

# TEKNOFEST-2024 ROKET YARIŞMASI

## Orta İrtifa Kategorisi Kritik Tasarım Raporu

### OSTİMTECH ROKET TAKIMI

Yarışma Kategorisi ve Takım Kimliği			
<i>Prof. Dr. Sinan KIVRAK Takım Danışmanı Elektrik Elektronik Mühendisliği Ostim Teknik Üniversitesi Ankara/TÜRKİYE</i>	<i>Turgut ŞAHİN Takım Kaptanı Malzeme Bilimi ve Mühendisliği Ostim Teknik Üniversitesi Ankara/TÜRKİYE</i>	<i>Mete Kağan Işıklı Aviyonik Elektrik Elektronik Mühendisliği Ostim Teknik Üniversitesi Ankara/TÜRKİYE</i>	<i>Mustafa Enes Öztürk Aviyonik Elektrik Elektronik Mühendisliği Ostim Teknik Üniversitesi Ankara/TÜRKİYE</i>
<i>Muhammet YASİN  Sponsorluk Elektrik Elektronik Mühendisliği</i>	<i>Ömer Faruk ÇELİK  Doküman Bilgisayar Mühendisliği  Fırat Üniversitesi</i>	<i>Zeynep Dila KAYA Doküman Havacılık ve Uzay Mühendisliği Ostim Teknik Üniversitesi Ankara/TÜRKİYE</i>	<i>Doruk Dilaver MALGİR  Tasarım  Tarım Makineleri ve Teknolojileri</i>

*Ostim Teknik  
Üniversitesi*

*Elazığ/TÜRKİYE*

*Mühendisliği  
(Mezun)*

*Ankara/TÜRKİYE*

*Ankara Üniversitesi  
Ankara/TÜRKİYE*

*Mert DİLEKMEN*

*Analiz*

*Endüstriyel Tasarım  
Mühendisliği*

*Gazi Üniversitesi*

*Ankara/TÜRKİYE*

## **I. Giriş**

Dünyada ve ülkemizde hızla gelişen ve ticarileşen Havacılık ve Uzay sektörü özellikle uzay çalışmaları alanında roket teknolojisi üzerinden ilerlemektedir. Roketler geçmişten beri süregelen bilimsel görevleri dışında ticari bir misyon da üstlenmeye başlamıştır. Bu durum da bu alanda

alışan şirketlerin önünü açmakta ve yenilikçi malzeme teknolojileri de bu duruma katkı sağlamaktadır.

Roketilik gerek amatör gerekse devletler aracılığıyla son asırda adeta ağ atlamış durumdadır. Günümüz teknolojik imkanları da göz önüne alındığında eskisi gibi yüksek maliyetli ulaşamaz kişilerin yaptığı bir iş olmaktan çıkıp ilgisi olan amatör insanların dahi yapabileceğı bir alan haline gelmiştir. OSTİMTECH Roket Takımı da bu gelişen ve genişleyen roketilik kültürü içinde yer almak için 8000 ft irtifaya 4 kg kütleli görev yükü çıkarabilecek bir yarışma roketi geliştirme kararı almıştır.

Tasarımla ilgili en zor konulardan biri uygulanabilirlik ve üretilebilirlikti. Bu sebeple tasarıma piyasada uygun fiyata bulabileceğimiz kalıplar aramakla başladık. Aynı zamanda ilk kez roket tasarlayacak olduğumuz için bulabildiğimiz tüm akademik kaynaklardan ve forumlardan faydalandık. Tasarım için başlangıç noktamız ucuza bulabileceğimiz kalıbın çapı oldu.

Daha önce roketilik hakkında hiç bilgisi olmayan kişiler olarak OpenRocket programı bize oldukça yardımcı oldu. OpenRocket'in geniş malzeme kütüphanesi ve basit arayüzü bunun yanında dünya çapında geniş kullanıcı kitlesi tasarımlarımızı 0 maaliyetle simüle edebilmemiz gibi avantajları sayesinde kısa bir süre içinde tasarım yapabilecek bir hale geldik.

Bu aşamada araştırmalarımızın yönünü daha çok Teknofest dokümanları belirledi. Adeta sonsuz bir deniz olan roketilik alanında kaybolmamızın önüne geçti ve bize ilerleyeceğimiz yolu gösterdi.

Malzeme seçimi bir başka kritik konuydu. İsteddiğimiz irtifalara çıkmak için hem dayanıklı hem de hafif malzemeler kullanmanın şart olduğunu fark ettik. Geçmiş yılların raporları bize yol gösterdi ve kompozit kullanmaya karar aldık. Ama her yapısal parçayı kompozitten yapmak mümkün değildi bazı parçalar metal olmalıydı ve pek çok parça iç içe geçmeliydi. Bu aşamada tolerans konusuna ve malzeme özelliklerine hem teorik hem de pratik olarak hakim olduk.

Entegrasyon Gövdesi roket rampaya taşınıncaya kadar roketin kütlelerini taşımalıdır. Gerekli dayanımı sağlarken aynı zamanda yuvasından çıkmaması da gerektiğinden dayanım için statik analizler yapılmış olup yerde ayrılmanın önüne geçmek için nihai toleranslar ayrılma testleriyle beraber tekrardan hesap edilmiştir.

Kanatçıkların merkezlemesinin roket uçuşu için kritik bir önemi olduğu için o parçanın montajı ve sabitlenmesi için özel bir çaba harcanmıştır. Tüm delme kesme süreçleri hassas CNC Frezelerde yapılmış ve kanatçıkların roket eksenine tam paralel olması sağlanmaya çalışılmıştır.

Roketimiz en başından itibaren hep üretilebilirlik ve performans kriterleri göz önüne alınarak tasarlanmış gerekli literatür bilgisinden de faydalanarak her bir komponent için detaylı analiz ve üretim yöntemleri kurgulanmıştır.

Roketin tasarımı ve malzeme seçimi, performans, dayanıklılık ve maliyet açısından kritik öneme sahiptir. Bu yaklaşımların başında, roketin ana gövdesinin yapımında kullanılan malzeme gelmektedir. Geleneksel olarak, roket gövdelerinin yapımında karbon fiber, alüminyum malzemeler tercih edilmektedir. Ancak, bu malzemelerin yüksek maliyeti, proje bütçesini olumsuz yönde etkilemektedir. Bu nedenle, OSTİMTECH roket takımının geliştirdiğı rokette, maliyeti düşürmek amacıyla cam elyaf tercih edilmiştir. Cam elyaf, hafif, dayanıklı ve maliyeti düşük bir malzeme olmasıyla bilinmektedir. Ayrıca, cam elyafın işlenmesi ve şekillendirilmesi kolaydır, bu da üretim sürecini kolaylaştırırken maliyeti minimize etmeye yardımcı olur. Roketin gövdesinin yapımında kullanılan malzemenin yanı sıra, roketin kalıbı da dikkate alınan bir diğerk önemli

unsurdur. Roket gövdesinin imalatında kalıp olarak alüminyum borunun kullanılması, kompozit sarımı yaparken üretim sürecini basitleştirirken maliyeti düşürmeye de yardımcı olur.

Rokette hafiflik açısından motor kundağı kullanılmadan merkezleme halkalarında yardım alınmıştır. Merkezleme halkalarından bir ahşap diğer ikisi alüminyumdan olmak üzere toplamda 3 adet kullanılmıştır. Ahşap olan merkezleme halkası 30mm kalınlığında ahşap malzemeden imal edilmiştir. Buradaki amaç maliyeti ve ağırlığı azaltmak, ayrıca et kalınlığı nedeniyle merkezlemeyi daha iyi sağlamasından dolayıdır. Alüminyum malzemeden yapılan diğer 2 merkezleme halkaları 10mm kalınlığında yapılmıştır. Bu iki balketin alüminyumdan yapılmasının nedenlerini sıralayacak olursak; kanatçık montajının pratik ve ergonomik olarak yapılabilmesi için halkaların üzerine 4'er adet kanatçıkların oturacağı şekilde yuvalar açılarak 'L' şeklindeki kanatçık mesnediyle sabitlenmesini sağlaması, aynı zamanda halkalar üzerine açılan 4 adet kılavuz deliğinden iki halka arasındaki mesafeyi dört mille rahat ayarlamayı ve sürgü şeklinde kanatçık kompleksi ile birlikte rahatça montajlanması açısından kolaylık sağlanmıştır. Kullanılan bu dört milin ayrıca sağladığı bir başka görev ise motor takıldıktan sonra gelen motor arka balketinin montajının da bu 4 mil üzerine takılmasıdır böylelikle kullanılan motorun uzun veya daha kısa olması durumunda balket de mil üzerinde motora uygun olarak takılabilmektedir. Motor arka balketinin mil üzerine sabitlenmesinin bir diğer avantajı üzerine gelen yükü mil sayesinde gövdede sabit olan iki merkezleme halkasına eşit olarak dağıtmasıdır.

Motor ucuna gelen motor ön balketi motorun itki gücünü taşıyabilmesi açısından alüminyum malzemeden 15mm kalınlığından yapılmıştır. Motor balketinin içindeki yuva sayesinde motor ucu rahatlıkla bu yuvaya girip motor merkezlemesi ve atış sırasında oluşacak sarsıntıları indirgeyecek nitelikte olmuştur.

Üretim esnasında OpenRocket ve ANSYS Workbench 2021 R1 verileri üzerinden hesaplanan dayanım miktarının sağlanabilmesi için ilgili üretimler sektör profesyonelleriyle birlikte kurgulanmıştır.

Günümüzde, iklim değişikliği sorunu, insanlığın karşı karşıya olduğu önemli zorluklardan biridir. Bu zorluklarla mücadele etmek için bilimsel ve teknolojik çözümler aranmaktadır. Bulut tohumlama, bu bağlamda önemli bir potansiyele sahiptir. OSTİMTECH roket takımı olarak, iklim değişikliği ile mücadele etmek ve olası etkilerini azaltmak için yenilikçi çözümler arayışında, bulut tohumlama çözümüne başvurduk. Bulut tohumlama, bulutlara kimyasal maddelerin salınması yoluyla yağış miktarını artırmayı amaçlayan bir yöntemdir. Bu yöntem, bulutların içindeki su damlacıklarının büyümesini ve yağış oluşumunu teşvik ederek kuraklıkla mücadelede ve su kaynaklarının yönetiminde potansiyel bir çözüm olarak görülmüştür. Bulut tohumlama görevinin seçilme nedenlerinden bir diğeri, teknolojik ve bilimsel gelişmelerin sağladığı imkanlardır. Yapmış olacağımız roket bu bağlamlar göz önünde bulundurulduğu takdirde maliyet olarak yapımının ucuz olması ve tekrardan kullanılabilirliği açısından avantaj sağlamaktadır.

Roket görev yükünü bırakabilmesi için CO<sub>2</sub> tüpü yerine barut tüplerinden faydalandık. Kesin ve net bir başarı istenildiğinden dolayı sisteme ikişer barut tüpü konmuştur. Barut tüplerinin bağlı olduğu balketlerin et kalınlıklarını arkasında bulunan aviyonik sisteme zarar gelmemesi ve uzun ömür sağlaması açısından 10mm kalınlığında alüminyum malzeme kullanılmıştır. Balketlerin roketin gövdesine tutunmasını sağlayan 6 adet perçinle sabitlenmiştir.

Rokette kullanılan sürüklenme, payload ve ana paraşüt olmak üzere toplamda 3 adet paraşüt bulunmaktadır. Sürüklenme paraşütünün bir kısmı burun konisinin içine girerek bize yer tasarrufu, paraşütün açılmasında kolaylık ve denge sağlamıştır. Sürüklenme paraşütünün hemen

altında payload paraşütü bulunmaktadır. Ana paraşüt ise motor üst balketinin üstünde konumlandırılmıştır.

Aviyonik havacılıkta uçaklar, yapay uydular ve uzay araçlarının elektronik sistemleri için kullanılan terimdir. Aviyonik sistemleri arasında iletişim, navigasyon, birden fazla sistemin görüntü ve yönetimi ve bireysel işlevleri gerçekleştirmek için uçaklara takılan yüzlerce sistem sayılabilir. Bu sistemler bir polis helikopterinin arama spotu gibi basit bir sistemden havadan erken uyarı platformları gibi komplike sistemlere kadar çeşitlidir. Terim İngilizce havacılık anlamına gelen "aviation" ile elektronik anlamına gelen "electronics" kelimelerinden türetilmiştir. Bugün kullanılan pek çok modern aviyoniklerin geliştirilmesi II. Dünya Savaşı dönemindeki çalışmalara dayanır. Roket aviyoniği denildiğinde ise roketin uçuşunu yöneten elektronik sistemler anlaşılmalıdır. Bu elektronik sistemlerin içerdiği çeşitli türden sensörler ve komponentler roketin beynini oluşturmaktadır. Ticari uçuş kartları kullanıcının kendi elektronik sistemini geliştirmesine gerek kalmadan hazır olarak satın alıp gerekli ayarlamaları yaptıktan sonra roketine entegre edebileceği elektronik sistemlerdir. Özgün uçuş kartları ise kullanıcının isteğine göre şekillenen ve hem üretim hem de tasarım aşamalarında kullanıcının rol olması gereken kartlardır. Roketi yönetmek için aynı anda hem özgün hem de ticari uçuş kartları kullanılabilir. Özgün uçuş kartları roketi yönetecek olan algoritmaya göre şekillenecek kartlardır. Roketin uçabileceği en yüksek noktaya kadar uçup paraşüt açıp kurtarma sürecinde kullanılacak olan algorithmada yükseklik, roketin burun kısmının yer ile yaptığı açı gibi parametreler kullanılacaksa buna uygun sensörler kullanılmalıdır. Genel olarak özgün uçuş kartlarında tüm kartı yöneten bir mikro kontrolcü, basınç verisini işleyip yükseklik verisine çevirecek bir basınç sensörü, roketin konumunu ileten GPS sensörü, roketin yeryüzü ile iletişimi sağlayan haberleşme modülleri, roketin açı ve üç ekseninde ivme değerlerini gösteren ivme ve açı ölçer sensörü ve karta güç

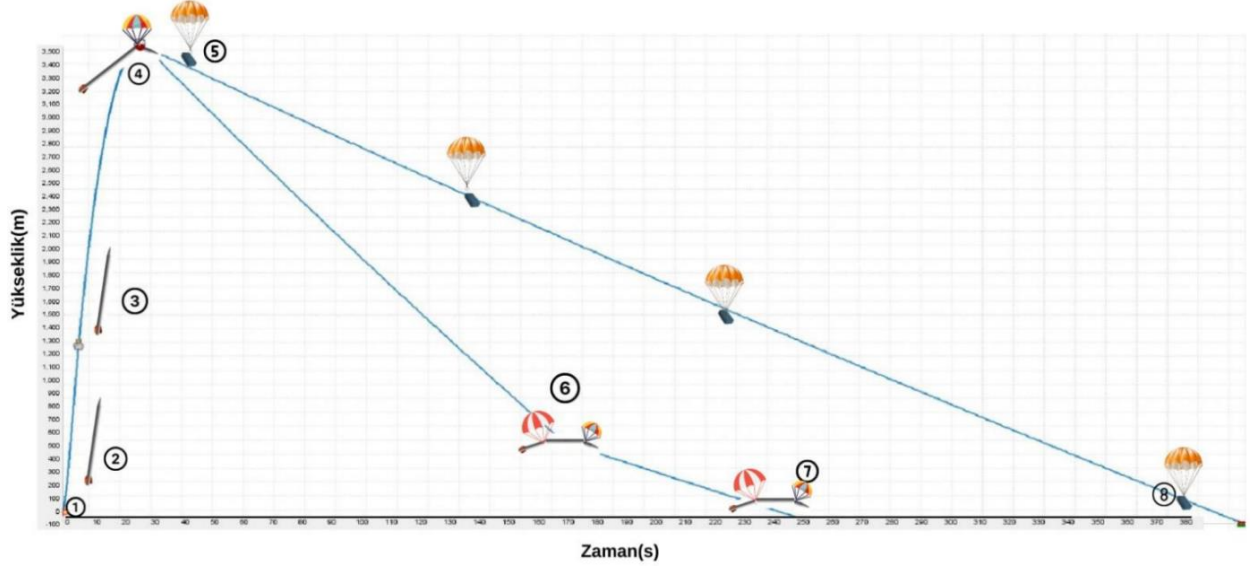
sağlayacak güç kaynağı bulunmaktadır. Uçusunu bitirip güvenli inişini tamamlayan roketler yeniden kullanılmak üzere kurtarılır ve süreç tamamlanır.

### TAKIM ÜYELERİNİN BULUNDUĞU ŞEMA



### Operasyonel Görev Konsepti

Operasyonel Görev Konseptimiz roketin rampaya takılıp aviyoniklerin açılması ve fırlatmanın yapılmasından roketin kurtarılmasına kadar olan aralığı kapsamaktadır. Roket motoru ateşlendikten sonra roket dışarıdan herhangi bir müdahale olmaksızın tüm aşamaları kendi başına gerçekleştirecektir. Bu aşamalar esnasında yer istasyonuna istenen verileri iletecektir.



	Operasyonel Aşamalar	Zaman (s)	İrtifa (m)	Hız (m/s)
1	Fırlatma	0 s	0 m	0 m/s
2	Rampa Tepesi	0,4 s	6 m	30,4m/s
3	Burn Out	6,5 s	1280 m	246 m/s
4	Apogee*	26,4 s	3425 m	0 m/s
5	Görev Yükünün Ayrılışı	26,4 s	3425 m	0 m/s
6	Ana paraşütün açılması	163,3 s	600 m	-18,3m/s**
7	Roketin yere inişi	246 s	0 m	7m/s***
8	Faydalı yükün yere inmesi	384 s	0 m	8,8m/s****

Tabloda belirtilen değerler OpenRocket 22.02 üzerinden alınmıştır. Ayrıca altında kendi hesaplamalarımız da eklenmiştir.

- Apogee\*: Roket tepe noktasına ulaştığı anda sürüklenme paraşütü açılacaktır.
- -18,3m/s\*\*: Kendi hesaplamalarımızda (kurtarma ve paraşüt açma sistemi kısmında yazmaktadır) 22,38 m/s olarak hesaplanmıştır.

- 7m/s\*\*\*: Kendi hesaplamalarımızda (kurtarma ve paraşüt açma sistemi kısmında yazmaktadır) 6,65m/s olarak hesaplanmıştır.
- 8,8m/s\*\*\*\*: Kendi hesaplamalarımızda (kurtarma ve paraşüt açma sistemi kısmında yazmaktadır) 8,277m/s olarak hesaplanmıştır.

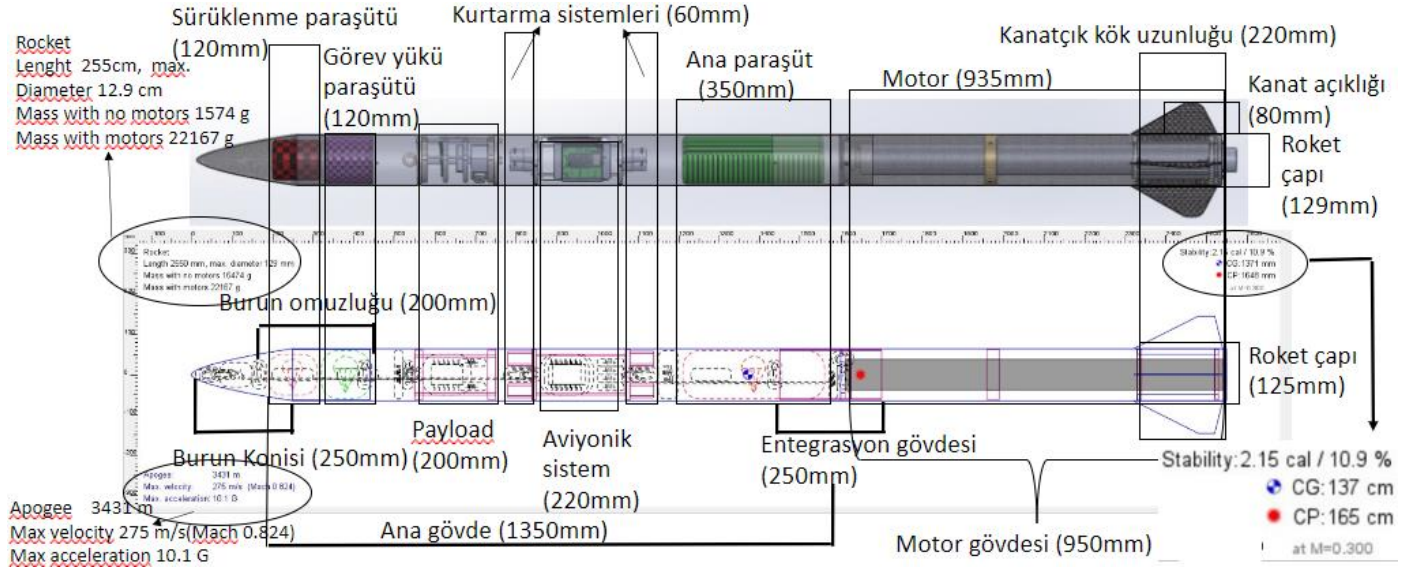
## II.Sistem Mimarisi ve Analizi

### a. Genel Sistem Mimarisi

Alt Sistem	İşlevi
Burun Konisi	Havayla direnciyle ilk karşılaşan ve hava direncini mümkün olduğunca azaltan bileşendir. Ayrıca farklı tasarımlarda görev yükünü de barındırır.
Burun Omuzluğu	Burun konisi ile ana gövdeyi birbirine bağlar.
Sürüklenme Paraşütü	Ana paraşüt açılıncaya dek roketin güvenli ve rüzgar sürüklenmesinden en az etkilenecek şekilde düşüşünü sağlar.
Görev Yüğü Paraşütü	Görev yükünün güvenli ve sağlam inişini sağlar.
Payload	Bilimsel görev yükünü içerir roketin tüm amacı Payload'ı istenilen irtifaya çıkarmaktan ibarettir.
Kurtarma(Ayrılma) Sistemi	Payload'ın ve roketin istenilen irtifada ayrılmasını ve kurtarmayı yapacak olan paraşütlerin roket dışına atılması için gerekli olan basınçlandırmayı sağlar.
Ana Gövde	Faydalı Yük, Paraşütler, Kurtarma Sistemi, Aviyonikler ve Payload'ı içeren roketin ana yapısal parçasıdır.
Aviyonik Sistem	Kurtarma sisteminin Apogee ve 600-400 m arasındaki aktifleşmesini kontrol eden sistemdir. Aynı zamanda haberleşmeden de sorumludur.
Ana Paraşüt	Roketin nihai kurtarılması için açılan ikinci ve daha büyük olan paraşüttür.
Entegrasyon Gövdesi	Ana gövde ile motor gövdesini birbirine entegre eder.
Motor	Roketin görevini gerçekleştirmesi için gerekli olan irtifaya ulaşması için gerekli itkiyi sağlayan güç kaynağıdır.
Motor Gövdesi	İç tarafında motoru, dış tarafında kanatçıkları tutar.
Kanatçıklar	Roketin görev boyunca stabil uçuş yapmasını statik olarak sağlayan sistemdir.
Aviyonik Bulkhead	Roketin içine montajlanacak aviyonikler ve kurtarma sistemi için bir bağlantı elemanıdır aynı zamanda da yapısal parçalardır.
Motor Ön Bulkhead	Motor ve Roketi birleştirir. İtkinin rokete iletilmesini sağlarken üzerinde bulunan cıvata sayesinde motorun sabitlenmesini sağlar.



