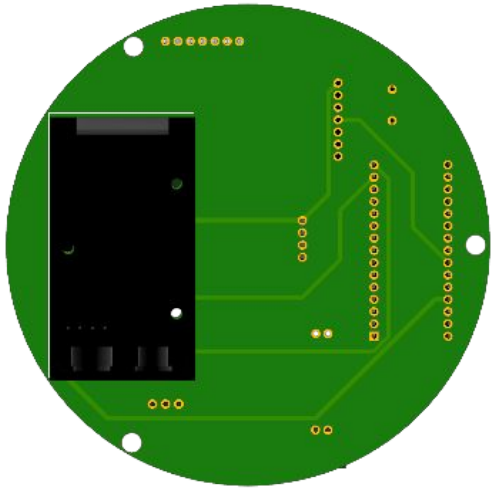
Kurtarma Sistemi Test Sonucu:

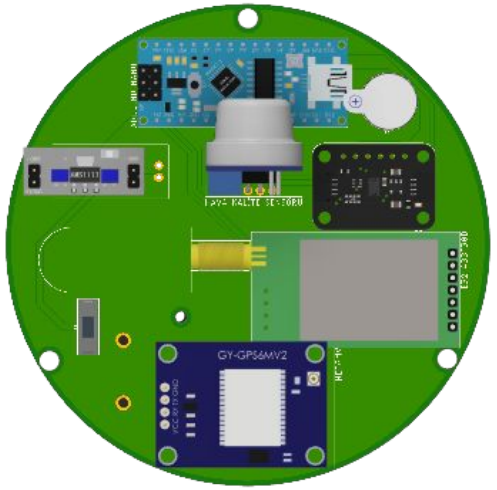
- Kurtarma sistemimiz kendisini ve roket gövdesi sağlığını tehlikeye atmadan başarı ile üzerindeki tablasını ittirmiş ve test videosunu sonuçlandırmıştır

Görev Yükü

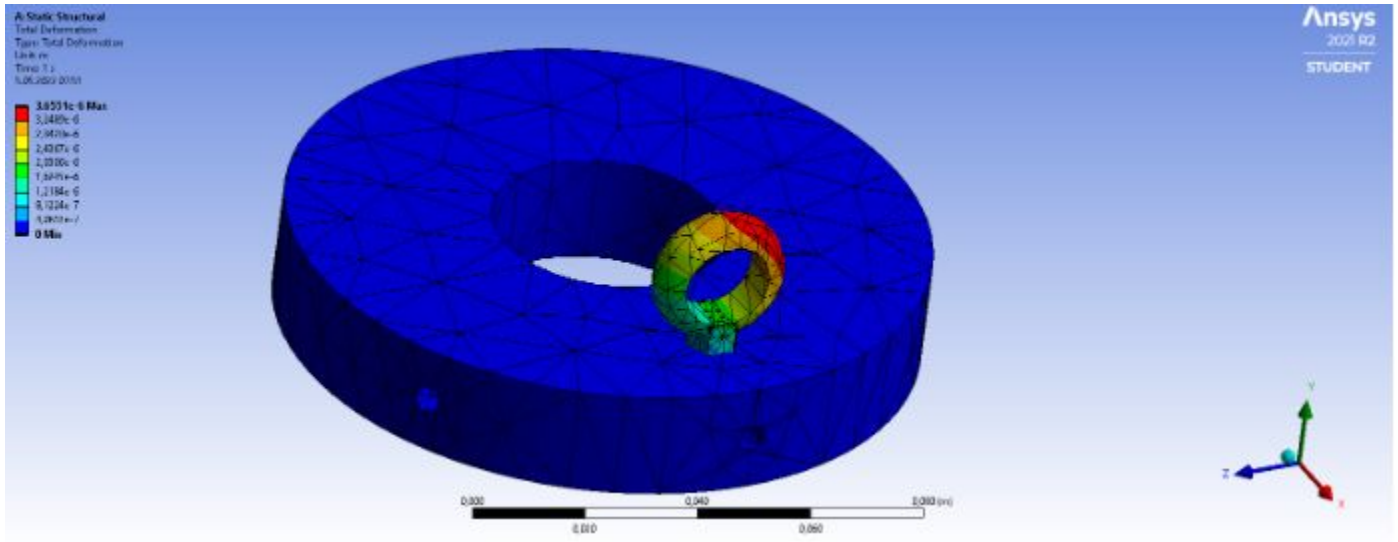








Yapısal/Mekanik Mukavemet Analizleri



Ana paraşüt şekildeki motor tutucu (Bulkhead) parçası üzerinde bulunan M6 mapaya şok kordonu ile bağlanacaktır.

- Yapısal/mekanik mukavemet analizleri cisimlerin dayanıklılık ve sağlamlığını anlamamızı sağlar ve bu analizlerimiz ANCYS uygulamasında yapılmıştır. Statik yapısal analiz yöntemi kullanılmıştır.

- Yukarıda mukavemet açısından kontrolü için yapılan mapanın analizi paylaşılmıştır.

Yapısal/Mekanik Mukavemet Analizleri

- Ayrılma sırasında paraşütün bağlı olduğu şok kordonunun neden olduğu itki en fazla mapaya etki etmiştir.
- Bu nedenle 0,03 mm kadar deformasyona neden olmuştur.
- Maruz kalınan yük miktarı beklenenin altında kaldığı için analiz başarılıdır.

$$Fparaşüt = s \times \frac{Cd \times \rho \times Aparaşüt \times V^2}{2}$$

$$Fparaşüt = 3 \times \frac{0{,}8 \times 1{,}22 \times 0{,}77755 \times (7{,}7)^2}{2} = 67{,}5\ N$$

$$67{,}5\ N < 435\ N$$

Cd =0,8
Aparaşüt = 0,77755 m^2
V = 7,7 m/s^2
P = 1,22 kg/m^3
S= 3
σAlüminyum= 435 Mpa
σÇelik = 500 Mpa

[11]

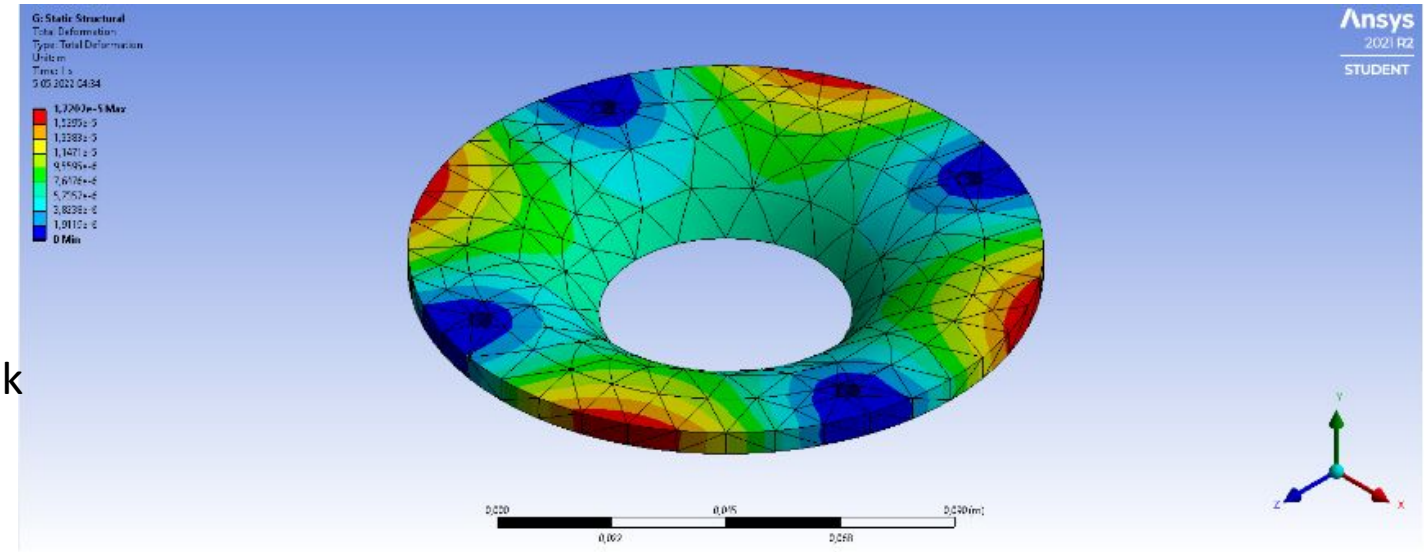
Yapısal/Mekanik Mukavemet Analizleri

- Kapakçık mukavemet analizi, ANSYS uygulamasında gerçekleştirilmiştir.Statik yapısal analiz yöntemi kullanılmıştır.

- Roket motorunun (CESARONI M2020) kapakçık üzerinde oluşturduğu itki kapakçık üzerinde genel bir deformasyona neden olmuştur.

- Vidalanan bölgelerde en az etkilenme yaşanmıştır.

- Genel olarak kapakçık bölgesindeki itki dağılımı beklenildiği gibidir. Analiz başarılıdır.



Uçuş sırasında roket dik durumdayken motorun düşmemesi için kapakçık kullanılır.

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizleri

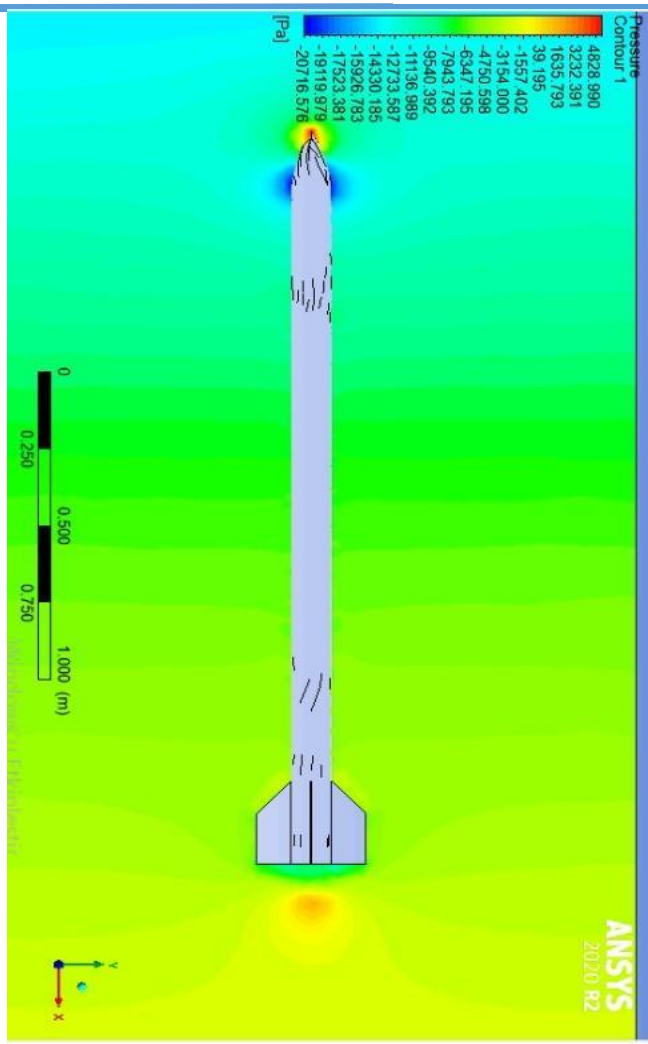
- Hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri (Basınç analizi), ANSYS programında, tek parça akış bloğundan roketin üç boyutlu tasarımının çıkartılması ile elde edilen “negatif alan” üzerinde gerçekleştirilmiştir.

