TEKNOFEST 2022
ROKET YARIŞMASI
Orta İrtifa Kategorisi
Kritik Tasarım Raporu (KTR)
Sunuşu
Takım Adı

Takım Yapısı

AVİYONİK BİRİMİ
Arslan Talha TERME
Erciyes Üniversitesi
Elektrik Elektronik Mühendisliği / 3.Sınıf

AVİYONİK BİRİMİ
Kutman Berk KÖKEN
Erciyes Üniversitesi
Elektrik Elektronik Mühendisliği / 4.Sınıf

AVİYONİK BİRİMİ
Mehmet LEBLEBİCİ
Erciyes Üniversitesi
Elektrik Elektronik Mühendisliği / 4.Sınıf

MEKANİK BİRİMİ
Hasan SEYİS
Erciyes Üniversitesi
Enerji Sistemleri Mühendisi / Mezun

DANIŞMAN
Dr. Öğr. Üyesi Orhan KEKLİKCİOĞLU
Erciyes Üniversitesi
Makine Mühendisliği

TAKIM KAPTANI
Tarık Buğrahan KAPLAN
Erciyes Üniversitesi
Makine Mühendisliği / 4.Sınıf

TAKIM KAPTAN YARDIMCISI
Yusuf KIR
Erciyes Üniversitesi
Makine Mühendisliği / Mezun

MEKANİK BİRİMİ
Ahmet Can AKSU
Erciyes Üniversitesi
Uçak Mühendisliği / 4.Sınıf

MEKANİK BİRİMİ
Murat KAYA
Erciyes Üniversitesi
Makine Mühendisliği/3.Sınıf

TASARIM BİRİMİ
Sena ÇAM
Erciyes Üniversitesi
Endüstriyel Tasarım Mühendisliği / 3.Sınıf

TASARIM BİRİMİ
Şeyma YİĞİT
Erciyes Üniversitesi
Endüstriyel Tasarım Mühendisliği / 4.Sınıf

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	2820
Çap (mm):	130
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	21000
Yakıt Kütlesi (g):	4349
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	2683
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	4050
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	28032

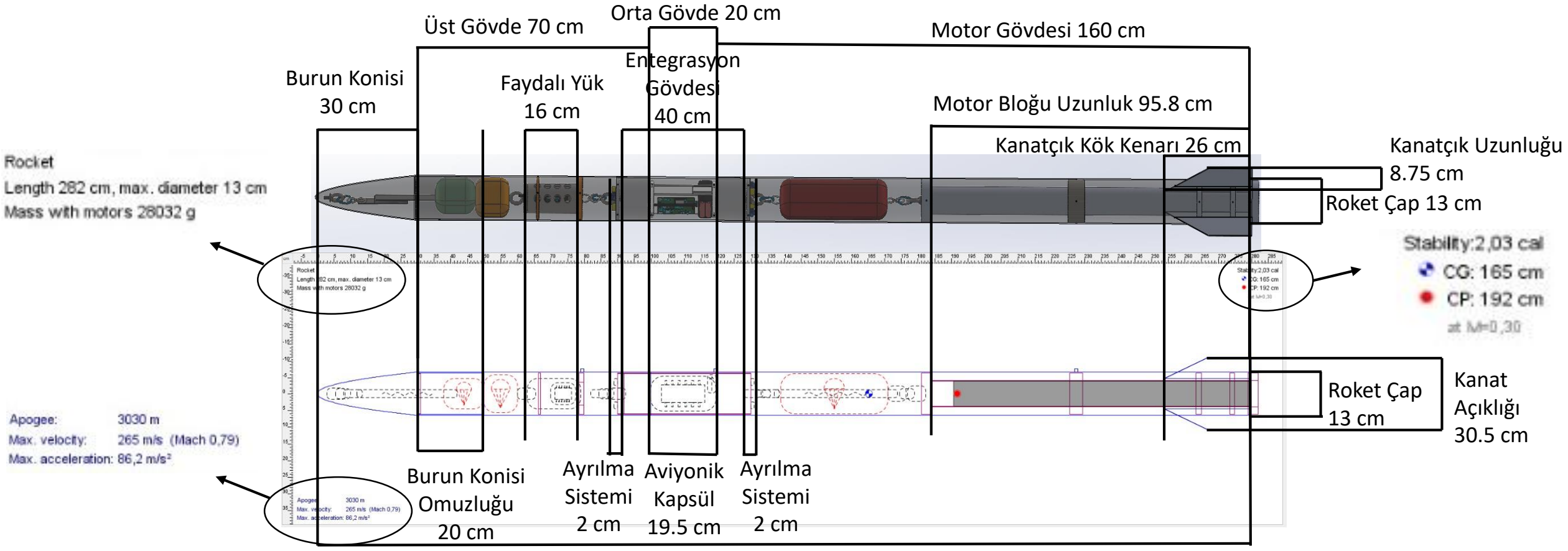
Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	7.54
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	32.2
Stabilite (0.3 Mach için):	2.04
En büyük ivme (g):	8.76
En Yüksek Hız (m/s):	265
En Yüksek Mach Sayısı:	0.79
Tepe Noktası İrtifası (m):	3059

Motor

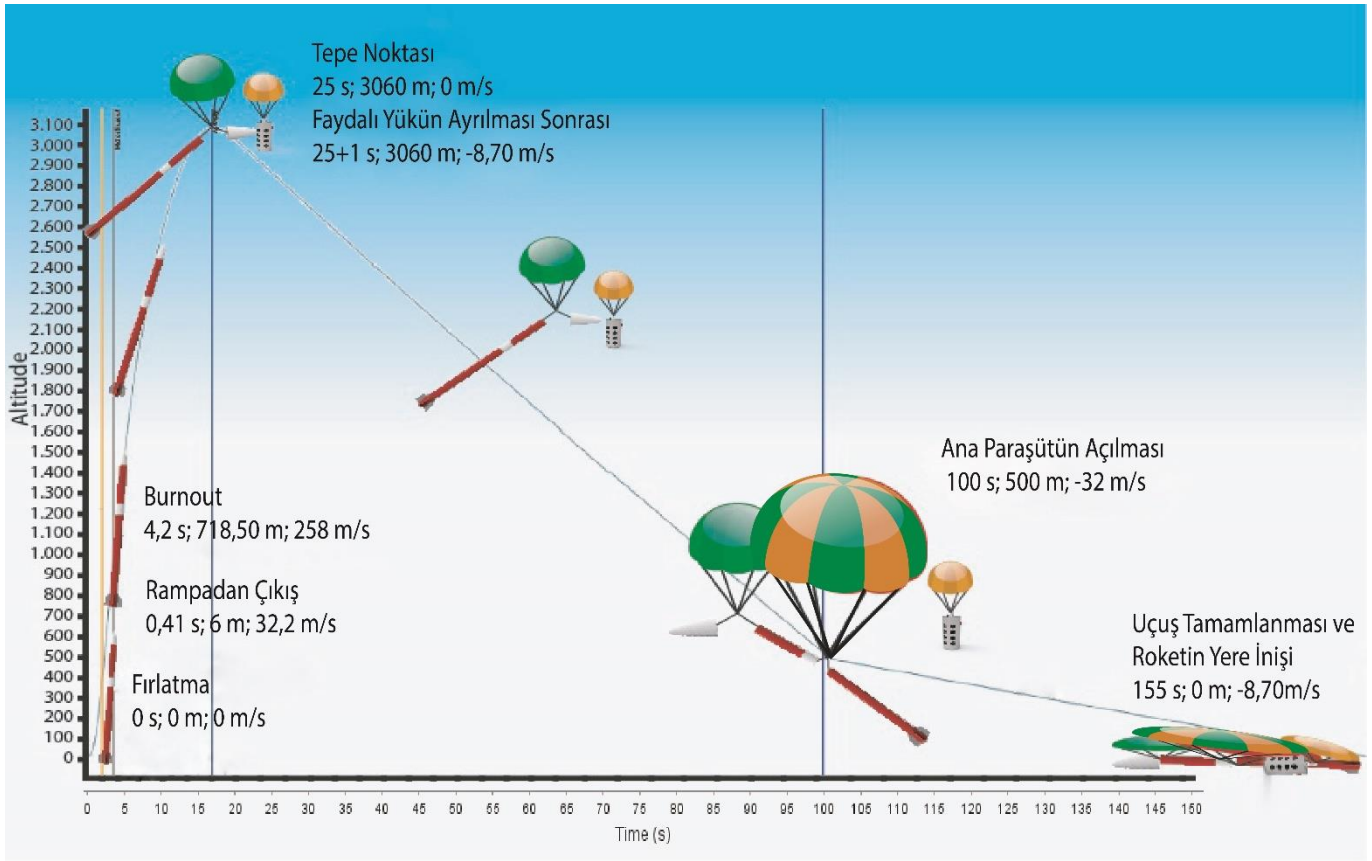
Cesaroni M2020

Genel Tasarım



Operasyon Konsepti (CONOPS)

Uçuş Profili Görseli:



Şekil 2.1.Roketin Uçuş Grafiği ve Operasyon Konsepti

Uçuş Profili Tablosu:

	Zaman (s)	İrtifa (m)	Hız (m/s)
Fırlatma	0	0	0
Rampadan Çıkış	0,41	6	32,2
Burn Out	4.2	718,50	258
Tepe Noktası	25	3060	0
Faydalı Yükün Ayrılması	25+1	3059	-8,70
Ana Paraşütün Açılması	100	500	-32
Uçuş Tamamlanması ve Yere İniş	155	0	-8,70

Tablo 2.1.Uçuş Profili Tablosu

Uçuş profili görselimiz ve uçuş profili tablomuz ile operasyonel olarak uçuşun hangi aşamasında nelerin gerçekleşeceği sıralı olarak gösterilmiştir.

ÖTR - KTR Değişimler - 1

No	Değişim Konusu	ÖTR'de Hangi Sayfada	ÖTR'de İçerik Neydi?	KTR'de İçerik Ne Oldu?	KTR'de Hangi Sayfada?
1	Barut haznelerinin montajlandığı, kurtarma Bulkheadlarının et kalınlığı ve malzeme değişimi	19	Barut haznelerinin montajlandığı bulkheadların et kalınlığı 1 cm idi ve malzemesi Alüminyum idi.	Alüminyumun iletken olması ve haberleşmeyi engellemesinden dolayı; bulkheadların gerekli yapısal dayanımı sağlaması için et kalınlığı 2 cm olması ve malzemesinin kontrplak üzerine fiberglas malzeme kaplayarak üretilmesine karar verildi.	48-49
2	Kanatçıkların et kalınlığı değişimi	11	Kanatçıkların et kalınlığı 3mm idi.	Elimizde 3.2mm kalınlıkta levha bulunmasından kaynaklı kanatçık et kalınlıkları 3.2 mm oldu.	15
3	Kanatçıkların yükseklik değişimi	11	Kanatçıkların yüksekliği 90 mm idi.	Kanatçıkların yüksekliği gerekli CP noktası için 87.5 mm oldu.	15

Tablo 2.2: ÖTR-KTR Değişimler – 1 Tablosu 1

ÖTR - KTR Değişimler - 1

No	Değişim Konusu	ÖTR'de Hangi Sayfada	ÖTR'de İçerik Neydi?	KTR'de İçerik Ne Oldu?	KTR'de Hangi Sayfada?
4	Barut konulacak kapsül haznelerinin tasarımının değişmesi	19	Barut konulacak haznelerin tasarımının özgün tasarım idi.	Barut konulacak haznelerin yarışma komitesi tarafından yarışmacılara bilgisi verilen piroteknik haznelere dönmesi	48-49
5	Faydalı Yük – Payload Çap değişimi	26	Faydalı Yük – Payload Çapı 85 mm idi.	Gerekli asgari kilograma ulaşmak için Faydalı Yük – Payload Çap ölçüsünün 90 mm olmasına karar verildi.	57
6	Denge yüzüğünün et kalınlığının düşmesi	14	Çelik denge yüzüğünün et kalınlığı 45 mm idi.	Çelik denge yüzüğünün et kalınlığının gerekli CG noktası için 40 mm olmasına karar verildi.	34

Tablo 2.3: ÖTR-KTR Değişimler – 1 Tablosu 2

ÖTR - KTR Değişimler - 2

- Raporumuzda ÖTR de var olmayıp, KTR de eklenen herhangi bir durum bulunmamaktadır.

Uçuş Benzetim Raporu (UBR)

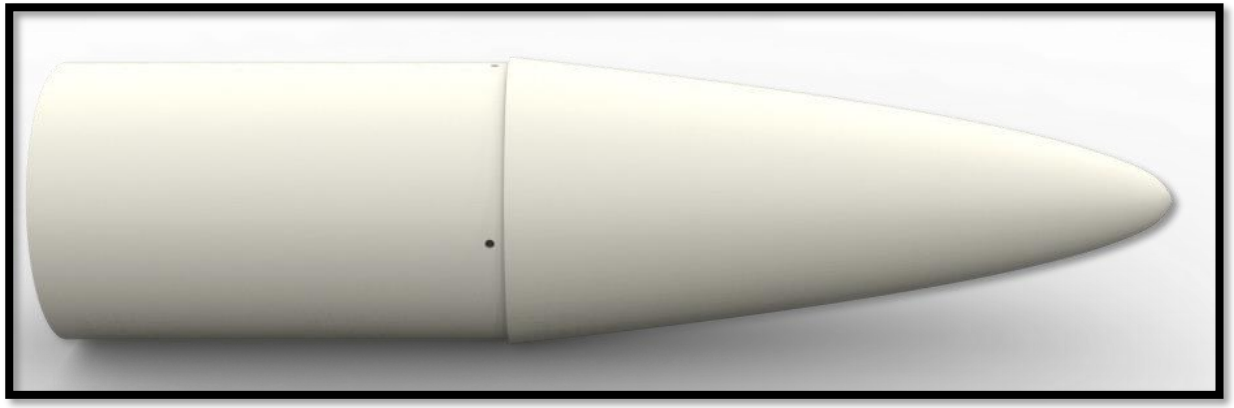
PDF FORMATINDA YÜKLENMİŞ OLAN UÇUŞ BENZETİM RAPORU DOSYA ADI:
ErciyesRoketTakimi_UBR

Kütle Bütçesi

EXCEL FORMATINDA YÜKLENMİŞ OLAN KÜTLE BÜTÇESİ DOSYA ADI:
ErciyesRoketTakimi_KütleBütcesi

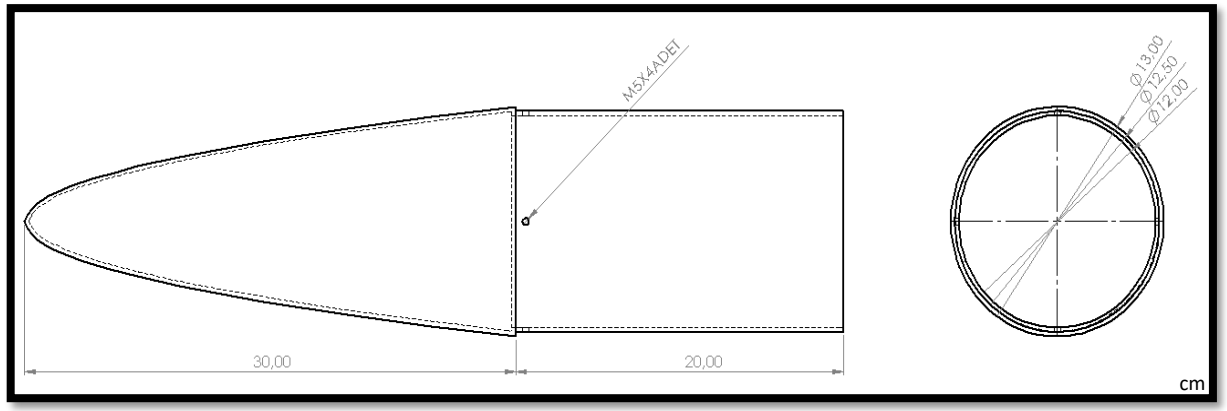
Roket Alt Sistem Detayları

Burun Konisi Mekanik Görünüm



Şekil 4.1: Burun Konisi CAD Görünümü

Şekil 4.2: Burun Konisi Şeffaflaştırılmış Alt Sistem Detay İçerikleri CAD Görünümü



Şekil 4.3. Burun Konisi Teknik Resmi

Burun Konisi'nde aerodinamik şekil olarak 'n' (kesme parametresi) burun konisi şekil katsayısı 0.5 olan Power Serisi kullanılmıştır. Burun Konisi'nin uzunluğu 0.3 m, dış çapı 0.13 m, et kalınlığı 0.0025 m, shoulder uzunluğu 0.2 m, shoulder dış çapı 0.125 m' dir. Burun konisi gövdeye sıkı geçme yöntemi ile montajlanacaktır. Malzemesi Fiberglastır ve dişi kalıba el yatırma yöntemi uygulanarak üretilecektir.

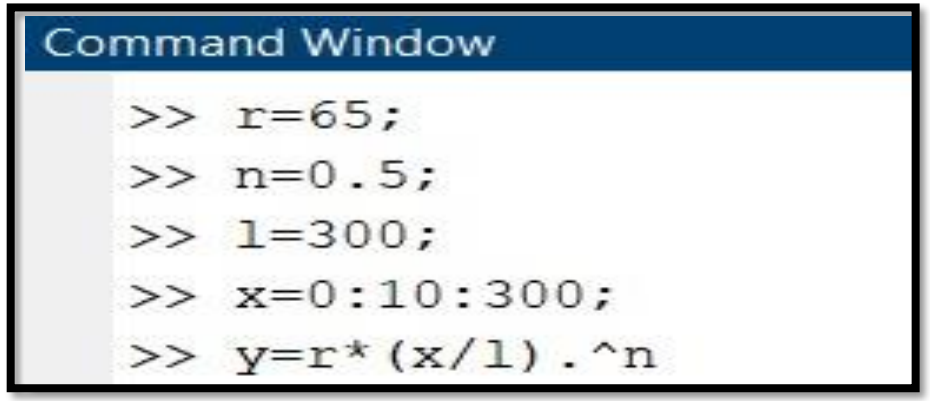
Burun Konisi – Detay

Malzeme	Yoğunluk (kg/m³)	Elastiklik Modülü	Çekme Mukavemeti	Isıl Genleşme Katsayısı	Yumuşama Sıcaklığı
Fiberglass	2540	72.4 GPa	3448 MPa	5 (W/M*)	814°C

Tablo 4.1. Fiberglass Teknik Özellikleri

Burun konisi havayı ilk karşılayan komponenttir. Tasarımı sayesinde roketin karşılaşacağı sürüklenmeyi azaltır. Bu yüzden roketin uçacağı hız profiline göre tasarlanmıştır. Roket ses altı hızda uçacağından dolayı bu hız profilinde aerodinamik açıdan en verimli burun konisi çeşidi olan Power Serisi olarak belirlenmiştir. Malzeme olarak Fiberglass malzeme, üretim yöntemi olarak ise elle yatırma metodu uygun görülmüştür. [1]

Burun konisi kuvvet serisi denklemi Matlab programı aracılığıyla $y=r*(x/l)^n$ power serisi denklemi kullanılarak hesaplandı. Denklemde 'n' (kesme parametresi) sabiti burun konisi şekil katsayısını ifade etmektedir, ve 0.5 olarak alınmıştır. Denklem Matlab programında çözümlenerek bir dizi iterasyon sonucunda koordinatlar elde edilmiştir. Koordinatlar SolidWorks programında Power Serisi burun konisi tasarımı için kullanılmıştır.



Şekil 4.4. Burun Konisi Eğri Denklemi

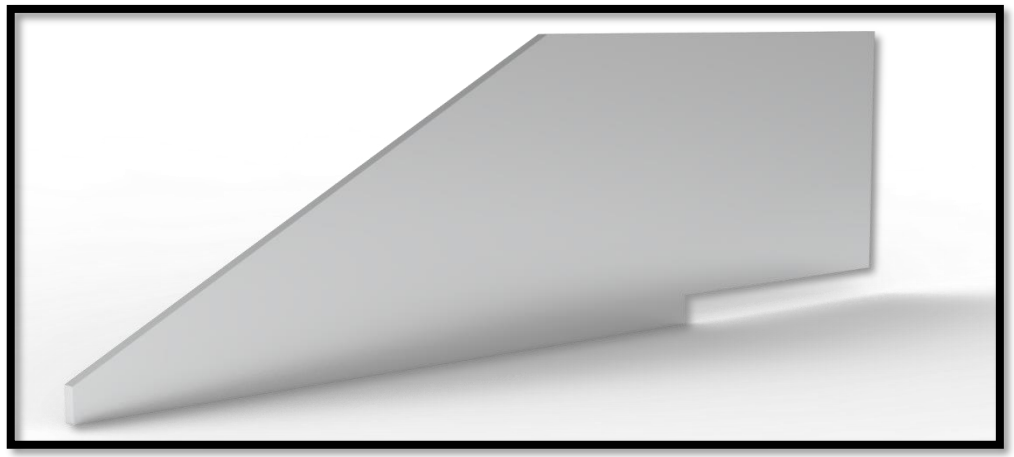
Referans:[1,2]

Burun Konisi – Detay

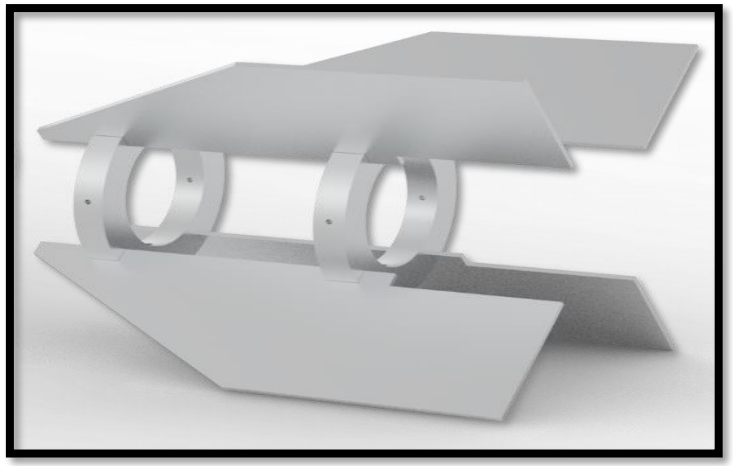
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Burun konisinde tercih edilen malzeme Fiberglass'tır. Fiberglass malzeme tercih edilmesinin temel sebepleri; metallere göre dayanıklı, hafif ve diğer kompozit malzemelere göre uygun maliyetli olmasından kaynaklanmaktadır. Bunların yanında metallere kıyasla malzeme yorulması, gerekli basınç değerleri, yüksek mukavemet değerine sahip olması, ısıl deformasyonlar gibi hatalara karşı gösterdiği dayanımlar, korozyona karşı dayanımı, asit ve bazlardan etkilenmemesi ve sınırsız raf ömrüne sahipliği diğer tercih sebepleridir.
Üretim Yöntemleri	:	Burun konisinde kullanılacak üretim yöntemi el yatırma yöntemidir. Elle yatırma yönteminin tercih edilme sebepleri; üretim maliyetinin düşük olması ve az miktarda ekipman gerektirmesinden dolayıdır. İlk olarak MDF malzemeden CNC Routher tezgahında burun konisi dişi kalıp üretilecek daha sonra kalıbın üzerine yatırılan fiberglass kumaş, bir rulo fırça yardımı ile epoksinin emdirilmesi işlemiyle kalıp şeklinin sorunsuz bir şekilde aldırılması sağlanacaktır. En son oluşan iki adet yarım burun konisi birleştirilecek ve epokside oluşan kimyasal reaksiyonlar sonucunda burun konisi üretimi tamamlanacaktır.

Tablo 4.2. Burun Konisi Malzeme Bilgileri ve Üretim Yöntemleri Tablosu

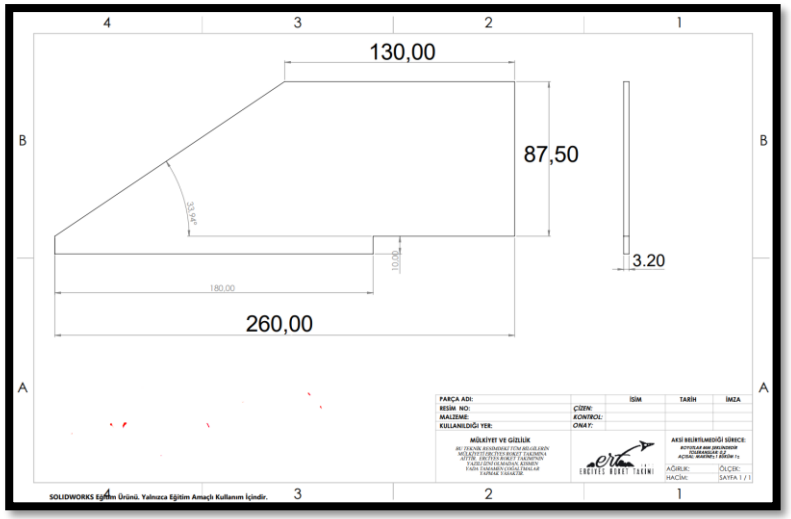
Kanatçık Mekanik Görünüm



Şekil 4.5. Kanatçık CAD Görünümü



Şekil 4.6. Kanatçık Montajlı CAD Görünümü



Şekil 4.7. Kanatçık Teknik Resmi

Kanatçıklarda aerodinamik şekil olarak Kesik Uçlu Delta tip kullanılmıştır. Kanatçık kök kesiti (C_R) 0.26 m, kanatçık uç kesiti (C_T) 0.13 m, kanatçık yüksekliği (b) 0.0875 m, kanatçık hücum açısı 33.94°, kanatçık et kalınlığı (t) 0.0032 m' dir. Kanatçıklar; 2 adet merkezleme yüzüğüne, yüzüklerdeki kanallara oturtulup köşebentler yardımıyla sabitlenerek gövdeye montajlanacaktır.

Kanatçık – Detay

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Kanatçıklarda kullanılacak olan malzeme alüminyumdur. Alüminyum malzeme tercih edilmesinin sebepleri işlenebilirliğinin yüksek, maliyetinin düşük olması ve kolay montaj özelliklerinden dolayıdır. Ayrıca kompozit malzemelerde oluşan kürleşme sorunu ve imalat hataları, kompozit malzemelerin tercih edilmemesinin diğer bir faktördür. Kompozitlerin tercih edilmeme sebeplerinden en önemlisi montajlama yapılması esnasında vida diş bağlantılarının çok hassas olmamasından kaynaklanmaktadır.
Üretim Yöntemleri	:	Kanatçıkta kullanılacak üretim yöntemi lazer kesim yöntemidir. Lazer kesim yönteminin tercih edilme sebepleri; hız ve zaman tasarrufu sağlaması, kalıp maliyetinin olmaması ve üretile bilirliğinin kolay olmasından kaynaklanmaktadır. Üretimde ilk olarak; 3.2 mm kalınlığına sahip alüminyum levha lazer makinesinde tasarım ölçüleri doğrultusunda kesilecektir. Daha sonra kanatçıkları gövde de sabitlemek amacıyla kullanacak 2 adet yüzük torna tezgahında işlenecek ve kanatçıkların yüzüklere oturması için gerekli kanallar freze tezgahında açılacaktır. Bu sistemi gövdeye montajlamak için kanatçıklar ile yüzükler 90°açıyla köşebent bağlantı aparatlarıyla montajlanacaktır. Daha sonra yüzükler motor gövdesine yerleştirilerek gövdeye montajlanacaktır.

Tablo 4.3. Kanatçık Malzeme Bilgileri ve Üretim Yöntemleri Tablosu

Referans:[12,13,14,15]

Kanatçık – Detay

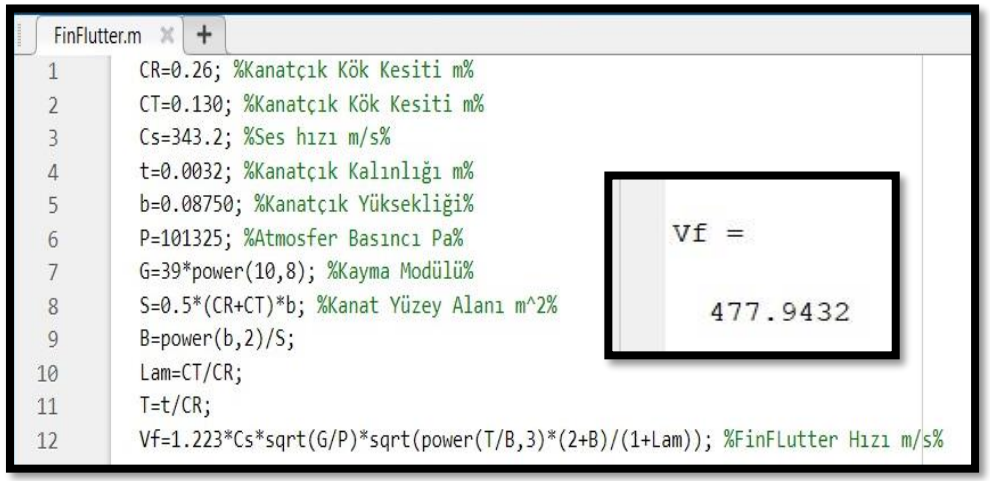
Malzeme	Yoğunluk	Poisson Oranı	Ergime Sıcaklığı	Isıl İletkenlik	Isıl Genleşme Katsayısı	Elastisite Modülü
Alüminyum	2700 kg/m³	0.33µ	660.32°C	237 W/(m.K)	23.1 µm/(m.K)	70 kN/mm2

Tablo 4.4. Alüminyum Malzemenin Teknik Özellikleri

Roketler görevi sırasında uçuşu bozacak pek çok etkenle karşılaşırlar. Roketlerin kararlılığını sağlamak için en basit yollardan biri sabit kanatçık kullanmaktır. Sabit kanatçıklar uçuş sırasında aerodinamik kuvvetler yaratır ve uçuşun düzeninin bozulduğu durumlarda roketi tekrar kararlı hale getirmeye yardımcı olur. Kullanılacak kanatçık kesik uçlu delta kanatçık tipidir.

Kanat Tasarımının Detayları Tablosu	
Kanatçık Kök Kesiti (C_R)	0.26 m
Kanatçık Uç Kesiti (C_T)	0.13 m
Kanatçık Yüksekliği (b)	0.08750 m
Kanatçık Hücum Açısı	33.94 Derece
Kanatçık Et Kalınlığı (t)	0.0032 m

Tablo 4.5. Kanat Tasarımının Detayları Tablosu

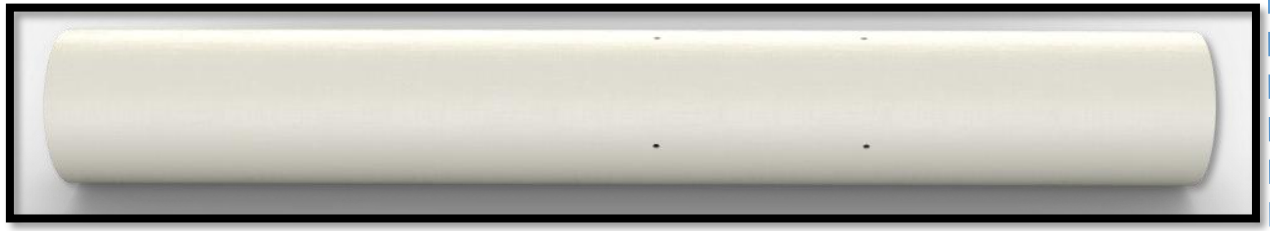


Şekil 4.8. Fin Flutter Hesabı Matlab Input Görüntüsü

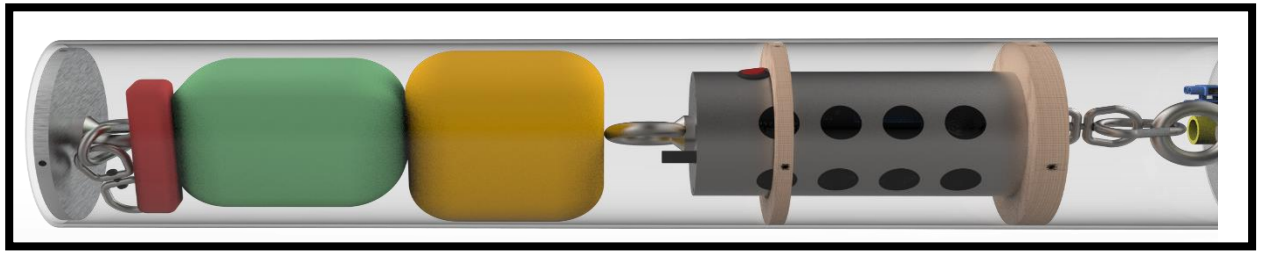
Hesabımız ile kanatlarımızın deforme hızını 477.94 m/s olarak bulduk. Roketimiz ile ulaşacağımız max. hız xxx m/s olacağı için bir sorun teşkil etmeyecektir. Uçuş esnasında güvenlik katsayımız 1.81'dir. [10]

Referans:[10,11]

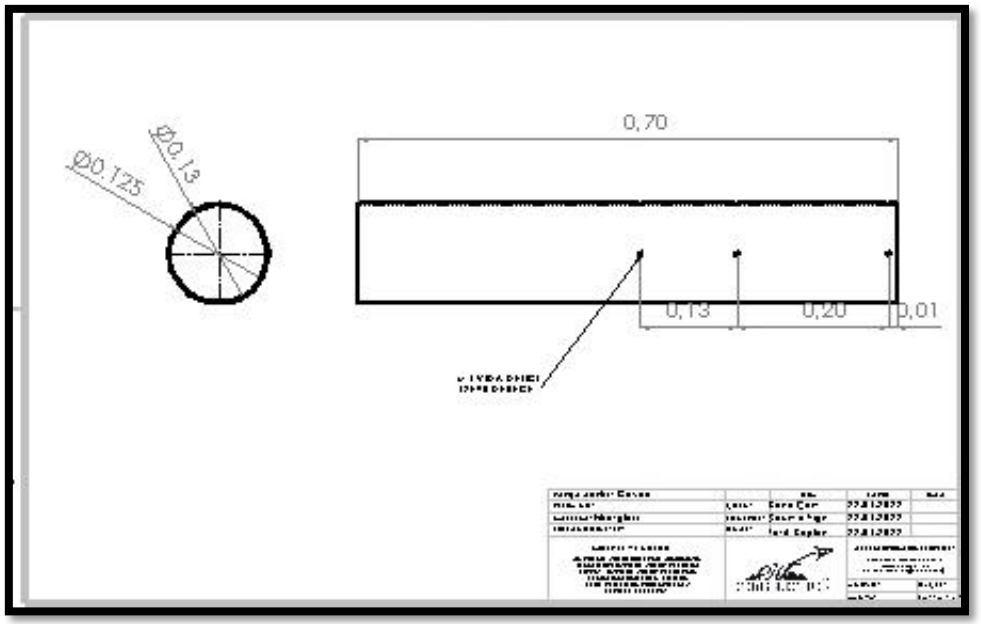
Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm



Şekil 4.9. Üst Gövde CAD Görünümü



Şekil 4.10. Üst Gövde Şeffaflaştırılmış CAD Görünümü



Şekil 4.11. Üst Gövde Teknik Resim Görünümü

	Çap(m)	Boy(m)	Et Kalınlığı(m)	Malzeme
Üst Gövde	Ø0.13	0.7	0.0025	Fiberglas

Tablo 4.6. Üst Gövde Özellikleri

Yapısal – Gövde Parçaları

ÖZELLİK		AÇIKLAMA
Malzeme Bilgileri	:	Hafif olması , yüksek mukavemet değerleri, yapılan analizler ve analiz sonuçları doğrultusunda üst gövde malzemesi olarak fiberglass seçilmiştir. Uçuş bilgisayarından gelen sinyallerin yer istasyonuna iletiminde herhangi bir sorun teşkil etmeyeceğinden bir diğer tercih sebebi olmuştur.
Üretim Yöntemi	:	Metal bir boru kalıba iplik sarma yöntemi ile üretilecektir. İplik Sarma yöntemi methodunun düşük maliyetli olması ve okulumuzun iplik sarma makinasının mevcut olmasından kaynaklı bu imalat yöntemi tercih edilmiştir. Epoksinin kumaş içerisinde homojen dağılması da önemli tercih etkenlerinden biridir. Üretim sonrasında elektronik kumpasla ölçüleri kontrol edilecektir.

Tablo 4.7. Üst Gövde Malzeme Bilgileri ve Üretim Yöntemi Tablosu

- Üst gövde boyu 0.7m, çap olarak 0.13m ve et kalınlığı 0.0025m belirlenmiştir.
- Üst gövde üzerinde basıncın dengelenmesi ve ray butonu yerleştirilebilmesi

İçin şartnamede belirtilen 3-4.5 mm çapında delikler bulunacaktır.

