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

## Ortahisar Belediyesi Creatiny Roket Takımı – Orta İrtifa

# Takım Yapısı

ORTAHİSAR BELEDİYESİ CREATINY ROKET TAKIMI-ORTA İRTİFA

**TAKIM LİDERİ**

Hayri Eyüp Can YOLCU
KTÜ Elektrik-Elektronik Mühendisliği 2. sınıf

**TAKIM DANIŞMANI**

Dr.Öğr.Üyesi HARUN YANAR
KTÜ Makine Mühendisliği

**MEKANİK EKİBİ**

Onur Sabri CEVHEROĞLU
KTÜ Metalurji ve Malzeme Mühendisliği 2. Sınıf

Utku ERSÖZOĞLU
KTÜ Makine Mühendisliği 2. Sınıf

**AVİYONİK SİSTEM VE YER İSTASYONU EKİBİ**

Merve DERİCİOĞLU
KTÜ İstatistik ve Bilgisayar Bilimleri 2. sınıf

**AYRILMA VE KURTARMA EKİBİ**

Nurten Semanur DEDE
KTÜ Makine Mühendisliği 2. Sınıf

Efecan BAŞ
KTÜ Makine Mühendisliği 1. Sınıf

Emirhan Pehlivan
Artvin Fen Lisesi 10. Sınıf

**AERODİNAMİK EKİBİ**

Semra EPKILIÇ
KTÜ Makine Mühendisliği 2. sınıf

Sedanur DURSUN
KTÜ Makine Mühendisliği 2. sınıf

# Yarışma Roketi Genel Bilgiler

## Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

| | Ölçü |
|---|---|
| **Boy(mm):** | 2810 mm |
| **Çap(mm):** | 130 mm |
| **Roketin Kuru Ağırlığı(g):** | 24221g |
| **Yakıt Kütlesi (g):** | 4349 g |
| **Motor Kuru Ağırlığı (g):** | 2683 g |
| **Faydalı Yük Ağırlığı (g):** | 4100 g |
| **Toplam Kalkış Ağırlığı(g):** | 28570 g |

Tablo 1.1 Genel Bilgi Tablosu

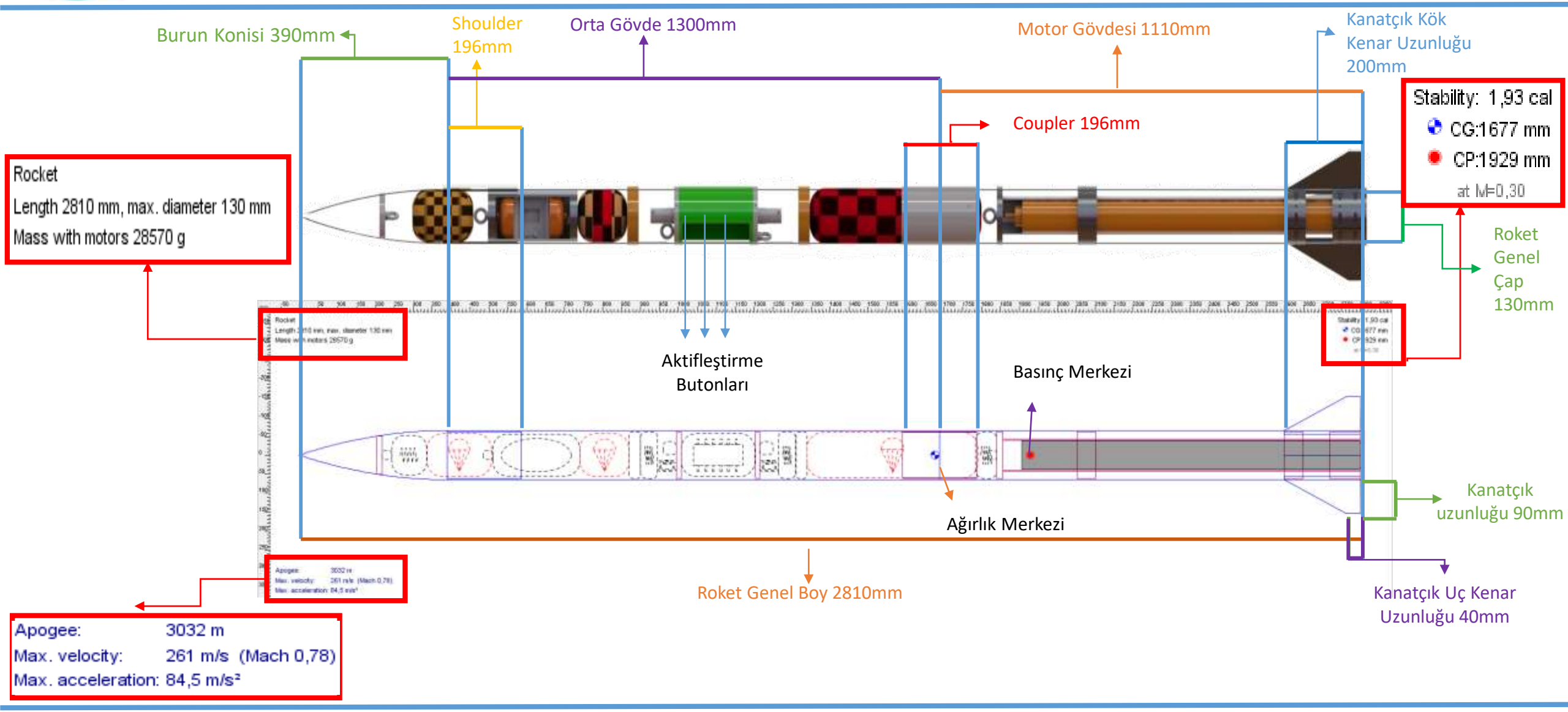
## Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

| | Ölçü |
|---|---|
| **Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:** | 9,39 |
| **Rampa Çıkış (m/s):** | 31,6 m/s |
| **Stabilite(0.3 Mach için):** | 1,93 cal |
| **En Büyük İvme (g):** | 8,61 G |
| **En Yüksek Hız (m/s):** | 261 m/s |
| **En Yüksek Mach Sayısı (m/s):** | 0.78 |
| **Tepe Noktası İrtifası(m)** | 3032 m |

