TEKNOFEST 2022
ROKET YARIŞMASI
Orta İrtifa Kategorisi
Kritik Tasarım Raporu (KTR)
Sunuşu
Havacılık Teknolojileri Roket Takımı

Takım Yapısı

Dr. Öğr. Üyesi Sami PEKDEMİR – Takım Danışmanı
Erciyes Üni. Uçak Mühendisliği Öğretim Görevlisi

Enes ŞAFAK – Takım Kaptanı
Erciyes Üni. Uçak Mühendisliği 3. Sınıf Öğrencisi
Genel Tasarım, Kurtarma Sistemi, Analizler

Musa Enes ÖNAL – Aviyonik Sorumlusu
Erciyes Üni. Havacılık Elektrik ve Elektroniği 2. Sınıf Öğrencisi
Uçuş Bilgisayarı Tasarımı, Uçuş Benzetimi

Fatih KANATSIZ – Yapısal
Erciyes Üni. Uçak Mühendisliği 3. Sınıf Öğrencisi
Yapısal ve Aerodinamik Tasarım, Kompozit Üretimi

Merve UZUN – Aviyonik
Erciyes Üni. Mekatronik Mühendisliği 3. Sınıf Öğrencisi
Algoritma Tasarımı, Yer İstasyonu Tasarımı, Yazılım

Emre BAŞAR – Aviyonik
Erciyes Üni. Uçak Mühendisliği 3. Sınıf Öğrencisi
Algoritma Tasarımı, Yazılım, Paraşüt Sistemi

Ufuk TANIR – Yapısal
Erciyes Üni. Uçak Mühendisliği 3. Sınıf Öğrencisi
Yapısal ve Aerodinamik Tasarım, Aerodinamik Analizler

Tuğba NURDOĞDU – Yapısal
Erciyes Üni. Uçak Mühendisliği 1. Sınıf Öğrencisi
Ayrılma Sistemi Tasarımı, Uçuş Benzetimi

Gülsena KONAÇ – Yapısal
Erciyes Üni. Uçak Mühendisliği 1. Sınıf Öğrencisi
Paraşüt Sistemi, Görev Yükü Tasarımı

Nihat AKDAMAR – Aviyonik
Erciyes Üni. Mekatronik Mühendisliği 1. Sınıf Öğrencisi
Uçuş Bilgisayarı Tasarımı, Yer İstasyonu Tasarımı

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	2480
Çap (mm):	139
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	20344
Yakıt Kütlesi (g):	4349
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	2683
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	4500
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	27376

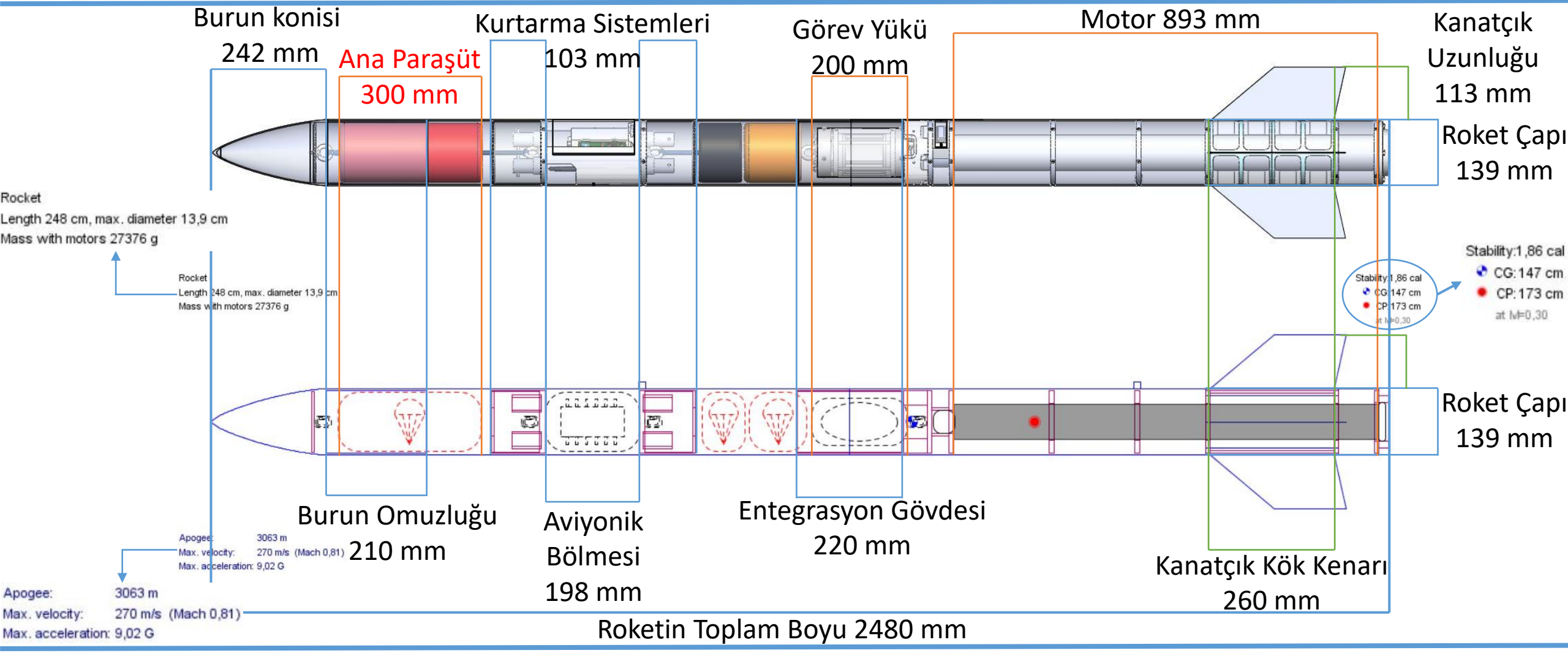
Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	9.749
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	32.2
Stabilite (0.3 Mach için):	1.86
En büyük ivme (g):	9.02
En Yüksek Hız (m/s):	270
En Yüksek Mach Sayısı:	0.81
Tepe Noktası İrtifası (m):	3063

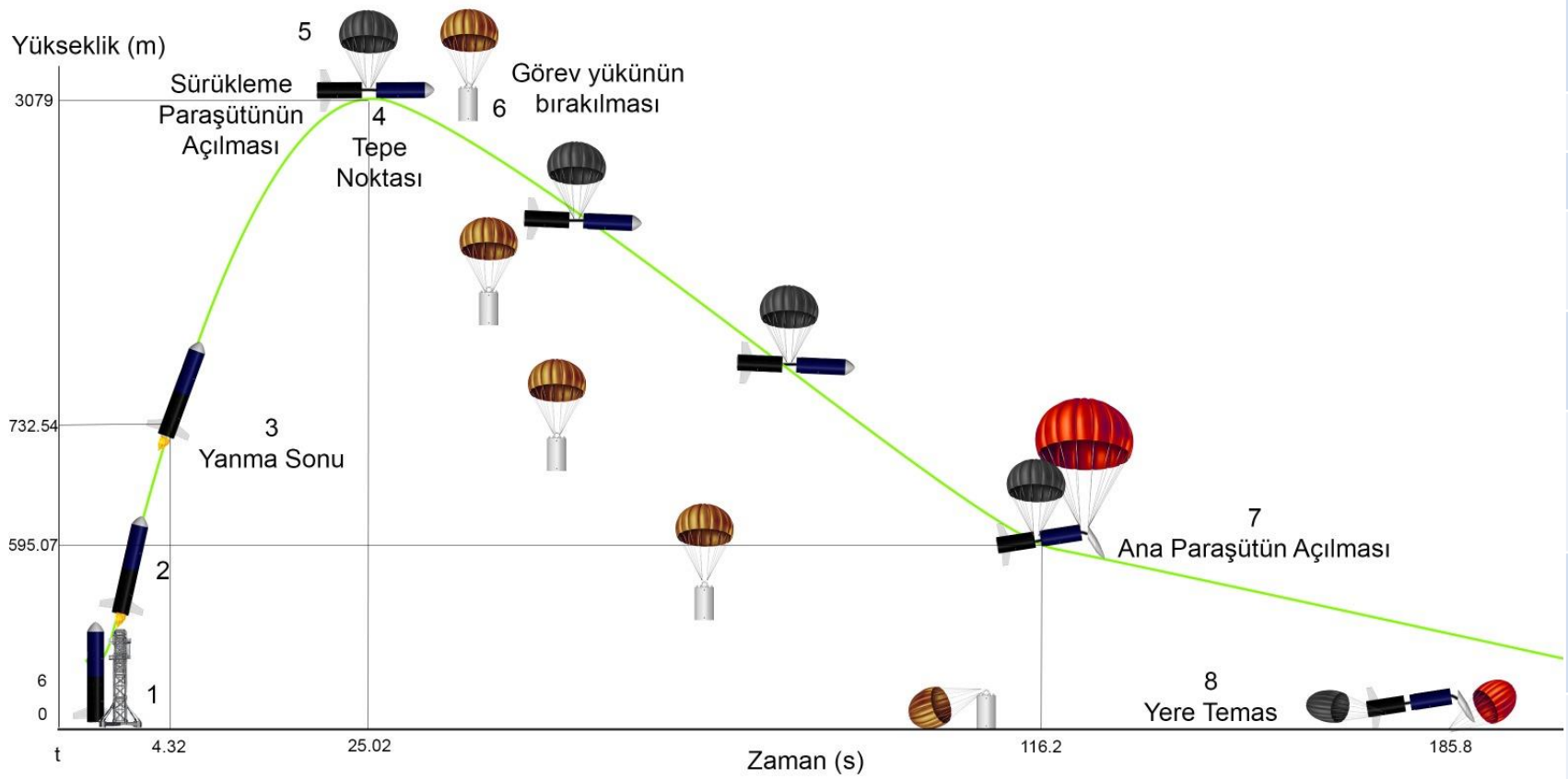
Motor

Cesaroni-8429-M2020-IM-P

Genel Tasarım



Operasyon Konsepti (CONOPS)



Roketin Uçuş Süresince Yükseklik-Zaman Grafiği

Uçuş Profili Tablosu

No	Aşama	Zaman (s)	İrtifa (m)	Dikey Hız (m/s)
1	Fırlatma	t	0	0
2	Rampa Tepesi	t + 0.4	6	32.12
3	Yanma Sonu (Burnout)	t + 4.32	732.54	263.2
4	Tepe Noktası (Apogee)	t + 25.02	3079	- 0.55
5	Sürükleme Paraşütünün Açılması	t + 25.02	3079	- 0.55
6	Görev Yükünün Bırakılması	t + 25.02	3079	- 0.55
7	Ana Paraşütün Açılması	t + 116.2	595.07	- 26.18
8	Yere Temas	t + 185.8	0	- 8.27

ÖTR - KTR Değişimler – 1.1

Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada	ÖTR'de içerik neydi ?	KTR'de içerik ne oldu ?	KTR'de hangi sayfada ?
Görev Yükünde Bulunan gijonların sayısının 6 adetten 4 adete düşürülmesi	27	Görev yükünde yük taşıması amacıyla 6 adet gijon bulunmaktadır.	Görev yükü bilgisayarına yer açmak amacıyla 4 adet gijon kullanılması uygun görülmüştür.	45
Basınçlandırma Plakası Malzemesi ve Üretim yöntemi	19	PLA malzeme ile 3D yazıcı kullanılarak üretilecektir.	Karbon fiber kompozit olarak el yatırma yöntemi ile üretilecektir. Basınçlandırma plakasındaki malzeme değişikliği dolayısıyla plaka yüksekliği 7 mm azalmıştır.	36-37
Burun Konisi Ara Duvarının 25 mm burun konisinin ucuna doğru kaydırılması	4-19	Burun konisinin kök kenarında yer almaktadır.	Ana paraşüte yerleştirileceği hacmi artırmak amacıyla burun konisinin ucuna doğru 25 mm ötelenmiştir.	4-13
Ana paraşütün katlı halinin kapladığı hacmin artırılması	4	Ana paraşütün roket içerisinde yer aldığı yükseklik 270 mm idi.	Üretilmiş prototip ana paraşüt incelenmiş ve paraşütün rahat bir şekilde yerleştirilerek düzgün bir şekilde katlanabilmesi için ana paraşütün roket içerisinde yer aldığı yükseklik 300 mm' ye yükseltildi.	4-35
Kanatçık ile kanat sabitleyicisinin birbiriyle olan montajı	11	Parçalar birbirine geçecek şekilde montaj stratejisi belirlenmiştir.	Gerçekleştirilen analizlere göre kanatçık merkezleme halkalarının kanatçığı tutmak için yeterli dayanıma sahip olduğu gözlemlenmiştir. Dolayısıyla kanatçık montajının alt gövdede hızlı ve kolay gerçekleştirilebilmesi için bu iki parça arasındaki bağlantı iptal edilmiştir	16-17

ÖTR - KTR Değişimler – 1.2

Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada	ÖTR'de içerik neydi ?	KTR'de içerik ne oldu ?	KTR'de hangi sayfada ?
Burun ara duvarının konumunun değişmesinden dolayı basınçlandırılacak hacim değişmiştir. Bunun sonucunda kullanılacak barut miktarı da değişmiştir.	20	Burun konisi ayrılması için gerekli barut miktarı: 2.83 gram	Burun konisi ayrılması için gerekli barut miktarı: 2.98 gram	40

ÖTR - KTR Değişimler - 2

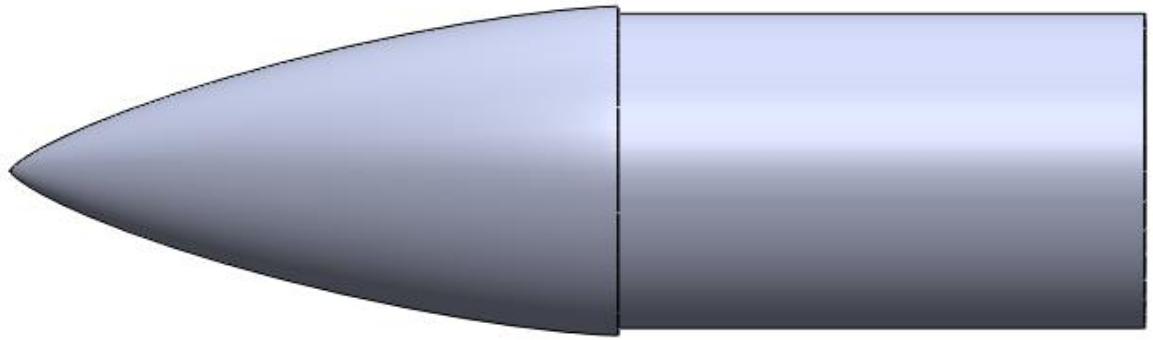
Değişim Konusu	Yeni İçerik Konusu ?	KTR'deki içerik detayı ?	KTR'de hangi sayfada ?
Kurtarma algoritması	Güvenli irtifa kriteri	Sistemin yerde açmasını engellemek için konulan güvenli irtifa kriteri atış alanı rakımı göz önüne bulundurularak 1000m olarak belirlenmiştir.	61
Haberleşme Bilgisayarı	Yedek haberleşme bilgisayarı ile görev yükü bilgisayarının aynı kartı kullanması.	Yedek haberleşme bilgisayar kartı maliyetten tasarruf etmek amacıyla görev yükü bilgisayarı ile aynı elektronik kartı kullanacaktır.	63

Kütle Bütçesi

Kütle bütçesi dosyası excel formatında ‘Havacılık Teknolojileri Roket Takımı KTR Kütle Bütçesi’’ adıyla sisteme yüklenmiştir.

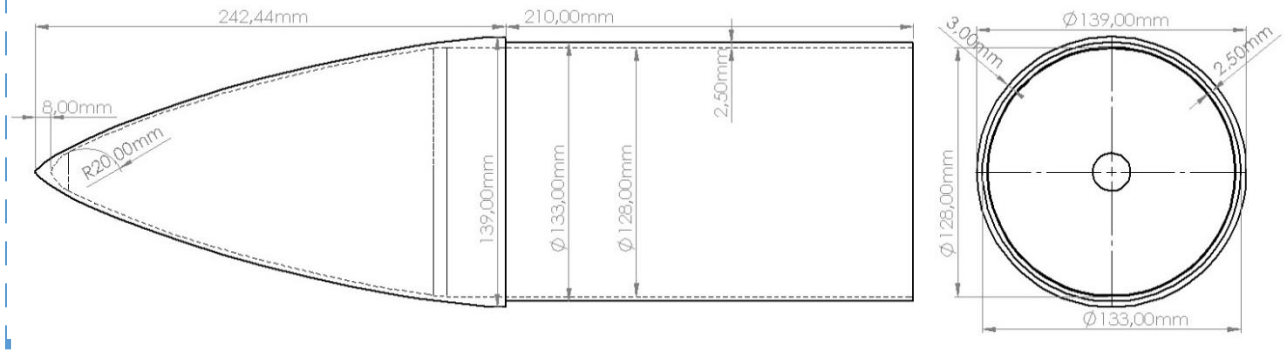
Roket Alt Sistem Detayları

Burun Konisi Mekanik Görünüm



Burun Konisi CAD Görüntüsü

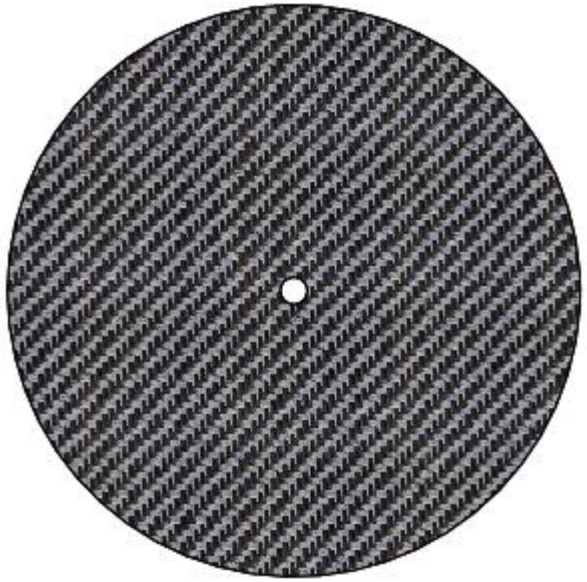
Burun konisi üretiminde koninin roketten ayrılacağı düşünülürek bu ayrılma operasyonun kolay ve sorunsuz olması maksadıyla hafiflik bizim için başlıca parametre olmuştur. Burun omuzluğu içerisindeki alana ana paraşüt hacminin bir kısmı yerleştirilecektir.



Burun Konisi Teknik Resmi

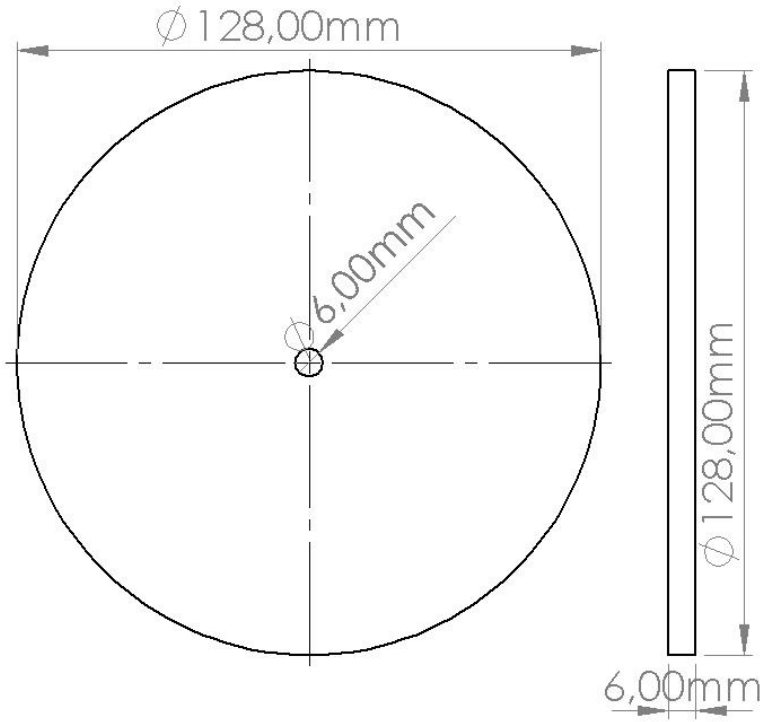
Burun konisi; uzunluğu 242 mm, 139 mm dış çapında 2.5mm cidar kalınlığında ve İç çapı 134 mm olarak omuzlukla birlikte üretilecektir. Omuzluk, uzunluğu 210 mm cidar kalınlığı 2.5 mm olarak gövdeye sıkı geçme olacak şekilde üretilecektir. Burun geometrisinde LD HAACK (Von Karman) geometrisi kullanılacaktır. Burun uç kısmında 20 mm’ lik bir Radius ile ilave et kalınlığı verilmiştir. Burun omuzluğunda yer alan ara duvarda bir mapa bulunmaktadır.

Burun Konisi Mekanik Görünüm



Burun Ara Duvarı
CAD Görüntüsü

Burun konisi ara duvarı burun ucuna doğru 25mm kaydırılmıştır.



Burun Ara Duvarı Teknik Resmi

Burun ara duvarı 128 mm çapında 6 mm et kalınlığında olacaktır. Ara duvar, burun konisi içerisinde sabitlenecektir.

Burun Konisi – Detay

Burun Konisi Malzeme ve Üretim Yöntemi Bilgileri		
Özellik		**Kapsam**
Malzeme Bilgileri	:	Burun konisi, karbon fiber kumaş ve epoksi karışımıyla kompozit malzemeden üretilecektir. Burun konisi malzemesinde başta hafiflik gözetilmiştir. Karbon fiber kumaş pahalı bir takviye malzemesi olsa da düşük özgül ağırlığı nedeniyle seçilmesinde en büyük kriter olmuştur. Bunun yanı sıra karbon fiber yanmaz, alev almaz bir malzemedir. Ayrıca özgül dayanımı, elastisite modülü gibi üstün mekanik özelliklerinden ötürü üretimde tercih edilmiştir. Kullanılacak epoksi için süreç oda şartlarında 1 gün bekletilip 8 saat 80 derece sıcaklıkta fırınlanması yönünde ilerleyecektir.
Üretim Yöntemleri	:	Üretim yöntemi olarak kalıp üzerine el yatırması yapılacaktır. Yöntem, erişim kolaylığı olarak bizim için daha avantajlıdır. Kalıp olarak kürleşme sonrası kolay ayrılması açısından ahşap kalıp tercih edilecektir. Kalıp, koni geometrisinin yarı kesit hacminin ahşap üzerine freze ile oyulması sonucunda elde edilecektir. Üretim kalıbından ürünün ayrılmasında; işlemi kolaylaştırmak ve pürüzlü, kalitesiz yüzey oluşumunu engellemek için kalıp ayırıcı kullanılacaktır . Üretim yönteminin olumsuz getirilerinden olan içerisindeki boşluklu yapılar vakum torbalama ile giderilecektir. Pürüzlü yüzeyler zımpara yardımıyla düzeltilecektir.

Burun Konisi – Detay

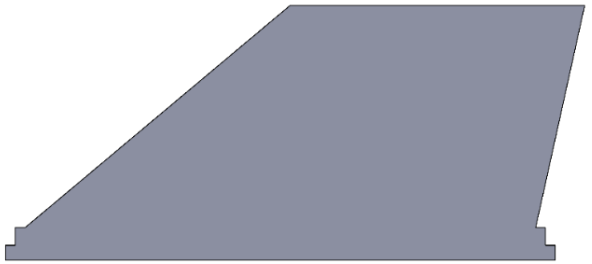
Burun konisinde kullanılacak ara duvarı, burnun üzerine gelen itkiyle ayrılacağı düşünülerek malzeme seçiminde hafiflik gözetilmiştir. Ara duvar malzemesi hafifliği ve yanmaz yapısından dolayı karbon fiber olarak tercih edilmiştir. Üstün mekanik dayanımları olan bu kumaş, epoksi emdirilerek el yatırması yöntemiyle kompozit olarak malzemeye dönüştürülecektir.

Özellik/ Malzeme	Özgül Ağırlık gr/cm^3	Çekme Mukavemeti MPa	Elastisite Modülü GPa	Termal İletkenlik W/(m×K)
Karbon fiber	1.77	4550	200	0.41
Kompozit	1.55	2137	300	0.22

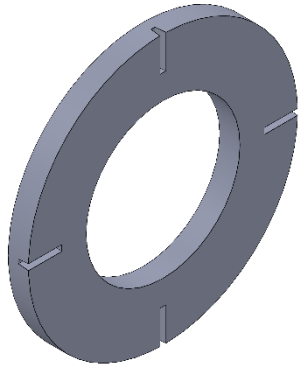
Burun konisi için yapılan literatür taramalarından en uygun geometrinin Von Karman olacağı saptanmıştır. Bunun altında yatan iki temel sebepten birincisi, geometrinin 0.8 - 1 mach hızlar arasında sürükleme katsayısı en uygun olmasıdır. İkinci temel sebep, geometrinin gövde geçişinin keskin olmamasıdır. Bu keskin geçişler, girdap oluşturarak roket üzerinde aerodinamik bozulmalar yaratacaktır. Bu iki temel sebepten ötürü geometri tercihi Von Karman yönünde yapılmıştır.

Von Karman denklemi $\theta = \arccos\left(1 - \frac{2x}{L}\right)$ $y = R\frac{\sqrt{\theta - \sin(\frac{2\theta}{2}) + c\sin^3\theta}}{\sqrt{\Pi}}$ $c = 0$

Kanatçık Mekanik Görünüm

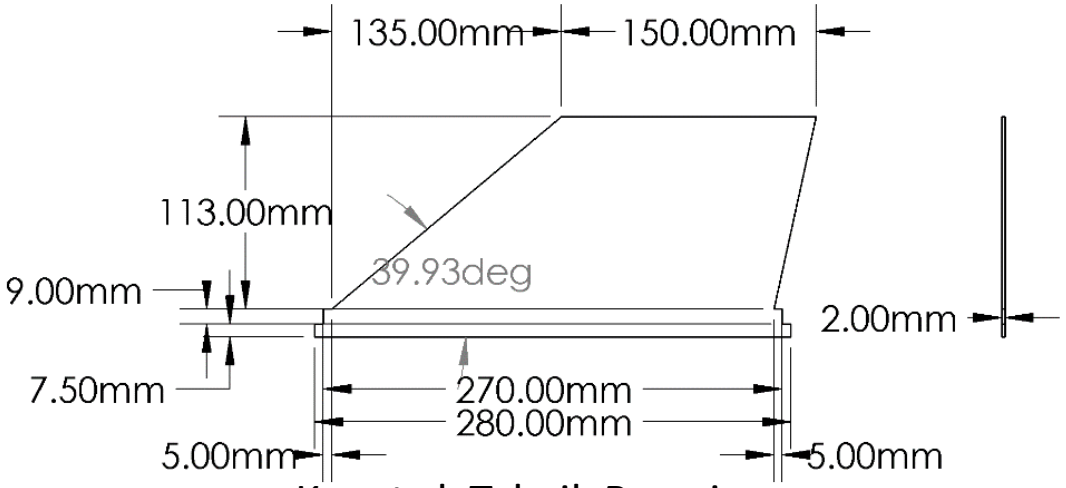


Kanatçık CAD Görüntüsü (yan ve arka)

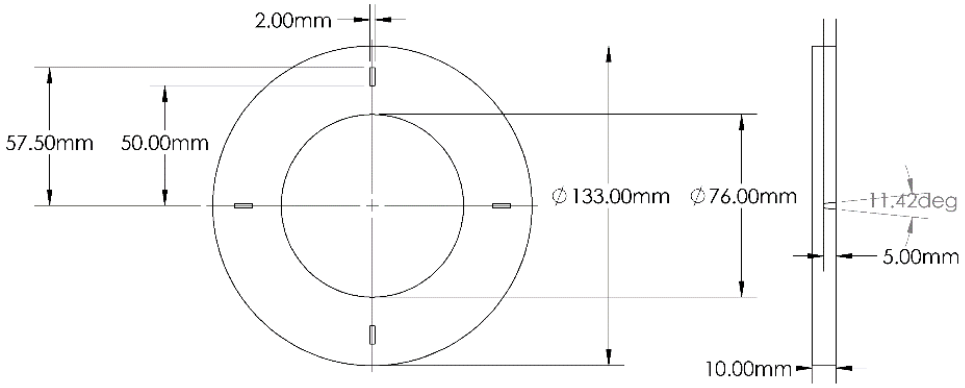


Merkezleme Halkası CAD Görüntüsü (Kanatçık için)

Kanatçık alüminyum malzemeden lazer kesim yöntemiyle üretilecektir. Üretimin kolay olması nedeniyle kanatçık profil kesit alanı dikdörtgen olacaktır. ÖTR'de kanatçık ve kanatçık sabitleyicisin bağlantısı kaldırılmıştır. Bu kapsamda hızlı ve kolay montaj sağlanacaktır.