Motor Arka Bulkhead	Kurtarma sonrası paraşütlerin açılmasından kaynaklı ivmenin motoru yuvasından çıkarmasını önler.
Merkezleme Yüzüğü	Roket motorunun eksenine roketin eksenini eşitle ve kanatçıklar için montaj yapısal parçasıdır.



KRİTER	ÖLÇÜ	KRİTER	ÖLÇÜ
Boy (mm)	2550 mm	Kalkış İtki/Ağırlık Oranı	6,21
Çap (mm)	129 mm	Rampa Çıkış Hızı (m/s)	32,2m/s
Roketin Kuru Ağırlığı (gram)	15488 g	Stabilite (0.3 Mach için)	2,15 cal
Yakıt Kütlesi (gram)	3951 g	En Yüksek İvme (g)	10,1 g
Motor Kuru Ağırlığı (gram)	2742 g	En Yüksek Hız (m/s)	275 m/s
Görev Yüğü Ağırlığı (gram)	4300 g	En Yüksek Hız (Mach)	0,82
Toplam Kalkış Ağırlığı (gram)	22181 g	Tepe (Apogee) Noktası İrtifası (m)	3425 m

## **b. Sistem Analizi**

Burun Konisi Ana Gövdeye tatlı-sıkı geçme yöntemiyle ilgili toleranslar verilerek montajlanır. Burun Konisi Omuzluğu Ana Gövdenin içine girer (Omuzluk Boyu=1,55 x Roket Çapı).

Ana gövde ve Aviyonik basketleri 4'er adet M4 vida ile sabitlenir. Aviyonik sistem basketleri arasında olacak şekilde montajlanır.

Kurtarma sistemi olan piroteknik tüpler Aviyonik basketlere M4 vida ile vidalanır.

Ana gövde ve Motor Gövdesi birbirine Entegrasyon Gövdesi sayesinde sabitlenir (Entegrasyon Gövdesi uzunluğu = Roket Çapı X 2). Entegrasyon Gövdesi Ana Gövdeye tatlı-sıkı geçirilirken Motor Gövdesiyle Motor basketi aracılığıyla vidalanır.

Motor basketi hem Entegrasyon hem de Motor Gövdelerine vidalanarak itkiden kaynaklı gövde-basket arasındaki kesme etkisi azaltılmıştır.

Merkezleme Halkaları Motor Gövdesine vidalanır. Motor ve Merkezleme Halkaları tatlı-sıkı geçmeyle montajlanır.

Kanatçıklar Merkezleme Yüzüklerine mesnetler aracılığıyla vidalanır.

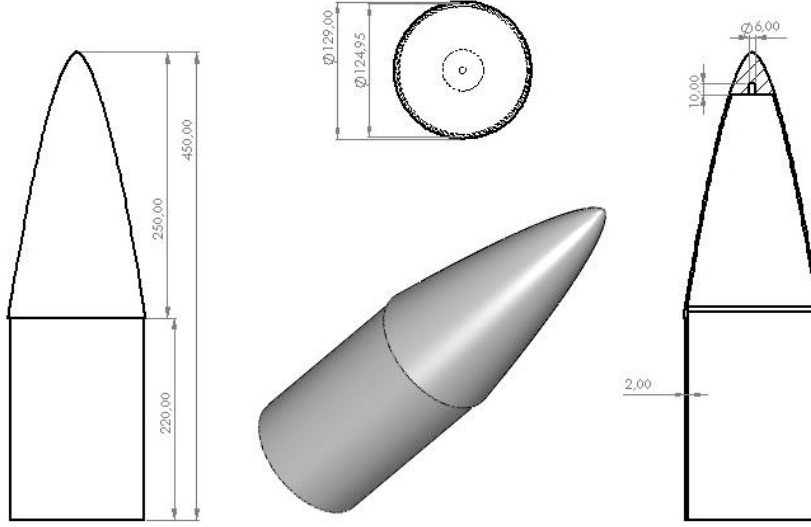
Motor Arka Tutucu basket Merkezleme Yüzükleriyle sonsuz dişliler aracılığıyla montajlanır ve motorun lüle kısmı hariç olmak üzere motora dayanır.

Roket Motoru, Motor Ön basketi ve Motor Arka basketi ile rokete montajlanır. Önde bulunan basket Motora vidalanırken arkadaki lüle kısmı hariç olmak üzere rokete dayanır.

Ortada ki merkezleme yüzüğü ahşap malzemedir

### c. Yapısal

#### 1. Burun Konisi



Burun Konisi CAD görüntüsü

Tasarımımızda ses altı uçuşlar için burun konileri arasındaki tasarımsal farkları inceledik.

Yaptığımız araştırmalar neticesinde aerodinamik ve üretim yöntemlerini de göz önünde bulundurarak Power Serisi Burun Konisi şeklini tercih ettik. Burun Konisi shape parameter: 0,6.

SOLIDWORKS programı için Burun Konisi eğri denklemini:

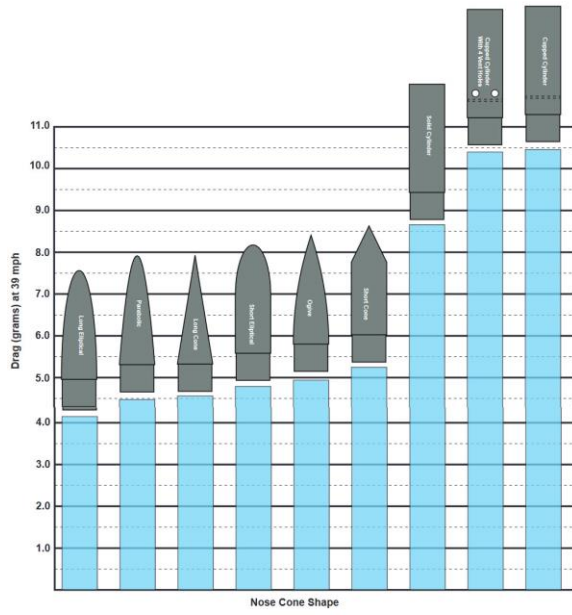
“  $Y = r \times (x / L)^k$  ” şeklinde oluşturduk.

r: Burun Konisi yarıçapı.

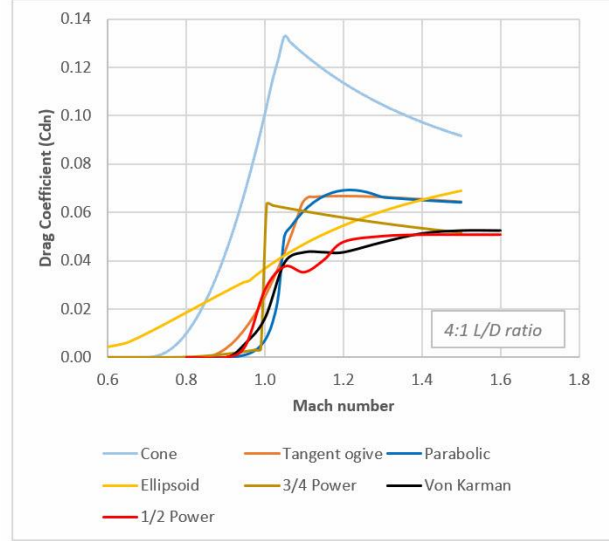
k: Şekil parametresi (0.5 için parabolik, 1 için konik burun konisi)

L: Burun konisi boyu.

Denklemdaki k değerini 0.60 seçmiş olup, bu değeri seçme sebebimiz üretim kolaylığı sağlaması ve Burun Konisi iç hacminin diğer şekillere göre daha geniş olmasıdır.



1/2 Power 3/4 Power Ellipsoid Parabolic Tangent Ogive Cone Von Karman



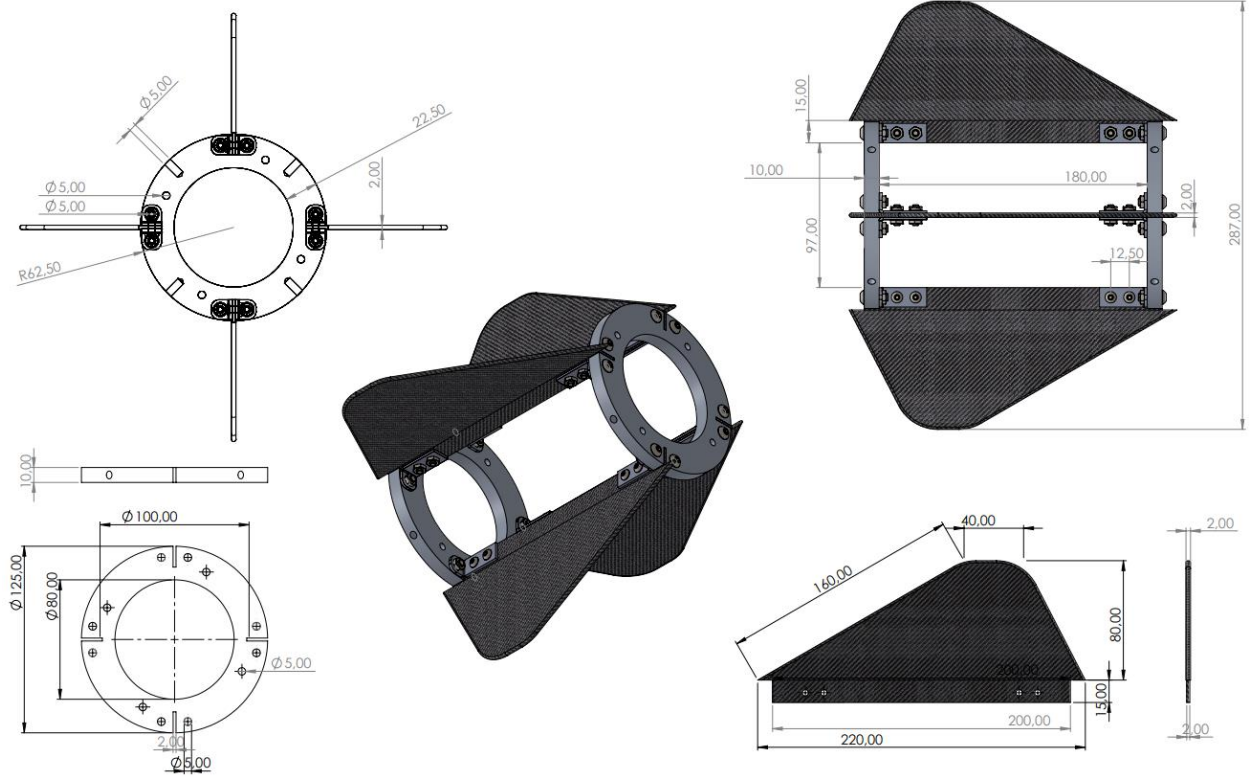
Burun Uzunluğu	Dış Çap		Şekil
450mm	129mm		Power Serisi
Malzeme bilgileri	Burun Konisinin malzemesi hafiflik ve sağlamlık kriterlerini karşılamasından dolayı kompozit (cam fiber) olarak tercih edilmiştir.		
Üretim yöntemi	Üretim yöntemi olarak dişi kalıba elle yatırma tercih edilmiştir. Burun Konisinin Burun kısmı ve Boyun kısmı (shoulder) yekpare olarak iki parçalı olarak imal edilip sonrasında yapıştırılacaktır.		
Malzeme	Yoğunluk (g/cm <sup>3</sup> )	Akma Dayanımı	Çekme Dayanımı
Cam Fiber	1.85 g/cm <sup>3</sup>	-	250 MPa

Burun Konimiz gövdeye tatlı-sıkı geçme yöntemiyle geçecektir.

Ayrılma sonrası Burun Konisi ucunda bulunan mapa sayesinde kurtarılacaktır. Burun konisinin içerisine mapa için epoksi malzemedan mapa yuvası yapılacaktır. Burun konimizin içinde uç kısmında şok kordonumuz ve sürüklenme paraşütümüz olacak bu sayede hacim ve kütleden tasarruf edilecektir.

Düzgün hava akışı için yüzey pürüzsüzlüğü önemli bir kriter olduğu için yüzey zımparalanacaktır.

## 2. Kanatçıklar



	Uzunluk(mm)		Kütle(g)/Açı(°)
Kanat Yüksekliği	80mm	Kanat Kütlesi	191g
Kök Uzunluk	220mm	Hücum/Firar açısı	30°/63,4°
Uç Uzunluk	40mm	Cidar	2 mm

Malzeme bilgileri	Malzeme olarak Karbon Fiber malzeme ve 6013 T6 Alüminyum malzeme tercih edilmiştir.		
Üretim yöntemi	Üretim yöntemi olarak kanatçıklar elle yatırma yöntemiyle imal edilecektir ardından talaşlı imalatla üretilen merkezleme yüzüklerine uygun bağlantı noktaları eklenecektir. Kanatçıklar mesnetler yardımıyla alüminyum merkezleme halkalarına montajlanacaktır		
Malzeme	Yoğunluk (g/cm <sup>3</sup> )	Akma Dayanımı	Çekme Dayanımı
Karbonfiber	1.78 g/cm <sup>3</sup>	-	894 MPa

6063	T6	2.7g/cm <sup>3</sup>	214 MPa	241 MPa
Alüminyum				

**Hücum Kenarı:** Kanatlar dikdörtgen geometriye sahip bir şekilde üretilmesine karar verilmiştir. 30 derecelik hücum açısıyla tasarlanmıştır. Hücum kenarının akışa dik olan yüzeylerinde 3 mm yuvarlatmalar yapılmıştır.

**Firar Kenarı:** Firar kenarının açısı 63.4° olarak belirlenmiştir.

**Kanatçıkların sabitlemesi:** Kanatçıkları gövde yerine merkezleme yüzüklerine sabitleme kararı verilmiştir.

**Üretim Kolaylığı:** Kanatçıkların hücum kenarları airfoil yerine yuvarlatma yapılarak sürüklenme kuvvetinin azaltılması amaçlanırken kanatçıkların geometrisi de dikdörtgen şeklindedir.

### 3. Gövde

Ana Gövdemizde dayanım, sinyal geçirgenliği, kütle, ekonomiklik ve kolay imalat gibi parametreler dikkate alınarak yapılan araştırmalar neticesinde Cam Fiber Kompozit malzeme tercih edilmiştir. Ana Gövdemiz burun konisi ve Entegrasyon Gövdesiyle tatlı-sıkı geçmeyle birleştirilecektir. Ana Gövdemiz paraşütler aviyonik sistem ve Payload'ı içerir. Aviyonik sistemin kolay tak-çıkarma işlemi için aviyonik kapağı vardır.

Entegrasyon Gövdemiz Motor Gövdesiyle Ana Gövdeyi havada açılacak şekilde birleştirmek için kullanılır. Dayanım, üretim kolaylığı gibi parametreler göz önüne alınarak Karbon Fiber Kompozitten imal edilecektir. Motor Gövdesi ve Motor Ön Balketine 6 adet cıvata ile montajlanır. Ana Gövdeye tatlı-sıkı geçmeyle montajlanır. Sağlıklı bir ayrılma gerçekleştirebilmek için üretim öncesi gerekli toleranslandırma yapılacaktır.

Motor Gövdemizde dayanım, maliyet, kütle ve üretim kolaylığı gibi parametreler dikkate alınarak Karbon Fiber Kompozit malzeme tercih edilmiştir.

Motor Gövdemiz Entegrasyon Gövdemizle ve Motor Ön Balketimizle 6 adet cıvata yardımıyla birleştirilir. Kanatçıkları ve merkezleme yüzüklerini içerir.

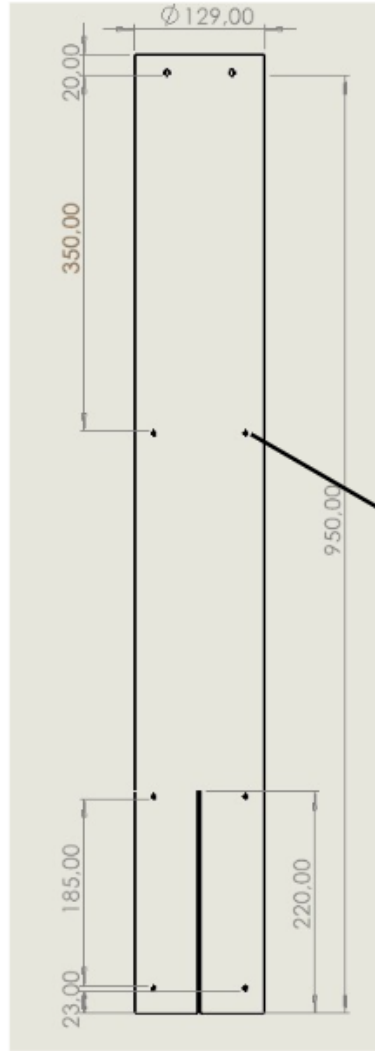
Üretim metodu olarak erkek kalıp üzerine elle serim yöntemini seçmekteyiz. Reçinenin sertleşmesi için 48 saatlik bekleme süresinden sonra kalıptan dikkatlice ayrılacak olan gövde aerodinamik ve pürüzsüzlük için zımparalanacak. Tüm bu işlemler doğru şekilde yapıldıktan sonra montaj için gerekli olan delikleri gövde üzerinde açılacaktır.

Aviyonik Kapak aviyonik sistemin kolayca montajlanmasını ve çıkarılmasını sağlar. Aynı zamanda hakem altimetresinin kolayca montajlanmasına imkan sağlar. 4 adet M4 cıvata ile roket montajlanır.

Biri ana, biri entegrasyon, biri motor gövdesi olmak üzere 3 adet gövde borusu kullanılacaktır.

Komponent	Malzeme Bilgileri	Üretim Yöntemi	Çekme Dayanımı (MPa)	Akma Dayanımı (MPa)	Yoğunluk (g/cm <sup>3</sup> )
Ana Gövde	Cam Fiber	Elle yatırma	250 MPa	-	1,85g/cm <sup>3</sup>

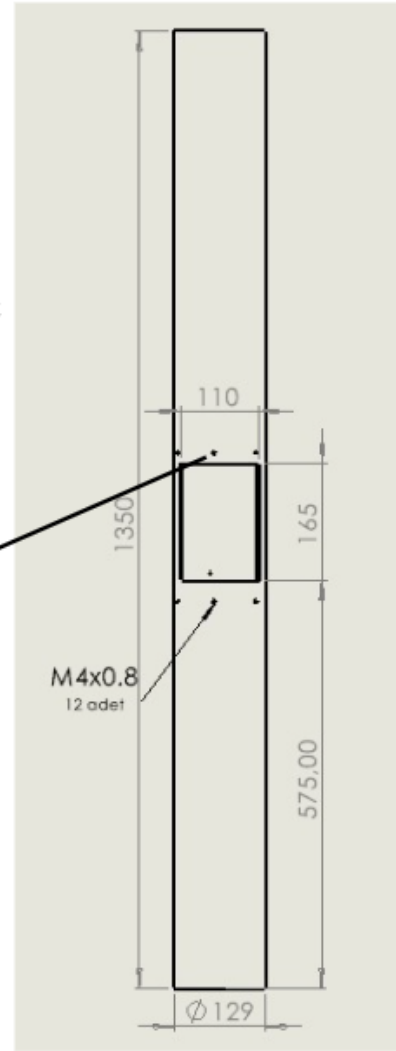
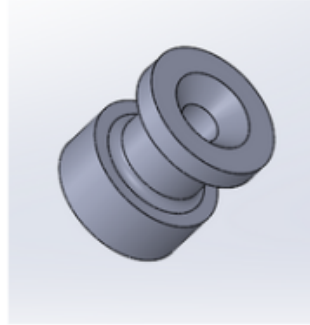
Entegrasyon Gövdesi	Karbon Fiber	Erkek kalıp üzerine elle serim	894 MPa	-	1.78 g/cm <sup>3</sup>
Motor gövdesi	Karbon Fiber	Erkek kalıp üzerine elle serim	894 MPa	-	1.78 g/cm <sup>3</sup>



Rail Buton halihazırda M4 vida kullanan motor gövdesindeki Kontraplak Merkezleme Halkası ve Aviyonik üst balkete M4 havşa başlı vida aracılığıyla montajlanacaktır. Montajlanırken fırlatma rampasındaki doğrusalığın sağlanması için roket eksenine aynı hizada olmasına dikkat edilecektir.