- Yapılan analizde roket üzerinde ve etrafında oluşacak basınç dağılımları incelenmiştir.

- Roketin yörüngesine ters olarak etki eden, roketin üzerinde ve arkasında oluşan yüksek ve alçak basınç alanları gözlemlenmiştir.

- Yapılan analiz sonucunda roket gövdesinde herhangi bir kalıcı deformasyona sebep olacak miktarda basınç uygulanmadığı görülmüştür, oluşan basınç alanlarından en çok etkilenen parçanın burun konisi olduğu ve bu basınca dayanıklı olduğu gözlemlenmiştir.

Basınç analizi



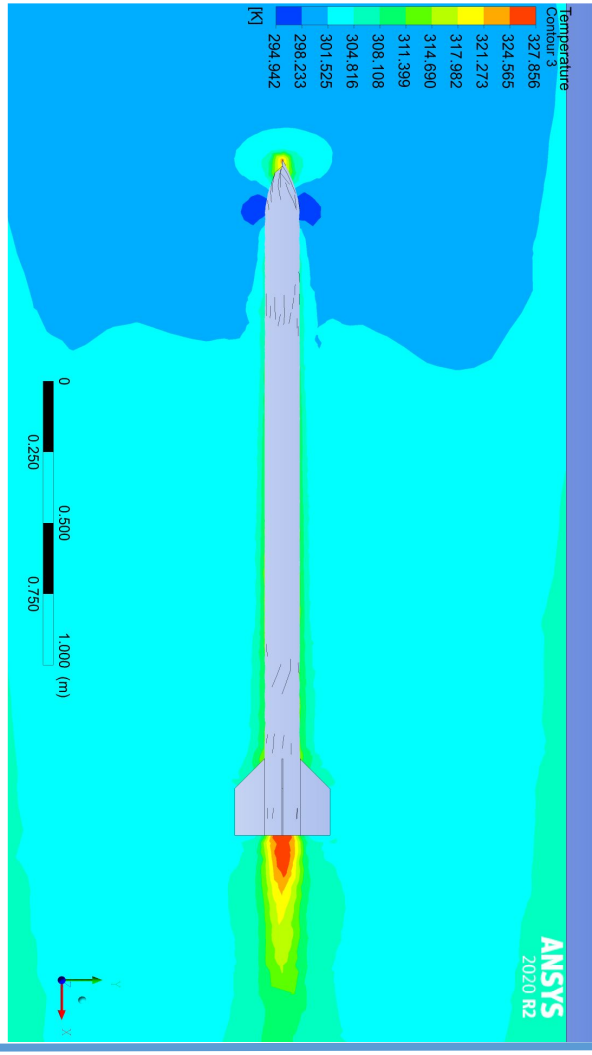
Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizleri

- Hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri (Termal analiz), ANSYS programında, tek parça akış bloğundan roketin üç boyutlu tasarımının çıkartılması ile elde edilen “negatif alan” üzerinde gerçekleştirilmiştir.

- Yapılan termal analizde roket üzerinde meydana gelecek sıcaklık dağılımı incelenmiştir. Roket gövdesi etrafında oluşan sıcaklığın sebebi hava akış hızı analizinde de görüldüğü gibi roket etrafındaki direnç kuvvetlerinden dolayı oluşan hava sürtünmesidir.

- Burun bölgesi en çok etkilenen parça olmuştur. Burun konisine etki eden sıcaklık cam elyaf malzememizin desteklenen sıcaklık aralığındadır.

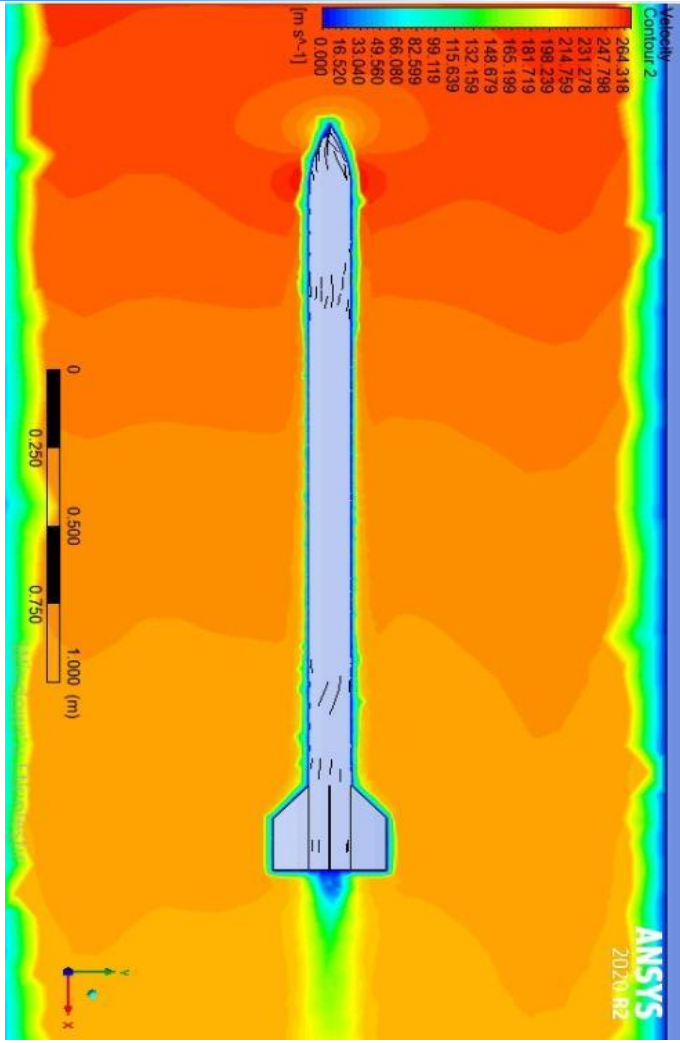
Hava sıcaklık analizi



Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizleri

- Hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri (Aerodinamik testi), ANSYS programında, tek parça akış bloğundan roketin üç boyutlu tasarımının çıkartılması ile elde edilen “negatif alan” üzerinde gerçekleştirilmiştir.
- Roketin etrafında oluşan düşük hızlı hava alanının sebebi roket yüzey sürtünmesidir.
- Test sonucunda roketin gövdesi etrafında ciddi miktarda türbülans oluşmadığı gözlemlenmiştir.
- Roket kanatçıklarının firar kenarlarından sonra hava hızının ciddi miktarda düşmemesi bize kesik uçlu delta kanat seçiminin doğru tercih olduğunu göstermiştir.

Hava hızı analizi



Aviyonik – Özet

- Sistemimizde ana ve yedek olmak üzere iki adet özgün uçuş bilgisayarı kullanılacaktır, bu bilgisayarlar kurtarma sistemlerinin aktifleşmesini kontrol edecektir.
- Ana uçuş bilgisayarı ve yedek uçuş bilgisayarının tabloda görüldüğü gibi işlemci ve basınç sensörü dışında diğer özellikleri birbirleri ile aynıdır.
- Ana ve yedek uçuş bilgisayarlarının kablolu veya kablosuz herhangi bir bağlantısı olmadığından herhangi birinin çalışmaması durumunda diğer uçuş bilgisayarının haberi olmayacaktır(Sayfa 51'de anlatılan end switchlere bağlı sistem aktif olmadığından bilgisayarların birbirlerinden haberi olmayacaktır.) ve kendi güç kaynağından aldığı elektrik ile çalışmaya normal bir şekilde devam edecektir.

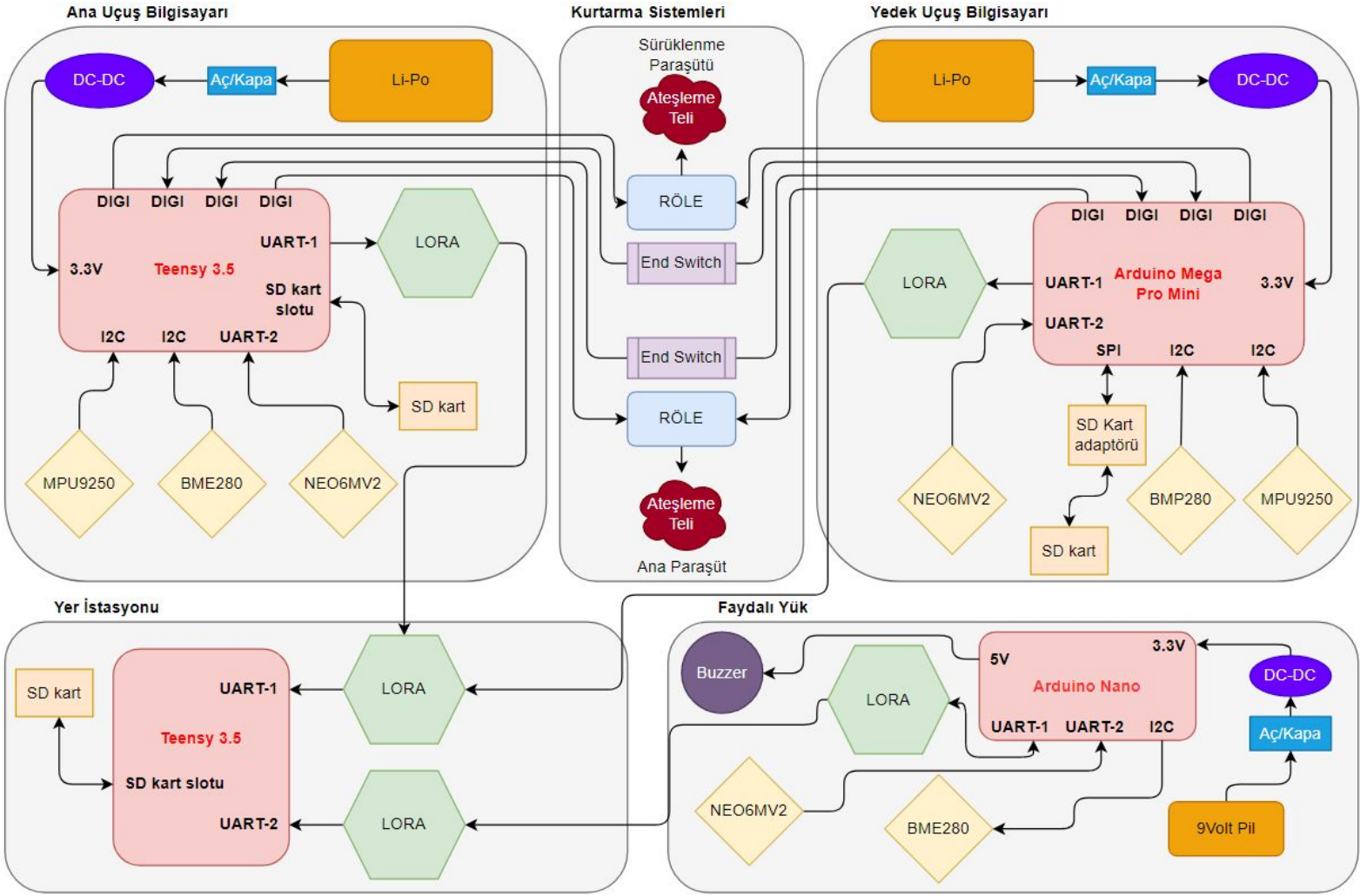
Uçuş bilgisayarları							
Sistem Adı	Sistem Türü	Merkezi İşlem Birimi	GPS Modülü	Telemetri Modülü	Depolama Birimi	İvme/Gyro Sensörü	Basınç/Sıcaklık/Nem Sensörü
Ana Uçuş Bilgisayarı	Özgün	Teensy3.5-(MK64FX512VMD12)	NEO6MV2	LORA E32-433T30D	Micro SD kart	MPU9250	Adafruit BME280
Yedek Uçuş Bilgisayarı	Özgün	Arduino Mega Pro Mini-(Atmega2560)	NEO6MV2	LORA E32-433T30D	Micro SD kart	MPU9250	Adafruit BMP280
Yeşil = Benzerlik				Siyah = Farklılık			

Aviyonik – Özet

- Sistemimizde görüldüğü üzere ana ve yedek uçuş bilgisayarları arasında herhangi bir veri aktarımı gerçekleşmemektedir.