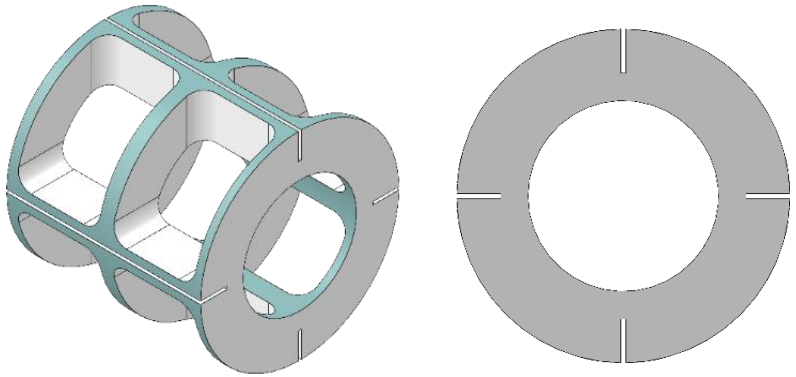


Kanatçık Teknik Resmi



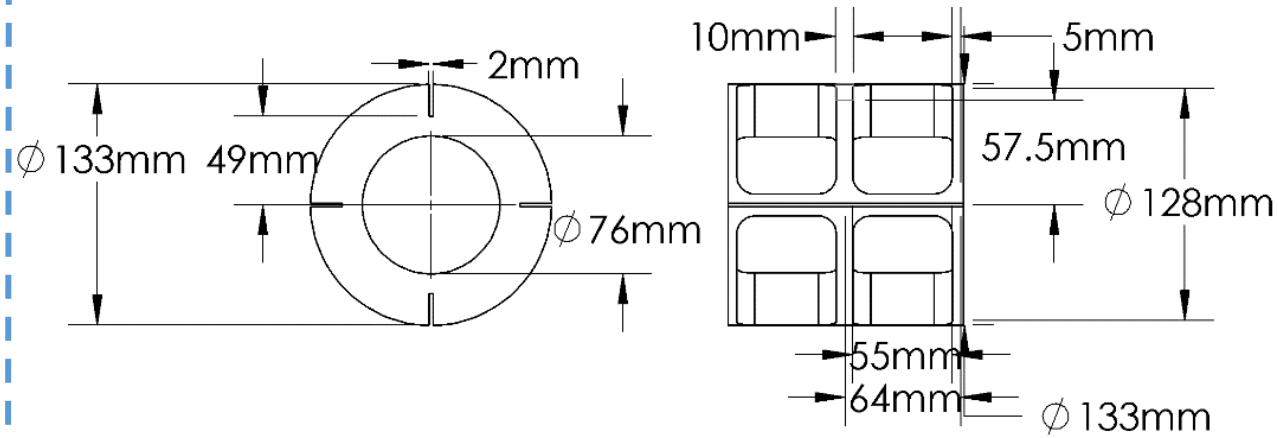
Merkezleme Halkası Teknik Resmi

Kanatçık Mekanik Görünüm

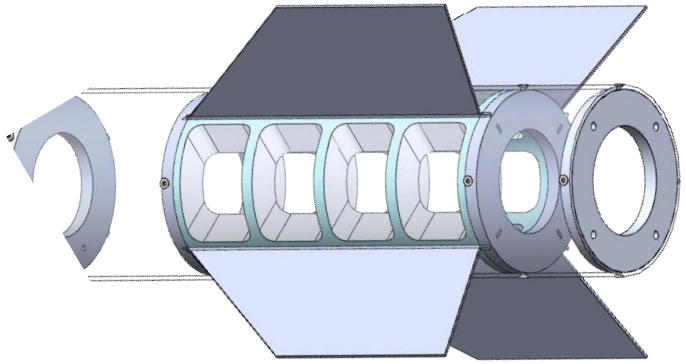


Kanatçık Sabitleyicisi CAD Görüntüsü

Kanat sabitleyicisi, kanatın merkezleme halkasına geçmesini kolaylaştıracak ve kanatçığın maruz kaldığı kuvvetlerden dolayı oluşan çırpıntıyı bir miktar azaltacaktır. Kanat sabitleyicisi 3 boyutlu yazıcıdan üretilecektir. Boyutları yazıcı içerisine uymadığı için kanat sabitleyicisi 2 parçadan üretilecektir. İki parçada birbiri ile tamamen aynı olacaktır. ÖTR'de kanatçık ile kanatçık sabitleyicisinin birbirlerine geçmeli olan sistemine KTR aşamasında analizler sonucu gerek olmadığı görülmüştür . Bunun sonucunda sistem basitleştirilerek kolay ve hızlı bir şekilde montaj edilebilecektir.



Kanatçık Sabitleyicisi Teknik Resmi



Kanatçıkların Gövdeye Montajlı Halinin CAD görüntüsü

Kanatçık – Detay

Özellik		Kapsam
Kanatçık İçin Malzeme Bilgileri	:	ÖTR'de kanatçıklar için belirlenen malzeme, KTR aşamasında da değiştirilmeden devam edilecektir. Alüminyumun yoğunluğu diğer metal alaşımları göre daha azdır fakat kompozit malzemelere göre daha fazladır. Temin edilebilir ve fiyatının uygun olması alüminyumun en büyük avantajlarındandır. Bu bağlamda alüminyum malzeme maliyet, yoğunluk ve dayanım kriterleri bakımından en uygun malzeme türüdür. Alüminyum serileri arasından 5000 serisi, yapılan araştımaların ve analizlerin sonucunda yeterli dayanıma sahip olacağı öngörülmüştür. Malzeme, alüminyum plaka şeklinde tedarik edilip kanatçıkların üretimine başlanılacaktır. Malzemenin plaka halinde olması yüzey pürüzlüğünü azaltacak ve kanatçığın aerodinamik yapısını koruyacaktır. Alüminyumun hızlı bir şekilde üretilebilme ve tedarik edebilme imkanı, kanatçıklarda oluşabilecek beklenmeyen darbe ve deformasyonlar sonucu hataların en kısa zamanda gidermesini sağlamaktadır.
Kanatçık İçin Üretim Yöntemi	:	Kanatçıkların üretimi için belirlenen alüminyum plaka, bulunduğumuz bölgenin imkanlarından dolayı sadece CNC torna/freze ve lazer kesim ile üretilebilir. Bu kesim yöntemleri kendi aralarında karşılaştırıldığında CNC kesim iş parçasının üzerinde kullanılabilirliğini ve uyumunu azaltmaktadır. Lazer ışını, freze ve torna uçları gibi işlem sırasında aşınmaz bu sebeple CNC torna/freze imalat yöntemine daha yüksek hassasiyet ve toleransı dar olacaktır. Lazer sistemininin oluşturduğu ısı, materyalden kesilen küçük bir alanı bozma ihtimali düşüktür. Ek olarak kanatçığın üzerinde delme veya oyuk açma işlemleri uygulanmayacağından lazer kesim yöntemi seçilmiştir. Alüminyum plakayı lazer kesim yöntemi ile kesmek, CNC torna/freze ile karşılaştırıldığında ekonomik açıdan daha uygun olacaktır. Bu kapsamda plaka lazer kesim ile üretilecek ve mümkün olan en pürüzsüz yüzey elde edilecektir.

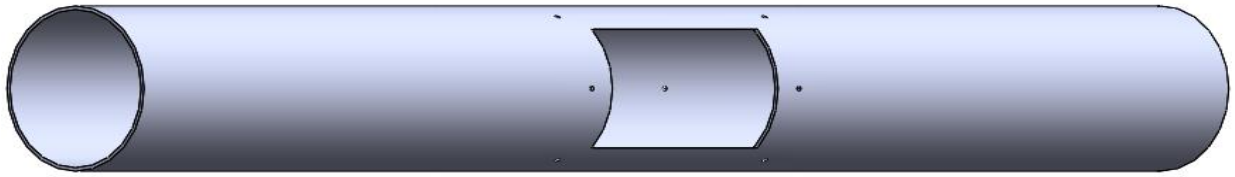
Malzeme/Teknik Özellikler	Yoğunluk	Elastisite Modülü	Akma Dayanımı	Termal İletkenlik W/(m×K)
AA 5754 H22 Alüminyum	2,66 g/cm³	68 GPa	130-185 MPa	120
AA 6061 T6 Alüminyum	2,70 g/cm³	70 GPa	170-210 MPa	167
PLA	1.24 g/cm³	3,5 GPa	-	0.29

Kanatçık – Detay

Özellik		Kapsam
Kanat Sabitleyicisi Malzeme Bilgileri	:	Karmaşık tasarımından dolayı bu yapıyı 3D yazıcı ile üretmek diğer üretim yöntemlerinden daha uygun olacaktır. 3D yazıcı üretilecek olan parça için ABS ve PLA filament karşılaştırılmıştır. Bu iki filament türleri arasında yapılan karşılaştırılma sonucunda PLA , ABS'ye göre daha düşük sıcaklıkta baskı yapılabilir olması sebebiyle tercih edilmiştir. Kanatçık sabitleyicisinin malzemesi olarak belirlenen PLA, basım sırasında hata oluşması dahilinde tekrar üretilmesi çok daha kolaydır böylelikle planlanan zaman sürecinde sorun çıkarmasına mani olacaktır .
Kanat Sabitleyicisi Üretim Yöntemleri	:	3D Yazıcı, yazıcı başlığı ve diğer özellikleri ile birlikte üretilemeyecek karmaşık şekilde olan parçaları üretimini olanak sağlar. Kanatçık sabitleyicisini optimize edilmiş özgün tasarımından dolayı 3D yazıcı ile üretilecektir. Geleneksel yöntemlere göre daha ucuza ve daha az zaman sarfiyatına sebep olacaktır.. Böylece üretim için gerekli kalıp, metal, işçi ücreti gibi harcamalara gerek kalmadan, yapılan tasarımın prototipini inceleme ve test etme imkanı sağlar. Ayrıca 3D yazıcının katmanlı üretim yapabilmesi ile ürün, farklı dayanım isteklerine karşılık verebilmektedir. Bu katmanlı yapı ile kanatçık sabitleyicisinde daha yüksek bir yapısal bütünlük elde edilecektir.

Özellik		Kapsam
Merkezleme Halkası Malzeme Bilgileri	:	Kanatçık montaj sisteminde görev yapacak merkezleme halkasının üzerine oyuk ve delik açılacak, açılan deliklerden kanatçıkların uç kısmı geçirilecektir. Merkezleme halkası kanatçık yükünün büyük kısmını karşılayacak ve kanatçıkların gövdede emniyetli olarak durmasını sağlacaktır. Alüminyum düşük yoğunluğu, maliyeti ve temin edilebilirliğinin iyi olması sebebiyle en uygun malzeme olacaktır. 6000 serisi, 7000 ve 8000 serisine göre daha esnektir. Böylelikle esnek malzeme süneklik sağlayarak darbeleri absorbe edecektir. Ayrıca 5000 ve 5000 altındaki seriler ise çekme mukavemeti daha az olup emniyet katsayını azaltacaktır. Bu bağlamda merkezleme halkası için seçilen 6000 serili alüminyum malzemenin çekme ve kopma dayanımı, analizler ve araştırmalar sonucu tasarımdaki mukavemet değerlerini emniyetli bir şekilde karşılamaktadır.
Merkezleme Halkası Üretim Yöntemleri	:	Merkezleme halkası için seçilen 6000 serili alüminyum kütük şeklinde temin edilecektir. Kütük malzeme, merkezleme halkasının tasarımından dolayı oyuk ve delme işlemi yapılması gerekmektedir. Bu gereksinim CNC torna/freze tezgahları ile karşılanacaktır. Freze ile açılan delikler freze uçları nedeniyle merkezleme halkasında yuvarlak bir şekil oluşturacaktır. Kanatçığın ucu açılan deliklerden geçmesi için yuvarlak yapının giderilmesi gerekmektedir ve yuvarlak delikleri düz bir hale getirmek için tel erezyon kesim kullanılacaktır.

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

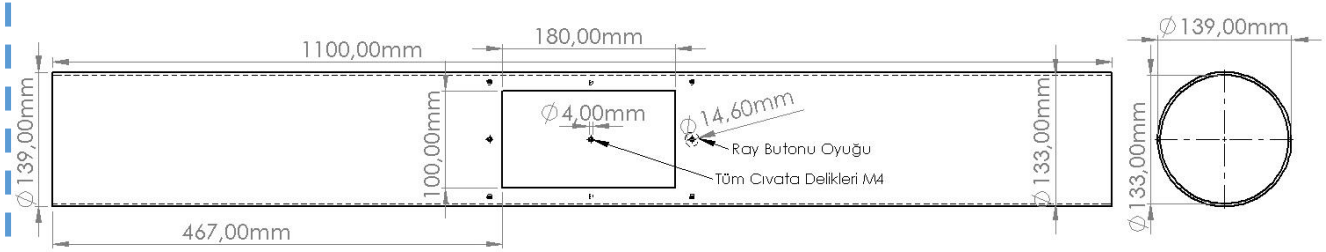


Üst Gövde CAD Görüntüsü

Roket üst gövdesi 1100 mm uzunluğunda, 139 mm dış çapında olacaktır. Üst gövdede 180 mm boyunda 100 mm genişliğinde yarım silindir kapak açıklığı oluşturulacak ve aviyonik sistemler buradan yerleştirilecektir.

Üst Gövde CAD Görüntüsü

Gövde ayrılma sistemi ara duvarı hizasında, ray butonun oturması amacıyla oyuk açılmıştır. Ray butonu bu ara duvara sabitlenecektir.



Üst Gövde Teknik Resmi

Açıklığın merkezinden 105 mm uzaklıkta 60 derecelik açıyla yerleştirilecek 4 mm çapındaki 6 delik, roketin aerodinamiğini bozmayacak şekilde M4 havşa başlı imbus cıvatalarla birlikte ara duvar ve merkezleme halkalarının montajında görev alacaktır. Bu kısımda motor kaydırma ayaklarının bir tanesi şartnameye uygun şekilde yerleştirilmiştir.

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

Alt Gövde CAD Görüntüsü

Alt gövde 1100 mm uzunluğunda 139 mm dış çapında 3 mm et kalınlığında olacaktır.

Alt Gövde CAD Görüntüsü

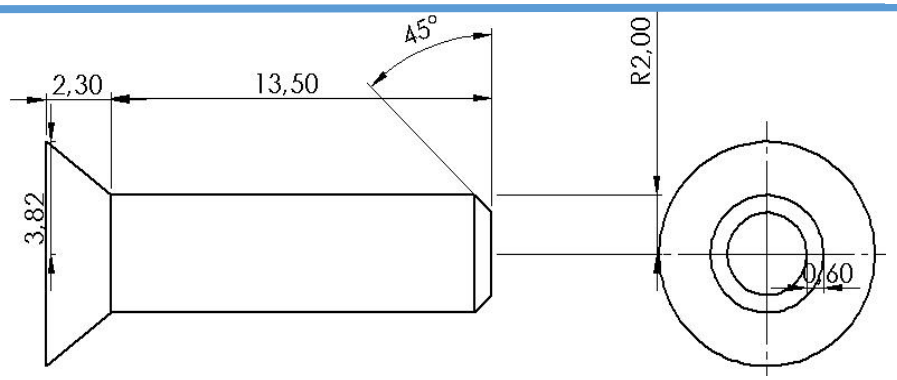
Alt Gövde Teknik Resmi

Alt gövde üzerine ray butonları için yer ayrılmıştır. Alt ve üst gövdeler entegrasyon gövdesi ile birleştirilecektir. Kaydırma ayaklarından bir tanesi bu bölgede şartnameye uygun şekilde motor ağırlık merkezi ile gövde sonu arasına yerleştirilmiştir. Basınç dengesini sağlamak için alt gövdeye 2 tane delik açılması planlanmaktadır. Alt gövde üzerinde kanatçıkların yerleştirileceği kısımlarda 270 mm uzunluğunda kesikler bulunmaktadır. Motor bloğu hizasında altimeter two için kapak açıklığı vardır.

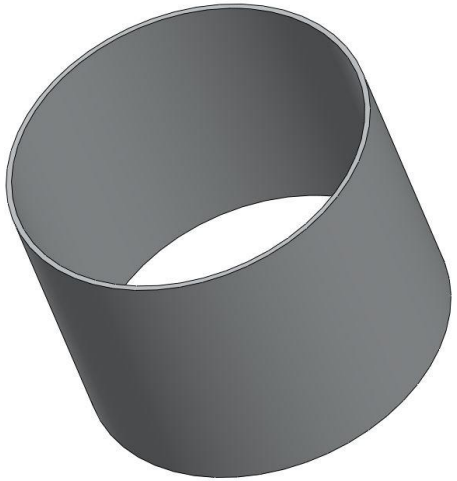
Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

M4 Havşa Başlı İmbus Cıvata CAD Görüntüsü

M4 cıvatalar aerodinamik bozulmaları engellemesi için roket montajında çokça kullanılacaktır.

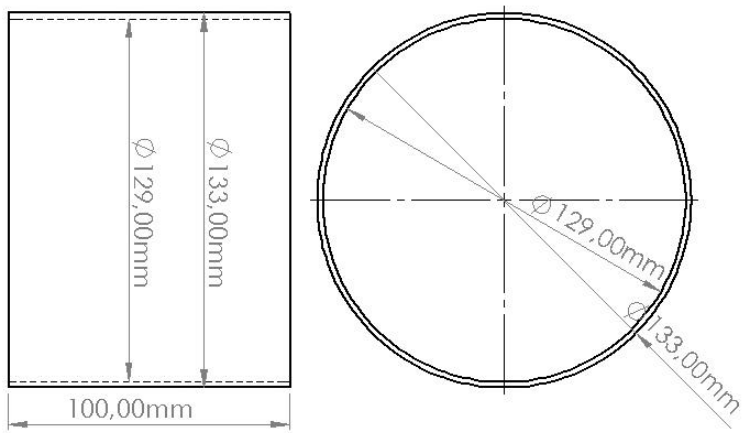


M4 Cıvata Teknik Resmi



Alüminyum iç destek gövdesi kurtarma sistemine dahil olup kara barut ateşleme sisteminde basınçlandırma kontrolü için kullanılacaktır. Kurtarma sistemine entegre olup gövde üzerine montajı yapılacaktır.

Kurtarma İç Destek Gövdesi CAD Görüntüsü



Kurtarma İç Destek Gövdesi Teknik Resmi

Yapısal – Gövde Parçaları

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Gövde üretimi; E tipi cam elyaf malzeme ve epoksi karışımıyla oluşturulacak polimer kompozit olacaktır. Kompozitin pekiştirici malzemesi seçiminde başta sinyal geçirgenliği olmak üzere hafiflik, mukavemet ve maliyet gibi kriterler göz önüne alınmıştır. Polimer kompozitlerin en önemli özelliği düşük özgül ağırlık ve özgül elastisite modülleridir. Bu malzeme rokete önemli ölçüde ağırlık kazancı sağlayacak bunu yaparken ise yorulma, çatlama, kırılma, eğilme, çekme gibi mekanik özelliklerinden kayıp vermeyecektir.
Üretim Yöntemleri	:	Elyaf sarma yöntemi ile üretim yapılacaktır. Bu yöntem sayesinde özellikleri kontrol altında tutulabilir bir üretim öngörülmüştür. Yine bu yöntem sayesinde, üretim sonrası iç boşlukları gidermek için yapılan vakum torbalamaya gerek duyulmayacaktır. Çünkü elyaf sarma teknolojisi içerdeki hava kabarcıklı, boşluklu yapıyı önemli ölçüde azaltacak ve sürekli bir ürün ortaya çıkaracaktır. Üretim sonrası elde edilecek ürünler bir gün oda sıcaklığında bekletilecek olup ardından 80 derecede 8 saat fırınlama yapılacaktır. Bu sayede ürünün mekanik özelliklerinde iyileştirme yapılmış olacaktır. Bu süreç kullanılan epoksinin mevzuatına göre planlanmıştır. Üretim yöntemi, üniversite bünyesinde bulunması ve işçiliğinin çok az olması nedeniyle takım için önemli bir avantajdır.

Yapısal – Gövde Parçaları

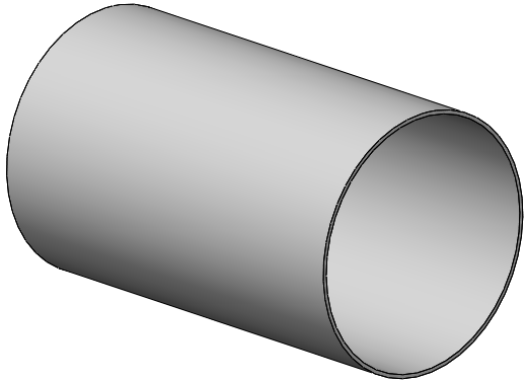
Montajda kullanılacak M4 havşa başlı imbus cıvatalar, roketin aerodinamiği bozulmadan montajlanacak olan elemanların sorunsuz bir operasyonla yerleştirilmesini sağlayacaktır. Öte yandan alyan başlık yapısı sök tak operasyonları sonrası cıvatadaki bozulmaları önleyecektir.

Gövde, cam elyaf filament ve epoksi karışımından oluşan polimer kompozit malzeme olarak üretilecektir. Polimer kompozitte, elyaf oranı arttıkça dayanım artacaktır. Bu üretim için düşünülen karışım oranı (cam elyaf/epoksi) 2:1 olacaktır. Tablodaki kompozit verileri buna göre baz alınmıştır. E camı kullanılma sebebi çok bulunan bir matris malzemesi olmasının yanında bu malzemenin tedariğinin kolay oluşu, maliyetinin ucuzluğu ve istenilen mekanik dayanıma sahip olmasıdır.

Üst gövde içerisindeki barut tabanı üzerine bir adet, alt gövde içerisindeki merkezleme halkası üzerine bir adet olmak üzere toplamda iki adet ray butonu aynı doğrultu üzerinde olacak şekilde yerleştirilecektir. Ray butonları şartnamede belirtildiği gibi bir tanesi motorun ağırlık merkezi ile gövde sonu arasında bulunacaktır. Roketin ağırlık merkezi bu iki ray butonu arasına düşmektedir.

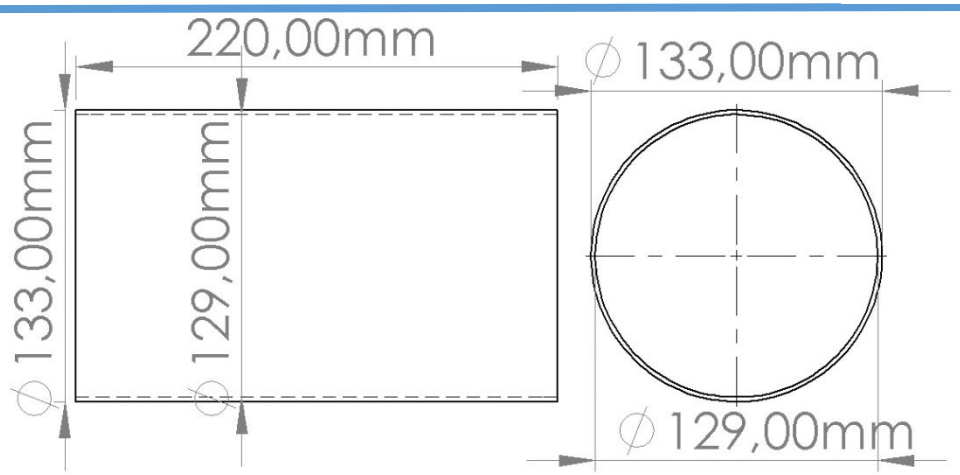
Özellik Malzeme	Özgül Ağırlık gr/cm^3	Çekme Mukavemeti MPa	Elastisite Modülü Gpa	Termal İletkenlik W/(m×K)
E Camı	2.48-2.54	3400- 3600	70 - 80	1.3
Kompozit	1,99	1103	52	0.98

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

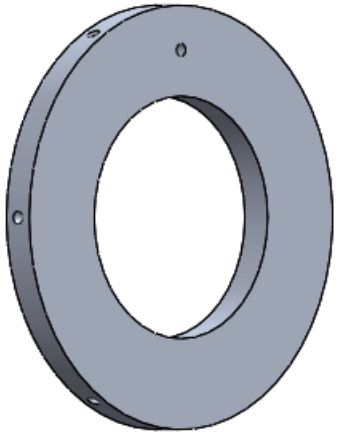


Entegrasyon Gövdesi CAD Görüntüsü

Entegrasyon gövdesi 133 mm çapında 220 mm boyundadır. Alt gövdeye sabitlenecek olup üst gövdeye sıkı geçme olacaktır. Sabitlemede M4 havşa başlı imbus cıvata kullanılacaktır.

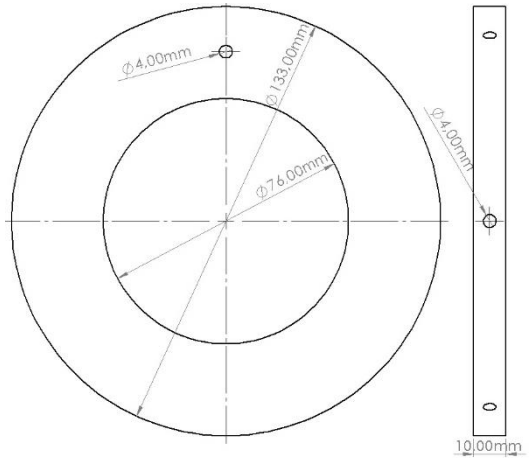


Entegrasyon Gövdesi Teknik Resmi



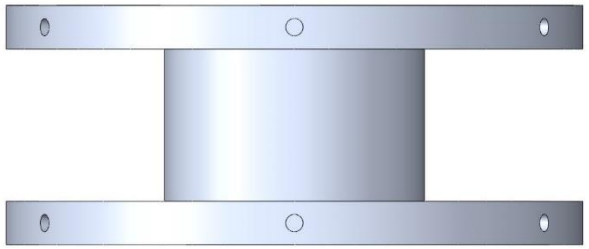
Merkezleme Halkası CAD Görüntüsü

Merkezleme halkası 133 mm dış çapına ve 76 mm iç çapına sahiptir. Merkezleme halkası üzerinde gövde içi basıncı dengelemek üzere 4 mm çapında bir delik açılacaktır. Merkezleme Halkası 6 adet M4 havşa başlı imbus cıvata ile sabitlenecektir.

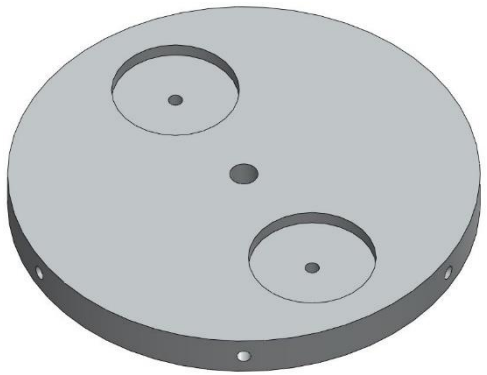


Merkezleme Halkası Teknik Resmi

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



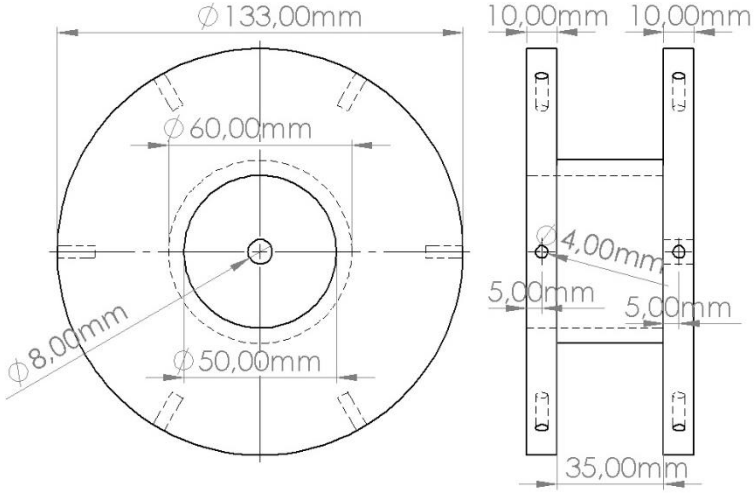
Motor Bloğu
CAD Görüntüsü



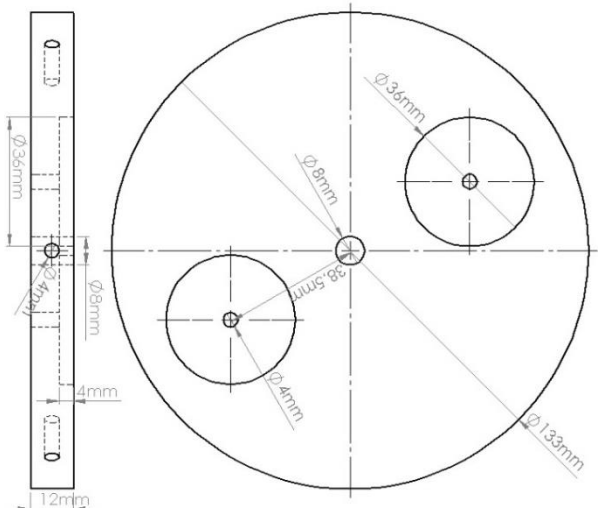
Kurtarma Sistemi Ara Duvarı
CAD Görüntüsü

Motor bloğu, motordan gelen itki alt ara duvarına etki etmektedir. Aradaki blok sayesinde parçanın tamamı bu kuvveti sönümleyecektir. Üstteki duvar ayrıca görev yüküne taban olacaktır. Malzemenin alüminyum oluşu kuvveti sönümleme konusunda avantaj sağlayacaktır. Bu parça CNC torna üzerinde işletilecektir.