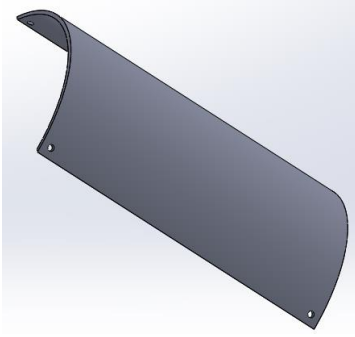
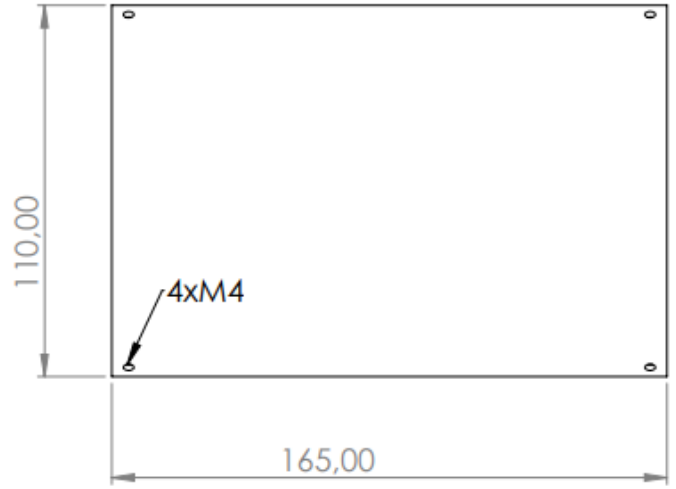
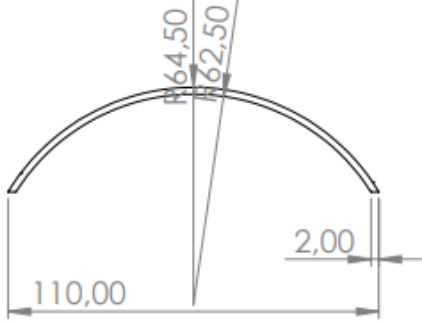
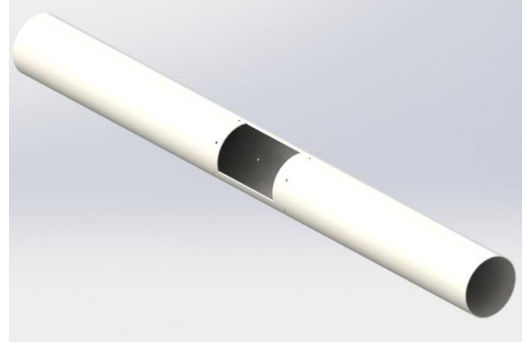
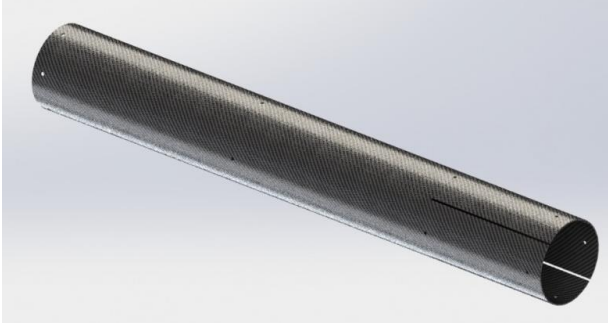
Rail butonların montajlanacağı eksen üzerinde kanatçık, anten v.s olmaması sağlanacaktır

Rail Buton Gelecek



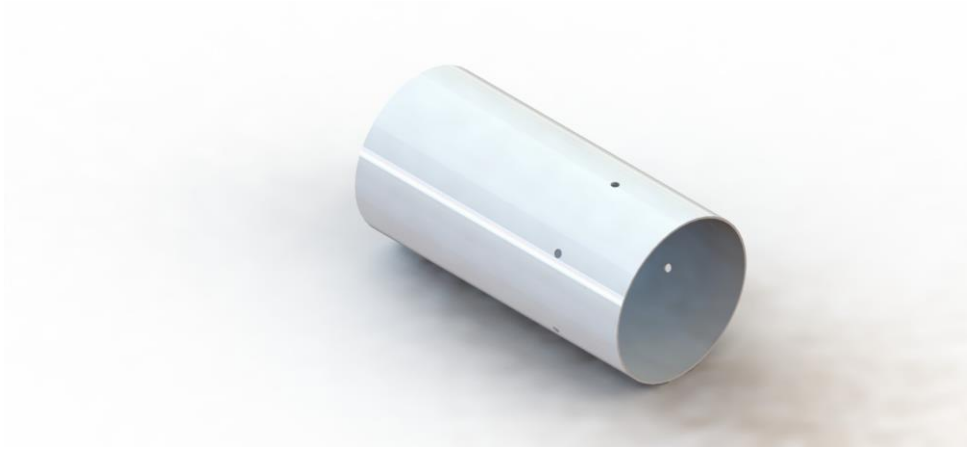
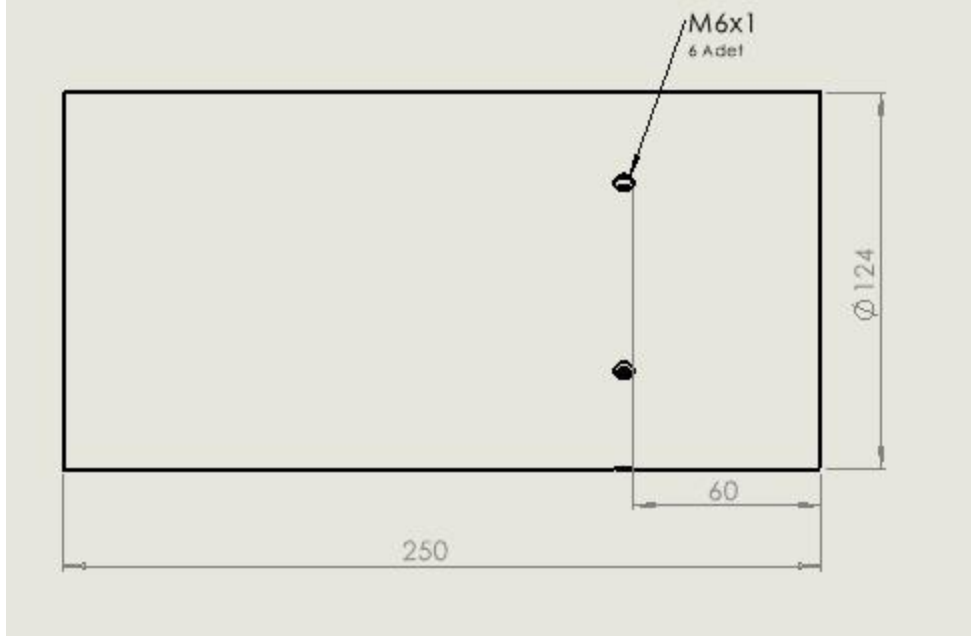
Motor Gövdesi Teknik çizimi ve CAD çizimi ve CAD

Ana Gövde Teknik



Aviyonik Kapak CAD görüntüsü



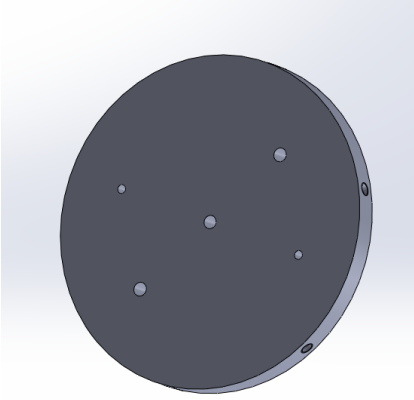
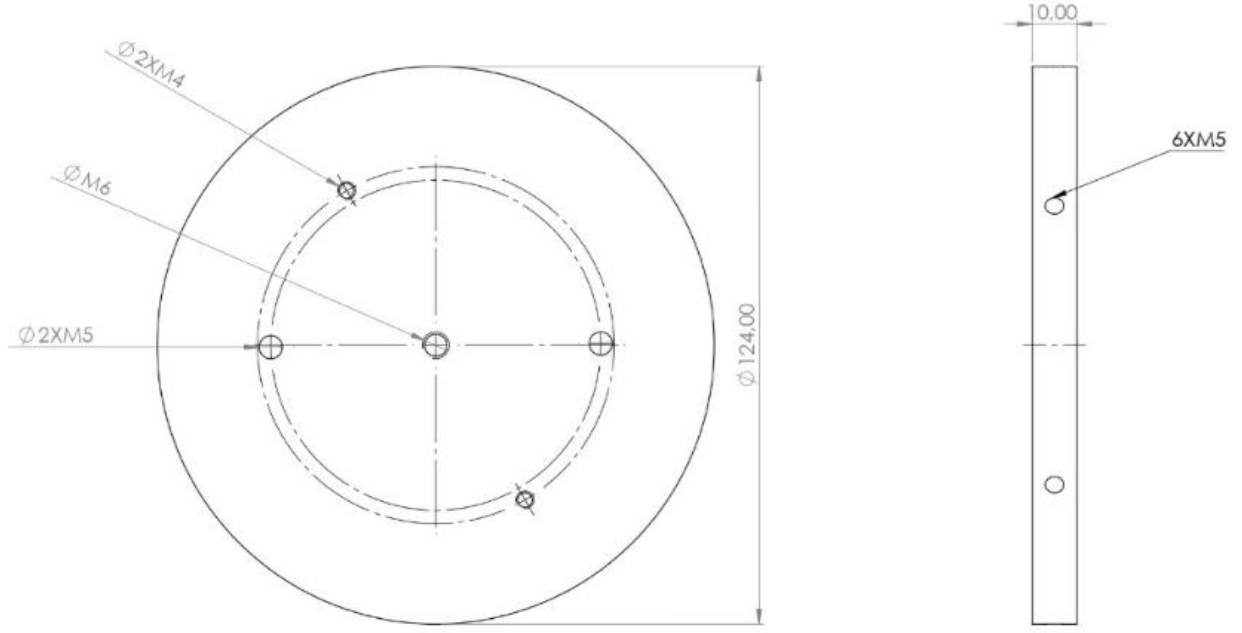


Entegrasyon G6vdesi CAD

#### 4. G6vde İçi Yapısal Parçalar

**Aviyonik Üst ve Alt Balketleri:** 124mm çapında ve 10mm et kalınlığı verilmiştir. Balketin merkezinde bir adet M6 mapa deliğı, 2 M4 barut tüpü deliğı, 2 adet M5 aviyonik düzeneğı

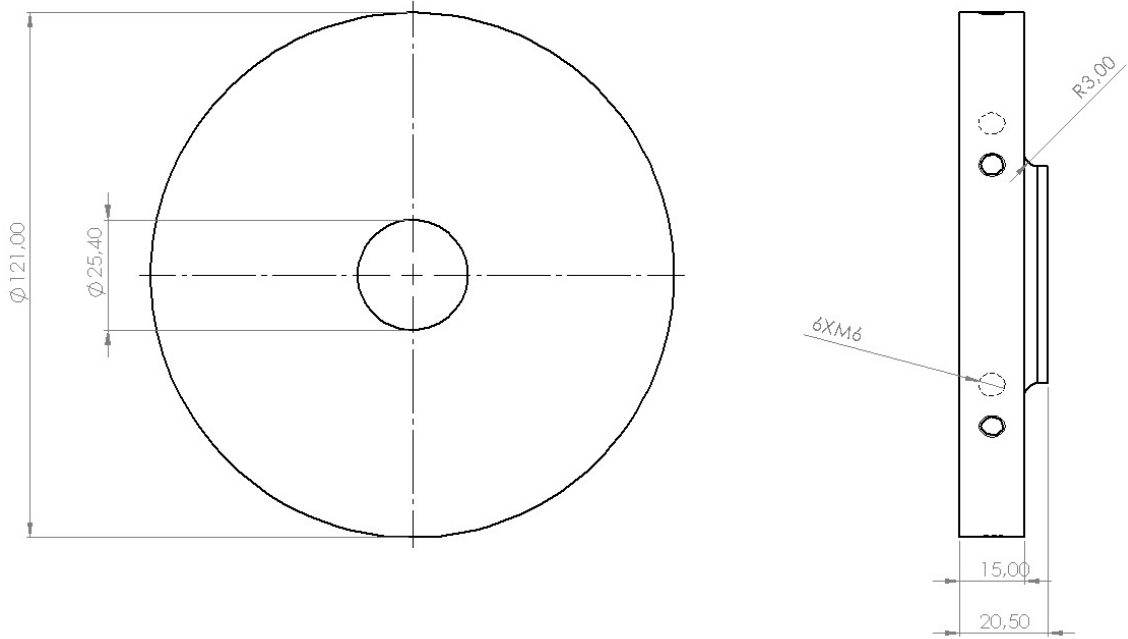
mesnedi olarak kullanılan mil deliği bulunmaktadır. Balket gövde üzerine M5 perçin deliği bulunmaktadır.



Avionik Balketi CAD görüntüsü

**Motor Ön Balketi:** Motorun itki gücünü taşıyabilmesi motor ön balketi 15mm et kalınlığında, 121 mm çapında ve motorun balket üzerinde sağlayacağı her türlü yapısal bozulmayı garantiye almak için 5mm et kalınlığıyla 50mm çapında ekstrüzyon verildi. Motor ucunun balket üzerine

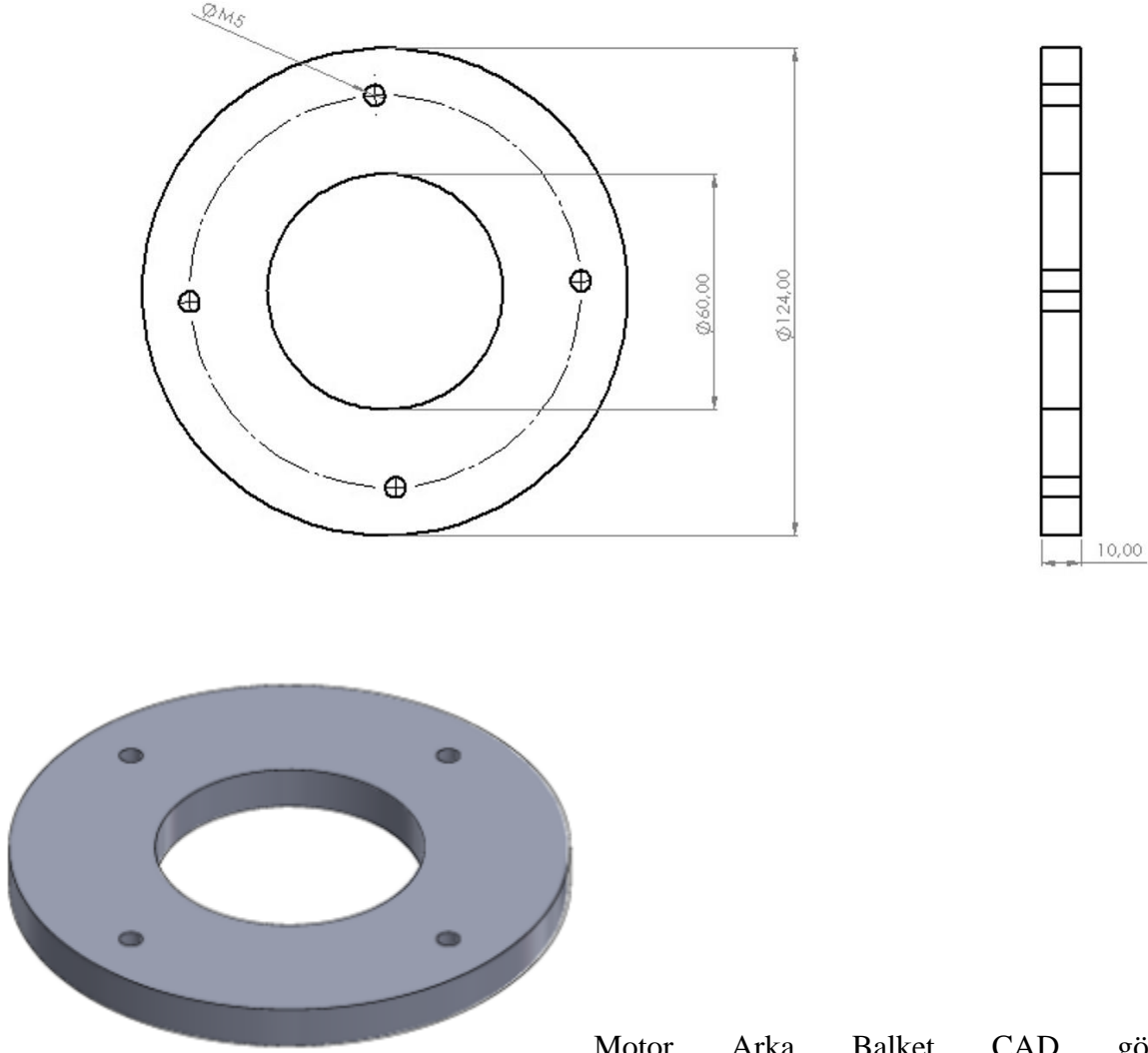
oturması için merkez deliği 25.4mm çapında delik açıldı. Balketin sabitlenmesi gövde üzerine 5 adet M6 perçin deliği açılarak sabitlenmiştir.



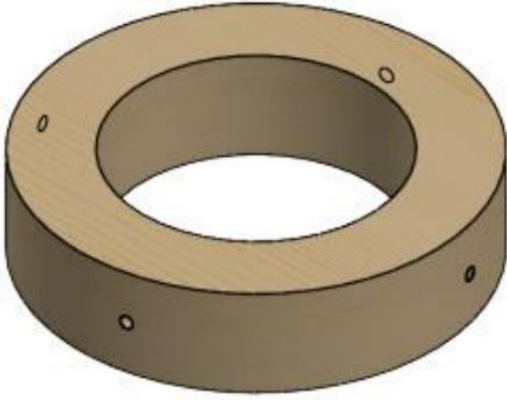
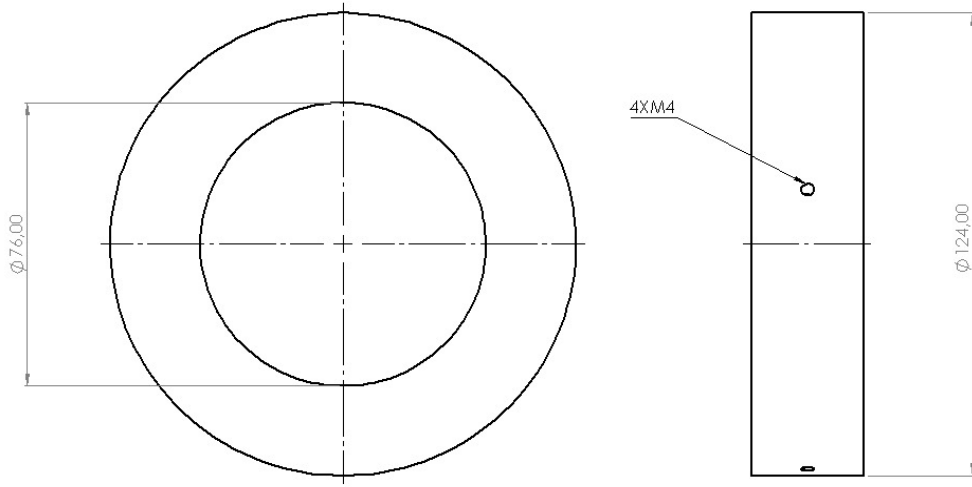
Motor Ön Balketi CAD görüntüsü

**Motor Arka Balketi:** Motor arka balketi roket ağırlığını taşıyabilecek şekilde 10mm et kalınlığında ve 124mm çapında imal edilmiştir. 100mm daireye eşit olarak 4 adet 5.2mm çapında mil için delik açılmıştır. Motorun arka kısmı balket içine oturup sarsıntılarını azaltması için balket

merkezine 60mm çapında delik açılmıştır. Arka balket 4 mil sayesinde merkezleme halkalarına sabitlenecek ve yükü iki merkezleme halkasına dağıtacaktır.



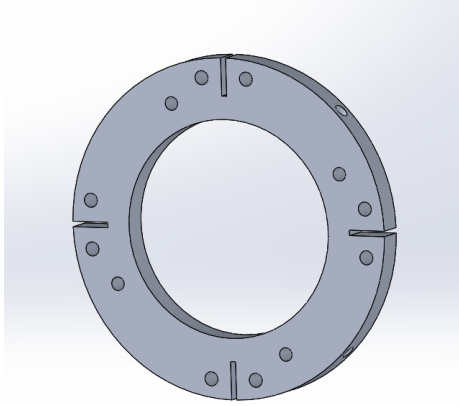
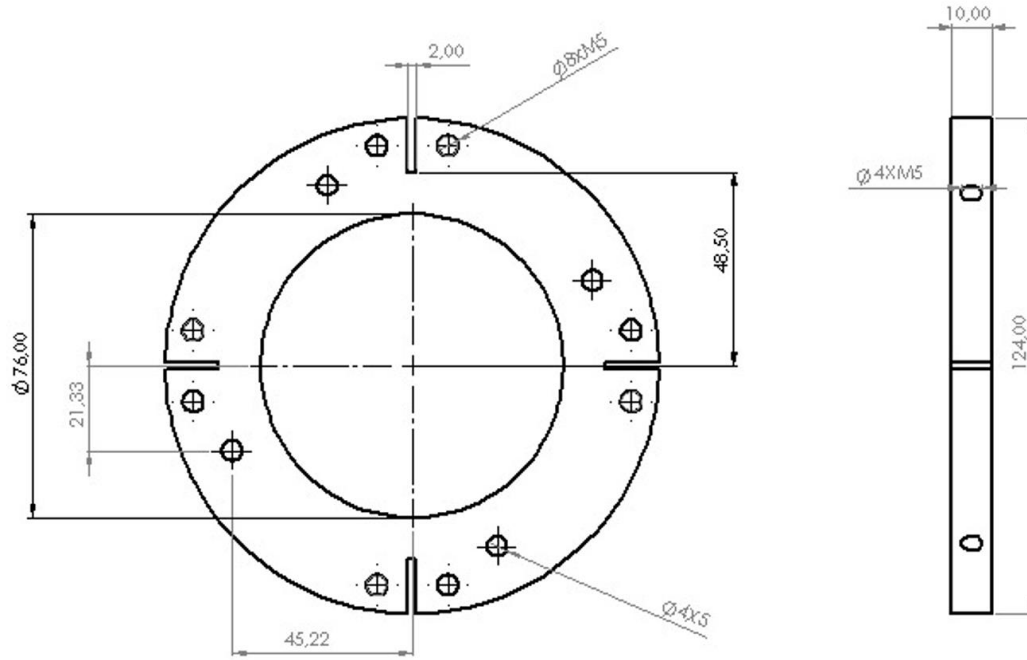
**Merkezleme Halkası (Ahşap):** Ahşap merkezleme halkası 1 adet olarak motor merkezlemesi için kullanılmıştır. 124mm çapında ve merkezinden 76mm lik delik açılarak imal edilmiştir. Gövdeye sabitlenmesi için 4 adet M4 delik açılmıştır.



Merkezleme Yüzüğü (Ahşap) CAD görüntüsü

**Merkezleme Halkası (Alüminyum):** Alüminyum merkezleme halkaları iki adet olarak motor merkezlemesi için kullanılmıştır. Bu iki merkezleme halkasının motor merkezlemesi dışında kanatçık montajının üzerine yapılması, üzerindeki 4 adet mil deliği sayesinde motor arka basketini tutmaktadır. Merkezleme halkasının çapı 124mm, motorun içinden geçmesi için merkezinden delinen delik çapı 76mm, gövdeye perçinle sabitlenmesi için 4 adet M5 delik,

kanatçıklar için açılan yuva 2mm genişliğinde ve merkezden 48.5 mm uzaklıkta 4 adet açılmıştır.



Merkezleme Halkası (Alüminyum) CAD görüntüsü

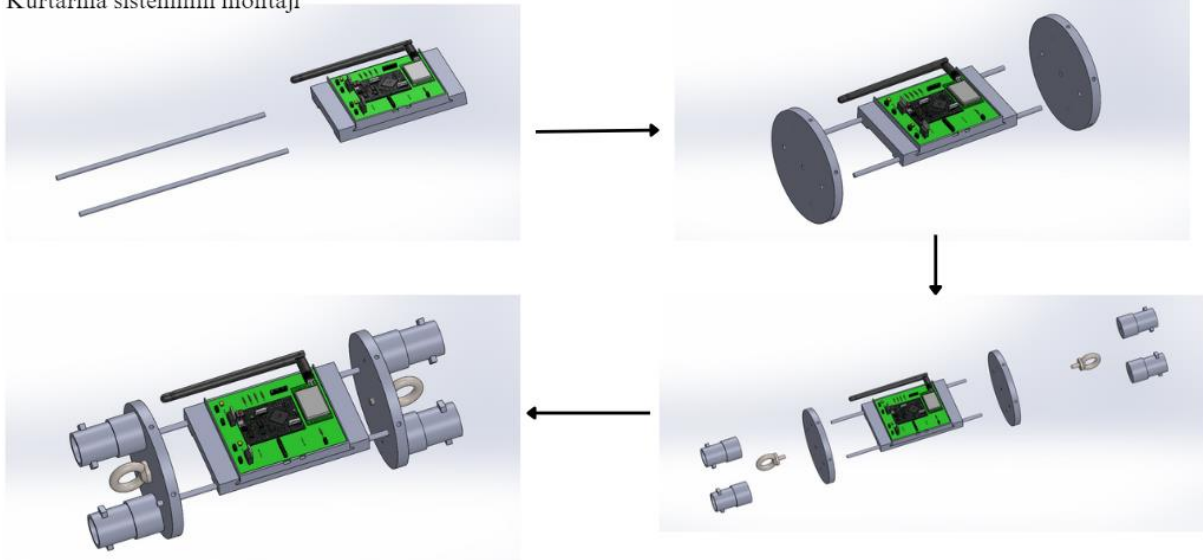
**Alüminyum Merkezleme Halkasını Motor Arka Balketine Bağlayan Milleri:** Alüminyum merkezleme halkalarını motor arka balketine bağlanmasını sağlayan 5mm çapında ve 230mm

uzunluğunda 4 ayrı mil olarak imal edilmiştir. Milin görevi motor arka basketine gelen yükü merkezleme halkalarına dağıtmaktır.