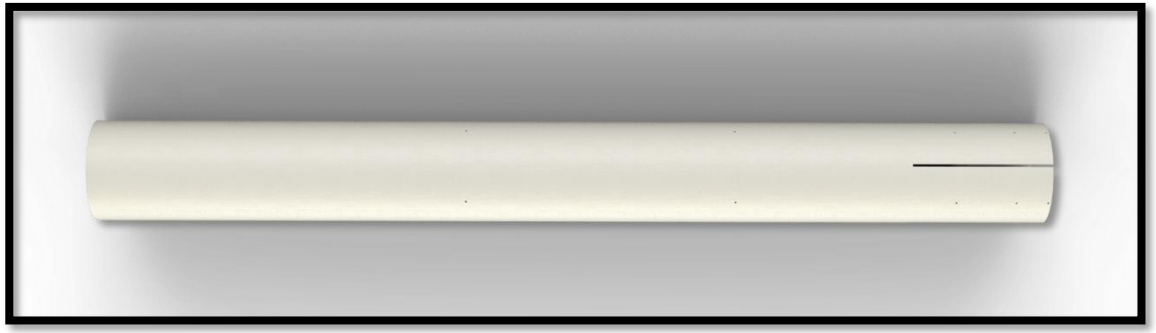
- Gövdenin üst kısmından 0.6m altında 3-4.5mm basınç deliği açılacaktır. Ray butonu ise gövdenin 0.5m altına yerleştirilecektir.
- Gövde yüzeyinde tasarım doğrultusunda 12 adet vida deliği bulunacaktır. Faydalı yükü aktifleştirmek için mekanik olarak dışardan erişilebilirdir.

Referans:[5,16,17,18,19]

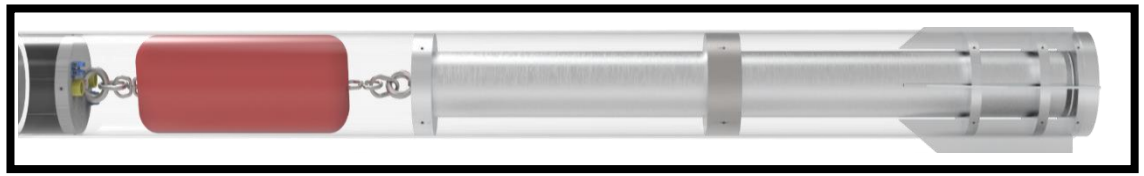
FİBERGLASS	
Teknik Özellik	Değer
Özgül Ağırlık (kg/m³)	2540
Elastik Modül(Gpa)	72.4
Çekme Mukavemeti (Gpa)	3448
Isıl Genleşme Katsayısı(1/K)	5
Yumuşama sıcaklığı(K)	1114.150

Tablo 4.8 . Fiberglass Özellik Tablosu

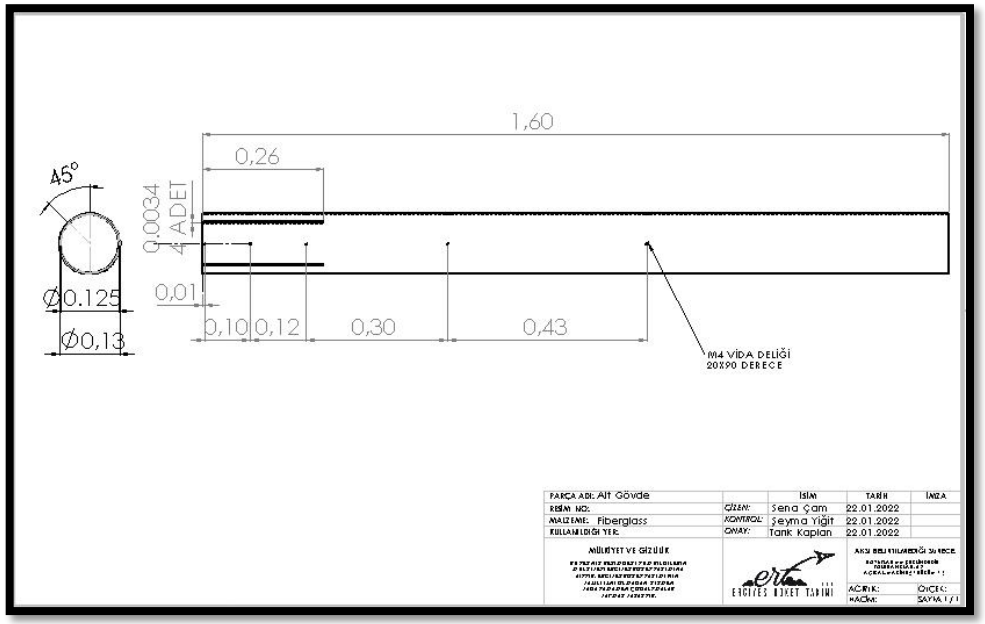
Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm



Şekil 4.12. Alt Gövde CAD Görünümü



Şekil 4.13. Üst Gövde Şeffaflaştırılmış CAD Görünümü



Şekil 4.14. Alt Gövde Teknik Resim Görünümü

	Çap(m)	Boy(m)	Et Kalınlığı(m)	Malzeme
Alt Gövde	Ø0.13	1.6	0.0025	Fiberglas

Tablo 4.9. Alt Gövde Özellikleri Tablosu

Yapısal – Gövde Parçaları

ÖZELLİK		AÇIKLAMA
Malzeme Bilgileri	:	Malzeme olarak fiberglass kullanılacaktır. Fiberglass düşük yoğunluk, yüksek mukavemet, tedarik kolaylığı ,diğer kompozit malzeme üretimlerine göre daha az maliyete sahip olması tercih sebebi olmuştur.
Üretim Yöntemi	:	Metal bir boru kalıba iplik sarma yöntemi ile üretilecektir. Kullanılacak olan bu üretim yöntemi kompozit malzemelerde yüksek sertlik yüksek burkulma dayanımı sağlamak için en mukavemetli değer olan ±55° ile sarılacaktır. Epoksi reçine ile sertleştirilmesi sağlanacak ve istenilen mukavemet değeri elde edilecektir. Üretiminin sonrasında freze tezgahında kanatçık kanalları açılacak matkap tezgahında delikleri delinecektir. Üretim sonrasında elektronik kumpasla ölçüleri kontrol edilecektir.

Tablo 4.10. Alt Gövde Malzeme Bilgileri Ve Üretim Yöntemleri Tablosu

- Alt gövde boyu 1.6m, çap olarak 0.13m ve et kalınlığı 0.0025m belirlenmiştir.
- Alt gövde ana paraşütün açılması için uçuşun son evresinde 600-400m kala, kurtarma sisteminin tetiklenmesi ile ayrılacaktır.
- Alt gövde üzerinde basıncın dengelenmesi ve ray butonu yerleştirilebilmesi

için şartnamede belirtilen 3-4.5mm çapında delikler bulunacaktır.

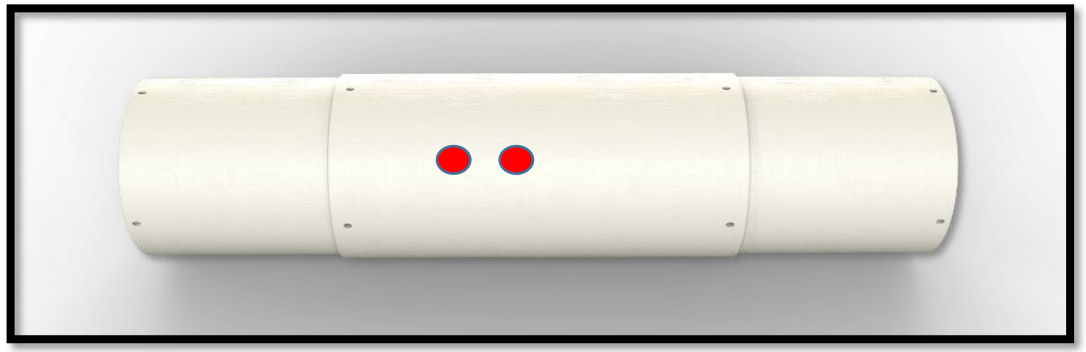
- Gövdenin alt kısmından 0.2m üstünde 3-4,5mm basınç deliği açılmıştır. Ray butonu ise gövdenin altından 0.6m ve 1.5m üstüne yerleştirilecektir.
- Gövde yüzeyinde tasarım doğrultusunda 22 adet vida deliği bulunacaktır.
- Alt gövdede bulunacak olan kanatçıklar için 4 adet kanatçık kanalı bulunmaktadır. Bu kanallar yardımıyla kanatçıklar rahatlıkla gövdeye montajlanabilecektir.

Teknik Özellik	Değer
Özgül Ağırlık (kg/m³)	2540
Elastik Modül(Gpa)	72.4
Çekme Mukavemeti (Gpa)	3448
Isıl Genleşme Katsayısı(1/K)	5
Yumuşama sıcaklığı(K)	1114.150

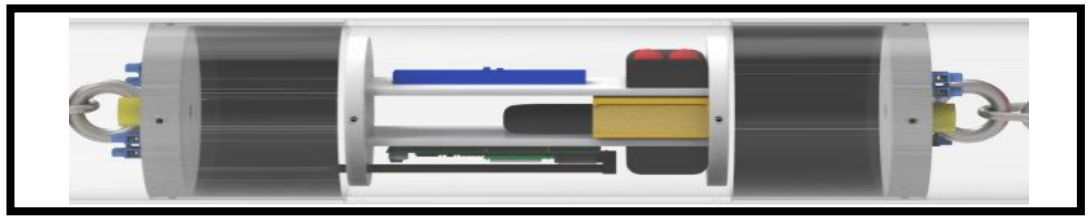
Tablo 4.11 . Fiberglass Özellik Tablosu

Referans:[5,16,17,18,19]

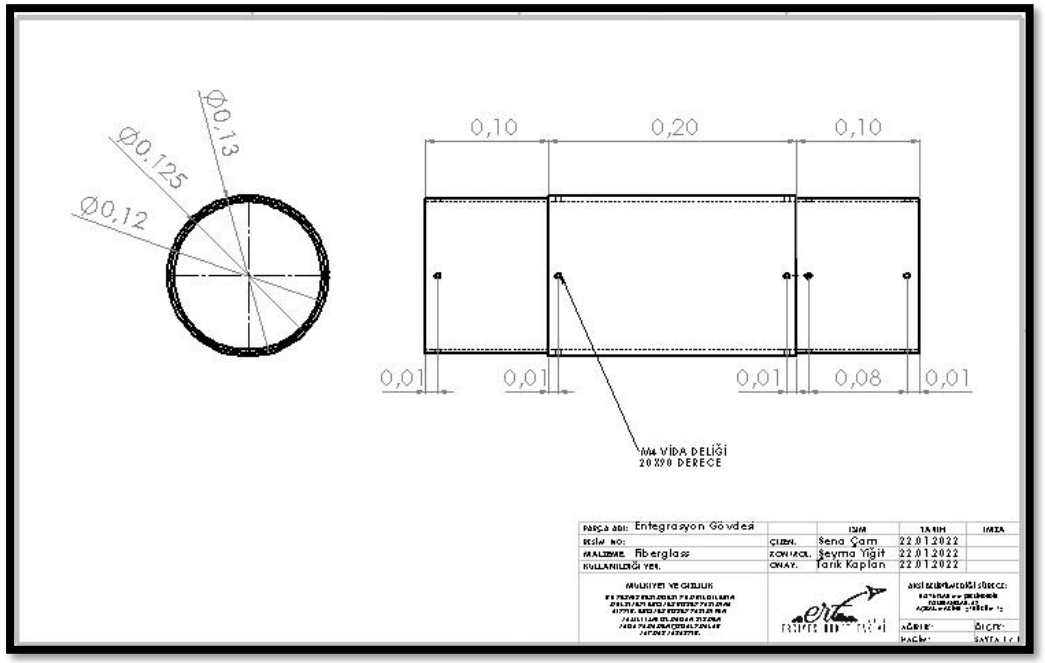
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)



Şekil 4.15. Entegrasyon Gövdesi CAD Görünümü



Şekil 4.16. Entegrasyon Gövdesi Şeffaflaştırılmış CAD Görünümü



Şekil 4.17. Entegrasyon Gövdesi Teknik Resim Görünümü

	Çap(m)	Boy(m)	Et Kalınlığı(m)	Malzeme
Entegrasyon Gövdesi	Ø0.125 - Ø0.130 - Ø0.125	0.4	0.0025	Fiberglas

Tablo 4.12. Entegrasyon Gövdesi Özellik Tablosu

Yapısal – Gövde Parçaları

ÖZELLİK		AÇIKLAMA
Malzeme Bilgileri	:	Hafif olması , yüksek mukavemet değerleri, yapılan analizler ve analiz sonuçları doğrultusunda üst gövde malzemesi olarak fiberglass seçilmiştir. Uçuş bilgisayarından gelen sinyallerin yer istasyonuna iletiminde herhangi bir sorun teşkil etmeyeceğinden bir diğer tercih sebebi olmuştur.
Üretim Yöntemi	:	Üretimi 3 boyutlu yazıcıdan çıkartılan dişi kalıp sonrasında elle yatırma yöntemi kullanılarak üretilecektir. 6 farklı kalıp çıkartılarak birleşmesinden elde edilecek olan dişi kalıplar birbirine yapıştırılacak ve bu kalıplar üzerine fiberglass kumaş yatırılacaktır. Kumaş yatırma işleminde epoksi reçineler kullanılarak sertleştirilecektir. Üretim sonrasında elektronik kumpasla ölçüleri kontrol edilecektir.

Tablo 4.13. Entegrasyon Gövdesi Malzeme Bilgileri Ve Üretim Yöntemleri Tablosu

* Alt gövde ve üst gövdeyi birbirine bağlayacak olan entegrasyon gövdesi kademeli olarak tasarlanmıştır. Motor gövdesi ile, ana paraşütün açılması için yere 600-400m kala ayrılacaktır. Kademeli tasarım sebebi ise roketin aerodinamik şeklini korumak ve uçuş rampasında sehim olayını azaltmaktır.
* Entegrasyon gövdesi içerisine montaj açısından kolaylık sağlaması ve daha kolay ulaşılabilirlik için aviyonik kapsül yerleştirilecektir. Ve aktifleştirme butonu bu konumdadır.
* Şartname gereğince bu gövdeye 3-4.5mm çapında basınç delikleri açılacaktır. Aviyonik kompartımandaki sensörlerin güvenilir çalışmasına neden olacaktır. Entegrasyon gövdesi üst gövdeye M5 setskür vidalar yardımıyla sabitlenecektir. Gövde yüzeyinde tasarım doğrultusunda 16 adet vida deliği bulunacaktır. Dışardan mekanik olarak Altimeter Two eklenebilecektir.

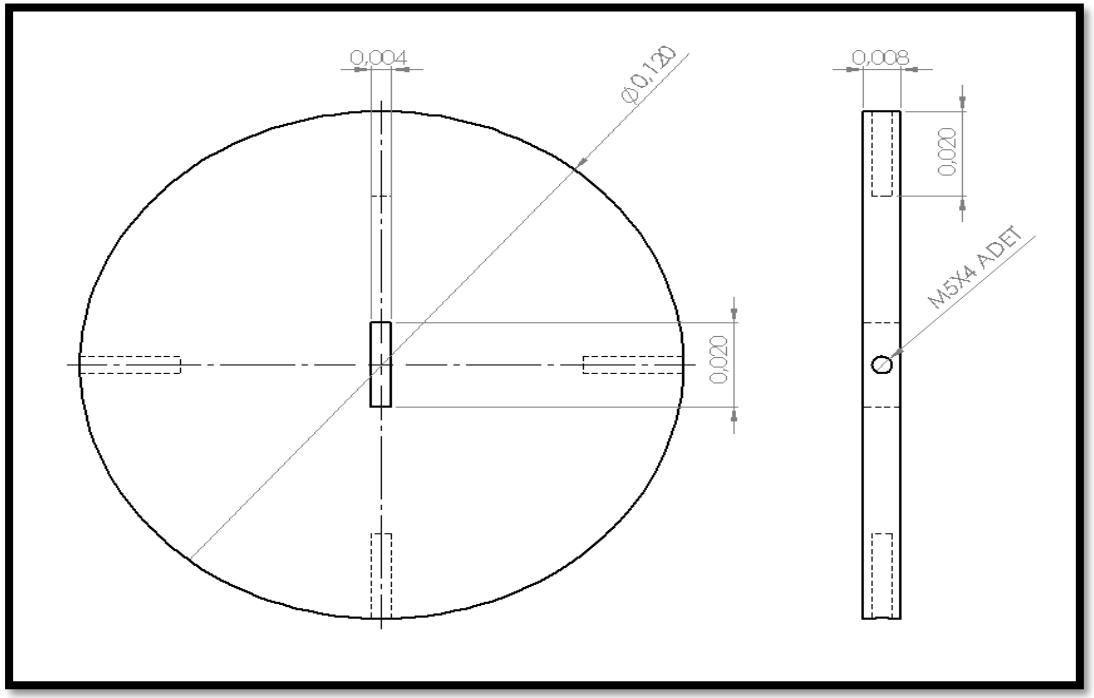
Teknik Özellik	Değer
Özgül Ağırlık (kg/m³)	2540
Elastik Modül(Gpa)	72.4
Çekme Mukavemeti (Gpa)	3448
Isıl Genleşme Katsayısı(1/K)	5
Yumuşama sıcaklığı(K)	1114.150

Tablo 4.14 . Fiberglass Özellik Tablosu

Referans:[5,16,17,18,19,20]

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

Şekil 4.18. Burun Konisi Bulkhead CAD Görünümü



Şekil 4.19. Burun Konisi Bulkhead Teknik Resim Görünümü

	Çap(m)	Et Kalınlığı(m)	Malzeme
Burun Konisi Bulkhead	Ø0.120	0.008	Alüminyum 7075

Tablo 4.15. Burun Konisi Bulkhead

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

ÖZELLİK		AÇIKLAMA
Malzeme Bilgileri	:	Kullanılan alüminyum malzeme serisi havacılık alanında yaygın kullanımı ve diğer alüminyum alaşımlarına göre daha yüksek mukavemete sahip olduğu için Alüminyum 7075 serisi olarak seçilmiştir. Ayrıca daha kolay , daha hızlı işlenebilme özelliği de seçimine etken olmuştur.
Üretim Yöntemi	:	Üretimi CNC Torna tezgahı kullanılarak yapılacaktır. CNC Torna tezgahının işleme kabiliyetinden kaynaklı olarak hızlı ve CAM kodlarını tezgaha aktarmadan kaynaklı hata payını en aza indirdiğinden seçilmiştir. Üretim sonrasında elektronik kumpasla ölçüleri kontrol edilecektir.

Tablo 4.16. Burun Konisi Bulkhead Malzeme Bilgileri ve Üretim Yöntemi Tablosu

- Tasarım olarak 0.120m çapında ve 0.008m et kalınlığında belirlenmiştir.
- Üzerine 4 adet 90 derece açıyla M4 delikler açılacaktır ve burun konisi omuzluk kısmına M4 setslür vidalar yardımıyla sabitlenecektir.
- Ortasına shock cord geçebilmesi için 0.020m uzunluğunda delik açılacaktır.
- Parça kullanım olarak patlayan barutun basıncı burun konisine itki olarak sağlayarak burun konisinin açılmasını sağlamaktadır.

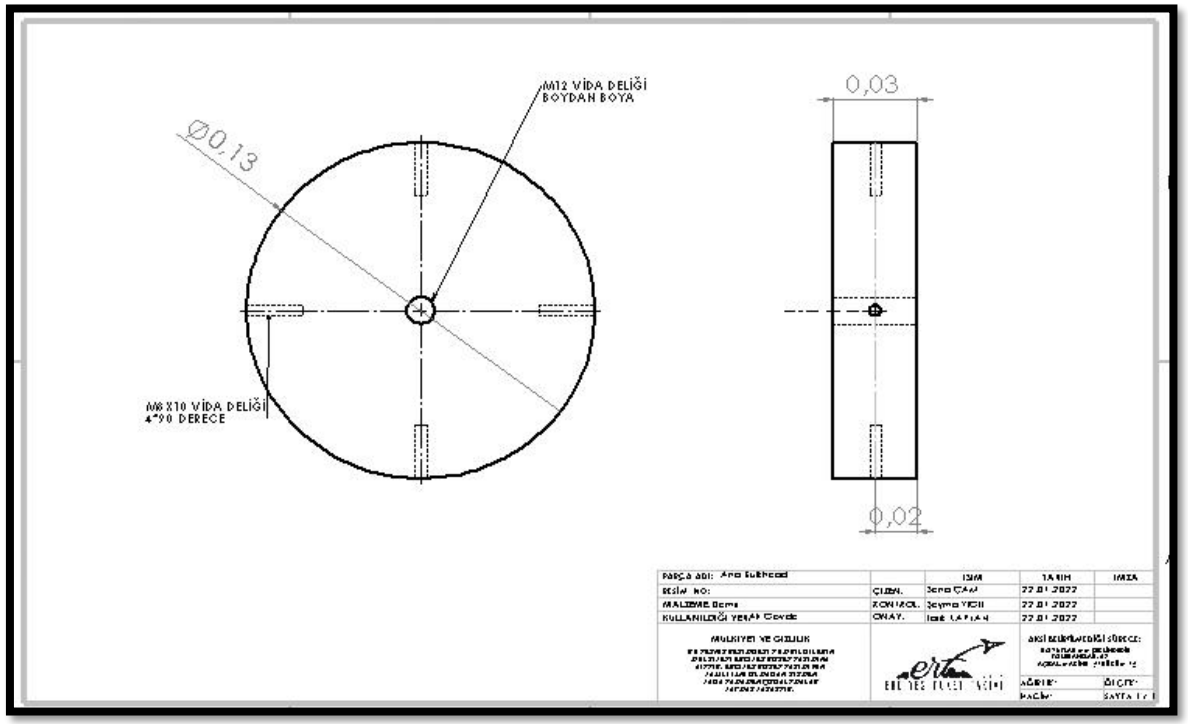
Referans:[15,20,21,22]

ALÜMİNYUM-7075	
Teknik Özellik	Değer
Özgül Ağırlık (kg/m³)	2540
Elastik Modül(Gpa)	71.7
Çekme Mukavemeti (Gpa)	560
Erime Sıcaklığı(K)	908
Sertlik(HB)	140-160

Tablo 4.17 . Alüminyum Özellik Tablosu

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

Şekil 4.20. Motor Bloğu Bulkhead CAD Görünümü



Şekil 4.21. Motor Bloğu Bulkhead Teknik Resim Görünümü

	Çap(m)	Delik Çapı(m)	Et Kalınlığı(m)	Malzeme
Motor Bloğu Bulkhead	Ø0.125	Ø0.010	0.030	Alüminyum 7075

Tablo 4.18. Motor Bloğu Bulkhead Özellik Tablosu

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

ÖZELLİK		AÇIKLAMA
Malzeme Bilgileri	:	Havacılık sanayisinde yaygın kullanımından dolayı ve yüksek mukavemete sahip olduğu için Alüminyum 7075 serisi tercih sebebi olmuştur. Üründeki diş ve işlene bilirlik hassasiyeti diğer tercihlerden birisi olmuştur.
Üretim Yöntemi	:	Üretimi CNC Torna tezgahı kullanılarak yapılacaktır. CNC Torna tezgahının yüksek hassasiyetli tolerans farkından ve hızlı üretiminden dolayı tercih sebebi olmuştur. Alüminyum çubuk tasarıma uygun CNC tezgahından işlendikten sonra kesme, delme ve diş açma işlemlerine geçilecektir. Bulkhead üzerine 4 adet delik açılacak ve bu deliklere M5 kılavuzlar yardımıyla 90 derece açıyla vidaların montajı için diş açılacaktır. Üretim sonrasında elektronik kumpasla ölçüleri kontrol edilecektir.

Tablo 4.19.Motor Bloğu Bulkhead Özellikleri

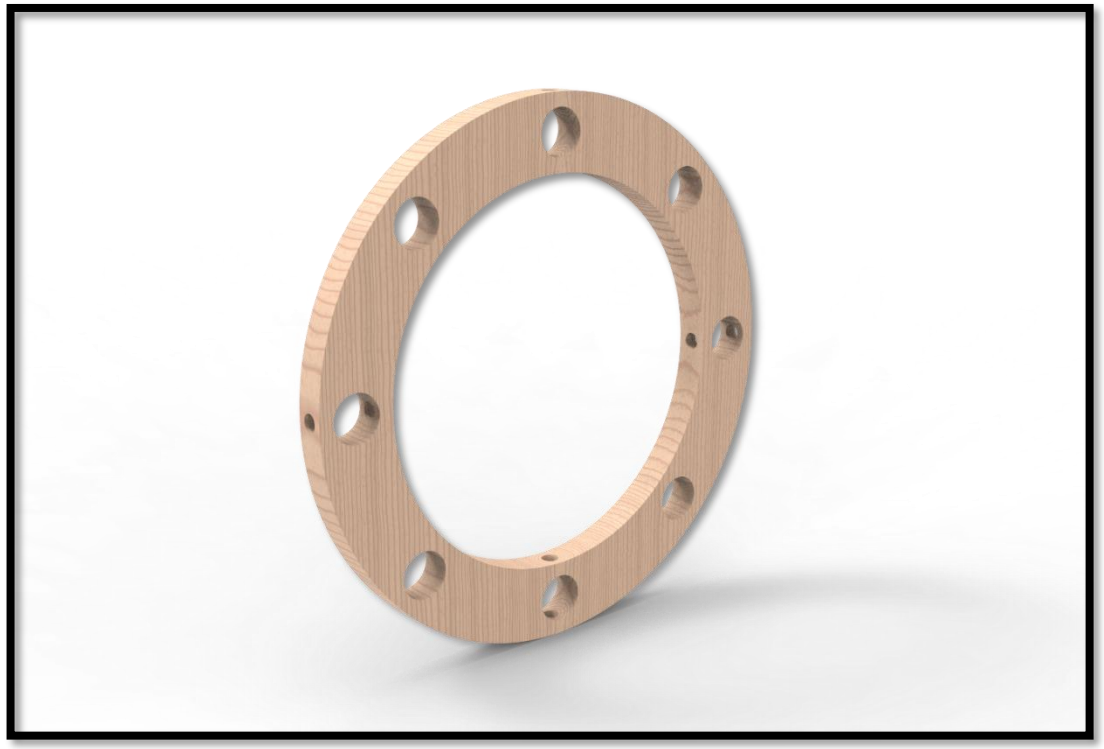
- Tasarım olarak 0.125m çapında ve 0.030m et kalınlığında belirlenmiştir. Ortasına mapa yerleştirilebilmesi için 0.10m çapında delik açılacaktır.
- Motor bloğu üst kısmına yerleştirilecek olan bulkhead 4 adet 90 derece açıyla M5 civatalar yardımıyla gövdeye montajlanacaktır.
- Motor bloğunu ve ana paraşüt mapası bu yapısal desteğe bağlanacaktır.

Referans:[15,20,21,22]

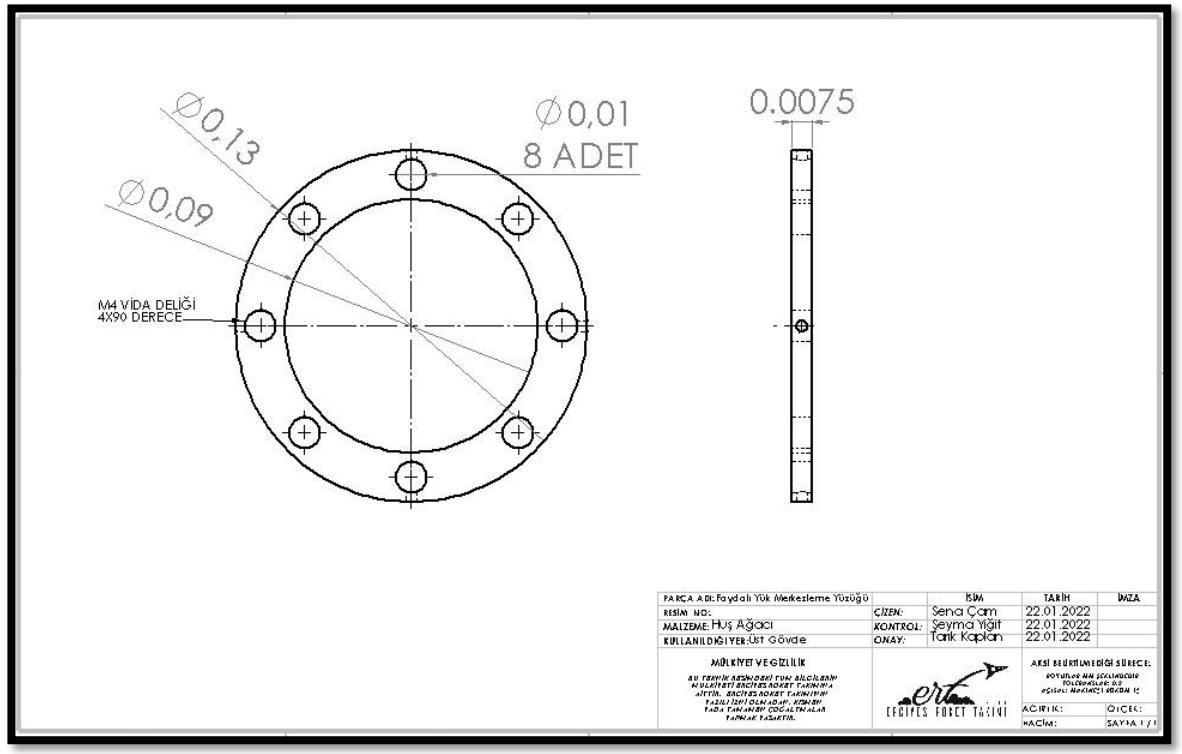
ALÜMİNYUM-7075	
Teknik Özellik	Değer
Özgül Ağırlık (kg/m³)	2540
Elastik Modül(Gpa)	71.7
Çekme Mukavemeti (Gpa)	560
Erime Sıcaklığı(K)	908
Sertlik(HB)	140-160

Tablo 4.20 . Alüminyum Özellik Tablosu

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



Şekil 4.22. Görev Yükü Merkezleme Yüzüğü-1 CAD Görünümü



Şekil 4.23. Görev Yükü Merkezleme YüzüğüTeknik Resim Görünümü

	Çap(m)	İç çap(m)	Et Kalınlığı(m)	Malzeme
Görev Yükü Merkezleme Yüzüğü-1	Ø0.125	Ø0.09	0.008	Kontraplak

Tablo 4.21. Görev Yükü Merkezleme Yüzüğü-1

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

ÖZELLİK	AÇIKLAMA
Malzeme Bilgileri	Malzeme olarak kontraplak seçilmiştir. Kontraplak seçmemizin sebebi roketin ağırlığını göz önünde bulundurarak parçanın görevinin sadece faydalı yükün uçuş esnasında kontrollü tutulmasını sağlamak olmasından kaynaklıdır.
Üretim Yöntemi	CNC Router kullanarak kontraplak verilen ölçülere göre talaşlı üretime girer. Parçanın çapaklı yüzeyleri zımpara yardımıyla düzeltilerek diş açılır ve üretimi tamamlanır. Üretim sonrasında elektronik kumpasla ölçüleri kontrol edilecektir.

Tablo 4.22. Görev yükü merkezlenme yüzüğü-1 özellikleri

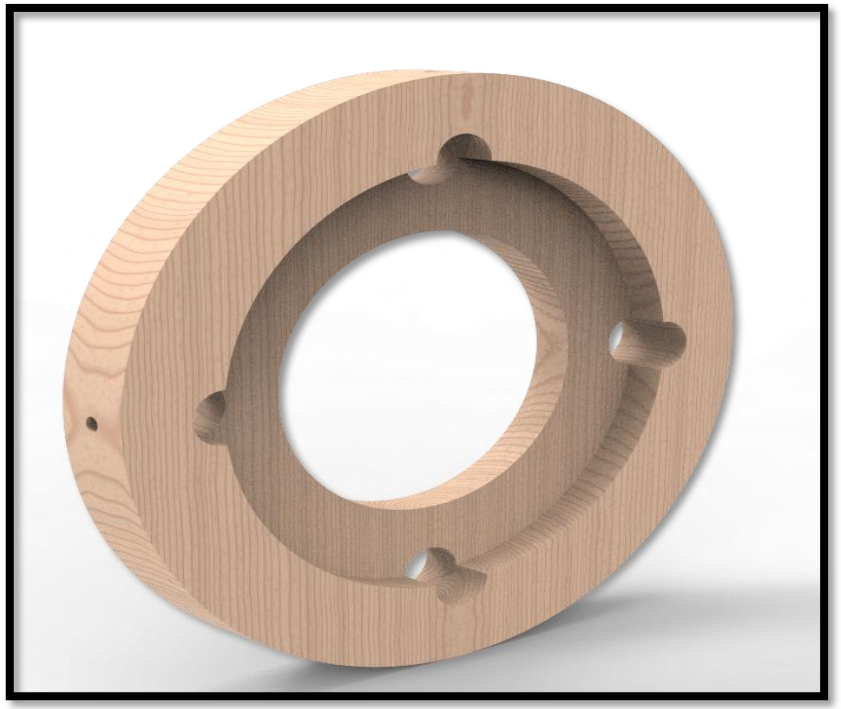
- Tasarım olarak 0.125m çapında ve 0.0075m et kalınlığında belirlenmiştir.
- Görev yükü merkezlenme yüzüğü, görev yükünün gövde içindeki hareketini kısıtlamak amacıyla kullanılacaktır.
- Görev yükünün üst kısmında bulunacak görev yükü merkezlenme yüzüğü M4 cıvatalar yardımıyla üst gövdeye sabitlenecektir.

KONTRAPLAK	
Teknik Özellik	Değer
Özgül Ağırlık (kg/m³)	620
Bükülme Mukavemeti(N/mm²)	14500
Kesme Mukavemeti(N/mm²)	10.9
Basınç Mukavemeti(N/mm²)	62

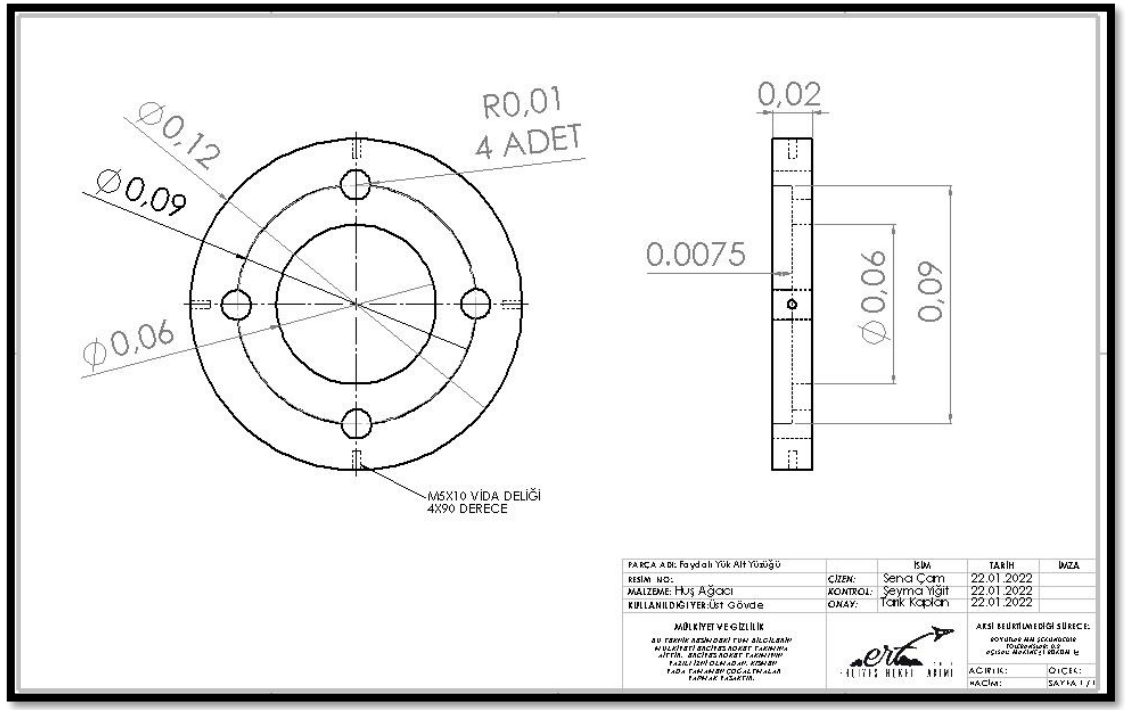
Tablo 4.23 . Kontraplak Özellik Tablosu

Referans:[8,15,20,23]

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



Şekil 4.24. Görev Yükü Merkezleme Yüzüğü-2 CAD Görünümü



Şekil 4.25. Görev Yükü Merkezleme Yüzüğü-2 Teknik Resim

	Çap(m)	İç çap(m)	Et Kalınlığı(m)	Malzeme
Görev Yükü Merkezleme Yüzüğü-2	Ø0.125	Ø0.07	0.015	Kontraplak

Tablo 4.24. Görev Yükü Merkezleme Yüzüğü-2

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

ÖZELLİK		AÇIKLAMA
Malzeme Bilgileri	:	Üretim kolaylığı ,düşük maliyet , düşük ağırlık ve gerekli mukavemete sahip olmasından ötürü görev yükü merkezleme yüzüğü kontrplak olarak seçilmiştir.
Üretim Yöntemi	:	CNC Router kullanarak kontraplak verilen ölçülere göre talaşlı üretime girer. Parçanın çapaklı yüzeyleri zımpara yardımıyla düzeltilerek diş açılır ve üretimi tamamlanır. Üretim sonrasında elektronik kumpasla ölçüleri kontrol edilecektir.