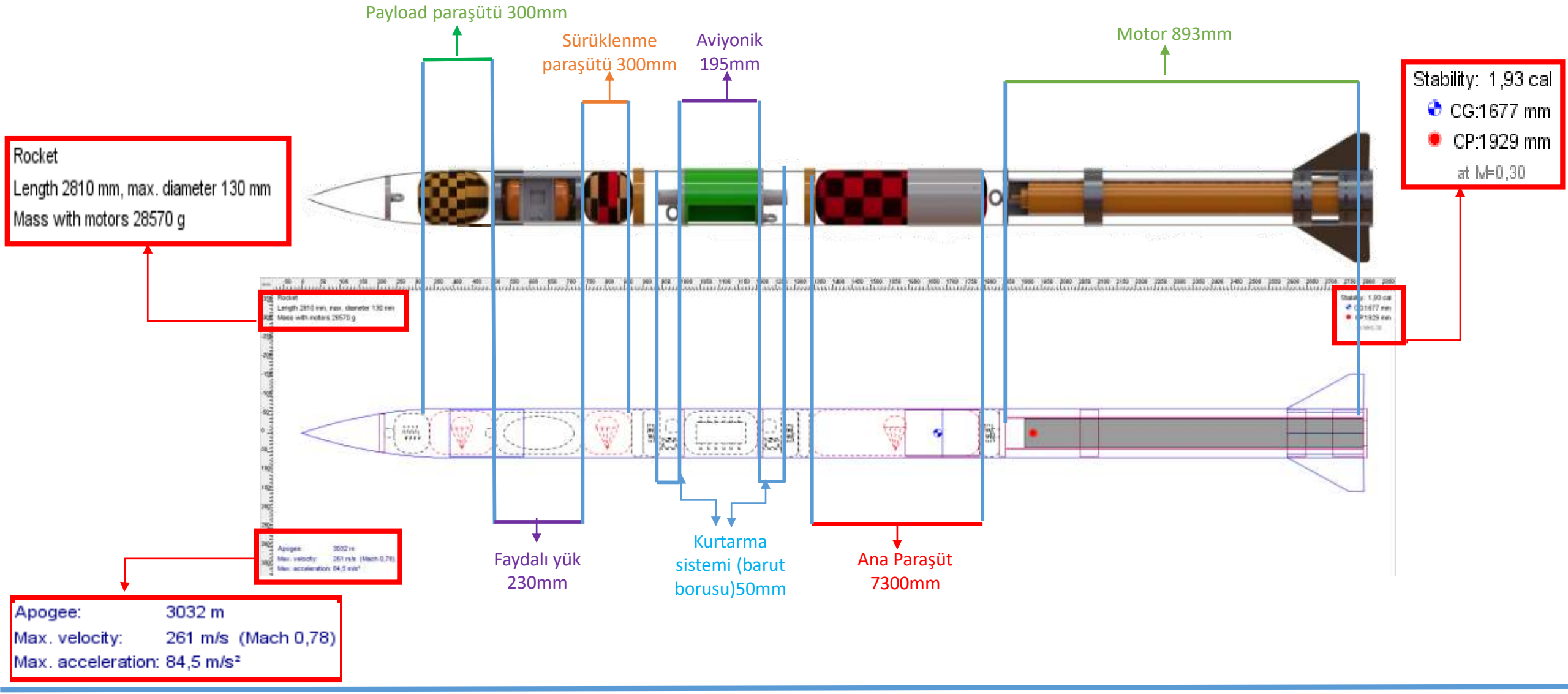
Tablo 1.2 Genel Bilgi Tablosu

| Motor |
|---|
| M-2020 |

# Genel Tasarım



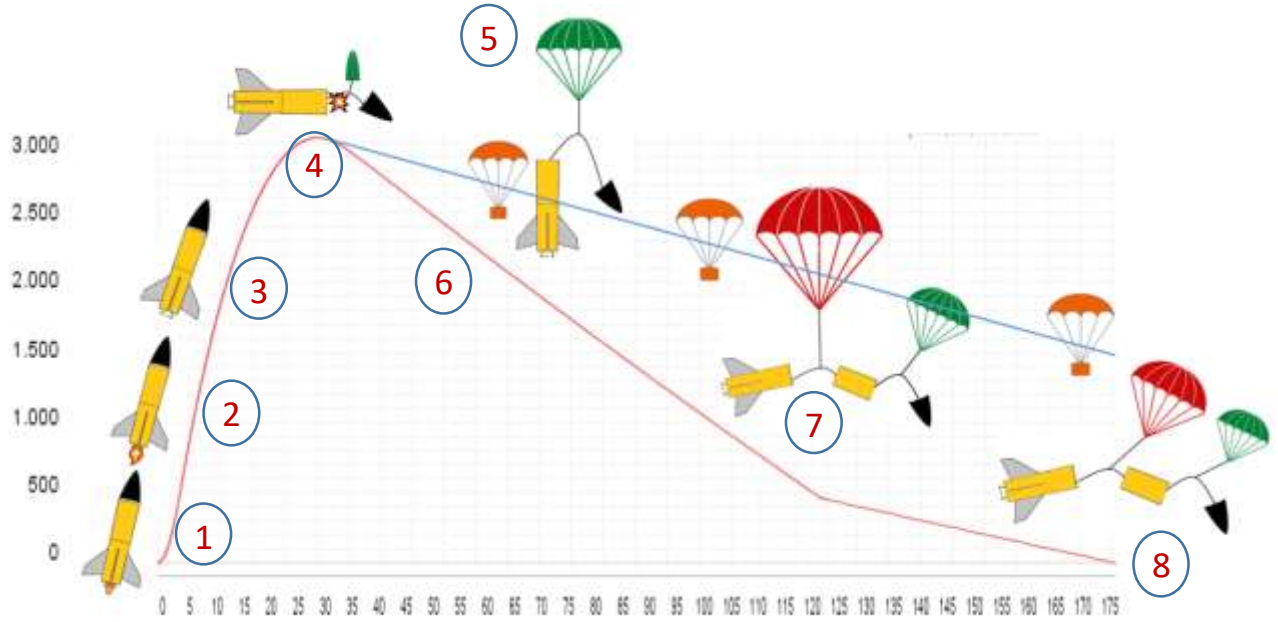
# Genel Tasarım



# Operasyon Konsepti (CONOPS)

| | | Zaman(s) | İrtifa(m) | Hız (m/s) |
|---|---|---|---|---|
| 1 | Fırlatma | 0 | 0 | 0 |
| 2 | Rampa tepesi | 0.21 | 8.32 | 31.6 |
| 3 | Burn out | 4.33 | 705.84 | 254.947 |
| 4 | Tepe noktası | 25.28 | 3060.9 | 10.61 |
| 5 | Sürüklenme paraşütü | 25.67 | 3058.7 | 26.8 |
| 6 | Payload | 26.12 | 3047.42 | 7.081 |
| 7 | Ana paraşütün açılması | 115.448 | 547.754 | 8,678 |
| 8 | Roketin Yere iniş | 176.42 | 0 | 0 |