Kurtarma sistemi ara duvarı, aviyonik kutusunu koruyacak ve kurtarma sistemine taban görevi yapacaktır.



Motor Bloğu
Teknik Resmi



Kurtarma Sistemi
Ara Duvarı
Teknik Resmi

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

Ara Duvar ve Merkezleme Halkası Malzeme ve Üretim Yöntemi Bilgileri		
Özellik		**Kapsam**
Malzeme Bilgileri	:	Gövde içi destek elemanları (ara duvar ve merkezleme halkası) hafifliği ve yeterli dayanımı nedeniyle 6061 alaşım alüminyumdan imal edilecektir. Alüminyum 6061 sünek bir malzeme olup üzerine gelen yükü tolere edebilecek bir yapıdadır. Roketin çıkacağı irtifa koşulları göz önüne alınarak bu parçaların üzerine gelecek yükleri sönümleyecek yapıda olduğu düşünülmüştür. Öte yandan hafifliği ve ucuz oluşu bizim için temel seçim kriterlerinden olmuştur.
Üretim Yöntemleri	:	Alüminyum kütükten talaşlı imalat yöntemiyle işletilmesi, alüminyum için en uygun üretim yöntemi olarak düşünülmüştür. Bu yöntem bizim için uygun maliyette ve ulaşılabilir bir yöntemdir. Öte yandan el işçiliğine duyulan ihtiyacın az olması ve zaman açısından da diğer yöntemlerden avantajlıdır.

Entegrasyon Gövdesi Malzeme ve Üretim Yöntemi Bilgileri		
Özellik		**Kapsam**
Malzeme Bilgileri	:	Entegrasyon gövdesi diğer gövdeler gibi cam elyaf matristen kompozit şekilde üretilecektir. Hafif ve dayanım gücü yüksek olması, sinyal geçirgenliğinin iyi olması, termal direncinin yüksek olması seçimindeki önemli kriterlerdendir.
Üretim Yöntemleri	:	Üretim yöntemi olarak filament sarma yöntemi kullanılacaktır. Bu yöntemle alt gövdeye monte edilmesi düşünülen entegrasyon gövdesinin en az işçilik ile zamandan tasarruf edilerek üretimi yapılacaktır.

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

İlk önce gövde üretimi tamamlanarak teknik resim ile üretilen gövdenin çap farkına göre iç yapısal destek elemanlarına toleranslar verilecektir.

Entegrasyon gövdesi, alt gövdeye M4 havşa başlı imbus cıvatalarla montelenecektir. Üst gövdeye ise sıkı geçme olacak şekilde üretimi yapılması planlanmaktadır. Bunun sebebi kurtarma sisteminde kullanılacak olan basınçlandırma plakasının hem paraşütleri yanmadan koruması hem de entegrasyon gövdesini iterek ayrılmayı kolaylaştırmasıdır.

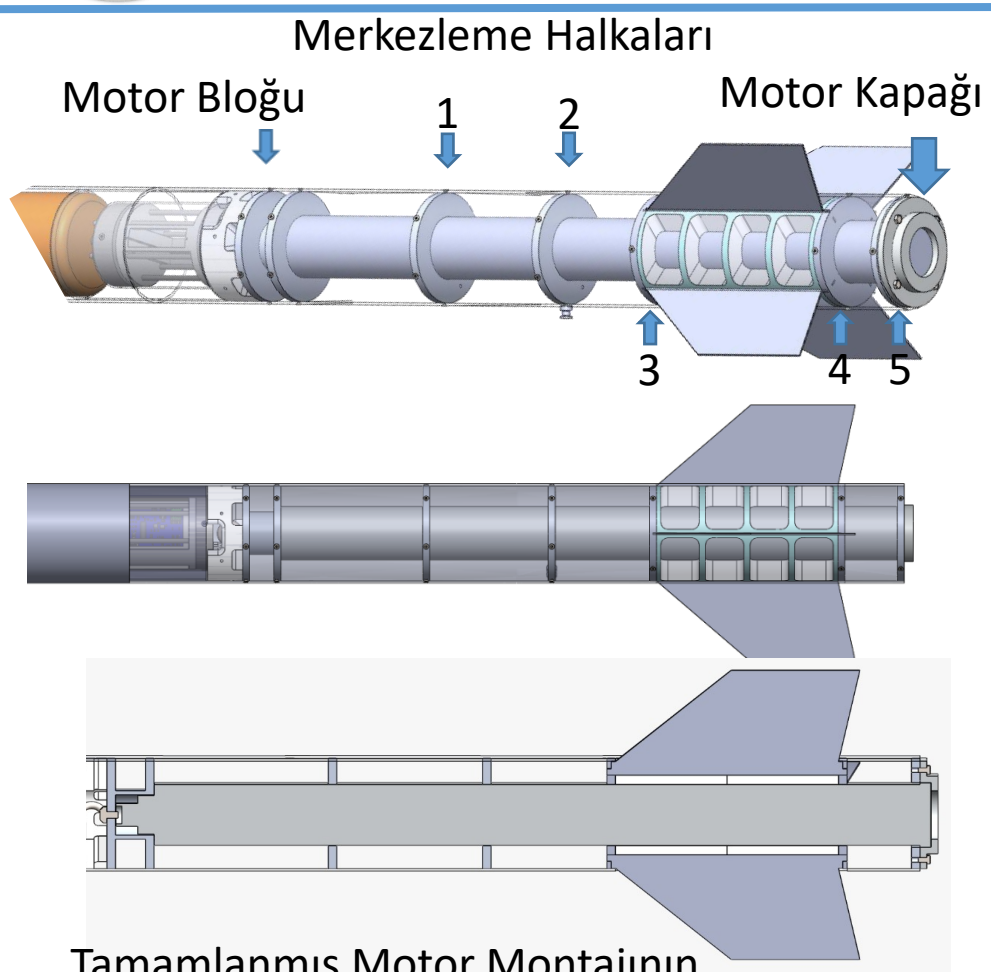
Merkezleme halkası alüminyumdan üretilecek olup alyan başlı M4 cıvatalarla gövdeye sabitlemesi yapılacaktır. Motor sağlayıcısının verdiği teknik resimlere göre motorun sıkı geçme olarak merkezleme halkaları içinden geçebilmesi için iç çapa tolerans verilecektir. Verilecek bu toleransta merkezleme halkalarının merkezindeki çap kayması ihtimali düşünülerek hareket edilmiştir.

Ara duvarlar da aynı şekilde gövdeye M4 cıvata ile sabitlenecektir.

Özellik Malzeme	Özgül Ağırlık gr/cm^3	Çekme Mukavemeti MPa	Elastisite Modülü GPa	Termal İletkenlik W/(m×K)
E Camı	2.48-2.54	3400- 3600	70 - 80	0.043
Kompozit	1,99	1103	52	0.03

Özellik Malzeme	Özgül Ağırlık gr/cm^3	Çekme Mukavemeti MPa	Elastisite Modülü GPa	Termal İletkenlik W/(m×K)
AA 6061 T6 Alüminyum	2.710	205 - 245	70	167

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

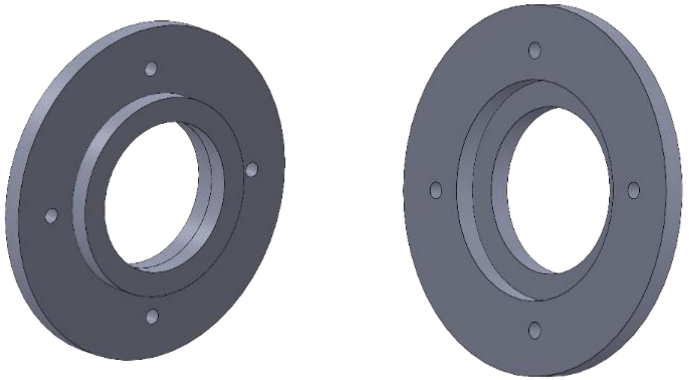


Tamamlanmış Motor Montajının Kesitli CAD Görüntüsü

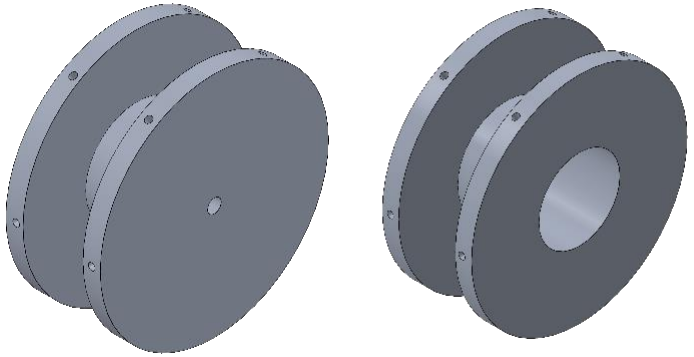
Roket motorunun alt gövdeye şartname gereği son olarak yerleştirilmesi hedeflenmiştir ve bu hedef doğrultusunda tasarım yapılırken roket motorunun alt gövdeye kolay, hızlı ve sağlam bir şekilde yerleştirilebilmesine dikkat edilmiştir. Atış alanında yarışma komitesi tarafından temin edilecek olan motor, sabitlenmiş olan merkezleme halkalarından ve kanat sabitleyicisi içinden geçerek sondaki motor bloğuna temas edecektir. Toplam 5 adet merkezleme halkası bulunmaktadır. Merkezleme halkalarında oluşabilecek merkez kayması durumunda motorun ileri kapatma (forward closure) parçasının tam oturmama ihtimali vardır. Bu yüzden motorun ön kısımdan cıvata atılmayacaktır. Bunun yerine bu parçanın oturması için uygun tolerans değerine sahip motor bloğu kullanılacaktır. Böylelikle kolay ve hızlı montaj yapılacaktır. Motor bloğu, motorun oluşturduğu itki kuvvetine maruz kaldığı için blok üzerinde analizler yapılmıştır ve analizlere uygun tasarım yapılmıştır.

Roket motorunu alt gövdede güvenli tutmak için motor kapağı kullanılacaktır. Motor kapağı, en arkada bulunan merkezleme halkasına 4 adet M6 cıvata kullanılarak sabitlenecektir. Motor ile motor kapağı arasında boşluk kalması durumunda araya ince bir plaka yerleştirilecektir.

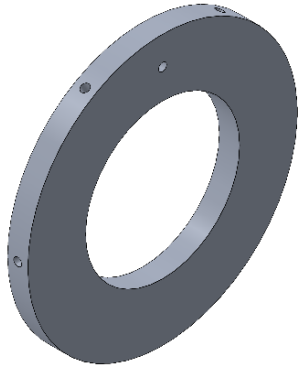
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



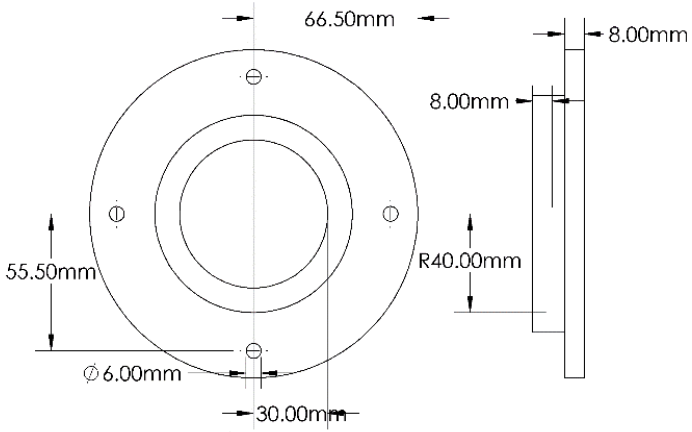
Motor Kapağı CAD Görüntüsü



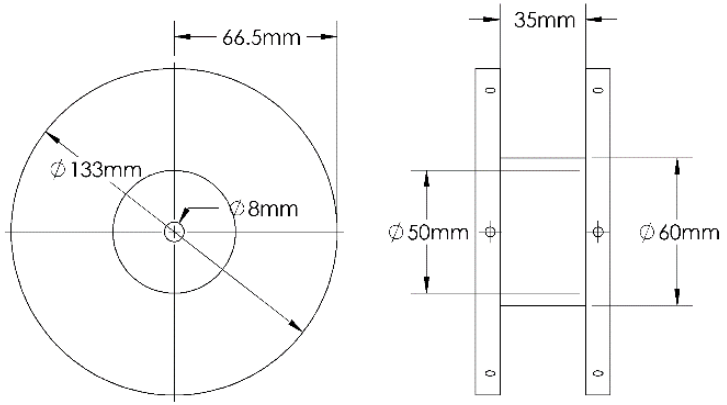
Motor Bloğu CAD Görüntüsü



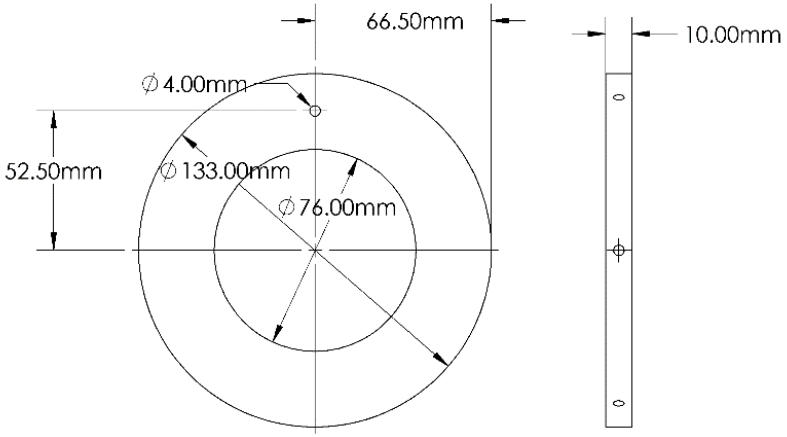
Merkezleme Halkası CAD Görüntüsü



Motor Kapağı Teknik Resmi



Motor Bloğu Teknik Resmi



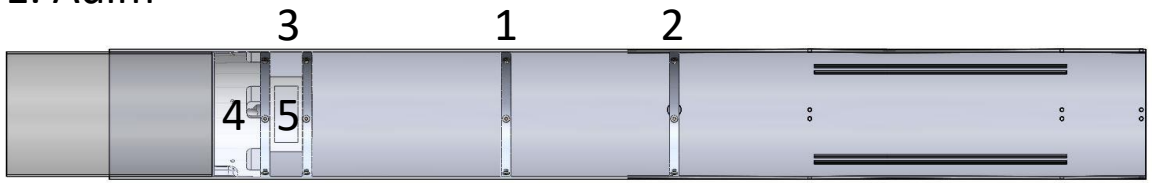
Merkezleme Halkası Teknik Resmi

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

Parça	Parçanın İşlevi	Malzeme Bilgisi	Üretim Yöntemleri
Motor Bloğu	Motor bloğu, motordan gelen yüksek itki kuvvetini karşılamaktadır ve kuvveti eşit bir şekilde cıvatalar ile alt gövdeye paylaştırmaktadır. Motor, motor bloğuna geçirilecektir. Montaj hatası oluşmaması ve motor montajını kolaylaştırmak için motor bloğu uygun tolerans ile üretilecektir.	Motor bloğunun malzemesi, yeterli dayanımı, düşük yoğunluğu ve sünek yapısı sayesinde yükleri absorbe edebilmesi sebebiyle alüminyum 6000 serisi alaşım seçilmiştir. 6000 serili alüminyum malzemenin sünek özelliği ile gelen itki kuvveti absorbe edip cıvatalara aktaracaktır.	Alüminyum kütük şeklinde tedarik edilecektir. Motor bloğu tasamından dolayı CNC torna / freze ile üretmek kolay olacaktır. CNC tezgahı ile parça üretimin avantajı ise ulaşabilirliği yüksek ve fiyatı uygun olmasıdır.
Motor Kapağı	Motor kapağı , motorun alt gövdede emniyetli ve roket ekseninde (burun-gövde ekseni) sabit bir şekilde durmasını sağlamaktadır.	Motor kapağı malzemesi olarak yeterli dayanımı, düşük yoğunluğu ve termal özellikleri sebebiyle alüminyum 6000 serisi alaşım seçilmiştir. Alüminyumun avantajları olarak temin edilebilir ve işlenebilirliğinin iyi olması, istenmeyen problemlere çözüm sağlayacaktır.	Alüminyum kütük şeklinde tedarik edilecektir. Motor kapağı tasamından dolayı CNC torna / freze ile üretmek kolay olacaktır. CNC tezgahı ile parça üretimin avantajı ise ulaşabilirliği yüksek ve fiyatı uygun olmasıdır.
Merkezleme Halkası	Merkezleme halkası, motora alt gövde içerisinde kılavuz oluşturmasını ve tam ortalı bir şekilde durmasını sağlayacaktır. Motorun alt gövde içerisinde durmasını sağlayacaktır.	Merkezleme halkası malzemesi için yoğunluk ve dayanım kriterlerine bakılarak en uygun malzeme 6000 serili alüminyum seçilmiştir. Alüminyumun avantajları olarak temin edilebilir ve işlenebilirliğinin iyi olması, istenmeyen problemlere çözüm sağlacaktır.	Alüminyum kütük şeklinde tedarik edilecektir. Merkezleme halkası diğer parçalar ile eş zamanlı ve beraber üretmek için CNC torna/freze seçilmiştir.

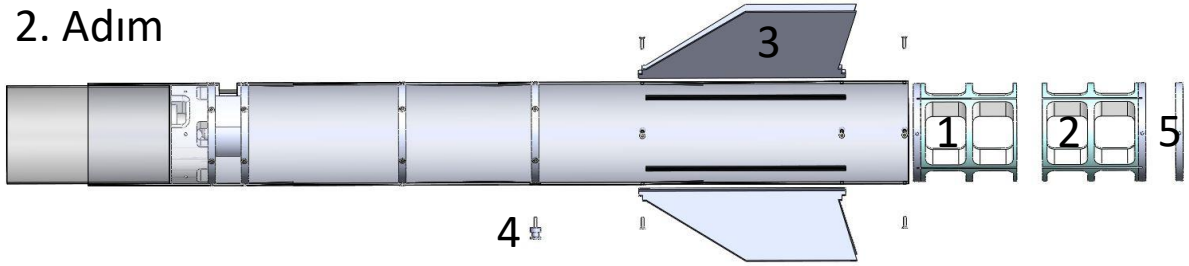
Roket Montaj Stratejisi

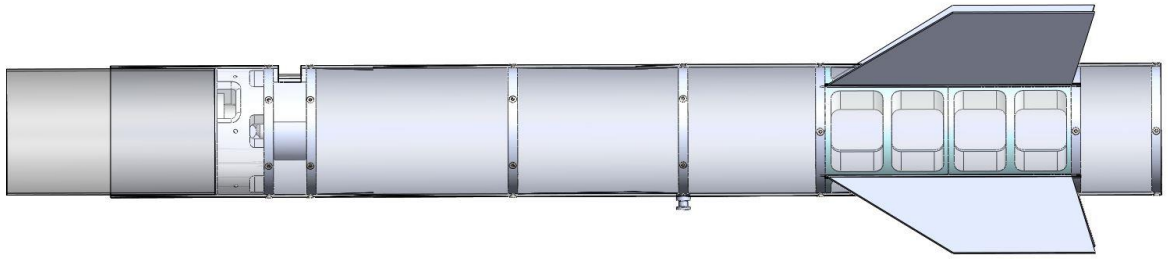
1. Adım



Alt gövdeye ilk olarak 2 tane merkezleme halkası sırasıyla takılacaktır ve 6 adet M4 havşa başlı imbus cıvata ile sabitlenecektir. Görseldeki 3 numaralı motor bloğu da alt ve üst parçaya altışar tane olmak üzere toplam 12 adet M4 havşa başlı imbus cıvata ile sabitlenecektir. Motor bloğu montajlandıktan sonra 4 numaralı görev yükü tabanı ve alt gövde mapası yerleştirilecektir. 1. adımın sonunda entegrasyon gövdesi perçinlerle alt gövdeye sabitlenecektir. (5 numarada motor bloğu üzerinde yer alan altimeter two kutusu gösterilmektedir.)

2. Adım

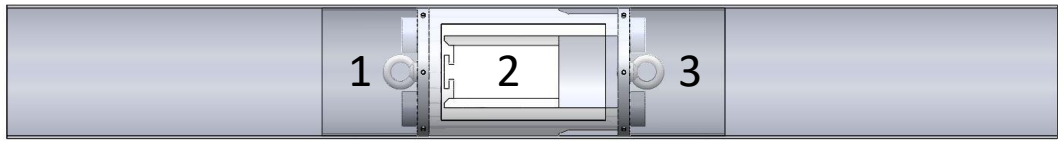




Kanatçık montajında kanat sabitleyicisi gövdeye geçirilecektir. Kanatçıklar gövdede açılan deliklerden kanat sabitleyicisine yerleştirilicek ve kanatçıklar ön tarafa doğru ileri itilecektir. Kanatçıkların ucu merkezleme halkasında açılan yuvaya geçecektir. Kanatçık montajının devamında alt gövdede yer alan ray butonu ve motor kapağının tutacak olan merkezleme halkası M4 havşa başlı imbus cıvata ile yerleştirilecektir. Alt gövdeki ilk 2 adım tamamlandıktan sonra üst gövdenin montajına başlanacaktır.

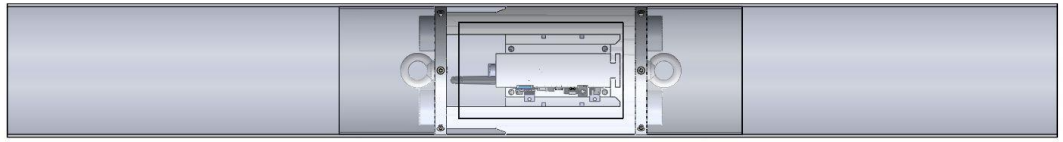
Roket Montaj Stratejisi

3. Adım



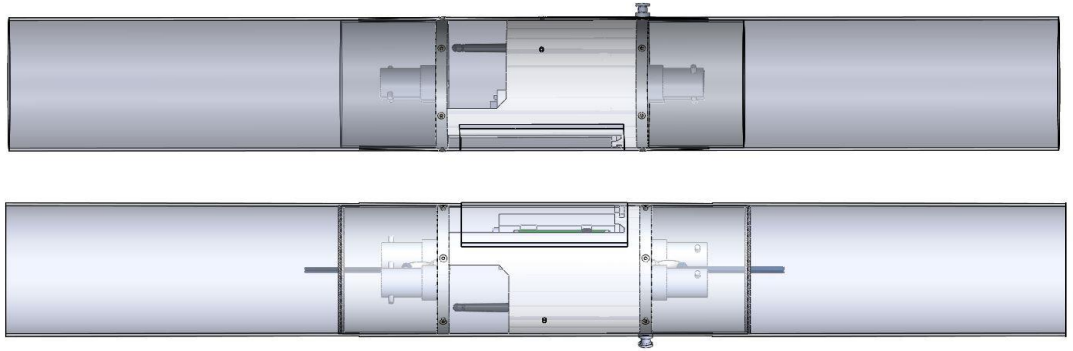
Üst gövde montajına üzerinde ara duvar, iç destek gövdesi, mapa ve bağlantı arayüzü parçasından oluşan kendi içinde montajı yapılmış kurtarma sistemi ve içi boş aviyonik bölmesinin montajı ile başlanacaktır. Ara duvarlar 6 adet, aviyonik bölmesi 3 adet M4 havşa başlı imbus cıvata ile gövdeye sabitlenecektir.

4. Adım



Aviyonik sistemler üzerine yerleştirilmiş aviyonik kutusu ve piller aviyonik bölmesine yerleştirilerek M3 cıvatalar ile aviyonik bölmesine montajlanacaktır. Kurtarma sistemini tetikleyecek olan kablo tesisatı hazırlanacaktır.

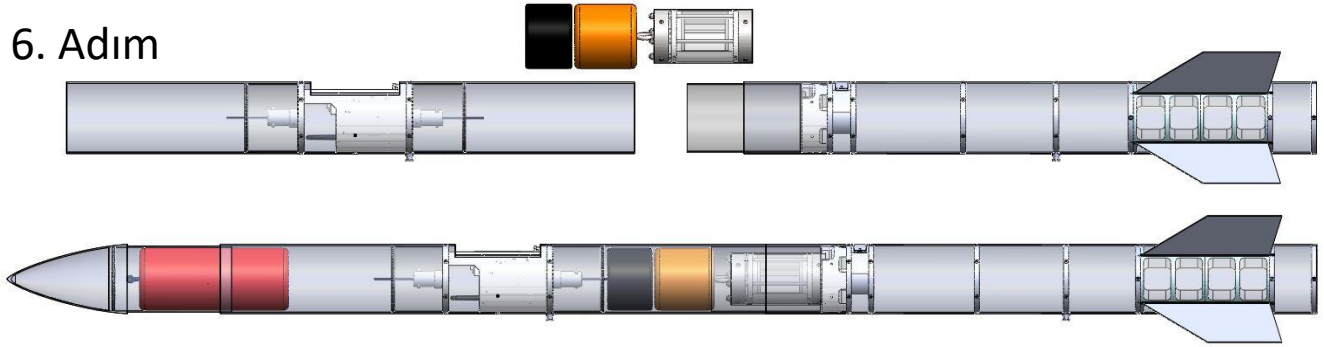
5. Adım



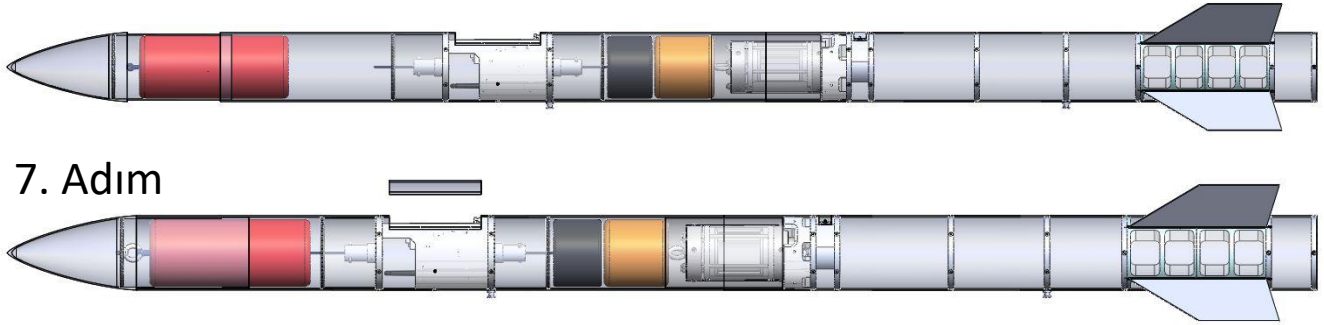
Bir sonraki adımda içinde barut bulunan piroteknik kapsüller gerekli etiketler alındıktan sonra yarışma heyetinden teslim alınarak bağlantı arayüzüne oturtulacak ve kabloları takılacaktır. Sonrasında şok kordonu ve basınçlandırma plakası yerleştirilecektir. Karabina kullanılması sayesinde bağlantı kolayca takılıp çıkarılabilecektir. Ayrıca paraşütlerin daha sonradan ayrı olarak yerleştirilmesine olanak sağlayacaktır.

Roket Montaj Stratejisi

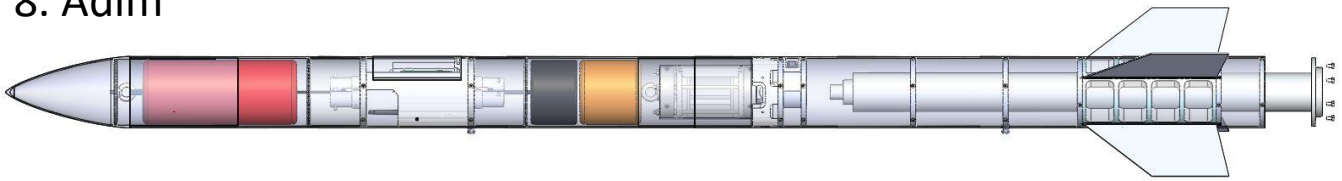
6. Adım



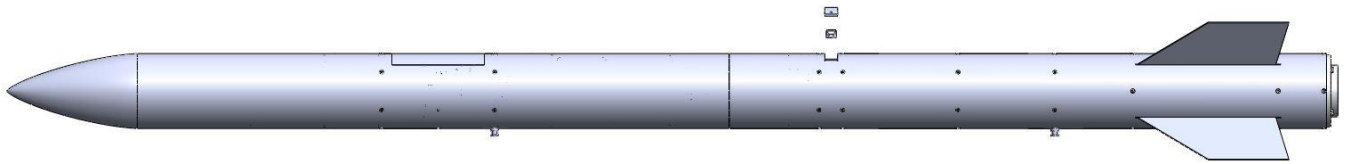
7. Adım



8. Adım



9. Adım



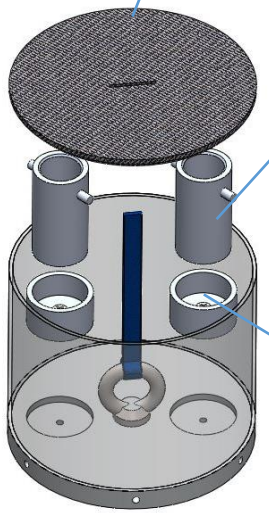
Bu adımda görev yükü alt gövdedeki sabitleme tabanına oturtulacak ve bağlantıları yapılmış sürükleme paraşütü, görev yükü paraşütü gövdeler içerisine yerleştirilerek gövdeler birbirine entegrasyon gövdesi sayesinde sıkı geçme olarak sabitlenecektir. Daha sonra bağlantıları yapılan ana paraşüt burun omuzluğu içerisine yerleştirilecek ve burun konisi sıkı geçme olarak gövdeye oturtulacaktır.