Tablo 4.25. Görev Yükü Merkezlenme Yüzüğü -2 Özellikleri

- Tasarım olarak 0.125m çapında ve 0.015m et kalınlığında belirlenmiştir.
- Görev yükü merkezleme yüzüğü, görev yükünün gövde içindeki hareketini kısıtlamak amacıyla kullanılacaktır.
- Görev yükünün üst kısmında bulunacak görev yükü merkezleme yüzüğü M4 cıvatalar yardımıyla üst gövdeye sabitlenecektir.

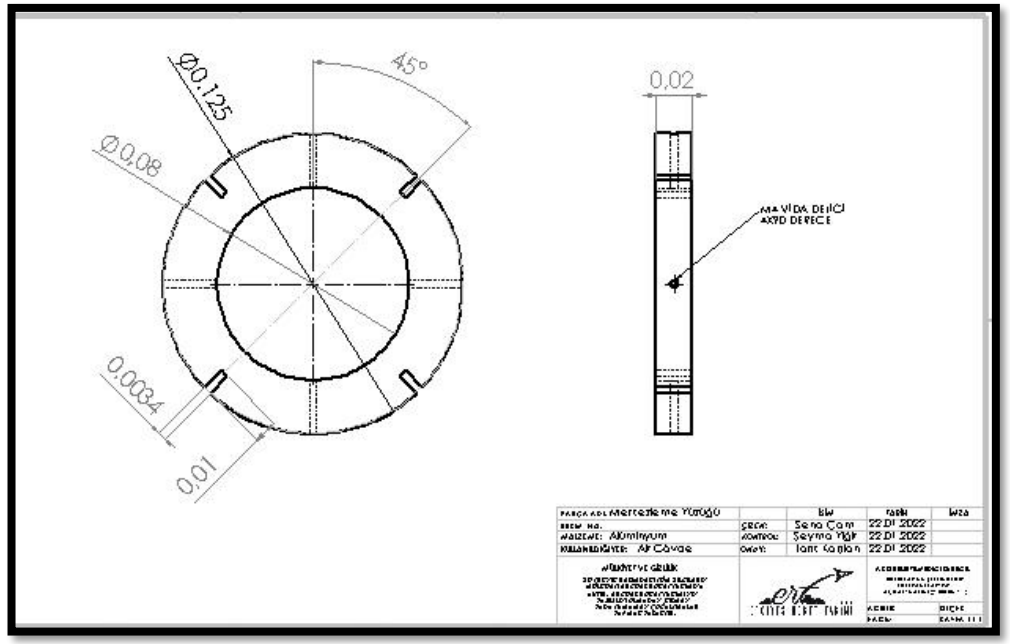
KONTRAPLAK	
Teknik Özellik	Değer
Özgül Ağırlık (kg/m³)	620
Bükülme Mukavemeti(N/mm²)	14500
Kesme Mukavemeti(N/mm²)	10.9
Basınç Mukavemeti(N/mm²)	62

Tablo 4.26 . Kontraplak Özellik Tablosu

Referans:[8,15,20,23]

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

Şekil 4.26. Merkezleme Yüzüğü CAD Görünümü



Şekil 4.27. Merkezleme Yüzüğü Teknik Resim Görünümü

	Çap(m)	İç çap(m)	Kanal Genişliği(m)	Et Kalınlığı(m)	Malzeme
Merkezleme Yüzüğü	Ø0.125	Ø0.08	0.0034	0.015	Alüminyum 7075

Tablo 4.27. Merkezleme Yüzüğü

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

ÖZELLİK		AÇIKLAMA
Malzeme Bilgileri	:	Bu malzeme havacılık alanında kullanımından dolayı ve diğer alüminyum alaşımlarına göre daha yüksek mukavemete sahip olduğu için Alüminyum 7075 serisi olarak seçilmiştir. Bir diğer sebebi ise daha kolay ve daha hızlı imal edilebilmesinden kaynaklıdır.
Üretim Yöntemi	:	Üretimi CNC Torna tezgahı kullanılarak yapılacaktır. CNC Torna tezgahının işleme kabiliyetinden kaynaklı olarak en hızlı ve CAM kodlarını tezgaha aktarmadan kaynaklı hata payını en aza indirdiğinden seçilmiştir. Üretim sonrasında Freze ile kanalları açılacaktır. Elektronik kumpasla ölçüleri kontrol edilecektir.

Tablo 4.28. Merkezleme Yüzük Özellikleri

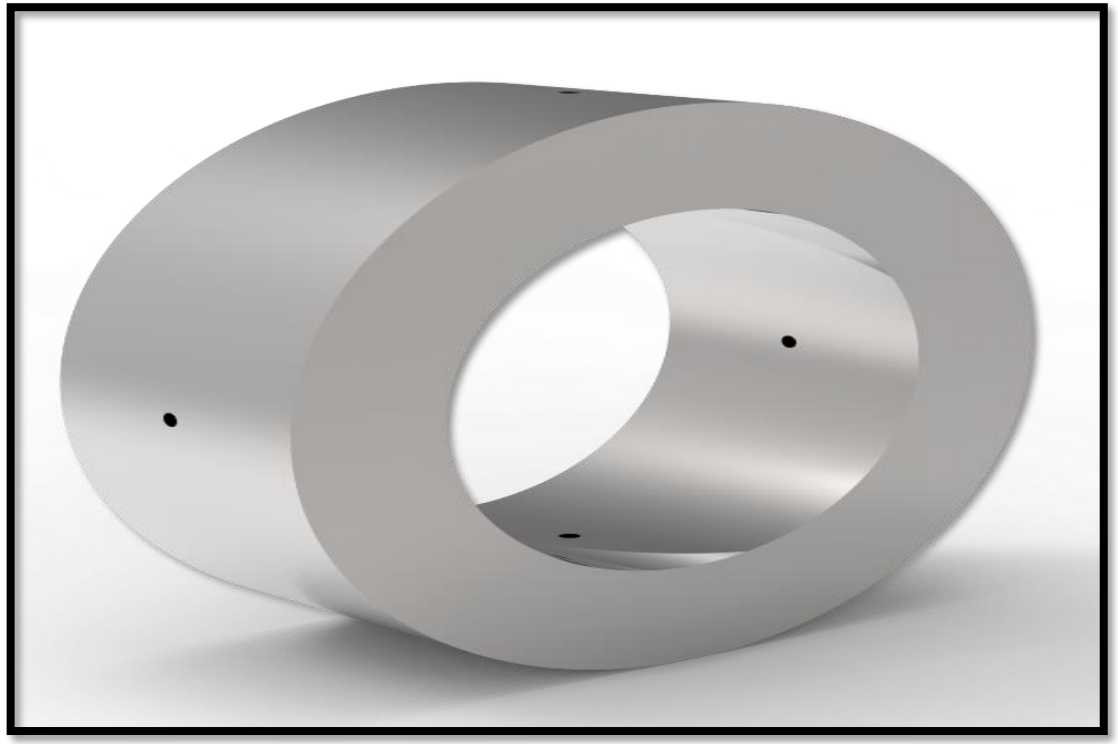
- Tasarım olarak 0.125m çapında ve 0.015m et kalınlığında belirlenmiştir.
- Alt gövdede motor bloğunu merkezlemek ve kanatçıkların bağlanması için 2 adet kullanılacaktır.
- Merkezleme yüzükleri alt gövdeye M5 civatalar yardımıyla sabitlenecektir. Kanatçıklar, merkezleme yüzüğüne M3 civatalar kullanılarak montajlanacaktır.

ALÜMİNYUM-7075	
Teknik Özellik	Değer
Özgül Ağırlık (kg/m³)	2540
Elastik Modül(Gpa)	71.7
Çekme Mukavemeti (Gpa)	560
Erime Sıcaklığı(K)	908
Sertlik(HB)	140-160

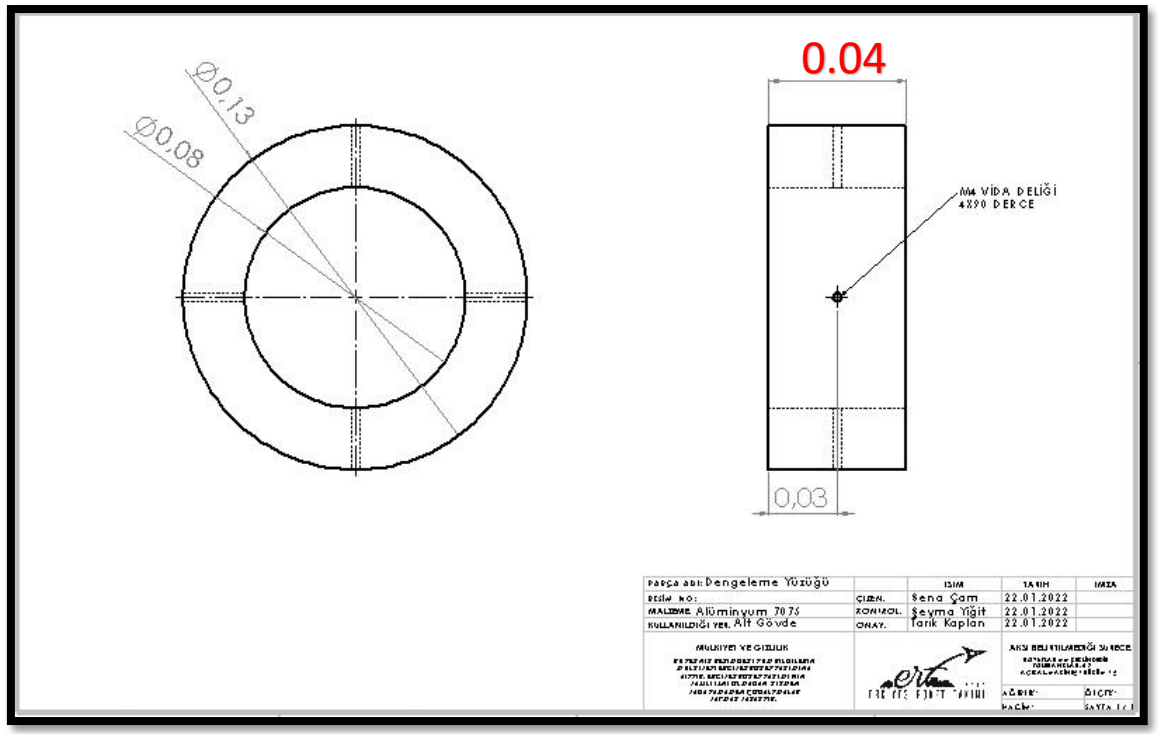
Tablo 4.29 . Alüminyum Özellik Tablosu

Referans:[15,20,21,22]

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



Şekil 4.29. Dengeleme Yüzüğü CAD Görünümü



Şekil 4.30. Dengeleme Yüzüğü Teknik Resim Görünümü

	Çap(m)	İç çap(m)	Et Kalınlığı(m)	Malzeme
Dengeleme Yüzüğü	Ø0.125	Ø0.08	0.04	Çelik

Tablo 4.30. Dengeleme Yüzüğü

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

ÖZELLİK		AÇIKLAMA
Malzeme Bilgileri	:	Parçanın malzeme seçimi çelik olarak belirlenmiştir. Çeliğin sahip olduğu ağırlık sayesinde roket içinde basınç ve kütle merkezi konumları dengeli hale getirilmiştir .Ek olarak çelik istediğimiz tasarım özelliklerine ve mukavemete sahiptir.
Üretim Yöntemi	:	Dengeleme yüzüğü üretiminde ilk parça tasarım ölçütleri doğrultusunda kesilerek torna tezgahında talaş kaldırma işlemleri gerçekleşir. Aradından delik ve dişleri açılarak elektronik kumpasla ölçüleri kontrol edilir.

Tablo 4.31. Dengeleme Yüzüğü Malzeme Bilgileri ve Üretim Yöntemi Tablosu

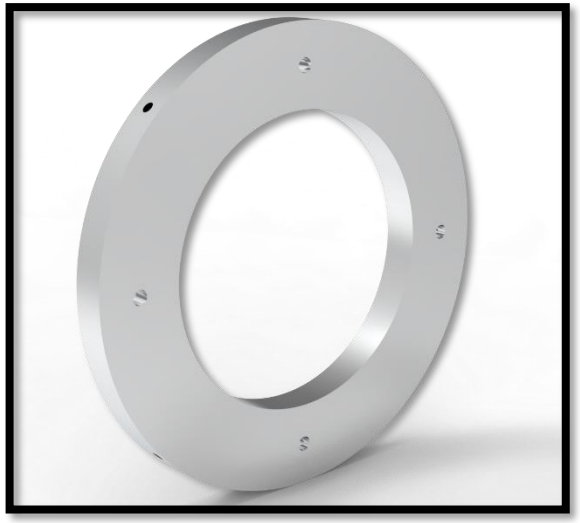
- Tasarım olarak 0.125m çapında ve 0.040m et kalınlığında belirlenmiştir.
- Alt gövdede motor bloğunu merkezlemek ve roketin ağırlık merkezinin dengelenmesi amacıyla dengeleme yüzüğü kullanılmıştır.
- Dengeleme yüzüğü alt gövdeye M5 civatalar yardımıyla montajlanacaktır.

Çelik	
Teknik Özellik	Değer
Özgül Ağırlık (kg/m³)	7700-8030
Elastik Modül(Gpa)	190-210
Çekme Mukavemeti (Gpa)	655
Sertlik (HB)	197

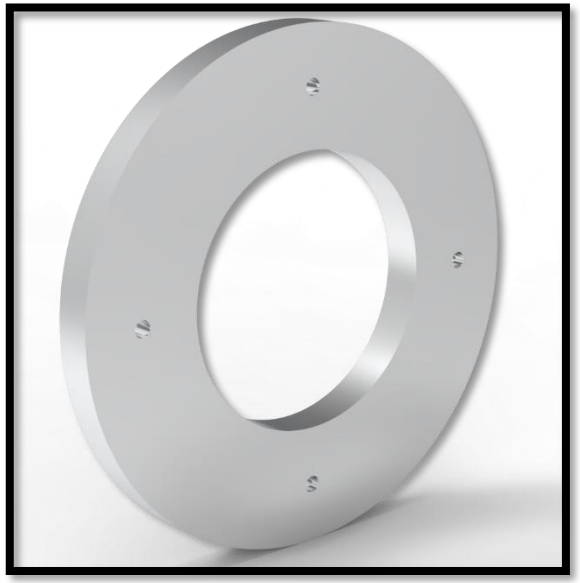
Tablo 4.32 . Çelik Özellik Tablosu

Referans:[15,19,20,24]

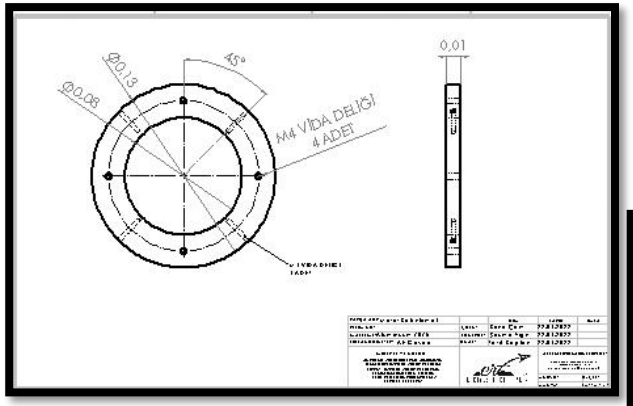
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)



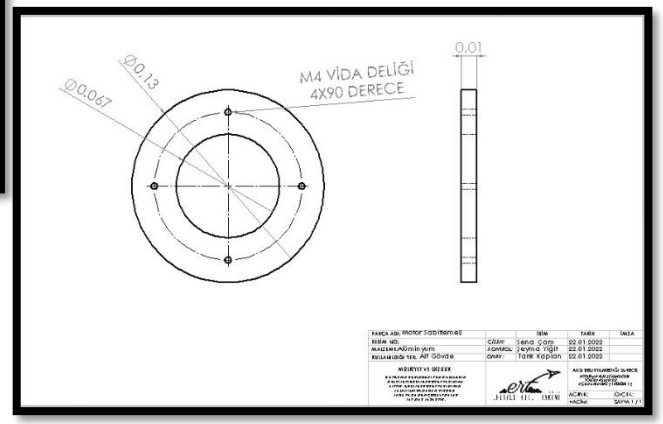
Şekil 4.31. Motor Tutucu Yüzük 1 CAD Görünümü



Şekil 4.32. Motor Tutucu Yüzük 2 CAD Görünümü



Şekil 4.33. Motor Tutucu Yüzük 1 Teknik Resim Görünümü



Şekil 4.34. Motor Tutucu Yüzük 2 Teknik Resim Görünümü

	Çap(m)	İç çap(m)	Et Kalınlığı(m)	Malzeme
Motor Tutucu Yüzük	Ø0.125	Ø0.067	0.01	Alüminyum 7075

Tablo 4.33. Motor Tutucu Yüzük

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

ÖZELLİK		AÇIKLAMA
Malzeme Bilgileri	:	Bu malzeme havacılık alanında kullanımından dolayı ve diğer alüminyum alaşımlarına göre daha yüksek mukavemete sahip olduğu için Alüminyum 7075 serisi olarak seçilmiştir. Bir diğer sebebi ise daha kolay ve daha hızlı imal edilebilmesinden kaynaklıdır.
Üretim Yöntemi	:	Üretimi CNC Torna tezgahı kullanılarak yapılacaktır. CNC Torna tezgahının işleme kabiliyetinden kaynaklı olarak en hızlı ve CAM kodlarını tezgaha aktarmadan kaynaklı hata payını en aza indirdiğinden seçilmiştir. Daha sonra Matkap tezgahında vida delikleri açılacaktır. Üretim sonrasında elektronik kumpasla ölçüleri kontrol edilecektir.

Tablo 4.34. Motor Tutucu Yüzük Malzeme Bilgileri Ve Üretim Yöntemi Tablosu

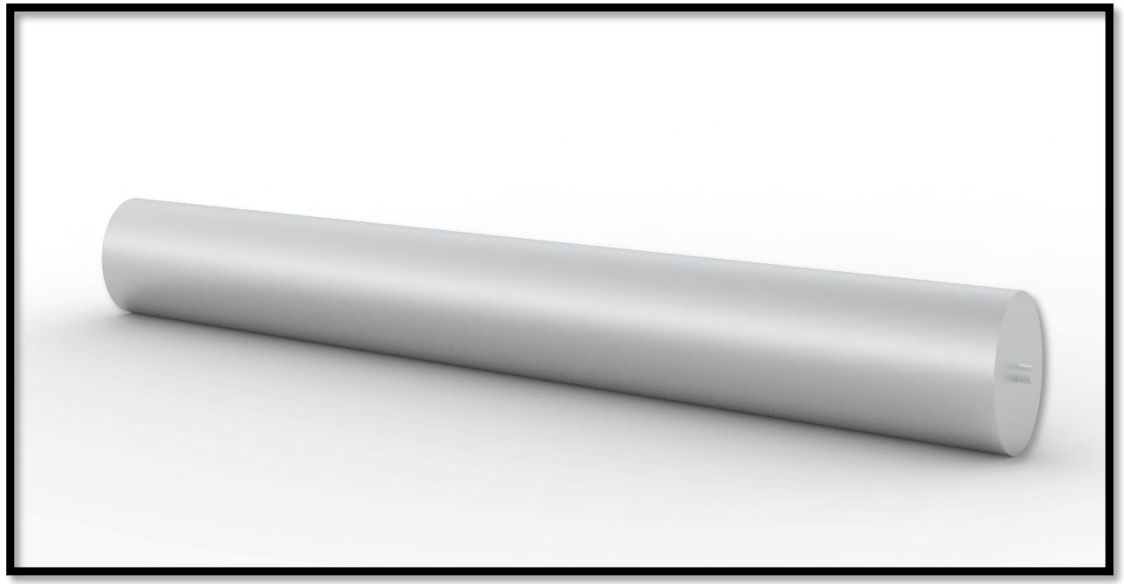
- Tasarım olarak 0.125m çapında ve 0.01m et kalınlığında belirlenmiştir.
- Motorun roket içerisindeki hareket eksenlerini kapatmak için tasarlanmıştır. Amacı motoru tutmaktır.
- Motor tutucu yüzük alt gövdeye bağlı yüzüklere M8 civatalar yardımıyla montajlanacaktır.

ALÜMİNYUM-7075	
Teknik Özellik	Değer
Özgül Ağırlık (kg/m³)	2540
Elastik Modül(Gpa)	71.7
Çekme Mukavemeti (Gpa)	560
Erime Sıcaklığı(K)	908
Sertlik(HB)	140-160

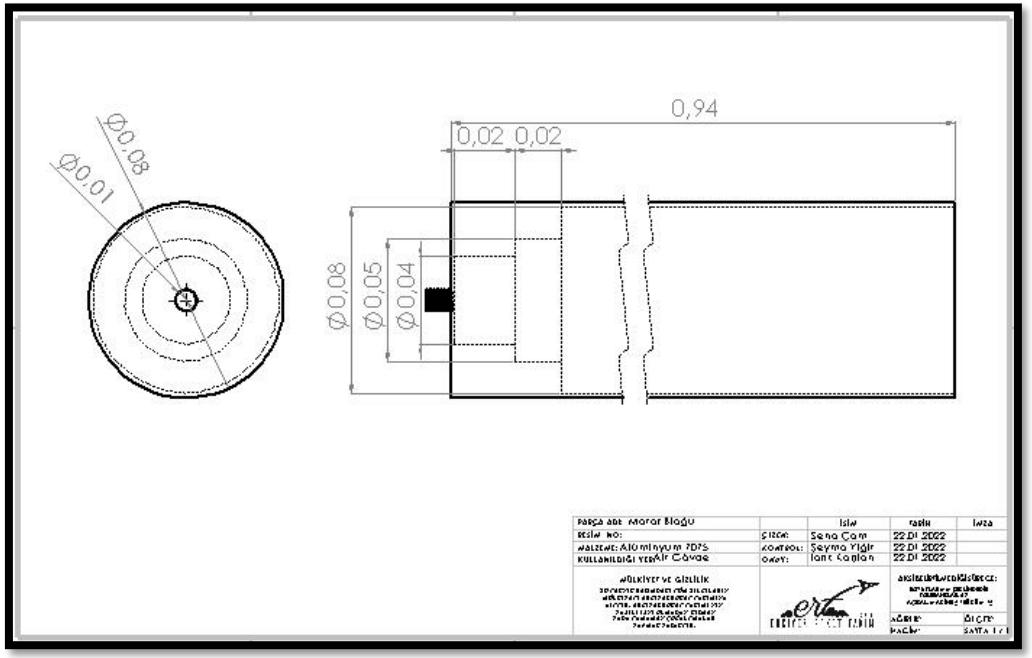
Tablo 4.35 . Alüminyum Özellik Tablosu

Referans:[15,20,21,22]

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



Şekil 4.35. Motor Bloğu CAD Görünümü



Şekil 4.36. Motor Bloğu Teknik Resim Görünümü

	Çap(m)	İç çap(m)	Et Kalınlığı(m)	Malzeme
Motor Bloğu	0.080	0.076	0.002	Alüminyum 6063

Şekil 4.36. Motor Bloğu Ölçü Tablosu

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

ÖZELLİK		AÇIKLAMA
Malzeme Bilgileri	:	Malzeme olarak Alüminyum 6063 serisi olarak seçilmiştir. 6063 serisi seçmemizin sebebi boru profil olarak gerekli mukavemeti sağlaması ve iyi derecede kaynaklana bilir özelliktedir. Yüksek ısıl dayanımı ve kolay şekillendirilebilme özelliklerinden dolayı M2020 motoruna en az kütle artışı ile direnebilecek malzeme alüminyum olarak seçilmiştir.
Üretim Yöntemi	:	Motor bloğumuz iki komponentten oluşmaktadır. Bloğun üst kısmının iç yüzeyi motor tasarım dış hattına uygun olacak şekilde ve motor bloğu vida bağlantı yeri torna tezgahında işlenecektir. İşlenen parça hazır olarak temin edilen alüminyum borunun tasarıma uygun uzunlukta kesildikten sonra kaynak yapılmasıyla üretilecektir.

Tablo 4.37. Motor Bloğu Malzeme Bilgileri Ve Üretim Yöntemi Tablosu

- Motor bloğu montaj kolaylığı, güvenliği ve Caseroni M2020 motorun içine rahatça konumlandırılabileceği özellikte iç çap 0.076m, dış çap 0.080m ve boy olarak M2020 Motorunun boyu kadar tasarlanmıştır
- Motor bloğu vida yerine bulkhead montajlanacak ardından motor bloğu gövde içerisinde yüzükler yardımıyla sabit kalacaktır.

ALÜMİNYUM 6063	
Teknik Özellik	Değer
Özgül Ağırlık (kg/m³)	2690
Elastik Modül(Gpa)	71.7
Çekme Mukavemeti (Gpa)	560
Erime Sıcaklığı(K)	888
Sertlik (HB)	65

Tablo 4.38 . Alüminyum 6063 Özellik Tablosu

Referans:[15,25,26]

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

- Gövde içerisinde entegrasyon malzemesi olarak kullanacağımız bir diğer ürünler dövülmüş çelikten olan 5 adet mapa ve paraşüt shock cordlarının birbirine dolanmaması için yine dövülmüş çelikten imal edilmiş karabina ve fırdöndülerdir. Kullanacağımız mapa M10 olup 1375 kg yüke maruz kalana kadar taşıma kapasitesine sahiptir. Mapa ve fırdöndü arasındaki bağlantı sağlayacağımız karabinanın et kalınlığı 0.5cm olup 2000kg kapasiteye kadar taşıyabilir. Roket komponentlerinin (Paraşüt ve shock cord) kendi içerisinde birbirine dolanmaması için yine fırdöndüler tercih edilmiştir. Dövülmüş çelikten imal edilmiş fırdöndü 1130 kg taşıma kapasitesine sahiptir. Roketin iç yapısal desteklerinin montajlanması için kullanılacak olan civatalar, roketin aerodinamik özelliklerinin bozulmaması için havşa başlı ve setskur olarak belirlenmiştir. Montajda M3,M4,M5 ve M8 civatalar kullanılacaktır.
- Montajlama bitiminden sonra roketin rampada sabit kalması için 3 adet (tasarıma göre) ray butonları konumlandırılacaktır.

Şekil 4.37. Mapa

Şekil 4.38. Karabina

Şekil 4.39. Fırdöndü

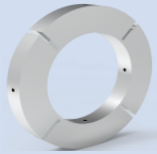
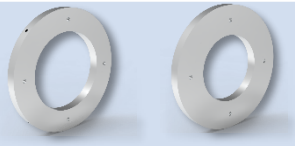
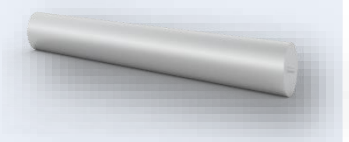
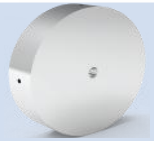
Şekil 4.40. Ray butonu

Malzeme	Özgül ağırlık (kg/m³)	Elastik Modül (Gpa)	Çekme Mukavemet	Sertlik (HB)
Çelik	7700-8030	190-210	655 (Gpa)	197

Tablo 4.39. Çelik Malzeme Özellikleri

Referans:[20,24,27]

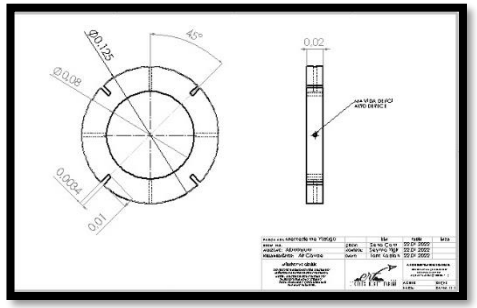
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

Parça	Ölçü	Malzeme	Sayı	İmalat Yöntemi	CAD Görüntüsü
Merkezleme Yüzüğü	İç Ø 0.08m Dış Ø 0.125m	Al 7075	2	Parçamız teknik resmine uygun olarak gerekli et kalınlığında testere tezgahında kesilerek torna tezgahında tasarım ölçüleri işelenecek ve freze tezgahında kanatları geçmesi için gerekli kanallar açılacaktır. Matkap tezgahında delikleri ve dişleri açılacaktır	
Dengeleme Yüzüğü	İç Ø 0.08m Dış Ø 0.125m	Çelik	1	Parça tasarım doğrultusunda torna tezgahına sokularak teknik resme uygun ölçülerde işlenerek matkap tezgahında vida delikleri açılarak kılavuz çekilecektir.	
Motor Tutucu	İç Ø 0.067m Dış Ø 0.125m	Al 7075	1	Tasarımımıza teknik resmine uygun olarak torna tezgahında talaş kaldırılacak kanat geçişleri için freze tezgahında kanal açılacak ve en son vida dişleri açılacaktır.	
Motor Bloğu	İç Ø 0.076m Dış Ø 0.080m	Al 6063	1	Motor bloğumuz iki komponentten oluşmaktadır. Bloğun üst kısmının iç yüzeyi motor tasarım dış hattına uygun olacak şekilde ve motor bloğu vida bağlantı yeri torna tezgahında işlenecektir. İşlenen parça hazır olarak temin edilen alüminyum borunun tasarıma uygun uzunlukta kesildikten sonra kaynak yapılmasıyla üretilecektir.	
Motor Bloğu Bulkhead	Ø 0.125 m	Al 7075	1	Parça et kalınlığı kadar kesilerek torna tezgahında işlenecek ardından delik ve dişleri açılacaktır.	

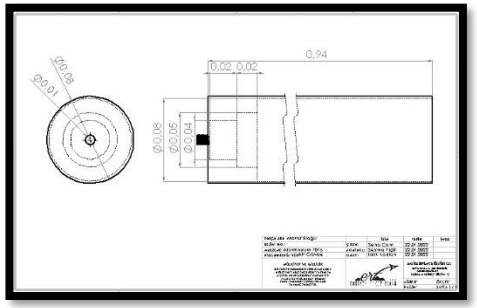
Tablo 4.40 Motor Bölümü Mekanik Aksamlar ve Özellikleri

Referans:[15,21,25]

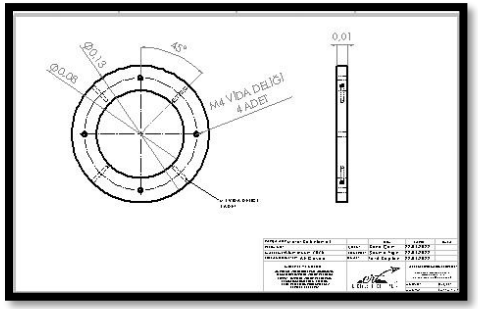
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



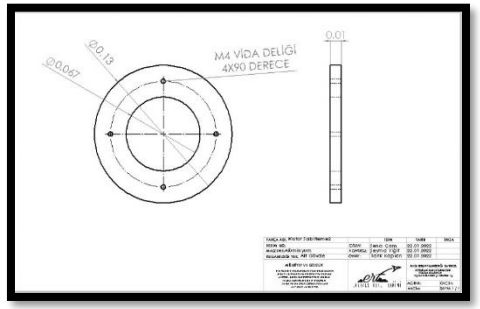
Şekil 4.41 Merkezleme Yüzüğü



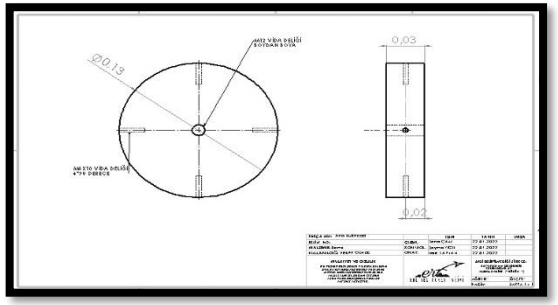
Şekil 4.42 Motor Bloğu



Şekil 4.43 Motor Tutucu 1

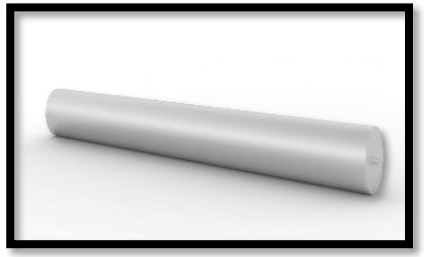


Şekil 4.44 Motor Tutucu 2

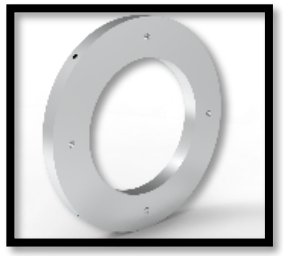


Şekil 4.45 Motor Bloğu Bulkhead

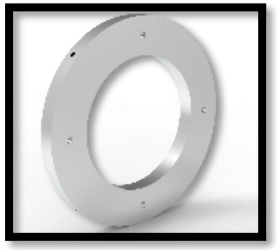
Şekil 4.46 Merkezleme Yüzüğü



Şekil 4.47 Motor Bloğu



Şekil 4.48 Motor Tutucu 1



Şekil 4.49 Motor Tutucu 2

Şekil 4.50 Motor Bloğu Bulkhead

Şekil 4.51 Üretilen Yapısal Parçalar

Parçalarımızın %70i Okulumuzdaki torna atölyesinde kendi imkanlarımız ile üretilmiştir.

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

Cesaroni M2020 Motoru için yapılacak olan montaj stratejisi 2020 ve 2021 yıllarında atış alanında kullandığımız ve tecrübe edindiğimiz montaj stratejisi olan roket motorunun rokete en son montajlandığı adımlar aşağıdaki sıra ile gerçekleştirilecek ve motor roket gövdesi içine yerleştirilecektir. Bu sayede motor eksen bozulması ve yüksek titreşime maruz kalmayacaktır.

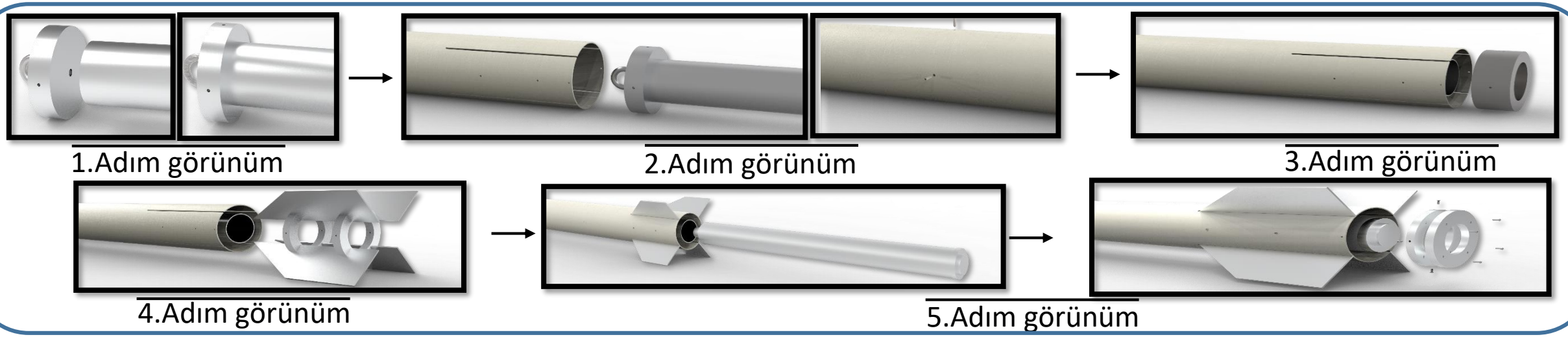
Adım 1: Motor bloğu üzerindeki dişli bulkheada döndürülerek sabitlenir.

Adım 2: Bulkhead ile motor bloğu motor gövdesi içerisine yerleştirilir. Bulkhead M8 setskur vidalar ile gövdeye sabitlenir.

Adım 3: Motor bloğunu gövde içerisinde sabitleyecek yüzükler gövde içerisine yerleştirilir ve M5 setskur vidalar ile sabitlenir.

Adım 4: Kanatçıklar gövdeye takılır ve kanatçık tutucu yüzükler M5 setskur vidalar ile gövdeye sabitlenir.