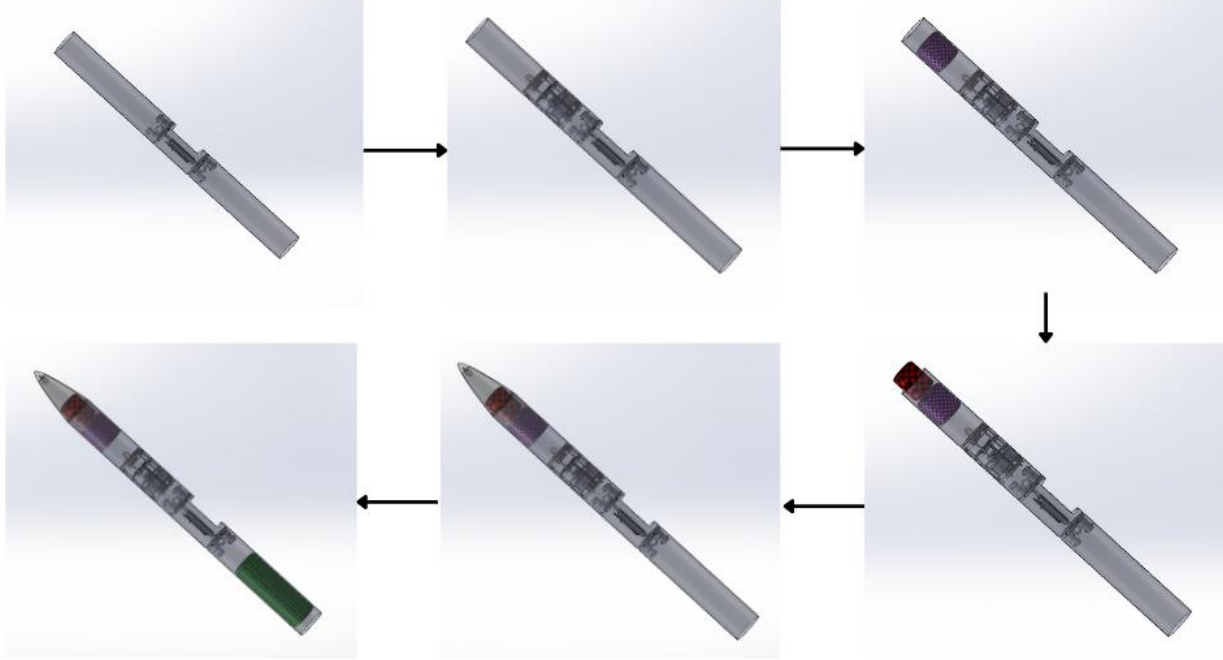
## 5. Roket Montaj Stratejisi

Kurtarma sisteminin montajı



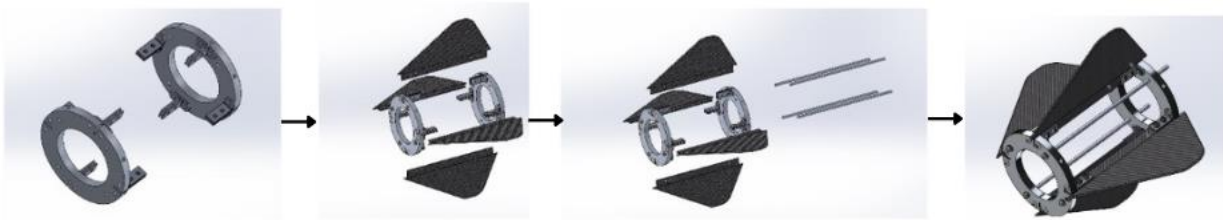
Aviyonik kartı iki mil çubuğu yardımıyla önüne gelen plakalara sabitlenir. Daha sonra barut tüpleri ve mapa montaj edilir.

### Yük Gövdesi ve Burun Konisinin Montajı



Balketler ve kurtarma sistemi dışarıda montajlanıp rokete eklenir. Roketin ön ucundan sırasıyla görev yükü, görev yükü paraşütü ve sürüklenme paraşütü sokulur. Burun konisi tatlı sıkı geçme metodu ile rokete eklenir. Ana paraşüt, ana gövdenin arkasından içeri sokulur.

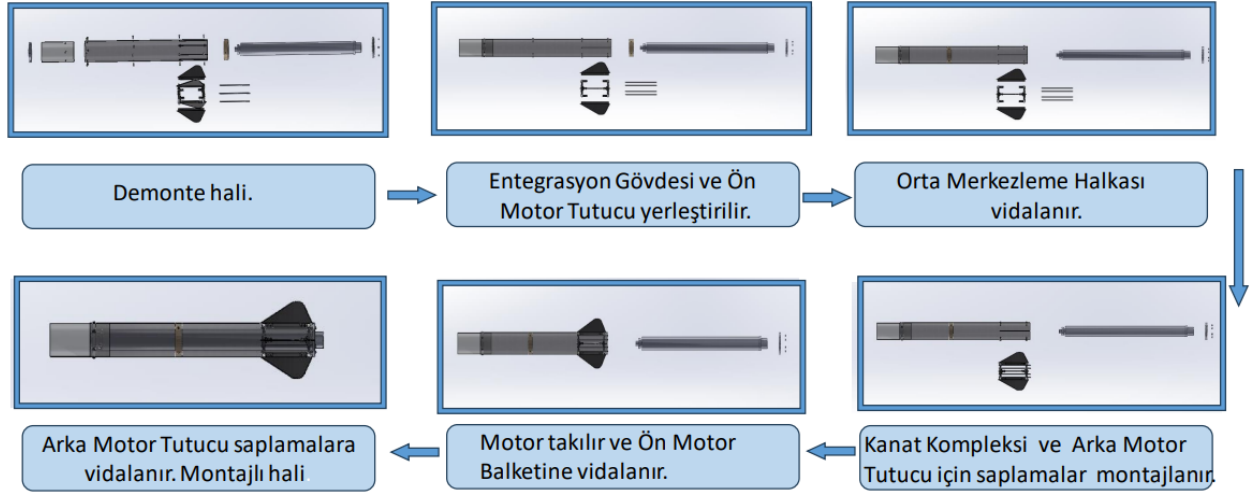
### Kanatçık Montaj Stratejisi:



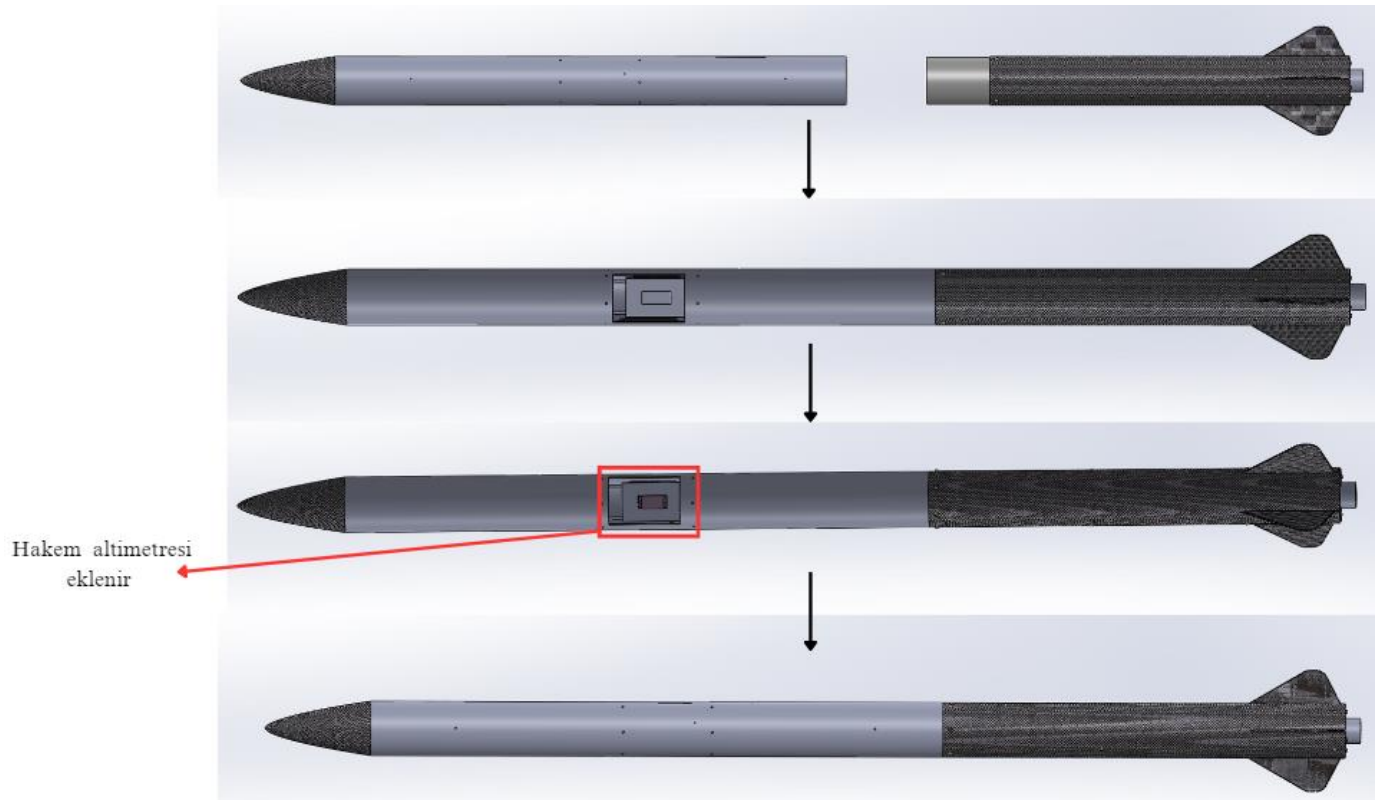
Kanatçıklar, merkezleme halklarının üzerinde açılan yerlere yerleştirip kanatçık mesnetleriyle sabitlenir. Daha sonra 4 adet mil açılan deliklerden geçirildikten sonra kanatçık montajını tamamlanır.



### Motor ve Kanatçık Montaj Stratejisi



### Motor Gövdesinin Ana Gövdeye Montajı Hakem Altimetresinin Rokete Montaj Stratejisi



Motor gövdesi ve Ana gövde, Entegrasyon gövdesi yardımıyla tatlı sıkı geçme metodu ile roketeklenir.

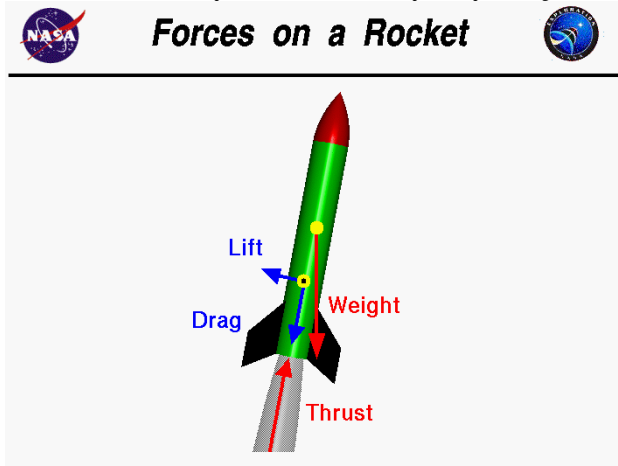
Hakem Altimetresi aviyonik bölmesine m4 vida ile montajlanır.

Aviyonik kapak M4 vida ile roketeklenir ve montaj tamamlanır.

#### d. Analizler

##### 6. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) Analizleri

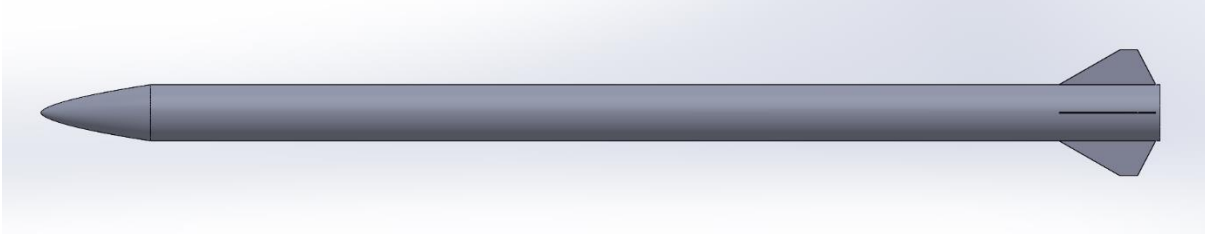
Roketlerde havayla temas eden yüzeyler için sürüklenme kuvveti önemli bir parametredir.



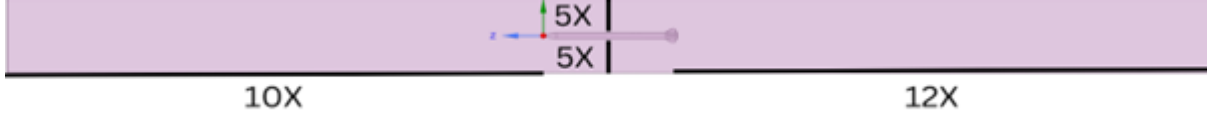
Rokete binen kuvvetler yukarıdaki görselde olduğu gibidir. Kanatçıklar üzerinde hücum açısı olmadığı ve kanatçık geometrisi simetrik olduğu için analizde lift kuvveti ihmal edilmiştir.

Roketin üzerine binen aerodinamik yüklerin hesaplanması için ANSYS Fluent 2022 R1 programından faydalanılmıştır.

Analiz hazırlığı için roketin sadece akışkanla temas edeceği yüzey CAD dosyası olarak hazırlanmıştır.

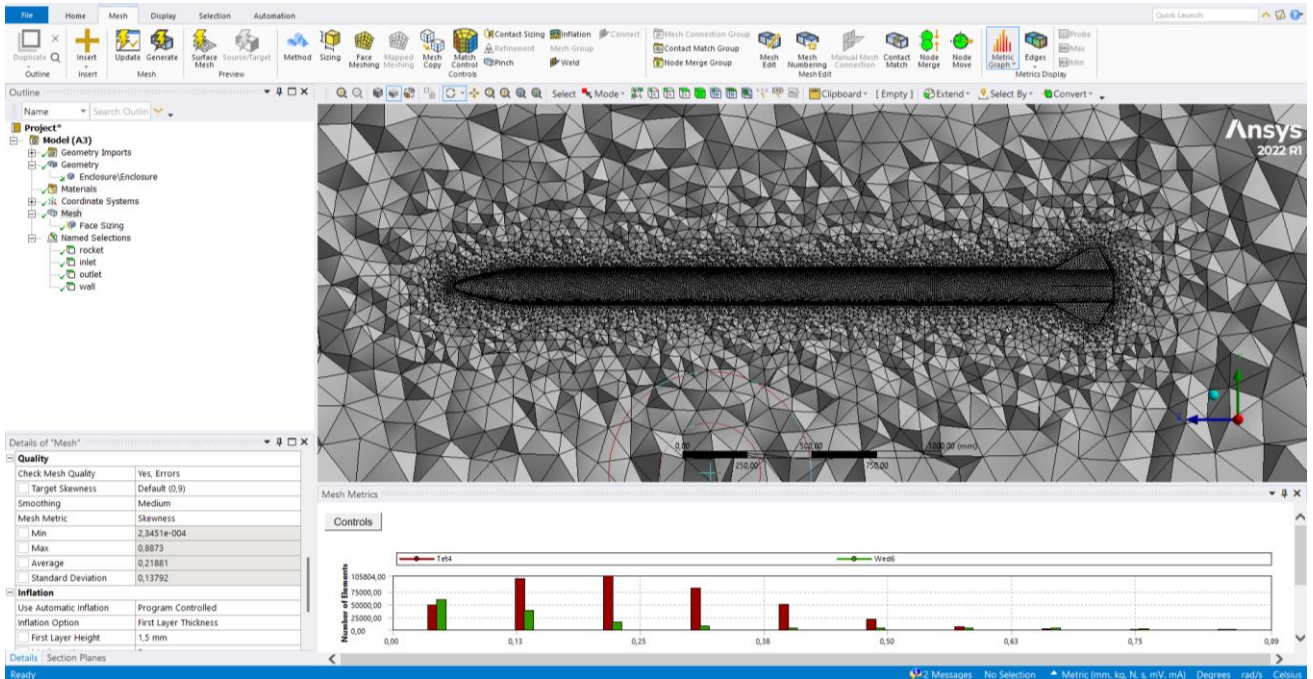


Yüzeydeki ve içteki fazlalıklar ANSYS SpaceClaim üzerinden temizlenmiş ve domain oluşturulmuştur.



Domain için yukarıda verilen ölçüler kullanılmıştır. “X” değeri ilgili yöndeki roket yüksekliğini belirtir.

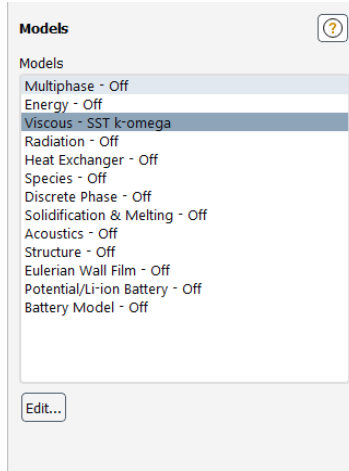
Sınır koşulların isimlendirmesi yapıldıktan sonra Domain işlemi bitirilip sonlu hacimler metodu kullanılmak üzere Mesh kısmına atılmıştır.



Oluşturulan Domain ANSYS Mesh yardımıyla meshlenmiştir. Uygun kalite değerlerine ulaşmak için detaylı mesh ayarlamaları yapılmıştır.

Mesh işleminin ardından problem çözülmek üzere ANSYS Fluent’e atılmıştır.

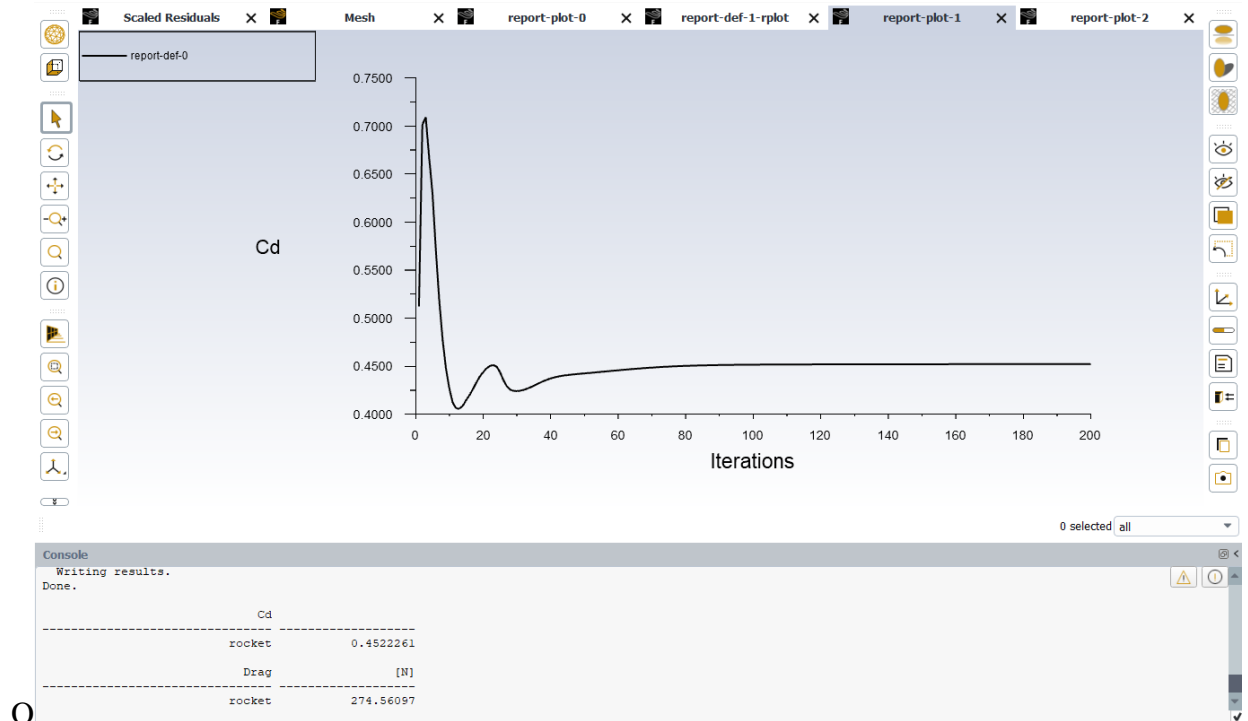
Node Sayısı: 140504      Element Sayısı: 537844      Max Skewness: 0,88      Min Orthogonal Quality:0,15      Max Aspect Ratio:28



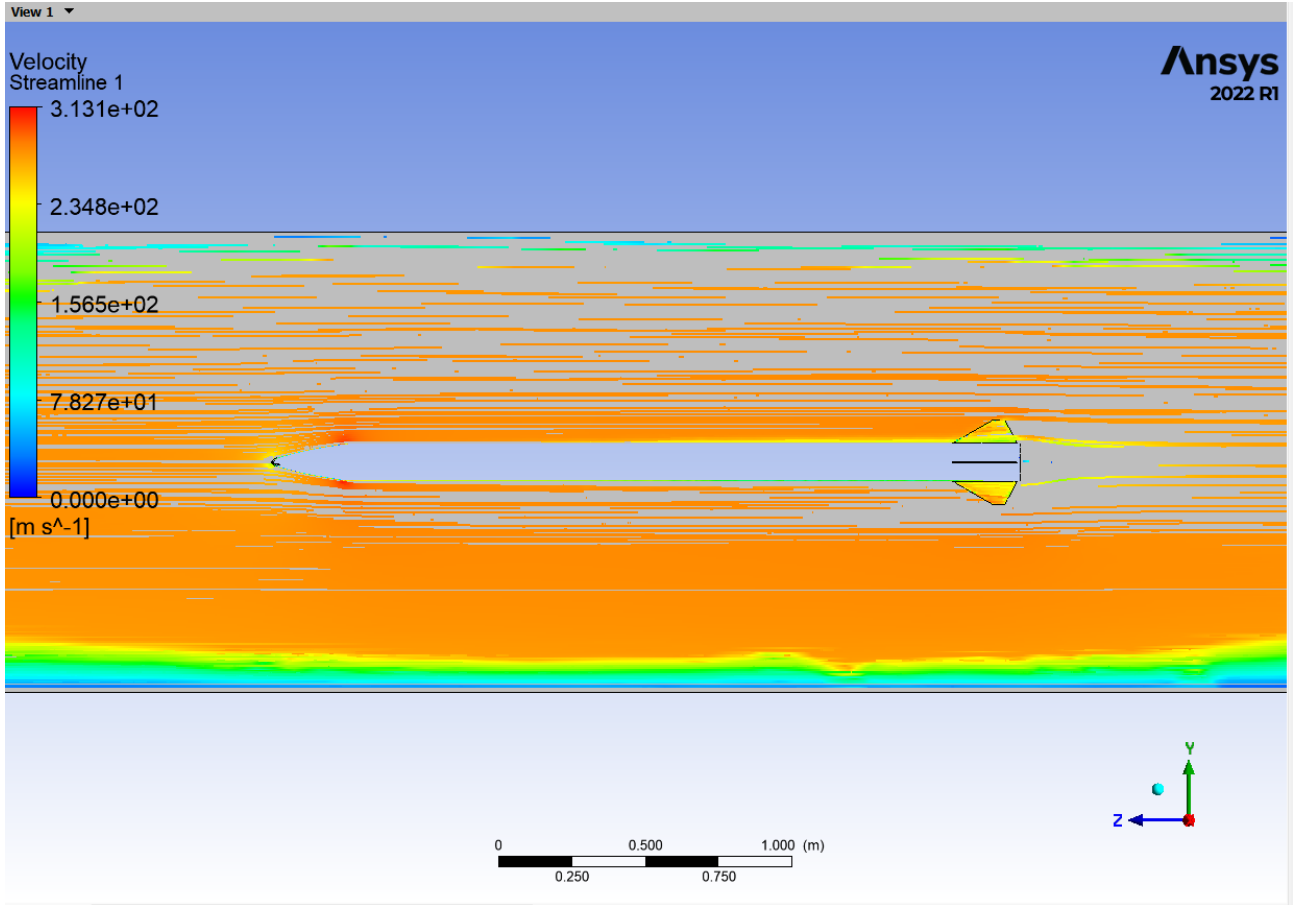
Setup ayarları kısmında akış ayrılmasını incelemek için türbülans modeli olan k-omega-SST seçilmiştir. Akışkan olarak hava seçilmiş ve ses altı hızlarda analiz yaptığımız için solver type pressure based ve zamandan bağımsız analiz yaptığımız için Time steady seçilmiştir. Referans değerleri sekmesinden roketimizin çapı olan  $0,0131 \text{ m}^2$  ve roketimizin uzunluğu olan  $2,55 \text{ m}$  girilmiştir.