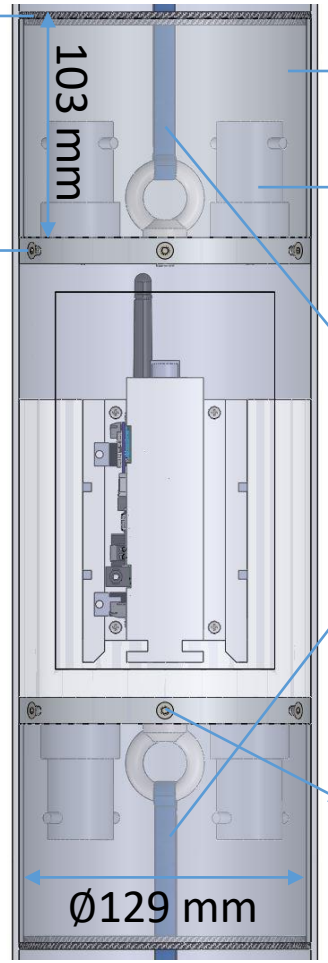
Aviyonik kapağı kapatılarak sistemlerin montajı tamamlanmış ve en son yerleştirilecek olan motorun montajlanmasına hazır hale getirilecektir.

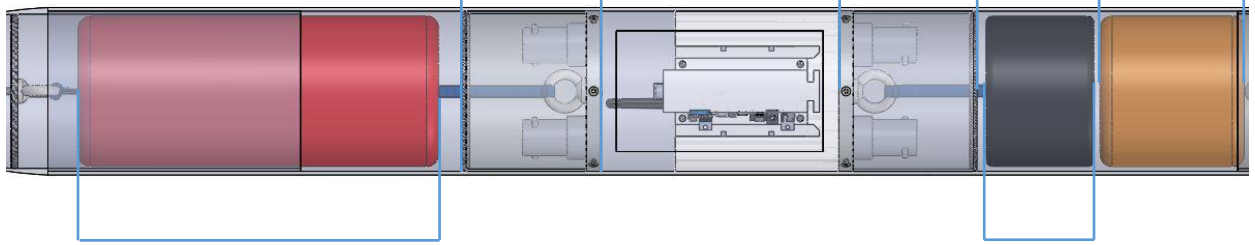
Genel montaj tamamlandıktan sonra son olarak motor yerleştirilerek montaj tamamlanacaktır. Motor montajı motor bölümü yansılarında ayrıntılı olarak anlatılmıştır.

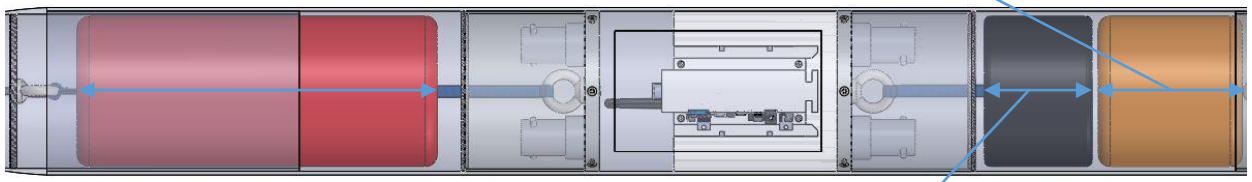
Atış rampasına gidildiğinde verilecek kısa süre içinde altimeter two montajının yapılması ve aviyonik sistemlerin başlatılması gerektiği düşünülerek motor bloğundaki boşluğa altimeter two yerleştirilecek ve kapağı 2 adet M4 havşa başlı imbus cıvata ile montajı tamamlanacaktır.

Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm









Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Kurtarma Sistemi Stratejisi: Kurtarma işleminin başarı oranını artırmak için piroteknik ayrılma sistemi tercih edilmiştir. Kara barutlu ayrılma sistemi basit yapısı sayesinde hata oranını en aza indirerek kurtarma görevinin başarıyla tamamlama ihtimalini artırmaktadır. Diğer sistemlere göre daha hafiftir. Malzeme maliyeti ve işçilik olarak da daha avantajlıdır. Sistemin güvenliğini sağlamak için barutlu sistemin meydana getireceği kıvılcımların paraşüte zarar vermesini engellemek amacıyla şok kordonu üzerine barutun temas edeceği bölüme yanmaz paraşüt koruma kılıfı yerleştirilecektir. Barut enerjik bir malzemedir dolayısıyla ne kadar az kullanılırsa o kadar güvenlidir. Bu yüzden aşağıda verilen denklem ayrılma sistemi için gerekli barut miktarına karar verilirken kullanılmıştır. Ayrıca basınçlandırma plakası ve burun konisinin kök kenarına ara duvar konularak basınçlandırılacak hacim küçültülerek daha az barut ile daha fazla kuvvet elde edilecek ve sistem güvenliği için yeterli tedbirler alınmış olacaktır. Basıncın gövdeye zarar vermemesi ve sızdırmazlık sağlaması amacıyla ilk basınçlandırılacak alan alüminyum iç gövde ile desteklenecektir. Sistem montajı, piroteknik kapsülün yarışma komitesi tarafından verileceği ve son olarak yerleştirileceği düşünülerek tasarlanmıştır.

Barut Miktarı Denklemi:

$$Kara\ Barut\ Kimyasal\ Gaz\ Denklemi: 10\ KNO_3 + 3\ S + 8\ C \rightarrow 2\ K_2CO_3 + 3\ K_2SO_4 + 6\ CO_2 + 5\ N_2$$

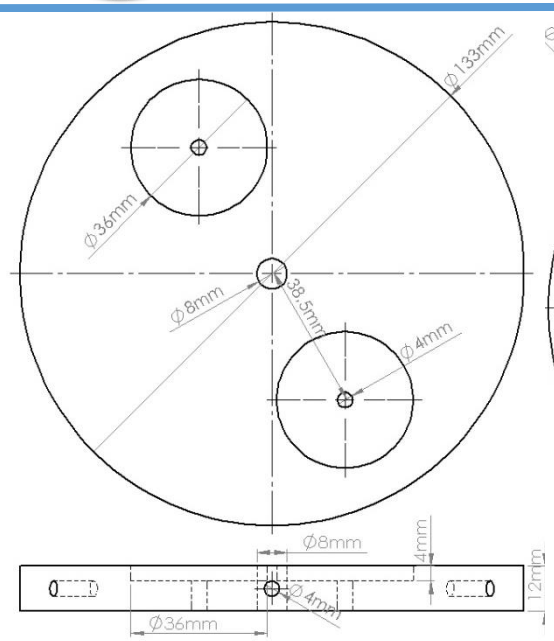
$$İdeal\ Gaz\ Denklemi: PV = nRT\ ,\ V = \frac{\pi D^2 L}{4}\ ,\ n = \frac{PV}{RT}\ ,\ n = \frac{m}{molar\ kütle}$$

Kurtarma Sisteminin Roket içerisinde kaplayacağı hacim: Basınçlandırma plakasının boyutlarının değişmesinden dolayı kurtarma sisteminin yüksekliği ÖTR' ye göre 7 mm kısalmıştır. Roket içinde her bir kurtarma sistemi 103 mm yükseklik ve 129 mm çap değerine sahiptir. Kapladıkları hacim yaklaşık olarak 0.00134 m^3 tür.

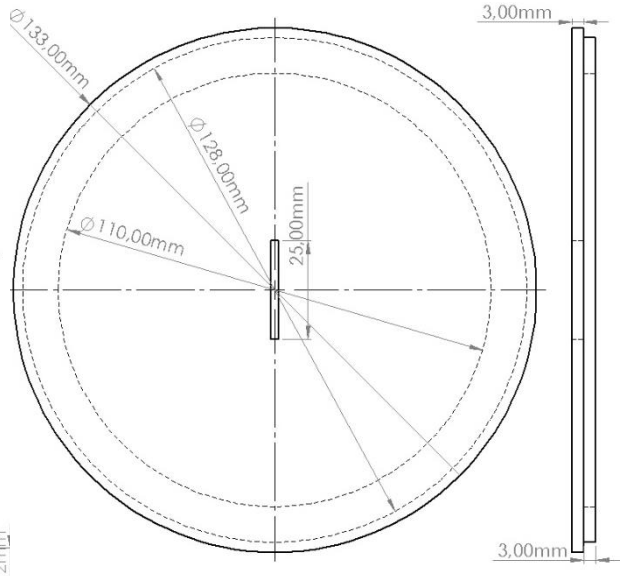
Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Parça	Parçanın İşlevi	Malzeme Bilgisi	Üretim Yöntemleri
Kurtama Sistemi Tabanı (Ara Duvar)	Piroteknik kapsüllere taban görevi yapmaktadır ve aviyonik sistem bölmesini basınçtan korumak için kullanılacaktır. Parça üzerinde kapsüllerin oturacağı kısımlara oyuk açılarak kapsül bağlantı elemanında kullanılan cıvatanın kesilmeye maruz kalması engellenecektir.	Alüminyum 6061 Alaşımdan üretilecektir. Alüminyum 6000 serisi sünek yapısı sayesinde patlama anında basınçtan dolayı oluşabilecek yükleri absorbe edebilecek olması sebebiyle diğer alaşımlara göre avantajlıdır. Tedarik edilebilirliği kolaydır.	Alüminyum kütük torna tezgahında işlenecektir. Daha sonra kapsüllerin oturacağı oyuğun açılması için freze tezgahında parmak freze ile işlenecektir. Döner tabla ile gövde bağlantısı ağlayacak yandaki 6 adet cıvata deliklerinin arasının tam 60 ° olması sağlanacaktır.
İç Destek Gövdesi	Patlama anında barut tabanı gövde bağlantısı arasında sızıntı oluşumunu engelleyecektir. Basıncın gövdeye zarar vermemesi için destek gövdesi olarak kullanılacaktır.	Alüminyum 6061 Alaşımdan üretilecektir. Alüminyum 6000 serisi sünek yapısı sayesinde patlama anında basınçtan dolayı oluşabilecek yükleri absorbe edebilecek olması sebebiyle diğer alaşımlara göre avantajlıdır. Tedarik edilebilirliği kolaydır.	Alüminyum boru torna tezgahında işlenecektir. İşlenen parça ve barut tabanı arasına dış taraftan alüminyum kaynağı atılacak ve sızdırmazlık sağlanacaktır. Gövde içine tam olarak yerleştirilebilmesi için kaynaklana kısım tekrardan tornalanacaktır.
Piroteknik Kapsül	Barutun patlatılması ve basınç oluşturularak kurtarma sisteminin çalışması için kullanılacaktır.	Yarışma komitesi tarafından sağlanacaktır. Testlerde kullanılacak olan kapsüller Alüminyum 7075 Alaşımdan üretilmiştir.	Yarışma komitesi tarafından sağlanacaktır. Testlerde kullanılacak olan kapsüller torna tezgahında alüminyum kütükten işlenmiştir.
Basınçlan-dırma Plakası	Basınçlandırma plakası kullanılarak basınçlandırılacak hacim küçültülecek ve daha az barut ile daha fazla kuvvet elde edilecektir. Barutun patladığı alan ve paraşütler arasında yer alarak paraşütleri patlamadan koruyacaktır.	Karbon Fiber 245 gr/m^2 kumaş kullanılacaktır. ÖTR' de PLA olarak üretilmesi planlanan parçanın sıcaklıktan etkilenmemesi için karbon fiber kompozit olarak üretilmesi kararlaştırılmıştır.	Karbon fiber kumaş el yatırma yöntemi kullanılarak üretilecektir. Daha sonra vakum torbalama prosesi uygulanacak ve epoksi dağılımı homojen hale getirilecektir.

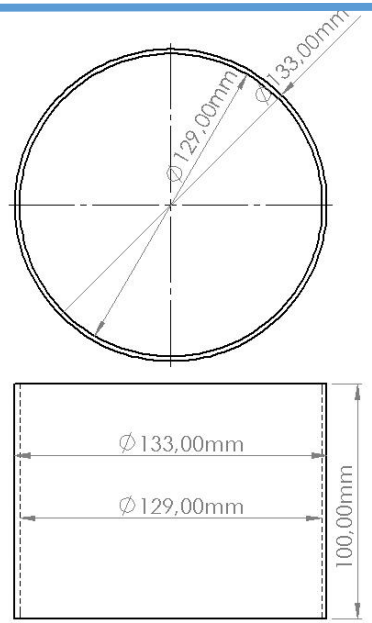
Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi



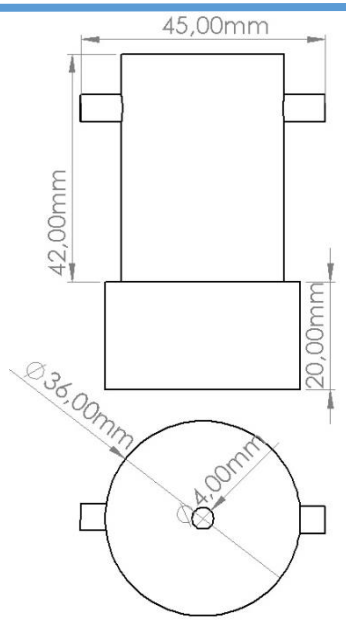
Kurtarma Sistemi Tabanı Teknik Resmi



Basınçlandırma Plakası Teknik Resmi



İç Destek Gövdesi Teknik Resmi



Piroteknik Kapsül Teknik Resmi

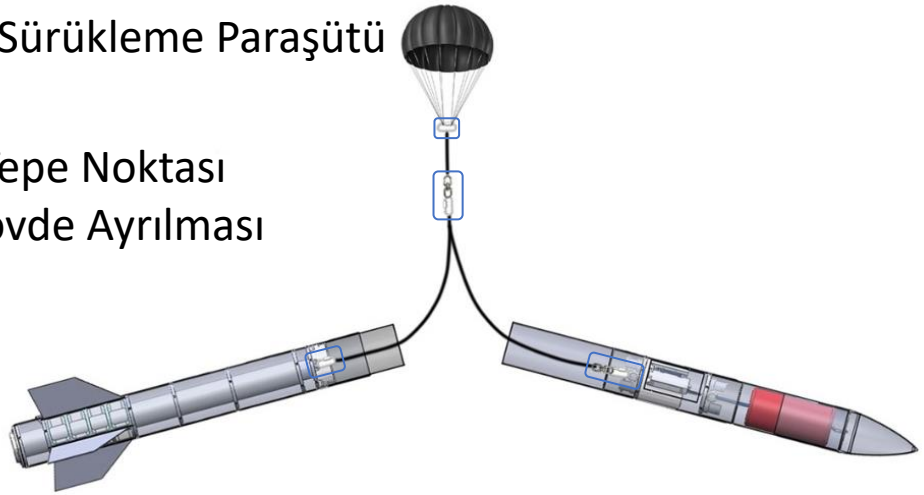
Görsel 1. Üretilmiş Prototip Kurtarma Sistemi

Görsel 2. Prototip Piroteknik Kapsül

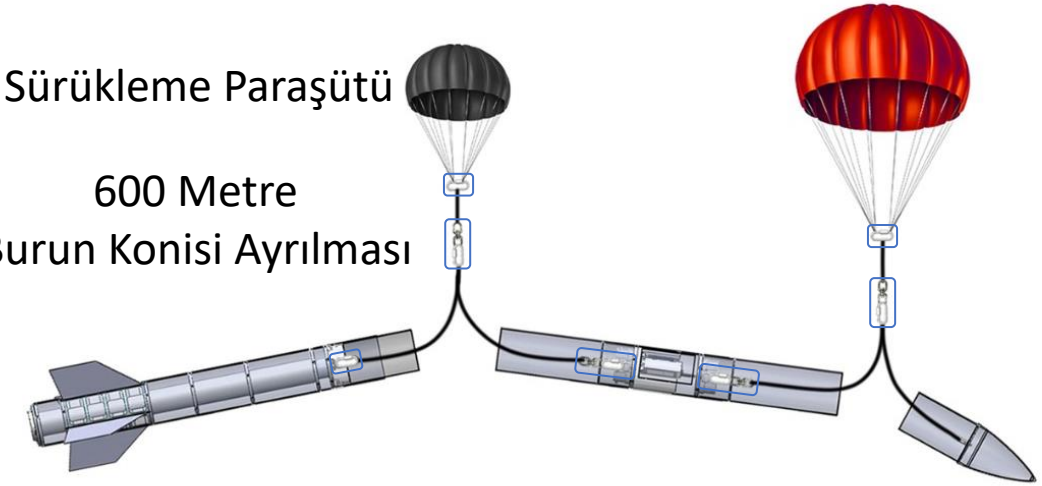
Görsel 3. Prototip Basınçlandırma Plakası

Özellik / Malzeme	Özgül Ağırlık gr/cm^3	Çekme Mukavemeti MPa	Elastisite Modülü GPa	Termal İletkenlik W/(m K)
AA 6061 T6 Alüminyum	2.710	205-245	70	167

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi



1. Ayrılma: Tepe noktasına ulaşıldığında ana bilgisayarda irtifa, yunuslama açısı ve dikey hız şartları sağlandığında ya da ticari bilgisayar EasyMini irtifa şartını sağladığında aviyonik sistemlerden gelen komut ile piroteknik kapsüldeki fünye tetiklenerek barutun tutuşmasını sağlar. Piroteknik sistemin çalışmasıyla birlikte gövdeler ayrılır. Sürükleme paraşütü ve görev yükü serbest kalır.



2. Ayrılma: 600 metre irtifaya gelindiğinde aviyonik sistemlerden gelen komut ile piroteknik burun konisi ayrılma sistemi tetiklenir. Burun konisinin ayrılmasıyla birlikte ana paraşüt serbest kalır.

(Görsellerde karabina, fırdöndü ve mapaların nerelerde kullanılacağı ayrıntılı olarak gösterilmiştir.)

Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

- Kurtarma sistemi tasarımında piroteknik (kara barutlu) ayrılma sistemi kullanılmaktadır. Sistem ile ilgili detaylar belirtilmiştir. Şartnamenin ‘’3.2.2.8’’ numaralı maddesi gereğince, sistem montajı piroteknik kapsülün yarışma komitesi tarafından verileceği ve son olarak yerleştirileceği düşünülerek tasarlanmıştır.
- Literatürde yaklaşık 4 inç çapa sahip olan bir roketin ayrılması için önerilen 10-15 PSİ basınç aralığı kabul edilmiştir. [1]
- 1. Ayrılma sisteminde gövde ayrılması için basınçlandırılacak hacim, üst gövdedeki piroteknik kapsüllerin montajlandığı ara duvar ve alt gövdedeki görev yükü tabanı arasındaki hacim olarak kabul edilmiştir.
- 2. Ayrılma sisteminde burun konisi ayrılması için basınçlandırılacak hacim, burun konisi ara duvarı ve piroteknik kapsüllerin montajlandığı ara duvar arasındaki hacim olarak kabul edilmiştir.
- Burun ara duvarının konumunun değişmesinde dolayı hacim değişimi olmuştur. Dolayısıyla barut miktarları tekrar hesaplanmıştır. Her iki ayrılma sistemi için de yapılan testler ile hesaplanan basınç miktarının ayrılma için yeterli olduğu gözlemlenmiştir.

Sürükleme paraşütünün açılması ve Görev yükünün bırakılması için gövdeler birbirinden ayrılacaktır. Gövde ayrılması için gereken barut miktarı: 3.73 gram

Ana paraşüt açılması için burun konisi ayrılacaktır. Burun konisi ayrılması için gereken barut miktarı: 2.98 gram

Ayrılma	Basınçlandırılacak hacim çapı (mm)	Basınçlandırılacak hacim (m^3)	Ulaşılmak istenen basınç (Bar)
1. Ayrılma	133	0.0082	1.034
2. Ayrılma	133	0.0066	1.034

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1.1

Birçok farklı paraşüt tipi araştırmaları sonucunda sağladığı avantajlar sebebiyle Pull Down Apex paraşüt tipine karar verilmiştir. Paraşüt açılma süresinin kısalığı, açıldığı anda oluşan şok kuvvetine karşı dayanımının yüksek olması ve düşük çöküş oranı sayesinde yüksek stabilite göstermesi bu seçimde göz önünde bulundurulan önemli avantajlardan olmuştur. Ayrıca paraşüt dilim sayısının fazla oluşu oluşan kuvveti bütün ipler üzerinde eşit dağıtarak dayanımın artmasını sağlar.

Paraşüt Üretimi ve Katlama

- Uygun iniş hızı aralıklarından yola çıkılarak paraşüt çapları hesaplanmıştır. Bulunan çap uzunlukları doğrultusunda paraşüt dilim sayılarına karar verilmiştir. Yine çap uzunluğundan yola çıkılarak tahliye deliği çaplarının uzunlukları hesaplanmıştır. Yapılan araştırmalar sonucu bu uzunluğunun her paraşüt için paraşüt çapının 1/10'u oranı uzunluğunda olmasına karar verilmiştir [2]. Her paraşüt için ayrı ayrı belirlenen bu parametreler yardımıyla paraşüt dilimlerinin kalıpları oluşturulmuştur.
- Birleştirme sırasına yüzey alanı kaybı yaşanmaması için kumaşlar kalıpların etrafından 2cm'lik dikiş payı bırakılarak kesilmiştir. Birleştirme sırasına önce paraşüt dilimleri birleştirilerek paraşütün ana hatları oluşturulur. Daha sonra bu dikiş paylarının üzerine paraşüt ipleri yerleştirilerek zikzak dikiş yöntemiyle sağlamlaştırılır. Bu yöntem sayesinde paraşüt ve paraşüt ipleri diğer birleştirme yöntemlerine göre en az hasarı alırken aynı zamanda en yüksek dayanıma ulaşmış olur.
- Paraşüt iplerinin ucalarını birleştirmek için daha sağlam bir yöntem olduğu için karabinalarla yapılmıştır. Daha sonra bu karabinalar da fırdöndülerle birlikte şok kordonlarına eklenerek paraşüt tamamlanmış olur.
- Paraşütlerin rokete düzgün yerleştirilmesi, paraşüt iplerinin dolaşmaması ve patlama anında sonra mümkün olan en kısa sürede açılması için paraşüt katlama tekniği uygulanacaktır.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1.2

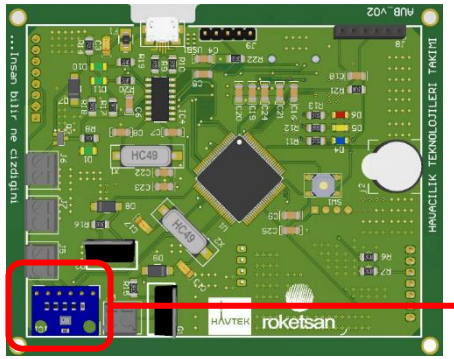
Paraşüt Detayları Tablosu			
Parametreler	Sürüklemee Paraşütü	Ana Paraşüt	Görev Yükü Paraşütü
Açık Çap	100 cm	290 cm	160 cm
Katlanmış Çap	13 cm	13 cm	13 cm
Kubbe Deliği Çapı	10 cm	29 cm	16 cm
Renk	Siyah	Kırmızı	Turuncu
Kütle	107,6 g	484,4 g	176,4 g
Paraşüt İpi Boyu	115 cm	334 cm	184 cm
Şok Kordonu Uzunluğu	560 cm	375 cm	50 cm
Dilim Sayısı	10	10	8
Yer Çekimi İvmesi	9.794 m/s^2	9.802 m/s^2	9.794 m/s^2
Aktifleştiği İrtifa	3063 m	600 m	3063 m

- Kimyasallara karşı dayanıklılık ve hava geçirmezlik gibi avantajlarının yanı sıra örgü tekniği sayesinde aşınma ,yırtılma ve esneme gibi durumlara karşı yüksek dayanıklılığa sahip olması sebebiyle Ripstop Nylon kumaş tercih edilmiştir.
- Şok kordonunun paraşütler açıldığı anda oluşan şok kuvvetini sönümlemesi için yüksek çekme kuvveti dayanımına sahip bir malzemede olması gerekmektedir. Bu durum göz önünde bulundurularak perlon şok kordonu tercih edilmiştir. Kurtarma sisteminin aktive olmasıyla açığa çıkan yüksek sıcaklıktan dolayı şok kordonunun etkilenmemesi için koruyucu kılıf kullanılacaktır.
- Mapalar şartnameye uygun olarak döküm çelik kullanılacaktır. Şok kordonu ile gövde parçaları ve şok kordonu ile görev yükü arasındaki bağlantıyı sağlayacak toplamda 5 adet mapa kullanılacaktır.
- Fırdöndü ve karabinalarda, mapalarda olduğu gibi döküm çelik tercih edilecektir. Gövde ve paraşüt iplerinin şok kordonlarıyla birleşim noktalarında ve şok kordonuyla faydalı yükün birleşim noktasında olmak üzere toplamda 4 adet fır döndü ve 7 adet karabina kullanılacaktır.

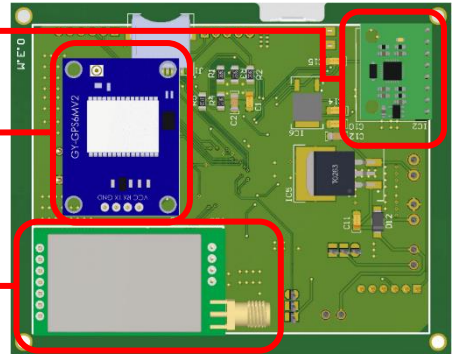
Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1.3

Roket içerisinde ana uçuş bilgisayarı, ticari uçuş bilgisayarı ve yedek haberleşme bilgisayarı bulunmaktadır. Bilimsel görev yükü unsuru içerisinde ise Görev Yükü bilgisayarı bulunmaktadır. Görev Yükü bilgisayar kartından bir adet, Yedek Haberleşme bilgisayarı ile gerinim ölçme görevi haricinde aynı görevlere sahip olmasından kaynaklı yedek haberleşme bilgisayarı olarak da kullanılacaktır.