Adım 5: En son roket motoru motor bloğu içerisindeki konumuna yerleştirilir ve motor kapağı montajlanır.

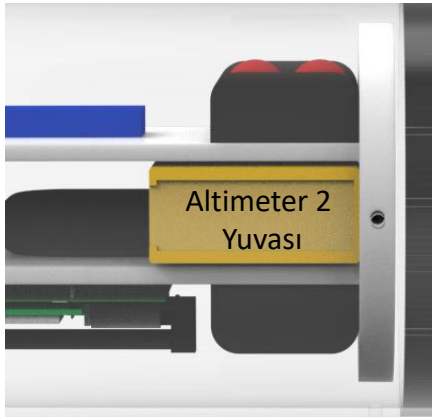


Şekil 4.52 Motor Montaj Stratejisi

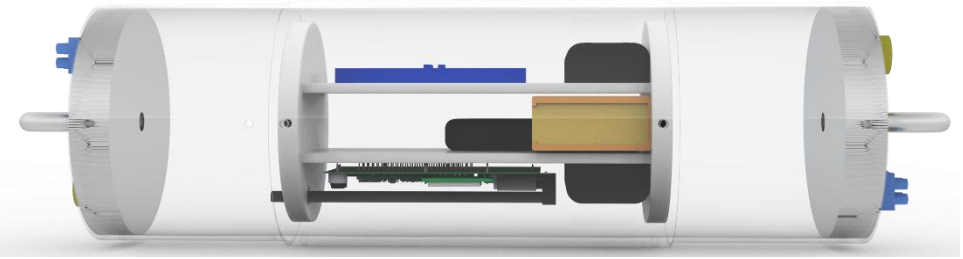
Referans:[26]

Roket Montaj Stratejisi

Roketin montaj alanındaki roket bütünleştirme stratejisi ; roket, montajlama alanındaki ekip üyelerinin en verimli şekilde çalışmalarına yönelik tasarlanmıştır. Önceki senelerde edindiğimiz tecrübeleri göz önüne alarak tasarlamış olduğumuz roketin montajlanması alanda önemli ölçüde vakit kazancı sağlamaktadır. Kurtarma sistemimiz sıcak gaz üreteci olan kara barut sistemidir. Kara barut kurtarma mekanizması burun konisi, faydalı yük ve gövde ayırma sistemleri olarak kullanılacaktır. Kara barut hazneleri tüm roketin etiketlerini geçmesi durumunda en son yarışma heyeti tarafından verileceği için entegrasyon gövdesi üzerinde bulunan hazne yerlerine kolayca ulaşılıp montajı yapılacak şekilde ayarlanmıştır. Hazneler yatağa vidalanarak monte edilecektir. Kara barutun sisteme entegresi güvenlik tedbirleri kapsamında topraklama ile her hangi bir ateşlemenin önüne geçecek şekilde eklenecektir. Altimeter Two cihazı montajı aviyonik kapsül içerisinde bulunan yuvaya roket yapısallığına zarar vermeyecek şekilde kolayca eklenecektir. Heyet tarafından istenilen asgari 3-4.5mm delik altimeter two cihazında bulunduğu içinde entegrasyon gövdesi üzerinde de uygulanacaktır. Montajlama esnasında roketin rampada sabit kalması için 2 ya da 3 adet tasarım tasarıma göre ray butonları konumlandırılacaktır.



Şekil 4.53 Altimeter Montajı CAD Görünümü

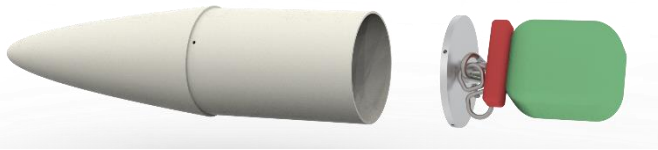


Şekil4.54 Alt Sistem Montaj Görünümü

Animasyon Linki:https://youtu.be/wx0BDbvl_cM

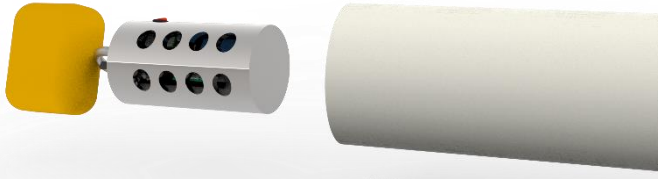
Roket Montaj Stratejisi

- Adım 1: İlk olarak montaj adımımıza burun konimizden ve gövdelerimizdeki alt sistemlerin kurulup ilgili gövdelere konumlandırması ile başlayacağız. Burun konimizin apooge noktasında açılacak olan birincil paraşüt bağlantı elemanlarını montajı ardından burun konisi omzuna faydalı yük basıcı yüzük montajlanır. Sonrasında birincil paraşüt yerleştirilir.
- Adım 2: Üst gövde montajında ilk olarak faydalı yük sabitlemesi için iki adet huş ağacından yapılmış bulkhead, her biri 4 adet M5 setskür vida 90°lik açı ile vidalanarak gövdeye monte edilecektir.
- Adım 2.1: Faydalı yük içine aviyonik sistemi yerleştirilir ardından üstüne paraşüt bağlantı elemanları aracılığıyla paraşütü bağlanır sonrasında üst gövde içine yerleştirilir.
- Adım 3 : Entegrasyon gövde içerisine aviyonik kapsül 4 adet M5 90°lik açı ile bulkheadlara vidalanarak montajlanacak ve elektronik sistemler aviyonik kapsül montajlanmadan önce kapsüle monte edilecektir. Bu yöntemle elektronik sistemler zarar görmeden entegrasyon gövdesine montajlanacaktır. Entegrasyon gövdesinin motor gövdesi yönünde ve üst gövde yönünde olmak üzere iki adet kara barut haznesine sahip kurtarma sistemi montajı adet M4 90°lik açı ile vida kullanarak monte edilecektir.

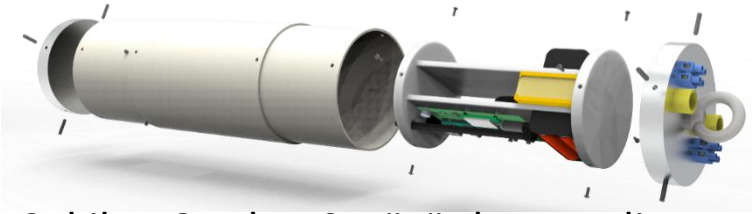


Şekil4.55 Adım 1 Bütünleme Talimatı

Şekil4.56 Adım 2 Bütünleme Talimatı



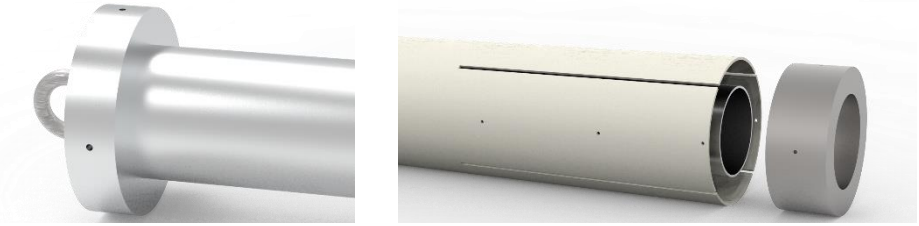
Şekil4.57 Adım 2.1 Bütünleme Talimatı



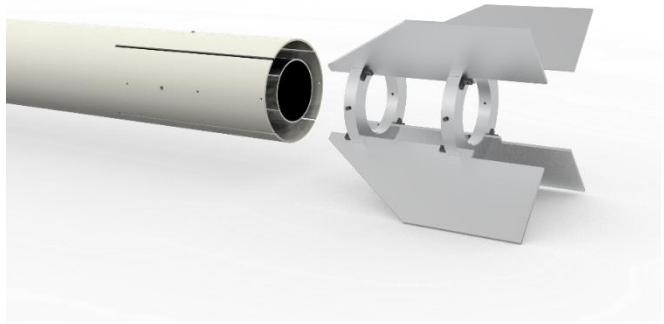
Şekil4.58 Adım 3 Bütünleme Talimatı

Roket Montaj Stratejisi

- Adım 4 : Motor gövdesi montajımızda, ilk olarak bulkheadımız ile motor bloğumuz birleştirilecektir. Daha sonra ise bulkhead, 90 derecelik açılar ile 4 adet M8 setskür vidayla gövdeye sabitlenecektir. Motor bloğumuzun sabit kalması için 1 adet çelik yüzüğümüz 4adet M5 setskür vida ile konumlandırılıp sabitlenecektir.
- Adım 4.1 :Kanatçık montaj stratejisi motor gövdesine monte edilecek olan kanatçıklar kanatçık tutucu 2 yüzük ile köşebentler M4 vidalarla montajlanacak, kanatçık yüzükleri gövdedeki kanallardan geçirilerek ileri sürülecektir .Kanatçık yüzükleri motor gövdesine M5 setskür vidalarla sabitlenecektir. Motor gövdesi üstünde ana paraşüt bulunur.
- Adım 5:İlgili gövdelere montajlanan tüm alt sistemlerimiz roket için bütünleştirilmeye geçer.1 adet entegrasyon gövdemiz ile 2 adet gövde birleştirilir. Üst gövdemiz entegrasyon gövdemize vidalanır ve ayrılma gerçekleşmez. Lakin motor gövdemiz, ana paraşütümüzün çıkması için ayrılması gerekmektedir. Bu montajlanma işlemi eğitim videolarında öneri olarak anlatılan ve dikkat edilmesi gereken kurallar ile gerçekleşecektir. Ardından burun konimiz montajı yapılır roket motorunun teslimi sonrasında motor alt kapakla kapatılarak montaj hazır hale gelir.



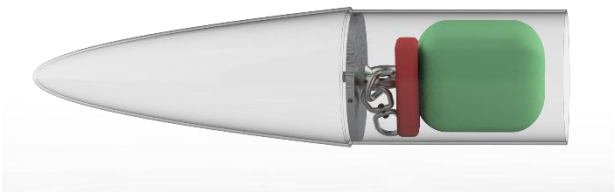
Şekil 4.59 Adım 4 Bütünleme Talimatı



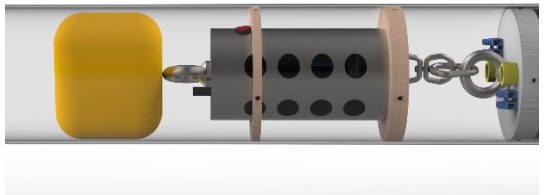
Şekil 4.60 Adım 4.1 Bütünleme Talimatı

Şekil 4.61 Adım 5 Bütünleme Talimatı

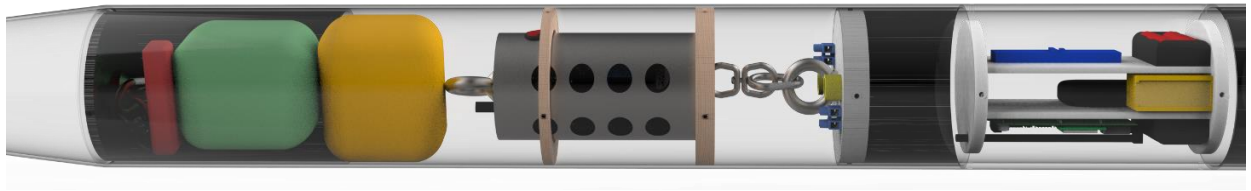
Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm



Şekil 5.1 Birincil Paraşüt CAD Görüntüsü



Şekil 5.2 Görev Yükü Paraşütü CAD Görüntüsü

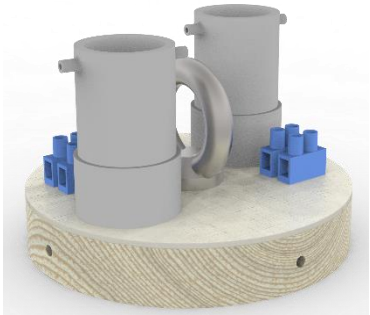


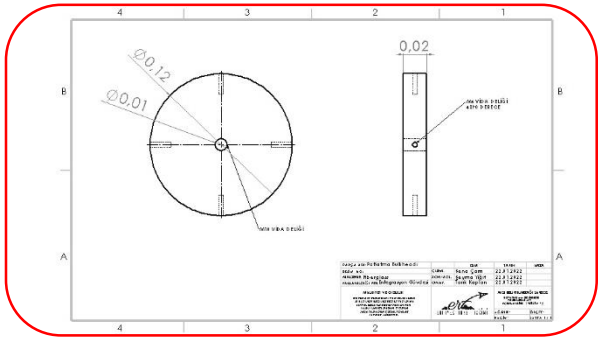
Şekil 5.3 Birincil Paraşüt, Görev Yükü Paraşütü, Paraşüt Açma Sistemi CAD Görüntüsü

Şekil 5.4 Ana Paraşüt CAD Görüntüsü

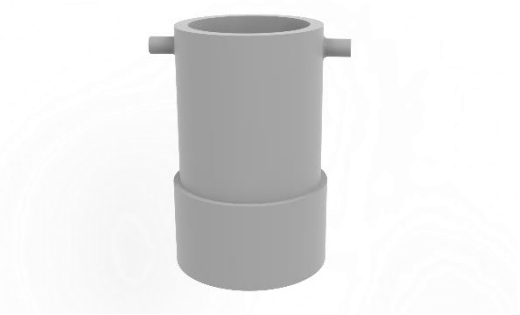
Şekil 5.5 Ana Paraşüt ve Paraşüt Açma Sistemi CAD Görüntüsü

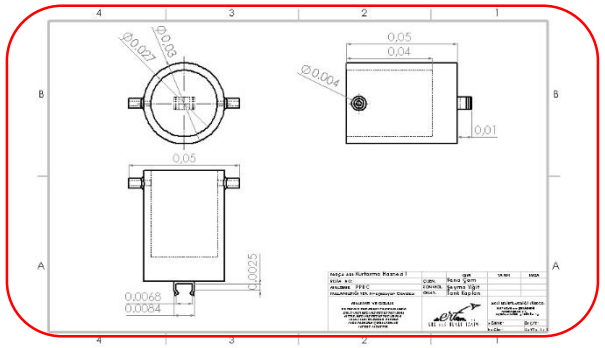
Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi



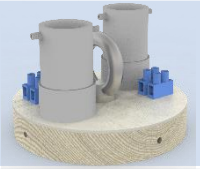
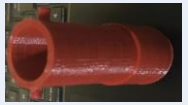


Şekil5.6: Kurtarma Sistemi CAD Görünümü ve Teknik Resmi



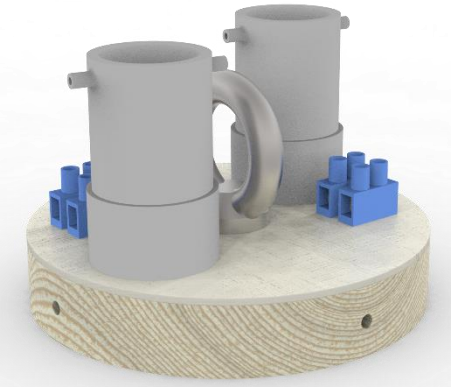


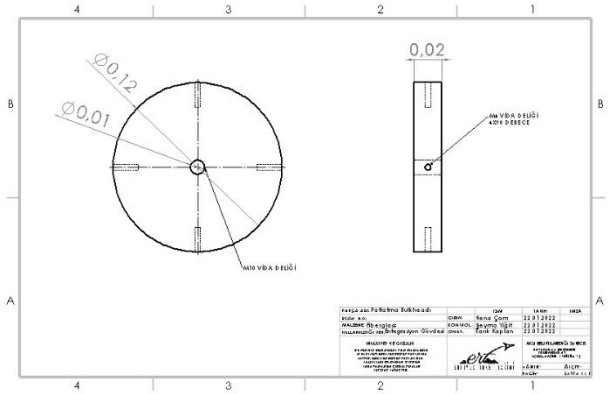
Şekil5.7: Komiteden Verilecek HazneCAD Görünümü ve Teknik Resmi

Parça	İmalat Yöntemi	Malzeme	Sayı	CAD Görüntüsü
Kurtarma Sistemi Bulkhead	Parçamız teknik resmine uygun olarak gerekli et kalınlığında testere tezgahında kesilerek torna tezgahında tasarım ölçüleri işlenecektir. Matkap tezgahında delikleri ve dişleri açılacaktır. Mdf işlenen parça fiberglass kaplanacaktır.	MDF	2	
Barut Haznesi	Yarışma heyeti tarafından tedarik edilecektir	Piroteknik Kapsül	4	
Yanmaz kumaş	Barut haznesinde basınç artışı oluşumu için piyasadan tedarik edilecektir	Cam Elyaf	4	
Fünye ve klemens	Barutun tepkimesi için kibrit başlı fünye kullanılacak fünyenin sabit konumlanması için klemens kullanılacaktır. Parçalar piyasadan tedarik edilecektir.	Kibrit Baş - Plastik	4-4	

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Kara Barut Kurtarma Sistemi CAD görünümü:





Şekil5.8: Kurtarma Sistemi CAD Görünümü ve Teknik Resmi

Kurtarma sistemi roket gövde içine uyumlu ölçeklerde olacağı için silindirik bir geometride tasarlanmıştır. Roket gövdesi 0,13 m dış çapa ve 0,125 m iç çapa sahiptir. Kurtarma sistemi tasarım uygunluğuna bakılarak 0,1248 m çapa ve 0,1413 m yüksekliğe sahiptir. Dolayısıyla:

$$V = \pi r^2\ h = 3{,}14x(0{,}0624)^2\ x(0{,}1413)$$

$$V = 0{,}0017\ m^3$$

Referans:[29,30]

Gerekli Kara Barut Hesabının Yapılması:

1)Ana Gövde:	2)Motor Gövdesi:
Boy= 0,9 m	Boy= 1,52 m
Çap= 0,13 m	Çap= 0,13 m
V= 0,0119 m^3	V= 0,0199 m^3
P= 57189 N/m^2	P= 64047 N/ m^2

$$N(gr) = \frac{P\ x\ V}{266in.lbf/lbmx3307} x454/1lbf$$

$$N_1 = \frac{6{,}5901\ \mathrm{x}\ 728{,}9510}{266\mathrm{in.lbf/lbmx3307}} x454/1lbf = 0.00312\ \mathrm{kg}$$

$$\mathrm{N}_2 = \frac{7{,}5985\ \mathrm{x}\ 1231{,}1193}{266\mathrm{in.lbf/lbmx3307}} \mathrm{x454/1lbf} = 0.0059023\ \mathrm{kg}$$

(Taşınması gereken dikey ağırlık, iç sürtünme payı ve +%10 hata payı dahil edilerek basınç hesaplanmıştır.)

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Kurtarma Sistemi Stratejisi ve Aşamaları:

Roketin takatli uçuşunu tamamlaması ve parabolik yörüngesinin apogee noktasına ulaşması ile ilk barut ateşlemesi yapılarak, burun konisinin ayrılır ve görev yükü roket gövdesinden çıkar.

Bu ayrılma sonucunda sürüklenme paraşütü şartnamede belirtildiği gibi roket gövdesini 20-40 m/s hız aralığında tutarak dengeli düşüş yapmasını sağlar. Görev yükü kasası ise burun konisinin çıkmasının ardından apogee noktasından itibaren kendi bağımsız paraşütü ile yere güvenli iniş aralığı olan 5-9 m/s hız değerlerinde düşüşünü gerçekleştirir.

Roket gövdesi 500 m irtifaya düştüğü anda ikincil barut sistemi ateşlenir ve hız 5-9 m/s güvenli düşüş hızına indirgenerek yüzeye güvenle ulaşması sağlanır.

Kurtarma Sistemi Aktivasyonu:

Aviyonik sisteminde bulunan Mpu6050 sensöründen alınan ivme verileri ile roketin apogee noktasına yaklaşma kontrolü anlık olarak yapılmaktadır. BME280 sensörü ile roket ateşlendiği andan itibaren alınan basınç verisi üzerinden irtifa hesabı yapılmaktadır. Kara barut sistemi irtifa verisi ile aktifleşecektir. Maksimum irtifaya ulaşıldığı anda aviyonik sistemdeki anlık alınan bu veriler sayesinde fünyeleri ateşleme sistemi aktifleşecek, kara barutu yakacak ve ortaya çıkan ısıl kökenli basınç ayırma işlemini gerçekleştirecektir.

Kurtarma Alt Sistem Elemanları:

Kara Barut: Ekzotermik yanma ile sistem için gerekli basıncın oluşmasını sağlayan madde.

Kara Barut Haznesi: Barutun depolandığı ve ateşlenmesi sonucunda oluşan basıncın çok yönlü dağılmasını engelleyen parça.

Fünye: Kara barutun yanma koşulunu sağlamak adına oksijen tepkimesini başlatan elektrik tetikli yüksek ısı kaynağı.

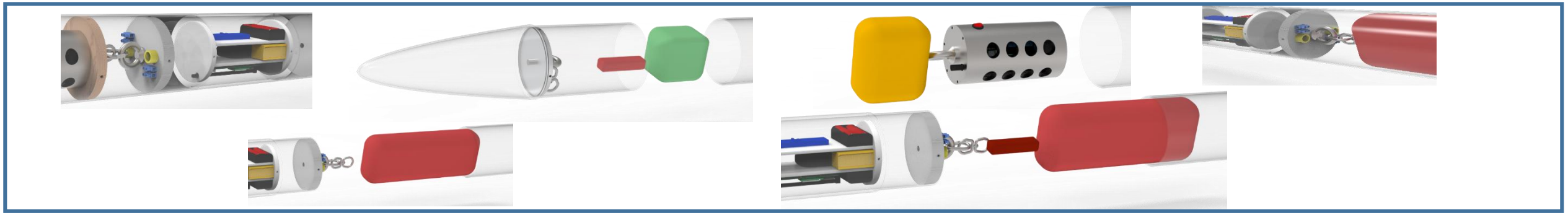
Mapa/Karabina/Fırdöndü: Paraşütleri yüksek mukavemetle tutan ve dönerek dolanmasını engelleyen parçalar bütünü.

Referans:[20,27,31,32]

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Alt Sistem Ayrılma Stratejisi ve Aşamaları:

1. Roketin takatli uçuşunu tamamlaması ve parabolik yörüngesinin apogee noktasına ulaşması ile birinci ayrılma sistemine bağlı fünye aktifleştirilir. İlk aktifleşmede oluşan yüksek ısı, yarışma heyeti tarafından temin edilecek olan hazne içerisindeki barutun oksijen tepkimesi başlatmasına sebep olur. Tepkime sonucu açığa çıkan yüksek basınç ayrılma sistemi üzerindeki bulkhead üzerinde basınç oluşturur. Bu basınç yeterli momentumun oluşmasını sağlayarak burun konisinin gövdeden ayrılmasını sağlar ve hemen ardından payload gövdeden ayrılır ve drag paraşütü açılır.
2. Bu ayrılma sonucunda sürüklenme paraşütü şartnamede belirtildiği gibi roket gövdesini 20-40 m/s hız aralığında tutarak dengeli düşüş yapmasını sağlar. Payload kasası ise burun konisinin çıkmasının ardından apogee noktasından itibaren kendi bağımsız paraşütü ile yere güvenli iniş aralığı olan 5-9 m/s hız değerlerinde düşüşünü gerçekleştirir.
3. Roket gövdesi 500 m irtifaya ulaştığı anda ikincil barut sistemi aynı teorik temeller ile ateşlenir ve hız 5-9 m/s güvenli düşüş hızına indirgenerek roket gövdesinin yüzeye güvenle ulaşması sağlar.



Şekil 5.9 Paraşüt ayrılmalarının nasıl gerçekleştiğine dair patlatılmış CAD görüntüleri

Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

Kullanılması planlanan piroteknik malzeme kütlesi hesaplanırken öncelikli olarak ayrılma sisteminin ayırması gereken hacim belirlenmiş ve ardından ayrılması gereken kütle değerinin ağırlığına 50N ivmeli hareket payı eklenmiştir. Elde edilen bu değer roket kesit alanına bölünerek SI türünden basınç değeri elde edilmiş ve psi değerine çevrilmiştir. Bu değere 41368 N/m^2 (0.4136 bar) iç sürtünme ve çeşitli aerodinamik koşullar için emniyet payı da eklendikten sonra çıkan sonuca 10% hata payı eklenmiş ve ayrılmayı kesinleştirmeyi amaçlayan bir basınç değeri bulunmuştur. Bahsedilen basınç oluşturma yönteminin matematiksel modeli aşağıdadır.

$$P=\left[\frac{mg+50}{A}+41368\right]+\left[\frac{mg+50}{A}+41368\right]x0.1$$

- $A=\pi\frac{R^2}{4}$

```
L1=35.4330; %Üst Gövde Boyu inch%
L2=59.8425; %Alt Gövde Boyu inch%
R=5.1181; %Roket Çapı inch%
A1=20.5726; %Alan inch^2%
A2=0.0132; %Alan m^2%
m1=9.2690; %Üst Gövde Kütlesi kg%
m2=17.7000; %Alt Gövde Kütlesi kg%
V1=728.9510; %Üst Gövde Hacmi inch^3%
V2=1231.1193; %Alt Gövde Hacmi inch^3%
P1=(((m1*9.81+50)/A2)+41368.5437)+(((m1*9.81+50)/A2)+41368.5437)*0.1;
P2=(((m2*9.81+50)/A2)+41368.5437)+(((m2*9.81+50)/A2)+41368.5437)*0.1;
Psi1=P1/6894.7572; %Üst gövdPe Basınç Çevrimi%
Psi2=P2/6894.7572; %Alt Gövde Basınç Çevrimi%
Gr1=((Psi1*V1)/(266*3307))*454;
Gr2=((Psi2*V2)/(266*3307))*454;
```

Şekil 5.10 Sıcak Gaz Üreteci Hesabı

```
Command Window
>> Psi1

Psi1 =

    8.3033

>> Psi2

Psi2 =

    9.3030

>> Gr1

Gr1 =

    3.1239

>> Gr2

Gr2 =

    5.9110
```

Şekil 5.11 Sıcak Gaz Üreteci Hesabı

Ayrılma	Basınçlandırılacak Hacim Çapı (mm)	Basınçlandırılacak Hacim (m^3)	Ulaşılmak İstenen Basınç (bar)
1. Ayrılma	125	0,0119	0.5718
2. Ayrılma	125	0,0199	0.6404

Referans:[29,30] Tablo 5.2 Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Paraşütlerde kullanılacak renkler şartnameye uygun ve havada tespitinin kolay olmasına dikkat edilerek seçilmiştir. Birincil paraşüt için yeşil, görev yükü paraşütü için turuncu, ana paraşüt için turuncu+yeşil renk kullanılacaktır. Paraşüt malzemesi hafif, yırtılmaya, suya, yüksek güç/ağırlık oranına ve ateşe dayanıklı olmasından dolayı ripstop kumaş seçilmiştir. İmalat yöntemi olarak uygun kalıplar aracılığıyla dikiş makinesi ile dikilecektir. Paraşütün, kurtarma sistemindeki patlamadan etkilenmemesi için paraşüt kılıflarında yanmaz kumaş kullanılacaktır. Paraşüt geometrisi uygun sürüklenme katsayısına sahip olmasından dolayı yuvarlak tip paraşüt geometrisine sahip olacaktır.

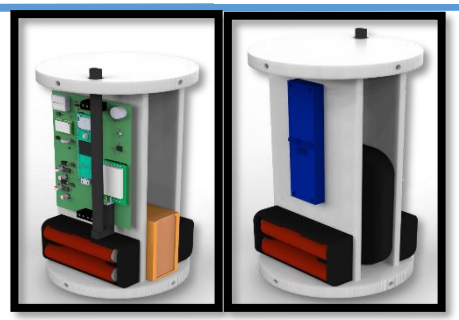
Paraşüt Tipi	Paraşüt Renk	Paraşüt Kumaş Tipi	İmalat Yöntemi	Paraşüt Geometri	Çap (m)	Shock cord Uzunluğu (1.15 x D) (m)	Kubbe Deliği Çapı(m) (D X 0.1)	Paketli Çap (m)	Paketli Uzunluk (m)	Paraşüt Kütlesi (kg)	Düşüş Hızı (m/s)	Sürüklenme Zamanı (s)	Sürüklenme Mesafesi(m)
Birincil Paraşütü	Yeşil	Ripstop kumaş	Uygun kalıplar aracılığıyla dikiş makinesinde dikilecektir.	Yuvarlak	0.8	0.92	0.08	0.06	0.24	0.0369	28.80	104.13	624.81
Görev Yükü Paraşütü	Turuncu	Ripstop kumaş		Yuvarlak	1.3	1.49	0.13	0.06	0.28	0.085	8.65	341.04	2046.24
Ana Paraşüt	Turuncu +Yeşil	Ripstop kumaş		Yuvarlak	2.8	3.22	0.28	0.1	0.47	0.416	7.63	65.53	393.18

Referans:[33]

Tablo 5.3. Paraşüt Genel Özellikleri

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Rokette 3 adet paraşüt kullanılmaktadır. Bunlar; birincil paraşüt, görev yükü paraşütü ve ana paraşüttür. Birincil paraşütü apogee noktasına ulaştıktan sonra kara barutlu kurtarma sisteminin burun konisini itmesi ile açılacak olup roketin takla atmasını önleyecektir. Birincil paraşütte bulunan shock cordların birisi burun konisi diğeri gövdeyi bir arada tutacaktır. Görev yükü paraşütü sürüklenme paraşütü açıldıktan hemen sonra açılacak olup görev yükünün içinde bulunan sistemlerin hasar almasını engelleyerek güvenli bir şekilde roketten ayrı olarak yere inmesini sağlayacaktır. Görev yükü paraşütü görev yüküne bağlı bir şekilde aşağı inecektir. Roketten bağımsız bir iniş gerçekleştireceğinden dolayı GPS sistemi mevcut olup bu modül yardımıyla yer tespiti yapılacaktır. Ana paraşüt motor gövdesi ve üst gövdenin birlikte kurtarılmasını sağlayacak ve şartname gereğince düşüş mesafesine 600m-400m kala açılacaktır. Roketin ana paraşütle inişi gerçekleştikten sonra rokette bulunan GPS sistemi yardımıyla yer tespiti yapılacaktır.

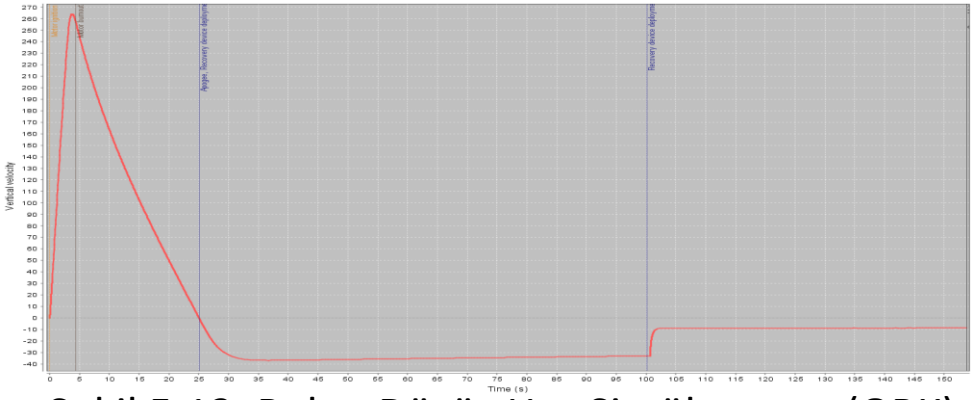


Şekil 5.12 . Paraşüt ile kurtarılacak unsurlarda GPS, Sensör, Sinyal Verici ve Roket İçerisindeki Konum Özellikleri Görseli

Paraşüt	Kurtarılacak Unsur	GPS Sistemi Mevcutluğu	GPS Modülü (Özgün Sistem/Ticari Sistem)	Radyo Sinyal Vericisi	Sensörler
Birincil Paraşüt	Roketin Tamamı	Roketin aviyonik kompartımanında mevcuttur.	GY-NEO6MV2 Modülü/ TeknoTakip GPS	LoraSX1278	Bme280, MPU6050, MS5607
Görev Yükü Paraşütü	Görev Yükü	Görev Yükü aviyonik kompartımanında mevcuttur.	GY-NEO6MV2 Modülü GPS	LoraSX1278	Bme680, Grove V1.3
Ana Paraşüt	Roketin Tamamı	Roketin aviyonik kompartımanında mevcuttur.	GY-NEO6MV2 Modülü/ TeknoTakip GPS	LoraSX1278	Bme280, MPU6050, MS5607

Tablo5.4 Paraşüt ile kurtarılacak unsurlarda GPS, Sensör, Sinyal Verici ve Roket İçerisindeki Konum Özellikleri Tablosu

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1



Şekil 5.13. Roket Düşüş Hızı Simülasyonu (ORK)

Yapmış olduğumuz hesaplamalar sonucu, OpenRocketten Simüle edilen düşüş hızları benzerlik göstermekle birlikte şartnamedeki isterlere uymaktadır.

Görev Yükü Paraşüt Hesaplamaları

$A=\pi * (0.65)^2 = 1.32(m^2)$ C_d =0.80 v_r=6 m/s

$\rho_{hava}=(1.225) * e^{[(-7.4*10^{-6})*(2950^{1.15})]}$=1.13kg/m^3

$v=\sqrt{\frac{2*W}{C_d*A*\rho}}=\sqrt{\frac{2*4.550*9.81}{0.80*1.32*1.13}}$ =8.65m/s

TLT(sürükleme zamanı)=$\left(\frac{h}{v}\right) = \left(\frac{2950}{8.65}\right)$=341.04s

Sürüklenme mesafesi= (6∗ 339.08)=2046.24m

Birincil Paraşüt Hesaplamaları

$A=\pi * (0.4)^2 = 0.50\ (m^2)$ C_d =0.80 v_r=6 m/s

$\rho_{hava}=(1.225) * e^{[(-7.4*10^{-6})*(3000^{1.15})]} = 1.13(kg/m^3)$

$v=\sqrt{\frac{2*W}{C_d*A*\rho}}=\sqrt{\frac{2*19.120*9.81}{0.80*0.50*1.13}}$ =28.80m/s

TLT(sürükleme zamanı)=$\left(\frac{h}{v}\right) = \left(\frac{3000}{28.80}\right)$=104.13s

Sürüklenme mesafesi.=(v_r∗ TTL)= (6∗ 104.13)=624.81m

Ana +Birincil Paraşüt hesaplamaları

$A=\pi * (1.40)^2 = 6.15 + 0.50 = 6.65\ (m^2)$ C_d =0.80 v_r=6 m/s

$\rho_{hava}=(1.225) * e^{[(-7.4*10^{-6})*(500^{1.15})]} = 1.21kg/m^3$

$v=\sqrt{\frac{2*W}{C_d*A*\rho}}=\sqrt{\frac{2*19.120*9.81}{0.8*6.65*1.21}}$ =7.63m/s

TLT(sürüklenme zamanı)=$\left(\frac{h}{v}\right) = \left(\frac{500}{7.63}\right)$=65,53s

Sürüklenme mesafesi.=(v_r∗ TTL)= (6∗ 65.53)=393.18m

Referans:[34]

Tablo 5.5. Yere Düşüş Hızı, Sürüklenme Zamanı ve Sürüklenme Mesafesi Hesaplamaları

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

Paraşüt hesaplamalarımız yapılırken şartname gereksinimlerine dikkat edilerek, gerekli hesaplama değerleri göz önüne alınarak hesaplamalar gerçekleşmiştir. Birincil paraşüt için yere düşüş hızı 20-40m/s aralığında, görev yükü paraşütü için 5-9m/s aralığı ve ikincil paraşüt için 5-9m/s değerleri göz önünde bulundurulmuştur. Paraşüt alan hesaplamalarına bağlı olarak yere düşüş hızları şartname gereksinimlerini karşılaştırmakta olup tablolarda ve hesaplamalarda gösterilmiştir. Cd değeri hesaplamalara paraşüt geometri tablosu dikkate alınarak geometrimize uygun ve el yapımı da olmasından dolayı 0.80 olarak alınmıştır. Ana paraşüt yere düşüş hesaplamasında birincil paraşütün varlığı da göz önüne bulundurularak hesaplamalar yapılmıştır.

Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşayacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı	Düşüş Hızı (m/s)
Birincil Paraşüt	0.50	19.120	0.80	28.80
İkincil Paraşüt	6.15	19.120	0.80	7.63
Görev Yükü Paraşütü	1.32	4.550	0.80	8.65

Tablo 5.6.Kurtarma Sistemi Paraşüt Kriterleri

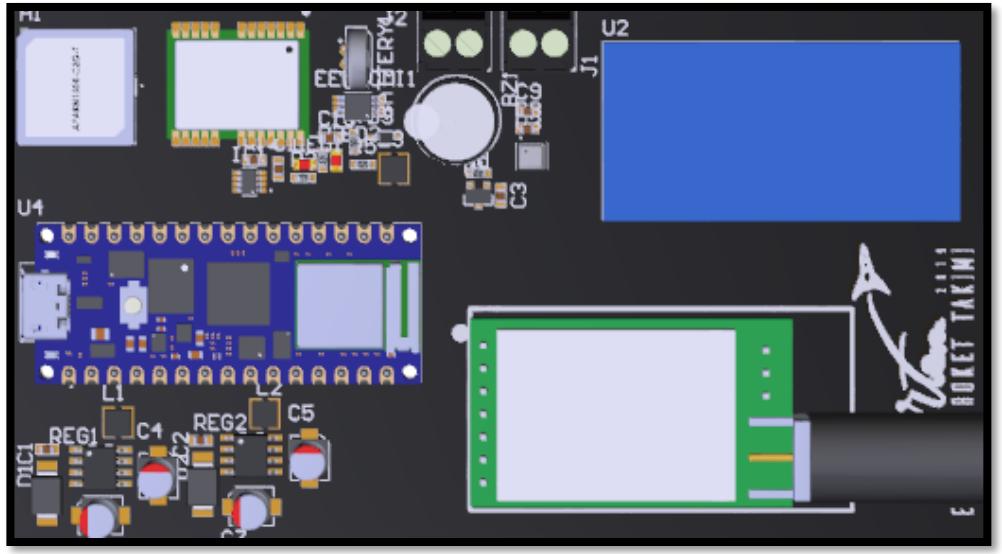
Referans:[34,35,36,37]

Görev Yükü

Görev yükü çapı 0.090m, boyu 0.16m olan silindir geometrili çelik malzemedir.

- Görev yükü ham kütlesi toplam 4.05 kilogramdır.
- Görev yükü ve görev yükü aviyonik kompartımanı toplam 4.520 kilogramdır.
- GPS modülü özgün kart tasarımında mevcuttur.

Şekil 5.14 NEO6MV2 GPS Modülü



Şekil 5.15 Görev Yükü Aviyonik PCB Görünümü

Şekil 5.16 Görev Yükü CAD Görünümü

Görev Yükü

Görev Yükü İşlevi: İnsan sağlığı için önemli etkisi olan solunum gazı/havası (karbon monoksit, alkol, aseton, tiner, formaldehit) gazları algılamak için Grove V1.3 sensörü ile her 152.4m de bir ölçüm yaparak elde ettiği verileri SD karta depolayacaktır. Bu sayede hava kalitesi hakkında bilgi alınacaktır. Aynı zamanda BME680 basınç sensörü ile 5Hz frekansta basınç,sıcaklık ve nem verilerini Lora SX1278 haberleşme modülü ile yer istasyona iletecektir.

Görev yükünün roketten ayrılma işlemi kurtarma sisteminin aktifleşmesi ile gerçekleşecektir. Roketin kurtarma sistemi, roket apogee noktasına erişince kurtarma sistemini tetikleyerek burun konisinin patlamasıyla görev yükü paraşütü ile roketten ayrı bir şekilde iniş sağlayacaktır. Görev yükünün havada anlık olarak izlenimi GPS NEO6MV2 modülü ile sağlanacaktır. Görev yükünün yere iniş sağlaması ile üzerinde bulunan GY-NEO6MV2 modülü sayesinde konum bilgilerini yer istasyonuna ileterek yer tespiti yapılacaktır. Aynı zamanda görev yükünün tasarımında bulunan buzzer ile konum tespitinin bulunmasında faydalı olucaktır.

Karbon monoksit renksiz, tatsız, kokusuz, yanıcı zehirli bir gazdır. Vücuda solunum yolu ile girer ve doğrudan kana geçerek oksijen alımını engeller zehirlenme ve ölüme neden olur. Havagazı, kömür vb. ısıtma amacıyla kullanılan her tür soba ve ocakta yanma sırasında oluşur.
150-200 ppm değerlerinde karbonmonoksit insanda ölümcül sonuçlara neden olmaktadır. Bu değerler algılandığında veya yaklaşma olduğunda görev yükü gerekli uyarıları yer istasyonuna iletecektir.

Referans [XX]

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Kurtarma Sisteminin prototip düzeyde test edilmesi, projenin başarılı bir görev sergilemesi için çok önemlidir. Prototip test aşamalarımız, gerçekte birebir ölçülerde tasarlanan ve hazırlanmakta olan sistemimiz ile 8 Mayıs Pazar günü Erciyes Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü Motorlar Laboratuvarında gerçekleşecektir. Geçtiğimiz hafta elimizdeki imkanlar ile ilgili bir ayrılma testi gerçekleştirdik. Barut hesaplamamızı ve ayrılmamızı teorikteki ile eşleştiğini gördük. Lakin paraşütlerimiz 6 Mayıs Cuma günü mesai bitiminde Kayseri Hava İkmal Bünyesinde bize teslim edilecektir. Elimizde şuan paraşüt olmamakla birlikte paraşütlerimiz ile prototip testimiz Test Videoları Teslim tarihine yetişecektir.

1- Kurtarma sistemini tetikleyecek karabarut hazneleri sabitlenecek ve hesaplanan barut miktarı eklenecektir.

2- Mapa-Karabina-Fırdöndü ve Paraşütler tasarımdaki yerlerine montajlanacaktır.

3- Ayrılacak gövdeler birbirine montaj talimatındaki gibi bütünleştirelecektir.

4- Barutun ayırmasını istediğimiz roket kütlesi, ayrılacak gövdelere basınçlandırılacak hacim haricindeki konumlara yük olarak eklenecektir.

TEST VİDEOSU LİNKİ: KYS Sisteminde açılacak olan link bölümüne istenilen tarihte eklenecektir.

TEST ADI	25-30 NİSAN	6-8 MAYIS	9 MAYIS	12 MAYIS
Paraşüt Açılma	Tedarik Süreci	Test Süreci	Raporlama	Teslim
Ayrılma Paraşütler	Tedarik Süreci	Test Süreci	Raporlama	Teslim
Ayrılma - Payload	Tedarik Süreci	Test Süreci	Raporlama	Teslim

Tablo 5.7 Kurtarma Sistemi Test Takvimi

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Test Adı	Test Tarihi	Testin Yapılacağı Yer	Test Yöntemi	Test Düzenek Detayları	Testten Elde Edilen Veriler	Test Verilerinin Yorumlanması
Paraşüt Açılma	07.05.2022	Erciyes Üniversitesi	Paraşüte Yük bağlanılarak belli yükseklikten serbest bırakılacaktır.	Paraşüt – Yük – Shock Kordonunun roket içerisindeki gibi bütünleşik olmalı	Paraşütün yükü taşırken açılıp açılmayacağı ve paraşütün katlanmasının doğruluğu	Başarılı bir açılma gerçekleştiğinde bütünleme talimatının uygulanması
Ayrılma	08.05.2022	Erciyes Üniversitesi	Roket içerisinde paraşüt – yük ve kurtarma sisteminin bütünleşik olması ve barutu ateşlemek	Tüm komponentlerin eksiksiz olarak roket içerisinde konumlandırılması	Ayrılmaların ve barut miktarının yeterli olup olmaması	Başarılı bir ayrılma gerçekleştiğinde bütünleme talimatının uygulanması

Tablo 5.8 Kurtarma Sistemi Test Bilgileri Tablosu

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Şekil 5.17 : Kurtarma sisteminin prototip düzeyinde montaj ve kurulma aşamalarının görselleri

2020 Alçak İrtifa Kategorisine katıldığımız roketimiz ile 21 Nisan'da prototip Ayrılma testi gerçekleştirdik. 6 Mayıs tarihinde paraşütlerimizin teslimatı sonrası 8 Mayıs tarihinde yapacağımız teste ön hazırlık oldu. Barut hesaplamamızı ve ayrılmayı kontrol ettik.

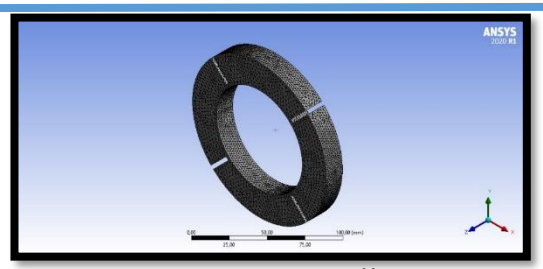
8 Mayıs tarihinde gerçekleştireceğimiz test ile montaj adımları görseller ile aynıdır. Ek olarak paraşütlerimizi koyacağız. Ve bütünleşik tüm sistemi test edeceğiz.

TEST VİDEOSU LİNKİ: KYS Sisteminde açılacak olan link bölümüne istenilen tarihte eklenecektir.

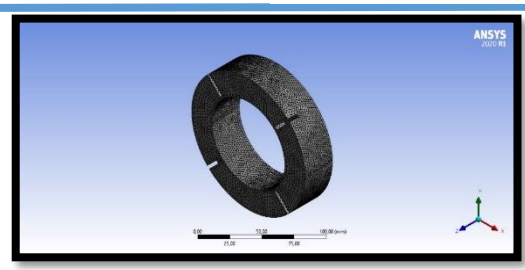
Analizler

Yapısal/Mekanik Mukavemet Analizleri

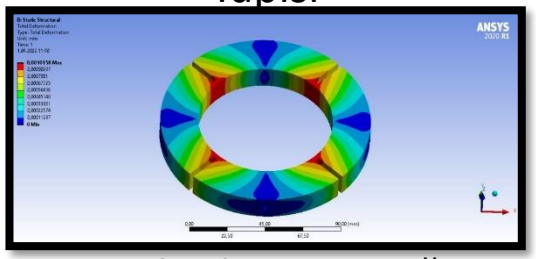
Yapısal Analizler ANSYS Fluent 2020 R1 programının Static Structural modülünde gerçekleştirilmiştir. Solidworks programında tasarlanan merkezleme yüzüğü ve motor tutucu Ansys programının Static Structural modülüne import edilmiştir. Her iki tasarımda da kullanılan malzemeler Al 7075 olduğu için modülün Engineering Data kısmına malzemeler atandı. Daha sonra gerekli mesh kaliteleri sağlanıncaya kadar mesh işlemleri gerçekleştirildi ve iyi bir skewness değeri ile orthogonal quality elde edildi. Motorun, merkezleme yüzüğüne ve motor tutucuya karşı yapacağı deformasyon ve gerilme değerlerinin belirlenmesi amacıyla modellemeler yapıldı. Tasarımlar vida yerlerinden fixed support komutu ile sabitlendi ve tasarımların motor bloğu ile birleştiği yerlere emniyet faktörleri de düşünülerek 500 N'luk kuvvetler uygulandı ve analizler çözümlendi. Analizler sonucunda merkezleme yüzüğü için max. gerilme 4,8281 MPa ve max toplam deformasyon 0,0010158 mm olarak hesaplandı. Motor Tutucu için için max. gerilme 2,6114 Mpa ve max toplam deformasyon 0,00031651 mm olarak hesaplandı. Sonuçlar incelendiğinde tasarımların dayanımsal olarak uygun olduğu görülmüştür.



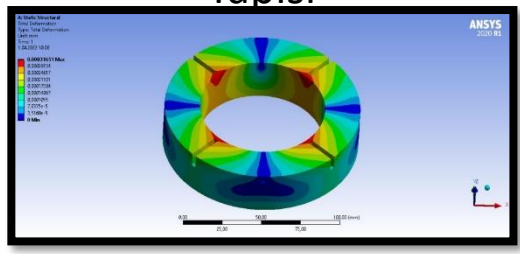
Merkezleme Yüzüğü Mesh Yapısı



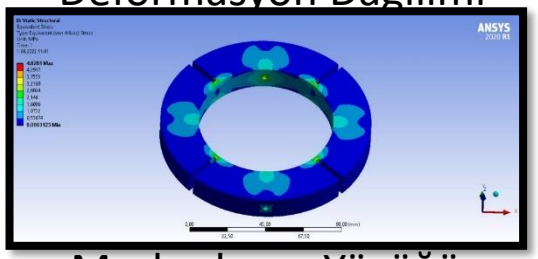
Motor Tutucu Mesh Yapısı



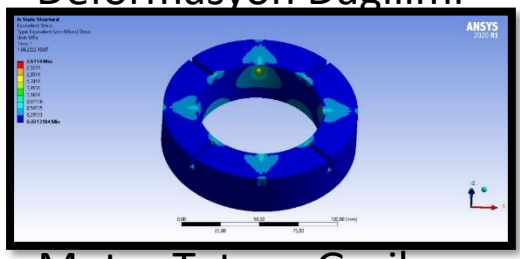
Merkezleme Yüzüğü Deformasyon Dağılımı



Motor Tutucu Deformasyon Dağılımı



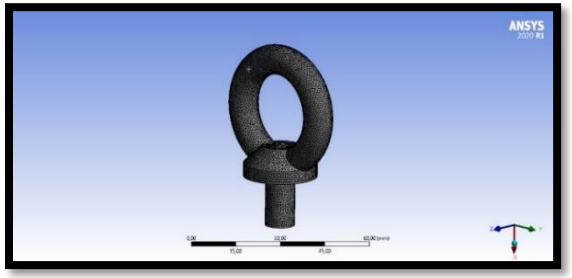
Merkezleme Yüzüğü Gerilme Dağılımı



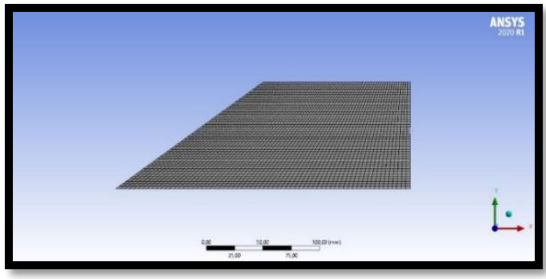
Motor Tutucu Gerilme Dağılımı

Analizler

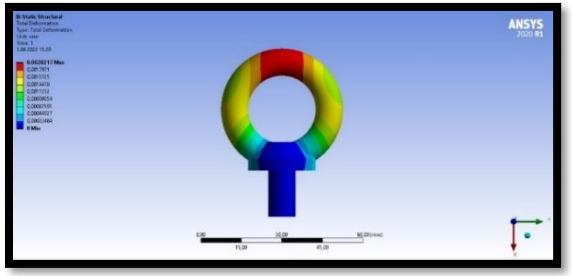
Solidworks programında tasarlanan Mapa ve Kanatçık Ansys programının Static Structural modülüne import edilmiştir. Tasarımlarda kullanılan malzemeler Mapa için dövülmüş çelik, Kanatçık için Al 7075 olduğu için modülün Engineering Data kısmına malzemeler tanımlandı. Daha sonra gerekli mesh kaliteleri sağlanıncaya kadar mesh işlemleri gerçekleştirildi ve iyi bir skewness değeri ile orthogonal quality elde edildi. Gerilme ve deformasyonların belirlenmesi amacıyla modellemeler yapıldı. Shockcordların mapaya bağlanan kısmına emniyet faktörü de göz önünde bulundurularak 500 N luk kuvvet uygulandı ve mapanın bulkheada bağlanan yerine fixed support tanımlandı. Kanatçıklar için ise kanatçıkların yüzüklere bağlandığı yerlerden fixed support tanımlandı ve akış analizi sonucunda rokete etki eden sürükleme kuvveti olan 210,47 N kanatçıklara uygulandı. Analizler çözümlendi. Analizler sonucunda mapa için max. gerilme 17,858 MPa ve max toplam deformasyon 0,0020217 mm olarak hesaplandı. Kanatçık için max. gerilme 1,5536 Mpa ve max toplam deformasyon 0,00073142 mm olarak hesaplandı. Sonuçlar incelendiğinde tasarımların dayanımsal olarak uygun olduğu görülmüştür.



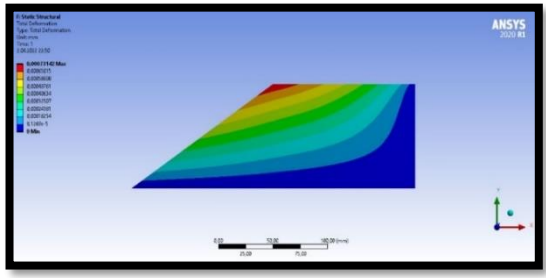
Mapa Mesh Yapısı



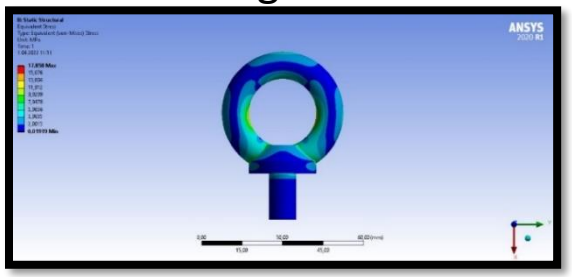
Kanatçık Mesh



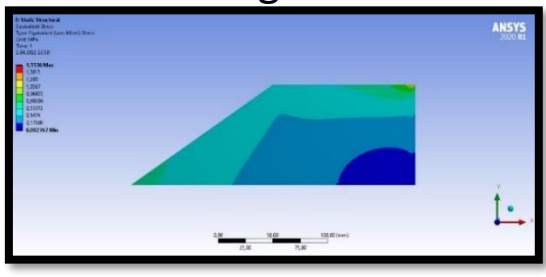
Mapa Deformasyon Dağılımı



Kanatçık Deformasyon Dağılımı



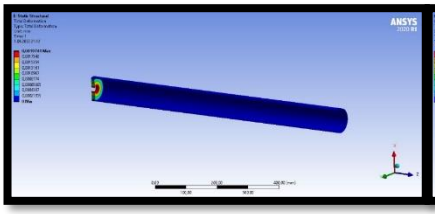
Mapa Gerilme Dağılımı



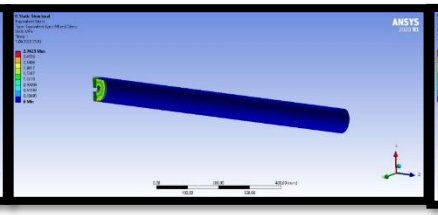
Kanatçık Gerilme Dağılımı

Analizler

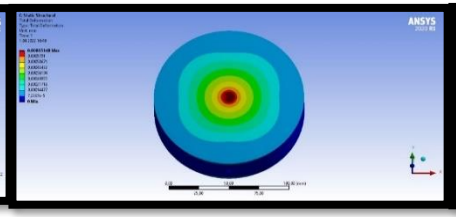
Solidworks programında tasarlanan Motor Bloğu, Bulkhead, Patlatma Bulkheadı Ansys programının Static Structural modülüne import edilmiştir. Tasarımlarda kullanılan malzemeler Al 7075 olduğu için modülün Engineering Data kısmına malzemeler atandı. Daha sonra tasarımların gerekli mesh kaliteleri sağlanıncaya kadar mesh işlemleri gerçekleştirildi ve iyi bir skewness değeri ile orthogonal quality elde edildi. Deformasyon ve gerilme değerlerinin belirlenmesi amacıyla modellemeler yapıldı. Motor bloğunun dış kısmına fixed support tanımlandı ve motorun bloğa oturduğu yere motorun itki kuvveti olan 2680,4 N uygulandı. Bulkheadın gövdeye bağlandığı bağlantı yerlerinden fixed support uygulandı ve shockcordlar bulkhead'a mapa yardımı ile kuvvet uyguladığından mapanın bağlandığı yerden emniyet gözetilerek tahmini 500 N kuvvet tanımlandı. Patlatma bulkheadı bağlantı yerlerinden fixed support ile sabitlendi gerekli kara barut basıncı hesaplamaları da göz önünde bulundurularak barut haznelerinin içine 100000 Pa basınç uygulandı. Analizler sonucunda motor bloğu için max. gerilme 2,7625 MPa ve max toplam deformasyon 0,0019741 mm olarak hesaplandı. Bulkhead için max. gerilme 3,1762 MPa ve max toplam deformasyon 0,00065148 mm olarak hesaplandı. Patlatma Bulkhead için max. gerilme 0,80967 MPa ve max toplam deformasyon 0,000089422 mm olarak hesaplandı. Analiz sonuçları incelendiğinde tasarımların dayanımsal olarak uygun olduğu görülmüştür.



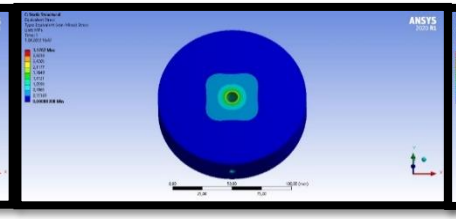
Motor Bloğu Deformasyon Dağılımı



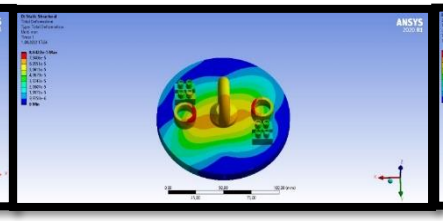
Motor Bloğu Gerilme Dağılımı



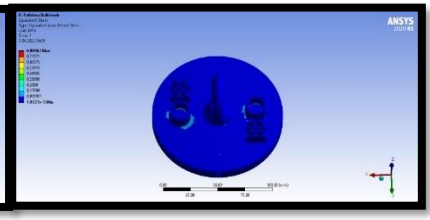
Bulkhead Deformasyon Dağılımı



Bulkhead Gerilme Dağılımı



Patlatma Bulkhead Deformasyon Dağılımı



Patlatma Bulkhead Gerilme Dağılımı

Analizler

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizleri

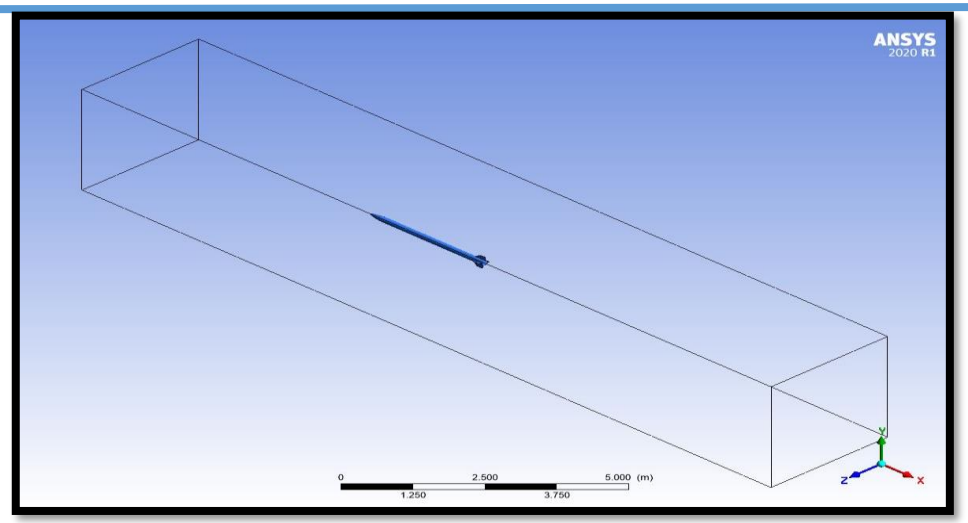
Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Yöntemi

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizi ANSYS Fluent 2020 R1 programının Fluent modülünde gerçekleştirilmiştir. Akışın oluşturacağı sınır tabaka kalınlığı ve türbülans modelinin belirlenmesi amacıyla $Y^{+}30$, $Y^{+}60$, $Y^{+}90$ ve $Y^{+}180$ değerleri için ayrı ayrı sınır tabaka kalınlığı hesaplanmış ve mesh yapıları oluşturularak farklı türbülans modelleri ile analizler çözümlenmiştir. Çözümlemelerin sonucunda uygulayacağımız akışa en uygun $Y^{+}60$ değeri seçilmiştir. Sınır tabaka kalınlığı olarak 0,1 mm ve türbülans modeli olarak k- ω SST seçilmiştir.

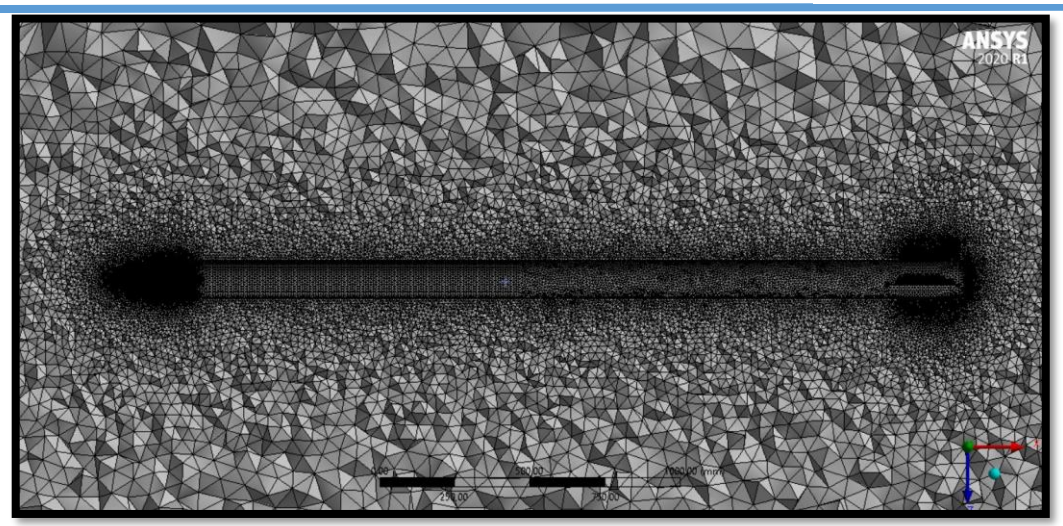
Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizi

Solidworks programında tasarlanan roket Fluent modülündeki Space Claim kısmına import edildi. Bu kısımda geometrik hatalar repair edildi. Akışın geçeceği hacmi belirtmek için Enclosure komutu ile roketin boyunun 4 katı kadar ön tarafına, 6 katı kadar arka tarafına ve 5'er katı kadar enine ve boyuna olacak şekilde kontrol hacmi oluşturuldu. Daha sonra kontrol hacminde havanın giriş, çıkış ve duvar bölümlerini belirtmek amacıyla Named Selection komutu kullanılarak isimler verilmiştir. Mesh kısmında inflation komutu ile first layer height değeri 0,1 mm, maximum layers değeri 4 mm ve growth rate değeri 1,2 mm girilerek sınır tabaka mesh oluşturulmuştur. Mesh yapısının iyi olabilmesi için Orthogonal kalite'nin 1'e, Skewness değerinin 0 'a yakın olması gerekmektedir. Dolayısıyla kaliteyi artırmak için burun konisi ve kanatçık kısımlarına Face sizing uygulanmıştır. Bunların sonucunda çoğunlukla Orthogonal kalitenin 1 değerine, Skewness değerinin 0 değerine yaklaştığı gözlemlendi. Mesh yapısı 3297238 elemandan ve 576216 düğümden oluşmaktadır.

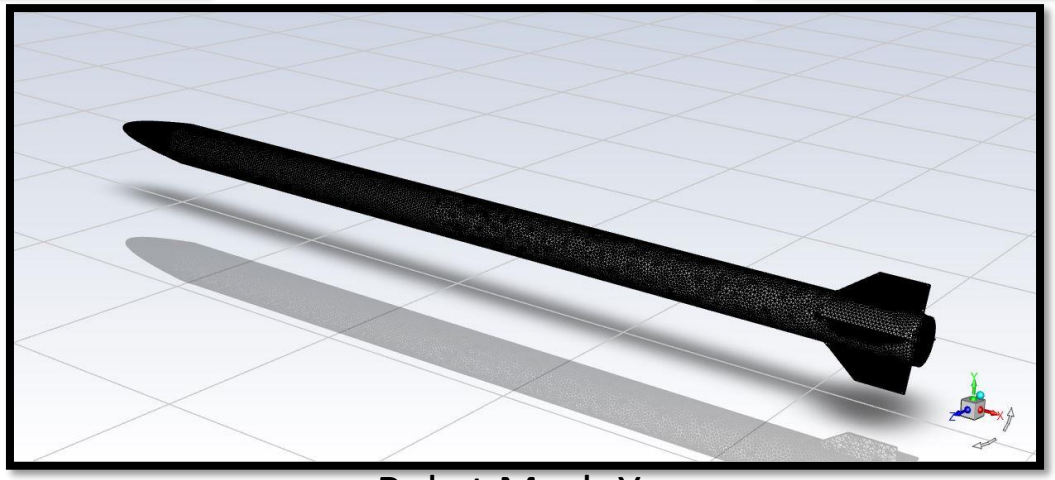
Analizler



Kontrol Hacmi



Roket Mesh Yapısı

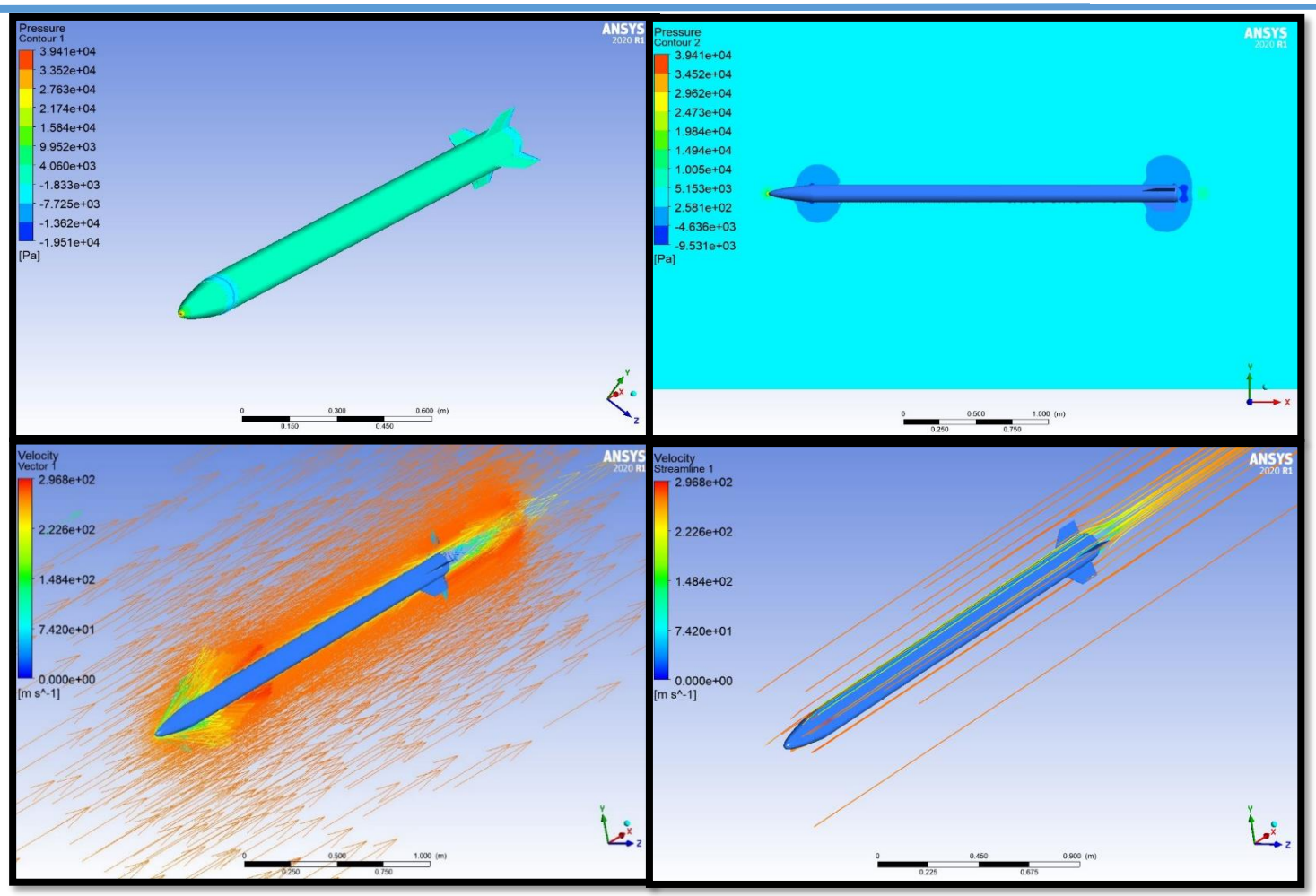


Roket Mesh Yapısı

Analizler

Fluent modülünün Setup kısmında çözücü tipi olarak basınç tabanlı, hız formulasyonu olarak mutlak hız, zaman olarak steady seçilmiştir. Enerji denklemleri açılmıştır ve Türbülans model olarak SST k-ω model seçilmiştir. Aksaray'ın rakımı 1000 m ve yarışma günü ortalama sıcaklık 40°C'dir. 1000 m irtifada basınç 89876 Pa, yoğunluk 1,1117 kg/m^3, viskozite 1,7580 * 10^{-5} kg/m*s ve roket hızı 270 m/s alınarak programa girilmiştir. Çözüm metodu olarak Coupled ve Gradient olarak Least Squared Cell Based seçildi. Hybrid analiz yapıldıktan sonra iterasyon sayısı 200 girilerek analiz çözümlenmiştir.

Analiz sonuçlarına göre max hızın 296,8 m/s olduğu, max basıncın burun konisi ucunda ve 39410 Pa olduğu görülmüştür. Sürükleme katsayısı Cd = 0,0047138623 ve sürükleme kuvveti 210,47 N çıkmıştır. Basınç, sürükleme ve hız değerleri roket tasarımımız için uygun olup olumsuzluk teşkil etmemektedir.