Tablo 2.1 Operasyon konsepti




Roketin Uçuş Süresince Yükseklik-Zaman Grafiği

# ÖTR - KTR Değişimler - 1

| Değişim Konusu | ÖTR'de hangi sayfada | ÖTR'de içerik neydi? | KTR'de içerik ne oldu ? | KTR'de hangi sayfada? |
|---|---|---|---|---|
| Ticari bilgisayar değişimi | 27,35 | ÖTR' de ticari sistem olarak telemetrum uçuş kontrol kartı seçilmişti. | EK-7 Ticari Uçuş Bilgisayarı dökümanında paylaşılan EasyMini uçuş kontrol kartına geçilmiştir. | 62,70 |
| Barut Haznesi Değişimi | 18,19 | ÖTR içerisinde kendi tasarımımız olan barut haznesi kullanılmıştı. | KTR içerisinde, hakem komitesinin yarışma alanında temin edeceği EK-9 Sıcak Gaz Üreteci dokümanında verilen barut haznesi tasarımına geçildi. | 45 |

Tablo 2.2 Değişimler Tablosu

# ÖTR - KTR Değişimler - 2

| Değişim Konusu | Yeni İçerik Konusu? | KTR'deki içerik detayı | KTR'de hangi sayfada? |
|---|---|---|---|
| Görev Yükü Bilimsel Görevi | ÖTR içerisinde görev yükü için bir bilimsel görev yazılmamıştı. Ancak KTR sürecinde Creatiny kulübü içerisinde geçmiş senelerde de üretilen sualtı aracının minyatür halinin kullanılmasına karar verilmiştir. | Görev yükü bilimsel görevi olarak roketimizin içerisine mini sualtı aracı koyulması uygu görülmüştür. Bu araç deniz aşırı bölgelerde araştırma yapması amacıyla temsili olarak kullanılmıştır. | 54,55 |

Tablo 2.3 Değişimler Tablosu

# Uçuş Benzetim Raporu (UBR)

Uçuş Benzetim Raporu(UBR) kritik tasarım raporu ile eş zamanlı olarak aşağıdaki PDF formatta gönderilmiştir.
Ortahisar_Belediyesi_Creatiny_Orta_Irtifa_UBR

# Kütle Bütçesi

Kütle bütçesi kritik tasarım raporu ile eş zamanlı olarak aşağıdaki Excel formatta gönderilmiştir.
Ortahisar_Belediyesi_Creatiny_Orta_Irtifa_Kutle_Butcesi

# Roket Alt Sistem Detayları

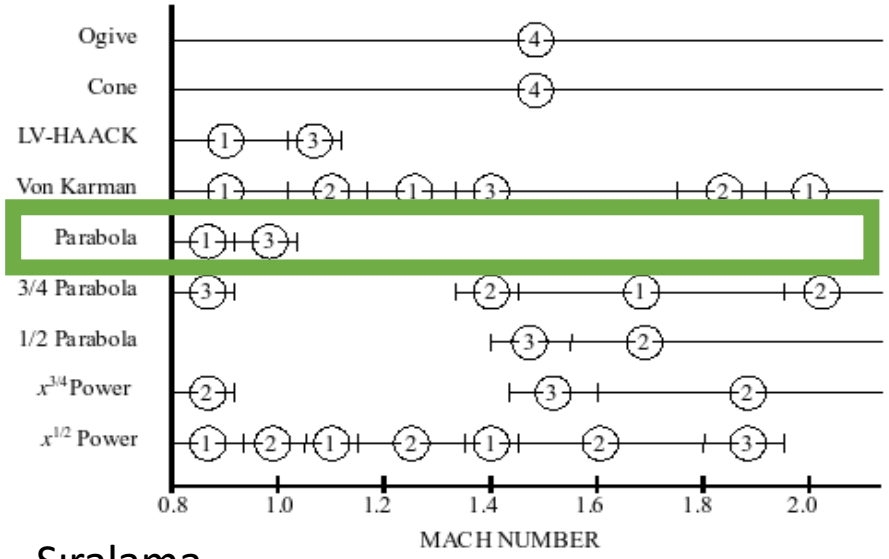
# Burun Konisi Mekanik Görünüm

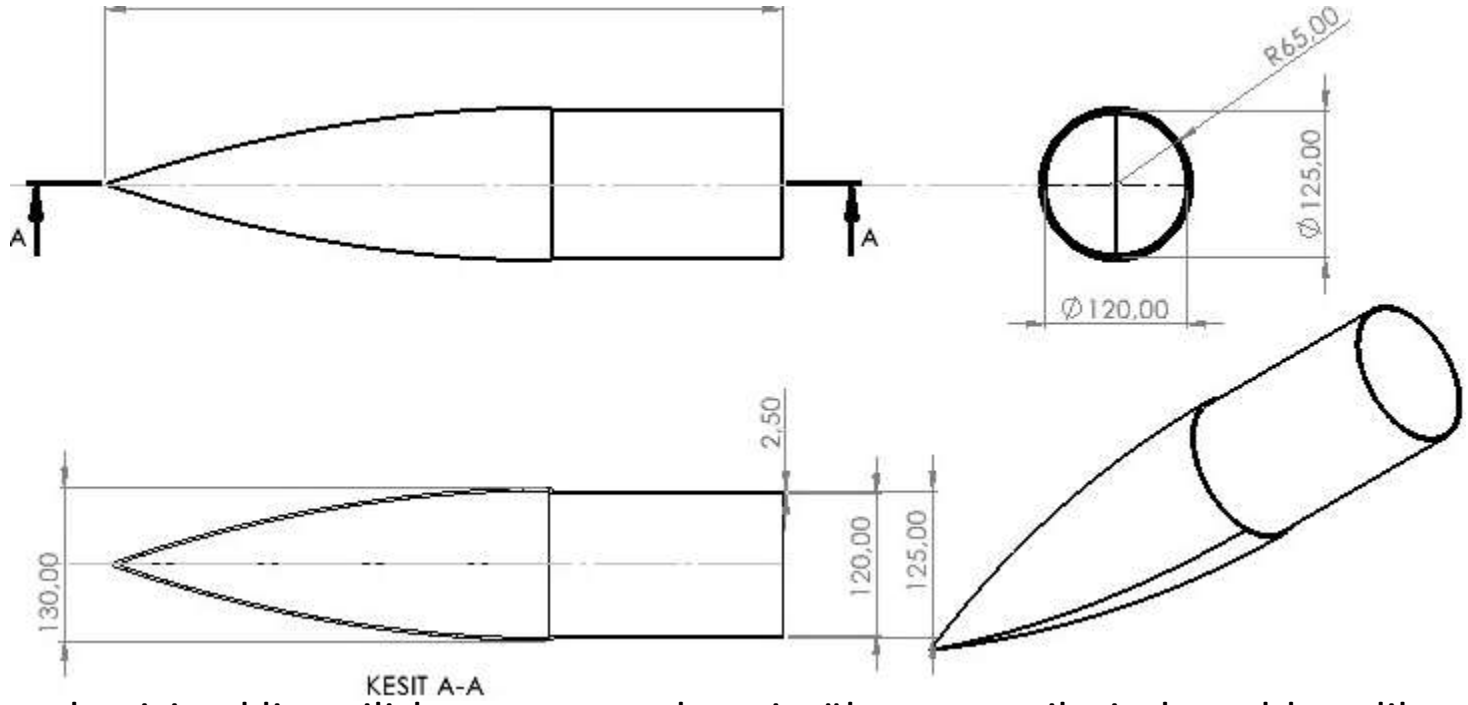
| Burun konisi | |
|---|---|
| Çap | 130mm |
| Uzunluk | 380mm |
| Omuzluk uzunluğu | 196mm |
| Et kalınlığı | 2.5mm |
| Kütle | 800 gram |