- Ana veya yedek uçuş bilgisayarların kurtarma sistemlerini aktifleştirme komutu vermesi halinde mevzubahis kurtarma sistemini kontrol eden end switch açıksa (sistem önceden aktifleştirilmiş ise) sonradan aktifleştirme komutunu gönderen sistem kendini kapatır. Bu özellik güvenlik amacıyla konulmuştur.

- End switchlere bağlı kendini kapatma özelliği yarışma şartnamesine bağlı olarak kapatılmıştır fakat fiziksel veya yazılımsal bir anahtar ile kolaylıkla açılabilir.

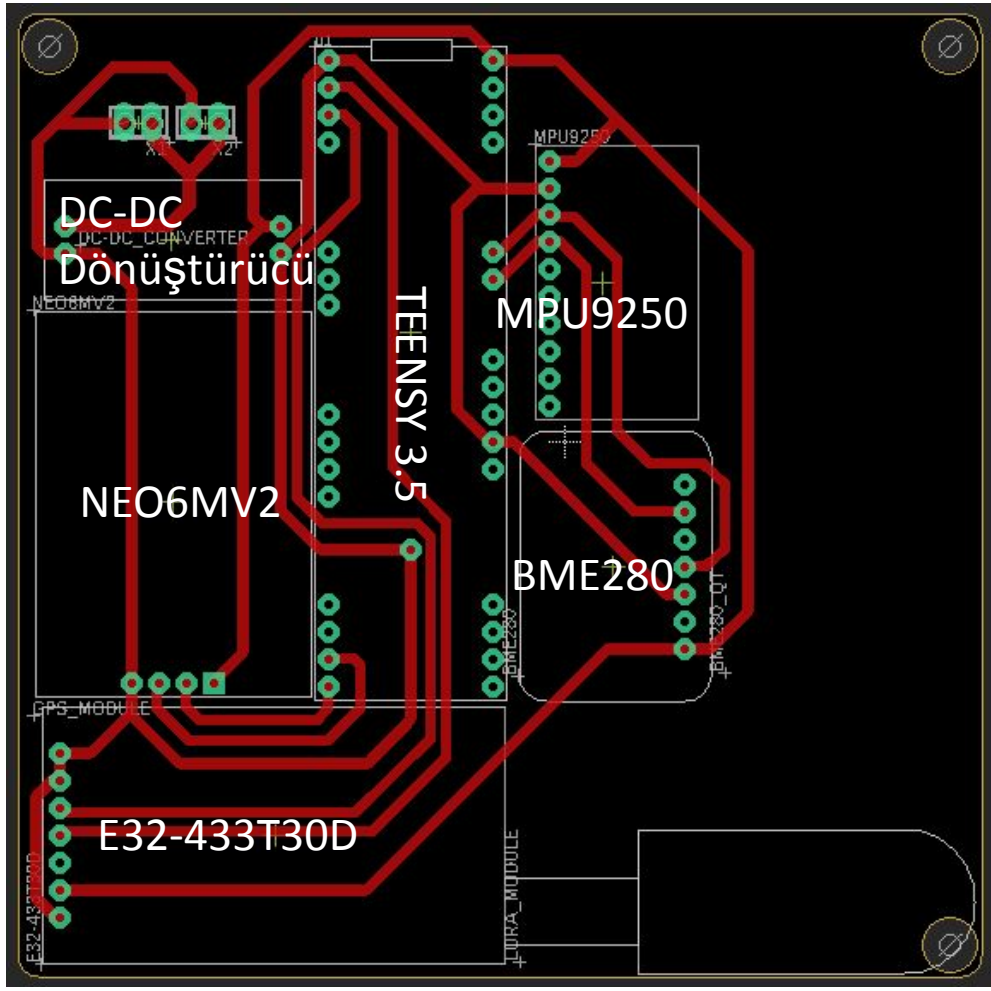


Aviyonik – 1.Sistem Detay/1

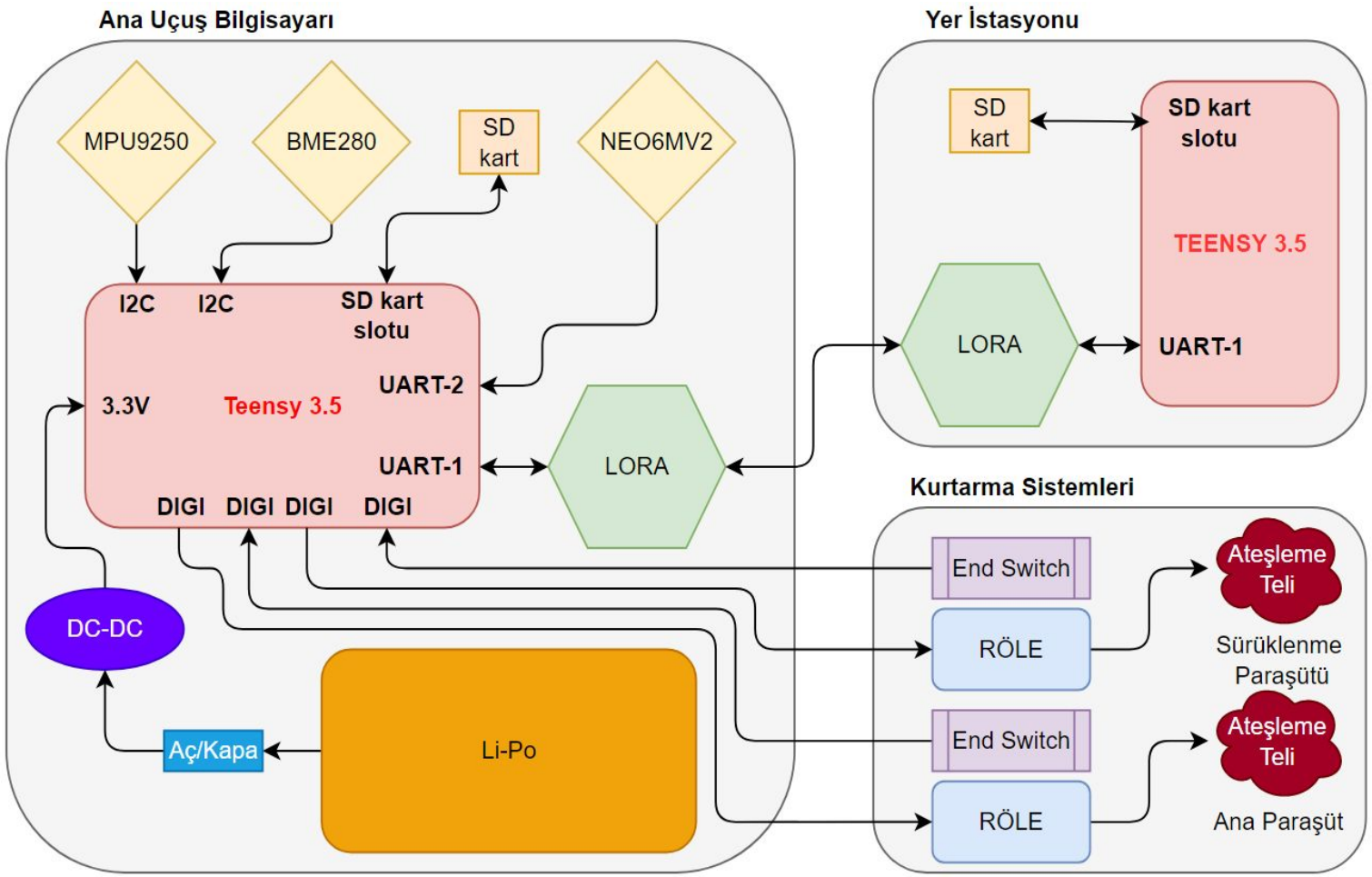
Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	MK64FX512VMD 12 (Teensy 3.5)	–	–
1. Sensör	BME280 Basınç Sensörü	Evet	Atışın ilk 10 saniyesi hariç basınç verisi ile roketin referans noktasına göre yüksekliği ve roketin dikey hızı hesaplanacak ve 3km (10.000 feet) limitine gelmesi veya dikey hızının -10m/s 'den küçük olması halinde birincil kurtarma sistemi aktifleştirilecektir. Birincil kurtarma sistemi aktifleştikten sonra referans noktasına göre yüksekliğin 600m limitine gelmesi halinde ikincil kurtarma sistemi aktifleştirilecektir.
2. Sensör	MPU9250 İvme /Gyro ve magnetometer sensörü	Evet	MPU9250 sensöründen alınan ivme, dönme ve manyetik alan ölçümleri kullanılarak hesaplanan yeryüzü normal vektörü ile yaptığı açının 65° den büyük olması halinde birincil kurtarma sistemi kontrol döngüsü başlayacaktır. Atışın ilk 10 saniyesi hız ve yükseklik verileri de ivmeölçerin Z yörüngesine bakarak hesaplanılacaktır. MPU9250'den gelen veriler ikincil kurtarma sistemi aktifleşmesinde kullanılmayacaktır fakat istenildiği takdirde ikincil kurtarma sisteminin aktifliğini kontrol etmek için kullanılabili.
Haberleşme Modülü	LoRa E32-433T30D	Hayır	–
GPS Modülü	NEO6MV2	Hayır, Şartname 3.2.6.16[1]	–