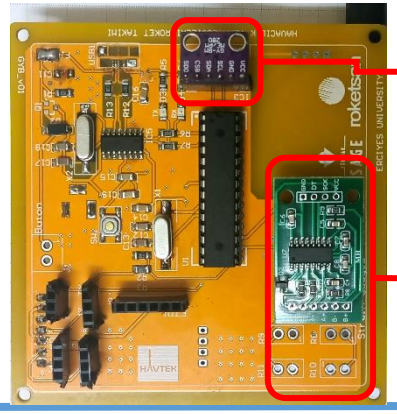
Ana Bilgisayar Ön Yüzey



Ana Bilgisayar Arka Yüzey



Görev Yükü Ön Yüzey



Görev Yükü Arka Yüzey

Kurtarma Sistemleri Konum Belirleme Bileşenleri		
Komponent	Kurtarılacak Unsur	Açıklama
GY-NEO6MV2 GPS (1)	Roket, Bilimsel Görev Yükü	Roket ve görev yükü aviyoniklerinde bilgisayarlarında ihtiyaç duyulan konum bilgisini sağlamaktadır.
E32 433T30D – RF Modülü (2)	Roket, Bilimsel Görev Yükü	Roket ve görev yükü aviyoniklerinde, anlık irtifa, uçuş durumu ve konum bilgisini yer istasyonuna iletmektedir.
BMP280 Basınç Sensörü (3)	Roket, Bilimsel Görev Yükü	Ana uçuş bilgisayarında kurtarma algoritması için ve görev yükü için irtifa, nem, sıcaklık verilerini ölçmektedir.
Strain Gauge Gerinim Ölçer (4)	Bilimsel Görev Yükü	Maruz kalınan ivmelerin görev yükünün yapısal parçası üzerindeki etkisini ölçmek amacıyla kullanılmaktadır.
MPU6050 IMU Sensörü (5)	Roket	Ana uçuş bilgisayarında kurtarma algoritması için yunuslama açısını ölçmektedir.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

Şartnamede verilen ‘’3.2.2.2.’’ ve ‘’3.2.2.3.’’ maddelerine göre uygun iniş hızı aralıkları dikkate alınarak önce referans paraşüt çapı hesaplanmıştır [3]. Bulunan referans çap kullanılarak ideal paraşüt çapı hesaplanmıştır. Daha sonra bu değer baz alınarak sırasıyla kanopi yüzey alanı ve paraşüt iniş hızları bulunmuştur. Bulunan bu değerler yandaki denklemler kullanılarak hesaplanmıştır [4]. Bu hesaplamalar yapılırken tepe noktasında sürükleme paraşütünün açıldığı sırada görev yükü de tahliye olduğu için sürükleme ve ana paraşüt için hız hesabı yapılırken görev yükü hesaba dahil edilmemiştir.

$$V = \sqrt{\frac{2 \times W}{A \times C_d \times \rho}}$$

İniş Hızı Denklemi

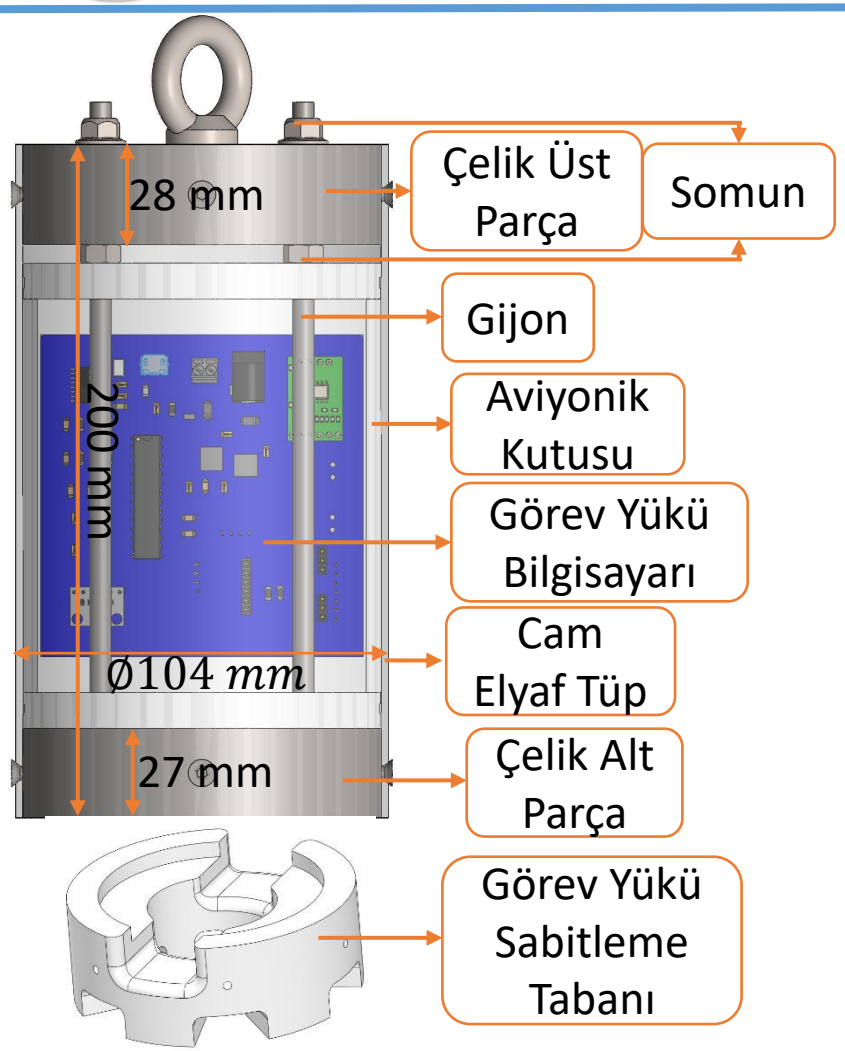
$$A = \frac{\pi \times D^2}{4}$$

Kanopi Yüzey Alanı Denklemi

V: Terminal İniş Hızı
W: Sistem Ağırlığı
A: Kanopi Yüzey Alanı
C_d: Sürükleme Katsayısı
ρ: Hava Yoğunluğu
D: Paraşüt Çap Uzunluğu

Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşıyacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı	Düşüş Hızı (m/s)
Birincil Paraşüt	0.79	18.527	0.8	26.6
İkincil Paraşüt	6.61	18.527	0.8	8.09
Görev Yükü Paraşütü	2.01	4.500	0.8	8.19

Görev Yükü



Görev yükü tepe noktasında hem sürükleme paraşütünü hem de görev yükünü bırakacak olan kurtarma sisteminin iki gövdeyi ayırmasıyla birlikte roketten ayrılacaktır. Görev yükü bilgisayarı üzerinde bulunan GPS modülünden okunan veriler RF vericisi ile yer istasyonuna iletilecektir. Elde edilen GPS verileri ile yük bulunacaktır. Aviyonik bileşenlerini basınçtan korumak amacıyla görev yükünün dış katmanı cam elyaftan üretilecektir. Görev yükünün roket içerisinde sabit olarak kalabilmesi ve tepe noktasında şok kordonu vb. roket bileşenlerine takılmaması ve görev yükünü sabitlemek amacıyla alt gövdeye sabit bir taban tasarımı yapılmıştır. Görev yükünün üstündeki kurtarma ve aviyonik bileşenleri hariç kütlesi şartnameye uygun olarak yaklaşık 4100 gramdır. Görev yükü bilgisayarını başlatacak olan biri gövde üzerinde bulunan, biri görev yükü üzerinde bulunan iki buton ve bu iki buton arasındaki teması sağlayan bir parça kullanılacak şekilde tasarım yapılmıştır. Görev yükü üzerindeki buton altta bulunan çelik taban üzerinde yer alacaktır. ÖTR' deki aviyonik kutusu çiziminin KTR' de değiştirilmesi sebebiyle ağırlık değişmiştir. Şartnameye uygun olarak minimum 4 kg yükü sağlamak amacıyla alt tabanda 2 mm uzama ve bütün görev yükünde 10 mm uzama meydana gelmiştir. Çapta herhangi bir değişiklik yapılmamıştır. Görev yükü bilgisayarının, pilinin ve anteninin daha rahat montajlanabilmesi iki çelik parça arasındaki yük taşıyıcı gijon sayısı ÖTR' de 6 adet iken KTR' de 4 adete düşürülmüştür.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Görsel 4.1

Görsel 4.2

Görsel 4.3

Görsel 4.4

Görsel 4.5

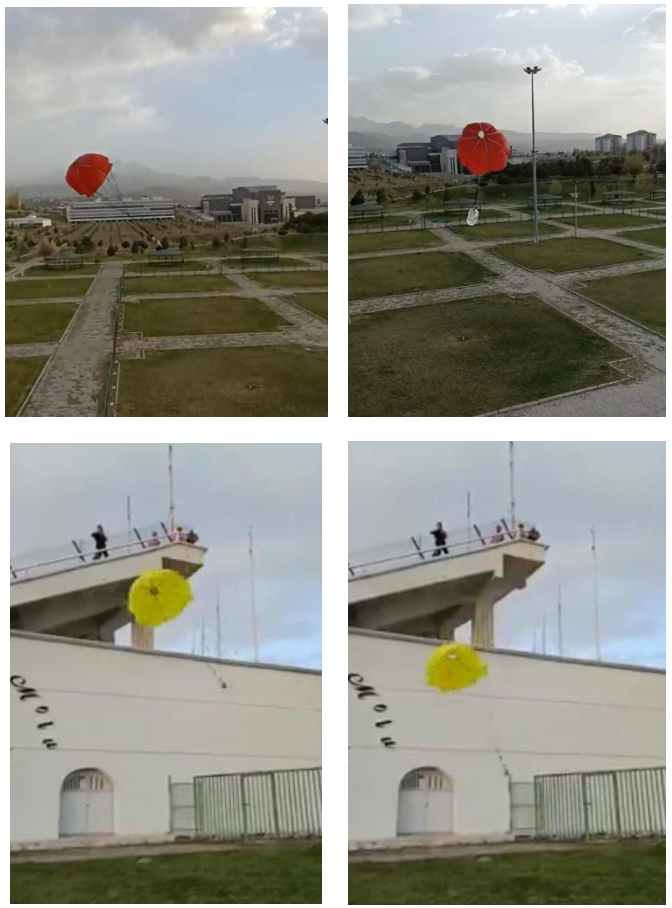
Görsel 4.6

Görsel 4.4’ te görüldüğü üzere testlere toplam 2.2 gram barut ile başlanmıştır. Son testte yaklaşık 2.9 grama kadar çıkılmıştır.

Test için yarışma komitesi tarafında verilen ölçülere uygun olarak görsel 4.1’ de gösterilen piroteknik kapsüller ve bağlantı arayüzleri alüminyumdan üretilmiştir. Kapsül ve arayüz arasında diş bağlantısı bulunmaktadır. Ara duvar ve iç destek gövdesi tornada işletilmiş ve kaynaklanmıştır. M4 cıvata ile bağlantı arayüzü ara duvara sabitlenmiştir. Sistem prototip gövde üzerine montajlanmıştır. Kapsül içerisine yerleştirilen barutu sıkıştırmak için keçe kullanılmıştır. Paraşütlerin zarar görmesini engellemek amacıyla karbon fiberden ve PLA’ dan görsel 4.2’ de gösterilen basınçlandırma plakası prototip seviyede üretilmiştir. Görsel 4.5’ te görüldüğü üzere patlama sırasında basınçlandırma plakası paraşütleri alevden korumuştur. Görsel 4.6’ da görüldüğü üzere burun konisi ayrılma sistemi test başarılı bir şekilde tamamlanmıştır. Paraşütlerde herhangi zarar gözlemlenmemiştir.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Paraşüt Açılma/Fonksiyonellik Testi



Görsel 5.

Paraşüt açılma testi için prototip test paraşütleri kullanılmıştır. Prototip olarak ana paraşüt, sürükleme paraşütü ve görev yükü paraşütü üretilmiştir. Test paraşütü üretilmesinin sebebi kurtarma testleri sırasında testin başarısız olabilmesi durumunda paraşütlerin zarar görebilme ihtimali bulunmaktadır ve ripstop kumaş gibi maliyetli bir malzeme kullanılamaz duruma gelebilir. Bu yüzden test için ana paraşüt çapı 290 cm , sürükleme paraşütü çapı 100 cm olmak üzere düşük maliyetli olması amacıyla polyester kumaş kullanılarak üretim yapılmıştır. Her iki paraşüt için de dilim sayıları 10 ve tahliye deliği çapı her paraşütün kendi çapına bağlı olarak 1/10 oranında yapılmıştır. Bağlantı elemanları için M8 karabina ve M8 mapa kullanılmıştır. Paraşütlerin açılmasını sağlamak için yeterli yükseklik sağlanmış ve uygun kütleli bir prototip test yükü kullanılmıştır. Kurtarma sistemi paraşüt açılma senaryosunun sağlıklı bir şekilde test edebilmesi amacıyla uygun katlama tekniğiyle paraşütler katlanarak test uygulamaya geçirilmiştir. Görsel 5’ te görüldüğü üzere paraşütlerin açılması gerçekleşmiştir. Kullanılan prototip testi yükünün kurtarılışı sağlanmıştır.

Analizler

Analizler	Analiz Programı	Analiz Yöntemi	Analiz Sonucunda Elde Edilen Veriler ve Yorumları
Kurtarma Sistemi Termal Statik Analiz	Ansys Mechanical (Stady State Thermal-Static Structural)	Geometri temizlenerek ve analiz sonucuna etki etmeyen kısımlar silinerek sistem analize hazır hale getirilmiştir. Stady-state Thermal içerisinde malzeme atamaları yapılmış ve kontaktlar düzenlenmiştir. Mesh bağımsızlığı sağlamak amacıyla global mesh ayarlarında element boyutları 3 mm olarak belirlenmiştir. Mesh ayarları içerinde capture curvature ve capture proximity ayarları açılmıştır. Local sizing işlemleri ile detay mesh işlemi tamamlanmıştır. Element sizing ve skewness metrikleri kullanılarak analiz kalitesi incelenmiştir. Mesh işleminin tamamlanmasının ardından Sıcaklık değerleri girilerek analiz çözdürülmüştür. Analiz sonuçları Static Structural modülüne girdi olarak kullanılıp termal genleşmeye bağlı gerilmeler ve deformasyonlar incelenmiştir.	Barutun patlama anında termal genleşmeden dolayı oluşan maksimum Von Mises gerilmesi değeri kapsülün etrafında ara duvar üzerinde 169.2 MPa olarak ölçülmüştür. Maksimum toplam deformasyon 0.5 mm ile bağlantı arayüzünde ölçülmüştür. Analiz kararlı hal durumu olarak modellenmiştir. Zamana bağlı gerçek senaryoda bu değerlere ulaşılmayacaktır. En kötü senaryoda bile elde edilen bu değerler akma dayanımının altındadır. Deformasyon miktarı kabul edilebilirdir.
Kurtarma Sistemi Basınç Analizi	Ansys Mechanical (Static Structural)	Geometri temizlenerek ve analiz sonucuna etki etmeyen kısımlar silinerek sistem analize hazır hale getirilmiştir. Static Structural modülü içerisinde malzeme atamaları yapılmış ve kontaklar düzenlenmiştir. . Mesh bağımsızlığı sağlamak amacıyla global mesh ayarlarında element boyutları 3 mm olarak belirlenmiştir. Mesh ayarları içerinde capture curvature ve capture proximity ayarları açılmıştır. Local sizing işlemleri ile detay mesh işlemi tamamlanmıştır. Element sizing ve skewness metrikleri kullanılarak analiz kalitesi incelenmiştir. Mesh işleminin tamamlanmasının ardından barutun patlama anında oluşan basınç değeri 3 emniyet katsayısı ile çarpılarak yükleme yapılmıştır. Basınç yükünden kaynaklı gerilmeler ve deformasyonlar incelenmiştir.	Maksimum Von Mises gerilmeleri barut tabanı olarak ara duvardaki cıvata deliklerinin alt ve üst kısımlarında 101.05 MPa olarak gözlemlenmiştir. Belirtilen gerilme değeri alüminyum parçanın akma gerilmesinin oldukça alında olup sistem üzerinde herhangi bir riske sebep olmamaktadır. Cıvata deliklerinin alt ve üst kısımları yeterli kalınlıkta olup kesilme durumu gözlemlenmemiştir.

Analizler

Analizler	Analiz Programı	Analiz Yöntemi	Analiz Sonucunda Elde Edilen Veriler ve Yorumları
Motor Bloğu Basma Yükü Analizi	Ansys Mechanical (Static Structural)	Analiz için motor bloğu, gövde parçası ve cıvatalardan oluşan CAD dosyası hazırlanmıştır. Analiz için ön hazırlıklar tamamlanmıştır. Static structural modülü içerisinde malzeme atamaları yapılmış ve kontaktlar düzenlenmiştir. Mesh bağımsızlığı sağlamak amacıyla global mesh ayarlarında element boyutları 5 mm olarak belirlenmiştir. Mesh ayarları içerinde capture curvature ve capture proximity ayarları açılmıştır. Cıvatalarda sweep method kullanılmıştır. Local sizing işlemleri ile detay mesh işlemi tamamlanmıştır. Element sizing ve skewness metrikleri kullanılarak analiz kalitesi incelenmiştir. Mesh işleminin tamamlanmasının ardından motor itkisinden dolayı oluşan basma kuvveti oluşturulan sisteme 3 emniyet katsayısı ile uygulanmıştır. Oluşan gerilmeler ve deformasyonlar incelenmiştir.	Maksimum Von Mises gerilmesi cıvatalar üzerinde 116.59 MPa olarak ölçülmüştür. Motorun temas ettiği ara duvarın cıvata bağlantılarına gelen kesme gerilmeleri motor bloğunda bulunan 12 adet cıvata sayesinde risk teşkil etmemektedir. Yük cıvatalar üzerine dağılmıştır. Maksimum toplam deformasyon 0.08384 mm ile faydalı yükün oturduğu üst ara duvarın ortasında oluşmuştur. Gözlemlenen deformasyon miktarı oldukça küçük olup güvenlidir.
Kanatçık Çekme Analizi	Ansys Mechanical (Static Structural)	Bu analizin yapılmasının nedeni kanatçık bağlantısının kanatçık ile sabitleyicisi arasındaki bağlantı olmadan ne kadar dayanım gösterdiğinin incelenmesidir. Analiz için ön hazırlıklar tamamlanmıştır. Static structural modülü içerisinde malzeme atamaları yapılmış ve kontaktlar düzenlenmiştir. Mesh bağımsızlığı sağlamak amacıyla global mesh ayarlarında element boyutları 3 mm olarak belirlenmiştir. Mesh ayarları içerinde capture curvature ve capture proximity ayarları açılmıştır. Element sizing ve skewness metrikleri kullanılarak analiz kalitesi incelenmiştir. Mesh işleminin tamamlanmasının ardından 1000 N çekme kuvveti uygulanmıştır. Oluşan gerilmeler ve deformasyonlar incelenmiştir.	Maksimum Von Mises gerilmeleri kanatçık bağlantısının bulunduğu konumda kanatçık üzerinde 220,07 MPa olarak ölçülmüştür. Bu değer akma dayanımının altındadır parçada hasar gözlemlenmemiştir. Maksimum toplam deformasyon 0,024 mm olarak ölçülmüştür. Sistem kanatçık sabitleyicisi bağlantısı olmadan da güvenlidir.

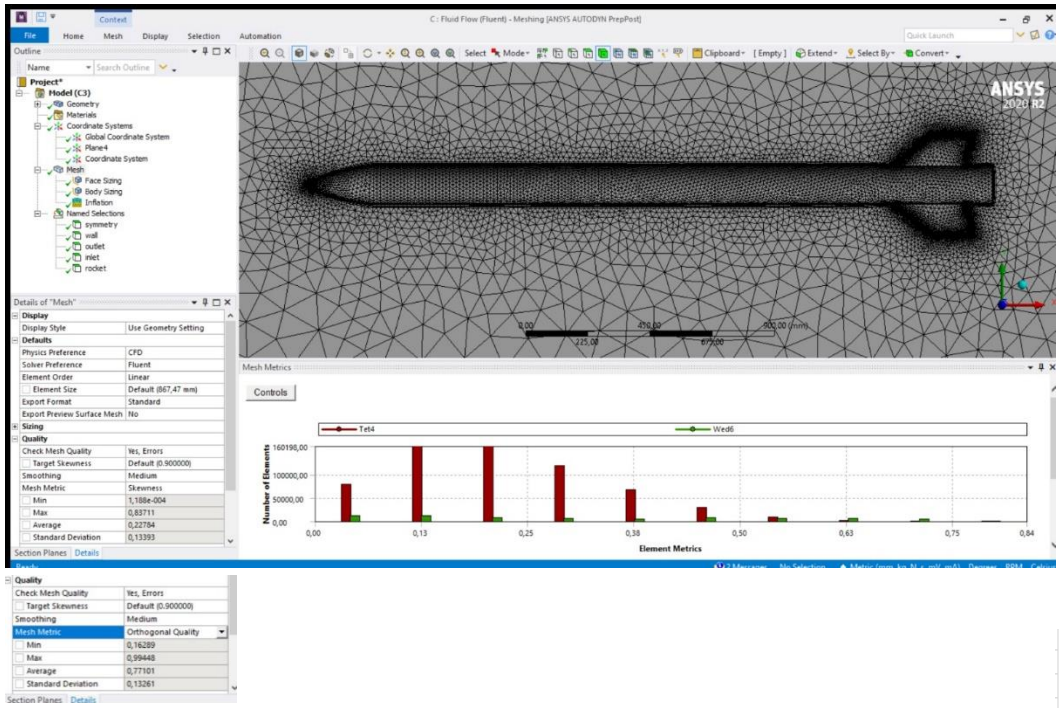
Analizler

Analizler	Analiz Programı	Analiz Yöntemi	Analiz Sonucunda Elde Edilen Veriler ve Yorumları
Kanatçık Eğilme Analizi	Ansys Mechanical	Analiz için ön hazırlıklar tamamlanmıştır. Static structural modülü içerisinde malzeme atamaları yapılmış ve kontaktlar düzenlenmiştir. Mesh bağımsızlığı sağlamak amacıyla global mesh ayarlarında element boyutları 3 mm olarak belirlenmiştir. Mesh ayarları içerinde capture curvature ve capture proximity ayarları açılmıştır. Element sizing ve skewness metrikleri kullanılarak analiz kalitesi incelenmiştir. 60 N Rüzgar yükü temsil edilerek eğilme değerleri incelenmiştir	Maksimum Von Mises gerilmeleri kanatçık üzerinde 37,25 MPa olarak ölçülmüştür. Analizde asıl incelenmesi gereken yer olan maks. Toplam deformasyon 1 mm ile kanatçık uç kenarında gözlemlenmiştir. Bu değer uçuş sırasında küçük bir roll hareketine sebep olur.
Burun Konisi Basma Analizi	Ansys Mechanical	Analiz için ön hazırlıklar tamamlanmıştır. Static structural modülü içerisinde malzeme atamaları yapılmış ve kontaktlar düzenlenmiştir. Mesh bağımsızlığı sağlamak amacıyla global mesh ayarlarında element boyutları 3 mm olarak belirlenmiştir. Mesh ayarları içerinde capture curvature ve capture proximity ayarları açılmıştır. Element sizing ve skewness metrikleri kullanılarak analiz kalitesi incelenmiştir. CFD analizi sonucunda en yüksek basıncın burun üzerinde olduğu gözlemlenmiştir. Dolayısıyla burun konisine basınç yükü uygulanarak gerilmeler ve deformasyonlar incelenmiştir.	Maksimum Von Mises gerilmesi değeri 12,08 MPa olarak ölçülmüştür. Maksimum toplam deformasyon ise 0,01 mm olarak ölçülmüştür. Basıncın en fazla olduğu noktada bu değerler oldukça küçüktür. Roket genel olarak maruz kalacağı basınç kuvvetine dayanıklıdır. Sistemler üzerinde herhangi bir risk bulunmamaktadır.
Entegrasyon Gövdesi Kesme Analizi	Ansys Mechanical	Analiz için ön hazırlıklar tamamlanmıştır. Static structural modülü içerisinde malzeme atamaları yapılmış ve kontaktlar düzenlenmiştir. Mesh bağımsızlığı sağlamak amacıyla global mesh ayarlarında element boyutları 3 mm olarak belirlenmiştir. Mesh ayarları içerinde capture curvature ve capture proximity ayarları açılmıştır. Element sizing ve skewness metrikleri kullanılarak analiz kalitesi incelenmiştir. Ağırlıktan dolayı parçadaki kesme gerilmeleri analiz edilmiştir.	Maksimum Von Mises gerilmesi 17.99 MPa olarak, maksimum toplam deformasyon 0,0056 mm olarak ölçülmüştür. Entegrasyon gövdesi gövde birleşim noktasında roket ağırlığını taşıyacak dayanıma sahiptir.

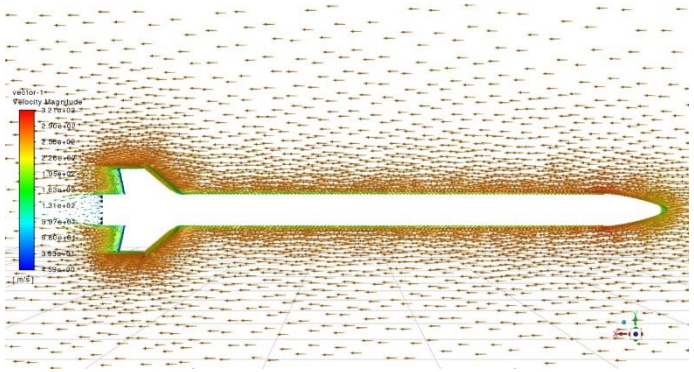
Analizler

- Analizde ANSYS Workbench'te Fluid Flow(Fluent) kullanılıcaktır.
- Geometri çiziminde roket için uygun uzunlukta akış alanı oluşturulmuştur.
- Mesh atılmadan önce sınır koşulları isimlendirilmiştir.
- Mesh kalitesini artırmak için lokal mesh ayarlarından curvature ve proximity özellikleri açılarak uygun değerler girilecektir.
- Roket üzerinde akış ayrılmasını incelemek için y+=1 değeri seçilmiştir. Inflation first layer thickness değerini 1.8e-6 m girilmiştir.
- Mesh kalite kontrolünde max skewness değeri 0.83, min orthogoal quality 0.1628 ve max aspect ratio 22 değerlerindedir.
- Nodle sayısı : 149214 , element sayısı : 687882
- Setup ayarına geçtiğimizde geçiş arağını ve akış ayrılmasını incelemek için türbülans modeli olan k-omega-SST seçilmiştir.
- Hava özelliklerini ideal gaz ve roketimizin azami hızının olduğu irtifadaki (736m) havanın yoğunluk ve viskozite değerleri girilecektir.
- Giriş sınır koşulu olarak pressure far field seçilecektir ve roketimizin azami mach değeri olan 0.8 değeri girilecektir.
- Referans değerleri sekmesinden roketimizin akışa dik olan en büyük kesit alanı 0.016100 m^2 ve roketimizin uzunluğu girilmiştir.
- Yaklaşık 150 iterasyon ile yakınsayarak çözüme ulaşılmıştır.
- CFD analizi uçuş benzetiminde kullanılacak olan mach sayısı-sürükleme katsayısı değerlerinin elde edilmesinde kullanılacaktır. Uçuş benzetimi mach-cd grafiği için bu adımlar diğer mach değerleri ile tekrardan hesaplatılmıştır.

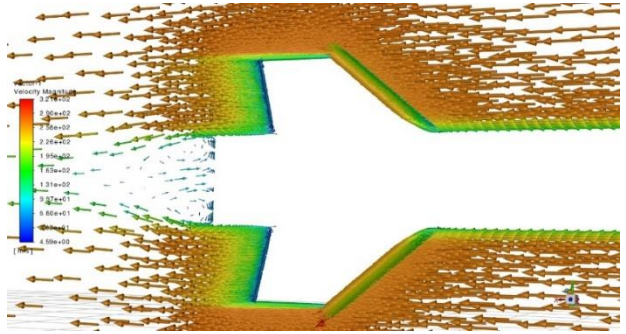
Analizler



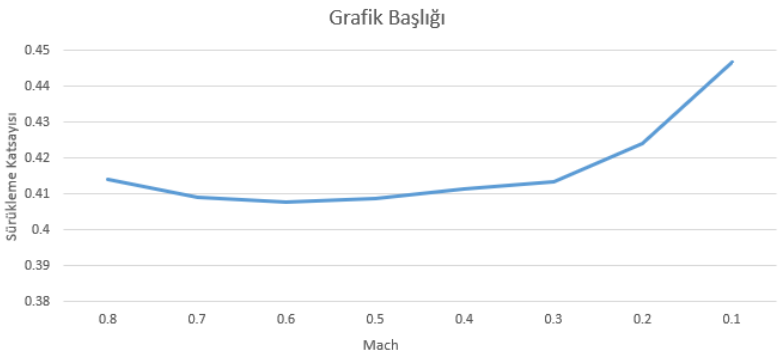
Şekil 1’ de Mesh skewness ve Orthogonal Quality değerleri gösterilmiştir.



Şekil 2. Roketin duvarlarında hızın sıfır olduğu ve roketin hava üzerinde akış çizgilerin yönleri ve değerlerleri gösterilmiştir

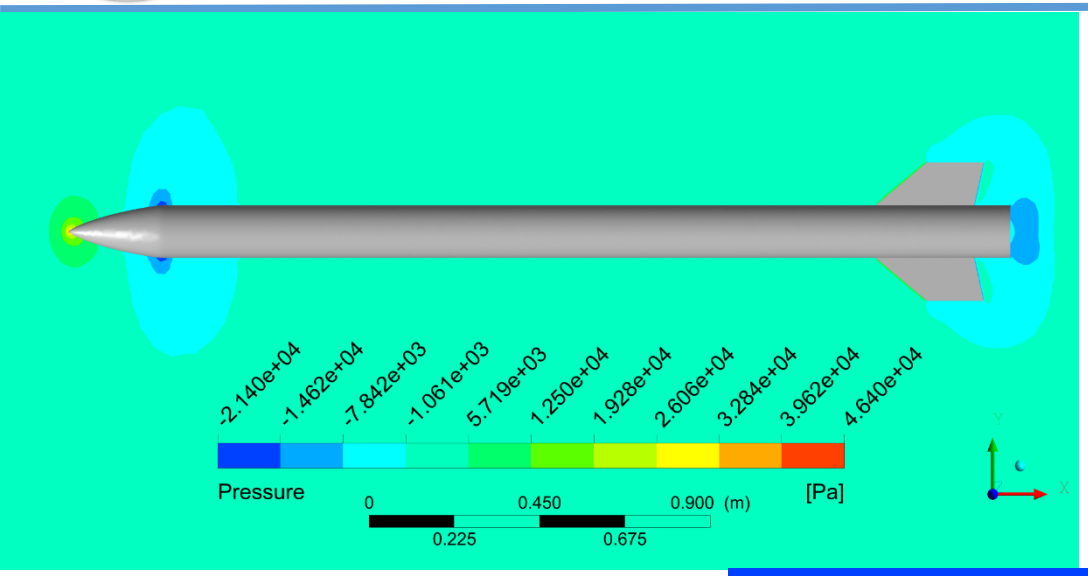


Şekil 3. Roket kanatların arkasındaki hız vektörlerinin yönleri ve değerleri gösterilmiştir.