Tablo 3.1 Burun Konisi Bilgi Tablosu

- Burun konisi parabolik seçilmiştir.
- Burun konisi omuzluğunun uzunluğu çapın en az 1.5 katı olacak şekilde tasarlanmıştır.
- Burun konisi malzemesi karbon fiber olarak belirlenmiştir.
- Entegrasyon gövdelerinin entegre edilecekleri gövdelerin her ikisine de gövde dış çapının en az (0.75) katı kadar girecektir.
- Parabolik burun konisinin etrafındaki hava akışı (Air Flow), konik burun konisine göre daha stabil olduğu için parabolik burun konisi aerodinamik olarak daha etkilidir. Bu sayede parabolik burun konileri daha az hava direnci oluşturmaktadır.

# Burun Konisi Mekanik Görünüm




Sıralama değeri bakımından:
(1)üst,
(2)iyi,
(3)orta,
(4)alt.

$$y = R\left(\frac{2\left(\frac{x}{L}\right) - K'\left(\frac{x}{L}\right)^2}{2 - K'}\right)$$

$$K' = 1$$

$K'$ = Parametre
$L$ = Burun Konisinin Uzunluğu
$R$ = Burun Konisinin Yarıçapı

Burun konisi şekli seçilirken open rocket simülasyon verilerinden elde edilen max hız, max ivme, tepe noktası irtifası ve mach sayısı gibi değerler dikkate alınarak burun konisi şekilleri simülasyon üzerinden değerlendirilip karşılaştırma yapılmıştır. Karşılaştırma sonucu parabolik burun konisi istenen verileri optimum şekilde karşıladığı görülüp burun konisi şekli olarak Parabolik tercih edilmiştir. Parabolik burun konisi solda verilen parametreler ışığında tasarlanıp cad çizimleri yapılmıştır.

# Burun Konisi – Detay

| Özellik | | Kapsam |
|---|---|---|
| Malzeme Bilgileri | : | Burun konisi malzemesi seçerken kuvvete karşı yüksek mukavemet, hafiflik, üretim kolaylığı, maliyet ve simülasyon verilerinde istenilen isterleri karşılama gibi özellikler dikkate alınarak malzeme karşılaştırması yapılmıştır. Yapılan karşılaştırmada simülasyon verilerinde en yüksek irtifa, en yüksek hız, basınç ve ağırlık merkezi gibi değerler dikkate alınıp karbon fiberin roket burun konisi için uygun olduğu görülmüştür. Karbon fiberin yüksek mukavemetli olması burun konisinin hava akışına karşı dirençli olması burnun bütünlüğünün korunmasında etken kriterdir. Aynı zamanda düşük sürtünme katsayısı akışı iyi yönde etkileyip hız, irtifa gibi verilerin karşılanmasında büyük ölçüde önemlidir. Hafif bir malzeme oluşu ağırlık merkezinin istenilen noktada tutulmasına ve dolayısıyla roketin stabilitesinin ayarlanmasında rol oynar. Üretim kolaylığı ve maliyet gibi kriterler de dikkate alınınca roketin burun konisi malzemesinin Karbon fiber olmasına karar verilmiştir. |
| Üretim Yöntemleri | : | Üretimde tasarıma uygunluk, maliyet, iş yükü, gibi kriterler dikkate alınıp vakum infüzyon tekniği uygulanmasına karar verilmiştir. Vakum infüzyon yüksek tasarım esnekliğine sahiptir. Uygulayan kişinin el becerisinden bağımsızdır ve ürünün hata payı çok azdır. Yekpare parçalar üretmeye uygun bir yöntemdir. Burun konisi üretimi için 3D yazıcıdan koni şekline uygun dişi kalıplar basılacaktır. Dişi kalıp pürüzsüz hale getirilip sıvı kalıp ayırıcı ile katman oluşturulması sağlanacaktır. Karbon elyaflar kalıp içerisine yatırılıp vakum torbaları ile üzeri hava almayacak şekilde kapatılacaktır. Daha sonrasında dişi kalıp bir araya getirilip vakum işlemi gerçekleştirilecektir. Vakum işlemi sırasında elyafların reçineyi iyice emdiğinden emin olunmalıdır. Vakum infüzyon işlemi tamamlandıktan sonra parça kürleşmeye bırakılacaktır. Kürleşme sonunda burun konisi kalıptan çıkarılıp gerekli yüzey işlemleri uygulanacaktır. Bu işlemler KTÜ Creatiny atölyesinde tamamlanacaktır. |