Aviyonik – 1.Sistem Detay/2

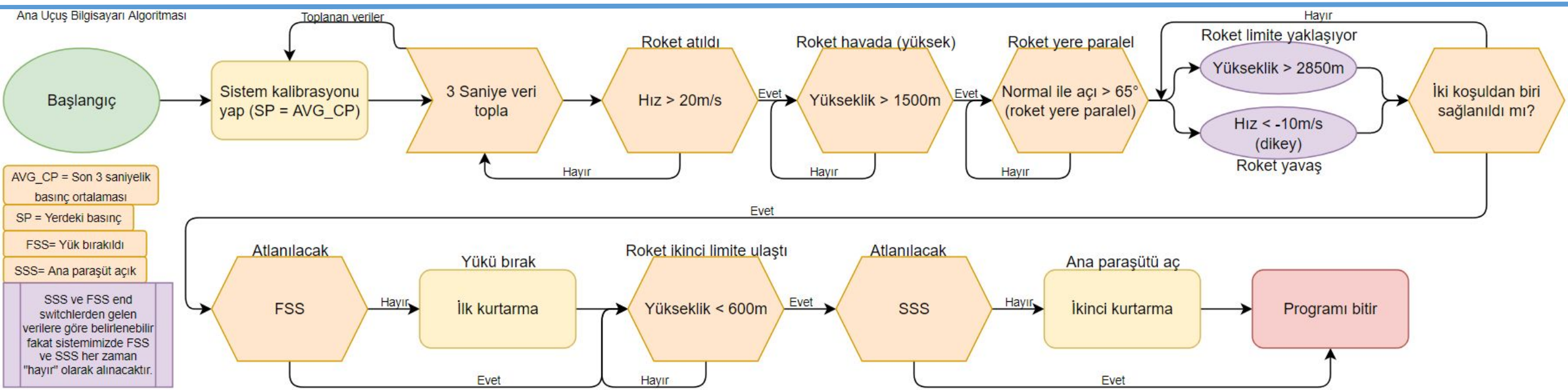
- Eagle'da hazırlanmış olan tek taraflı devre kartı şemamızın ayna görüntüsünü tonerli yazıcı yardımıyla kuşe kağıda çıkartıldı. Tek taraflı bakır plaketi suyla yıkanarak ve telle ovalanarak iyice temizledikten sonra kağıdı uygun şekilde bakır plaket üzerine hizalayarak yapıştırıldı. Sonraki aşamada buharsız ve pamuklu ayarında olan ütü kullanılarak yollar bakır plaket üzerinde belirinceye dek ütüledik ve plaketi soğumaya bırakıldı. Bakır plaket soğuduktan sonra su dolu kabın içerisene bırakıldı. Kağıt hamurlaşınca yavaş hareketlerle kağıdı bakır plaketten soyuldu. Sonraki aşamada bakır plaketi 3 ölçek tuz ruhu ve 1 ölçek perhidrol (hidrojen peroksit) karışımı içerisine atıldı. Bakır yollar haricindeki kısımlar tamamen tepkimeye girene kadar bekletildi. Plaka üzerinde istenmeyen bakır kalmadığında plaket karışımın içinden çıkartıldı. Ardından plakayı iyice yıkanarak montaj işlemine geçildi. Montaj işleminde dramel kullanarak padler delinip sonrasında temassızlık olmaması için bakır yolları lehim kullanarak kalaylandı. Ekipmanlar da plakanın üzerine lehimledikten sonra prototip kartın üretimi tamamlandı.



Aviyonik – 1.Sistem Detay/2



Aviyonik – 1.Sistem Detay/3



Parametre	Sensör	Notlar
Yükseklik (Atış alanına göre)	BMP280, MPU9250	Roket hızlı giderken çevresinde alçak basınç alanı oluşturacağından atışın ilk 10 saniyesi yükseklik verileri MPU9250'nin ivme verilerinin işlenmesi ile bulunacak.
Hız (dikey)	MPU9250, BMP280	İvme ölçerden gelen ivme verileri ile hesaplanacak hız değeri zaman geçtikçe doğrudan sapacağı için atışın yalnızca ilk 10 saniyesi hız verileri MPU9250 den gelecek.
Normal ile açı (roketin z ekseninin yer yüzü normal vektörü ile yaptığı açı)	MPU9250	MPU9250'nin içinde bulunan 3 eksenli ivmeölçer ve jiroskop ile hesaplanacak.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/3

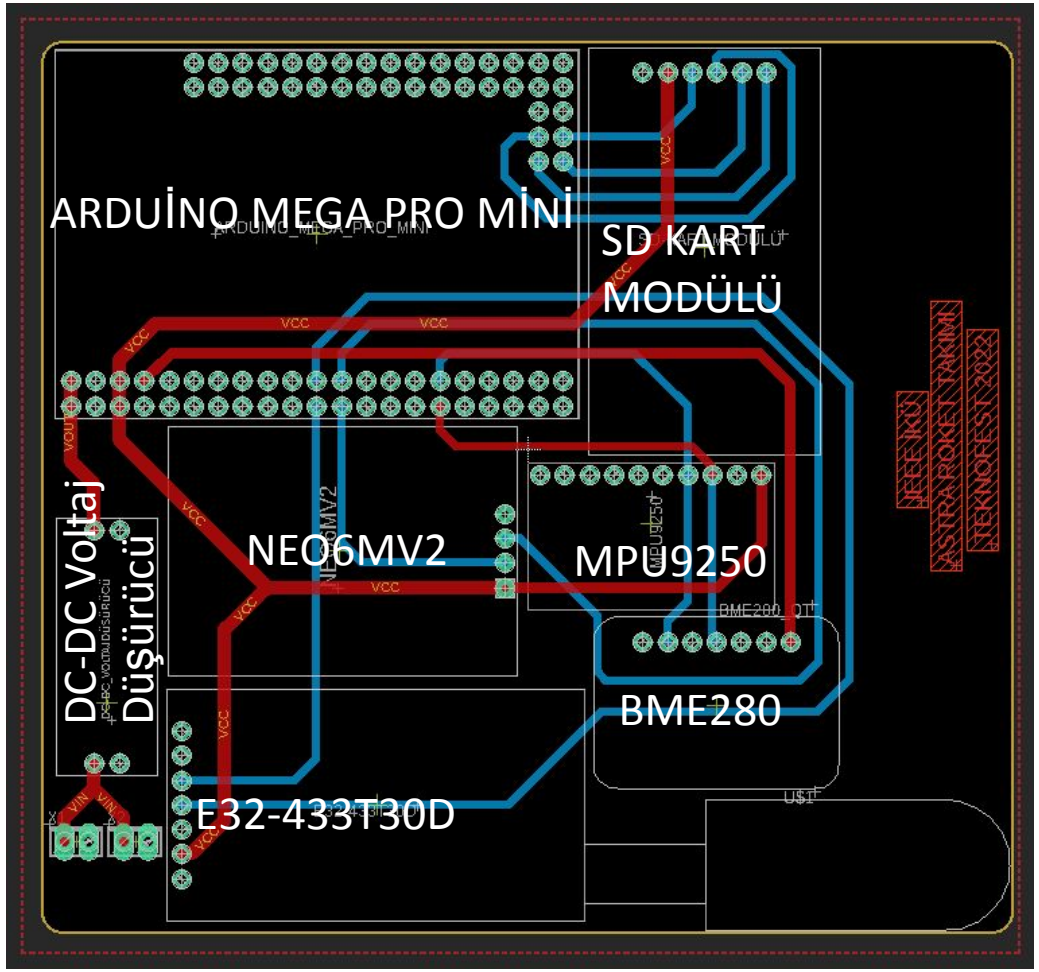
- Ana uçuş bilgisayarının kurtarma algoritmasında kullanılacak parametreler “roketin yere göre yüksekliği”, “roketin yere göre hızı” ve “Roketin z ekseninin yer yüzü normal vektörü ile yaptığı açı” olarak seçilmiştir.
- Roketin z ekseninin yer yüzü normal vektörü ile yaptığı açının öncül parametre olarak seçilmesinin sebebi eğimli rampadan atılan roketin apogee noktasına ulaşması için normal ile açısının 65° den çok olması gerekiyor.
- Roketin yere göre yüksekliği parametresinin seçilme sebebi roketin hedef tepe noktasına göre ±%20 doğruluk payının içinde kalmasıdır. Üst limite yaklaşması halinde kurtarma sistemi aktifleşecek ve apogee noktasını 3500m nin altında tutacaktır.
- Roketin yere göre hızı parametresinin seçilme sebebi roketin apogee noktasının 2600-3000m yüksekliğinde olması sonucu yüksekliğe bağlı olarak kurtarma sisteminin aktifleşmemesi durumunda roketin hızına bağlı olarak kurtarma sisteminin aktifleşmesidir.
- Roketin yere göre yüksekliği ilk 10 saniye MPU9250’den geleceği ve MPU9250 verilerinin yüksek ölçüde filtreleme gerektirdiği için bu aralıkta önceden Matlab ile hazırlanan simülasyon verileri ile MPU9250’den gelen veriler Kalman filtresinden geçirilecek. Bu 10 saniyeden sonra BME280’den gelen basınç verileri hareketli ortalama filtresinden geçecektir.
- Roketin yere göre hızı ilk 10 saniye MPU9250’den gelen ivme verileri ve yer normaline göre olan açının kombinasyonu (dikey ivme = (z_ivmecos(açı)+√(x_ivme²+y_ivme²)sin(açı) [atış ilk 5 saniye açı 90 kabul edilecek])) ile ölçülecek, bu 10 saniyeden sonra dikey hız BME280 den gelen yükseklik verileri işlenerek bulunacaktır.
- Kalman filtresi anlık gelen verilerin gaussian gürültüsünü temizlemek için simülasyon verilerini ve gelen verileri kovaryans matrisinden geçirerek gerçek değerlerin ne olduğunu “tahmin eder”.[15]
- Hareketli ortalama filtresi son “x” verini ile yeni gelen verinin değerlerini toplayıp “x + 1”e böler ve bu şekilde verilerdeki anlık dalgalanmalar yumuşatılır.[16]

Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

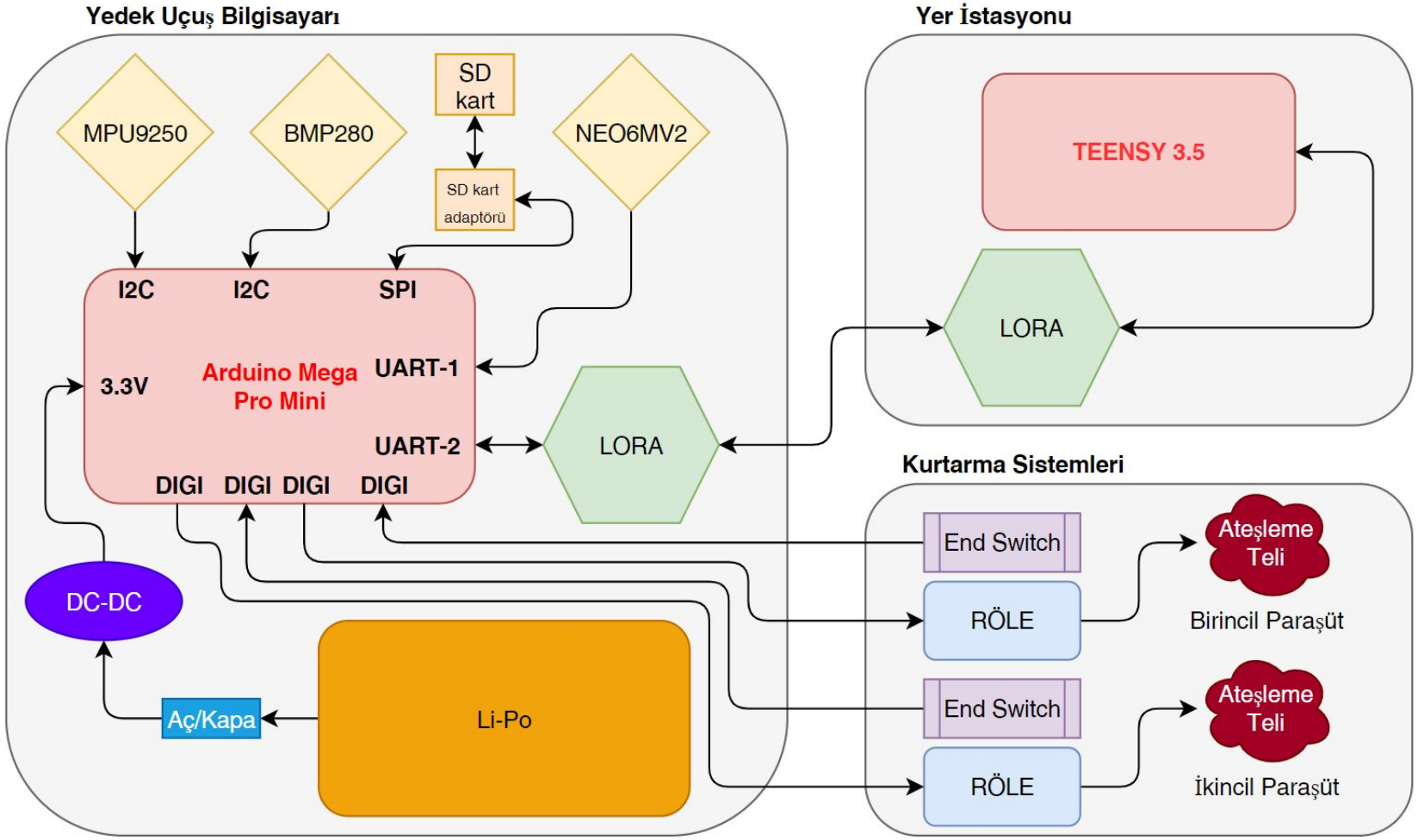
Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	ATMEGA2560 (Arduino Mega Pro Mini)	–	–
1. Sensör	BMP280 Basınç Sensörü	Evet	Atışın ilk 10 saniyesi hariç basınç verisi ile roketin referans noktasına göre yüksekliği ve roketin dikey hızı hesaplanacak ve 3km (10.000 feet) limitine gelmesi veya irtifasının 2850m'den büyük olması halinde birincil kurtarma sistemi aktifleştirilecektir. Birincil kurtarma sistemi aktifleştikten sonra referans noktasına göre yüksekliğin 600m limitine gelmesi halinde ikincil kurtarma sistemi aktifleştirilecektir.
2. Sensör	MPU9250 İvme /Gyro ve magnetometer sensörü	Evet	MPU9250 sensöründen alınan ivme, dönme ve manyetik alan ölçümleri kullanılarak hesaplanan yeryüzü normal vektörü ile yaptığı açının 65° den büyük olması halinde birincil kurtarma sistemi kontrol döngüsü başlayacaktır. Atışın ilk 5 saniyesi hız ve yükseklik verileri de ivmeölçerin Z yörüngesine bakarak hesaplayacaktır. MPU9250'den gelen veriler ikincil kurtarma sistemi aktifleşmesinde kullanılmayacaktır fakat istenildiği takdirde ikincil kurtarma sisteminin aktifliğini kontrol etmek için kullanılabilir.
Haberleşme Modülü	LoRa E32-433T30D	Hayır	–
GPS Modülü	NEO6MV2	Hayır, Şartname 3.2.6.16	–