Roket Yüzey Akış Analizi

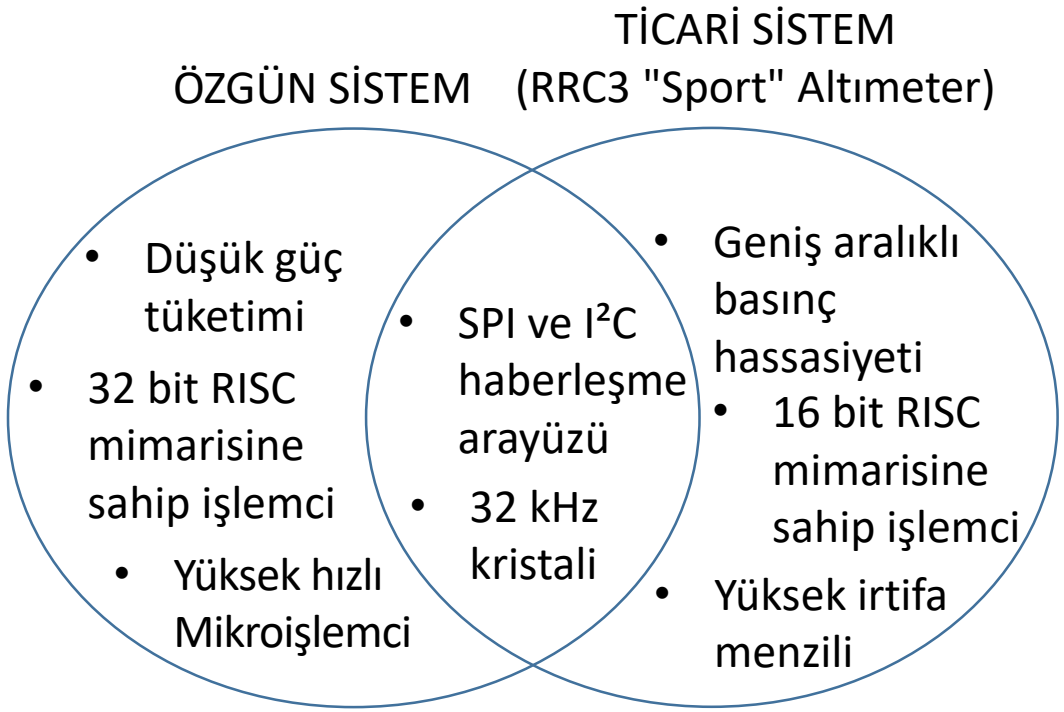
Aviyonik – Özet

Roket bir adet özgün uçuş bilgisayarı ve bir adet ticari uçuş bilgisayarına sahiptir. Ana aviyonikte özgün uçuş bilgisayarı kullanılıp kartın tasarımı takımımızın aviyonik birimi tarafından tasarlanmıştır. Yedek uçuş bilgisayarında ise ticari uçuş bilgisayarı 09095 model numaralı RRC3 "SPORT" ALTIMETER kullanılacaktır. Ticari uçuş bilgisayarı yanında konum takibi için TeknoTakip GPS sistemi kullanılacaktır

Adı	Amacı
Teensy 4.1	Mikrodenetleyici
LORA SX1278	Haberleşme M.
MPU6050	İvme Sensörü
GY-NEO6MV2	GPS Modülü
BME280	Basınç Sensörü
Sandisk	Hafıza Kartı
Buzzer	Ses
Sony Vtc 18650	Batarya

Tablo 6.1 Ana Av. Sistem Özellikleri

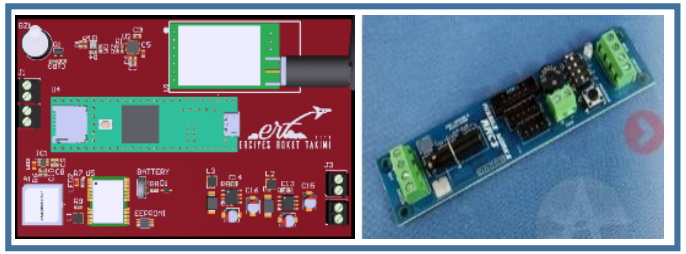
Referans [40,41,42,43,44,45,48,49]



Tablo 6.2 Ticari & Özgün Sistem Farkları ve Benzerlikleri Tablosu

Adı	Amacı
MSP430	Mikrodenetleyici
SST Flash Memory	Hafıza
MS5607	Basınç Sensörü
TeknoTakip	GPS Modülü

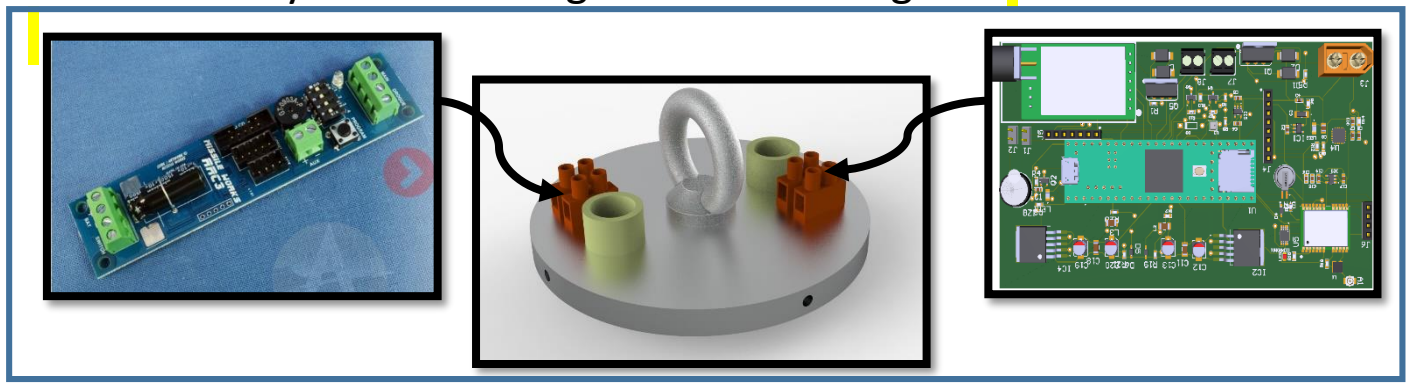
Tablo 6.3. Ticari Sistem Özellikleri



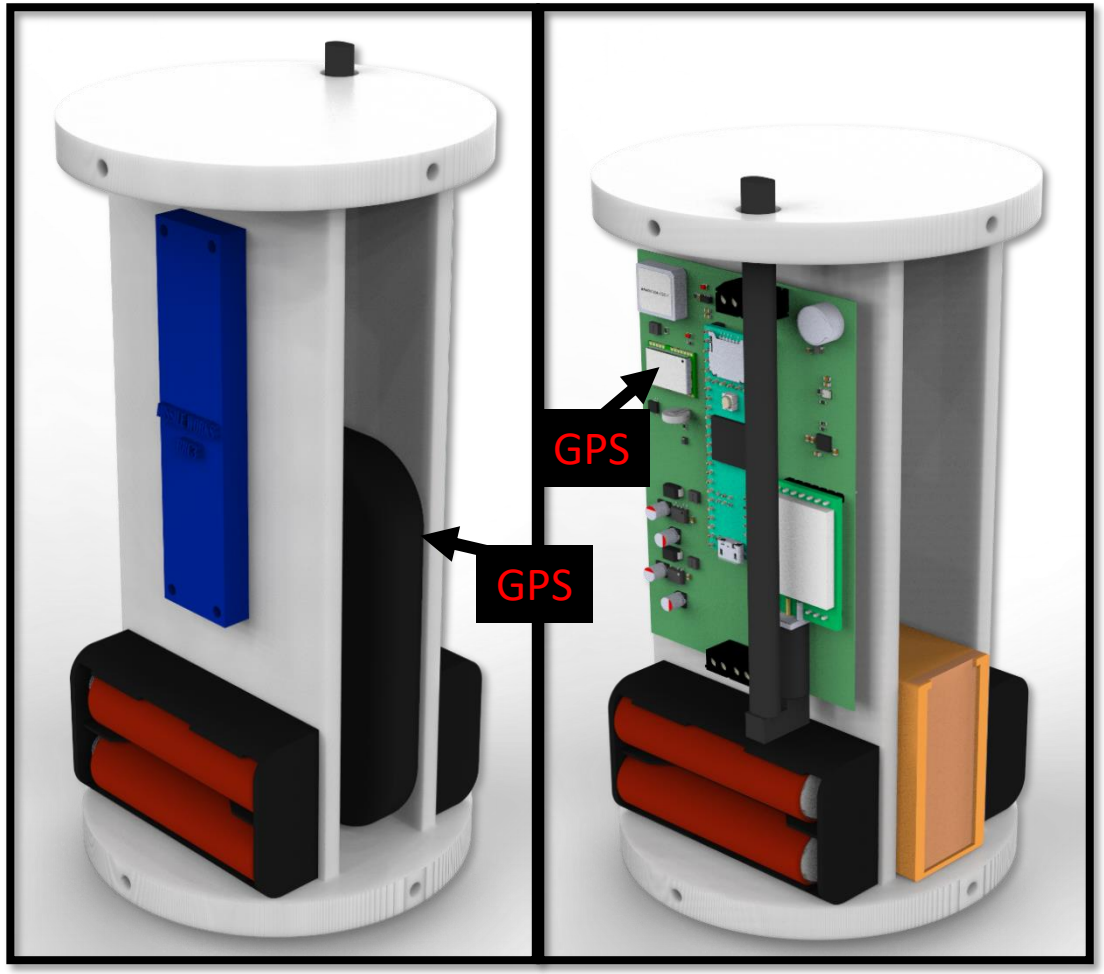
Şekil 6.1. Ana ve Yedek Aviyonik Görselleri

Aviyonik – Özet

Ana ve yedek aviyonik sistemlerimiz bir özgün diğeri ticari olmak üzere iki karttan oluşur. Aviyonik kapsülümüz üzerinde bulunan barut haznelerimize 2 ayrı elektronik devreden ateşleme sinyali gönderilecektir. Aviyonik kartlar, apogee noktasındaki kurtarma ve ikincil(ana paraşüt) kurtarmada hangi sistem daha hızlı algılarsa ateşlemeyi ilk o gerçekleştirecektir. Diğer sistem ise itkisiz patlama gerçekleştirmiş olur. Bu şekilde iki kart arasında kablolama yapmadan kurtarma işlemi kesin olarak sağlanır. Sistemler arasında elektriksel veya kablosuz bağlantı mevcut değildir.



Şekil 6.2 Aviyonik Kartların Kapsül Yerleşimi.



Şekil 6.3 Aviyonik Kapsül CAD görüntüsü.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/1

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	Teensy 4.1 İşlemci		Verilmiş olan komutları yorumlayarak verileri işler.
1. Sensör	BME 280 Basınç Sensörü	Evet	Atmosfer basıncı üzerinden roketin irtifasını hesaplayarak kurtarma sistemini tetikler.
2. Sensör	MPU 6050 Jiroskop Sensörü	Evet	Roketin apogee noktasındaki eksenini hesaplayarak doğru sonuç alınmasını sağlar.
Haberleşme Modülü	LORA SX1278	Hayır	----------

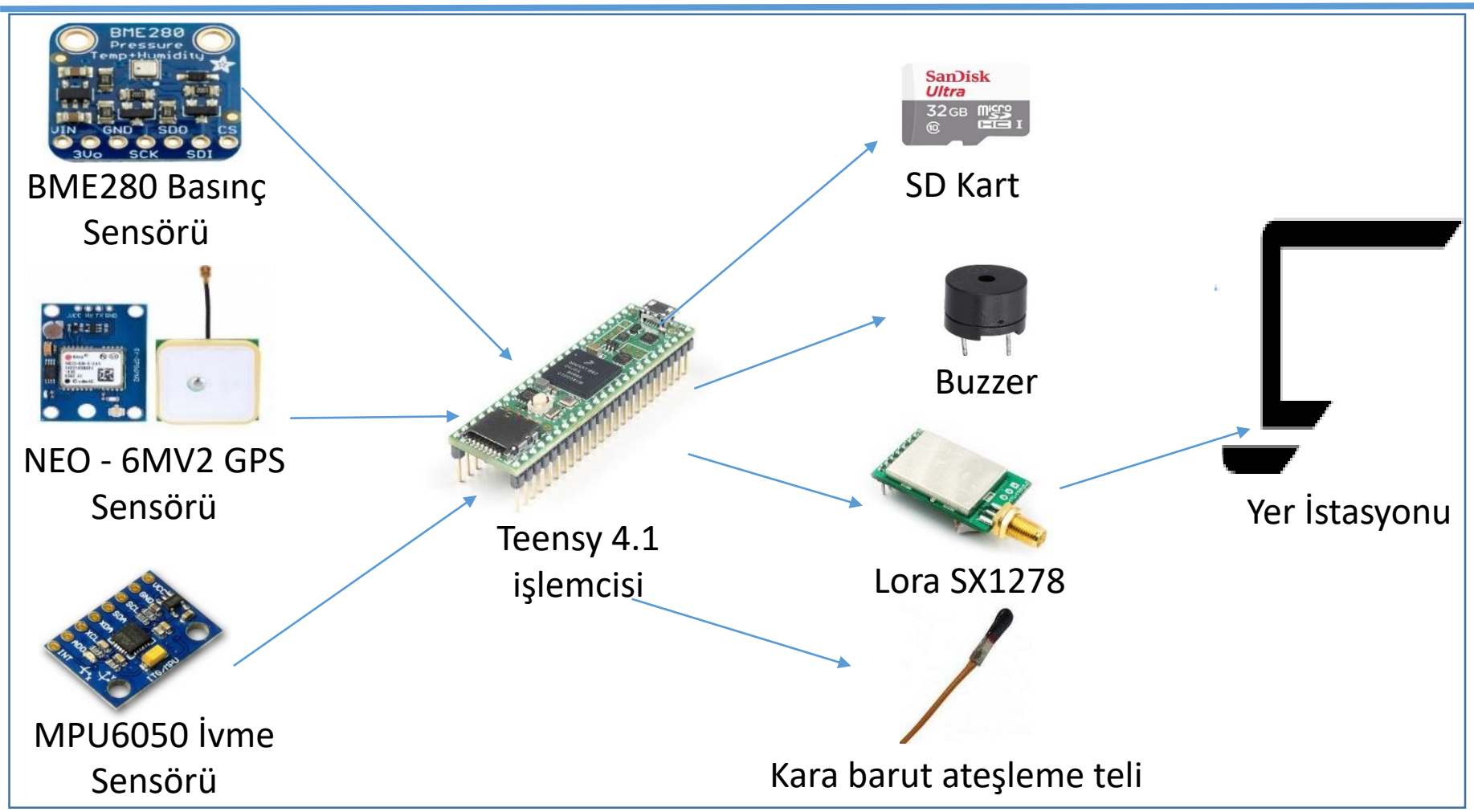
Tablo 6.4 Komponent-Algoritma İlişkisi

Aviyonik – 1.Sistem Detay/1

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
GPS Modülü	NEO6MV2 GPS Modülü	Evet	Aviyonik sistem aktifleştirildikten sonra güvenlik amaçlı 500 metreye kadar irtifayı doğrular. Kesinlikle kurtarma sistemi tetiklemesi için kullanılmamaktadır.
Buzzer	------	Hayır	----------
SD Kart	SANDİSK SDSQUNR-032G-GN3MN	Hayır	----------
Batarya	Sony Vtc6 18650	Hayır	----------
LED	--------	Hayır	----------

Tablo 6.5 Komponent-Algoritma İlişkisi

Aviyonik – 1.Sistem Detay/2



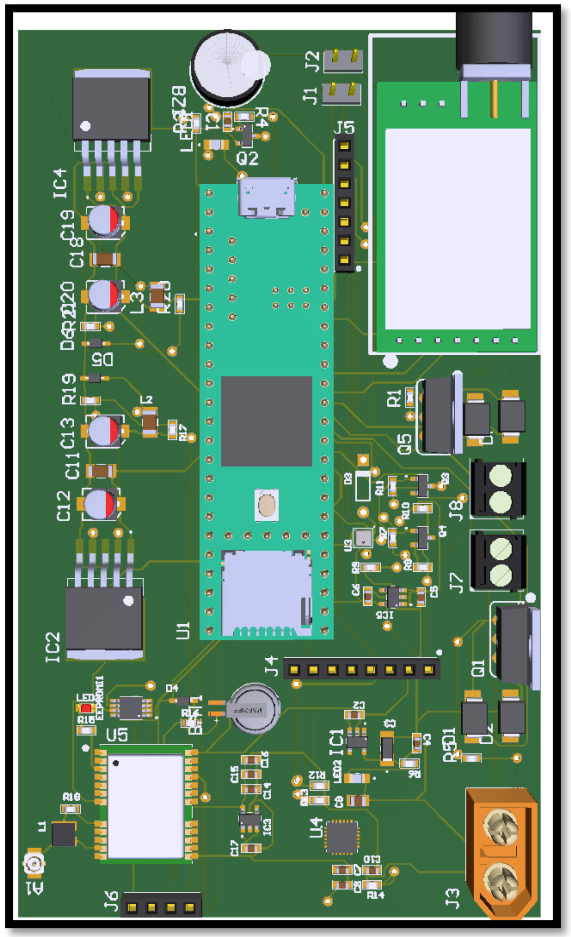
Şekil 6.4: Ana Aviyonik Blok Diyagram

Kart Üretim Yöntemleri:

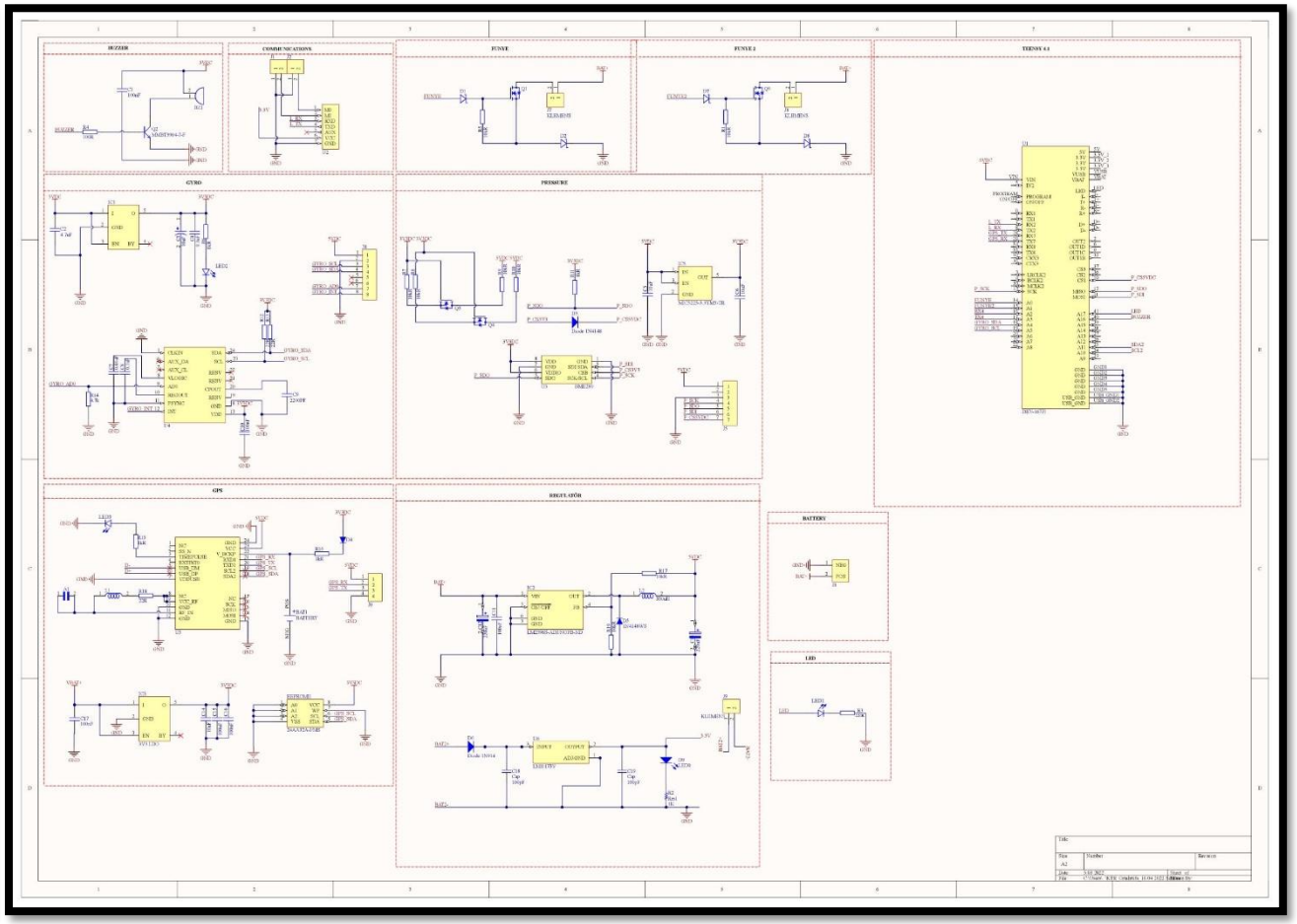
Ana aviyonikte özgün uçuş bilgisayarı için Altium Designer programından tasarlanan PCB kart kullanılacaktır. Bu PCB kartın tasarımı tamamen aviyonik ebimize aittir. Kart tasarımında kullanılan sensörler önce breadboard üzerinde denenerek sağlıklı veriler alınmıştır. Doğru ve istenilen verilerin geldiği anlaşıldıktan sonra Türkiye'de ki bir PCB firmasında ürettirilmiştir. Üretilen kart aviyonik ekibi tarafından komponentlerin dizilimleri yapılmıştır.

Referans [40,41,45,48]

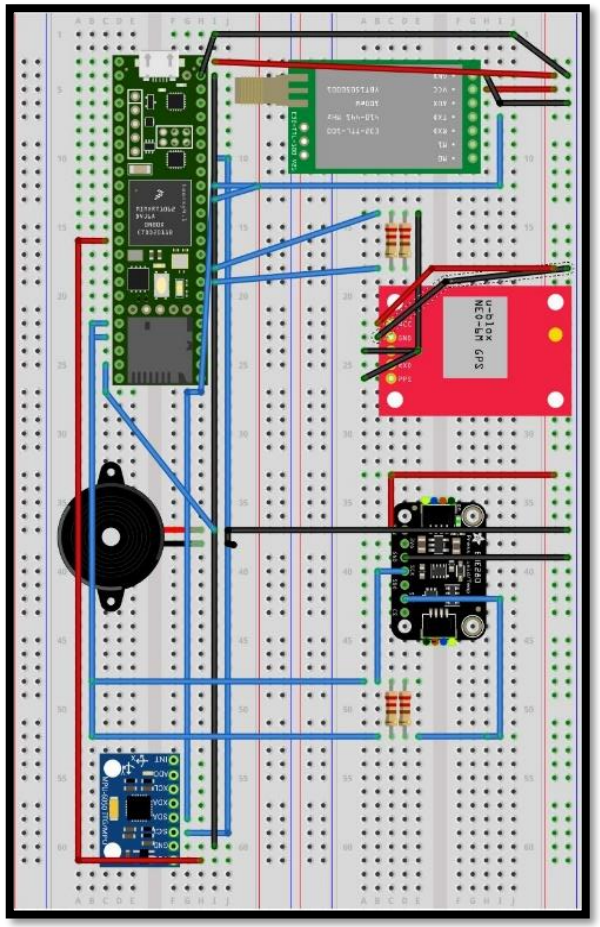
Aviyonik – 1.Sistem Detay/2



Şekil 6.5 Ana Aviyonik PCB Görüntüsü

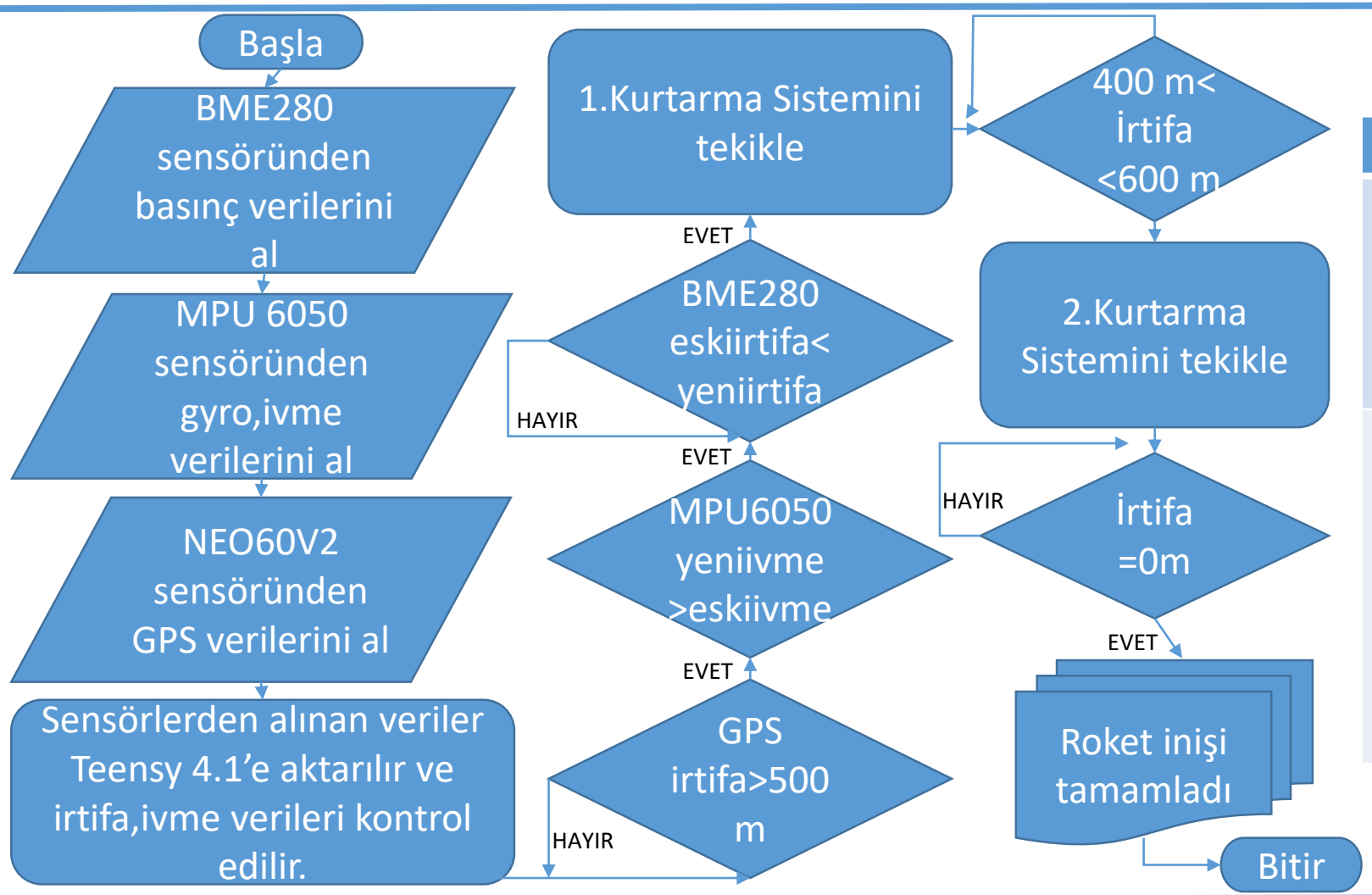


Şekil 6.6 Ana Aviyonik Şematik Görüntüsü



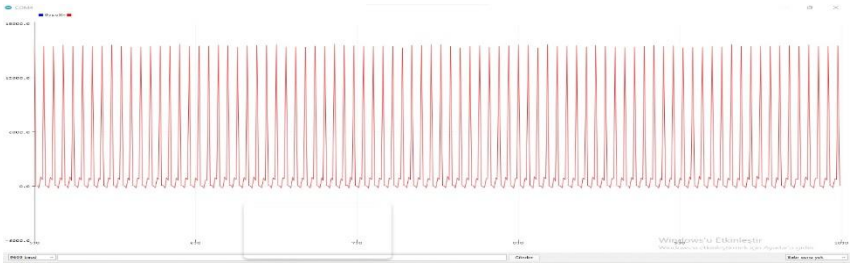
Şekil 6.7 Ana Aviyonik Fritzing Görüntüsü

Aviyonik – 1.Sistem Detay/3

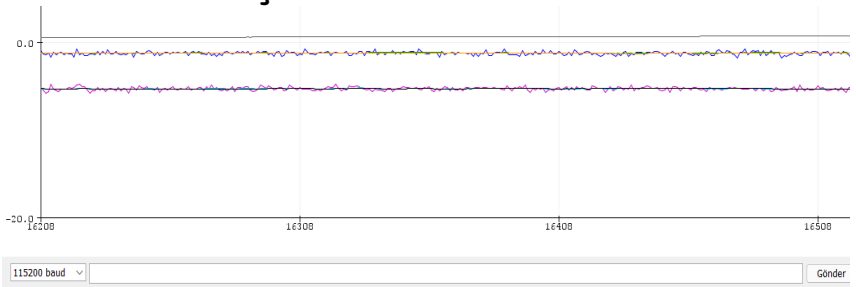


Parametre	Seçilme sebebi
Gyro & İvme (MPU6050)	Roketin apogee noktasındaki eksenel hareket ve ivmesel davranışını belirlemek için kullanılır. Sensör ani tepki ve değişimlere uygundur.
Basınç (BME 280)	Basınç üzerinden irtifa verisi almak için kullanılır. Roketin apogee ve ana paraşüt noktasındaki kurtarma sistemlerinin ana tetikleyici sensörüdür. Apogee için irtifa farkı, ikinci kurtarma için tam irtifa verisine bakılır.

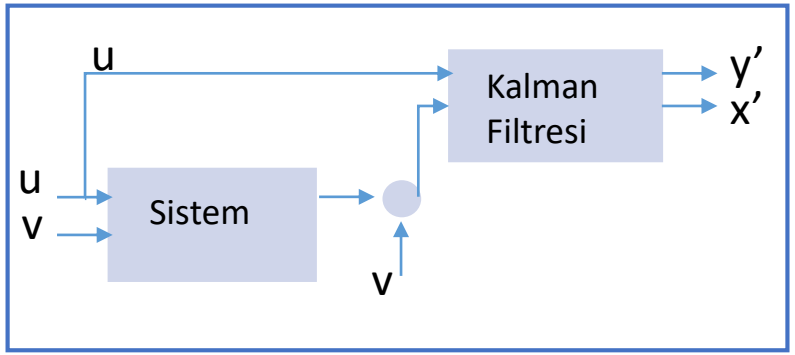
Aviyonik – 1.Sistem Detay/3



Şekil 6.8 Filtresiz Veri



Şekil 6.9 Filtreli Veri



Filtreleme: Basınç, ivme ve gyro verilerinin filtrelemesi için kalman filtresi kullanılacak olup kalman filtresinden gelen verilerde özgün olarak yazılacak filtreleme algoritmasından geçecektir. Kalman filtresinin kullanılma sebebi önceki durumdan başka bir geçmiş veri tutulmasına gerek olmamasıdır. Ayrıca çok hızlı bir filtreleme olup gerçek zamanlı problemler için çok uygundur. Sol tarafta verilen Şekilde bu sistem simülasyon edilmiştir. Grafikte de gösterildiği gibi gürültülü değerler filtre üzerinden geçerek gerçeğe en yakın halde aktarılır. Filtrelenme işlemi sırasında sensörelerin gerekli PID ayarları test sonuçlarına göre yapılmış ve geliştirmeler yapılacaktır. Sol tarafta örnek olarak MPU 6050 sensörünün filtresiz halindeki sonucu ve aviyonik birimi tarafından uygulanan filtreli sonuç grafiği vardır. Alt tarafta kalman algoritmasına ait kod parçacığına yer verilmiştir.

```
//Erciyes Roket Takımı Kalman Filtresi
double X_k_KalmanTahminYeni = X_k_KalmanTahminEski;
double Pk_HataKovaryansiYeni = Pk_HataKovaryansiEski;

double Kk_KalmanKazanci = Pk_HataKovaryansiYeni / (Pk_HataKovaryansiYeni + R_HataMiktari);
double Xk_KalmanHesaplanan = X_k_KalmanTahminYeni + Kk_KalmanKazanci * (Zk_OlculenDeger - X_k_KalmanTahminYeni);
Pk_HataKovaryansiYeni = (1 - Kk_KalmanKazanci) * Pk_HataKovaryansiEski;

Pk_HataKovaryansiEski = Pk_HataKovaryansiYeni;
X_k_KalmanTahminEski = Xk_KalmanHesaplanan;
return Xk_KalmanHesaplanan;
```

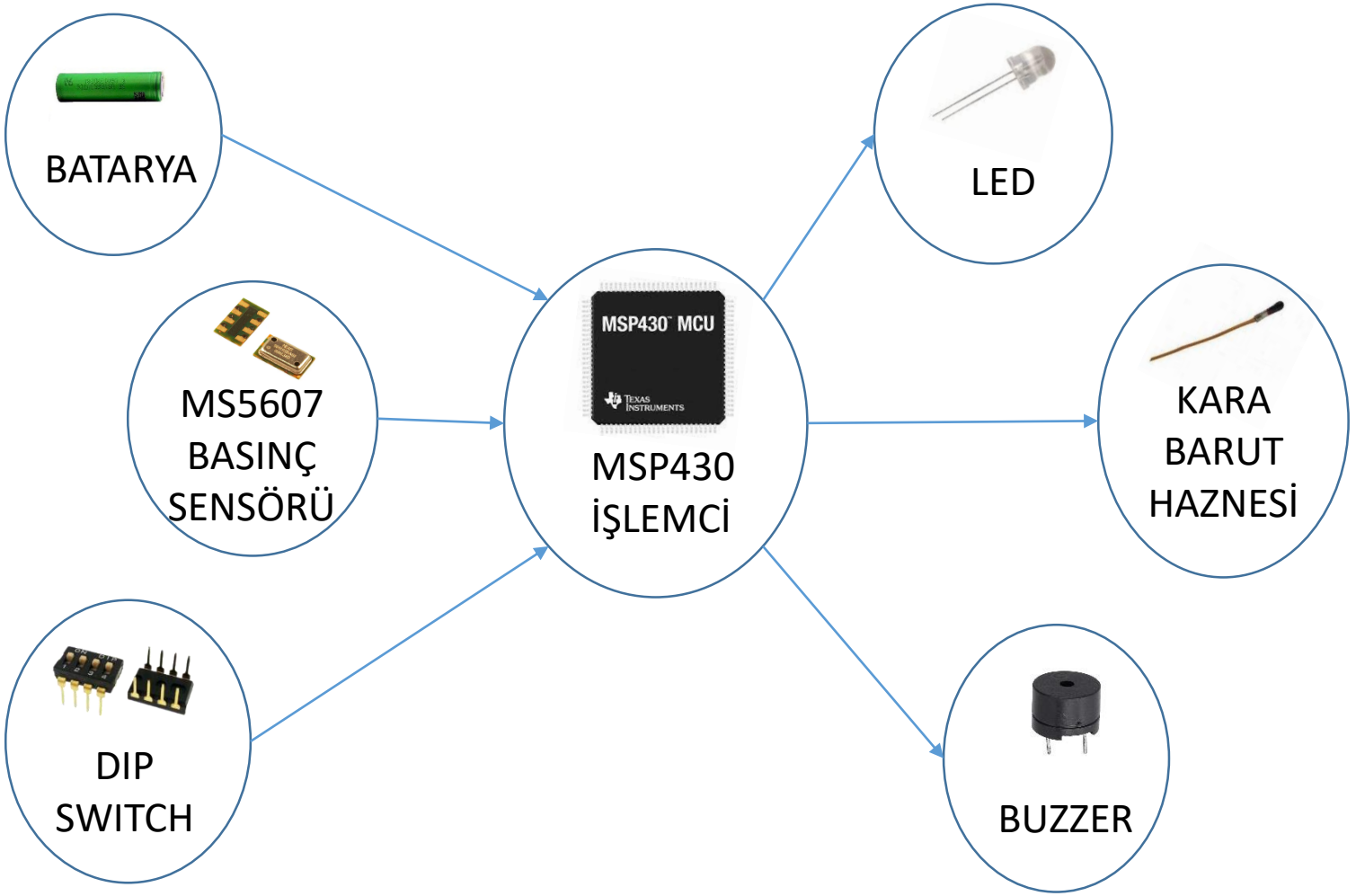
Şekil 6.10 Kalman Filtrelemesi Algoritması Referans [50]

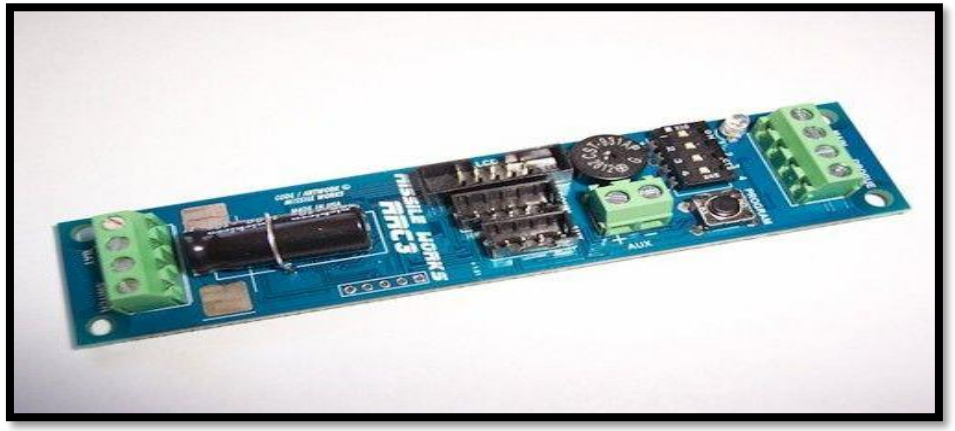
Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	-MSP430 Serisi İşlemci		. Verilmiş olan komutları yorumlayarak verileri işler.
1. Sensör	MSI MS5607 Basınç sensörü	(Evet)	. Atmosfer basıncı üzerinden roketin irtifasını hesaplayarak kurtarma sistemini tetikler.
GPS Modülü	-TeknoTakip GPS Sistemi	(Hayır)	---

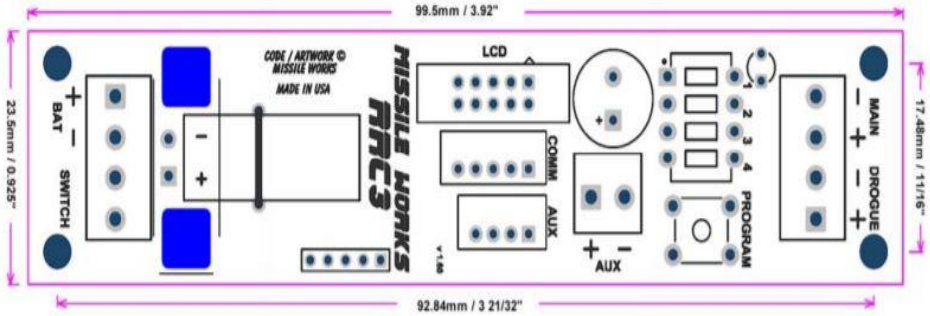
Tablo 6.7 Komponent-Algoritma İlişkisi

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2





Şekil 6.11 RRC3 "Sport" Altımeter Görüntüsü

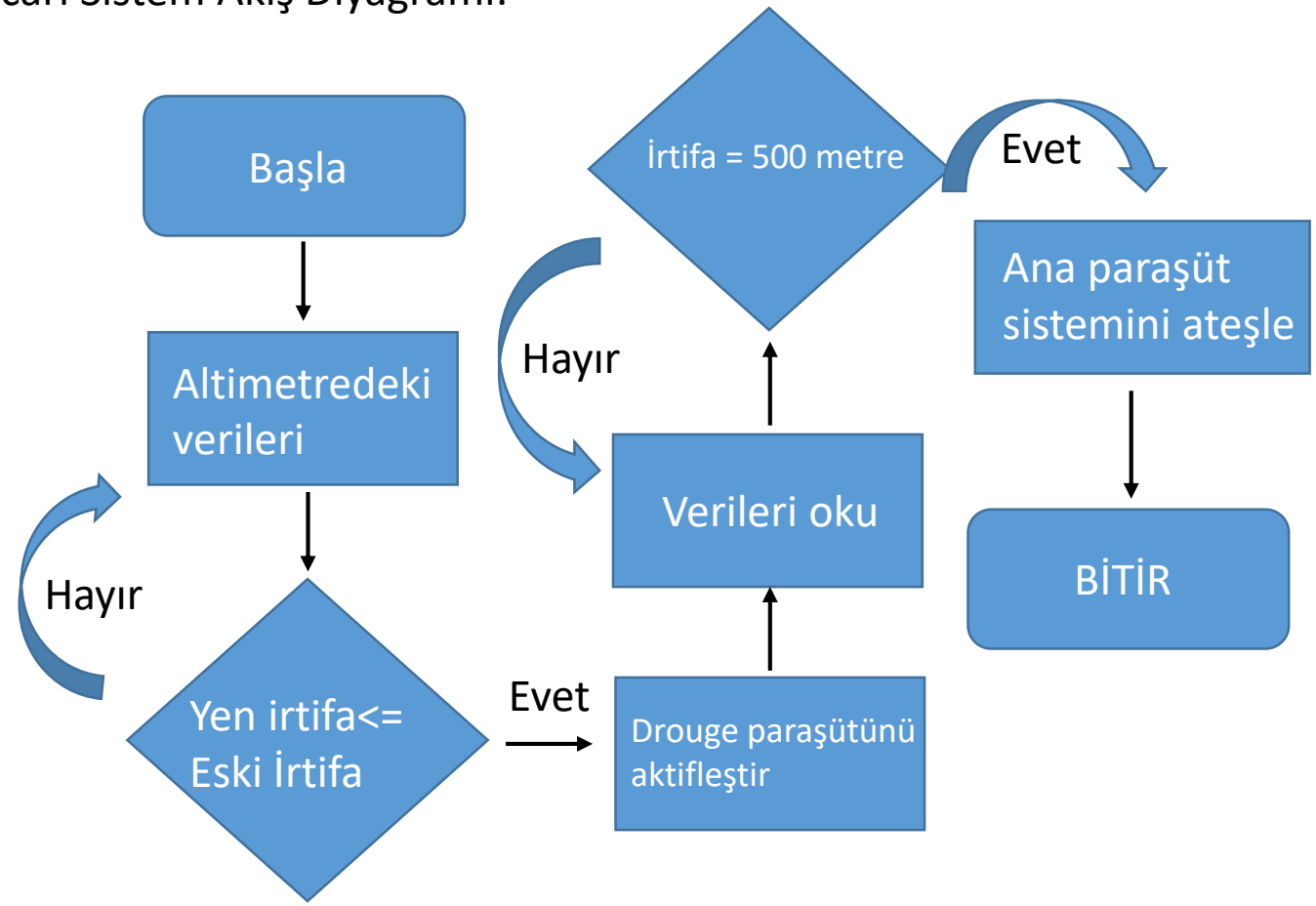


Şekil 6.12 RRC3 "Sport" Altımeter Teknik Çizimi

Referans [44]

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

Ticari Sistem Akış Diyagramı:



- Apogee noktasında gerçekleşecek ayrılma için RRC3 altimetresi kalkıştan sonra 50 metre geçtiği bilgisi sonrası üzerindeki basınç sensöründen aldığı irtifa verilerinin anlık karşılaştırılmasını yapıp bir önceki veriye göre roketin apogee noktasında ve düşüşe geçtiği anda ayrılmayı gerçekleştirecektir.
- İkinci ayrılmada ise basınç sensöründen gelen bilgiye göre düşüş esnasındaki 500 metrede ikinci ayrılmayı gerçekleştirecektir.
- Veri Filtreleme: Kullanılan sistem ticari olduğundan dolayı içindeki hazır yazılımla filtreleme otomatik olarak verileri süzecektir.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

- Yedek aviyonik ticari sistem olup Missille Work’s firmasının üretmiş olduğu RRC3 PCB kartıdır. Firmanın paylaşmış olduğu bilgilere dayanarak sistemin doğru çalışması için aviyonik kutusuna basınç delikleri yerleştirilecektir. Basınç sensörü kartın alt kısmında bulunduğundan dolayı kart montajlanacağı noktadan havada kalacak şekilde sabitlenecektir. Bu şekilde daha doğru ölçüm yapılması sağlanacaktır.
- RRC3 ‘’Sport’’ Ticari Altimetresinde ayar yapmak için 3 adet yöntem vardır. Bunlar:
- 1. Kart üzerinde switch ve buton ile ayarlama,
- 2. LCD terminal modülü ile ayarlama,
- 3. Bilgisayara Missile Works USB arabirim modülü ile ayarlama,
- İkinci ve üçüncü seçenekler ekstra maliyet getireceğinden dolayı switch ve buton ile ayarlama yapılacaktır. Drouge ve Main olarak iki adet ayar yapılacaktır.
- Öncelikle batarya bağlı iken güç butonunun kapalı olması gereklidir. DIP anahtar 4’ün kapalı olması gereklidir. Güç butonuna basılır. 5 saniyelik ses duyulur, 5 saniye içinde program butonuna basılır. Buzzer ve led çalışacak ana ayar başlatılacak. Ana ayarlarda kurtarma paraşütü 500 metreye ayarlıdır. Değiştirilmesi için anahtar1 açık diğer anahtarlar kapalı şekilde program başlatılır. İstenilen her 30.48 m değeri için butona o kadar basılır. (Örneğin 304.8 m 10 defa).