Tablo 3.2 Burun Konisi Detay Bilgi Tablosu

# Burun Konisi – Detay

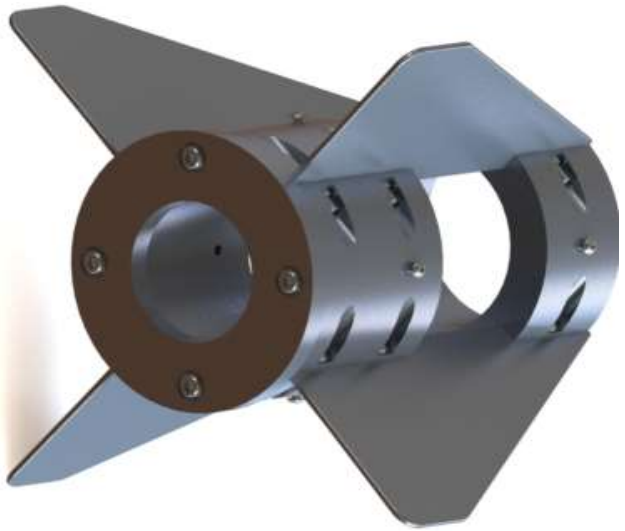
**Burun Konisi Kalıbı**

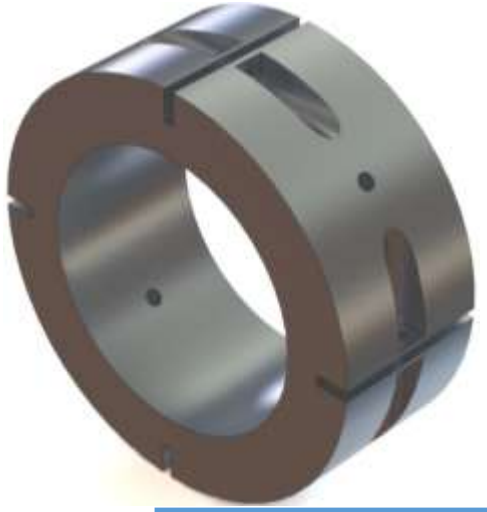
- Karbonfiberden üretilecek olan burun konisi kalıbı yukarıdaki CAD görsellerindeki gibidir. Gerekli işlemler yapıldıktıktan sonra kalıp kenarlarındaki delikler vasıtasıyla birleştirilerek kürleşmeye bırakılacaktır.

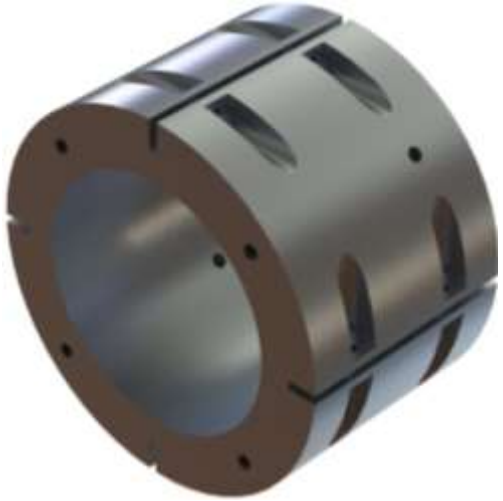
| Malzeme | Yoğunluk | Çekme Mukavemeti | Kopma Uzaması |
|---|---|---|---|
| Karbonfiber | $1.6 g/cm^3$ | 1260MPa | %1.80 |

Tablo 3.3 Karbonfiber Özellikleri Tablosu

# Kanatçık Mekanik Görünüm





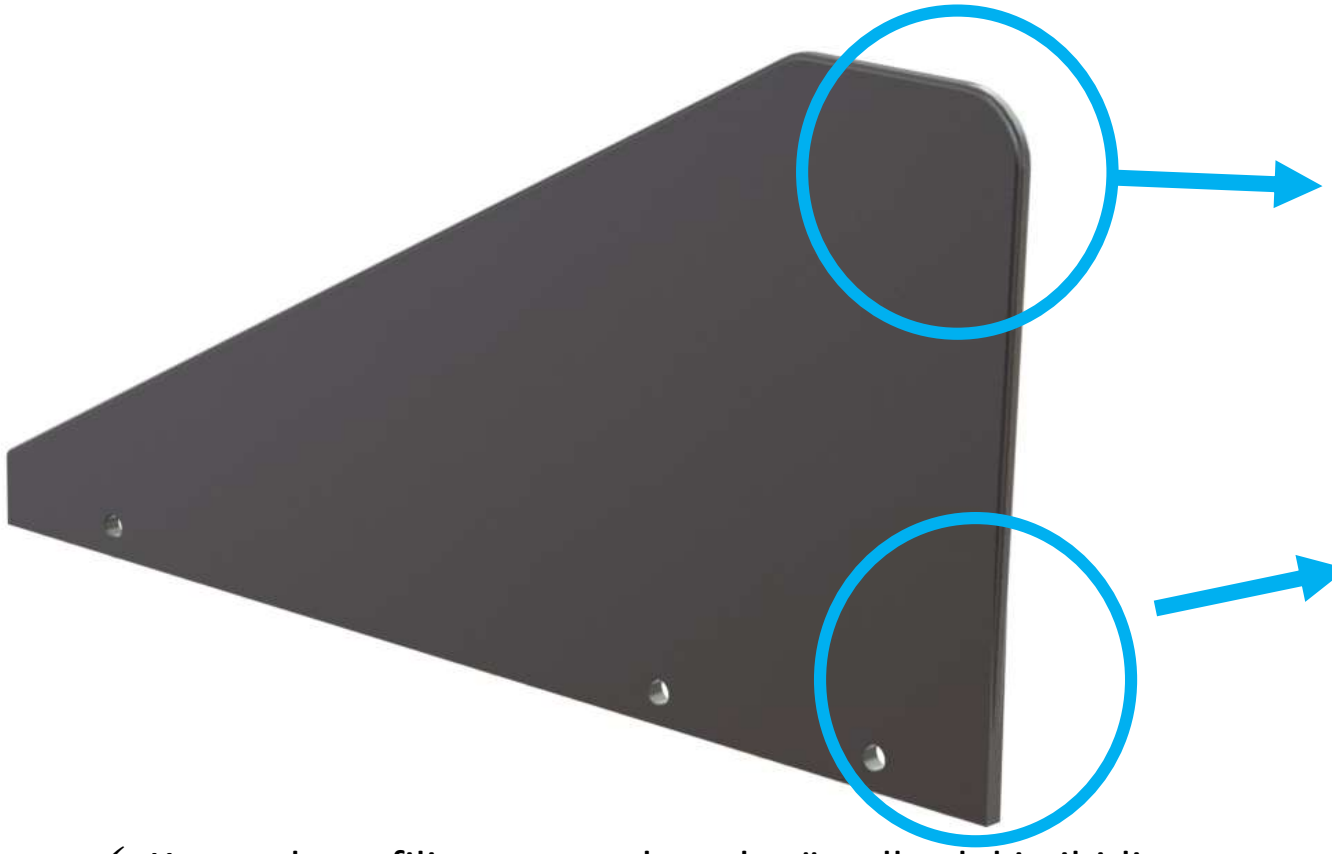


- Kanatçık tipi olarak open rocket simülasyon verileri karşılaştırılıp basınç merkezi ve stabilite değerleri göz önünde bulundurularak roket için en uygun kanatçık tipinin trapeziodal olduğu görülmüştür.
- Kanatçık kesitinin aerodinamik verimlilik yönünün rokete uygunluğu ve üretiminin kolay olması gibi sebeplerden ötürü yuvarlatılmış profil tercih edilmiştir.