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

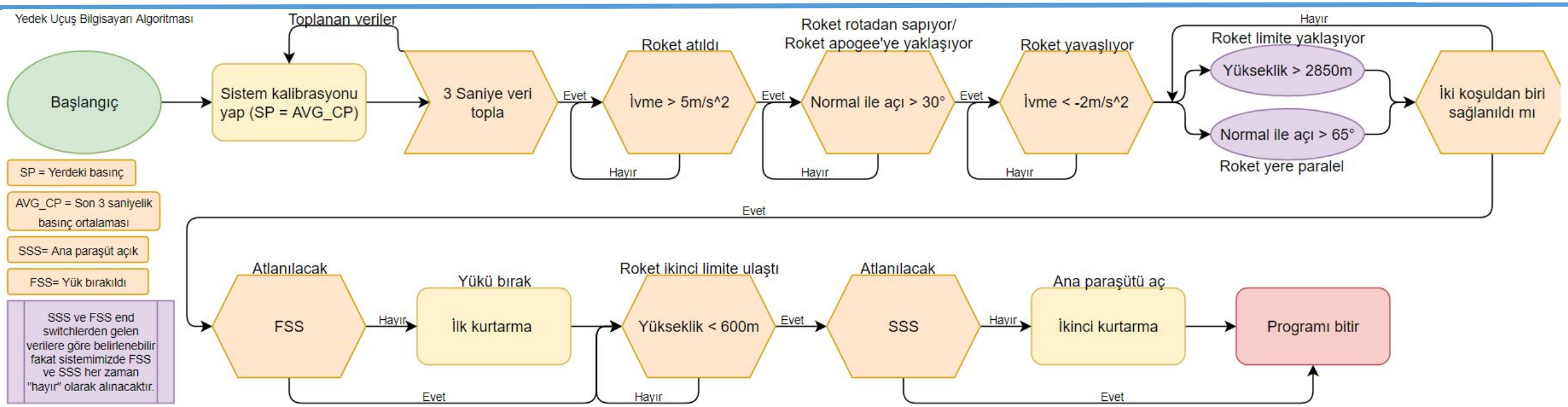
- Eagle'da çizilmiş olan devre kartı şemamızın üst ve alt görüntülerini tonerli yazıcıdan kuşe kağıda çıktısı alındı. Çift taraflı bakır plaketi suyla ve süngerle iyice temizledikten sonra çıktının ön ve arka yüzünü uygun şekilde bakır plaket üzerine hizalanarak yapıştırıldı. Sonraki aşamada buharsız ve maksimum sıcaklık ayarında olan ütü kullanılarak yollar belirinceye kadar ütülenildi. Bakır plaket soğuduktan sonra su yardımıyla yavaş hareketlerle kağıt yüzeyinden soyuldu. Sonraki aşamada bakır plaket Demir (III) Klorür içerisine atılıp bakır yollar haricindeki kısımları aşınıncaya kadar bekletildi. Montaj işleminde dramel kullanarak padler delindi ve ekipmanlar karta lehimlenildi. Prototip kartımız kart fonksiyonellik testi için hazırlandı



Aviyonik – 2.Sistem Detay/2



Aviyonik – 2.Sistem Detay/3



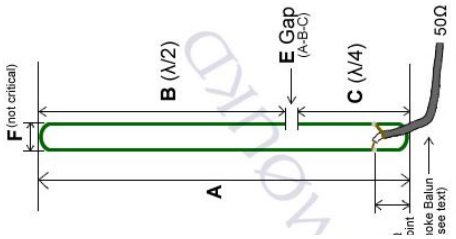
Parametre	Sensör	Notlar
Yükseklik (Atış alanına göre)	BME280, MPU9250	Roket hızlı giderken çevresinde alçak basınç alanı oluşturacağından atışın ilk 10 saniyesi yükseklik verileri MPU9250'nin ivme verilerinin işlenmesi ile bulunacak.
Hız (dikey)	MPU9250, BME280	İvme ölçerden gelen ivme verileri ile hesaplanacak hız değeri zaman geçtikçe doğrudan sapacağı için atışın yalnızca ilk 10 saniyesi hız verileri MPU9250 den gelecek.
Normal ile açı (roketin z ekseninin yer yüzü normal vektörü ile yaptığı açı)	MPU9250	MPU9250'nin içinde bulunan 3 eksenli ivmeölçer ve jiroskop ile hesaplanacak.

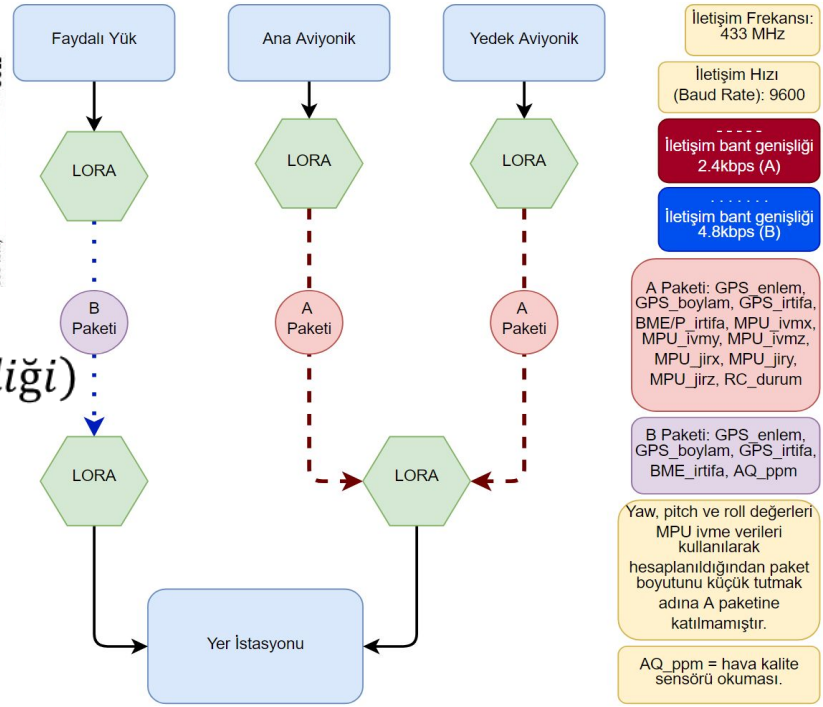
Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

- Yedek uçuş bilgisayarının kurtarma algoritmasında kullanılacak parametreler “roketin yere göre yüksekliği”, “roketin z ekseninin yer yüzü normal vektörü ile yaptığı açı” ve “roketin dikey ivmesi” olarak seçilmiştir.
- Roketin dikey ivmesinin öncül parametre olarak seçilmesinin sebebi roketin apogee noktasına ulaşması için roket motorunun durmuş olması gerekmektedir.
- Roketin yere göre yüksekliği parametresinin seçilme sebebi roketin hedef tepe noktasına göre ±%20 doğruluk payının içinde kalmasıdır. Üst limite yaklaşması halinde kurtarma sistemi aktifleşecek ve apogee noktasını 3500m nin altında tutacaktır.
- Roketin z ekseninin yer yüzü normal vektörü ile yaptığı açı parametresinin seçilme sebebi roketin apogee noktasının 2600-3000m yüksekliğinde kalması sonucu yüksekliğe bağlı olarak kurtarma sisteminin aktifleşmemesi durumunda roketin eğimine bağlı olarak kurtarma sisteminin aktifleşmesidir.
- Roketin yere göre yüksekliği ilk 10 saniye MPU9250’den geleceği ve MPU9250 verilerinin yüksek ölçüde filtreleme gerektirdiği için bu aralıkta önceden Matlab ile hazırlanan simülasyon verileri ile MPU9250’den gelen veriler Kalman filtresinden geçirilecek. Bu 10 saniyeden sonra BME280’den gelen basınç verileri hareketli ortalama filtresinden geçecektir.
- Rroketin z ekseninin yer yüzü normal vektörü ile yaptığı açı MPU9250’nin sensöründen gelen verilerin MPU9250’nin üzerinde bulunan mikroişlemcide filtrelenmesi ile temizlenecektir. Bu işlem kart üzerinde otomatik olarak gerçekleştiğinden üzerine yalnızca hareketli ortalama filtrelemesi uygulanacaktır.
- Kalman filtresi anlık gelen verilerin gaussian gürültüsünü temizlemek için simülasyon verilerini ve gelen verileri kovaryans matrisinden geçirerek gerçek değerlerin ne olduğunu “tahmin eder”.[15]
- Hareketli ortalama filtresi son “x” verini ile yeni gelen verinin değerlerini toplayıp “x + 1”e böler ve bu şekilde verilerdeki anlık dalgalanmalar yumuşatılır.[16]

Aviyonik – İletişim

Küçükçekmece Gölünde yapılan testler sonucu 4 km'de alıcı ve vericide +3dBi anten kullanılması halinde 0.3Kbps veri aktarımında bile zorluk yaşanıldığı görülmüştür . Bu gözlemlere dayanarak 433MHz 4.8Kbps Slim j tipi anten imal edilip haberleşme sistemine dahil edilecektir.[17]





Güç Kayıpları:

Serbest Uzay Yolu Kaybı[19] = $10\log_{10}\left({}^{kT}/_{1mW}\right) + Gürültü + 10\log_{10}(Bant\ Genişliği)$

$$= 10\log_{10}\left(\frac{1.38 * 10^{-23} * 300}{1mW}\right) + 13.8dB + 10\log_{10}(433 \times 10^{6}) = 99.151\ \text{dBm}$$