OpenRocket'ten alınan veriler ışığında Giriş Sınır Koşulları için velocity inlet ve maksimum hızımız olan  $0,818 \text{ Mach}$  ( $273 \text{ m/s}$ ) girilmiştir. Türbülans Yoğunluğu  $\%10$  olarak alınmıştır.

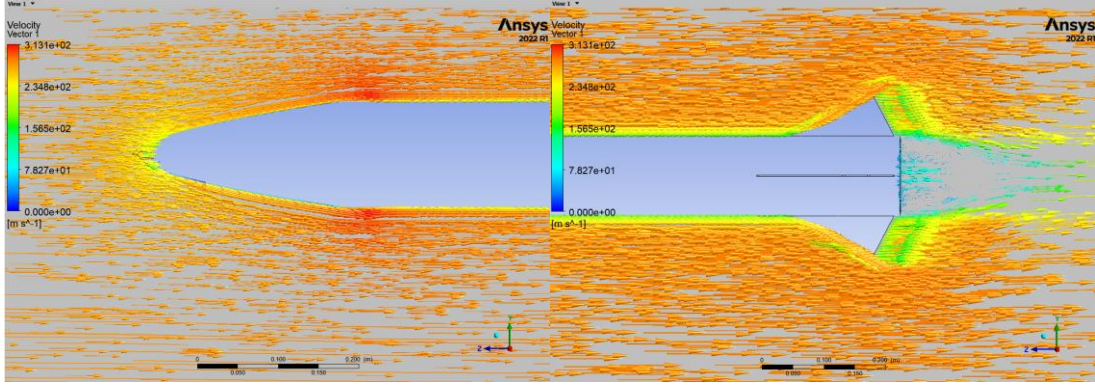
CFD analiz UBR için gerekli olan Mach Number-Cd grafiğinde kullanılacaktır. Sonuçların güvenilirliği için iterasyon değeri 200 olarak girilmiş 180 iterasyondan sonra sonuçların stabil hale geldiği görülmüştür.



HAD Tablosu			
Analiz Yapılan Program	Analiz Yöntemi	Elde Edilen Veriler	Verilerin Yorumlanması
ANSYS 2022 R1 Fluent	Hesaplamalı Akışkanlar Mekaniği	Sürüklenme Katsayısı Sürüklenme Kuvveti Hız Dağılımı Basınç Dağılımı	Analiz gerçek dünya koşullarına uygun olduğu gözlemlenmiş ve roketin uçuşa uygun olduğu anlaşılmıştır.



Roket Hız Akış Alan

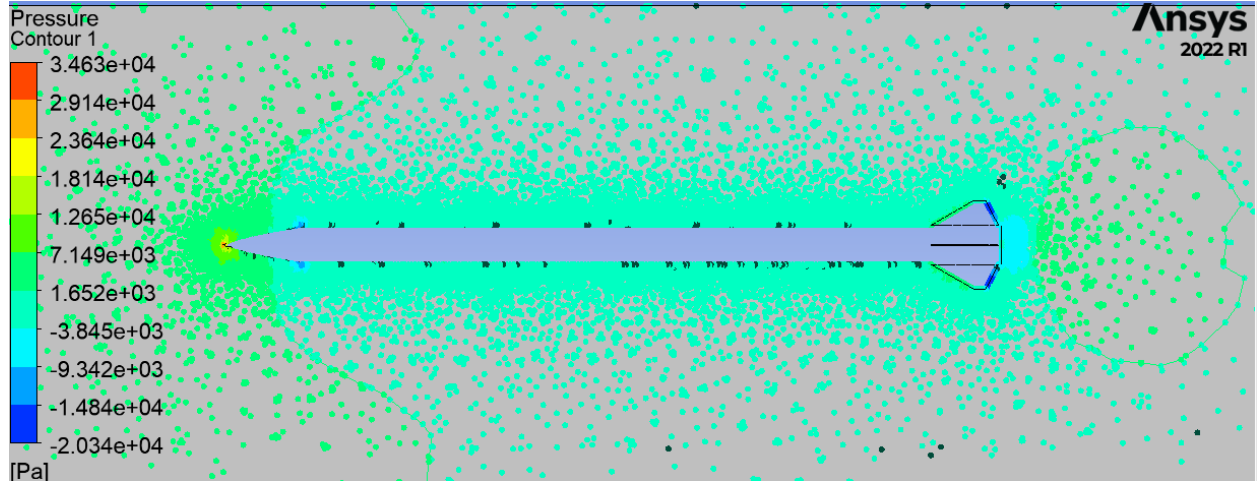


**Burun Konisi Hız vektörü**

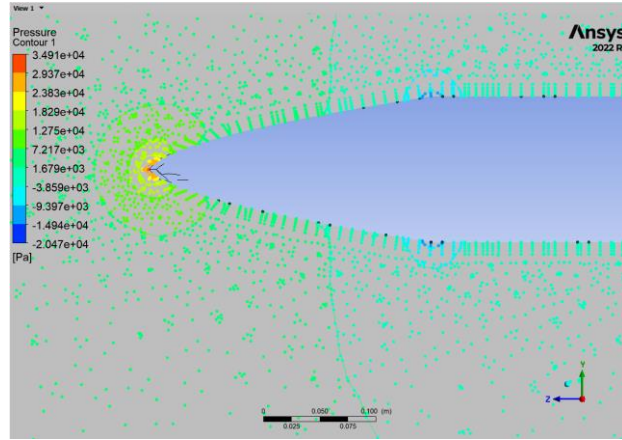
**Kanatçık Hız Vektörü**

Hız Sonuçları		
Analiz Yapılan Program	Maksimum Hız	Verilerin Yorumlanması
ANSYS 2022 R1 Fluent	313 m/s	Yapılan 3D analiz sonuçlarına göre tahmin edildiği üzere maksimum hız burun konisinin gövde ile birleştiği yerde ve kanatçığın uç kenarında gözlemlenmiştir. Roketin arka kısmında türbülans gözlemlenmiştir.

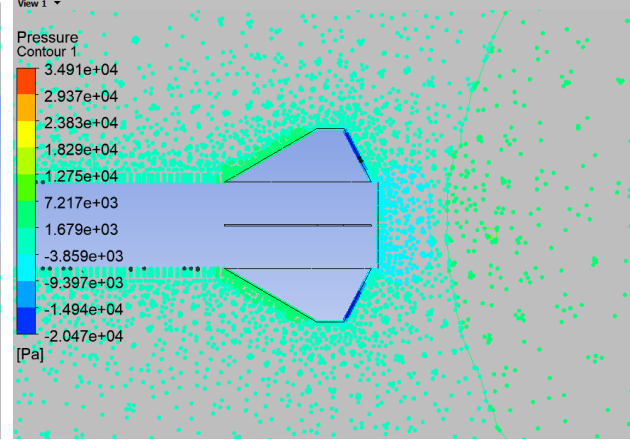




**Roket Basınç Kontürü**



**Burun Konisi Basınç Kontürü**



**Kanatçık Basınç Kontürü**

Basınç Sonuçları		
Analiz Yapılan Program	Maksimum Basınç	Verilerin Yorumlanması
ANSYS 2022 R1 Fluent	0,0349 MPa	Analiz sonuçları gerçeğe uygundur. Beklenildiği gibi Burun Konisi uç ve kanatçık ön yüzünde basınç maksimum olmuştur. Burun Konisinin gövdeyle birleştiği yerde ve roket arka kısmında ise düşük basınç alanları oluşmuştur.

## 7. Yapısal Analizler

Rokete ait kritik noktalar burun konisi, kanatçıklar, aviyonik basket ve motor arka ve ön basketler olarak belirlenmiştir. Analizler özellikle mapanın ve basketin üzerinde olan ve analiz için en kötü senaryo düşünülerek 6 civatadan 1 tanesinin yükü taşınması durumunda ne gibi problemlerle karşılaşılacağını görmek ve sıcak gaz sistemiyle paraşüt çıkışı sonucu oluşan basınç ile şok kordonunun mapaya yaptığı kuvveti tespit edip ilgili malzemelerin mukavemet ve yapı analizlerini görmek için yapılmıştır. CFD'den elde edilen değerler ile kanatçıkta olan basınç için mukavemet analizi de yapılmıştır.

Yapılan analizler ANSYS 2024 R1 programı, yapılan çizimler ise Solidworks 2023 programı kullanılarak yapılmıştır. Analiz yapılması için seçilen baskete yer alan mapa M6 mapasıdır.

Yapısal Analiz Tablosu			
Analiz Yapılan Program	Analiz Yöntemi	Elde Edilen Veriler	Verilerin Yorumlanması
ANSYS 2024 R1	Sonlu elemanlar analizi	Kritik bölgelerde oluşan Equivalent Stress ve Shear Stress değerleri	Gerilme değerleri akma dayanımının altındadır.

Analizler için mesh kriterleri Skewness

Burun Konisi Analiz Sonucu	
Equivalent Stress	Total Deformation
Maksimum 3,166 MPa	Maksimum 0,0018327 MPa

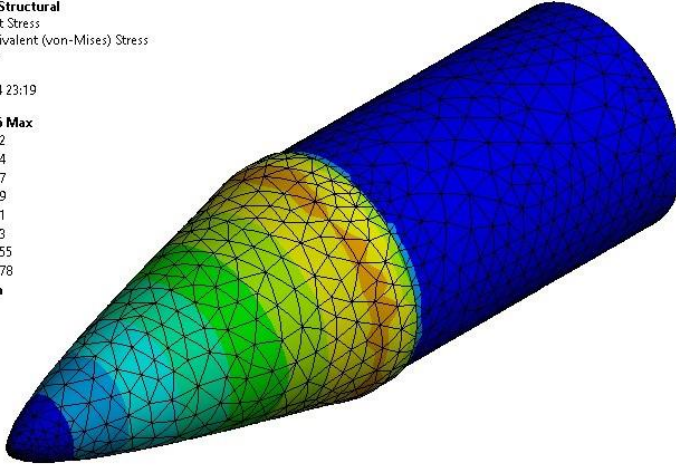
Burun Konisi

Yapılan HAD analizi sonucunda burun konisine binen maksimum aerodinamik basıncın 0.035 MPa olduğu hesaplanmıştır, bu basınç değeri yapılan yapısal analizde, 0.035 MPa basınç burun konisinin yüzeyine uygulanmış ve burun konisinin uçuş sırasında maksimum basınç altında yeterli dayanımı sağlayacağı gözlemlenmiştir.



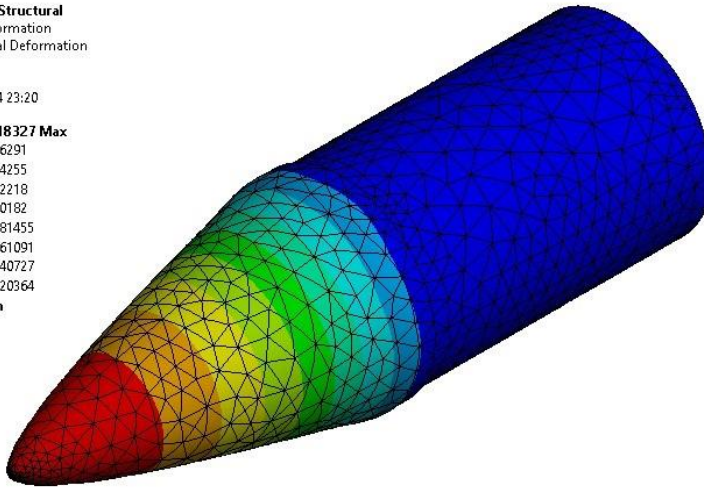
**D: Static Structural**  
Equivalent Stress  
Type: Equivalent (von-Mises) Stress  
Unit: MPa  
Time: 1 s  
14.05.2024 23:19

3,166 Max  
2,8142  
2,4624  
2,1107  
1,7589  
1,4071  
1,0553  
0,70355  
0,35178  
0 Min



**D: Static Structural**  
Total Deformation  
Type: Total Deformation  
Unit: mm  
Time: 1 s  
14.05.2024 23:20

0,0018327 Max  
0,0016291  
0,0014255  
0,0012218  
0,0010182  
0,00081455  
0,00061091  
0,00040727  
0,00020364  
0 Min



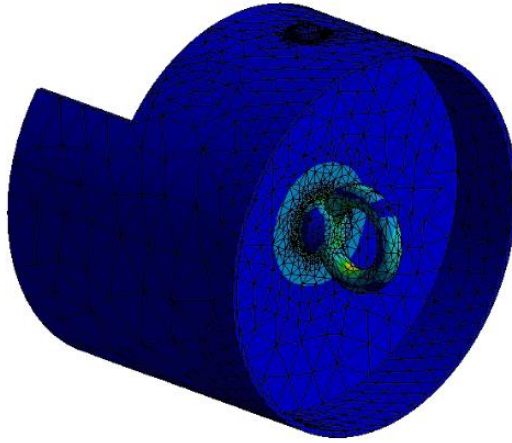
## Aviyonik Balket:

Aviyonik balket için sınır koşulları: gövde dış yüzeyi fixed support, mapaya 528N'luk bir kuvvet roket eksenince uygulanmıştır. Ayrıca bağlantı türlerinin hepsi Bonded olarak ayarlanmıştır. Simülasyonu daha gerçeğe yakın kılmak için mapa ve balket deliğinin iç yüzeyleri arasında Bonded bağlantı türü tanımlanmıştır. Böylece gerçeğe yakın sonucu elde etmek istenmiştir. Sonrasında balketlere yapılan analizleri kıyaslamak adına Aviyonik balket ile gövdeyi bağlayan civatada oluşan kesme gerilmesi değeri kaydedilmiştir. Buradaki civata tek bir düzlemde kesme gerilmesine maruz kaldığı göz önüne alınmalıdır.

Aviyonik Balket Analiz Sonucu			
Equivalent Stress (Mapa)	Shear Stress (Yük Gövdesi)	Shear Stress (Tüm yüzeyler)	Shear Stress (Civata)
Maksimum 21,532 MPa	Maksimum 0,38395 MPa	Maksimum 8,8278 MPa	Maksimum 0,85164 MPa

A: AVİYONİK  
Equivalent Stress  
Type: Equivalent (von-Mises) Stress  
Unit: MPa  
Time: 1 s  
14.05.2024 21:53

21.532 Max  
19,14  
16,747  
14,355  
11,062  
9,57  
7,1775  
4,785  
2,3925  
3,0098e-10 Min



A: AVIYONIK

Shear Stress

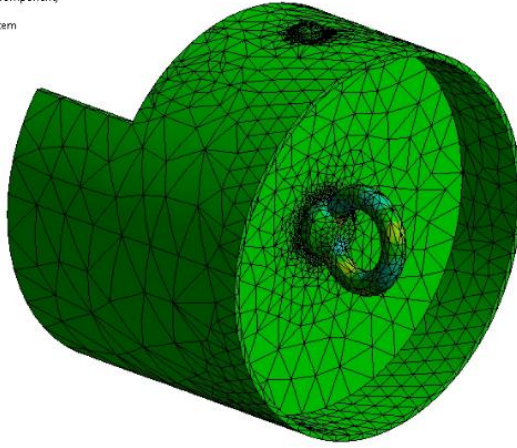
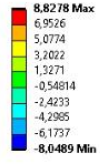
Type: Shear Stress(XY Component)

Unit: MPa

Global Coordinate System

Time: 1 s

14.05.2024 22:11



A: AVIYONIK

Shear Stress 3

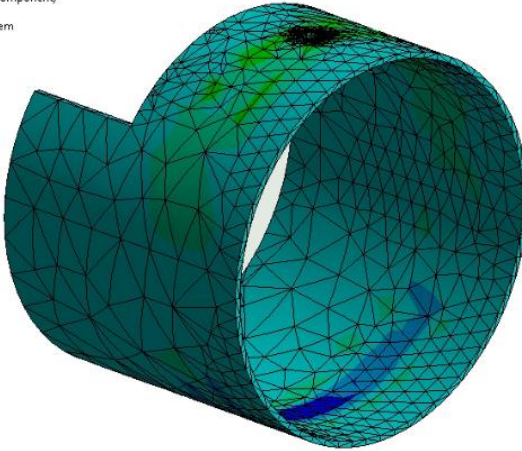
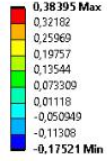
Type: Shear Stress(XY Component)

Unit: MPa

Global Coordinate System

Time: 1 s

14.05.2024 22:08



A: AVIYONIK

Shear Stress 2

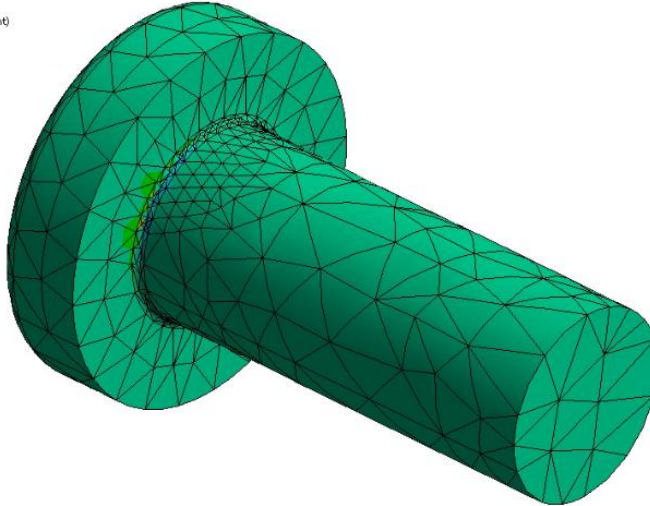
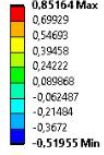
Type: Shear Stress(XY Component)

Unit: MPa

Global Coordinate System

Time: 1 s

14.05.2024 21:47



### Motor Ön Balket

M1850 Model numaralı motor için itki değerlerine baktığımızda en yüksek itki değerinin 2411 Newton'a ulaştığı sonucuna varılmıştır.

Bu veri vasıtasıyla balket çevresine fixed support sınır koşulu tanımlanmıştır. balket ile motorun temas ettiği yüzey ayrıca tanımlanıp 2411 N kuvvet uygulanmıştır.

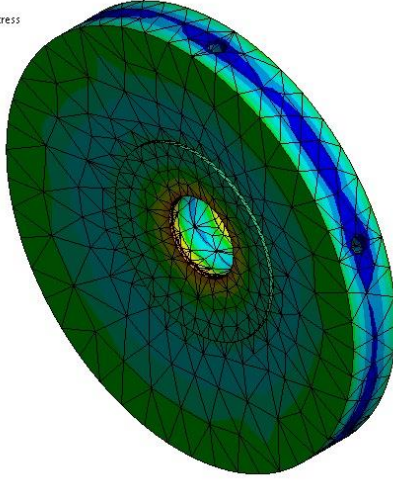
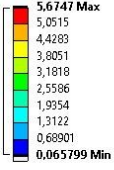
Analiz sonucunda Equivalent Stress maximum 5,6747 MPa değerini almıştır.

Güvenlik katsayısı 15 çıkmıştır. Böylece balket bu itkiye emniyetli şekilde dayanacağı sonucuna varılmıştır.

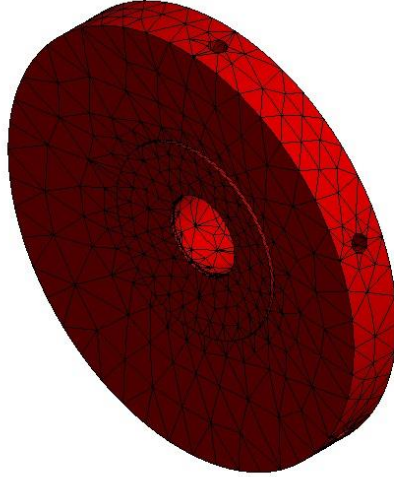
Motor Ön Balket Analiz Sonucu	
Equivalent (von-mises) Stress	Safety Factor
Maksimum 5,6747 MPa	Maksimum 15*

\*ANSYS Safety 15'ten daha yüksek hesaplayamadığı için hesaplanabilen maksimum değer 15'tir.

G: MOTOR BULKET  
Equivalent Stress  
Type: Equivalent (von-Mises) Stress  
Unit: MPa  
Time: 1 s  
15.05.2024 00:07



G: MOTOR BULKET  
Safety Factor  
Type: Safety Factor  
Time: 1  
15.05.2024 00:06



#### Motor Arka Balket:

Motor arka balket için sınır koşulları: gövde dış yüzeyi fixed support, mapaya 723N’luk bir kuvvet roket eksenince uygulanmıştır. Ayrıca bağlantı türlerinin hepsi Bonded olarak ayarlanmıştır. Simülasyonu daha gerçeğe yakın kılmak için mapa ve balket deliğinin iç yüzeyleri arasında Bonded bağlantı türü tanımlanmıştır. Gövdeler arasında Bonded bağlantı türü kullanılmıştır. Böylece gerçeğe yakın sonucu elde etmek istenmiştir. Sonrasında balketlere yapılan analizleri kıyaslamak adına Aviyonik balket ile gövdeyi bağlayan cıvata oluşmuş kesme gerilmesi değeri kaydedilmiştir. Buradaki cıvatanın iki eksenden kesme gerilmesine uğradığı göz önüne alındığında aviyonik analizi gerilme değerinin daha fazla çıkması beklenmektedir. Sonuç olarak cıvatanın daha fazla kesme gerilmesine maruz kaldığı teyit edilerek analizin doğruluğu sınanmış olur.