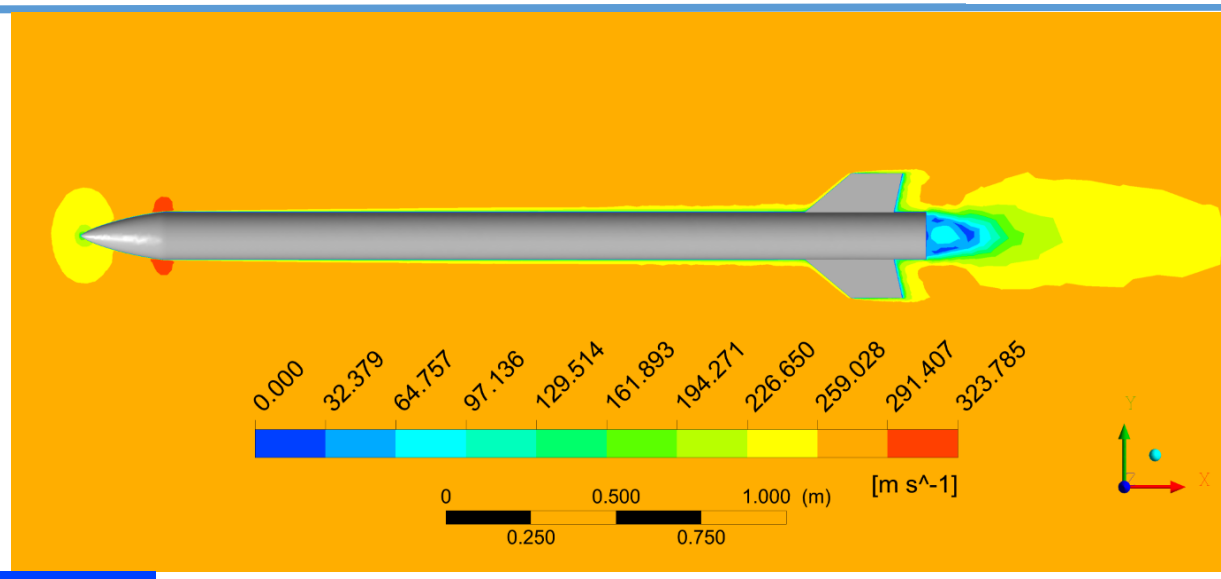
Şekil 4. Mach – c_D grafiği

Analizler



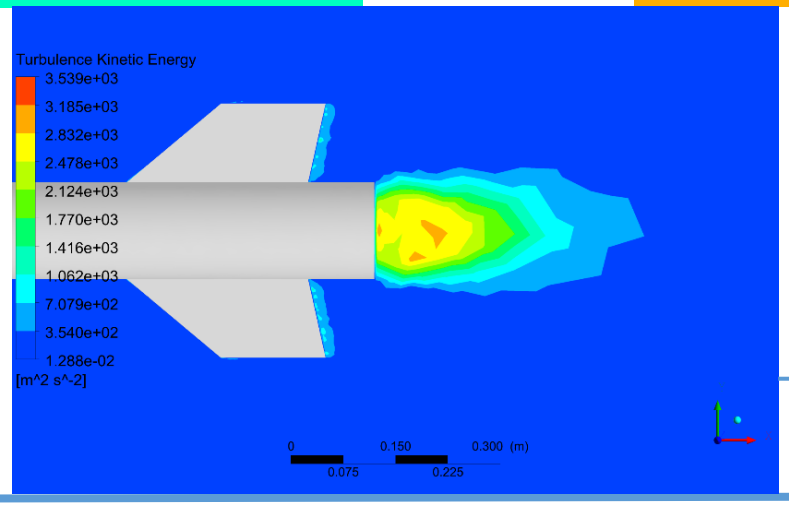
Şekil 5.

Şekil 5’ te roket üzerinde azami basınç değerinin burun kısmında görüldüğü ve diğer basınç değerlerin dağılımları görülmektedir.



Şekil 6.

Şekil 6’da roket üzerinde hız dağılımları görülmektedir. Roket hızımızın azami değeri 323 m/s olduğu ve 1 mach hızına ulaşılmadığı görülmüştür.



Şekil 7’ de özellikle roketin ve kanatçığın arkasında oluşan türbülans ve türbülans değerleri gösterilmektedir.

Aviyonik – Özet

Aviyonik sistemde, ana uçuş kontrol bilgisayarı, ticari yedek uçuş kontrol bilgisayarı ve yedek haberleşme bilgisayarı olmak üzere birbirinden bağımsız üç (3) bilgisayar kullanılmaktadır. Bilgisayarlar arası herhangi bir bağlantı bulunmamaktadır.

- Özgün ana uçuş kontrol bilgisayarı özgün olarak tasarlanmıştır ve üretim aşamasındadır. Temel görevi, roketin uçuşu boyunca içerisinde bulundurduğu sensörlerden alınan açı ve irtifa verilerini kurtarma algoritmasında kriter olarak kullanarak tepe noktasında ve atış yapılan yere göre 600 metre irtifada kurtarma sistemini tetikler. Ana uçuş bilgisayarı devre elemanları haricinde aşağıda listelenen komponentleri içermektedir:

- ATmega2560-16AU 8-Bit 16MHZ mikrodenetleyici,
- BMP280 barometik basınç sensörü,
- MPU6050 ivme ve jiroskop sensörü,
- E32 433T30D RF modülü,
- GY-NEO6MV2 GPS modülü.

- Yedek uçuş kontrol bilgisayarı olarak EasyMini 09201 kullanılacaktır. Temel görevi, roketin uçuşu boyunca içerisinde bulunan basınç sensörü ile alınan irtifa verisini kriter olarak kullanarak tepe noktasında ve atış yapılan yere göre 600 metre irtifada kurtarma sistemini tetikler. İki (2) adet tetikleme çıkışı verebilmektedir. Harici GPS ve haberleşme modülü bulunmamaktadır.

- Özgün yedek haberleşme bilgisayarı, ticari yedek uçuş bilgisayarında konum belirleme sistemi bulunmamaktadır. Ana uçuş kontrol bilgisayarındaki konum belirleme sisteminin yedeği olarak tasarlanmış olup devre elemanları haricinde aşağıdaki komponentleri içermektedir:

- ATmega328P-U 8-Bit 20MHZ mikrodenetleyici,
- BMP280 barometik basınç sensörü,
- E32 433T30D RF modülü,
- GY-NEO6MV2 GPS modülü.

Aviyonik – Özet

Uçuş Kontrol Bilgisayarlarının Benzerlikleri	Uçuş Kontrol Bilgisayarlarının Farklılıkları
Harici bir modüle ihtiyaç duyulmadan bilgisayarla veri aktarımı yapılabilmektedir.	Ana uçuş kontrol bilgisayarında GPS ve RF haberleşme modülü bulunmaktadır.
İrtifa verisi kurtarma algoritmasında ortak kriter kullanmaktadır.	Ana uçuş kontrol bilgisayarı kriter olarak irtifa verisi dışında açı verisini kullanmaktadır.
Her iki uçuş bilgisayarı da birbirlerinden bağımsız olarak tüm uçuş sürecini tek başlarına yönetebilme yetkinliklerine sahiptir.	Ana uçuş bilgisayarı özgün olarak tasarlanmıştır. Yedek uçuş bilgisayarı ticari sistemdir.
Her iki bilgisayar da iki (2) adet tetikleme kanalı içermektedir.	Farklı mikrodenetleyiciler içermektedirler.

Uçuş kontrol bilgisayarları arasında hiçbir bağlantı mevcut değildir. Bu sebeple ana uçuş bilgisayarı çalışmadığı durumda, ana ve ticari uçuş bilgisayarı arasında bağlantı olmadığından ticari sistem ana bilgisayardan bağımsız olarak mekanizmayı tetikleye-cektir. Aynı şey ana bilgisayar için de geçerlidir. Yedek uçuş kontrol bilgisayarı ticari sistem olduğundan içerisindeki yazılım ile tepe noktasını otomatik olarak tespit etmektedir ve kurtarma sistemini tetikleyecektir. İki uçuş kontrol bilgisayarı da kurtarma sistemine birbirinden ayrı hatlar ile bağlı olacaktır.

İstemsizce Tetiklemeyi Engelleyici Önlemler

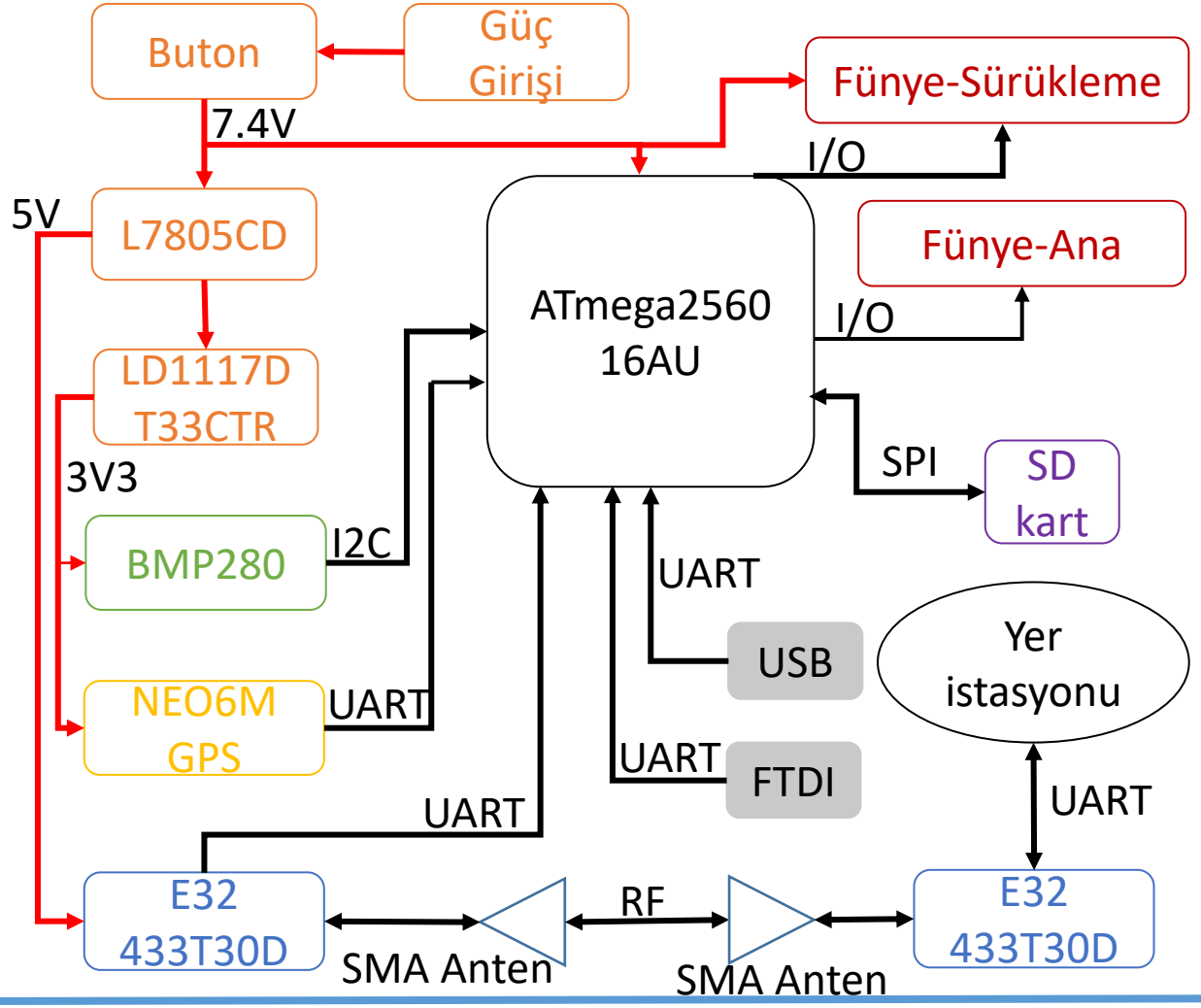
Donanımsal olarak; Ana uçuş kontrol bilgisayarının istemsiz olarak ayrılma sistemini tetiklemesini önlemek için MOSFET'lerin kapı (Gate) pinini, tetikleme sinyali gelmediği sürece lojik 0 seviyesinde tutmak için pull-down direnç bağlanmıştır.

Yazılımsal olarak; Ana uçuş kontrol bilgisayar algoritmasında atış yapılan yer referans alınarak (0 metre), 1000m üstünde irtifa okunmadığı sürece kurtarma algoritmasında bulunacak olan kontrol döngüsüne giriş yapılmayacaktır. 1000m irtifa seçilmesinin nedeni; geçen seneden elde edinilen tecrübelere dayanarak sistem ilk başladığında okunan irtifa verisinin, atış yapılacak yer olan Aksaray'ın rakımı olan 980m civarı bir değerde olacak olmasıdır ve diğer kriterlerinin de başlangıç konumunda sağlanma ihtimali göz önünde bulundurularak istemsiz tetikleme önlenecektir.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/1

ANA UÇUŞ BİLGİSAYARI			
Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	Atmega2560		Kurtarma algoritmasının yüklendiği, diğer komponentlerden gelen verileri toplayan ve işleyen birimdir.
1. Sensör	BMP 280 Basınç Sensörü	Evet	Kurtarma algoritmasında kurtarma sistemini tetiklemek için ihtiyaç duyulan irtifa verisini elde etmek için ve Yer İstasyonunda görüntülenecek irtifa verisini almak için kullanılır.
2. Sensör	MPU6050 İvme Sensörü	Evet	Kurtarma algoritmasında kurtarma sistemini tetiklemek için ihtiyaç duyulan açı verisini elde etmek için ve yer istasyonunda görüntülenecek açı verisini almak için kullanılır.
Haberleşme Modülü (Varsa)	E32 433T30D Haberleşme Modülü	Hayır	Roketten ve görev yükünden alınan verilerin yer istasyonuna kurtarma görevinin gerçekleştirilmesi için ulaşmasını sağlar.
GPS Modülü (Varsa)	GY-NEO6MV2 GPS Modülü	Hayır	Uçuşun başlangıcından tamamlanmasına kadar uydulara bağlanarak roketin ve görev yükünün anlık konum bilgisini ve yer istasyonunda görüntülenecek konum bilgisini almak için kullanılır.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/2.1

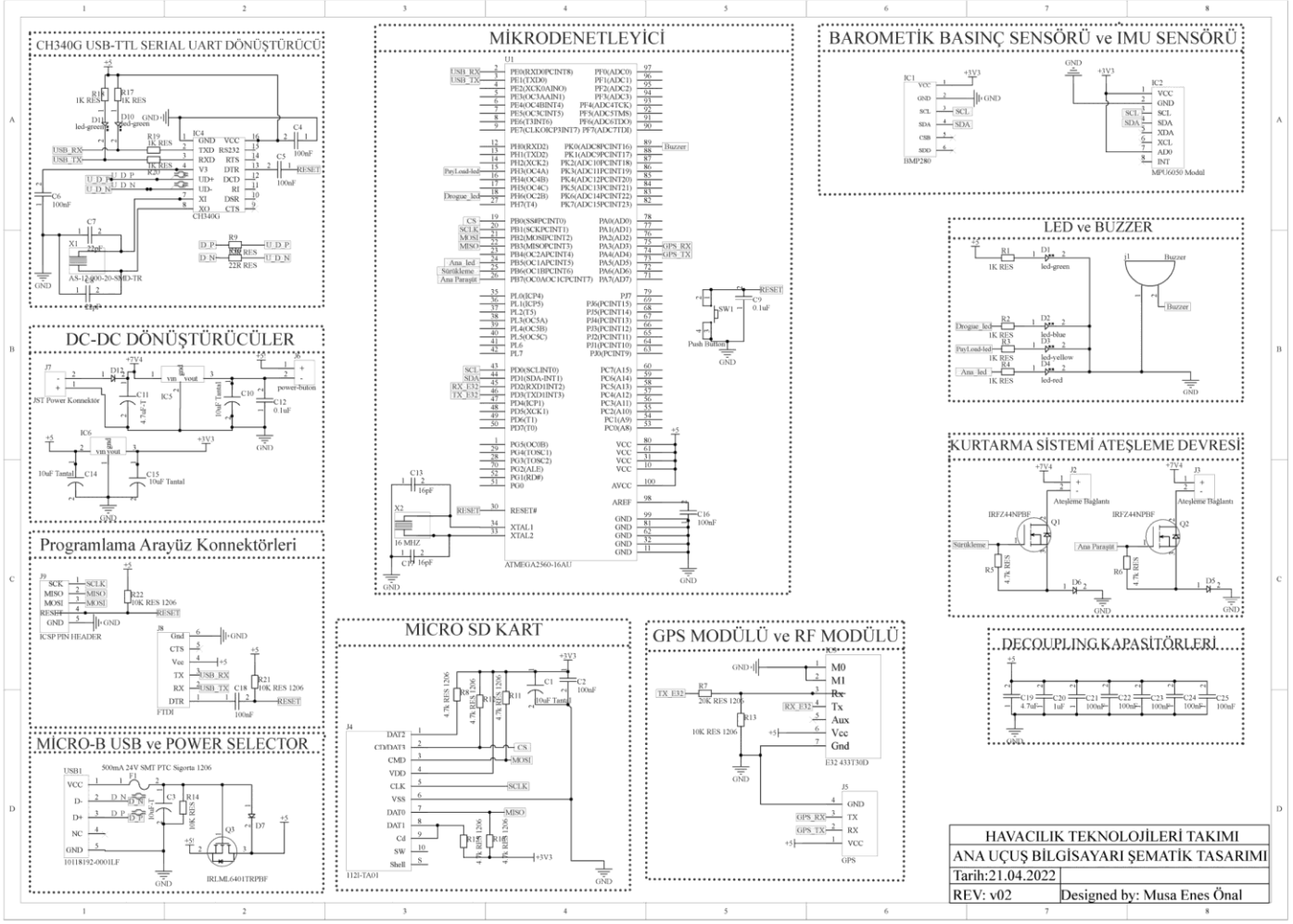


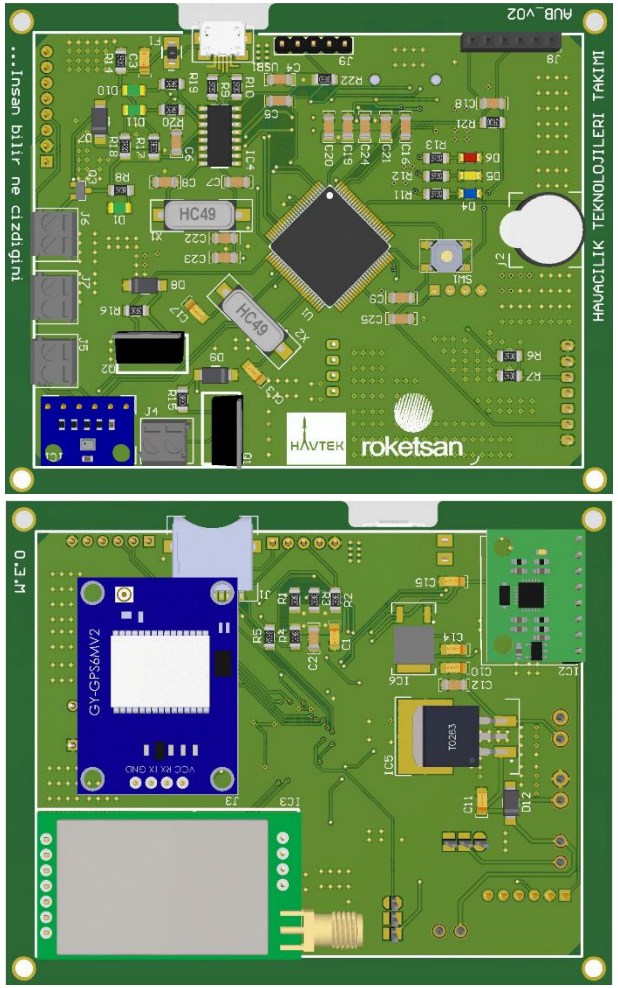
Kart Tasarım ve Üretim Yöntemi

Ana uçuş bilgisayar kartı, Altium Designer programı üzerinden tasarımı gerçekleştirilmiştir. Kart çift katmanlı olarak, üzerindeki sinyal ve güç hatları (bakır yollar) taşıması gereken akımın en az 2 katından daha fazla akım taşıyacak kalınlıkta çizilmiştir. Kart üzerinde pasif komponentler (kapasite, direnç vs.) 1206 kılıf kullanılmıştır. Kart üzerinde EMI'yi azaltmak için PCB üzerindeki alt ve üst katmanı polygon kaplanarak toprak yüzeyi maksimum düzeyde arttırılmıştır ve aralarındaki mesafeleri minimum 2.3mm, çapları 0.35mm olan vialar ile iki yüzey arası toprak hatları birleştirilmiştir. Kartın tasarımı bitmiş, yurt dışı menşeili bir firmada üretilme aşamasına geçilmiştir. Kart elimize ulaştıktan sonra el ile dizgisi gerçekleştirilecektir.

Arayüz Erişim
Güç
Fünye
GPS
İşlemci
Sensörler
Anten
SD Kart
RF Haberleşme
Güç
Sinyal

Aviyonik – 1.Sistem Detay/2.2





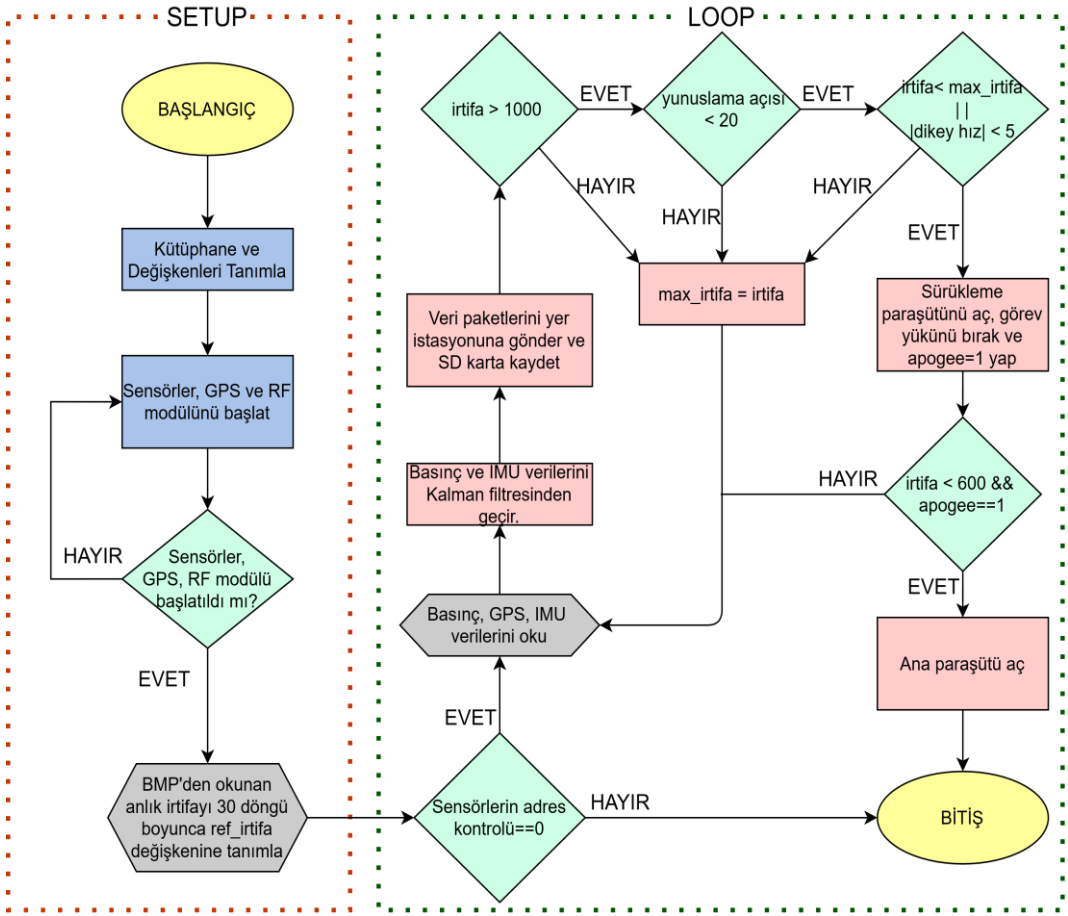
Ana Uçuş Bilgisayarı Ön (Top) – Arka (Bottom) Yüzey

Aviyonik – 1.Sistem Detay/3.1

Birinci kurtarma sistemini tetikleyecek 3 parametre seçilmiştir:

- İrtifa: BMP280 basınç sensöründen alınan anlık basınç verisinin yüksekliğe çevrilmesiyle roket kurtarma sisteminin, rampadayken kontrolsüz aktifleşmesi önlenir ve istenilen yükseklikte tetiklenmesi sağlanır.
- Yunuslama Açısı: Tepe noktasında roketin yatay eksenle yaptığı açının sıfır olmasından hareketle roketin azami irtifaya ulaştığı IMU sensöründen alınan ivme ve jiroskop verileri ile hesaplanan açı verisiyle tespit edilir.
- Dikey Hız: BMP280 basınç sensöründen ulaşılan yükseklik değerinin birim zamana göre değişimiyle hesaplanan dikey hızın, azami yükseklikte sıfır olduğu hesabına dayanarak tepe noktası tespit edilir. Ayrıca azami yükseklik sonrası roketin iniş hareketleri hakkında en güvenilir sonuçlar bu hesaplamalar ile bulunur.

Roketin uçuş öncesi rampa konumundayken mevcut irtifasını doğru bir şekilde bulabilmek adına, ilk ölçümlerden kaynaklanabilecek hataların önüne geçebilmek için 30 kez sensör okuması gerçekleştirilecek ve bu döngünün son okunan verisi referans irtifa kabul edilecektir.



Aviyonik – 1.Sistem Detay/3.2

Sensörlerin adres doğrulamasını başarıyla yapmasının ardından barometreden aralıklarla ölçülen anlık irtifa verisi, bir önceki ölçülen irtifa verisinden büyükse maksimum irtifa değişkeni olarak tanımlanacaktır. Hem atış öncesi kurtarma sisteminin kontrol dışı tetiklenmesine engel olmak için hem de roketin tepe noktasına yaklaştığının ilk algılayıcısı olarak ''irtifa>1000m'' koşulu koyulmuştur. Bu koşulun sağlanması durumunda; jiroskoptan alınan, roketin burnu ile yeryüzü arasındaki yunuslama açısının değerine bakılacaktır. Bu değer 3 boyutlu uzayda seçilen eksenler arasında kalan açının tanjantının alınması ile bulunacaktır. Tepe noktasının tespiti için son olarak, yapılan tahmin analizlerinin sonucunda maksimum irtifaya çok yakın bir zaman diliminde roketin dikey hızının 5'ten küçük olacağı ve bu kriterin sağlanmasının ardından kurtarma mekanizmasının aktifleşme anının tepe noktasına denk geleceği hesabına varılmıştır. Son koşulun da sağlanmasıyla birlikte kurtarma aksiyonu gerçekleşir. Bu esnada ana paraşütün iniş anında açılması için belirlenen güvenlik koşulu olan ''apogee=1'' atanır ve irtifa 600m altına düştüğünde ana paraşüt açılır.

Veri Filtreleme Detayları: IMU'dan okunan ivme verisi filtresiz çok fazla gürültü oluşturmakta ve oluşan bu gürültü açı verisini de etkilemektedir. Gürültüden arındırılması için Kalman Filtresi kütüphanesi kullanılacaktır. Kalman filtresinin iki denklemi aşağıda verilmiştir [5]. İşlem/süreç gürültüsü (w_{k-1}) ve ölçüm (v_k) istatistiksel olarak birbirinden bağımsızdır. A,B ve H matrisleri sabit sayı olabilirler. Genel olarak bu sayı 1 olarak kabul edilir.

$$\hat{X}_k = K_k \times Z_k + (1 - K_k) \times \hat{X}_{k-1}$$

K_k : Kalman Kazancı

$\hat{X}_k$: Bulunan Kalman Değeri

$\hat{X}_{k-1}$: Bir Önceki Bulunan Kalman Değeri

Z_k : Ölçülen Değer

$$x_k = Ax_{k-1} + Bu_k + w_{k-1}$$

$$Z_k = Hx_k + v_k$$

- Önceki tahminler mevcut durum için girdi olarak kullanılacaktır [6].