Atmosferik Kayıp = 1.2 dBm[20]

Polarizasyon Kaybı = 3 dBm

İletim Kaybı : 3.06 dBm

Güç Kazançları:

Gönderici Modül Gücü = 30 dBm[21]

Göderici Anten Kazancı = 2 dBi

Alıcı Anten Kazancı = 3 dBi (yönlü)

-99.151-1.2-3-3.06+30+2+3 = -70.411 dBm

$$Alıcı\ anten\ modülü\ hassaslığı\ [22] = 20\log_{10}(d[m]) + 20\log_{10}(f[Hz]) + 20\log_{10}\left(\frac{4\pi}{c}\right)$$

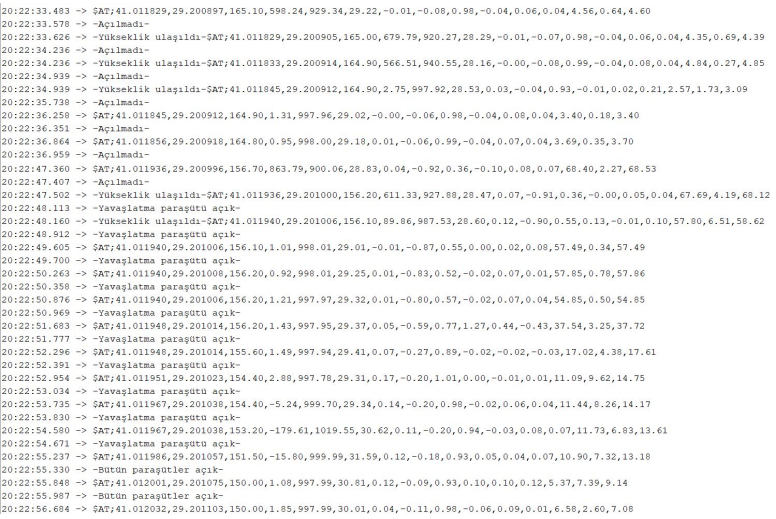
$$= 20\log_{10}(5000) + 20\log_{10}(433 * 10^{6}) + (-147.558) = -92.764\ \text{dBm}$$

Aviyonik Prototip Testi

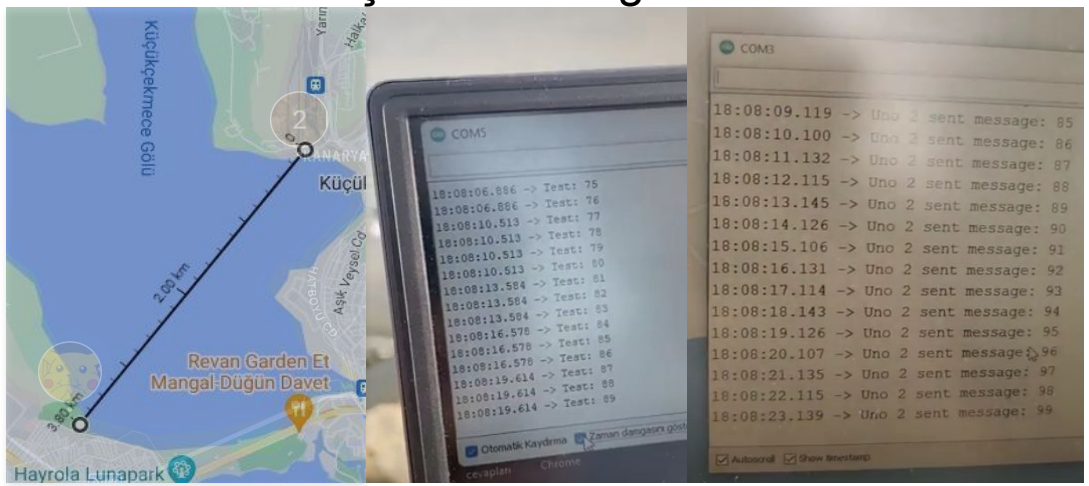
Test	Tarih	Test İçeriği	Test Sonuçları
İletişim Testi	23.04. 2022	Roketi temsil eden “Yedek aviyonik test düzeneği” 1. ekip ile 40.985700, 28.737695 (Paşaeli Kent Parkı)’na götürülmüş, Yer istasyonunu temsil eden “Yer istasyonu test düzeneği” 2. ekip ile 41.011130, 28.767215 (Kanarya spor stadı yanı)’na götürülmüş ve +3dbm ve +5dbm olmak üzere 2 farklı anten kombinasyonu ve 0.3Kbps-1.2kbps-2.4kbps olmak üzere 3 farklı bant genişliğinde gerekli testler uygulanmış ve sonuçlar kaydedilmiştir.	Yapılan testler sonucunda +3dbm kazançlı anten kombinasyonunun 3.8km menzilde yalnızca 0.3kbps veri transferi desteklediği görülmüş, +5dbm kazançlı anten kombinasyonunun 1.2kbps veri trasferinde %4 paket kaybının altında kaldığı görülmüştür. 2.4kbps veri trasferi 3.8km’de denendiğinde paket kaybının %30’un üzerine çıktığı gözlemlenmiş ve bu kaybı azaltmak için 50cm uzunluğunda slim J timi anten yapımına başlanmıştır.
Algoritma Testi	03.05. 2022	Roketi temsil eden “Yedek aviyonik test düzeneği” 41.011845,29.200918 konumunda pipet ile basınç düşürme ve arttırma testi yapılmış, breadboard eğimi değiştirilerek yer normali ile yapılan açı hesaplanmıştır. “Yedek aviyonik algoritmasının modifiye edilmiş hali” kullanılarak gerçekleştirilen testte açı ve yüksekliğe bağlı kurtarma sistemi aktifleşmesi örneği gösterilmiştir.	Yapılan testler sonucunda BME280 basınç sensörünün ölçümlerinin doğruluk aralığı ±0.4m olarak ölçülmüştür, MPU9250’de bulunan 3 eksenli ivme verileri kalibre edilip açı hesaplandığında doğruluk oranı ±5 derece olarak ölçülmüştür. Bu ölçümler ışığında yapılan algoritma testinde “Yedek aviyonik test düzeneği”’nin verileri doğru işlediği ve kurtarma sistemini doğru koşullar altında aktifleştirdiği görülmüştür.
Kart Fonksiyonellik Testi	04.05. 2022	“Aviyonik 2.sistem”i temsil eden “Yedek aviyonik test kartı” üzerinde BME280 sensör okuma testi, MPU9250 sensör okuma testi, GPS veri okuma testi, LoRa veri transferi testi ve SD kart veri kaydetme testi uygulanmıştır.	Yapılan testler sonucunda “Yedek aviyonik test kartı”nın istendiği şekilde çalıştığı gözlemlenmiştir. Kart tasarımında yapılan yanlış tercihler saptanmış ve gerekli geliştirmeler ile üretilecek olan nihai kart tasarımı ile üretim başlamıştır.

Aviyonik Prototip Testi

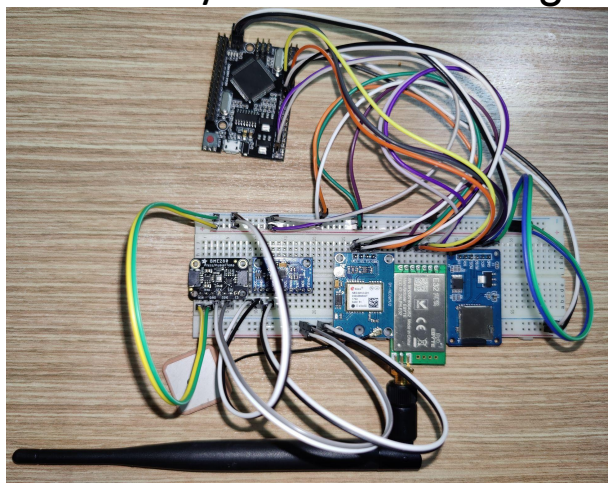
“Algoritma testi fotoğrafları”



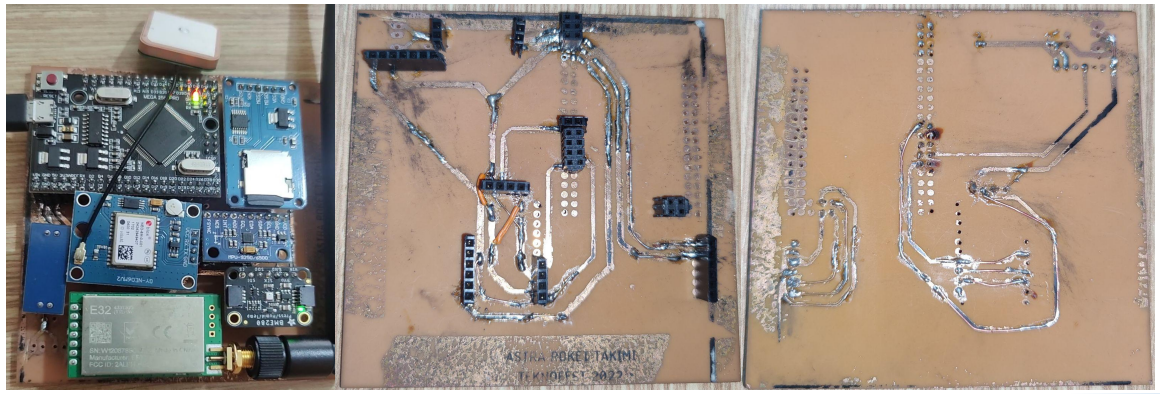
“İletişim testi fotoğrafları”



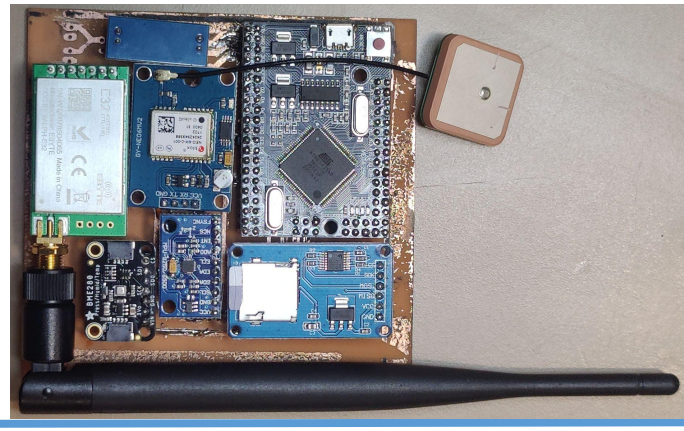
“Yedek aviyonik test düzeneği”



“Kart fonksiyonellik testi fotoğrafları”



“Yedek aviyonik test kartı”



*Henüz BMP280 temin edilemediğinden ana uçuş bilgisayarına ait olan BME280 modülü fotoğraflarda görünmektedir

Bütçe

Alt Sistem Adı	Malzeme Adı	Malzeme Fiyatı	Üretim Bilgisi
Kurtarma Sistemleri	Kurtarma Sistemi Haznesi	100TL	Gövde:Tahta işlemesi Barut borusu: Alüminyum kesimi
	Ateşleme Teli	150TL	Plastik&Pamuk İpliği&Metal
	Kara Barut	-	Kara Barut
	Şok Kordonu x4	50TL x4	Esneme Özelliği Az Kuvvetli İp
	Paraşüt	2.400TL	Paracord İp & Ripstop Kumaş
	Kurtarma Sistemi Entegrasyon Parçaları	50TL	Gijon(Çelik)
Yapısal Parçalar	Burun Konisi	1700TL	El ile yatırma yöntemi seçilmiştir.
	Üst Gövde	18.616TL	Cam elyaf gövde.
	Alt Gövde	1.200TL	Alüminyum gövde.
	Gövde içi entegrasyon Parçaları	1.764TL	Alüminyum çubukla CNC işlemi yapılacaktır.
	Kanatçık	2.800TL	Alüminyum levha ile CNC işlemi yapılacak.