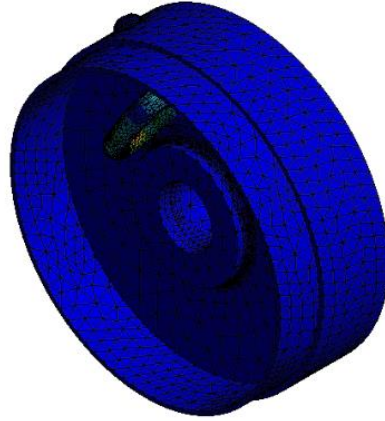
Motor Arka Bulkhead Analiz Sonucu			
Equivalent Stress (Mapa)	Shear Stress (Motor Gövdesi)	Shear Stress (Entegrasyon Gövdesi)	Shear Stress (Cıvata)

Maksimum 26,573 MPa	Maksimum 0,12732 MPa	Maksimum 0,42665MPa	Maksimum 5,5685 MPa
------------------------	-------------------------	------------------------	------------------------



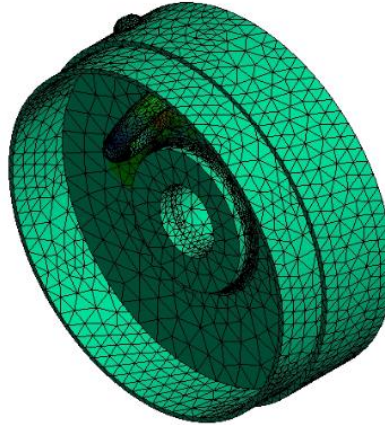
**B: MOTOR BULKHEAD**  
 Equivalent Stress  
 Type: Equivalent (von-Mises) Stress  
 Unit: MPa  
 Time: 1 s  
 14.05.2024 21:58

26.573 Max  
 23.62  
 20.668  
 17.715  
 14.763  
 11.81  
 8.8576  
 5.9051  
 2.9526  
 1.9653e-5 Min



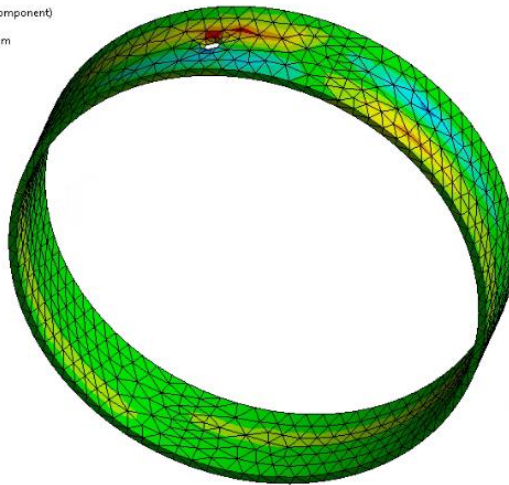
**B: MOTOR BULKHEAD**  
 Shear Stress  
 Type: Shear Stress(XY Component)  
 Unit: MPa  
 Global Coordinate System  
 Time: 1 s  
 14.05.2024 21:59

7.7554 Max  
 6.2439  
 4.7324  
 3.2202  
 1.7094  
 0.19791  
 -1.3136  
 -2.8251  
 -4.3366  
 -5.8481 Min



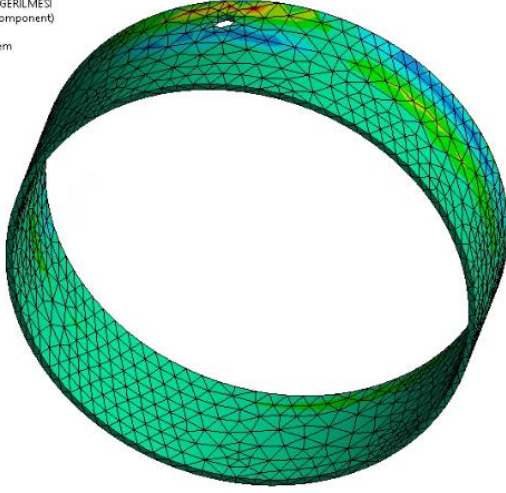
**B: MOTOR BULKHEAD**  
 Shear Stress 3  
 Type: Shear Stress(XY Component)  
 Unit: MPa  
 Global Coordinate System  
 Time: 1 s  
 14.05.2024 22:01

0.12732 Max  
 0.096912  
 0.066506  
 0.0361  
 0.0056943  
 -0.024712  
 -0.055118  
 -0.085523  
 -0.11593  
 -0.14634 Min



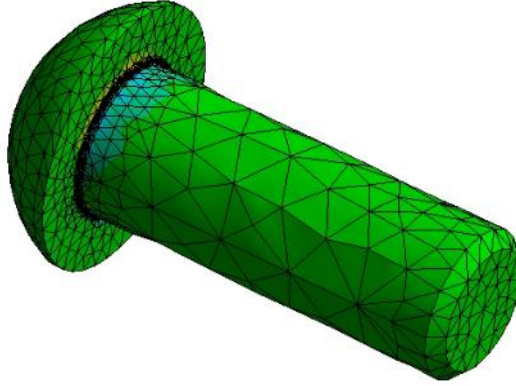
**B: MOTOR BULKHEAD**  
ENTEGRASİYON KESİME GERİLMESİ  
Type: Shear Stress(XY Component)  
Unit: MPa  
Global Coordinate System  
Time: 1 s  
14.05.2024 22:02

**0.42665 Max**  
0.34753  
0.2694  
0.18927  
0.11014  
0.031018  
-0.048109  
-0.12724  
-0.20636  
**-0.28549 Min**



**B: MOTOR BULKHEAD**  
Shear Stress 2  
Type: Shear Stress(XY Component)  
Unit: MPa  
Global Coordinate System  
Time: 1 s  
14.05.2024 22:03

**5.5685 Max**  
4.3  
3.0315  
1.763  
0.4945  
-0.77401  
-2.0425  
-3.311  
-4.5796  
**-5.8481 Min**



Shear Stress (Cıvata)

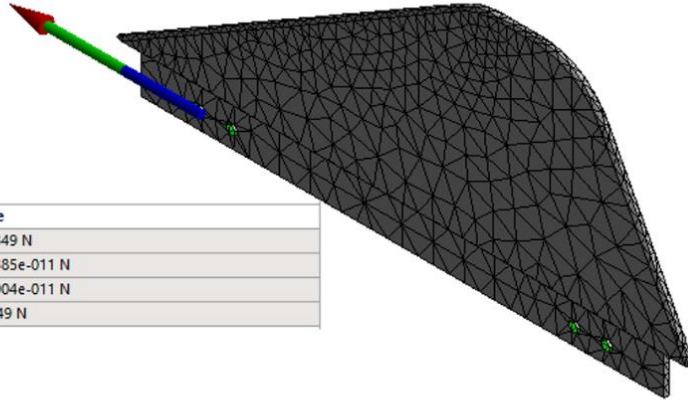
Kanatçıklar:



Kanatçıkların montajlandığı deliklere fixed support sınır koşulu verilmiştir. Basınca maruz kalan kanatçık yüzeyine ise CFD’den gelen 0,0248 MPa değerinde basınç uygulanmıştır. Sonuç olarak yüzeyde oluşan Equivalent stress, Kanatçık bağlantı noktalarında oluşan Equivalent Stress ve bağlantı noktalarında oluşan tepki kuvvetleri incelendiğinde kullanılan kanatçığın ve montaj yönteminin sağlıklı olduğu sonucuna varılmıştır.

Kanatçık Analiz Sonucu		
Equivalent Stress	Shear Stress	Force Reaction
Maksimum 0,57634 MPa	Maksimum 0,20633 MPa	Total 19,349 N

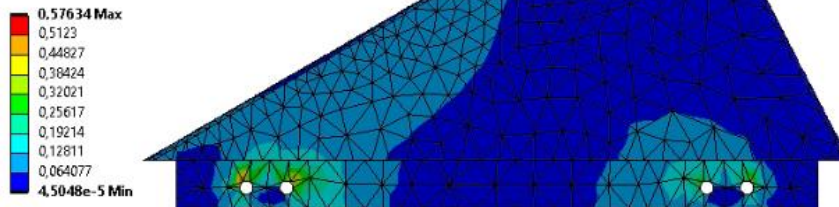
C: KANATCIK  
Force Reaction  
14.05.2024 22:29



Maximum Value Over Time	
X Axis	-19,349 N
Y Axis	-1,0385e-011 N
Z Axis	-2,1904e-011 N
Total	19,349 N

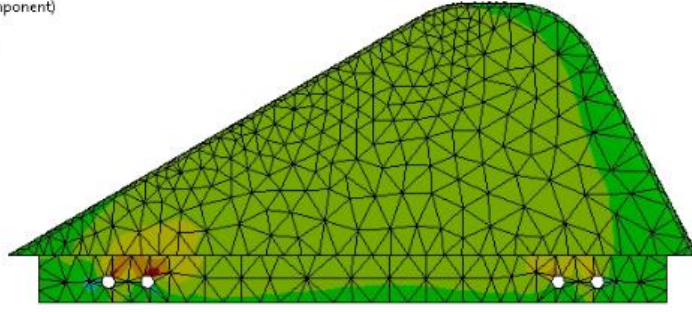
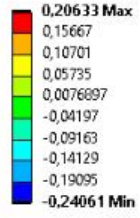
Force Reaction (Kanatçık)

C: KANATCIK  
Equivalent Stress 2  
Type: Equivalent (von-Mises) Stress  
Unit: MPa  
Time: 1 s  
14.05.2024 22:22



Equivalent Stress (Kanatçık)

C: KANATCIK  
Shear Stress  
Type: Shear Stress(XY Component)  
Unit: MPa  
Global Coordinate System  
Time: 1 s  
14.05.2024 22:21



Shear Stress (Kanatçık)

#### e. Aviyonik

Ticari sistemimiz RRC3 “Sport” Altimeter’dir. UKB’nin içerisindeki MSI MS5607 basınç sensörü ve MSP 430 serisi mikro kontrolcü bulunmaktadır. Sistemde bulunan DIP switchler sayesinde roketin uçuşu ve kurtarılışı kullanıcının istediği şekilde yönetilecektir. Sistemde konfigürasyon ayarlarını takip etmek için LED ve buzzer bulunmaktadır.

Özgün sistemimiz 6 parçadan oluşacaktır bunlar Mikro Kontrolcü, Basınç Sensörü, IMU Sensörü GPS Sensörü, Haberleşme Modülü ve SD Karttır. UKB’nin içerisinde BMP280 basınç sensörü, MPU6050 IMU sensörü, ESP32\_Devkitc\_V4 mikro kontrolcü, NEO-7M GPS sensörü, Lora E22 900T30D haberleşme modülü, Mikro SD kart adaptör modülü bulunmaktadır. Devre kartını ESP32\_Devkitc\_V4 mikro kontrolcüsü yönetmektedir. Özgün sistem Lora E22 900T30D modülü sayesinde haberleşme özelliği barındırmaktadır. UKB’nin içinde bulunan SD Kart tüm verileri kaydedecektir. ESP32 kartına uygun voltaj aralığı sağlayabilmek için sisteme LM2596 voltaj regülatörü komponentleri de eklenmiştir.

Ticari Uçuş Kontrol Bilgisayarı	
Komponent	Temel Görev
MSP 430 Serisi Mikro Kontrolcü	Uçuş Kontrol Bilgisayarını Yönetmek
Basınç Sensörü MSI MS5607	Basınç Verisini İrtifaya Çevirmek

Özgün Uçuş Kontrol Bilgisayarı	
Komponent	Temel Görev
Mikro Kontrolcü ESP32_Devkitc_V4	Uçuş Kontrol Bilgisayarını yönetmek
Basınç Sensörü BMP 280	Basınç Verisini İrtifaya Çevirmek
IMU Sensörü MPU 6050	İvme ve GYRO Verisi Göndermek
GPS Sensörü Ublox NEO-7M	Konum Bilgisi Göndermek
Haberleşme Modülü Lora E22 900T30D	Roket ile Yer İstasyonu Arasında Veri Akışı Sağlamak
SD Kart	Verileri Kaydetmek (Kara Kutu)

## 8. Aviyonik Sistem UKB Yapısı

Benzerlik ve Farklılık Tablosu	
Benzerlik	Farklılık
Her iki bilgisayarda da basınç verisini irtifaya verisine çevirecek birer adet basınç sensörü bulunmaktadır.	Özgün sistemde GPS ve IMU sensörleri bulunurken, ticari sistemde bu sensörler bulunmamaktadır.
Özgün ve ticari sistemleri besleyecek olan güç 2 adet 3.7V 2800mAh Li-on pillerle sağlanacaktır.	Özgün sistemde kurtarma operasyonu için birden fazla parametre kullanılırken ticari sistemde yalnızca basınç parametresi kullanılmaktadır.
-	Ticari sistemde elektronik kapsüllerin patlaması için ayrıca 2 adet daha 3.7V 2800mAh Li-on piller takılacaktır.
-	Özgün sistemde IIR filtresi varken, ticari sistemde FIR filtresi bulunmaktadır.

UKB'lerin ayrılma sistemi ile olan bağlantısı MOSFET adı verilen anahtarlama elemanı ile yapılacaktır. UKB ve ateşleme fitili arasında köprü görevi görmekte olup MOSFET'i daha rahat sürmek için MOSFET sürücüsü adı verilen entegre devre (IC) kullanılacaktır.

Özgün ve ticari sistemlerin ayrılma sistemleri ile olan bağlantısı elektronik kapsüllere gidecek olan dijital sinyallerdir. Özgün ve ticari uçuş kontrol bilgisayarları arasında elektriksel veya kablosuz herhangi bir bağlantı bulunmamaktadır.

## 9. Birincil (Ticari) UKB Yapısı

RRC3 “Sport” Altimeter kullanılacak olan ticari uçuş kurtarma bilgisayarıdır. Bünyesinde bir adet basınç sensörü, mikro kontrolcü, buzzer, LED, konfigürasyon için DIP switchler ve güç giriş çıkışları bulunmaktadır. Bu ticari UKB’nin seçilme nedeni izin verilen diğer ticari sistemlere göre daha ucuz olması, doğru filtrasyon ve ölçüm yöntemlerinden dolayı seçilmiştir. Yapılacak olan ayarlar DIP switchler ile sağlanacaktır. İstenilen yüksekliği ayarlamak için birden fazla yöntem bulunmaktadır. Örnek olarak; kullanılacak olan yöntem RRC3 "Sport" Altimeter üzerinde bulunan 3 adet switch’i sırasıyla ON, OFF, OFF haline getirip 300ft ile 3000ft aralığında yüzer feet arttırmalar ile programlamayı içerir. Ticari sistem 550 m(1800ft) yüksekliğe göre programlanacaktır. Yine DIP switchler sayesinde çift ayrılmayı gerçekleştiren Dual Deployment modu seçilecektir.

Teknofest EK-3 Sıcak Gaz Üretici V2’de şekil 4’te gösterilen grafiğe göre piroteknik kapsülü patlatmak için 7 volt gerilim, ortalama 3.9 amper ve yaklaşık olarak 0.7 saniye geçen süre hesaba katılınca;

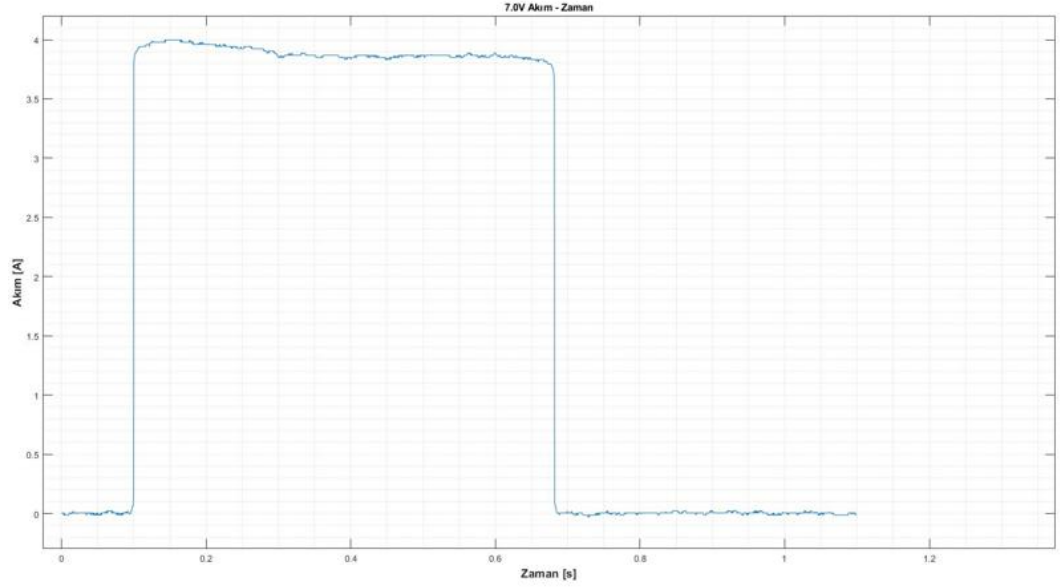
$$\text{Enerji} = \text{Voltaj} \times \text{Akım} \times \text{Zaman}$$

formülünden yaklaşık olarak 19.11 Joule enerji gerekmektedir. RRC3 “Sport” Altimeter kartının kullanım kılavuzunun 2. sayfasının “Specifications” başlığının altındaki 9. satırda bulunan “Firing Current” kısmında kapsüllere 1 saniye boyunca 3 amper akım verilebildiği gösterilmiştir. Sistemde kullanılan 7.4 volt dikkate alındığında yine Enerji = Voltaj x Akım x Zaman formülünden 22.4 Joule enerji elde edildiği görülmektedir. Sonucunda ticari sistem kapsülleri ateşlemek için yeterlidir.

\*

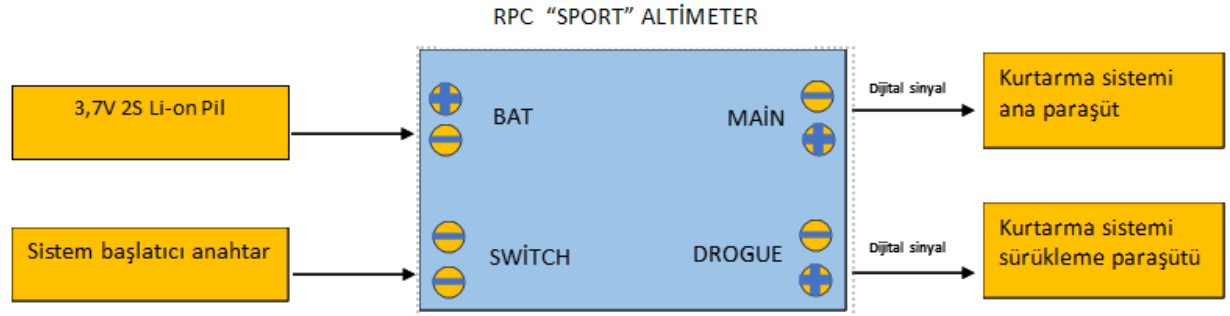
## Specifications

Microcontroller	16MHz 16-bit MSP430 Series mCU
Onboard Flight memory	8Mbit SST Flash Memory
Pressure/Temperature sensor	MSI MS5607 Pressure sensor with 24 bit $\Delta\Sigma$ ADC
Operational Ranges	Standard Unit (40K/100K MSL) / Xtreme Unit (100K MSL)
Arming Mode	Barometric
Minimum altitude for arming	100 feet (adjustable)
Battery	3.5 volts to 10 volts
Test Current	17 $\mu$ a to 50 $\mu$ a (battery dependent)
Firing Current	3 amps for 1 second (Drogue / Main)
Dimensions	23.5mm x 99.5mm (0.925" x 3.917")



7V gerilim altında akım grafiği

## Birincil (Ticari) Sistem Diyagramı:



## 10. İkincil (özgün) UKB yapısı

Özgün bilgisayarda kurtarma sistemlerinde görev oynayacak parametreler:

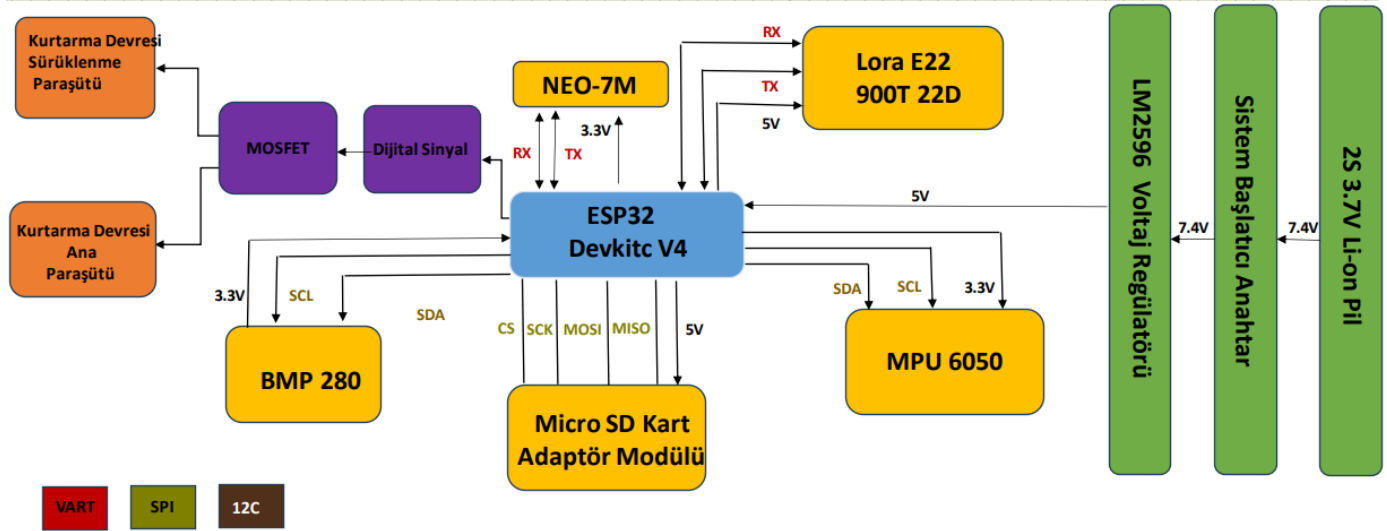
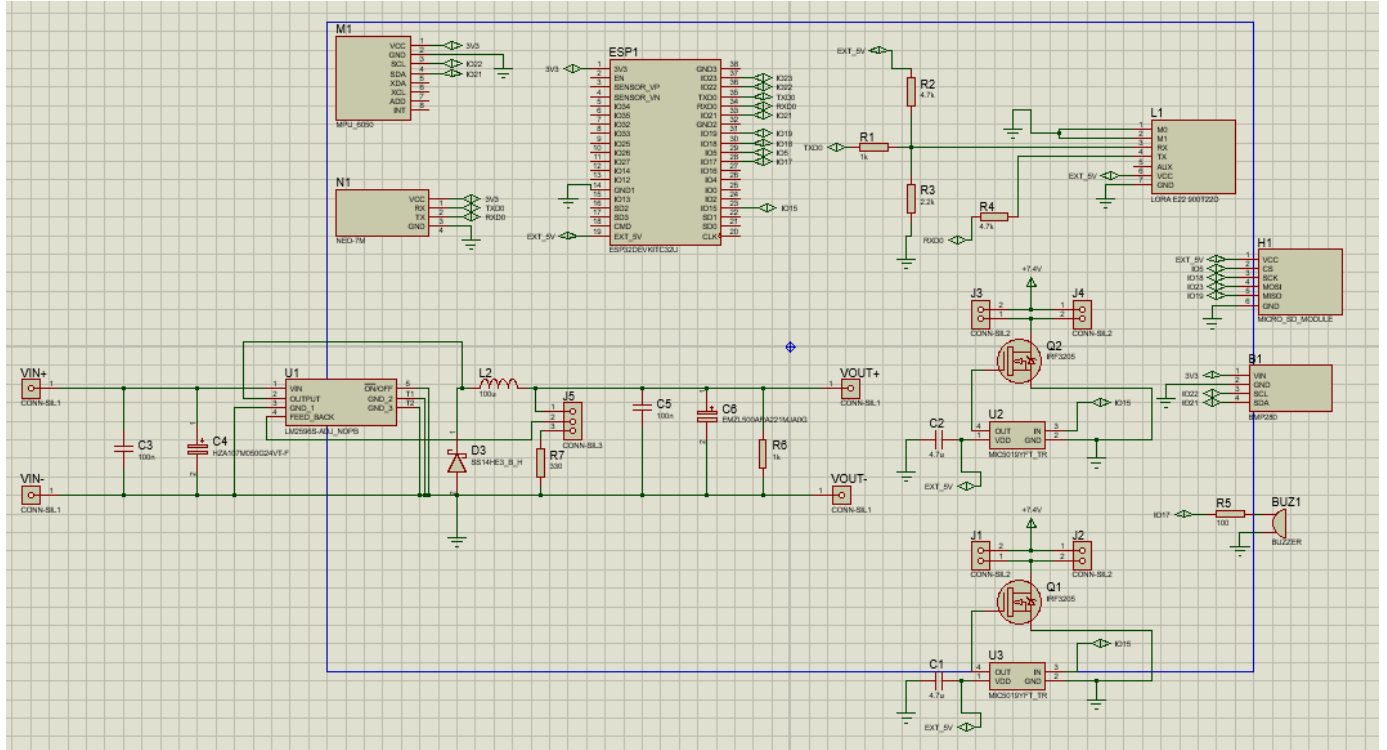
İrtifa: Algoritmamızda irtifa verisi farkı elde edilerek apogee (Tepe noktası) tespitinin önemli bir yardımcısı olmaktadır. Bu veri barometrik sensörümüz olan BMP280'den alınır. Aynı zamanda ana paraşütün açılmasında temel rolü irtifa verisi almakta olup, 550 metrede (1800ft) kurtarma sisteminin devreye girmesini sağlayacaktır. Gürültüden korunması için kalman filtresinden geçirilecek. İtki bittiği anlaşıldığında sensörün yanlış veri elde etmediğinden emin olmak için 100hz ile çekilen veri düşük örnekleme yöntemi ile 5hz'e indirgenecektir.