Tahmin

$$\hat{x}_k^{-} = A\hat{x}_{k-1} + Bu_k$$

$$P_k^{-} = AP_{k-1} + Q$$

Düzeltme

$$K_k = P_k^{-}(H P_k^{-} + R)^{-1}$$

$$\hat{x}^k = \hat{x}_k^{-} + K_k(z_k - H\hat{x}_k^{-})$$

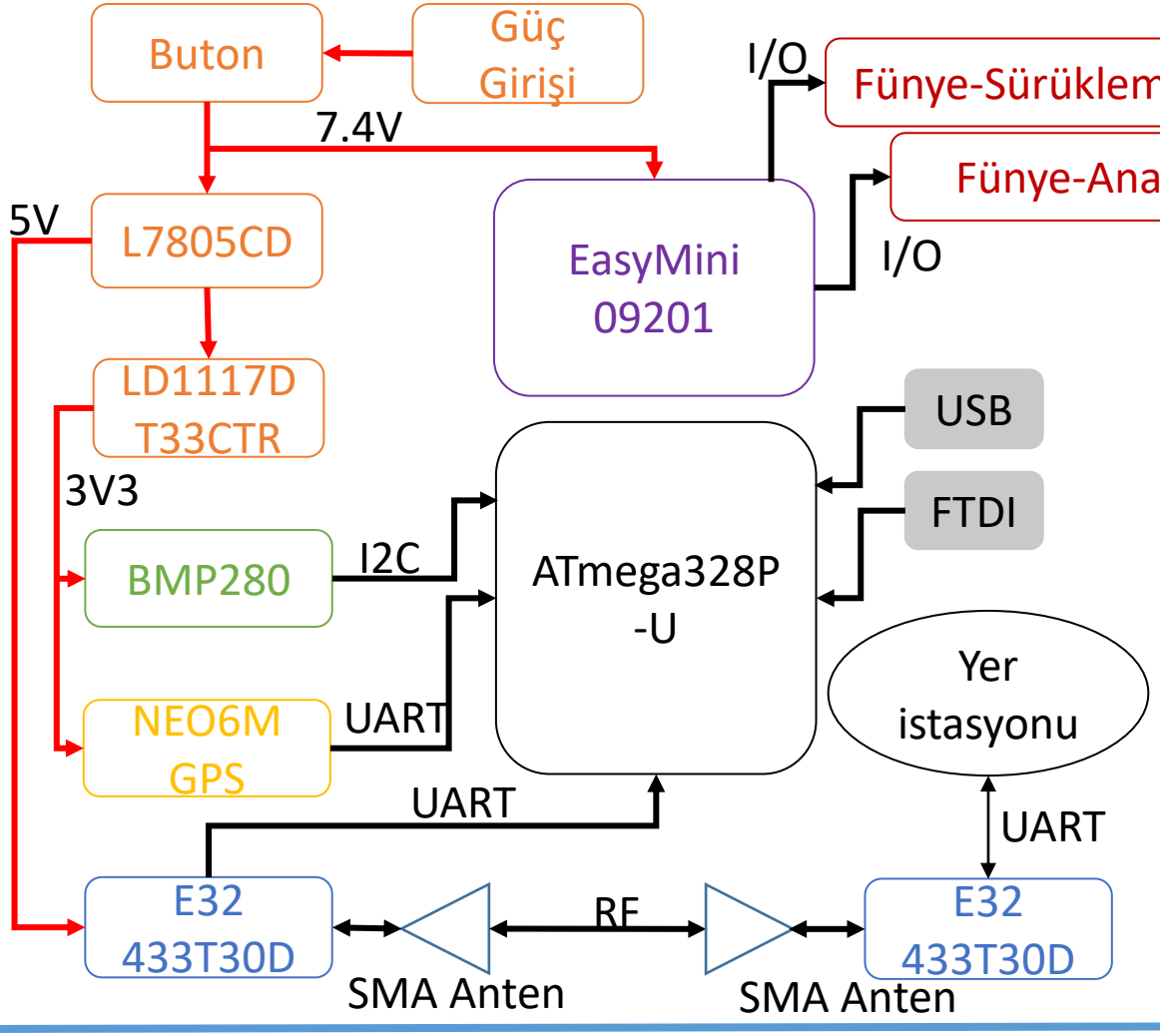
$$P_{k-1} = (1 - K_k H) P_k^{-}$$

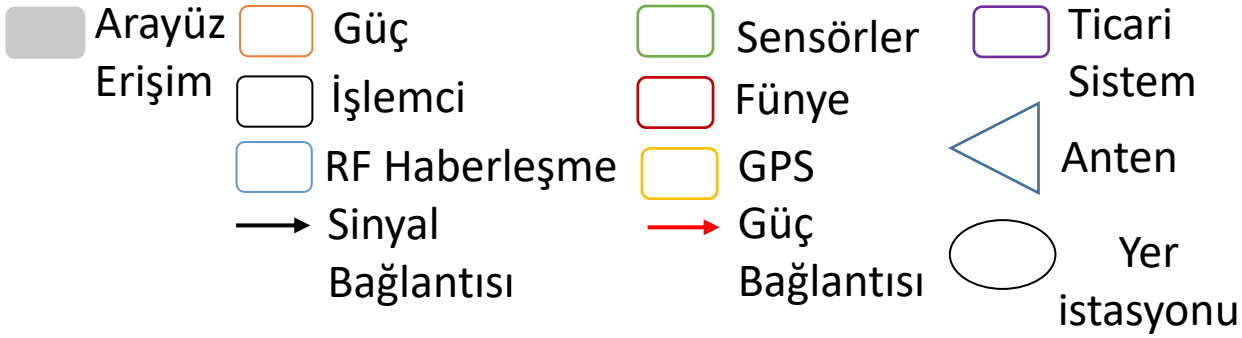
Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

TİCARİ YEDEK UÇUŞ BİLGİSAYARI			
Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
Ticari Uçuş Bilgisayarı	EasyMini 09201	Evet	Yedek sistemde ticari uçuş bilgisayarı olan EasyMini 09201 kullanılacaktır. İçerisinde GPS ve haberleşme modülü bulunmadığından yedek sistem üzerinde hem ticari sistem hem de haberleşme sistemi bulunacaktır.

YEDEK HABERLEŞME BİLGİSAYARI			
Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	Atmega328P		Kurtarma Algoritmasının yüklendiği, diğer komponentlerden gelen verileri toplayan ve işleyen birimdir.
1. Sensör	BMP 280 Basınç Sensörü	Hayır	Kurtarma algoritmasında kurtarma sistemini tetiklemek için ihtiyaç duyulan irtifa verisini elde etmek için ve Yer İstasyonunda görüntülenecek irtifa verisini almak için kullanılır.
Haberleşme Modülü	E32 433T30D Haberleşme Modülü	Hayır	Roketten ve Görev yükü'nden algoritma kullanarak aldığımız verilerin yer istasyonuna kesintisiz ulaşmasını sağlar.
GPS Modülü	GY-NEO6MV2 GPS	Hayır	Uçuşun başlangıcından tamamlanmasına kadar uydulara bağlanarak Roketin ve Görev Yükünün anlık konum bilgisini ve Yer İstasyonunda görüntülenecek konum bilgisini almak için kullanılır.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2.1





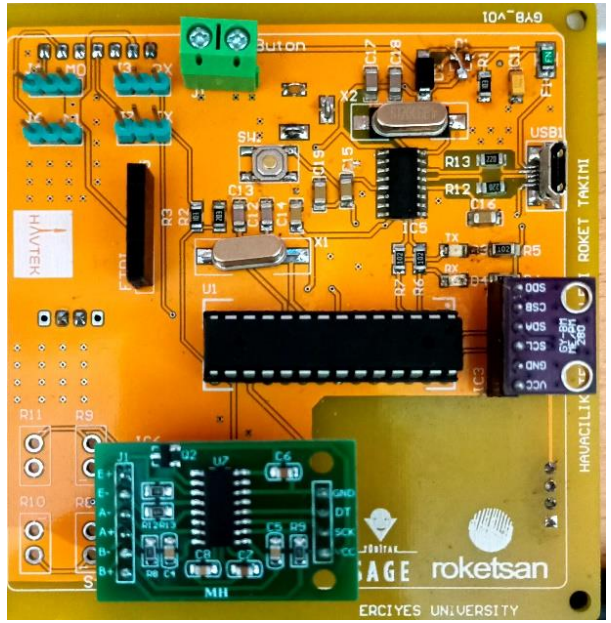
Kart Tasarım ve Üretim Yöntemi

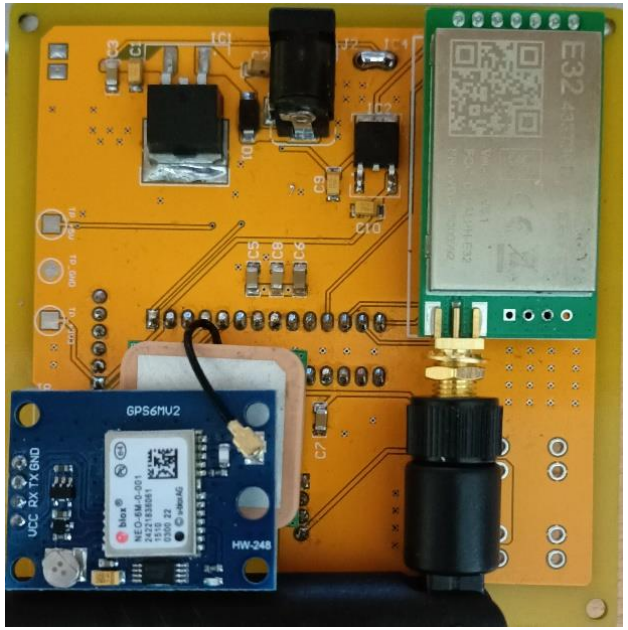
Yedek uçuş bilgisayarı olarak ticari sistem olan EasyMini 09201 model uçuş bilgisayarı kullanılacaktır. Ticari uçuş bilgisayarı içerisinde MS5607 basınç sensörü bulunmaktadır. Sensörden elde edilen irtifa verisi tetikleme kriteri olarak kullanılmaktadır. Ticari bilgisayarda konum belirleme sistemi bulunmadığından yedek haberleşme bilgisayarı tasarlanmıştır.

Yedek haberleşme bilgisayarı Altium Designer programı üzerinden tasarımı gerçekleştirilmiştir. Yedek haberleşme bilgisayar görevleri ile görev yükü bilgisayar görevleri, gerinim ölçme görevi haricinde aynıdır. Maliyetten tasarruf etmek amacıyla ikisinde de elimizde bulunan görev yükü kartından kullanılacaktır.

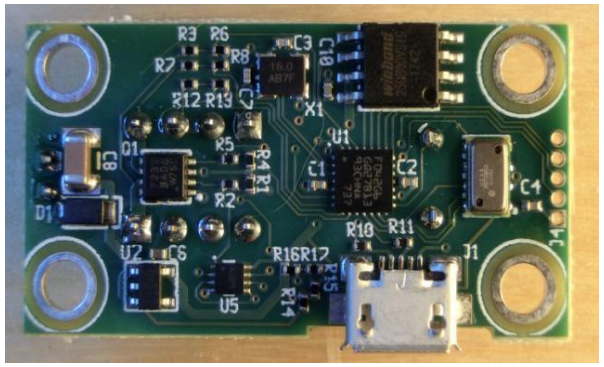
Aviyonik – 2.Sistem Detay/2.2

Kart yurt dışı menşeili bir firmaya üretim dosyaları program üzerinden alınarak gönderilmiştir ve üretimi gerçekleştirilmiştir. Kart el ile dizgisi yapılmıştır. Yedek haberleşme sistemin yazılımı Arduino IDE üzerinden yapılmıştır ve testlerden başarıyla geçmiştir. Kart çift katmanlı olarak, üzerindeki sinyal ve güç hatları (bakır yollar) taşıması gereken akımın en az 2 katından daha fazla akım taşıyacak kalınlıkta çizilmiştir. Kart üzerinde pasif komponentler (kapasite, direnç vs.) 1206 kılıf kullanılmıştır. Kart üzerinde EMI'yi azaltmak için PCB üzerindeki alt ve üst katmanı polygon kaplanarak toprak yüzeyi maksimum düzeyde arttırılmıştır ve aralarındaki mesafeleri minimum 2.3mm, çapları 0.35mm olan vialar ile iki yüzey arası toprak hatları birleştirilmiştir.



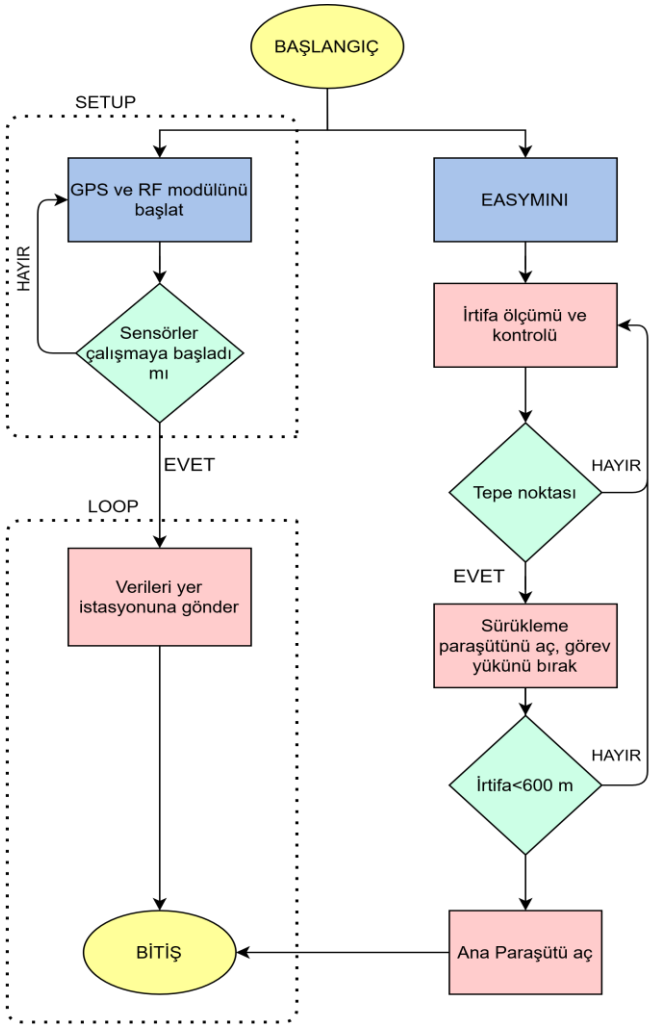


Görev Yükü&Yedek Haberleşme Ön (Top) – Arka (Bottom) Yüzey



Ticari Sistem Ön (Top) – Arka (Bottom) Yüzey

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3.1



EasyMini, tepe noktasını kendi algılar, sürükleme paraşütünü açar ve görev yükünü serbest bırakır. Bu nedenle tepe noktası için herhangi bir ayarlama yapmamıza gerek yoktur. Ayrıca yedek uçuş bilgisayarı olarak seçtiğimiz EasyMini, ticari bir sistem olduğu için algoritması ve veri filtreleme detayları tam olarak bilinmemektedir. Fakat AltosUI uygulamasının bize tanımış olduğu yapılandırma seçenekleri, kurtarma sistemi kriterlerini kolay bir şekilde ayarlama imkanı sunmaktadır.

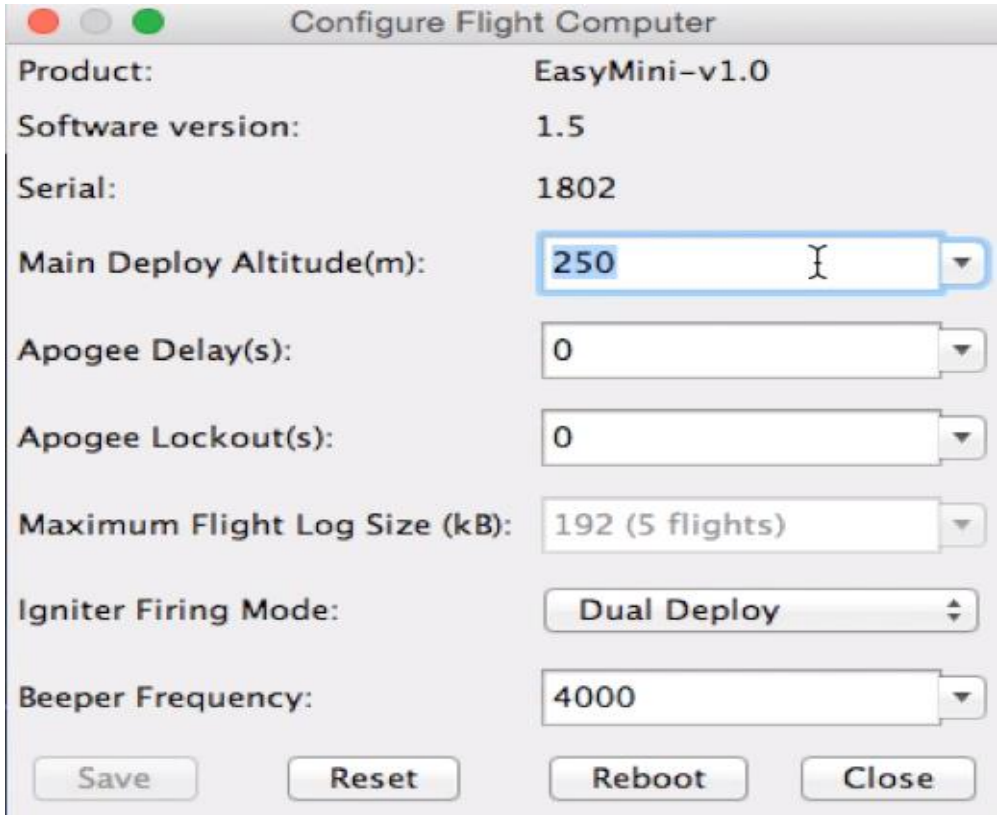
❑ Yedek ticari sistemimiz için gerekli ayarlamaların yapıldığı yazılım olan AltosUI uygulamasını açtığımızda karşımıza çıkan arayüzden(Şekil-1) “Configure Altimeter” seçeneğine basıyoruz.

Şekil 8.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3.2

Şekil 9.

- Karşımıza cihaz seçme ekranı çıkıyor(Şekil-2). Buradan, daha önceden bilgisayara bağlamış olduğumuz EasyMini'yi seçiyoruz.
- Daha sonra karşımıza uçuş bilgisayarını yapılandıracağımız ekran çıkıyor(Şekil-3). Bu ekranda varsayılan ayarlardan sadece ana paraşüt irtifa(Main Deploy Altitude) değerlerini 600m olarak değiştiriyoruz.
- İkili tetikleme, tepe noktası gecikmesi sıfır gibi ayarlar olduğu gibi kalacaktır.
- EasyMini, uçuş verilerini dahili flash belleğine kaydeder. 'Uçuş Verilerini Kaydet' düğmesi, flash belleği okumamızı ve diske yazmamızı sağlar.



Şekil 10. yukarıda verilmiştir.

Aviyonik – İletişim

Yer istasyonu tasarımı Visual Studio ortamında C# dilinde geliştirilmektedir. Roket ve görev yükünden gönderilecek olan verilerin alınması için alıcı sistem tasarlanmıştır. Alıcı sistem elektronik kartı içerdiği komponentler:

- ATmega328P-U 8-Bit 20MHZ mikrodenetleyici
- E32 433T30D RF modülü,
- 12dBi Yagi anten

Alıcı sistemden alınan veriler yer istasyonuna 9600 baud hızında aktarılacaktır. Aktarılan veriler aynı zamanda canlı olarak Hakem Yer İstasyonuna (HYİ) iletilecek ve bilgisayara excel formatında kayıt edilecektir. Veri paketi 433Mhz bandında alıcı adresine 5Hz frekansla aktarılacaktır. Veri paketleri aşağıda belirtilmiştir :

Link Bütçesi Hesap formülü ; $P_{RX} = P_{TX} + G_{TX} + L_{TX} + L_{FS} + L_M + G_{RX} + L_{RX}$	
Kazanç – Kayıp	Değer
E32 433T30D Verici Çıkış Gücü (P_{TX})	+30dBm
Verici Anten Kazancı (G_{TX})	+5dBi
Verici Konnektör ve Kablo Kaybı (L_{TX})	-5dBi
Yol Kaybı (8Km, 433Mhz) (L_{FS})	-86.23 dBi
Polarizasyon kaybı (L_M)	-1dBi
Alıcı Anten Kazancı (G_{RX})	+12dBi
Alıcı Konnektör ve Kablo Kaybı (L_{RX})	-5dBi
Ulaşan Sinyalin Gücü	-67.24 dBm

Veri paketi : [0x4B (1 Byte) <> 0xFF (1 Byte) <> Takım ID (1 Byte) <> Paket no (1 Byte) <> Roket İrtifa (4 Byte) <> Roket GPS İrtifa (4 Byte) <> Roket GPS Enlem (4 Byte) <> Roket GPS Boylam (4 Byte) <> Açı (4 Byte) <> Uçuş Durum (2 Byte) <> GY_ GPS İrtifa (4 Byte) <> GY_ GPS Enlem (4 Byte) <> GY_ GPS Boylam (4 Byte) <> GY_ nem (2 Byte) <> GY_ basınç (2 Byte) <> GY_ sıcaklık (2 Byte) <> GY_ Görev (2 Byte) 0xFF (1 Byte) <> 0x4A (1 Byte)]

Toplam 48 byte veri aktarılacaktır.

Aviyonik Prototip Testi

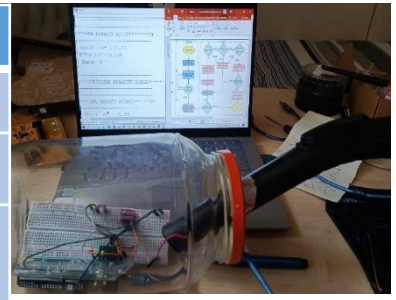
ALGORİTMA ve SİSTEM TESTLERİ				
Test	**Yapıldığı Yer**	**Test Yöntemi**	**Test Düzeneği**	**Testten Elde Edilen Veriler ve Yorumu**
Bütünleşik Algoritma testi	Ev	Ana uçuş bilgisayarı sensör kurgusuna sahip prototip breadboard üzerine kurulacaktır. Prototip kavanoz içine konacak, elektrikli süpürge ile kavanoz içindeki hava vakumlanarak irtifa benzetimi oluşturulacak, açı benzetimi ise el ile açı verilerek sağlanacaktır.	Ana uçuş bilgisayarı sensör kurgusu olarak, Atmega2560 işlemcisine sahip Arduino Mega, basınç sensörü ve IMU sensörü breadboard üzerine kurulmuştur. Kurulan devre vakumlu ortam oluşturulabilmesi için kavanoz içine yerleştirilmiş ve kapağına elektrikli süpürgenin hortumu yerleştirilmiştir.	Basınç sensöründen ve IMU'dan elde edilen irtifa ve açı verileri algoritmada kullanılacak olan tetikleme kriterleridir. Testteki irtifa kriterleri, güvenli irtifa kriteri 500m sonrasında aktifleşecek, sürükleme paraşütü irtifa azaldığı noktada ve Y-ekseni açısı 20 derece altına indiğinde aktifleşecek ve 900m altına inildiğinde ise ana paraşüt aktifleşecek şekilde değiştirilerek gerçekleştirilmiş olup testten başarıyla geçmiştir.

İLETİŞİM TESTLERİ				
Test	**Yapıldığı Yer**	**Test Yöntemi**	**Test Düzeneği**	**Testten Elde Edilen Veriler ve Yorumu**
Haberleşme ve Konum Testi	Kayseri-Erkilet	Alıcı yüksek bir konumda bulunacak ve verici hareket halinde alıcıya veri gönderimi yaparak test gerçekleştirilecektir.	Alıcı devre prototip olarak breadboard üzerinde bir adet RF modülü bulunacaktır. Verici ise üzerinde bir adet RF modülü ve bir adet GPS bulunan, üretimi tamamlanmış Görev Yükü & Yedek Haberleşme bilgisayarı olacaktır.	Test sonucunda yaklaşık 8km mesafeden konum verisi elde edilmiştir. RF modülünün mesafesi ve GPS modülünün başarıyla çalıştığı ve yeterliliği kanıtlanmıştır.

Aviyonik Prototip Testi

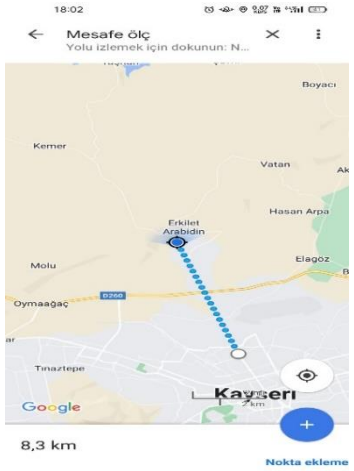
FONKSİYONELLİK TESTLERİ				
Test	**Yapıldığı Yer**	**Test Yöntemi**	**Test Düzeneği**	**Testten Elde Edilen Veriler ve Yorumu**
Görev Yükü & Yedek Haberleşme Bilgisayarı Kart Testi	Okul Laboratuvarı	Dizgisi bitmiş kartın komponentleri yerleştirilecek ve kartın çalışması durumunda elde edilen veriler üzerinde bulunan RF modülü ile yer istasyonuna iletilerek verilerin mantıklı olup olmadığı değerlendirilecektir.	Üretimi ve dizgisi bitmiş bilgisayardan biri alıcı biri verici olarak ayarlanarak, verici üzerindeki komponentlerden elde edilen verileri yer istasyonuna gönderilecek ve alıcı bilgisayar ise seri port ile bağlanarak veriler bilgisayar üzerinden kontrol edilecektir.	Elde edilen veriler sıcaklık, konum, basınç, irtifa verileridir. Bulunduğumuz il olan kayserinin rakımı ve sensörün hava koşullarında çalışma esnasında ısınması göz önünde bulundurulduğunda elde edilen veriler mantıklı seviyededir.