| Kanatçık | |
|---|---|
| Kanatçık sayısı | 4 Adet |
| Kanatçık uzunluğu | 90mm |
| Kök uzunluğu | 200mm |
| Uç uzunluğu | 40mm |
| Hücum tarama açısı | 61 derece |
| Et kalınlığı | 3mm |
| Fin tab uzunluğu | 200mm |
| Fin tab yüksekliği | 10mm |

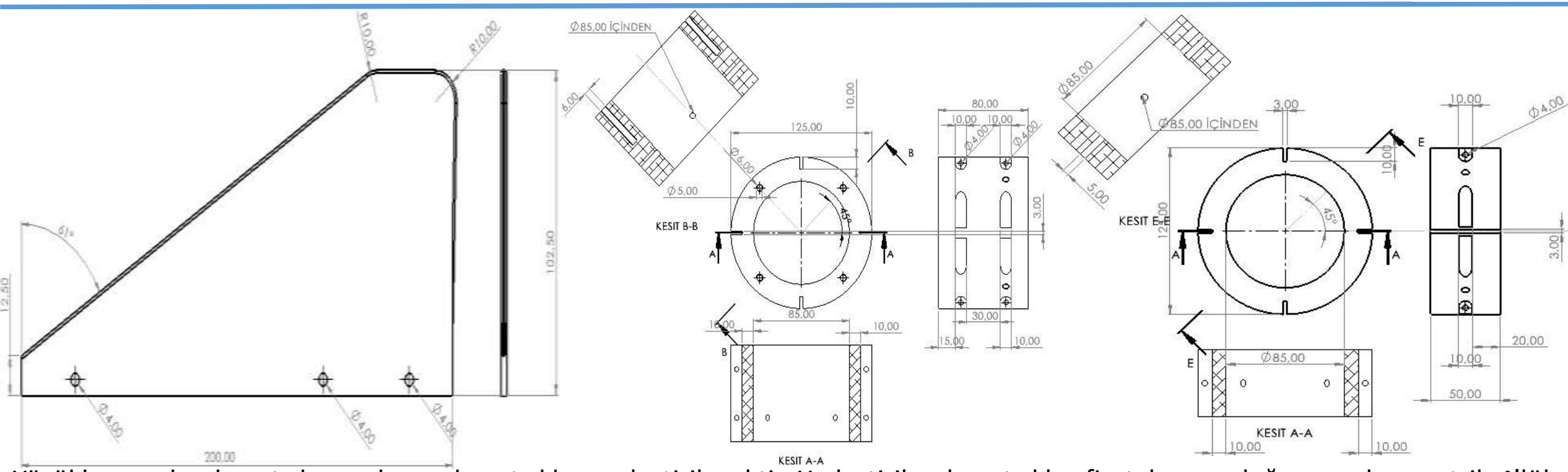
Tablo 3.4 Kanatçık Bilgi Tablosu

# Kanatçık Mekanik Görünüm



- ✓ Kanatçık profili ve sweep length görsellerdeki gibidir.

# Kanatçık Mekanik Görünüm




Yüzüklere açılan kanatçık yuvalarına kanatçıklar yerleştirilecektir. Yerleştirilen kanatçıklar fin tabs uzunluğuna açılan metrik 4'lük vida yuvalarından vidalanarak sabitlenecektir. Uçuş esnasında stabilizasyon değerinin değişmemesi için vidalar somun ile desteklenecektir. 80mm uzunluğundaki yüzüğün ardına motor tutucu vidalanarak montajlanacaktır. Bu sayede motor bloğunun sabit bir şekilde kalması sağlanacaktır. Oluşturulan bütün parça gövdeye açılan kanat açıklıklarından geçirilerek kanatçık montajı tamamlanacaktır.

# Kanatçık – Detay

| Özellik | | Kapsam |
|---|---|---|
| Malzeme Bilgileri | : | Kanatçıklar roketin uçuş kararlılığını ve aerodinamik akışını önemli noktada etkiler. Kanatçık malzemesinde kuvvet etkisinde kırılmama (esneklik), maliyet, ağırlık gibi kriterler dikkate alınıp alüminyum 7075 serisi kullanılmasına karar verilmiştir. 7075 serisi kanatçıklar için uygun mukavemet değerlerini sağlayıp esneklik özelliği sayesinde kuvvete karşı kırılmamayı sağlar. Kanatların fin tabs kısmının montajlanacağı yüzükler sağlamlık ve kolay işlenebilme kriterleri dikkate alınarak alüminyum 6063 serisi olmasına karar verilmiştir. Alüminyum genel olarak esnek, kolay işlenebilir ve maliyet açısından uygun bir malzemedir. Aynı zamanda karbonfibere göre daha ağır olması ağırlık merkezinin ayarlanmasında etken rol oynar. Bu sebeplerden ötürü alüminyum tercih edilmiştir. |
| Üretim Yöntemleri | : | Kanatçıkların tasarlanan kanat modeline birebir uygun olması için alüminyum levha üzerinden lazer kesim ile kesilerek oluşturulacaktır. Kanatçık kenarları freze ile yuvarlatılmış profil haline getirilecektir. Kanatçıkların fin tabs uzunluğundaki bağlantı noktalarına CNC torna ile metrik 3'lük vida yuvaları açılacaktır. Elde edilen kanatçıklar zımpara ile pürüzsüzleştirilerek uçuş esnasında akışa karşı negatif etkide bir kuvvet oluşturulmaması sağlanacaktır. Kanatçık gövdesindeki yüzükler belirlenen çap ve et kalınlığındaki borular üzerinden kesilecek. Kesilen yüzüklerin kanatçıklara bağlantı noktalarına CNC torna yardımı ile metrik 3'lük vida yuvaları açılacaktır. |

Tablo 3.5 Kanatçık Detay Bilgi Tablosu

# Kanatçık – Detay

| Malzeme | Yoğunluk | Çekme Mukavemeti | Akma mukavemeti | Kesme mukavemeti | Elastisite modülü | Kopma uzaması |
|---|---|---|---|---|---|---|
| Alüminyum 6063 | 2.70g/$cm^3$ | 152MPa | 89.6MPa | 62.1MPa | 68.9GPa | %18 |