Referans [44]

Aviyonik – İletişim

Roketin aviyonik sistemindeki işleyişi ve aldığı verileri LORA SX1278 haberleşme modülü aracılığıyla yer istasyonuna hazır hale getirilmiş şifrelenmiş ve tek adreslenmiş karşılığındaki modülüne aktaracaktır. Yer istasyonu sistemi aldığı verileri C# kullanılarak tasarımı yapılmış olan arayüze aktarılıp roketin anlık verilerini gösterecektir. Yer istasyonunu sisteminde LORA SX1278 alıcı haberleşme modülü Teensy 4.1 işlemcili sisteme bağlı olup arayüze sorunsuz aktarım yapacaktır. Roket içerisinde 175 mm uzunluğundaki 433MHz ve 4dBi özellikli modül ile tam uyumlu çalışan anten kullanılacaktır. Yer istasyonunda ise Yagi tipi 433Mhz ve 10dBi özellikli alıcı anten kullanılacaktır. Yer istasyonu işlemcisi bilgisayara bağlı olup haberleşme modülü enerjisini pil üzerinden beslenecektir. Veriler 433Mhz frekansında UART haberleşme protokolünde TTL iletişim arayüzlü LORA SX 1278 modülü ile sensörler tek tek paketlenip saniyede bir paket şeklinde aktarılacaktır. Ayrıca yedek aviyonik sistemde Tekno Takip firmasının GPS sistemi kullanılacaktır.

Yer istasyonuna sistem çalışmasını gösteren işaretlerin yanı sıra;

- Basınç (BME280)
- İrtifa (BME280)
- İvme (MPU6050)
- Eksen (MPU6050)
- GPS (NEO6MV2)+(TeknoTakip)
- Hız (İrtifa ve ivme verilerinden hız hesaplaması özgün yapılacaktır.)

verileri yollanacaktır.

Link Bütçesi:

Serbest Uzay Kaybı:

$$20log433 + 20log20000 - 27.55 = 111.19dbm$$

İletim Kaybı : 3dbm

Atmosferik Kayıp : 3dbm

Polarizasyon Kaybı : 3dbm

Çıkış Gücü : 30dbm

Verici Anten Kazancı : 4dbm

Alıcı Anten kazancı : 10dbm

$$(-111.19) + (-3) + (-3) + (-3) + 30 + 4 + 10 = -76.2dbm$$

LORASX127830D modülünün receiving hassasiyeti -147dbm'dir. Hesap sonucu -76.2dbm geldiğine göre modül ve anten seçimi istenen mesafeye uygundur.

Referans [40]

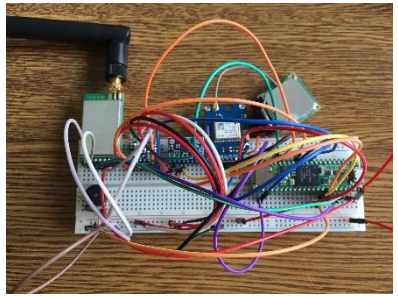
Aviyonik Prototip Testi

Test Adı	Test Tarihi	Testin Yapılacağı Yer	Test Yöntemi	Test Düzenek Detayları	Testten Elde Edilen Veriler	Test Verilerinin Yorumlanması
Algoritma Testleri	08.05.22	Erciyes Üniversitesi Mühendislik Fakültesi	Sensörlerden alınan verilere göre algoritmanın doğru zamanlı çalışmasının gözlemlenmesi	Vakum makinesinde basınç farkının kullanılması ve elle eksen değişikliğinin yapılması	Sensörlerden ivme, konum, mesafe verileri ve algoritma sonucu	Algoritmanın istenilen konsepte uygun olarak çalışması
Kart Fonksiyonellik Testleri	08.05.22	Erciyes Üniversitesi Mühendislik Fakültesi	Elektriksel ve işlevsel test, kısa devre testi, empedans testi, termal testler	Kartın ısıya maruz bırakılması, yolların takibi, ölçüm aleti ile giriş çıkış kontrollerinin yapılması	Test sonucunda kartların fonksiyonelliğini etkileyip etkilemediğini görebilmek	Arıza varsa sistematik bir şekilde yolların kontrolü, lehim tazeleme gibi gerekli ayarların yapılması

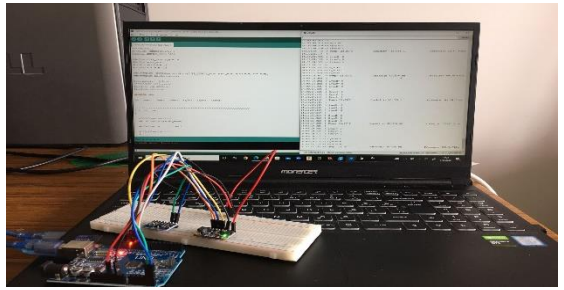
Aviyonik Prototip Testi

Test Adı	Test Tarihi	Testin Yapılacağı Yer	Test Yöntemi	Test Düzenek Detayları	Testten Elde Edilen Veriler	Test Verilerinin Yorumlanması
İletişim Testleri	08.05.2022	Kayseri ve civarı	Haberleşme modülü ile mesafe ve veri paketi hızı testinin yapılması	Aviyonik sistemden gönderilen verilerin uzak mesafedeki alıcı yer istasyonu sisteminde görülmesi	Aviyonik sistemin bütün verilerinin aynı paket ve frekansta yollanması	Yer istasyonuna gelen verilerin verici sistem ile doğruluğunun karşılaştırılmasının yapılması

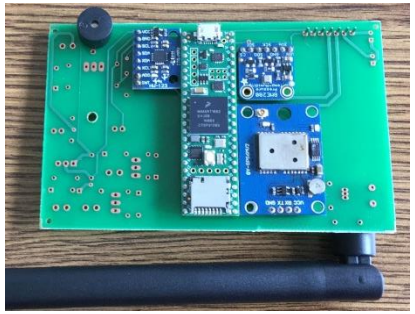
Tablo 6.8 Aviyonik Test Bilgileri Tablosu



Şekil 6.13 Breadboard Testleri



Şekil 6.14 Ana Aviyonik Testleri



Şekil 6.15 PCB Kart üzerinde Testler

Bütçe

Komponent	Tutar (TL)	Risk Varmı ?
Burun Konisi	0	Üretildi
Gövdeler	3500	Risk Yok
Entegrasyon Gövdesi	0	Üretildi
Alüminyum Yapısallar	0	Üretildi
Faydalı Yük	2500	Risk Yok
Paraşütler	0	Üretildi
Bağlantı Elemanları	1000	Risk Yok
Diğer Yapısallar	1000	Risk Yok
Test Süreçleri	1000	12.05.2022

Tablo 7.1 Mekanik Bütçe Detayı

Komponent	Tutar (TL)	Risk Varmı ?
Ticari Aviyonik	0	Satın Alındı
Faydalı Yük Aviyoniği	368.23	Stok Durumu Sıkıntılı
Özgün Aviyonik	0	Tedarik Edildi
PCB Baskılar	0	Tedarik Edildi
Sensörler	0	Tedarik Edildi

Tablo 7.2 Aviyonik Bütçe Detayı

KTR Aşamasında Mekanik Bütçe detayı olarak sadece faydalı yük üretimimiz, bağlantı elemanlarımız ve iki parça yapısal komponent imalatımız kaldı. Aviyonik satın alımlarımız tamamen tamamlandı. Sadece faydalı yükte BMU680 Sensörünün stok takibini yapmaktayız. Toplam kalan maliyetimiz; 9368.23 Türk Lirası. İmalatımızda satın alımlar ve üretimler %80 oranında tamamlandı.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
1	3.1.2	Yarışmaya katılan yarışmacılardan Yarışma Şartnamesi'nde belirtilmiş olan gereksinimleri karşılayacak bir roket tasarımı yapması, roketi üretmesi ve Yarışma Komitesi tarafından finalist takımlara sağlanacak roket motoru kullanılarak başarılı bir şekilde roketin ateşlenip görevini yerine getirecek şekilde uçurulması beklenmektedir.		Tüm Slaytlar	Şartnamede belirtilen gereksinimleri karşılayacak bir roket tasarımı yapıldı.
2	3.1.4	Yarışmaya Orta İrtifa Kategorisi'nde lise, ön lisans, lisans ve lisansüstü öğrencileri ile mezunlar katılabilir.		2	Erciyes Roket Takımı üyeleri Lisans öğrencileri ve Mezunlardan oluşmaktadır.
3	3.1.8	Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur.		2	Yarışmaya takım olarak katılıyoruz.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
4	3.1.9	Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla 6 takım üyesi gelebilecektir.		2	Takımımız 10 kişiden oluşmaktadır.
5	3.1.10	Bir takımın üyesi başka bir takımda üye olarak yer alamaz.		2	Takımımız üyeleri sadece Erciyes Roket Takımı'na Üyedir.
6	3.1.11	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur. Takım danışmanı ile ilgili özellikler ilgili maddede açıklanmıştır.		2	Takımımızda bir danışman bulunmaktadır.
7	3.1.12	Bir takım sadece bir kategoriden başvuru yapabilir. İki farklı kategoriden başvuru yaptığı tespit edilen takımlar (ve üyeleri) değerlendirilmeye tabi olmadan yarışmadan elenecektir.		2	Erciyes Roket Takımı sadece orta irtifa kategorisine başvurmuştur.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
8	3.1.13	Her takım yarışmaya sadece bir (1) adet roket ile katılabilir.		Tüm Slaytlar	Yarışmaya 1 adet roket ile katılacağız
9	3.1.15	Yarışmacılar gerekli görülen hesaplamaları, raporları, sunumları ve ilgili diğer dokümantasyonları yarışma Komitesinin belirlediği standartlara uygun olarak hazırlamakla sorumludurlar.			Raporumuz komitenin belirlediği standartlara uygundur.
10	3.1.17	Uçuş benzetim raporu hem ÖTR hem de KTR aşamalarında hazırlanacak ve teslim edilecektir.			Uçuş benzetim raporu ÖTR raporumuzda paylaşılmıştır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
11	3.1.20	Takımlar; Proje Planı, Proje Bütçesi, Kontrol Listesi, Görevli Personel Listesi (Takım Danışmanı dâhil olacak şekilde) hazırlamakla sorumludurlar.			İstenilen listeler hazırlanmıştı ve raporda sunulmuştur.
12	3.1.21	Takımlar, uluslararası öğrenci ve katılımcıları ÖTR aşamasında belirtilmekle sorumludurlar.		2	Takımımızda uluslararası öğrenci yoktur.
13	3.1.22	Takımlar, yarışmada görev alacak takım üyeleri ve takım danışmanını tüm raporlarında (ÖTR, KTR, AHR ve ASDR) listelemekle sorumludurlar.		2	Takım üyeleri ve takım danışmanı listelenmiştir.
14	3.1.23	Takımlar, yarışma komitesinin kendilerine sağlayacağı motoru kullanmakla sorumludurlar.		43	Yarışma komitesinin sağlayacağı motor kullanılacaktır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
15	3.1.24.1	Danışman olarak eğitim/öğretim kurumlarında görevli, aşağıdaki maddelerdeki tanımlara uyan öğretmenler/akademisyenler veya daha önce yurtiçi ve/veya yurtdışında düzenlenen roket yarışmalarına katılım sağlamış takımlarına aşağıdaki maddelere uyan üyeleri veya danışmanları kabul edilecektir.			Danışmanımız Erciyes Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü öğretim üyesidir.
16	3.1.24.2	Danışman olarak görev yapacak kişiler, çalıştığı ilgili eğitim/öğretim kurumlarından alacakları öğretmenlik/eğitmenlik/akademisyenlik yaptığına ve kurum tarafından yarışma takımı için danışman olarak görevlendirildiğine dair belgeyi KTR ile sisteme yüklemelidir.			Gerekli belge KTR ile sisteme yüklenmiştir.
17	3.1.24.3	Danışman olarak görev yapacak kişilerin danışmanlık görevlerini yerine getireceğine dair belgenin ıslak imzalı hali KTR ile sisteme yüklenmelidir.			Gerekli belge KTR ile sistem yüklenmiştir.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
18	3.1.24.4	Danışman değişikliği olması durumunda yazılı olarak ilgili TEKNOFEST Yarışma Komitesi'nin ivedi olarak bilgilendirilmesi zorunludur.			Değişiklik olursa Yarışma Komitesine bildirilecektir.
19	3.1.24.6	Takım dereceye girerek ödül almaya hak kazandığı takdirde danışman ödül miktarından faydalanamayacaktır.			Ödül miktarından takım üyeleri faydalanacaktır.
20	3.1.24.7	Üniversite takımlarında öğretim üyesi/akademisyen danışmanlar Mühendislik ve Fen Bilimleri alanlarında herhangi bir fakültede görevli akademisyen (araştırma görevlisi, öğretim üyesi) veya daha önce yurt içi veya yurt dışında roket yarışmalarına katılım sağlamış herhangi bir alandan akademisyen olmalıdır.			Danışmanımız Erciyes Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü öğretim üyesidir.
21	3.1.24.8	Mezunlardan oluşan takımlarda danışmanlar daha önce yurt içi veya yurt dışında roket yarışmalarına katılım sağlamış herhangi bir alandan öğretmen/akademisyen olmalıdır.			Takımımız tamamen mezunlardan oluşmamaktadır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
22	3.1.25	Takım içerisinde takım kaptanı bulunmalıdır.			Takım kaptanımız vardır.
23	3.1.26	Yarışma süreci boyunca TEKNOFEST yarışmalar komitesi tarafından yapılacak olan tüm bilgilendirmeler takımın iletişim sorumlusu olarak belirlediği kişiye yapılacaktır. Bu sebeple her takım bir iletişim sorumlusu belirlemelidir.			Takımımızda iletişim sorumlumuz vardır.
24	3.1.33	Yarışmacı, başvuru yapmadan önce yarışma hakkındaki tüm açıklamaları ve katılım koşullarını okuyup onaylamak (başvurunun yapılması yarışmacının kuralları onayladığının göstergesi olarak kabul edilecektir) suretiyle yarışmaya katılacaktır.			Açıklamalar ve katılım koşulları tarafımızca okunmuş ve kabul edilmiştir.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
25	3.2.1.1	Takımlar, fırlatma sonrası rokete ait tüm bileşenleri (alt bileşenler ve sistemler dahil) ve Görev Yükünü tekrar kullanılabilir şekilde kurtarmaktan sorumludurlar. Kurtarmayı sağlamak için paraşütlerin kullanılması zorunludur.		53	Fırlatma sonrasında roketimize ait tüm alt bileşenler ve görev yükünün paraşütler ile kurtarılması planlanmaktadır.
26	3.2.1.2	Farklı kategoriler için operasyon konseptleri ayrı ayrı belirlenmiş olup roket bileşenleri Orta- Yüksek İrtifa Kategorisinde iki paraşütle (*Şekil 1*'de gösterilen Sarı renkli "Birincil Paraşüt", yeşil renkli "İkincil Paraşüt"), Lise Kategorisinde ise tek paraşütle (*Şekil 2*'de gösterilen Yeşil renkli paraşüt) kurtarılırken Görev Yükü tüm kategorilerde roket bileşenlerinden farklı bir paraşütle kurtarılacaktır.		53	Orta irtifa kategorisinde yarıştığımız için roket bileşenlerimiz iki paraşütle ve görev yükümüz bir paraşüt olmak üzere toplam da üç paraşütle kurtarılacaktır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
27	3.2.1.3	Orta İrtifa ve Yüksek İrtifa Kategorisindeki roketler Şekil *1*'de örnek olarak belirtilen operasyon konseptini icra etmekle yükümlüdürler.		5	Roketimiz şartnamede bulunan şekil 1 operasyon konseptini icra edecektir.
28	3.2.1.4	Roketler tepe noktasında (apogee noktasında) Görev Yükünü ayırmakla ve birincil paraşütünü (Şekil-1'deki sarı renkli sürüklenme paraşütü) açmakla yükümlüdürler.		53	Tepe noktasında birincil paraşüt ve ardından görev yükü paraşütü açılacaktır.
29	3.2.1.5	İkincil (Ana paraşüt) paraşüt en erken yere 600 m ve en geç 400 m kala açılacaktır.		53	Ana paraşüt yapılan yazılımlar ile yere 400-600m kala açılacaktır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
30	3.2.1.6	Roket, tepe noktasına ulaşmadan önce herhangi bir ayrılma gerçekleştiremez (Görev Yükünün bırakılması, paraşütün açılması vb.).		53	Apogee noktasına ulaşmadan hiçbir ayrılma gerçekleşmeyecektir.
31	3.2.1.10	TEKNOFEST Roket Yarışmasında takımların kullanacağı motorlar Yarışma Komitesi tarafından temin ve tedarik edilecek olup takımlar ayrıca motor tedariki yapmayacaktır.		43	Motorlar yarışma komitesi tarafından temin edileceğinden dolayı motor tedariği yapmayacağız.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
32	3.2.1.11, 3.2.1.11.2	TEKNOFEST Roket Yarışmasında Yarışma Komitesi tarafından takımlara sağlanacak motorlar her kategori için standart olup; Orta İrtifa Kategorisi için M2020 model motor		43	Tasarımlarımız M2020 motoruna göre yapılmıştır.
33	3.2.1.14	Takımların motor ve motora dair herhangi bir alt bileşen için tasarım ya da üretim yapması kesinlikle yasaktır (*Lise, Orta ve Yüksek İrtifa ile Zorlu Görev kategorilerinde motordan çıkacak olan ısı, gaz vb. gibi etkenler roket tasarımını etkileyen faktörler değildir*).			Motor ve motora dair herhangi bir alt bileşen için tasarım ya da üretim yapmadık.
34	3.2.1.15	Lise, Orta ve Yüksek İrtifa kategorilerinde paralel ya da seri kademeli roket tasarımları ve küme (İng. cluster) denilen tek gövde içerisindeki çoklu motor sistemleri yarışma konseptine dâhil değildir.			Roketimiz paralel ya da seri kademeli roket değildir ve çoklu motor sistemleri kullanılmayacaktır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
35	3.2.1.16	Bütün takımlar roket tasarımlarını TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafındansağlanacak motor için yapacaklardır. TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından tahsis edilecek motor dışında başka bir motor dikkate alınarak roket tasarımı yapılması kabul edilmeyecektir.			Tasarımlarımız M2020 motoruna göre yapılmıştır.
36	3.2.1.18	Altimetre cihazlarının şarj edilmesi ve atış günü çalıştırılması tamamen takımların sorumluluğunda olacaktır.		44	Altimetre cihazının işlemlerinin sorumluluğumuz altında olduğunu kabul ediyoruz.
37	3.2.1.20	Görev yükü roketten bağımsız olarak kurtarılacak olup rokete ait tüm parçalar bir arada kurtarılacaktır. Hem Görev Yükü hem de söz konusu parçaların konumunu belirleyen bir sistem (GPS, radyo vericisi vb.)bulunacaktır.		54	Roketten bağımsız her parça için konumunu belirleyecek bir sistemimiz vardır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
38	3.2.1.21	Takımların "Open Rocket Simulation" menüsüne (Şekil *3*) uygun olarak yörünge benzetimlerini gerçekleştirmesi zorunludur. Open Rocket dosyasına Şekil *3*'te belirtilen simülasyonu eklemeyen takımlar değerlendirmeye alınmayacaktır.			Open Rocket dosyasında Şekil 3'te belirtilen yörünge benzetimi mevcuttur.
39	3.2.1.23	Takımlar Görev Yüklerini "*Unspecified Mass*" ismiyle girmeyecektir. Görev Yükü "PAYLOAD" ismi ile adlandırılıp, kütlesi en az 4000 gram (4 kg) ve tek bir parça olarak girilecektir. Şekil *3* ile verilen "Fırlatma Simülasyonu- Launch Simulation" ekranında yer alan değerler simülasyona girilmelidir. Bu değerler ile benzetim yapmamış olan takımlar elenecektir.		57	Gerekli değerler ile benzetim yapılarak raporda verilmiştir.
40	3.2.2.1	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmalıdır.			Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmıştır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
41	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.		53	Ana paraşütün çap hesabında roketin taşınacak en fazla ağırlık değerleri göz önüne alınarak hesaplama ve tasarımları yapıldı.
42	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.		53	Yapılan hesaplama ve tasarımlar doğrultusunda burun konisinde bulunun birinci paraşüt 20-40 m/s aralığından roketin düşüş hızına uygundur.
43	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.		57	Görev Yükü roketten bağımsız bir şekilde kurtarılacaktır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
44	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.		49	Kurtarma sistemlerimizde kimyasal sıcak gaz üreteçli kara barut sistemi kullanılacaktır.
45	3.2.2.7	Paraşüt ayırma işleminde güvenlik sebebiyle ticarî olmayan basınçlı kapların (basınçlı tank, tüp vb.) kullanılmasına kesinlikle müsaade edilmeyecektir.			Paraşüt ayırma işleminde ticarî olmayan basınçlı kaplar kullanılmayacaktır.
46	3.2.2.9	Sahaya piroteknik malzeme getiren takımlar elenecektir.			Sahaya piroteknik malzeme getirilmeyecektir.
47	3.2.2.10	Yarışmada kullanılabilecek ticarî basınçlı kapların entegrasyon alanında doldurulması gerekmektedir. Ticari basınçlı kapların atış alanında doldurulması kesinlikle yasaktır.			Roketimizde ticari basınçlı kap kullanılmayacaktır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
48	3.2.2.11	Takımlar, tüm etiketleri aldıktan sonra sıcak gaz üreteçlerini hakemlerden teslim alacaklar ve hakem kontrolünde roketlerine entegre edeceklerdir.			Yarışma alanında sıcak gaz üreteci hakem kontrolünde sisteme katılacaktır.
49	3.2.2.12	Sistem üzerinde bulunan haberleşme bilgisayarları yer istasyonuyla anlık konum verisini kesintisiz paylaşacaktır.		72	Konum belirleme sistemlerinde sürekli bir konum akışı olacaktır.
50	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).			Paraşütlerimizin rengi uzaktan görünebilecek şekilde belirlenmiştir.
51	3.2.2.14	Takımlar, kurtarma işlemlerinde Görev Yükü ve roketin tüm bileşenlerini azami bir saat içerisinde bulmakla yükümlüdür.			Görev yükünün maksimum bir saat içinde bulunması planlanmaktadır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
52	3.2.3.1	Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.		57	Görev yükümüz minimum 4 kg'dır.
53	3.2.3.2	Entegrasyon alanında Görev Yükü kütle ölçümü hakem heyeti tarafından yapılacak olup, ölçümün rahat bir şekilde yapılabilmesi için Görev Yükünün roketten kolay bir şekilde ayrılması sağlanacak şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.			Görev yükümüz roketten kolay bir şekilde ayrılabilir olarak tasarlanmıştır.
54	3.2.3.4	Orta İrtifa kategorisinde tepe noktasında roketten ayrılan Görev Yükü, tepe noktasından itibaren atmosfere ait basınç, sıcaklık ve nem verilerinin 5 Hz frekansla (her farklı veri grubundan saniyede 5 veri yayımlanması) yer istasyonuna iletilmesi gerekmektedir.		58	Tepe noktasından itibaren atmosfere ait basınç, sıcaklık ve nem verileri 5 Hz frekansla yer istasyonuna iletilecektir.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
55	3.2.3.7	Bilimsel bir görevi yerine getirmeye yönelik Görev Yükleri canlı organizma, aşındırıcı kimyasal malzeme ve radyoaktif materyal barındıramaz ve çevreye/canlılara zararlı olamazlar.			Bilimsel görevi yerine getirecek Görev yükümüz çevre dostudur.
56	3.2.4.1	Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.		3	Tasarımını yaptığımız roketimiz ses altı hızda uçmaktadır.
57	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	Roketimizin bütün bölümleri aynı çapta olup roket yüzeyinde herhangi bir çıkıntı bulunmamaktadır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
58	3.2.4.4	Uçuş kontrol yüzeyleri sabit olmalıdır. Hareketli kontrol yüzeylerine ve aktif kontrol yapılmasına izin verilmemektedir.		4	Roketimizdeki uçuş kontrol sistemleri sabittir.
59	3.2.4.5	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.		3	Stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olacak şekilde ayarlanmıştır.
60	3.2.4.6	Open Rocket ana tasarım sayfasında 0.3 Mach için stabilite değeri hesaplanmakta oluptakımlar bu değeri dikkate almalıdırlar.			Stabilite değeri Open Rocket'ten alınmıştır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
61	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.		3	Orta İrtifa Kategorisi için Open Rocket tasarımında rampa çıkış hızı 32.2 m/s'dir.
62	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.		23	Roketimizin basınç sensörleri belirlenen konuma göre tasarlanıp roket içerisine yerleştirilmiştir. İstenilen miktar ve ölçüdeki delikler belirlenen düzeyde yapılacaktır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
63	3.2.5.2	Roketler hem uçuş boyunca maruz kalacağı yapısal yüklere hem de taşıma/rampaya yerleştirme esnasında maruz kalacağı yüklere dayanıklı olmalıdır. Orta irtifa, Yüksek İrtifave Zorlu Görev Kategorilerinde takımlar roketlerin maruz kalacağı kuvvetleri analizler ve hesaplar ile göstereceklerdir.			Roketimizin montaj işlemi ardından ve uçuş rampasına götürüldüğü esnada bütünsel olarak herhangi bir bozulmaya uğramayacaktır. Maruz kalınacak kuvvetler analizler ve hesaplar ile gösterilmiştir.
64	3.2.5.3	Aerodinamik yüzey (gövde, kanatçık, burun) malzemesi olarak PVC, sıkıştırılmış kağıt/kraft ve PLA kullanılamaz. Aerodinamik yüzeylerde ve roket içerisinde mukavemet gerektiren yerlerde sağlamlığı testler ve analizler ile kanıtlanmamış, tasarım raporlarında belirtilmemiş malzemelerin kullanılması durumunda takım elenecektir.			Roket gövde ve burun malzemesi olarak kompozit malzeme, Kanatçık malzemesi olarak Alüminyum malzeme kullanılmıştır. Tüm yüzeylerin sağlamlığı test ve analizler ile kanıtlanmıştır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
65	3.2.5.4	Kullanılacak mapaların (*İng. eye bolt*) tek parça ve dövülmüş çelikten imal edilmiş olması gerekmektedir. Büküm mapalarının kullanımına izin verilmeyecektir. Bu kural mapa yerine kullanılabilecek veya mapa ile benzer kuvvetlere maruz kalabilecek her parça için de geçerlidir.		40	Kullanılacak mapalarımız tek parça olup çelik malzemeden yapılmıştır.
66	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. Örnek burun omuzluğu Şekil 4'te ve örnek entegrasyon gövdesi Şekil 5'te gösterilmiştir.		12-22	Tasarımlarımız şartnamedeki Şekil 4 ve Şekil 5'e uymaktadır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
67	3.2.5.7	Kaydırma ayakları, gövdenin yapısal olarak güçlendirilmiş bölgelerine takılmalıdır. Bir rokette asgari iki (2) adet kaydırma ayağı bulunmalıdır. Bunlardan bir tanesi motor bölgesinde, motorun ağırlık merkezi ile gövde sonu arasında olmalıdır. Roketin ağırlık merkezi iki kaydırma ayağının arasında olmalıdır.			Kaydırma ayakları gövdenin yapısal olarak güçlendirilmiş bölgelerine takılacaktır. Roketin ağırlık merkezi, kaydırma ayaklarımızın arasındadır.
68	3.2.5.9	Roket kesit alanında çıkıntı yaratan ve roketin yapısal/aerodinamik bütünlüğünü bozacak parçaların (*bu kapsamda sadece sensör, anten ve kamera gibi zarurî elemanlara izin verilecektir*)roketin yanması bittikten sonra kütle merkezinin ilerisinde yer alması sağlanacak şekilde önceden sabitlenmiş olmalıdır.			Roketimiz gövde bütünlüğünü sağlamaktadır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
69	3.2.5.10	Uçuş bilgisayarı ve görev yükündeki tüm anahtarlar roketin nozülünden azami 2500 mm mesafede olmalıdır (Şekil *6*).		22	Tasarımımız Şartnamedeki Şekil 6 ‘yı karşılamaktadır.
70	3.2.5.11	Roket motoru, bütün gövde bağlantıları tamamlandıktan sonra gerektiğinde demonte edilebilir bir şekilde montajlanmalıdır.		44-45	Roketimiz gövde bağlantıları tamamlandıktan sonra demonte edilebilir.
71	3.2.6.1	Rokette bulunan ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilir.		72	Sistemlerimiz uçuş kontrol bilgisayarı ile yönetilmektedir.
72	3.2.6.2	Roketlerin uçuş boyunca telemetri verilerinin yer istasyonuna aktarılmasını sağlayan haberleşme bilgisayarı bağımsız olabileceği gibi Uçuş Kontrol Bilgisayarına da entegre görev yapabilir.		72	Uçuş kontrol bilgisayarında bulunan haberleşme bilgisayarı ile telemetri verileri yer istasyonuna aktarılmaktadır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
73	3.2.6.6	Ticari uçuş kontrol bilgisayarında konum belirleme ve haberleşme sistemi bulunmuyorsa takımların ayrıca haberleşme bilgisayarı geliştirmesi zorunludur.		72	Tekno Takip firmasının ticari GPS sistemi kullanılacaktır.
74	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.		68	Uçuş kontrol bilgisayarlarımızdan biri özgün, diğeri ticari uçuş kontrol bilgisayarıdır. Özgün uçuş bilgisayarı haberleşme bilgisayarı özelliği taşımaktadır.
75	3.2.6.9	Sistemde kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarının arasında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bağlantı olamaz.		69	Uçuş kontrol bilgisayarlarının arasında herhangi bir bağlantı yoktur.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
76	3.2.6.10	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır. Her bilgisayarın kendisine ait işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması olmalıdır.		69	Uçuş kontrol bilgisayarlarımız birbirinden bağımsızdır.
77	3.2.6.11	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmalıdır.		72	Uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemine bağımsız hatlar ile bağlanmıştır.
78	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.		72	Farklı kontrolcüler sayesinde şart sağlanmıştır
79	3.2.6.13	Uçuş kontrol bilgisayarlarında en az iki (2) adet sensör bulunmalıdır ve uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmalıdır.		72	En az 2 sensör kullanılmış olup uçuş kontrol algoritmasında gelen veriler kullanılmaktadır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
80	3.2.6.14	Bütün uçuş kontrol bilgisayarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır.		68	Uçuş kontrol bilgisayarlarımızda basınç sensörü bulunmaktadır.
81	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).			Uçuş kontrol bilgisayarlarımızda birer adet basınç sensörü bulunmaktadır.
82	3.2.6.16	Uçuş kontrol algoritmasında GPS'den gelen veriler ile ayrılma sistemi tetiklenmemelidir.		71	Ayrılma sistemi, basınç ve ivme sensöründen gelen veriler işlenerek tetiklenmektedir.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
83	3.2.6.17	Ayrılma sistemlerine bağlı eyleyiciler yedekli olmak zorunda değildir *(yaylı bir sistemde yay, DC motorlu bir sistemde DC motor ya da ateşleme teli).*			Ayrılma sistemine bağlı eyleyiciler yedekli kullanılacaktır.
84	3.2.6.18	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.			Oluşturulan algoritma gereği uçuş öncesinde elle yapılan müdahaleler haricinde eyleyiciler aktif hale gelmeyecektir
85	3.2.6.19	Kurtarma sistemleri istemsiz olarak aktif konuma gelmemelidir.			Kurtarma sistemi istemsiz olarak aktif hale gelmemektedir.
86	3.2.6.20	Bütün takımların, roketlerinden ve faydalı yüklerinden anlık olarak veri alan bir yer istasyonuna sahip olması gerekmektedir.		72	Uçuş kontrol bilgisayarları ve faydalı yükten alınan veriler anlık olarak yer istasyonuna iletilecektir.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
87	3.2.6.21.1	Roketlerin kurtarılmasına çıkılması için rokete ait konum verilerinin yarışmacı yer istasyonuna anlık olarak iletilmiş olması gerekmektedir.		72	Rokete ait konum verileri anlık olarak yer istasyonuna iletilecektir.
88	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.		72	Anten seçimi belirlenen kriterlere göre yapılmıştır.
89	3.2.6.23	RF modülünün gücü değerlendirilerek link bant genişliği bütçesinin yapılması ve ilgili tasarım raporlarında sunulması gerekmektedir.		80	RF modülünün gücü değerlendirilmiş ve link bant genişliği bütçesi yapılarak raporda sunulmuştur.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
90	3.2.6.24	Roket üzerindeki aviyonik alt sistemler ve sensörler uçuş esnasında maruz kalacakları titreşim, basınç ve şok gibi etkiler altında görevlerini rahatlıkla yerine getirmelidir. Bu kapsamda gerekli koruyucu önlemler alınmalı, tasarım doğrulama aşamasında ilgili testler gerçekleştirilmeli ve sonuçları ilgili tasarım raporlarında sunulmalıdır.			Koruyucu önlemler alınmış ve testler gerçekleştirilmiştir. Sonuçlar raporda sunulmuştur.
91	3.2.6.25	Roketin üzerinde bulunan uçuş bilgisayarları roket rampada iken anahtarlar açılarak kontrol edilmelidir.			Uçuş kontrol bilgisayarları anahtar ile kontrol edilecektir.
92	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.		22	Uçuş kontrol bilgisayarlarına dışarıdan erişilebilir anahtar yerleştirilerek sistem kontrolü sağlanacaktır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
93	3.2.6.28	Görev Yükü içerisindeki elektronik devrelere de roket gövdesi üzerinde yer alacak uygun anahtarlarla güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.		57	Görev yükü aktifleştirilmesi dışarıdan erişilebilir anahtar ile yapılacaktır. İlgili slaytta CAD tasarımında görülmektedir.
94	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.			Mekanik açma/kapama anahtarı kullanılacaktır. Sistem aktifliği anahtar ile ayarlanacaktır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
95	3.2.6.33	Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir.		74	Ayrılma sistemi, sensörlerden alınan ivme ve basınç verilerine göre tetiklenecektir.
96	3.2.6.34	Karar verme parametrelerinde sensörlerden okunan veriler esas olmalıdır.		72	Sensörlerden okunan verilere göre karar verme parametreleri belirlenmiştir.
97	3.2.6.35	Sensörlerden okunan veriler doğrudan kullanılmamalı ve herhangi bir hatalı okuma ya da sensör hatası durumu göz önünde bulundurulmalıdır. Bu gibi durumlar için alınacak önlemler (filtreleme vs.) ilgili tasarım raporlarında detaylı anlatılmalıdır.		75	Alınan tüm verileri filtreleme için kalman filtresi kullanılacak olup kalman filtresinden gelen verilerde özgün olarak yazacağımız filtreleme algoritmasından geçecektir.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
98	3.2.6.37	Kullanılacak ticari uçuş kontrol bilgisayarlarının EK-7'de yer alan listedeki ürünlerden (Yarışma Komitesi tarafından onaylanmış olan ürünler) seçilmesi gerekmektedir			Yedek uçuş bilgisayarında EK-7'de yer alan RRC3 SPORT ALTIMETER kullanılacaktır.
99	3.2.7.1	Tasarım ve üretim aşamalarında kullanılacak malzeme, donanım ve süreçler insan sağlığına ve çevreye zarar vermemelidir.			Malzeme, donanımlarımız çevre ve insan dostudur.
100	3.2.7.2	Tasarım, insan hatasını en aza indirecek sadelikte ve gürbüzlükte (gürültü etkilerine ve belirsizliklere karşı dayanıklı) olmalıdır.			Tasarımımız insan hatasından etkilenmeyecek sadeliktedir.
101	3.2.7.3	Tasarım, üretim ve test süreçleri için planlamalar ve risk azaltma çalışmaları yapılmalı ve ilgili tasarım raporlarında bu çalışmaların yapıldığı sunulmalıdır.			Tüm çalışmalar yapılmış ve raporda sunulmuştur.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
102	4.3.1	Takımlar, Kritik Tasarım Raporunda (KTR) tasarımlarının nihaî üretim, entegrasyon ve test aşamalarına geçmeye hazır olduğuna dair gerekli gerekli analiz ile testleri yapmaktan ve sunmaktan sorumludurlar.		62-67	Gerekli analiz ve testler yapılarak raporda sunulmuştur.
103	4.3.2	Takımların tasarladıkları roketin şartnamede verilen araç gereksinimleri ile görev başarım kriterlerini eksiksiz sağlayacağına yönelik tüm kanıtlar eksiksiz olarak Yarışma Komitesine sunulacaktır.		Tüm Slaytlar	Kriterlerin eksiksiz olarak karşılanacağına dair kanıtlar raporda sunulmuştur.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
104	4.3.3	ÖTR'de ilk versiyonu sunulacak Hata Modları ve Etkileri Analizine yönelik olarak takımlar tasarım süreci sonunda bu analizi son haline getirmiş olmaları gerekmektedir (*Tasarlanmış olan roketle ilgili tüm yapısal, akışkanlar dinamiği, uçuş algoritması yeterlilik vb. analizleri tamamlanmış olmalıdır. Böylece, seçimi yapılmış olan malzemeler, üretim yöntemleri, roket ve bileşenlerinin uçuş koşullarına dayanıklılığı ve uçuş algoritmasının uygunluğu kanıtlanmış olmalıdır*).		123	Tasarımımız insan hatasından etkilenmeyecek sadeliktedir.
105	4.3.4	Benzetim süreçleri iteratif olup, roket tasarımının geçirdiği aşamalar neden-sonuç ilişkileriyle birlikte KTR'de sunulmalıdır.		Tüm Slaytlar	Tasarımların geçirdiği aşamalar neden-sonuç ilişkileriyle birlikte KTR raporunda sunulmuştur.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
106	4.3.5	Detaylı Bilgisayar Destekli Tasarımların (*İng. CAD*), kullanılan CAD programı üzerinden entegrasyon videolarının hazırlanması gerekmektedir. Raporda yazan ya da yazmayan her detay CAD tasarımında gösterilmeli ve anlatılmalıdır.		44-46	CAD tasarımları raporda gösterilerek anlatılmıştır.
107	4.3.6	Sistem entegrasyon şeması kullanılarak açıklanmalıdır (Yani, *"Zorlu Görev kategorisi için kademeler birbirlerine nasıl bağlanır" "Burun gövdeye nasıl bağlanır", "Paraşüt gövdeye nasıl bağlanır", "Motor yeniden çıkartılabilecek şekilde gövde içerisine nasıl sabitlenir"* vb. gibi sorulara yanıt niteliğinde, tüm sistemlerin montajının detayları CAD programından alınmış görseller ile desteklenerek sunumda anlatılmalıdır).			Tüm sistemlerin montajları CAD tasarımları ile birlikte anlatılmıştır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
108	4.3.7	Gövde, burun, elektronik kart vb. gibi tüm sistemlerin nerede, nasıl ve hangi malzemeler ile üretileceğinin bilgisi detaylı olarak verilmelidir.		Tüm Sf	Tüm sistemlerin konumu, şekli, malzemesi ve üretim yöntemi bilgileri detaylı olarak verilmiştir.
109	4.3.8	Zaman, üretim ve test planlarının hazırlanmış olması gerekmektedir (*Planların içeriğinde hangi hafta hangi üretimlerin yapılacağı, hangi tarihlerde bileşenlerin test edileceği gibi detaylı bilgilere yer verilmelidir*).		P.planı	Zaman, üretim ve test planlarının hazırlanmış ve KTR raporunda paylaşılmıştır.
110	4.3.9	Tasarımın üretilebilir olduğunun kanıtlanması ve analiz/test sonuçlarının TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesine sunulması gerekmektedir.		Tüm Sf	Tasarımların üretilebilir olduğu analiz ve testler yardımıyla kanıtlanmış ve KTR raporunda sunulmuştur.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
111	4.3.11	TEKNOFEST Yarışma Komitesi tarafından takımlara sağlanacak sıcak gaz üretecine esas olacak nihaî analizler (basınç, sıcaklık vb. beklentileri) KTR'de sunulmalıdır.		62-67	Sıcak gaz üreteci analizleri yapılmış ve KTR raporunda sunulmuştur.
112	4.3.12	Raporu destekleyici ".ork" uzantılı Open Rocket dosyaları da rapor ile birlikte teslim edilmelidir.			Open Rocket dosyaları KTR rapor ile birlikte teslim edilmiştir.
113	4.6.1	Orta irtifa, Yüksek İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak yarışmacılardan Uçuş Benzetim Raporu istenmektedir. Lise kategorisindeki ekipler Uçuş Benzetim Raporu hazırlamayacaktır.			Uçuş benzetim raporu hazırlanmıştır.