Alt Sistem Adı	Malzeme Adı	Malzeme Fiyatı	Üretim Bilgisi
Aviyonik Sistemi	Teensy 3.5	583.58TL x 1	Mevcut
	Ardunio Mega Pro Mini	333.39TL x 1	Mevcut
	BME280 Basınç ölçer	268.30TL x 2	Mevcut
	BMP280 Basınç ölçer	47.25TL x 1	Bekleniyor
	MPU9250 İvme ölçer	175.47TL x 2	Mevcut
	GY-NEO06MV2 GPS	82.32TL x 3	Mevcut
	SD kart okuyucu	16.73TL x 2	Mevcut
	SD kart	48.99TL x 3	Mevcut
	LoRa E32 433T30D	253.69TL x 5	Mevcut
	LiPo pil	549.90TL x 2	Mevcut
	Devre kartı	50.00TL x 3	Prototip Üretildi

Kontrol Listesi

No.	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No.	Açıklama
1	3.1.4	Yarışmaya Orta İrtifa Kategorisi'nde lise, ön lisans, lisans ve lisansüstü öğrencileri ile mezunlar katılabilir.		2	Takım üyeleri lisans eğitimi almaktadırlar.
2	3.1.8	Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur.		2	Astra Roket Takımı adı altında katılıyoruz.
3	3.1.9	Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla 6 takım üyesi gelebilecektir.		2	Takımımız yedi (7) kişiden oluşmaktadır
4	3.1.11	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur. Takım danışmanı ile ilgili özellikler ilgili maddede açıklanmıştır.		2	Takımımızın bir (1) danışmanı bulunmaktadır.
5	3.1.25.	Takım içerisinde takım kaptanı bulunmalıdır.		2	Takım kaptanı sayfa 2'de tanıtılmıştır.

Tam Karşılamaktadır	Kısmen Karşılamaktadır	Karşılamamaktadır

Kontrol Listesi

No.	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No.	Açıklama
6	3.2.2.1.	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmalıdır.		38-40	Paraşüt bilgisi sayfa 38. ve 40. sayfalarda belirtilmiştir.
7	3.2.2.2.	Roketin ve parçaların hasar görmemesi için ikincil paraşütle taşınan yüklerin hızı azami 9 m/s, asgari ise 5 m/s olmalıdır.		38-40	Paraşütlerin düşüş hızı 38. ve 40. sayfalarda belirtilmiştir.
8	3.2.2.3.	Birincil paraşüt ile roketin takla atması önlenmelidir. Bu paraşüt ile roketin düşüş hızı azaltılmalıdır; ancak düşüş hızı 20 m/s'den daha yavaş olmamalıdır.		38-40	Paraşütlerin düşüş hızları sayfa 38 ve 40'da belirtilmiştir.
9	3.2.2.5.	Görev Yükü, roketin parçalarına herhangi bir bağlantısı olmadan (hiçbir noktaya şok kordonu vb. herhangi bir ekipman ile bağlanmadan) tek başına kendi paraşütü ile "bağımsız" olarak indirilmelidir.		42	Görev yükü bağımsız olarak inişi amaçlamaktadır. Bu yüzden görev yükü paraşütü tek noktadan yüke bağlanır ve tek başına sadece paraşüt etkisi ile kurtarımı yapılır. Sayfa 42'de belirtilmişdir.

Tam Karşılamaktadır	Kısmen Karşılamaktadır	Karşılamamaktadır

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
10	3.2.2.6.	Kurtarma sisteminde (paraşüt) ayırma işlemi için kimyasal sıcak gaz üreteçleri (kara barut vb.), pnömatik, hidrolik mekanik ya da soğuk gaz içeren bir sistem kullanılabilir.		37	Piroteknik malzeme olarak karabarut seçilmiştir ve 37. sayfada belirtilmiştir.
11	3.2.2.12.	Sistem üzerinde bulunan haberleşme bilgisayarları yer istasyonuyla anlık konum verisini kesintisiz paylaşacaktır.		39-42	Aviyonik sistem detaylarında da belirtildiği gibi uçuş bilgisayarlarına yerleştirdiğimiz haberleşme modülleri bize sürekli ve anlık bir iletişim sağlayacaktır.
12	3.2.2.13.	Her paraşüt birbirinden farklı renkte ve çıplak gözle uzaktan rahat seçilebilir olacaktır (paraşütlerin kesinlikle beyaz ve mavi renklerde veya bu renklerin farklı tonlarında olmaması önemlidir).		38-40	Paraşütlerin rengi 38. ve 40. sayfalarda belirtilmiştir.
13	3.2.3.1.	Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır		42	Görev yükü 5 kg olarak belirlenmiş ve sayfa 42'de belirtilmiştir.
14	3.2.4.1.	Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.		3-4	Open Rocket programından alınan bilgiler 3 numaralı sayfada görülmektedir.

Tam Karşılamaktadır	Kısmen Karşılamaktadır	Karşılamamaktadır

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
15	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. Rampa yerleşim kısıtları dahilinde Boat-Tail kullanımına izin verilmektedir.)		4-18-19	Fusion 360'da çizilen roket çapları gösterilmiştir.
16	3.2.4.5.	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.		3-4	Open Rocket programından alınan bilgiler sayfa 3 ve 4 numaralı sayfalarda görülmektedir.
17	3.2.4.7.	Rampadan asgari çıkış hızları; Lise Kategorisi için 15 m/s, Orta İrtifa Kategorisi için 25 m/s, Yüksek İrtifa Kategorisi için 30 m/s ve Zorlu Görev Kategorisi için 20 m/s'dir.		5	Open Rocket üzerinden alınan rampa çıkış hızı 5 numaralı sayfada belirtilmiştir.

Tam Karşılamaktadır	Kısmen Karşılamaktadır	Karşılamamaktadır

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
18	3.2.5.5.	Burun omuzluğunun diğer gövdeye girecek kısmının gövde dış çapının en az bir buçuk (1.5) katı olması gerekmektedir. Entegrasyon gövdelerinin entegre edilecekleri gövdelerin her ikisine de gövde dış çapının en az (0.75) katı kadar girmesi beklenmektedir. Bu duruma uymamak diskalifiye sebebidir.		12-21-4	Fusion 360 programı üzerinde çizilen burun konisinin omuzluk ve entegrasyon gövdesi uzunluğu 1.5 katı olduğu gösterilmiştir. Entegrasyon gövdesinin alt ve üst gövdeye 0.75 katı kadar girildiği gösterilmiştir.
19	3.2.5.10.	Uçuş bilgisayarı ve görev yükündeki tüm anahtarlar roketin nozülünden azami 2500 mm mesafede olmalıdır		4	Roketin CAD görünümünde uçuş bilgisayarının konumu gösterilmiştir.
20	3.2.6.1.	Rokette bulunan ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilir		51-52	Genel sistem özeti ve blok diyagramında gerekli bağlantılar anlatılmış olup gösterilmiştir.

Tam Karşılamaktadır	Kısmen Karşılamaktadır	Karşılamamaktadır

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
21	3.2.6.7.	Orta irtifa kategorisinde en az iki (2) uçuş kontrol bilgisayarının kullanılması zorunludur. Bu uçuş kontrol bilgisayarlarından en az bir (1) tanesinin özgün uçuş kontrol bilgisayarı olması zorundadır. Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarından en az bir (1) tanesinin haberleşme bilgisayarı özelliklerini taşıması gerekmektedir.		52,54-55, 59-60	Blok diyagramda ve PCB tasarımlarında görüldüğü üzere iki uçuş kontrol bilgisayarı da özgün bilgisayarlardır ve kendi iletişim modüllerine sahiptirler.
22	3.2.6.9.	Sistemde kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarının arasında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bağlantı olamaz.		52,54-55, 59-60	Blok diyagramları ve devre kartlarında da görüleceği üzere iki uçuş kontrol bilgisayarı arasında herhangi bir bağlantı bulunmamaktadır.
23	3.2.6.10.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır. Her bilgisayarın kendisine ait işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması olmalıdır.		52,54-55, 59-60	Blok diyagramları ve devre kartlarında da görüldüğü üzere iki uçuş kontrol bilgisayarı da kendi işlemci ve sensörlerine sahiptirler.

Tam Karşılamaktadır	Kısmen Karşılamaktadır	Karşılamamaktadır

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
24	3.2.6.11.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmalıdır		52	Blok diyagramında görüldüğü üzere kurtarma sistemine her iki uçuş bilgisayarı da kendi hatlarıyla bağlanmaktadır.
25	3.2.6.12.	Uçuş kontrol bilgisayarları ve/veya bağlı oldukları sistemlerden biri kısmen veya tamamen bozulsa bile diğeri roketin kurtarma işlevlerini aksaksız ve durmaksızın yerine getirmelidir.		51-52	Özette ve açıklamalarında da görüleceği üzere bir uçuş bilgisayarının işlevini yitirmesi diğer uçuş bilgisayarını etkilememektedir.
26	3.2.6.13.	Uçuş kontrol bilgisayarlarında en az iki (2) adet sensör bulunmalıdır ve uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmalıdır.		51-52	Aviyonik sistem blok diyagramında da belirtildiği gibi iki uçuş bilgisayarında da kendilerine ait 2 adet sensör bulunmaktadır.
27	3.2.6.14.	Bütün uçuş kontrol bilgisayarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır		51-52, 55-60	Aviyonik sistem blok diyagramında da belirtildiği üzere ana ve yedek uçuş bilgisayarlarının basınç sensörleri bulunmaktadır.

Tam Karşılamaktadır	Kısmen Karşılamaktadır	Karşılamamaktadır

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
28	3.2.6.15.	Uçuş kontrol bilgisayarında iki (2) adet basınç sensörü kullanılması durumunda kullanılan sensörlerin birbirinden farklı olması gerekmektedir (Farklı uçuş kontrol bilgisayarlarında kullanılan sensörler birbirleri ile aynı olabilir).		51-52	Aviyonik sistem özetinde de görüleceği üzere iki uçuş bilgisayarında da birer adet basınç sensörü bulunmaktadır.
29	3.2.6.16.	Uçuş kontrol algoritmasında GPS'ten gelen veriler ile ayrılma sistemi tetiklenmemelidir.		56-61	Aviyonik sistem detaylarında da gösterildiği şekilde GPS'ten gelen veriler ayrılma sistemi algoritmasında kullanılmamaktadır.
30	3.2.6.19.	Kurtarma sistemleri istemsiz olarak aktif konuma gelmemelidir.		56-61	Aviyonik sistem detaylarında da görüleceği gibi sistemin istemsiz aktifleşmemesi için limitler konulmuştur.
31	3.2.6.21.1.	Roketlerin kurtarılmasına çıkılması için rokete ait konum verilerinin yarışmacı yer istasyonun anlık olarak iletilmiş olması gerekmektedir.		63	Roketin parçaları ile iletişim sürekli devam edecektir ve iletişim paketleri içine GPS konum verileri de dahildir.