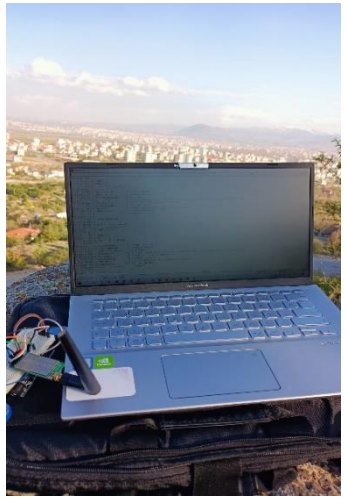
Test Takvimi	NİSAN			MAYIS			HAZİRAN			TEMMUZ		
Algoritma Testi												
Konum Doğrulama												
Konum Belirleme Testi												
Tozlu Ortam Testi												
Düşme Testi												
Yer İstasyonu												
Roket Entegrasyon												



Algoritma Testi

Kart Fonksiyonellik Testi





Haberleşme ve Konum Testi (Konum Belirleme)

Bütçe

Malzeme	Adet/Miktar	Birim Fiyatı	Toplam Fiyat
Karbon Fiber Kumaş 245 gr/m^2	12 m^2	374 TL	4488 TL
Ripstop Naylon Kumaş 40d (Siyah Renk)	4.5 m^2	90 TL	405 TL
Ripstop Naylon Kumaş 40d (Turuncu Renk)	6 m^2	90 TL	540 TL
Ripstop Naylon Kumaş 40d (Kırmızı Renk)	15 m^2	90 TL	1350 TL
Alüminyum Plaka 2 mm	1m × 2m	115 TL (kg fiyatı)	1265 TL
Kalıp Ayırıcı vaks	1 Litre	737.5 TL	737,5 TL
Paraşüt İpi	100 m	7 TL	700 TL
Şok Kordonu	10 m	30	300 TL
Toplam	**9785,5 TL**		

Malzeme	Adet/Miktar	Birim Fiyatı	Toplam Fiyat
E32 433T30D Haberleşme Modülü	1	322 TL	322 TL
Atmega328	2	80 TL	160 TL
GY-NEO6MV2 GPS	2	100 TL	200 TL
112I-TA01- SD Card Conn.	5	14 TL	70 TL
CH340G	5	30 TL	150 TL
Ana Uçuş Bilgisayarı BDK (PCB)	5	260 TL	260 TL
Toplam	**1162 TL**		

Ön Tasarım Raporunda belirtilip Kritik Tasarım Raporunda belirtilmeyen malzemeler temin edilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No.	Açıklama
1	3.1.9.	Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla 6 takım üyesi gelebilecektir.		2	Takım yapısında bulunan üyelere ve danışmana ait bilgiler tablo halinde verilmiştir.
2	3.1.20.	Takımlar; Proje Planı, Proje Bütçesi, Kontrol Listesi, Görevli Personel Listesi (Takım Danışmanı dâhil olacak şekilde) hazırlamakla sorumludurlar.		2	İlgili yansıda belirtilmiştir.
3	3.1.22.	Takımlar, yarışmada görev alacak takım üyeleri ve takım danışmanını tüm raporlarında (ÖTR, KTR, AHR ve ASDR) listelemekle sorumludurlar.		2	Takım yapısında bulunan üyelere ve danışmana ait bilgiler tablo halinde verilmiştir.
4	3.2.1.3.	Orta İrtifa ve Yüksek İrtifa Kategorisindeki roketler Şekil *1*'de örnek olarak belirtilen operasyon konseptini icra etmekle yükümlüdürler.		5	Operasyon konsepti ve rokete ait parametrelerin verildiği tablo verilmiştir.
5	3.2.1.11.2.	Orta İrtifa Kategorisi için M2020 model motor kullanılacaktır.		3	Kullanılacak motor tipi istenilen şartı sağlamaktadır.
6	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.		43-46	İlgili yansılarda kart tasarımı 3 boyutlu görünümü ve tablo ile karşılandığı belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No.	Açıklama
7	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.		5	Simülasyon, şartlara uygun şekilde belirtilen slayta eklenmiştir.
8	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.		45	OpenRocket dosyasında belirtilen değerler ile benzetim yapılmıştır. PAYLOAD olarak girilen yükün kütlesi 4100 gramdır.
9	3.2.2.1.	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmalıdır.		41	İstenilen şart sağlanmıştır.
10	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.		44	Gerekli hesaplamaların sonucunda oluşturulan tabloda istenilen hızın karşılandığı gösterilmiştir.
11	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.		35-36-40	Kullanılacak olan sistem ilgili slaytta belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No.	Açıklama
12	3.2.2.7.	Paraşüt ayırma işleminde güvenlik sebebiyle ticarî olmayan basınçlı kapların (basınçlı tank, tüp vb.) kullanılmasına kesinlikle müsaade edilmeyecektir.		35-36-37	Kullanılmamaktadır.
13	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).		42	Paraşütlere ait parametrelerin bulunduğu tabloda renkler belirtilmiştir
14	3.2.3.1.	Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.		45	Görev yükünün kütlesi ilgili yansıda belirtilmiştir.
15	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.		45	Görev yükünün yerleştirilme şartının sağlandığı belirtilmiştir.
16	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.		66	İlgili yansıda açıklama ile belirtilmiştir.
17	3.2.4.1.	Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.		3	Tahmin edilen uçuş verileri ve analizleri tablosunda şartın sağlandığı gösterilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No.	Açıklama
18	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.)		3	Yarışma roketi hakkında genel bilgiler tablosunda çap verileri verilmiştir.
19	3.2.4.4.	Uçuş kontrol yüzeyleri sabit olmalıdır. Hareketli kontrol yüzeylerine ve aktif kontrol yapılmasına izin verilmemektedir.		16-17	Kanatçıkların nasıl sabitleneceği belirtilmiştir.
20	3.2.4.5.	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.		3	Tahmin edilen uçuş verileri ve analizleri tablosunda istenilen şartın sağlandığı gösterilmiştir.
21	3.2.4.6.	Open Rocket ana tasarım sayfasında 0.3 Mach için stabilite değeri hesaplanmakta olup takımlar bu değeri dikkate almalıdırlar.		3	Mach sayısı 0.3 alınarak istenilen şart sağlanmıştır.
22	3.2.5.1.	Roketin iç ve dış basıncı dengeli olmalıdır. Basınç dengesini sağlamak için burun ile gövde ön bölgesi arasında, aviyonik sistemlerin bulunduğu gövde parçasında ve gövde arkası ile motor arasındaki gövde üzerinde 3.0-4.5 mm arasında çapa sahip asgari üç (3) delik bulunmalıdır.		20	İç ve dış basıncın dengelenmesi için 4mm çapa sahip deliklerin açıldığı Üst gövde teknik çizim resim şeklinde belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No.	Açıklama
23	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 İrtifa ve Zorlu Görev Kategorilerinde takımlar roketlerin maruz kalacağı kuvvetleri analizler ve hesaplar ile göstereceklerdir.		48-49 50-51 52-53	Malzeme seçimi yapılırken ilgili şart dikkate alınmıştır. Analizler ve hesaplar detaylı olarak paylaşılmıştır.
24	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.		11	Her parçanın malzeme detayı ilgili sayfada verilmiştir.
25	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.		42	Kullanılacak malzeme döküm çeliktir. İlgili şart sağlanmaktadır.
26	3.2.5.5.	Burun omuzluğunun diğer gövdeye girecek kısmının gövde dış çapının en az bir buçuk (1.5) katı olması gerekmektedir. Entegrasyon gövdelerinin entegre edilecekleri gövdelerin her ikisine de gövde dış çapının en az (0.75) katı kadar girmesi beklenmektedir. Bu duruma uymamak diskalifiye sebebidir.		12	Belirtilen parçaların uzunlukları ve uygunluğu ilgili yansılarda açıklanmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No.	Açıklama
27	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.		4	OpenRocket tasarımın görselinde kaydırma ayaklarının konumu gösterilmiştir.
28	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.			Tasarımda çıkıntı yaratan ve roketin yapısal/aerodinamik bütünlüğünü bozacak parça bulunmamaktadır.
29	3.2.5.10.	Uçuş bilgisayarı ve görev yükündeki tüm anahtarlar roketin nozülünden azami 2500 mm mesafede olmalıdır.		4	Roket üzerinde bulunan anahtarların roket nozülüne uzaklığı azami mesafeyi geçmemiştir.
30	3.2.5.11.	Roket motoru, bütün gövde bağlantıları tamamlandıktan sonra gerektiğinde demonte edilebilir bir şekilde montajlanmalıdır.		34	İlgili şartı sağlaması için motorun nasıl montajlanacağı görsellerle ve yazıyla belirtilmiştir.
31	3.2.6.1.	Rokette bulunan ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilir.		55	İlgili yansıda açıklama yapılarak karşılandığı belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No.	Açıklama
32	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.		55,58,59	İlgili yansılarda açıklama, şematik tasarım, blok diyagram ve kart tasarımı 3 boyutlu görüntüsü ile karşılandığı belirtilmiştir.
33	3.2.6.6	Ticari uçuş kontrol bilgisayarında konum belirleme ve haberleşme sistemi bulunmuyorsa takımların ayrıca haberleşme bilgisayarı geliştirmesi zorunludur.		53,61,62	İlgili yansılarda açıklama, şematik tasarım, blok diyagram ve kart tasarımı 3 boyutlu görüntüsü ile karşılandığı belirtilmiştir.
34	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.		55,58,59, 63,64	İlgili yansılarda açıklama, şematik tasarım, blok diyagram ve kart tasarımı 3 boyutlu görüntüsü ile karşılandığı belirtilmiştir.
35	3.2.6.9.	Sistemde kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarının arasında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bağlantı olamaz.		56,58,63	İlgili yansılarda açıklamada ve blok diyagram ile karşılandığı belirtilmiştir.
36	3.2.6.10.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır. Her bilgisayarın kendisine ait işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması olmalıdır.		58,59,63, 64	İlgili yansılarda şematik, kart tasarımı 3 boyutlu görüntüsü ve blok diyagram ile karşılandığı belirtilmiştir.
37	3.2.6.11.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmalıdır.		56,58,63	İlgili yansılarda açıklama yapılarak karşılandığı belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No.	Açıklama
38	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.		55,56,58, 59,63,64	İlgili yansılarda açıklama, şematik tasarım, tablo, blok diyagram ve kart tasarımı 3 boyutlu görüntüsü ile karşılandığı belirtilmiştir.
39	3.2.6.13.	Uçuş kontrol bilgisayarlarında en az iki (2) adet sensör bulunmalıdır ve uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmalıdır.		59,64	Ana uçuş bilgisayarında iki adet sensör bulunmaktadır, yedek ticari uçuş bilgisayarı verilen kataloğa uygun olarak tek sensör barındırmaktadır.
40	3.2.6.14.	Bütün uçuş kontrol bilgisayarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır.		55,59,64	İlgili yansılarda açıklama, şematik ve kart tasarımı 3 boyutlu görüntüsünde karşılandığı belirtilmiştir.
41	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).		59,64	Ana ve yedek uçul kontrol bilgisayarları birbirinden farklıdır. Biri özgün diğeri ticaridir. İlgili yansılarda karşılandığı belirtilmiştir.
42	3.2.6.16.	Uçuş kontrol algoritmasında GPS'den gelen veriler ile ayrılma sistemi tetiklenmemelidir.		56,60,61	İlgili yansılarda açıklama yapılarak karşılandığı belirtilmiştir.
43	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).*		58,63	İlgili yansılarda açıklama, şematik tasarım, blok diyagram ile belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No.	Açıklama
44	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.		56,60,61	İlgili yansılarda açıklama yapılarak karşılandığı belirtilmiştir.
45	3.2.6.20.	Bütün takımların, roketlerinden ve faydalı yüklerinden anlık olarak veri alan bir yer istasyonuna sahip olması gerekmektedir.		43,46,55,58, 63	İlgili yansılarda açıklama yapılarak ve blok diyagramlar ile karşılandığı belirtilmiştir.
46	3.2.6.21.1.	Roketlerin kurtarılmasına çıkılması için rokete ait konum verilerinin yarışmacı yer istasyonuna anlık olarak iletilmiş olması gerekmektedir.		55,67	İlgili yansıda blok diyagram ile karşılandığı belirtilmiştir.
47	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.		67	İlgili yansıda yapılan link bütçesinde belirtilmiştir.
48	3.2.6.23.	RF modülünün gücü değerlendirilerek link bant genişliği bütçesinin yapılması ve ilgili tasarım raporlarında sunulması gerekmektedir.		67	İlgili yansıda verilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No.	Açıklama
49	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.		57,62,67	İlgili yansılarda belirtilmiştir.
50	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.		56,58,63	Aviyonik bölmesinin kapağına montajlı şekilde bilgisayarları başlatmak için anahtarlar bulunacaktır. İlgili yansılarda açıklama ve blok diyagramlarla belirtilmiştir.
51	3.2.6.28.	Görev Yükü içerisindeki elektronik devrelere de roket gövdesi üzerinde yer alacak uygun anahtarlarla güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.		45	İlgili yansıda açıklaması yapılmıştır.
52	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.		58,59,63 ,64	İlgili yansılarda şematik, kart tasarımı 3 boyutlu görüntüsü ve blok diyagram ile karşılandığı belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No.	Açıklama
53	3.2.6.33.	Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir.		60	İlgili yansıda açıklama yapılarak karşılandığı belirtilmiştir.
54	3.2.6.34.	Karar verme parametrelerinde sensörlerden okunan veriler esas olmalıdır.		60,61	İlgili yansılarda açıklama yapılarak karşılandığı belirtilmiştir.
55	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.		60,61	İlgili yansılarda açıklama yapılarak ve akış şemasında karşılandığı belirtilmiştir.
56	3.2.6.36.	Özgün uçuş bilgisayarları ve tüm uçuş algoritmaları takım üyelerinin kendi özgün tasarımları olmalıdır. Takım üyeleri özgün sistemler ile ilgili detayları açıklayabilmeli ve özellikle uçuş algoritmalarını değiştirebilecek yetkinlikte olmalıdır. Tasarımlarının özgün olmadığı tespit edilen takımlar diskalifiye edilecektir.		55,58,59, 60	İlgili yansılarda açıklama yapılarak, blok diyagramlarında ve akış şemasında karşılandığı belirtilmiştir.
57	3.2.6.37.	Kullanılacak ticari uçuş kontrol bilgisayarlarının EK-7'de yer alan listedeki ürünlerden (Yarışma Komitesi tarafından onaylanmış olan ürünler) seçilmesi gerekmektedir.		62	İlgili yansıda görülen ticari bilgisayar, EK-7de yer alan listedeki ürünlerden biridir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No.	Açıklama
58	3.2.7.1	Tasarım ve üretim aşamalarında kullanılacak malzeme, donanım ve süreçler insan sağlığına ve çevreye zarar vermemelidir.			Roket bütününde kullanılan malzemeler ilgili şartı sağlamaktadır. Üretim ve test aşamalarında da dikkat edilmiştir.
59	3.2.7.3.	Tasarım, üretim ve test süreçleri için planlamalar ve risk azaltma çalışmaları yapılmalı ve ilgili tasarım raporlarında bu çalışmaların yapıldığı sunulmalıdır.		55	Ayrılma ve uçuş bilgisayarları sistemleri üzerinde yapılan risk azaltma çalışmaları ilgili yansılarda belirtilmiştir.
60	3.2.7.4.	Tasarım, üretim, entegrasyon ve atış günlerinde güvenliği tehlikeye atacak unsurlar belirlenmeli, gerekli tedbirler eksiksiz planlamalı ve icra edilmelidir.		86-87-88 89-90	Tespit edilen risklere karşı alınacak tedbirler Hata Türleri ve Etki Analizinde listelenmiştir.
61	3.2.7.5.	Fırlatma, uçuş ve kurtarma aşamalarında sistemin güvenliğini tehlikeye atacak risklerin varlığı önceden listelenmeli ve risk azaltıcı tedbirler planlanıp icra edilmelidir.		86-87-88 89-90	Tespit edilen riskler ve alınacak tedbirler Hata Türleri ve Etkileri Analizinde listelenmiştir.
62	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.		46-47-67-68	Gerekli analiz ve testler yapılmış, ilgili slaytlarda sunulmuştur.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No.	Açıklama
63	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).		48,49,50, 51,52,53	İlgili yansılarda belirtilmiştir.
64	4.3.4.	Benzetim süreçleri iteratif olup, roket tasarımının geçirdiği aşamalar neden-sonuç ilişkileriyle birlikte KTR'de sunulmalıdır.			KTR'de bütün ayrıntılar şartlara uygun olarak sunulmuştur.
65	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.		4	Genel gösterim ilgili slaytta verilmiş diğer tüm parçalar da KTR gösterilmiş ve anlatılmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No.	Açıklama
66	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).		32,33, 34	Montaj stratejisi ayrıntılı olarak anlatılmıştır.
67	4.3.7.	Gövde, burun, elektronik kart vb. gibi tüm sistemlerin nerede, nasıl ve hangi malzemeler ile üretileceğinin bilgisi detaylı olarak verilmelidir.			Üretim bilgileri KTR içerisinde detaylı olarak verilmiştir.
68	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).		67-68	Test ve üretim planları hazırlanmıştır.
69	4.3.9.	Tasarımın üretilebilir olduğunun kanıtlanması ve analiz/test sonuçlarının TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesine sunulması gerekmektedir.		45,46,47,48,49,50,51,52,66,67	İlgili yansılarda analiz ve test sonuçları sunulmuştur.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No.	Açıklama
70	4.3.11.	TEKNOFEST Yarışma Komitesi tarafından takımlara sağlanacak sıcak gaz üretecine esas olacak nihaî analizler (basınç, sıcaklık vb. beklentileri) KTR'de sunulmalıdır.		40	İlgili yansıda sunulmuştur.
71	4.3.17.	Sistem üzerinde bulunan ve bataryalar tarafından beslenen tüm elektronik bileşenler anahtarlama devre şematiklerini içerecek şekilde KTR'de belirtilecektir			İlgili şart sağlanmıştır.

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)
						Yerel Etki	Son Etki		Önleyici	Tespit Edici		
HT-1	Testlerde Kullanılacak Kara Barut	Basınç üreterek kurtarma sistemini çalıştırmak	Barutun nemlenmesi	Yüksek neme maruziyet	Depolama Taşıma	Oluşacak basıncın azalması ve paraşütlerin açılması için gerekli itme kuvvetinin oluşamaması	Kurtarma işleminin başarısız olması	Periyodik Ateşleme Testi	Kullanılacak barut Malzeme Güvenliği Kılavuzunda (MSDS) belirtilen şekilde saklanacaktır. Periyodik olarak ateşleme testleri gerçekleştirilecektir.	Periyodik Ateşleme Testi	Farklı saklama koşullarında yedek barut bulundurulması. Barut tedarik kanalı ile sürekli iletişim halinde olunarak hata oluşumu durumunda yeniden tedarik edilmesi	10
HT-2	Kurtarma Sistemi	Barutun ateşlenmesi sonucu oluşan basınç ile paraşütleri ve faydalı yükü roketten ayırmak	Paraşütlerin ve paraşüt iplerinin tutuşması	Barutun kıvılcım çıkarması	Uçuş	Paraşütlerin zarar görmesi sonucu sürükleme katsayısını değişmesi hesaplanan iniş hızlarına ulaşılamaması. Paraşüt iplerinin hasarlanması sonucu kopması	Kurtarma işleminin başarısız olması	Ateşleme Testi	Barut haznesi içerisine keçe konularak kıvılcımın ilerlemesi önlenecektir.	Ateşleme test sonuçlarının incelenmesi	Paraşütün tutuşmasını engellemek için yanmaz kumaş kullanımı ve paraşüt ipi malzemesi olarak yanmaz kevlar ip seçimi	4
HT-3	Elektronik Fünye	Aviyonikten gelen komut ile kara barutu ateşlemek	Fünyenin yetersiz akım çekmesi	Pilin verebileceği maksimum akım değerinin düşük olması	Uçuş	Barutun tetiklenememesi	Kurtarma sisteminin çalışmaması sonucu roketin balistik olarak çakılması	Periyodik Ateşleme Testi	Anlık verebileceği maksimum akımı yüksek pil seçimi	Periyodik Ateşleme Testi	Yüksek C ve akım değerine sahip Li-Po pil seçimi	10
HT-4	Kara Barut	Basınç üreterek kurtarma sistemini çalıştırmak	Barutun oluşturduğu basıncın düşük yada fazla olması	Barutun eksik yada fazla kullanılması	Uçuş	Yetersiz basınç oluşumunda kurtarma sisteminin çalışmaması. Fazla basınç oluşumunda diğer alt sistemlerde hasarlanma	Kurtarma işleminin başarısız olması	Periyodik Ateşleme Testi	Barut hesabının toleranslı yapılması ve farklı miktarlarda barut ile testler gerçekleştirerek optimum değerin bulunması	Ateşleme test sonuçlarının incelenmesi	Fazla gelmesi durumunda diğer alt sistemlere etkisini azaltmak ve sızdırmazlık sağlaması amacıyla iç destek gövdesi kullanılması. Yetersiz gelmesi durumunda basınçlandırma plakası kullanılarak etkiyi artırmak	4

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
						Yerel Etki	Son Etki		Önleyici	Tespit Edici		
HT-5	Burun Konisi	Uçuş esnasında rokete etki eden aerodinamik direnci en aza indirmek ve hava akımının gövde üzerinde düzgün şekilde devamını sağlamak	Bütünlüğün bozulması	Burunun montajının yerde taşımadan ötürü zarar görmesi	Taşıma Rampaya yükleme ve ateşlemeye hazırlık	Burunun roketten istemsizce ayrılması	Roketin bütünlüğünü yitirmesi	Gözle muayene	Montajın, burunun da ayrılacağı düşünülerek yeterli dayanımda yapılması	Uçuş öncesi yer testleri	Hata oluşması durumunda montajın yedek plastik cıvatalarla desteklenerek bütünlüğün sağlanması	1
HT-6	Görev Yükü	Belirli bir irtifada bırakılıp roketten ayrı bir şekilde kurtarılacak olan bilimsel verileri toplayan yük	Görev yükünün roket içerisinde düzensiz hareketi	Görev yükünün düzgün şekilde sabitlenmemesi	Uçuş	Roket yörüngesinin hesaplamalardan uzaklaşması ve istenilen irtifaya ulaşılmaması	Uçuş görevinde irtifa şartının sağlanamaması	Görsel Muayene	Görev yükünün gövde içerinde sabitlenmesi için taban tasarımı yapılması	Görsel muayene	Görev yükü üzerine gövde iç çapına denk gelicek şekilde bilyeler yerleştirilerek sabitlenmesi	1
HT-7	Kurtarma Sistemi (Paraşütler)	Roketin yere güvenli iniş yapabilmesi	Paraşüt ipinin dolaşması	Yanlış katlama tekniği	Uçuş	Paraşütün açılamaması/geç açılması	Yüksek hızla iniş yapması	Görsel Muayene	Paraşütün yuvasına yerleştirilmesinden önce iplerin düzgün serilmesi uygun katlama tekniği ile katlanması	Uçuş öncesi muayene	Paraşüt açıldıktan sonra iplerin karışmasını engellemek için fırdöndü kullanımı	7
HT-8	Kurtarma Sistemi (Paraşütler)	Roketin yere güvenli iniş yapabilmesi	Paraşüt ipinin düğümünün çözülmesi	Uygun düğüm tekniğinin kullanılmaması	Uçuş	Paraşütlerin açılamaması	Kurtarılmanın sağlanamaması	Görsel Muayene	Uygun düğüm tekniği kullanılarak bağlanılması	Uçuş öncesi muayene	Her düğümü makaron kullanarak sabitlemek	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
						Yerel Etki	Son Etki		Önleyici	Tespit Edici		
HT-9	Kanatçık	Uçuş sırasında roketin kararlılığını sağlamak	Kanatçıkların taşınırken yapısal deformasyona uğraması	Taşıma sırasında darbe alması	Depolama Taşıma	Kanatçığın düz yapısının bozulması	Kanatçıklarda taşıma kuvveti oluşup başa yol izlemesi	Görsel Muayene	Yedek kanatçık üretilmesi	Kanatçığın eğilme burulma durumunu incelemek	Hasar alan kanatçıkları yedekleri ile değiştirmek ,kanatçıkları darbe almayacak şekilde taşımak	1
HT-10	Kanatçık Sabitleyicisi	Kanatçığın roket ile bütünlüğü sağlamak	Kanatçık sabitleyicsinin kanat tarafından kesilmesi	Kanatçık sabitlecisin yeterli dayanımım olmaması	Uçuş	Kanatçığın yerinden çıkması	Roketin kararlılığı bozulması	Analiz	Kanatçık sabitleyicisi yeterli dayanımı sağlayacak şekilde üretmek	Yapısal analizler	Kanatçık sabitleyicisinin hasarlanması durumunda bile kanatçık merkezleme halkalarında bulunan kesikler kanatçığı tutmaktadır.	4
HT-11	Merkezleme Halkası	Motor itkisinin roket gövdelerine iletilmesini sağlamak	Hatalı üretim	Ölçüm Hatası	Üretim	Merkezleme halkasının içine motorun oturmaması	Roketin kararlı bir yol izlememesi	Ölçüm	Ölçümleri birden fazla kişinin kontrol etmesi	Üretim öncesi ve sonrası kontroller	Merkezleme halkalarını yedek olarak farklı tolerans değerlerinde üretmek	1
HT-12	Motor Kapağı	Motorun roketin alt gövdede güvenli şekilde kalmasını sağlamak	Yeterli dayanıma sahip olmaması	Malzeme seçimi	Üretim	Arka kapağının yetersiz dayanıma sahip olması	Roketin iniş sırasında roket motorun çıkması	Analiz	Analiz sonuçlarını kontrol etmek	Basma Testi	Analiz sonuçlarını kontrol edip uygun malzeme seçilmesi ya da kalınlığının değiştirilmesi	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
						Yerel Etki	Son Etki		Önleyici	Tespit Edici		
HT-13	Motor Kapağı	Motorun roketin alt gövdede güvenli şekilde kalmasını sağlamak	Motor kapağı takıldıktan sonra boşlukların oluşması	Ölçüm Hatası	Üretim	Motor kapağı ile motor arasında boşluk olması ya da motor kapağının merkezleme halkasına tam yapışmaması	Motorun alt gövdede hareket etmesi	Görsel Muayene	Motor kapağı montajı sonrası boşluk oluşması	Motorun ileri geri hareket etmesi	İnce plakalar üretmek ya da pullar eklemek	1
HT-14	Burun Konisi ve Gövde	Roketin yapısal ve aerodinamik bütünlüğünü sağlamak	Uygun olmayan depolama	Depolama ortamındaki nemin ayarlanamaması	Depolama	Roket üretiminde kullanılan epoksinin nemden etkilenmesi	Çapta ya da burun ölçülerinde değişmeler	Ölçüm	Üretim bittikten sonra uygun ortam koşullarında muhafaza edilmesi	Uçuş öncesi yer testleri	Uygun görülen parçalar zımparalama veya başka işlemlerden geçirilmesi	1
HT-15	Burun Konisi	Uçuş esnasında rokete etki eden aerodinamik direnci en aza indirmek ve hava akımının gövde üzerinde düzgün şekilde devamını sağlamak	Pürüzlü yüzey	Üretimde kullanılan epoksinin eşit dağılmaması düzgün kurumaması	Üretim	Pürüzlü, düzgün olmayan bir koni oluşması	Aerodinamik bozukluklar	Elle muayene	Vakum torbalama uygulanması	Uçuş öncesi yer testleri	Buruna zımapalama yapılması	1
HT-16	Cıvatalar	Yapısal parçaların bağlantısını sağlamak ve yükü aktarmak	Montaj sırasında cıvata başının yapısının bozulması	Montaj sırasında fazla tork kullanımı yada birden çok kez sökülüp takılmış cıvata kullanımı	Montaj	Cıvataların yük etkisinden kırılma ya da kopma göstermesi	Roketin montajının tam olarak tamamlanamaması	Görsel ve elle muayene	Kullanılacak cıvataların alyan başlı seçilerek bozulma ihtimalinin azaltılması ve uygun değerde torklama yapılması	Montaj sırasında yapılan muayene	Civataların yedekleriyle değiştirilmesi	1

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
						Yerel Etki	Son Etki		Önleyici	Tespit Edici		
HT-17	Batarya	Aviyonik sisteme güç sağlamak	Sisteme yeterli akım verilememesi	RF modülünün fazla güç kullanımı	Rampaya Yükleme ve Ateşlemeye Hazırlık	Aviyoniğe yeterli güç verilememesi	Sensörlerin ve bilgisayarın çalışmaması, roketle iletişim kurulamaması	Telemetri Verileri ve Pil Kontrolü	Güç hesabı yapılması ve gereken gücün en az 1/3 oranında daha fazla güce sahip pil seçimi.	Uçuş öncesi yer testleri	Yedek uçuş bilgisayarı kullanılması	7
HT-18	Uçuş Bilgisayarı	Kurtarma sistemi fünyesini ateşlemek	Ateşleme bağlantı noktalarında kopukluk	Fünye kablosunun dayanıksız olması	Uçuş	Fünyenin ateşlenmemesi	Kurtarma görevinin gerçekleştirilememesi	Yer İstasyonundan okunan hız ve irtifa verieri.	Şok Testi	Multimetre ile ateşleme testi	JST konnektör ve bu konnektörün bilgisayara bağlı olan kısmını silikon veya yapıştırıcı ile güçlendirmek	10
HT-19	Uçuş Bilgisayarı	Uçuş görevlerinin gerçekleştirilmesi için verileri sağlamak	İşlemci arızası	Titreşim ve şok etkisi	Uçuş	Uçuş bilgisayarının çalışmaması	Ayrılma için gerekli verilerin hesaplanamaması sonucu kurtarma işleminin gerçekleştirilememesi	Telemetri Verileri	Telemetri Verileri İle Uyarı	Şok ve titreşim testinin yapılması	Şok emici vida eklemek ve yedek uçuş bilgisayarı kullanılması	10
HT-20	Veri İletim Bilgisayarı	Yer istasyonu ile iletişim sağlamak	İletişimin kopması	Güç yetersizliği, frekans karışımı	Uçuş	Veri iletimin aksaması	Yer istasyonuna sağlıklı veri alınamaması	Telemetri Verileri	Farklı frekans bandında çalışmak ve verileri belirli adrese şifreli şekilde göndermek.	Veri iletim testi yapılması	Farklı frekans bandında yedek veri iletim bilgisayarı kullanmak.	7
HT-21	Sensörler	Uçuş bilgisayarına gerekli verilerin sağlanması	Hatalı veri alınması veya veri alınamaması	Şok etkisi, yüksek titreşim ve alçak basınç	Uçuş	Kurtarma işleminin yanlış irtifada aktifleşmesi	Kurtarma işleminin başarısız olması	Alınan Telemetri Verilerin Kontrolü	Alçak Basınç, Şok, Yüksek Titreşim Altında Çalışabilecek Sensör Seçimi.	Uçuştan önce gerekli testlerin yapımı.	Yedek uçuş bilgisayarı kullanılması	7

Referanslar

[1] Rocketry Calculator (2021). BP Estimator. (2022.02.18) tarihinde, Erişim adresi https://rocketrycalculator.com/rocketry-calculator/bp-estimator/

[2] Knacke, T. W. (1991). Parachute Recovery Systems Design Manual, s. 6-29 – 6-30. Erişim adresi https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA247666

[3] Asılyazıcı, E (1996). Model Roket Tasarımı [Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi]. s. 69. Erişim adresi https://polen.itu.edu.tr/bitstream/11527/11374/1/517.pdf

[4] Knacke, T. W. (1991). Parachute Recovery Systems Design Manual, s. 4-14 – 5-2. Erişim adresi https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA247666

[5] Islam, T. & Islam, S. & Mahmud, S. U. & Haider, H. (28.12.2017). Comparison of Complementary and Kalman Filter Based Data Fusion for Attitude Heading Reference System, s. 4-6. Erişim adresi https://aip.scitation.org/doi/pdf/10.1063/1.5018520

Referanslar

[6] Çayıroğlu, İ. (2012). Kalman Filtresi ve Programlama, Karabük Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, (2022,02,10) tarihinde, s. 2-4. Erişim adresi
https://guraysonugur.aku.edu.tr/wp-content/uploads/sites/11/2018/05/Kalman_Filtresi_IbrahimCayiroglu.pdf