Takım Logosu

Kontrol Listesi

NO	GEREKSİNİM MADDE NO	GEREKSİNİM	DURUM	SLAYT NO	AÇIKLAMA/GEREKSİNİM KARŞILAMA METODU
114	4.6.2	Uçuş Benzetim Raporları ÖTR ve KTR raporlarından ayrı olarak, bu raporlarla eş zamanlı “iki” (2) defa gönderilecektir.			Uçuş benzetim raporu KTR raporu ile eş zamanlı gönderilmiştir.

Tablo 8.1 : Kontrol Listesi – Gereksinim ve Karşılama Metodu Tablosu

TAM KARŞILAMAKTADIR	KISMEN KARŞILAMAKTADIR	KARŞILAMAMAKTADIR

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)
Hata No	İncelenen öge ve süreç adımı nedir? (Rokete ait ürün ağacı üzerinden giderek, kritik her kalem için meydana gelebilecek hatalar incelenmeli ve listelenmelidir.)	Fonsiyonun gerçekleşmesi için gereken nedir?/ Fonksiyon tanımı nedir?	Tanımlanmış gereksinimin sağlanamama durumu nedir? (Hatanın ne olduğu tanımlanacaktır)	Hatanın oluşmasına sebep olan yetersizlikler/olaylar nelerdir? (Aynı hata türü farklı sebeplerden oluşabiliyor ise, farklı sebepler için ayrı satırlarda hatayı tek tek ele alınız.)	Hatanın gözlemlendiği ömür/ görev evresi nedir? -Depolama -Taşıma -Rampaya Yükleme ve Ateşleme hazırlık -Uçuş (Aynı hata türü sistemin farklı ömür evrelerinde gözlenebiliyor ise, bu ömür evreleri için ayrı satırlarda tek tek ele alınız.)	Yerel Etki (Hata türünün kendi üzerindeki etkisi)	Son Etki (Hata türünün görev başarımı ve Değerlendirme Komitesi beklentileri üzerindeki etkisi)	Söz konusu görev evresinde hatanın tespiti ne şekilde olmakta? (Periyodik test, ölçüm, muayene, kullanıcıyı görsel ve/veya işitsel yollarla uyaran işaretler, insan-kullanıcı arayüzlerinde yer alan uyarı mesajları, gözle muayene vb)	Önleyici (P) Hata türünü ve/veya hata nedenini engelleyen mevcut kontroller nelerdir?	Tespit Edici (D) Hatanın tespit edilmesini sağlayan mevcut kontroller nelerdir?	Hata oluştuktan sonra hatanın etkisini ortadan kaldıran ya da azaltan tasarım tedbirleri nelerdir? (Yedekleme, başka bir sistemin devreye girmesi, algoritmada alınan önlemler vb.)	Görev başarımı ve Değerlendirme Komitesi beklentileri açısından bu etki ne derece önemlidir?
HT-1	Mapa	Gövde ve paraşütü birbirine bağlanmasını sağlayan sabitlenmiş bağlantı elamanı.	Mapaların kopması ya da deforme olması.	Paraşütlerin açılmasıyla birlikte yüksek bir çekme kuvveti oluşur.	Taşıma	Bağlantı elemanı olan mapanın metrik çapının düşük olması sebebiyle dayanımının az olması.	Paraşütlerin açılmaması	Mapa dişlisi mengeneye sıkıştırılarak üzerine yüksek ağırlıklar asılıp bir süre bekletilir.	Bağlantı ucu mukavemeti oluşacak gerilmeye dayanacak düzeyde olmalıdır.	Mapanın tasarımı üzerinde statik analizler yapılacaktır.	Metric farkıdan oluşan hataya önlem olarak farklı çap mukavemetli mapa tercihi.	10
HT-2	Şok kordonu	Bağlantı Elemanı.	Paraşütle mapa arasındaki bağlantının ayrılması.	Mapa ile bağlantısının tam yapılmaması.	Taşıma	Bağlantısının gevşek olması burun konisini ve gövdeyi taşıyamamsına neden olur.	Gevşek olması nedeniyle roket yere sağlıksız bir iniş yapması.	Elle muayene.	Yapılacak bağlantını daha sıkı olması.	Çekme testi makinesi ile kontrolünün gerçekleştirilmesi.	Yapılan bağlantıyı uygun sonuçlar elde edilene kadar kontrollerden geçirmek.	7
HT-3	Burun konisi	Aerodinamik sürtünmeyi en aza indirmek için tasarlanmış, roket alt sistemine denir.	Gövde ile burun konisi arasındaki sıkı geçme bağlantısının sıkı ya da gevşek olması.	Burun konisinin omuz çapı toleransının yanlış hesaplanması.	Uçuş	Sıkı geçmenin çok sıkı olmasıyla gövdeden ayrılamaması veya gevşek olması sebebiyle gövdeye bağlanamaması.	Sıkı geçmesi nedeniyle roket kurtama sisteminin çalışamaması.	Dinamometre ile muayene.	Bağlantı toleransının ölçüye uygun tasarlanması.	Ölçüm aletleri ve teknik resim karşılaştırmalarında bulunularak et kalınlığına dikkat edilecektir.	Yeni burun konisi tasarımını gövde ölçülerine uygun imal edilmesi.	7
HT-4	Bulkhead	Motor bloğunun gövdeye sabitlenmesini sağlamaktadır.	Motor bloğunun ucundaki dişlinin bulkhead daki dişleri yemesi.	Roketin motorunun başlangıçta tetiklenmesiyle yüksek bir itki kuvveti oluşturması.	Taşıma.	Bulkhead malzemesinin mukavemetinin düşük olması.	Motor bloğu gövdeye tam bağlanamaz ve istenmeyen sonuçlar oluşabilir.	Bulkhead malzemesine çekme ve basma değerlerinin araştırılması.	Uygun mukavemeti verebilecek malzeme tespiti.	Bulkhead da kullanılacak malzeme seçeneklerinin özelliklerinin bulunduğu hesaplama kaynakları.	Yüksek mukavemetli malzeme tercih edilecektir.	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-5	Shockcord ve paraşütler	Roketimizin yere hasarsız bir şekilde iniş işlemini gerçekleştirmektedir.	Paraşütlerin ya da shock kordların bağlantı noktasından ya da dikiş yerlerinden yırtılması.	Oluşan yüksek çekme kuvvetlerinin dikiş yerlerine zarar verme durumu.	Taşıma	Paraşütlerde yırtılma ve shock cordlarda kopma.	Paraşütlerin etkisini kaybederek roketin süratli bir şekilde yere çakılmasına yol açması.	Fiziksel muayene.	Paraşütlerin dikişlerinin sıklığı paraşüt kumaşının sağlamlığı kontrol edilerek montajlanmalıdır.	Paraşüt kumaşından ve shockcordun dan tutularak zıt yönlerden yüksek kuvvetlerle çekilmesi.	Oluşacak bir deformasyon durumunda paraşüt tamir durumunda ise yama, yapıştırıcı ve dikiş seti ile tamir edilecek. Ayrıca yedeği bulunacak.	7
HT-6	Faydalı Yük Ayırma Sistemi	Kurtarma Sistemi.	Faydalı yükün istenilen irtifada roketten ayrılması.	Yanlış irtifada ayrılması veya hiç ayıramaması.	Uçuş	Mekanizmanın istenilen irtifa da ya da hiç çalışmaması.	İstenilen irtifada çalışmaması durumunda faydalı yük bırakılamayacaktır ve istenilen görev yapılmamış olacaktır.	Elle muayene.	Kurtarma sisteminde oluşacak aksaklığa karşı yedek barut haznesi bulunması.	Kurtarma sisteminin güvenli çalışması için kontrol testlerinin yapılması.	Kurtarma sisteminin prototipi üretilerek yedek ve ana kapsüllerin kontrolü atış öncesi denenecektir.	10
HT-7	Entegrasyon Gövdesi	Ana gövde ve motor gövdesi arasında bağlayıcı.	Ana gövde ve motor gövdesi arasındaki sıkı geçme bağlantısının sıkı ya da gevşek olması.	Ana gövde ve motor gövde çapları toleransının yanlış hesaplanması.	Taşıma	Sıkı geçmenin çok sıkı olmasıyla gövdeden ayrılmaması veya gevşek olması sebebiyle gövdeye bağlanamaması.	Sıkı geçmesi nedeniyle roket gövde ayırma sisteminin çalışmaması.	Elle muayene.	Bağlantı toleransının ölçüye uygun tasarlanması.	Entegrasyon gövdesinin tasarım ölçülerine uygunluğu teknik resime bağlı olarak elektronik kumpasta kontrol edilecektir.	Sehim olayı ve gereğinden fazla sıkı geçme durumuna engel olmak için parça yedeği üretim ayrıca ölçü kontrollerinin yapılması.	10
HT-8	Motor Bloğu	Roket motorunu sabit tutan yatak.	Motor bloğu üretiminin yanlış yapılması, deformasyona uğraması ve buna bağlı olarak motorun bloğa oturmaması.	Roket uçuşuna izin verilmemesi.	Rampaya Yükleme ve Ateşleme hazırlık Uçuş	Yanlış üretilen motor bloğunun oluşumundan dolayı motorun blok içine yerleştirilememesi.	Motor bloğu malzemesinin yumuşak olması ve zarar görmesi.	Gözle ve elle muayene	Üretilen motor bloğunun ölçülerinin toleranslara uygun üretimi.	Oluşabilcek motor bloğu deformasyonu ve ezilmesini motor çapına uygun silindirle gidiş yolunun kontrol edilmesi	Oluşabilecek aksaklıklara karşı yedek blok üretimleri olacaktır.	10
HT-9	Kanatçıklar	Belirlenen stabiliteyi yakalamak için kullanılan sistem.	Kanatçıkların şeklinin stabiliteyi olumsuz yönde etkilemesi , istenilen irtifayı sağlamaması.	Kanatçıkların gövdeye montajlama açılarının belirtilen dereceden değişik olması.	Uçuş	Kanatçıkların şekilleri ve yerleri stabilitenin düzenini bozması.	Stabilite direkt olarak irtifayı etkilediği için stabilitenin düzensiz olması irtifayı direk azaltmaktadır.	Ölçme aletleri ile muayene ve gözle muayene.	Kanatçık montajını ölçülere dikkat ederek montajlamak.	Kanatçıklar 3D yazıcıdan basılmış konumlandırma aparatı ile yerleştirilmesi.	Yedek kanatçıkların kullanımı yapılarak.Gerekli açılarla kanatçılakların hizamalama aparatı ile montajlanması.	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-10	Setskur Vida	Roketteki montaj elamanlarını bir arada tutarak bütünlük sağlamaktadır.	Vidalardaki dişlilerin bağlanırken ezilmesi.	Dik bir deliğe vidanın çapraz olarak vidalanması durumu.	Taşıma. Rampaya Yükleme ve Ateşleme hazırlık.	Vida dişlisinin yumuşak olması.	Vida deliğine sıkışarak orada akması.	Setskur vidanın vidalamadığı bağlantı bölünün çıkması.	Vida deliklerine dişlilerin uygun açılarla yerleştirilmesi.	Vida deliklerinin üzerine vida dişlilerinin montelenirken oynanamamasını sağlayacak bir kalıp üretimi.	Dişlerin ezilmesi durumunda kullanım dışı kalan vidaların yerine kullanılacak fazla sayıda vida temini sağlanacaktır	7
HT-11	Gövde Ayırma Sistemi	Kurtarma Sistemi.	Üretilen kurtarma sisteminin fünyesinin gerekli uzunlukta olmaması.	Yanlış irtifada ayrılması.	Uçuş	Sistemin istenilen irtifa da ya da hiç çalışmaması.	İstenilen irtifada ya da çalışmaması durumunda roket kurtarılamayacak ve istenilen görev yapılmamış olacaktır.	Elle muayene.	Kurtarma sisteminin yapısının kontrol edilmesi.	Kurtarma sisteminin güvenilir çalışma testlerinin yapılması.	Uygun fünye tercihi için çeşitli fünye tedariği yapılması.Kurtarma sisteminin malzeme seçinin sisteme uygun ve dayanıklı seçilmesi.	10
HT-12	Delik	Bağlantı elemanların birbirine bağlanmasını sağlayan vidalara yol açar	Yanlış yere delik açılması.	Montajın iyi incelenmemesi durumu ve sonradan yapılması gereken değişimler.	Uçuş. Taşıma	Deliğin yanlış yere delinmesi veya uyumsuz çapa sahip olması.	Parçalar birbirine bağlanamaz ve gereksiz delikler yüzünden roketin dengesinin bozulabilmesi.	Kumpas.	Üretimin ardında delik açmadan önce montaj ve teknik resimlerinin detaylıca incelenmesi	Parçaların birbirine montajının yapılamaması.	Roketin herhangi bir yerine yanlış şekilde açılan delikler çelik macunu yardımıyla kapatılarak zımpara ile pürüzsüz bir yüzey oluşturulur.	7
HT-13	Sensörler	Uçuş bilgisayarı elemanlarıdır.	Sensörlerin kısa devre olması.	Bağlantıdaki kablolar ve elektriksel sorunlar.	Uçuş	Sensörlerin çalışmaması.	Sensörlerin çalışmaması diğer sistemleri etkiler.	Elektrik ve elektronik tespit.	Kablo bağlantılarının eksiksiz kontrol edilmesi.	Verilerin alınamaması ve kurtarma sisteminin çalışmaması.	Yedek uçuş bilgisayarındaki sensörün devreye girmesi.	10
HT-14	Batarya	Uçuş bilgisayarlarına güç sağlanması.	Temassızlık sebebiyle bataryanın enerji iletimini yapmaması.	Bataryanın kablolamasının hatalı yapılması.	Uçuş	Uçuş bilgisayarlarının çalışmaması .	Uçuş bilgisayarlarındaki verilerin üretilememesi ve iletişimin sağlanamaması.	Telemetri verileri ve uçuş bilgisayarı güç kontrolü.	Kilit mekanizmali konnektör seçimi.	Uçuş öncesi testlerini gerçekleştirerek.	Beslenme hattı yedeklenmesi.	10
HT-15	Ana Uçuş Bilgisayarı	Uçuş bilgilerinin analiz edilmesi ve görev komutlarının oluşturulması.	Sensörleri aktif hale getirememesi durumunda kurtarma sisteminin çalışmaması.	Bataryanın yeterli miktarda enerjiyi verememesi.	Uçuş	Ana uçuş bilgisayarının sensörlerinin çalışmaması.	İstenilen görevleri yapamaması ve paraşütlerin açılmaması.	Bilgisayarlı Tespit.	Uçuş bilgisayarının kontrollerinin yapılması.	Uçuş bilgisayarı bilgilerinin bilgisayar programları ile incelenmesi.	Sensör ve uçuş bilgisayarları arasındaki bağlantının incelenip iletişim sağlanması.	10

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HT-16	Yedek Uçuş Bilgisayarı	Ana uçuş bilgisayarının çalışmaması durumunda devreye girerek görev komutlarını oluşturması.	Sensörleri aktif hale getirememesi durumunda kurtarma sisteminin çalışmaması.	Yedek uçuş bilgisayarındaki bağlantı kabloların kopması.	Uçuş	Yedek uçuş bilgisayarının sensörlerinin bağlantı kablolarının kopukluk yaşanması.	Yedek uçuş bilgisayarındaki sensörlerin çalışmaması ve alt sistemlerin aktif hale gelmemesi.	Bilgisayarlı Tespit.	Uçuş bilgisayarının kontrollerinin yapılması.	Uçuş bilgisayarı bilgilerinin bilgisayar programları ile incelenmesi.	Sensör ve uçuş bilgisayarları arasındaki bağlantının incelenip iletişim sağlanması.	10
HT-17	Faydalı Yük	Bilimsel bir görevi yerine getiren roketteki yük.	Kodlama hatası yapılması.	Kodun yanlış olması sebebiyle faydalı yükün görevi gerçekleştirememesi.	Uçuş	İstenilen bilgiyi iletemediği için görevini yapamaması.	Bilgiyi iletememesi ve bu sebeple faydalı yükün bilimsel görevini yerine getiremediğini göstermektedir.	Bilgisayarlı Tespit.	Kodlamanın kontrollerinin eksiksiz yapılması.	Uçuş öncesi testlerini gerçekleştirerek.	Yapılan testler ile kod doğruluğunun sağlanması.	7
HT-18	Uçuş Bilgisayarı	Kurtarma Sisteminin Tetiklenmesi.	Basınç sensöründen yanlış veri gelmesi.	Sensörün uçuş sırasında arızalanması.	Uçuş	Roketin paraşütlerinin açılamaması.	Roketin balistik olması.	Elektronik ve Yazılım Tespit.	Ayrılma sisteminde sadece basınca bakılmaması.	Denerken yanlış veri alınan sensörler.	Ayrılma sistemine basınçtan başka iki parametre daha koyulması.	10
HT-19	Uçuş Bilgisayarı	Roketin uçuşu.	Roketin kalkış anında yaşanacak olan sallantı sebebiyle algotirmanın kurtarma sistemini tetiklemesi.	Roketin burnout anındaki sallantılar.	Uçuş	Kurtarma sisteminin erken açılması.	Roketin balistik olması.	Elle muayene.	Kontrol amaçlı sistemlerin belirli itfifada aktifleşmesi.	Testler sırasında kurtarma algoritmasının erken tetiklenmesi.	Sistem roket 500 metreyi geçtiğinde açılacaktır.	10

Tablo x.x : HTEA TABLOSU

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Ciddiyet/Şiddet Seviyesi	Kriter	Puan	Örnekler
Yıkıcı (Catastrophic)	Potansiyel ciddi yaralanmalara, kalıcı bölgesel sakatlığa, yüksek maddi kayba, roketin kaybına veya geri döndürülemez, kanuna ve yönetmeliklere aykırı ciddi çevresel hasara neden olabilecek hata.	10	Atış öncesinde motorun ateşlenmesi, motorun rampada patlaması, sivil yerleşim alanına parça düşmesi
Kritik (Critical)	Yaralanmalara, önemli ekipman, tesis vb. mülkiyetin zarar görmesine neden olabilecek, roketin görevini başaramaması ile sonuçlanan hata.	7	İrtifa/menzil vs. gereksiniminin sağlanamaması, Kademenin ayrılmaması, Uçuş sırasında veri alınamaması, roketin yapısal bütünlüğünü yitirmesi
Sınırda (Marjinal)	Hafif yaralanmalara, ufak çaplı mülkiyet zararına veya roketin hafif derecede zarar görmesine neden olabilecek ve roketin kullanılabilirliğini azaltan, görevini etkin bir şekilde yerine getirmemesine neden olan hata.	4	Görevin iptali, gereksinimler sağlanıyor olmasına rağmen optimizasyon gerektirecek eksiklikler görülmesi
Düşük (Minor)	Yaralanmaya, mülkiyet zararına veya roketin zarar görmesine neden olacak kadar ciddi olmayan, fakat planlanmamış bakım veya tamire neden olan hata.	1	Uçuş kampanyası içerisinde çözülebilecek sorunlar

Tablo 8.2 : HTEA ŞİDDET PUANI TABLOSU

REFERANSLAR-1

1- Roketlerde burun konisi tasarımı: https://www.roketsan.com.tr/uploads/docs/1628594512_20.03.2020model-roketcilik-master-dokumanv04.pdf

2- Fiberglass Malzeme Özellikleri: https://www.fibercamelyaf.com/

3- Fiberglass Malzeme Özellikleri: https://erlas.com.tr/fiberglass-endustriyel-urun-imalati/neden-fiberglass

4- Fiberglass Malzeme: https://tr.wikipedia.org/wiki/Cam_elyaf%C4%B1#:~:text=Eritilmi%C5%9F%20haldeki%20cam%C4%B1n%20k%C3%BC%C3%A7%C3%BCk%20deliklerden,birle%C5%9Ftirilerek%20kompozit%20malzeme%20%C3%BCretiminde%20kullan%C4%B1l%C4%B1r.

5- Kompozit üretim:Unicomposite.(2020,Haziran 2).Hand lay-up process advantages and disadvantages. https://www.unicomposite.com/hand-lay-up-process-advantages-and-disadvantages/

6- Fibegalss imalat:Baran Boya.(t.y.). Elyaf sarma yöntemi. https://www.baranboya.com/elyaf-sarma-yontemi

7- Fiberglass özelleri:Ghar Pedia.(2021,Nisan 4).Fibreglass:Uses|Properties|Advantages &Disadvantages. https://gharpedia.com/blog/fibreglass-uses-properties-advantages-disadvantages/

8- CNC Routher:https://www.probotsan.com.tr/blog/cnc-router-nedir

9- MDF Nedir:https://www.hurriyet.com.tr/egitim/mdf-nedir-ve-ozellikleri-nelerdir-mdf-nerelerde-kullanilir-ve-sunta-ile-arasindaki-farklar-nelerdir-41815246

10- fin flutter hesabı:https://apogeerockets.com/education/downloads/Newsletter291.pdf ; https://hackaday.io/project/6381-high-power-experimental-rocket-platform/log/31241-aeroelastic-fin-flutter-calculation

REFERANSLAR-2

11- Kanat sistemleri:Roketsan.(2020,Mart 6).Model roketçilik.https://www.roketsan.com.tr/uploads/docs/1628594512_20.03.2020model-roketcilik-master-dokumanv04.pdf

12- Alüminyum Malzeme: https://polen.itu.edu.tr/bitstream/11527/7817/1/3723.pdf

13- Alüminyum Malzeme:https://tr.wikipedia.org/wiki/Al%C3%BCminyum#:~:text=Kolayl%C4%B1kla%20d%C3%B6v%C3%BClebilir%2C%20makinede%20i%C5%9Flenebilir%20ve,ise%202519%20%C2%B0C

14- Lazer imalat: Ekol Lazer ve Sac Kesim.(2017,Şubat 27).Lazer kesimin avantajları.http://www.ekollazer.com/lazer-kesimin-avantajlari/

15- Talaşlı İmalat: İmalaTür,F.(t.y.).Talaşlı İmalat Nedir? Avantajları ve dezavantajları nelerdir?https://malzemebilimi.net/talasli-imalat.html

16- Fiberglass mekanik özellikleri: ESENDEMİR, Ü., & VAROL, R. (2017). CAM ELYAF TAKVİYELİ EPOKSİ KOMPOZİT MALZEMELERİN EĞİLME YORULMA DAVRANIŞININ BELİRLENMESİ. Soma Meslek Yüksekokulu Teknik Bilimler Dergisi, 1(23)

17- Fiberglass teknik özellikleri:https://docplayer.biz.tr/32390798-Plastik-matrisli-kompozitler-prof-dr-aysegul-akdogan-eker.html; https://www.metaluzmani.com/kompozitler/

18- Elyaf Sarım Açısı: Tuncay DİL, Yüksek Lisans Tezi (2016) POLİMER MATRİSLİ KOMPOZİTLERDE SARIM AÇISININ MEKANİK ÖZELLİKLERE ETKİSİ (https://earsiv.anadolu.edu.tr/xmlui/bitstream/handle/11421/6480/382325.pdf?sequence=1&isAllowed=y)

19- Roketçiliktemalzeme seçimi: https://modelroket.com/roket-govde-malzemeleri/

REFERANSLAR-3

20- Setskur vidalar: http://www.cvtcivata.com/tr-TR/setskur/3/287
21- 7075 alüminyum özellikleri: https://www.seykoc.com.tr/icerik/7075?dil=tr
22- Alüminyum Mekanik Özellik: Muharrem, P. U. L. (2019). Alüminyum 7075 Matrisli Kompozitlerde SiC, B4C Ve TiB2 takviye elemanlarının mekanik özelliklere etkilerinin karşılaştırılması. Düzce Üniversitesi Bilim ve Teknoloji Dergisi, 7(1),
23- Kontraplak Özellikleri: Mengeloğlu, F., & Kurt, R. (2004). Mühendislik Ürünü Ağaç Malzemeler 1 Tabakalanmış Kaplama Kereste (TAK) ve Tabakalanmış Ağaç Malzeme (TAM). KSÜ Fen ve Mühendislik Dergisi, 7(1),
24- Çelik Özellikleri: BALIKÇI,Gürkan(Haziran 2016) AISI 4140 ÇELİĞİNİN SICAK DÖVME KARAKTERİSTİĞİNİN İNCELENMESİ (Yüksek Lisans Tezi) [https://acikerisim.sakarya.edu.tr/bitstream/handle/20.500.12619/79745/T06732.pdf?sequence=1Dövülmüş Çelik Özellikleri: BALIKÇI,Gürkan(Haziran 2016) AISI 4140 ÇELİĞİNİN SICAK DÖVME KARAKTERİSTİĞİNİN İNCELENMESİ (Yüksek Lisans Tezi) [https://acikerisim.sakarya.edu.tr/bitstream/handle/20.500.12619/79745/T06732.pdf?sequence=1
25- 6063 alüminyum özellikleri: https://www.seykoc.com.tr/icerik/6063?dil=tr
26- Model roket motorları: https://www.thrustcurve.org/
27- Mapaçeşitleri:https://www.dogukancelikhalat.com/urun/paslanmaz-ayboltlar.html
28- Alüminyum Yoğunluk ve Mukavemeti: -Kaufman, J. G. (2000). Introduction to aluminum alloys and tempers. ASM international.
29- Barut hesaplamaları:http://hararocketry.org/hara/resources/how-to-size-ejection-charge/
30- Barut hesaplamaları:https://www.insanerocketry.com/blackpowder.html

REFERANSLAR-4

31- Fünye:https://www.havaifisekdunyasi.net/m/havai-fisek/havai-fisek-atesleme-sistemleri/30-cm-elektronik-kibrit-basi-funye.html
32- Karabina:https://www.yuksekisler.com/petzl/haberler/haber-pro/karabina-rehberi-dogru-karabina-secimi-ve-kullanimi/
33- Paraşüt malzeme seçimi:https://www.ercankoclar.com/soru-cevap-forum/topic/parasut-sistemi/
34- Paraşüt hesap:https://modelroket.com/model-roket-parasutu-hesabi
35- Roketparaşütleri:https://www.globalspec.com/learnmore/specialized_industrial_products/transportation_products/parachutes
36- Paraşüler hakkında :Powered By GlobalSpec Engineering 360.Parachutes Information.
37- Paraşüt Üretimi:K.Boomila.(t.y.). An overview of parachute fabric.https://www.technicaltextile.net/articles/an-overview-of-parachute-fabric-7170
[38] Grove air quality sensor: https://wiki.seeedstudio.com/Grove-Air_Quality_Sensor_v1.3/
[39] Adafruıt bme680: https://www.adafruit.com/product/3660
[40] Lora sx1278: https://urun.n11.com/arduino-urunleri-ve-setleri/e32-433t20d-lora-modulu-e32-433t20dc-sx1278-433-mhz-P479030303
[41] Gy-neo6mv2:https://www.direnc.net/gy-neo6mv2-apm25-gpsmodul?gclid=CjwKCAiAvOeQBhBkEiwAxutUVPwbtwjYEyoL96aSriZhLkUGis9XhxPv_5fG-j1YZeNSOxyrWaZQDxoCytUQAvD_BwE

REFERANSLAR-5

[42] Gy-neo6mv2 nedir: https://akademi.robolinkmarket.com/arduino-ile-gy-neo6mv2-gps-modulu-kullanimi-ve-konumogrenme/#:~:text=GY%2DNEO6MV2%20GPS%20Mod%C3%BCl%C3%BC%20Nedir,bilgisi%20gerektiren%20projelerde%20s%C4% B1kl%C4%B1kla%20kullan%C4%B1lmaktad%C4%B1r.
[43] RRC3 "SPORT" ALTIMETER:https://rocketturk.com/urun/rrc3-sport-altimeter/
[44] RRC3 "SPORT" ALTIMETER:https://www.apogeerockets.com/Electronics-Payloads/Altimeters/RRC3-Sport-Altimeter
[45] TeensY 4.1 teknik özellikler:https://www.robotzade.com/urun/teensy-4-1-gelistirme-kartiheaders#:~:text=Teensy%204.1%2C%20600%20MHz'de,geli%C5%9Ftirme%20platformunun%20en%20yeni%20yinelemesidir.