Tam Karşılamaktadır	Kısmen Karşılamaktadır	Karşılamamaktadır

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
32	3.2.6.22.	Roket parçalarının yer istasyonundan uzak yerlere düşeceği göz önüne alınmalı ve alıcı-verici antenlerin menzili roketlerin uçuş yörüngesi dikkate alınacak şekilde seçilmelidir.		63-64-65	Link bant genişliği bütçesinde hesaplandığı ve iletişim testinde de görüldüğü üzere RF modülümüz 5 km mesafede sinyalleri iletmektedir.
33	3.2.6.23.	RF modülünün gücü değerlendirilerek link bant genişliği bütçesinin yapılması ve ilgili tasarım raporlarında sunulması gerekmektedir		63	Link bant genişliği bütçesi hesabı RF modülünün gücü değerlendirilerek ilgili sayfada paylaşılmıştır.
34	3.2.6.29	Sisteme güç sağlayan her türlü güç kaynağı (akü, pil , süperkapasitör vb.) ile besledikleri ilk devreler arasında mekanik açma/kapama anahtarı (Ing. on/off switch) bulunacaktır. Mekanik anahtar vasıtasıyla bağlantı kesildiğinde güç besleme elemaninin herhangi bir sistem elemanıyla (LED göstergeler, güç çeviriciler, regülatorler de dahil olmak üzere) bağlantısı olmayacaktır.		52	Gövde üzerindeki kapakçıkta ana, yedek uçuş bilgisayarı ve görev yükünü aktifleştirmeyi sağlayanlar anahtarlar bulunmaktadır.

Tam Karşılamaktadır	Kısmen Karşılamaktadır	Karşılamamaktadır

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
35	3.2.6.33	Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir.		56-57, 61-62	Uçuş bilgisayarlarının tanıtımında ve blok diyagramlarda da görüldüğü üzere ayrılma sekanslarımızı tetikleyen parametreler hız, açı ve yükseklik verileridir.
36	3.2.6.34	Karar verme parametrelerinde sensörlerden okunan veriler esas olmalıdır.		57-62	Filtreleme işlemlerinden sonra karar parametrelerindeki veriler gerçekçi seviyelere ulaşmıştır.
37	3.2.6.26.	Uçuş kontrol bilgisayarlarına dışarıdan erişilebilir (Örneğin gövde üzerinden erişilebilir anahtar bulunmalıdır) bir şekilde güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır. İpli, şöntlü veya rokete dışarıdan tornavida vb. aletler kullanılarak sistemlerin başlatılmasına izin verilmeyecektir.		19-20	Üst gövde üzerinde uçuş kontrol bilgisayarlarını aktifleştirecek olan anahtar yuvası görülmektedir.

Tam Karşılamaktadır	Kısmen Karşılamaktadır	Karşılamamaktadır

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
38	3.2.6.28	Görev Yükü içerisindeki elektronik devrelere de roket gövdesi üzerinde yer alacak uygun anahtarlarla güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.		19-20	Görev yükününü aktif etmek için uçuş bilgisayarlarını aktifleştiren anahtardan geçici(çok düşük gerilme direnci olan) kablolar çekilmiş ve bu kablolar görev yükü içerisindeki anahtara paralel bağlanmıştır. Şartname 3.2.2.5'e bağlı olarak devre dışı bırakılması istendiği takdirinde sistem tamamen devre dışı bırakılabilecek şekilde tasarlanmıştır(yedek olarak anahtar konulmuştur).
39	3.2.5.1.	Roketin iç ve dış basıncı dengeli olmalıdır. Basınç dengesini sağlamak için burun ile gövde ön bölgesi arasında, aviyonik sistemlerin bulunduğu gövde parçasında ve gövde arkası ile motor arasındaki gövde üzerinde 3.0-4.5 mm arasında çapa sahip asgari üç (3) delik bulunmalıdır.		20	Roket gövde ve entegrasyon parçalarının mekanik görünümünde belirttiğimiz gibi basıncı dengelemek için roket üzerinde 3.0-4.5mm çapa sahip 4 delik bulunmaktadır.

Tam Karşılamaktadır | Kısmen Karşılamaktadır | Karşılamamaktadır

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/ Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
HT-1	Li-Po pil	Aviyoniklere güç sağlamak	Batarya konnektörünün bağlantısının kesilmesi sonucu bataryanın güç aktarımı yapamaması	Montaj hatası ve uçuş titreşimi	Uçuş	Rokette bulunan aviyonik sistem(ler)in çalışmaması	Görev komutlarının üretilmemesi ve roket ile iletişim kurulamaması.	Aviyonik güç kontrolü ve Telemetre verileri	Kilit mekanizmalı konnektör seçimi	Uçuş öncesi yer testleri	Pilin pcb ye 2 farklı hatla bağlanması	7
HT-2	Kurtarma Sistemi	Roketin gövdesinin ayrılmasını sağlar.	Düzenlediğimiz mekanizmanın senkron olarak patlamaması sonucu ayrılma faaliyetini gösterememesi	Ateşleme fitillerinin aynı anda barutlara ulaşamaması senkron patlayamaması.	Uçuş	Kurtarma sisteminin ittirdiği tabakanın 90 derecelik üstündeki yükü fırlatma açısını kaybetmesi.	Sıkışma	Patlama testleri	Önceden yapılan denemeler ile fitillerin uzunlukların ın ayarlanması.	Kablo uzunluklarının kontrolü.	Sıkışma testleri yapıldıktan sonra duruma göre roket içine kılavuz çubuk koyulması,tablanın 90 derece yükselmesinin desteklenmesi.	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/ Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
HT-3	Kovan dolumu	kovan fonksiyonlarının barut ile dolması	İkincil patlama sisteminin baş aşağı durumu ve barut dökülmesi	Patlama sistemi konumlandırılması	Ayrılma operasyonu süresince	Barutun gövdeye dökülmesi	Tutuşma sonucu beklenmedik patlama ya da boşa patlama	Dolum anı kontrolleriyle patlama testleri	Kovan kapakçığı tasarımı	-	Ürettiğimiz kovan kapaçıkları ile kovanların kapatılması	6
HT-4	Gövde	Gövdede bulunan 3 delik ve kanatçık dışında, gövdede herhangi bir çıkıntı veya delik olmamalıdır.	Roketi taşıma esnasında zarar verilmesi.	Taşıma esnasında aceleci davranma.	Taşıma	Roketin aerodinamiğinin bozulması.	Roketin bozulan aerodinamiği yüzünden istenilen irtifaya ulaşamaması.	Roketi taşıyan kişilerin rokete zarar gelmediğinden emin olması.	Rokete bakılarak kontrol edilmesi.	Roketi dikkatli bir şekilde taşınması.	Roketi elle değil bir aparat yardımıyla taşıma.	4

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/ Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
HT-5	Ana bilgisayar	Üzerinde bulunan sensörler ve işlemcisi ile kurtarma sisteminin aktifleşmesini kontrol etmek	Devre kartının titreşime bağlı olarak zarar görmesi	Roket motorunun çalışma esnasında çok titremesi	uçuş	Devre kartının fonksiyonunu yitirmesi	Bilgisayarın çalışmaması ve kurtarma sisteminin aktifleşmemesi	Yer istasyonuna ana bilgisayardanveri gelmemesi	Devre kartlarını aviyonik bloğuna bağlarken araya titreşim sönümleyici madde konulması	Devre kartını titreşime dayanıklı olacak şekilde tasarlamak	Rokete yedek uçuş bilgisayarı koymak	9
HT-6	Devre Kartı	Devre kartı üzerinde statik elektriklenmeyle olası bozulma	Devre kartının muhafazası ya da montajı sırasında karta zarar gelmesi	Çıplak elle devre kartına dokunulması ya da iletken bir materyallerle teması	Montaj	Devre kartının fonksiyonunu yitirmesi.	Bilgisayarlara güç sağlanamaması ve kurtarma sisteminin aktifleşmemesi	Devre kartı üzerinde testlerin gerçekleştirilmesi	Devre kartını yalnızca eldiven kullanarak taşımak/ işlemek	Rokete monte edilme öncesinde test edilmesi	Elimizde yedek kartların bulunması	5

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/ Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
HT-7	Motor	Motor montaj edildikten sonra uçus esnasında sabit olmalıdır.	Uçuş veya rampaya konulma esnasında motorun yer değiştirmesi.	Motorun sabitleme ve monte edilmesinde yanlış işlem yapılması.	Montaj	Motorun açısının bozulması.	Roketin yörüngesini bozarak görevi başarısızlıkla sonuçlanması.	Motorun monte işlemi sonrasında motorun sabitliği kontrol edilmeli.	4 adet yüzük ve 1 kapak ile sabit tutulması.	Genel montaj testleri.	Motor ve yüzüklerin arasına ekstra parçalar yardımıyla daha fazla sıkıştırma etkisi kazanmak.	10

Referanslama

[1] https://en.wikipedia.org/wiki/Nose_cone

[2] https://en.wikipedia.org/wiki/fiberglass

[3] https://tr.wikipedia.org/wiki/Burun_konisi_tasar%C4%B1m%C4%B1

[4]https://www.hymsonlaser.net/products/sheet-metal-laser-cutting-machine.html?gclid=Cj0KCQjwyMiTBhDKARIsAAJ-9VvL_agceA_uH1yLVIKGVvmC6PXUCCOHCSdbnL6C0U3xtroirvR3OOQaAk73EALw_wcB

[5] https://slonder.tripod.com/kanat/kanat.htm

[6] https://en.wikipedia.org/wiki/5754_aluminium_alloy

[7]http://www.oktanyumroket.com/yapim/kanat/kanatciklar.html

[8] https://en.wikipedia.org/wiki/6063_aluminium_alloy

[9]https://en.wikipedia.org/wiki/6061_aluminum_alloy

[10]https://en.wikipedia.org/wiki/6061_aluminum_alloy

[11]https://modelroket.com/model-roket-parasutu-hesabi/#:~:text=%C3%96rnek%20olarak%203.6%20kg%20k%C3%BCtleye%20sahip%20bir%20roket%20ele%20alal%C4%B1m.&text=%3D%20(%20(8*3.6*,m%20para%C5%9F%C3%BCt%C3%BCm%C3%BCz%C3%BCn%20olmas%C4%B1%20gereken%20%C3%A7ap%C4%B1.

Referanslama

[12] https://rocketturk.com/hesap.ph2p

[13] https://www.translatorscafe.com/unit-converter/tr-TR/calculator/pressure/

[14] https://www.isbu.com.tr/blog/icerik/ripstop-kumas-nedir

[15] https://www.cs.cmu.edu/~motionplanning/papers/sbp_papers/kalman/kleeman_understanding_kalman.pdf

[16]https://en.wikipedia.org/wiki/Moving_average#:~:text=In%20statistics%2C%20a%20moving%20average,of%20finite%20impulse%20response%20filter.

[17]https://m0ukd.com/calculators/slim-jim-and-j-pole-calculator/

[18] https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktstabc.html

[19] http://acikerisim.ktu.edu.tr/jspui/bitstream/123456789/560/1/Tam%20Metin.pdf

[20] https://www.radartutorial.eu/01.basics/Radar%20Kayıpları.tr.html

[21] https://www.filipeflop.com/img/files/download/E32_User+Manual_EN_v1.00.pdf

[22] https://en.wikipedia.org/wiki/Minimum_detectable_signal

[23] https://acikerisim.kku.edu.tr:8443/xmlui/bitstream/handle/20.500.12587/16069/577479.pdf?sequence=1

[24] https://acikbilim.yok.gov.tr/bitstream/handle/20.500.12812/46975/yokAcikBilim_464280.pdf?sequence=-1&isAllowed=y