Dikey hız: BMP280'aracılığı ile alacağımız irtifa farkı verisi belirli bir zaman aralığına bölerek elde ettiğimiz veridir. Bu parametreyi kullanacağımız yerler sırasıyla itkinin bittiğini belirlemede, apogee ye varılıp varılmadığının belirlenmesinde ve sürüklenme paraşütünün açılıp açılmadığını belirlemede kullanılacaktır. Çoğunlukla diğer parametrelerle beraber işlenip bir bayrak görevi görecektir.

Yeryüzü ile olan açı: Bizim tepe noktasına vardığımızın ilk belirteci olarak MPU6050'nin jiroskobundan gelen değerler dönüş hızının belirlenmesinde rol oynayacak. Shifting (Kayma) probleminden dolayı filtrelenecek ve ivmeölçer ile sensör füzyonu yapılacaktır. İvmeölçerin kullanılma sebebi, sensörün verisi kullanılarak istenen düzlemlerde ivme ölçümü yapıp, yine trigonometri yardımı ile açı bulmaya yardım etmektir. Tüm sensörlerde tek boyutlu kalman filtresi kullanılacaktır.

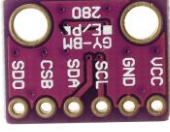
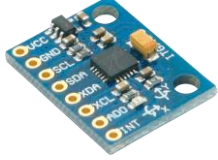


Filtreleme aracı: Sensörlerdeki gürültüyü çok yüksek oranda azalttığından dolayı Kalman filtresi en büyük tercihimizdir ve tüm sensörlerde kullanılmıştır. Her ne kadar bir filtre olarak adlandırılrsa da matematiksel modelleme ile tahmin içerir. Özellikle atışa başlamadan önceki ve itki bitince olan titreşimden gelen gürültüden barometremizin verilerini korumak için önemli bir araçtır. Ayrıca MPU6050 verilerimizin çıktılarını doğru almamızı sağlayacak unsurdur.

Özgün Aviyonik Sistem Diyagramı:



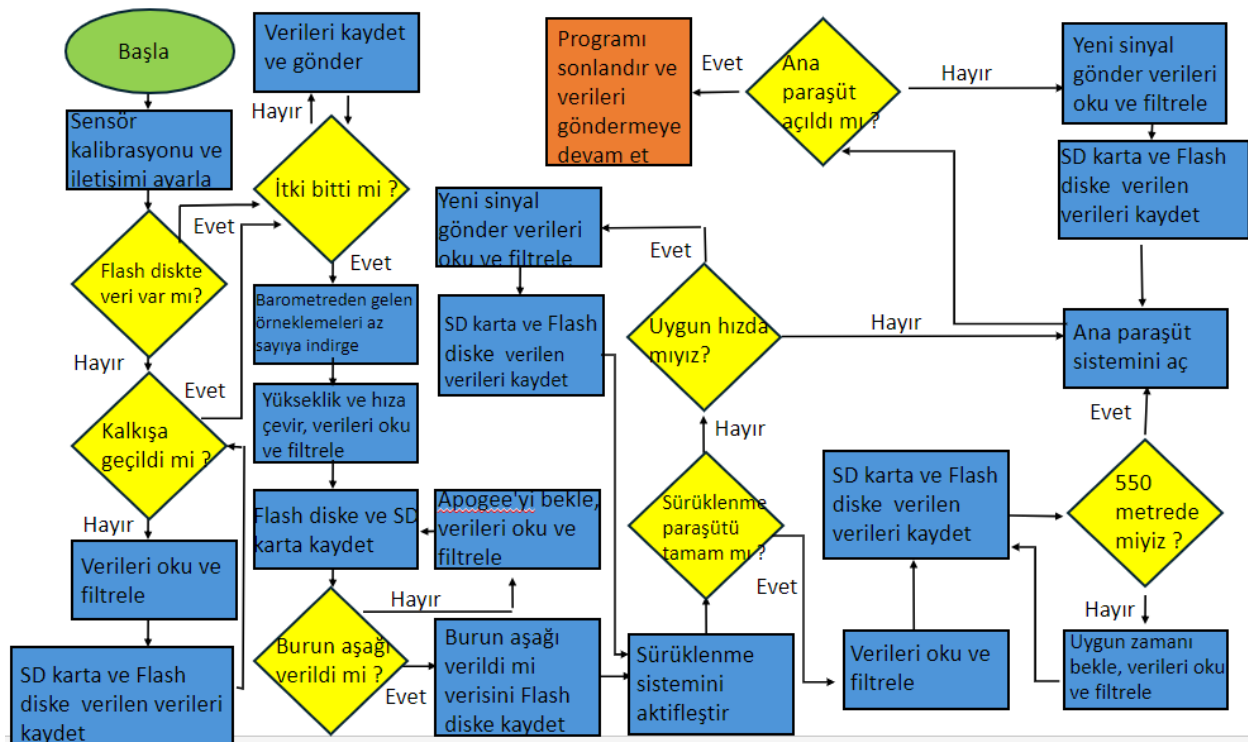
BİLEŞEN	ÜRÜN ADI/KODU/TÜRÜ	KURTARMA ALGORİTMASININ İŞLETİMİ		RESİMLER
		VERİLERİ KULLANILIYOR MU?	KULLANILAN VERİLERİN İŞLEVİ	
İşlemci	ESP32 WROOM 32UE	-	Devreyi yönetmek.	



1. Sensör	BMP 280 Basınç Sensörü	Evet	Basınç verisini irtifa ve tırmanış hızına çevirmek.	
2. Sensör	MPU6050 İvme ve GYRO Sensörü	Evet	İvme, yükseliş hızı ve GYRO verisi göndermek.	
Haberleşme Modülü	Lora E22 900T30D Haberleşme Modülü	Hayır	Yer istasyonu ve roket arasında haberleşmeyi sağlamak.	
GPS Modülü	NEO 7M GPS Modülü	Hayır	GPS verisi göndermek.	

Özgün uçuş kontrol bilgisayarımız içerisinde bulunan Lora E22 900T30D haberleşme modülü sayesinde haberleşme bilgisayarı niteliği de taşımaktadır.

## 11. İkincil (özgün) UKB Algoritması



Parametre	Nereden alınıyor?	Nasıl elde ediliyor?	Ne işe yarıyor?
Yükseklik	BMP280 barometre	2D kalman filtresi ve BMP280 içindeki IIR filtre*	Ana paraşütün açılmasında
Dikey hız	MPU6050 IMU sensor	2D kalman filtresi ve dijital low pass filtre*	Apogee algılamada yatay açı ile beraber
Dikey ivme	MPU6050 IMU sensor	Kalman filtresi ve dijital low pass filtre*	İtki bitti ve paraşütler açıldı bilgilerini eldesinde
Yer ile yatay açı	MPU6050 IMU sensor	Kalman filtresi ve dijital low pass filtre**	Apogee algılanırken dikey hız ile beraber

\*IIR filtresi = BMP280'in içinde bulunan, sensörlerden alınan verilerdeki gürültüyü azaltmak için kullanılan bir dijital sinyal işleme filtresidir.

\*\*Dijital low pass filtre = Yüksek frekanslı sinyalleri önleyerek gürültüyü azaltıp stabiliteyi arttıran bir filtredir.Devre ile yapılabildiği gibi kodlama ile de ayarlanabilir.

## 12. Aviyonik Sistem Haberleşme Yapısı

Roket ile yer istasyonu arasında iletişimi sağlamak için kullanılacak olan haberleşme modülü Lora E22 900T30D'dir. Haberleşme bilgisayarı özelliği taşıyan özgün uçuş kontrol bilgisayarımızda bu modül kullanılmıştır. Bu modülün seçilme nedeni aynı maliyetteki alternatif haberleşme modüllerine oranla daha fazla kazanç sağlaması, yüksek alma hassasiyetine sahip olması, yüksek aktarma gücü ve iletişiminin şifrelenebilmesidir.

Roketin içinde Lora E22 900T30D'ye takılı olacak şekilde 5 dBi kazançlı dikey polarizasyonlu erkek tip SMA anten kullanılacaktır. Lora E22 900T30D'nin frekans bandı 850.125 MHz ile 930.125 MHz arasındadır ve air data rate 2.4 kbps olacaktır. İletişim baud rate'i 9600 bps olacaktır. Kullanılacak olan antenin operatör frekansı ise 868 MHz'dir. Anten aviyonik balketinin içinde konumlandırılacaktır. Özgün sistemimizden 5 Hz frekansla hız, yükseklik, burun açısı, ve GPS verileri takım yer istasyonuna yağı antenler sayesinde iletilecektir.

1. İrtifa
2. Dikey hız
3. GPS

Roketten gelen veriler LoRa frekans modülasyonu kullanılarak yer istasyonumuza iletilecektir. İletilecek olan veriler roket içinde toplanıp tek paket halinde yer istasyonuna iletilecek ve takım yer istasyonunda ayrıştırılıp iki adet USB to TTL cihazı kullanılarak EK-6 HAKEM YER İSTASYONU'nu ekinde belirtildiği gibi anlık olarak hakemlere de iletilecektir. Yarışma alanında gönderilecek paketler arasında en az 100 milisaniye süre bulunacaktır. Roketin yeryüzü ile yaptığı açıdan küçük olanı, görev yükü enlem, boylam ve GPS irtifası, roket enlem, boylam, GPS ve basınç sensörünün irtifası, paket sayacı ve takım ID, üç eksenli jiroskop ve ivme verileri birimleri sırasıyla dps ve g-force olmak üzere hakem yer istasyonuna iletilecektir.

### Link Bütçesi

$$P_{RX} = P_{TX} + G_{TX} - L_{TX} - L_{FS} - L_M + G_{RX} - L_{RX}$$

$$L_{FS} = 32.44 + 20\log(\text{mesafe, km}) + 20\log(\text{frekans, MHz})$$

$$P_{RX} = 30 + 5 - 1 - 108.11 - 10 + 18 - 1 = -67.11$$

$$L_{FS} = 32.44 + 20\log 7 + 20\log 868 = 108.11$$

$P_{RX}$ : Alınan güç (dBm)

$P_{TX}$ : Veri güç çıkışı (dBm)

$G_{TX}$ : Verici anten kazancı (dBm)

$L_{TX}$ : Vericiden kaynaklanan kayıplar(kablo, bağlantılar) (dB)

$L_{FS}$ : Serbest alan kaybı (dB)

$L_M$ : Çeşitli kayıplar (solma marjı, polarizasyon yanlış hizalanması vb.)

$G_{RX}$ : Alıcı anten kazancı (dBi)

$L_{RX}$ : Alıcıdan kaynaklanan kayıplar (kablo, bağlantılar) (dB)

-67.11 dBm > -147 dBm (Alıcı hassasiyeti) İletişimin sağlanabileceği görülmektedir.

#### **f. Kurtarma Sistemi-Roket Ayırma Sistemi (Paraşüt Açma Sistemi)**

Roketimizde ayrılma sistemi olarak Sıcak Gaz Üretici kullanılarak barutla ayrılma kararlaştırılmıştır. Rokette iki ayrılma olacaktır. Her ayrılma için gerekli olan basıncın hesabı yapılmış olup her ayrılma için 2 adet olmak üzere toplamda 4 adet SGÜ kullanılacaktır.

Roketin güvenli bir şekilde yere inmesi için paraşütlerde yarım daire tipi paraşüt tasarımı tercih edilmiştir. Bu tasarım daha düşük sürtünme katsayısına sahip olmasından dolayı tercih edilmiştir.

Roket kurtarma sistemleri, roketlerin güvenli bir şekilde geri dönmesini sağlayan kritik bileşenlerdir. Bu sistemler, roketin farklı aşamalarını birbirinden ayırmak ve yumuşak iniş sağlamak için tasarlanmıştır. İşte bu sistemlerin alt bileşenleri ve görevleri:

Piroteknik Tüp, ayrılma için gerekli olan basıncı sağlar. Bu tüp, roketin farklı bölümlerini birbirinden ayırmak için kullanılır. Paraşüt, ayrılma sonrası yumuşak ve güvenli inişi sağlar. Roketin yavaşça yere inmesini sağlayan bu bileşen, kurtarma işleminin kritik bir parçasıdır.

Şok Kordonu, paraşüt açılmasından doğan ani yükleri sönümleyip bağlantı elemanlarına zarar gelmesini engeller. Bu kordon, paraşüt ve roket arasındaki bağlantıyı sağlar.

Fırdöndü, paraşüt iplerinin dolaşmasını engeller. Bu sayede paraşütün düzgün bir şekilde açılması sağlanır.

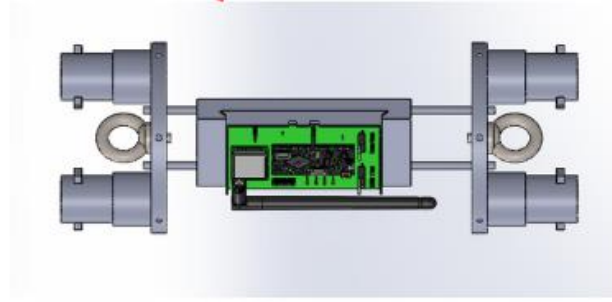
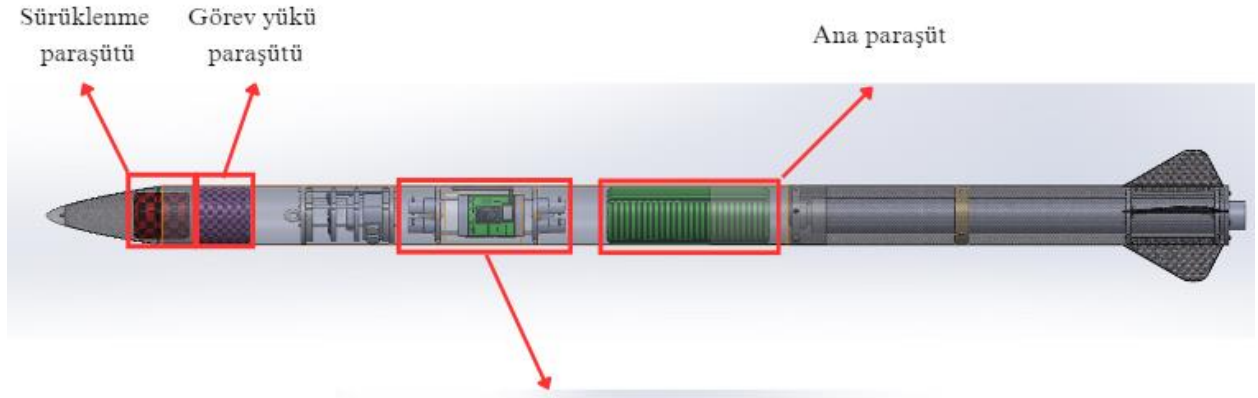
Mapa, kurtarılabilecek sistemleri kurtarma sistemi ile bağlar. Mapa, roketin farklı bölümlerini bir arada tutar. Karabina, şok kordonları, mapalar ve fırdöndüler arasında bağlantıları sağlar.

Roketin kurtarma işlevi aşama aşama şu şekilde açıklanabilir:

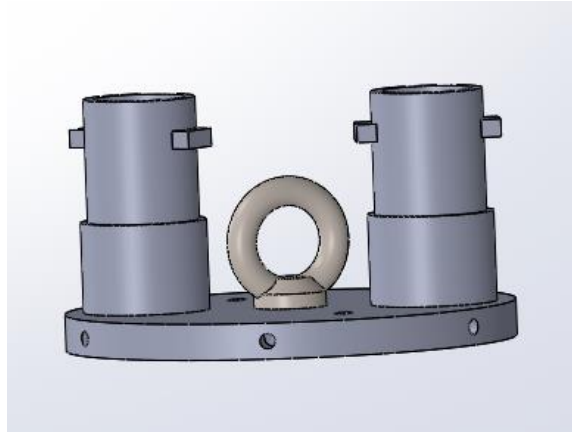
Roketimiz iki aşamalı olarak kurtarılabilecektir. İlk aşama, roket apogee’de iken burun konisinin piroteknik sistem sayesinde sürüklenme paraşütü ve faydalı yük paraşütünü serbest bırakması ile gerçekleşecektir. İkinci ayrılma ise yerden yaklaşık 400 - 600 m arası yükseklikte ikinci piroteknik sistemin roketi entegrasyon gövdesinden ikiye ayırması neticesinde ana paraşütü serbest bırakmasıyla olacaktır. Ayrılma için ana ve yedek aviyonikten gelen aktivasyon emri, piroteknik sistemin fitiline elektronik olarak iletilecek ve piroteknik sistemin içinde bulunan barutun ateşlenmesini sağlayacaktır. Ateşlenen ilgili hacmi hesaplanan miktarda basınçlandıracak ve kurtarma sağlanacaktır.

Kurtarılabacak unsurlar üzerinde bulunan telemetri sistemleri řu şekildedir: GPS, görev yükünün ve ana bilgisayar üzerinde bulunup uyduları kullanarak dünya üzerindeki bir konumu belirlemeye yarar. Radyo sinyal verici; görev yükü ve ana bilgisayar üzerinde bulunur, data verilerin kablosuz olarak iletimi için radyo dalgalarının kullanıldığı, bir alıcı ve bir verici ile çok uzak mesafeler arası iletişimin sağlandığı, iletişimin çok yüksek hızlara ulaştığı haberleşme yöntemidir. Barometrik sensör, görev yükü ve ana bilgisayarda bulunup yükseklik verisini basınç ölçümü yardımıyla elde edilmesini sağlar. Açık ivme sensörü, ana bilgisayarda bulunup istenen açıyı ve ivmeyi ölçmemize yardımcı olmaktadır. Mikro SD kart, görev yükü ve ana bilgisayarda bulunup rokette kara kutu görevi görerek istenen bilgiler kartın içerisine işleyecektir. Sonrasında kartta bulunan verilerin okunmasını sağlayacaktır. Nem ve sıcaklık sensörü, görev yükünde bulunup ortamdaki nem oranını oluşturan elektrik akımına göre ölçüp hesaplamaktadır.

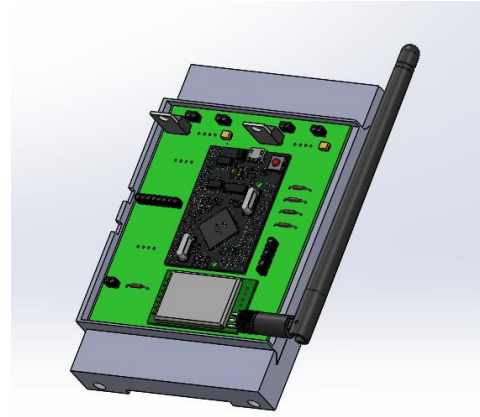
## CAD Görselleri



Kurtarma sisteminin roketteki konumu

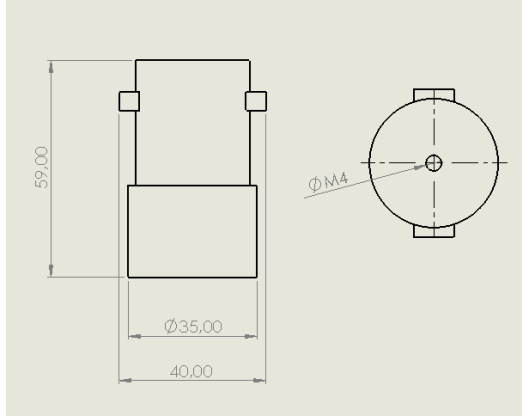
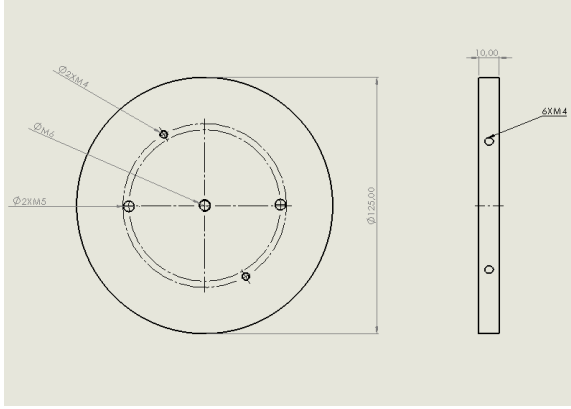


SGÜ CAD Görüntüsü  
Görüntüsü



Aviyonik CAD

## Üretim Teknik Resimleri



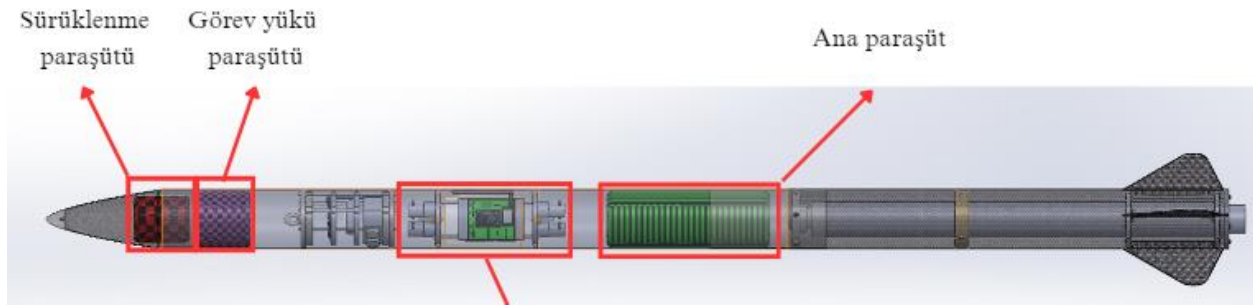
Kurtarma Sistemi Balketi Teknik Resmi  
Resmi

Sıcak Gaz Üretici Teknik

Roketimizin ölçülerine göre gereken basınç değerleri 1. Ayrılma için 124,000 Pa, 2.Ayrılma için 124,000 Pa olarak hesaplanmıştır.

AYRILMA	BASINÇLANDIRILACAK HACİM ÇAPI (mm)	BASINÇLANDIRILACAK HACİM (m <sup>3</sup> )	HEDEF BASINÇ (Pa)
1. Ayrılma	125	0.00442	124,000 Pa
2. Ayrılma	125	0.00515	124,000 Pa

#### g. Kurtarma Sistemi-Paraşütler



g.1) Roket alt sistemleri kurtarma süreci:

Komponent	Temel Görev	Özellikleri
Paraşüt	Hava içerisinde sürüklenme kuvveti oluşturarak kurtarılan sistemin güvenli inişini sağlarken tepesindeki delik sayesinde stabil iniş sağlar.	Roket ve faydalı yük
Paraşüt İpi	Basınç Verisini İrtifaya Çevirmek	Roket ve faydalı yük
Mapa	İvme ve GYRO Verisi Göndermek	Roket
Karabina	Konum Bilgisi Göndermek	Roket ve faydalı yük
Fırdöndü	Roket ile Yer İstasyonuna Arasında Veri Akışı Sağlamak	Roket ve faydalı yük
Şok Kordonu	Nem verisini ölçmek	Faydalı yük

Roket kurtarma sistemlerimizde üç (3) adet paraşüt sistemi –sürüklenme paraşütü, faydalı yük paraşütü, ana paraşüt- kullanılacaktır. Roketimiz yaptığımız analiz ve simülasyonlar ile hedeflediğimiz apooge (tepe) noktası olan 3425 Metre yüksekliğe ulaştığında ayrılma sistemlerimizden birincisi aktifleşecek/ateşlenecektir. İlk ateşlemenin gerçekleşmesi ile roket içinde kara barut sistemi ile elde edeceğimiz basınç ile sürüklenme paraşütünün ,faydalı yükün ve faydalı yük paraşütünün roket gövdesi dışına çıkmasını sağlayacak basınç sağlanacaktır .İlk ateşleme ile ayrılacak burun konisi ve ana gövde ayrılması gerçekleştikten sonra sürüklenme paraşütü serbest kalacaktır .Faydalı yük ve faydalı yük paraşütü de tepe noktasında gerçekleşen birinci ayrılma ile gerçekleşecektir .İkinci ayrılma sistemi ,roket tepe noktasından sonra serbest düşüş halde 400 – 600 metre arası bir yüksekliğe geldiğinde aktifleşecek/ateşlenecek ve ikinci ayrılma olan ana gövde-motor gövde ayrılması gerçekleşecektir. İkinci ayrılma sisteminin ateşlenmesi ile elde edilen roket içi basınç ile ayrılmanın gerçekleşmesi sonucu ana paraşüt roket içinden dışarı fırlatılacaktır. Ayrılmalar başarılı bir şekilde gerçekleştikten sonra roket ve faydalı yük hasarsız ve veri alışverişine devam eder bir şekilde yeryüzüne inecektir.

#### g.2) Kurtarma Sistemleri Roket Gövdesi İçi Hacim Hesaplamaları

Roket kurtarma sisteminde toplam iki adet kara barut ateşleme ile sıcak gaz üretici sistemleri kullanılacaktır. Her bir sistemin roket ana gövdesi içinde kapladığı hacim hesaplaması şu şekildedir:

Sistem uzunluğu: 60 mm (0.06 m)

Roket ana gövdesi iç çapı: 123 mm (0.123m)

$$V = \text{Hacim}$$

$$V = \text{Sistem uzunluğu} \times \pi \times (\text{İç Çap})^2$$



$$V = (0.06 \text{ m}^2) \times \pi \times (0.123 \text{ m})^2$$

$$V = 2.852 \times 10^{-3} \text{ m}^3$$

Bir kurtarma sisteminin roket gövdesi içinde kapladığı hacim  $V = 7.708714 \times 10^{-3} \text{ m}^3$

‘tür. Sistemin toplam kapladığı hacim  $V = 2.4429 \times 10^{-4} \text{ m}^3$  ‘

tür.

### g.3) Kurtarmada Kullanılacak Paraşütler

Kullanılacak paraşütlerimizin renklerini yarışma şartnamesinde belirtildiği şekilde seçmiş olup: sürüklenme paraşütümüzün rengi kırmızı , faydalı yük paraşütümüzün rengi yeşil , ana paraşütümüzün rengi sarı olarak seçilmiştir .Paraşütlerimiz malzeme dayanıklılığı ve yırtılmaz özelliği sebebiyle ripstop kumaştan üretilecektir .Paraşütlerimizin çap uzunlukları yapılan hesaplamalar sonucu en verimli değerler elde ettiğimiz şu değerler olarak alınmıştır : sürüklenme paraşütü çapı 850 mm ,faydalı yük paraşütü çapı 1400 mm ,ana paraşüt çapı 3000 mm olacak şekilde üretilecektir . Sürüklenme, faydalı yük ve ana paraşütlerin roket gövdesi içindeki katlanmış haldeki uzunlukları sırasıyla 120 mm ,180 mm ,350 mm olacaktır. Bu paraşütlerin roket içindeki katlanmış haldeki çap genişlikleri roketimizin gövdesinin iç çapı olan 125 mm olacaktır.

Paraşütlerimizin dilim tasarımı faydalı yük ve ana paraşütümüzde 8 dilim ,sürüklenme paraşütünde 6 dilim olacak şekilde tasarlanmıştır .Dilim sayısını faydalı yük ve ana paraşütte 8 dilim olarak alınmasının sebebi ,bu iki paraşütün taşıdıkları yüklerin yere inmesini sağlayacak esas paraşütler olduğu için havada daha kararlı kalmalarını istememizdir .Paraşütlerimizde kubbe deliği tasarımı kullanılmış olup kubbe deliklerinin boyutu her bir paraşüt için çap boyutunun %15’i olacak şekilde tasarlanmıştır .Paraşüt ipi uzunluklarımız ise her bir paraşüt için çap boyutunun 1.25 - 2.25 katı olacak şekilde belirlenmiştir .Paraşüt iplerinin ayrılma anlarında meydana gelen ısı sonucu yanmaması için polyester ip kullanılacaktır .

Paraşüt Tipi	Düşüş Hızı (m/s)	Renk	Boyutlar		Paraşüt İpi Uzunluğu	Kubbe Deliği Çapı (m)	Paraça (Dilim) Sayısı	Kütle (g)
			Açık (m)	Kapalı (m)				
<b>Faydalı Yük Paraşütü</b>	7.494 m/s	Yeşil	1.4 m	0.35 m (uzunluk)	3 m	0.21 m	8	199 g
<b>Sürüklenme Paraşütü</b>	23.5910 m/s	Kırmızı	0.85 m	0.16 m (uzunluk)	3 m	0.128 m	6	230 g
<b>Ana Paraşüt</b>	6.064 m/s	Sarı	3 m	0.18 m (uzunluk)	6 m	0.45 m	8	858 g

#### g.4) Paraşüt Hızı Hesaplamaları

Paraşütün hızları için kullanılacak denklem  $V = \sqrt{\frac{2mg}{C_d \times p \times \pi \times A_{net}}}$

Faydalı Yük Paraşütü Düşüş Hızı Hesaplamaları:

$$m = 4.3 \text{ kg}, g = 9,81 \text{ m/s}^2, C_d = 0.8, p = 1 \text{ kg/m}^3$$

$$V = \sqrt{\frac{8 \cdot 4.3 \cdot 9.81}{0.8 \times 1 \times \pi \times (1.4)^2}} = 7.494 \frac{m}{s}$$

(p=1 kg/m<sup>3</sup> için hız 8.227 m/s olarak hesaplandı.)

Sürüklenme Paraşütü Düşüş Hızı Hesaplamaları:

$$m = 13,916 \text{ kg}, g = 9,81 \text{ m/s}^2, C_d = 0.8, p = 1 \text{ kg/m}^3$$

$$V = \sqrt{\frac{8 \cdot 13.9106 \cdot 9.81}{0.8 \times 1.22 \times \pi \times (0.85)^2}} = 22.38758 \frac{m}{s}$$

(p=1 kg/m<sup>3</sup> için hız 24.5244 m/s olarak hesaplandı.)

Ana Paraşüt Düşüş Hızı Hesaplamaları:

$$m = 13,916 \text{ kg}, g = 9,81 \text{ m/s}^2, C_d = 0.8, p = 1 \text{ kg/m}^3$$

Eşdeğer Çap =(0.85m sürüklenme paraşütü çapı, 3m ise ana paraşütün çapıdır.)

$$\sqrt{(0.85^2) + 3^2} = 3.112 \frac{m}{s}$$

$$V = \sqrt{\frac{8 \cdot 13.9106 \cdot 9.81}{0.8 \times 1.22 \times \pi \times (3.112)^2}} = 6.064532 \frac{m}{s}$$

(p=1 kg/m<sup>3</sup> için hız 6.6985 m/s olarak hesaplandı.)

#### g.5) Paraşüt Hesaplamaları Yarışma Şartnamesi Kontrol

Şartnamenin 3.2.2.15. maddesine göre paraşüt renkleri yukarıdaki tabloda belirtildiği şekilde yeşil, kırmızı ve sarı olarak belirlenmiştir.

"3.2.2.4. A1 kategorisi hariç A Grup yarışma kategorisinde kullanılan birincil paraşütle roketin düşüş hızı azaltılmalı ancak paraşütle iniş hızı 20 m/s'den daha yavaş olmamalıdır.

" Düşüş hızımız 22.38758 m/s olarak hesaplanmıştır. [08]

"3.2.2.2. Roketin ve parçaların hasar görmemesi için ikincil paraşütle taşınan yüklerin dikey hızı azami 9 m/s, asgari ise 5 m/s olmalıdır.

" Görev yükü düşüş hızımız 7.494 m/s ve roket düşüş hızımız 6.064532 m/s olarak hesaplanmıştır.

Şartnamenin 3.2.2.15. maddesine göre paraşüt renkleri yukarıdaki tabloda belirtildiği şekilde yeşil, kırmızı ve sarı olarak belirlenmiştir. 3.2.2.4. maddesine göre sürüklenme paraşütünün hızı, hesaplanan 0.85m çap için 23.5910 m/s olarak hesaplanmıştır. 3.2.2.2. maddesi gereğince ana paraşütün hızı, hesaplanan 3m için 6.65 m/s olarak, faydalı yük için ise hesap edilen hız, hesaplanan 1.4m için 8.277 m/s olarak belirlenmiştir.

g.5) Kurtarılabak Alt Sistemler ve Bağlantıları:

Alt Sistem	Kurtaracak Paraşüt ve Uçuş Aşaması	Bağlı Olduğu Alt Sistemler
Burun Konisi	Sürüklenme Paraşütü Apogee	Burun Konisinin uç kısmına epoksi yardımıyla sabitlenen mapa sayesinde paraşüte bağlıdır.
Görev Yüğü	Görev Yüğü Paraşütü Apogee	Görev yükünün üzerinde bulunan mapayla paraşüte bağlıdır.
Ana Gövde	Sürüklenme Paraşütü Apogee	Apogee’de Aviyonik balkete vidalanmış olan mapa sayesinde paraşüte bağlanır. Motor Gövdesi ile Entegrasyon Gövdesi aracılığıyla bağlıdır.
Motor Gövdesi	Apogee Bu aşamada açık bir paraşütle bağlantısı yoktur Ana Gövde aracılığıyla kurtarılır.	Ana Gövdeye Entegrasyon Gövdesiyle bağlıdır.
Burun Konisi	550 m	Malzemesi dövme çeliktir. Yapılan testler sonucunda M6 firdöndü tercih edilmiştir.
Şok Kordonu	Paraşüt açılınca oluşan ilk şoku sönümleyerek yapısal parçaların hasar almasını engeller.	Polyester şok kordonu tercih edilmiştir. 1 mm et kalınlığı ve 40mm eni vardır. Boyu kurtarılabak bileşenler için bileşen boyunun 2 katı katıdır.

g.6) Paraşüt Sistemleri Bağlantı Elemanları

Komponent	Temel Görev	Özellikleri
Paraşüt	Hava içerisinde sürüklenme kuvveti oluşturarak kurtarılan sistemin güvenli inişini sağlarken tepesindeki delik sayesinde stabil iniş sağlar.	Ripstop kumaştan imal edilen paraşütümüzün boyutları ilgili kısımda verilmiş olup şekli yarım dairedir ve tepe kısmında da çapının %15'i kadar bir delik bulunmaktadır.
Paraşüt İpi	Paraşüt ve şok kordonunu birleştirir.	Paraşüt ipi olarak polyester paraşüt ipi tercih edilmiş olup boyu paraşüt çapının 1.5-2.5 katı olarak hesaplanmıştır. İpler çekme testine tabii tutulmuş ve güvenli dayanımı sağlamıştır.
Mapa	Şok kordonu ve kurtarılabak unsuru birleştirir.	Malzemesi dövme çeliktir. Yapılan testler sonucu M6 mapa tercih edilmiştir.
Karabina	Kurtarma komponentlerinin hızlı sök-tak işlemini sağlar, montajda kolaylık sağlar.	Malzemesi dövme çeliktir. Yapılan testler sonucunda M6 karabina tercih edilmiştir.
Fırdöndü	Paraşüt iplerinin dönerek dolaşmasını engeller.	Malzemesi dövme çeliktir. Yapılan testler sonucunda M6 fırdöndü tercih edilmiştir.
Şok Kordonu	Paraşüt açılınca oluşan ilk şoku sönümleyerek yapısal parçaların hasar almasını engeller.	Polyester şok kordonu tercih edilmiştir. 1 mm et kalınlığı ve 40mm eni vardır. Boyu kurtarılabak bileşenler için bileşen boyunun 2 katı katıdır.



#### g.7) Kurtarılacak Sistemlerde Bulunan Devre Elemanları

Komponent	Temel Görev	Kurtarılan Unsur
Mikro Kontrolcü ESP32_Devkitc_V4	Uçuş Kontrol Bilgisayarını yönetmek	Roket ve faydalı yük
Basınç Sensörü BMP 280	Basınç Verisini İrtifaya Çevirmek	Roket ve faydalı yük
IMU Sensörü MPU 6050	İvme ve GYRO Verisi Göndermek	Roket
GPS Sensörü Ublox NEO-7M	Konum Bilgisi Göndermek	Roket ve faydalı yük
Haberleşme Modülü LoRa E22 900T30D	Roket ile Yer İstasyonuna Arasında Veri Akışı Sağlamak	Roket ve faydalı yük
Nem sensörü DHT 22	Nem verisini ölçmek	Faydalı yük

#### h. Görev Yüğü

##### h.1) Görev Yüğü Teknik Bilgiler ve Bilimsel Görevi

Görev yükümüzün boyutları uzunluğu 200 milimetre, çap uzunluğu 123 milimetre olacak şekilde üretilecektir. Faydalı yükümüz 4300 gram ağırlıkta olup Buluta Yağmur Tohumlama bilimsel görevini gerçekleştirecektir. Bulut tohumlama atmosferdeki bulutların yağış miktarını arttırmak için yapay olarak yani beşeri sistemlerin kullanılmasıdır .Kuraklıkla mücadelede ve aynı zamanda bölgedeki yağış miktarını kontrol etmek amacıyla bulut tohumlama yöntemi kullanılmaktadır .Sistemimizin sahip olduğu higroskopik maddelerin (kuru buz) atmosferde kimyasal reaksiyonlar geçirerek bulut içinde bulunan su buharını özel bileşikler yardımıyla buz kristallerine dönüştürür .Bulutta oluşan buz kristalleri eriyerek sıvı formda olan yağmur suyu şeklinde yeryüzüne iner .Ve bölgesel beşeri yağmur yağdırma iklim olayı gerçekleşir .Sistemimiz iki kattan oluşmaktadır .Birinci katta görev yüğü kontrol bilgisayarı ikinci katta higroskopik maddeler bulunmaktadır .

##### h.2) Görev Yüğü'nün Roketten Ayrılması

Bilimsel görev yükümüz apogee noktasında birinci ayrılma gerçekleştikten sonra roketten ayrılacaktır .Piroteknik sistemlerin ateşlenmesi sonucu ortaya çıkacak sıcak gaz basıncı ile burun konisi ana gövdeden ayrılacaktır .Ayrılma sonucu ana gövdeden sürüklenme paraşütü ve bilimsel görev yüğü ortaya çıkan basınç ile dışarı fırlatılacaktır .Sistemden ayrılan ve yere roketten bağımsız şekilde inecek olan bilimsel yükümüz turuncu renk ,1400 milimetre çap uzunluğuna sahip paraşüt ile yeryüzüne yumuşak iniş yapacaktır .

##### h.3) Görev Yüğünün Bulunması

Bilimsel görev yükümüzün konum bilgisi bilimsel görev yükünün devre kartında bulunan NEO-7M GPS modülü nün yer istasyonuna göndereceği veriler sayesinde konumu elde edilecek. GPS modülünün gönderdiği verilere ek olarak BMP280 basınç sensöründen gelen basınç verileri, DHT22 nem sensöründen gelen nem verileri 5 Hz frekans ile yer istasyonuna kesintisiz olarak iletilecektir. İletişimi Lora E22 900T30D haberleşme modülleri sağlayacaktır. Bu sayede bilimsel görev yükünün hem havada hem de yumuşak iniş yaptıktan sonra yeryüzünde konumu kesintisiz olarak tespit edilebilecektir.

BMP 280 Basınç Sensörü	Basınç verileri elde edilecek
DHT22 Nem Sensörü	Nem verileri elde edilecek
NEO-7M GPS Sensörü	Bilimsel Görev Yükünün konumu elde edilecek

**Tablo h.1: Görev yükünden yer istasyonuna iletilecek veriler.**

**i. Değişiklik Takibi**

DEĞİŞİM KONUSU	ÖTR'DE DEĞİŞEN İÇERİK	ÖTR'DE DEĞİŞİKLİĞİN BÖLÜM VE SAYFASI	KTR'DE BÖLÜM VE SAYFASI
Komponent değişikliği	Mikrokontrolcü	Aviyonik-özet, sayfa 35	Özgün UKB yapısı, sayfa 48
Komponent değişikliği	Haberleşme modülü	Aviyonik-özet, sayfa 35	Özgün UKB yapısı, sayfa 49
Komponent değişikliği	Mikrokontrolcü	Görev yükü, sayfa 33	Kurtarılacak Sistemlerde Bulunan Devre Elemanları 61
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	Yarışma Roketi Genel Bilgiler	3	9
YENİ İÇERİK KONUSU	YENİ İÇERİĞİN DETAYI	YENİ İÇERİĞİN KTR'DEKİ BÖLÜM VE SAYFASI	
Üye Ekleme Çıkarma	2 üye çıkarılmıştır	1	

**III.Testler**

## **Ekler**

- a.** K t le B t  esi (Roket üzerinde bulunan bütün alt sistem ve bileşenlerin kütlesini içeren bir tablo sunulmalıdır.)
- b.** Test Sonuçları Raporları (İcra edilen testlerle ilgili test planı, test düzeneği, veri/görüntü toplama ve veri/görüntü analizlerine yönelik teknik detaylar sunulmalıdır)
- c.** Hata Türleri ve Etkileri Analizi (Yarışma Komitesi tarafından paylaşılan şablon esas alınacaktır.)
- d.** Kontrol Listesi (Ek-9 ile paylaşılan şablon esas alınacaktır.)
- e.** Roket Bütünleme Stratejisi ve Akış Diyagramı ile Kontrol Listesi
- f.** Fırlatma  ncesi İşlemler (Roketin uçuş öncesinde mekanik ve elektronik son hazırlıkları, roketin rampaya sürülmesi, haberleşme testleri, tüm elektronik bileşenlerin aktive edilmesi vb.) Kontrol Listesi

### **Montaj sırasında,**

- Rampa ve rampanın açısı kontrol edilir.**
- Para  tlerin ipleri ve para  tlerin kendileri, para  tler yerleştirildikten sonra paraşütün herhangi bir yere takılıp takılmadı ı kontrol edilir.**
- Barut tüplerinin dolu olup olmadığı kontrol edilir.**
- Görev yükünün sa lamlı ı kontrol edilir.**
- Roket içerisine yerleştirilecek unsurlar yerleştirildikten sonra burun konisinin sağlam olup olmadığı burun konisinin yerleştirildikten sonra tam yerine oturup oturmadı ı kontrol edilir.**
- Burun konisi yerleştirme işlemi tamamlandıktan sonra gövde üzerinde herhangi bir bozukluk olup olmadığı kontrol edilir.**
- Kanatçıklar üzerinde bir yamukluk veya ezilme, kanat ı ın yerine tam oturup oturmadı ı kontrol edilir.**
- Yeni ve dolu olduğundan emin olunan pil takılır.**
- -Dışarı kablo çıkıp çıkmadığı kontrol edilir.**
- Aviyonik sistemi başlatmak için gerekli olan anahtar kontrol edilir.**
- Yer istasyonuylar UKB arasındaki iletişim sağlanır. Sağlanan iletişim yer bilgisayar ekranına aktarılır kendi istasyonumuzdan hakem istasyonuna veri aktarılır.**
- Somunlar sıkıldı mı kontrol edilir.**
- Kapakçık tam takıldı mı takılmadı mı kontrol edilir.**
- Aviyonik kart ve bağlantılar kontrol edilir.**
- Tüm elektronikler açıldı mı kontrol edilir.**