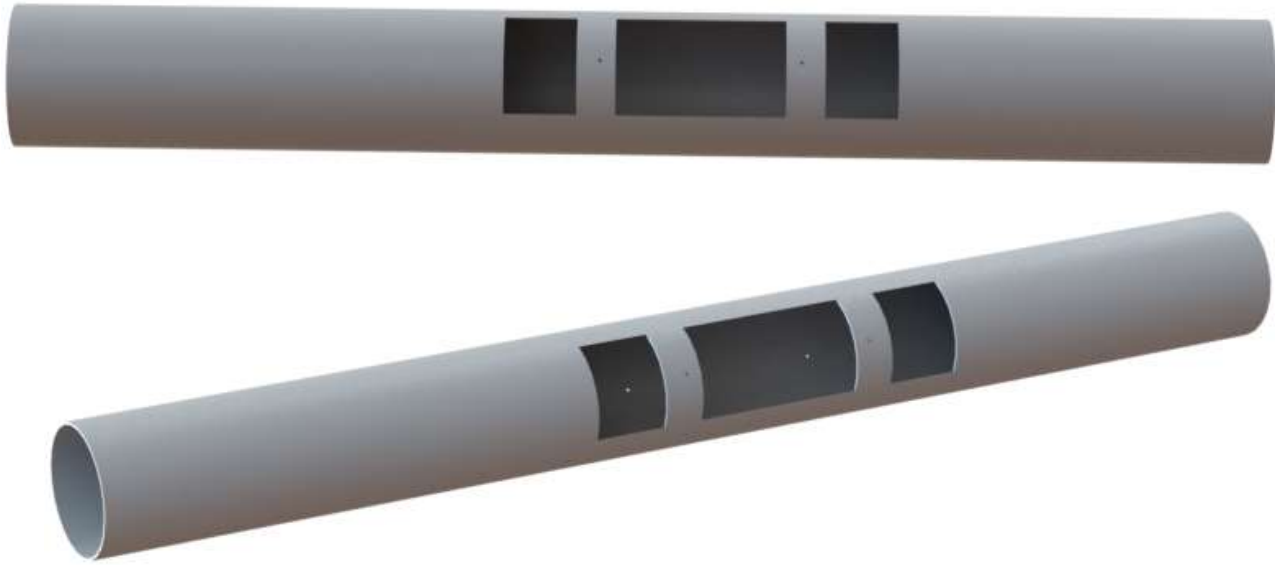
Tablo 3.6 Alüminyum 6063 Özelikler Tablosu

| Malzeme | Yoğunluk | Çekme Mukavemeti | Akma mukavemeti | Kesme mukavemeti | Elastisite modülü | Kopma uzaması |
|---|---|---|---|---|---|---|
| Alüminyum 7075 | 2.81g/$cm^3$ | 228MPa | 103MPa | 152MPa | 71.7GPa | %10 |

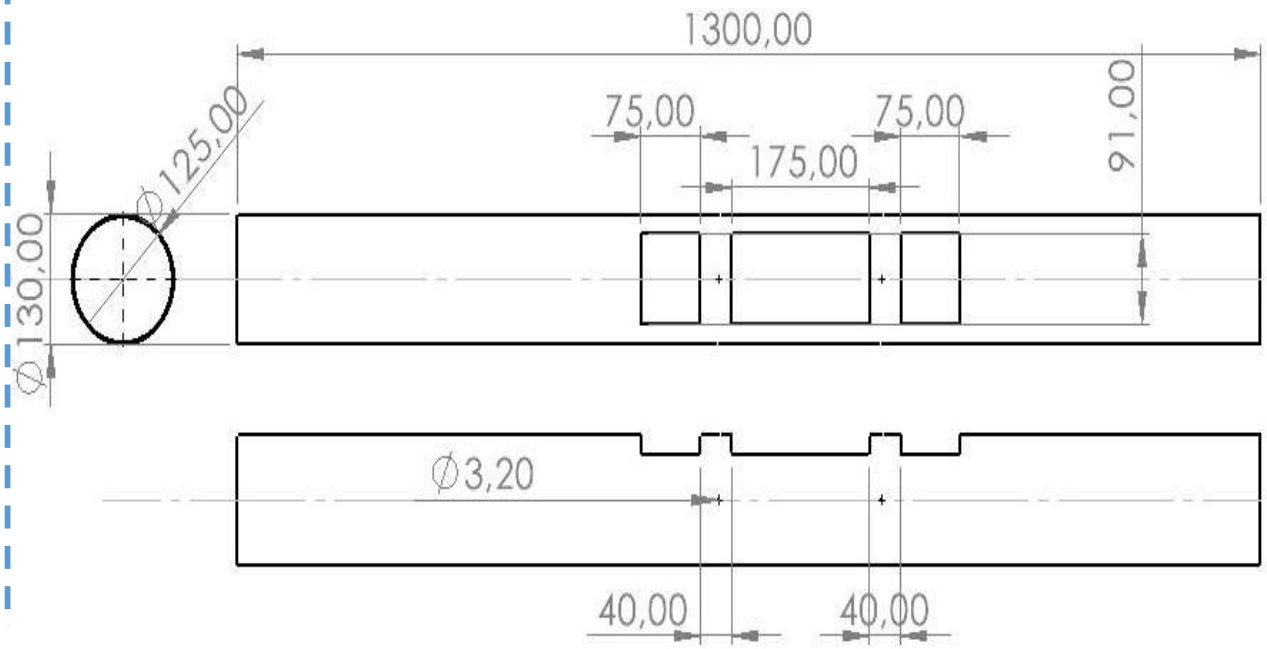
Tablo 3.7 Alüminyum 7075 Özelikler Tablosu

# Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

ORTA GÖVDE



TEKNİK RESİM




- Orta gövdede aviyonik sisteme ve barut haznesine erişebilmek için kapakçıklar bulunmaktadır.
- Burun konisinin alt kısmında ve aviyonik sistemin bulunduğu yerde 3mm çapında basınç dengeleyici delikler bulunmaktadır.
- Kaydırma ayaklarının 1 tanesi ağırlık merkezini araya alacak ve ortalayacak şekilde yine orta gövdede bulunmaktadır.
- Roket gövdesi gerekli analizler sonucu fiberglass olarak üretilecektir.

# Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

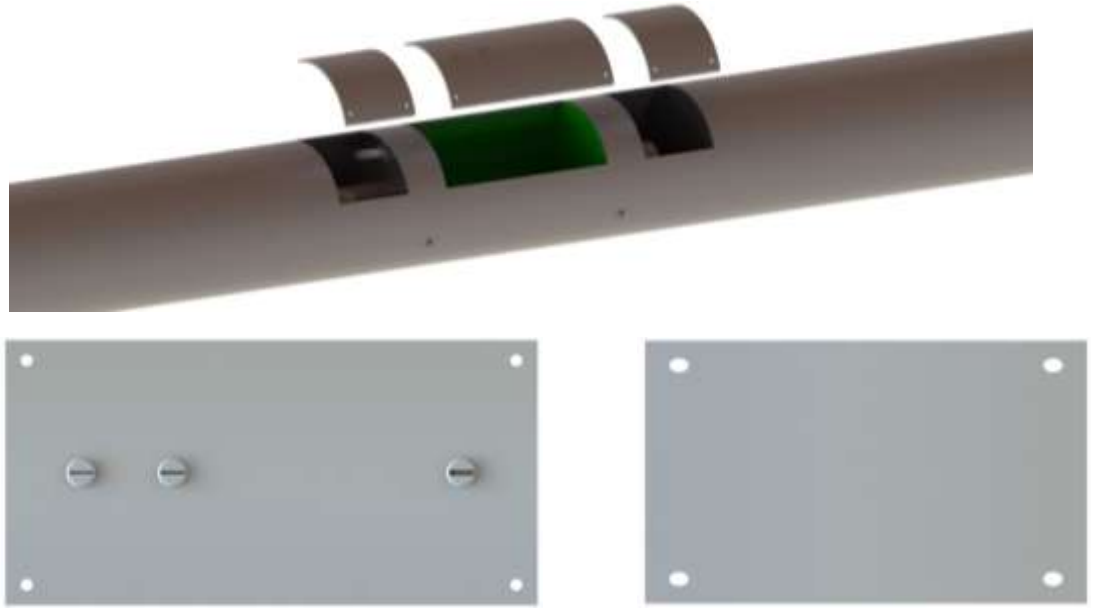
MOTOR GÖVDESİ

TEKNİK RESİM

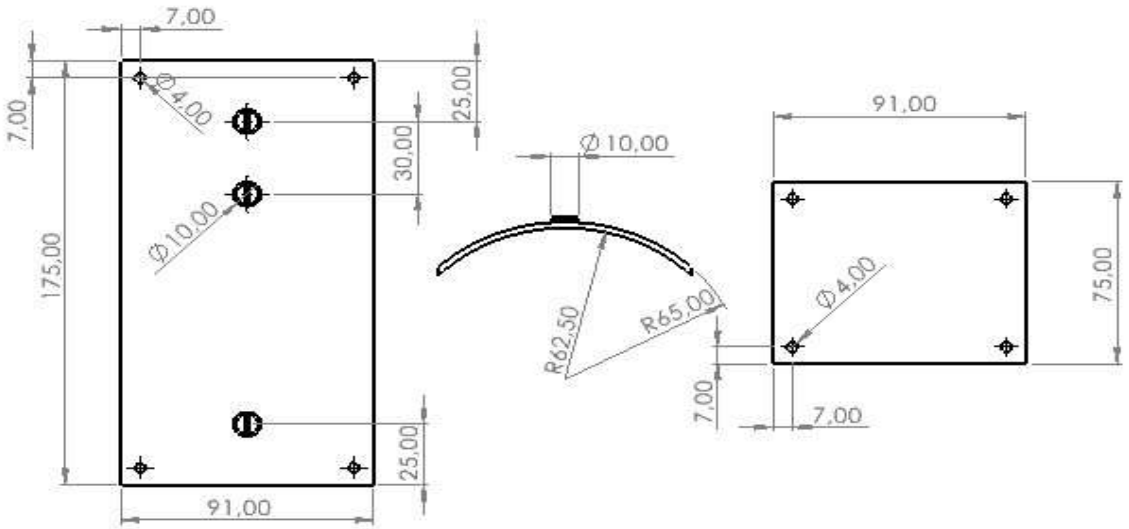
- Kaydırma ayaklarının bir tanesi ağırlık merkezini araya alacak ve ortalayacak şekilde motor gövdesinde bulunmaktadır.
- Motor gövdesi üzerinde 3mm çapında basınç dengeleyici delik bulunmaktadır.
- Motor gövdesinin en alt kısmında kanatçıkların girebileceği çapta kesikler bulunmaktadır.

# Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

GÖVDE KAPAKÇIKLARI



TEKNİK RESİM




- Kapakçıklar aviyonik sisteme dışarıdan erişebilmek için açılmıştır.
- Kapakçıklar gövdeye metrik 4'lük vidalarla montajlanacaktır.
- Kapakçık üzerinde üç adet mekanik aktifleştirme anahtarı bulunmaktadır. Anahatarlar kullanılarak aviyonik sistem dış gövdeden aktifleştirilecektir.

# Yapısal – Gövde Parçaları

| Orta gövde | |
|---|---|
| Uzunluk | 1300mm |
| İç çap | 125mm |
| Dış çap | 130mm |
| Cidar | 2.5mm |
| Ağırlık | 3020 gram |

Tablo 3.8 Orta Gövde Bilgi Tablosu

- Uçuş bilgisayarı ve görev yükündeki tüm anahtarlar roketin nozülünden azami 2500 mm mesafede bulunmaktadır.
- Roketin dış gövdesinde herhangi bir çap değişimi bulunmamaktadır.
- Roket kesit alanında çıkıntı yaratabilecek kamera hariç hiçbir parça bulunmamaktadır.
- Kamera aerodinamik dengeyi bozmayacak şekilde konumlandırılacaktır.

| Motor gövdesi | |
|---|---|
| Uzunluk | 1110mm |
| İç çap | 125mm |
| Dış çap | 130mm |
| Cidar | 2.5mm |
| Ağırlık | 2740 gram |

Tablo 3.9 Motor Gövdesi Bilgi Tablosu

# Yapısal – Gövde Parçaları

| Özellik | | Kapsam |
|---|---|---|
| Malzeme Bilgileri | : | Orta ve motor gövdesinde gerekli mukavemeti değerlerini ve yeterli derecede hafifliği sağlaması sebebiyle fiberglass tercih edilmiştir. Fiberglass karbonfibere göre sinyal geçirgenliği sebebiyle aviyonik sistemden veri akışının kesilmemesine olanak sağlar. Maliyet açısından nispeten ucuzdur. |
| Üretim Yöntemleri | : | Silindirik gövde üretmek için maliyet ve üretim kolaylığı göz önünde bulundurarak el yatırması tekniği kullanılması tercih edilmiştir. Üretim için silindirik kalıp üzerine yüzey pürüzsüzlüğünü sağlamak için gerekli vax ve kalıp ayırcı işlemleri uygulanır. Daha sonra yüzeye serilecek cam elyaf kumaşlar oluşması gereken et kalınlığını sağlayacak kadar hesaplanıp kesilir. Kesilen elyaf kumaş kalıp üzerine hazırlanan epoksi reçine ile yedirilerek gövdeye sarılır. Sarılan gövde kürleşmeye bırakılır. Kürleşme gerçekleştikten sonra fiberglass tabaka kalıptan çekilerek ayrılır. |

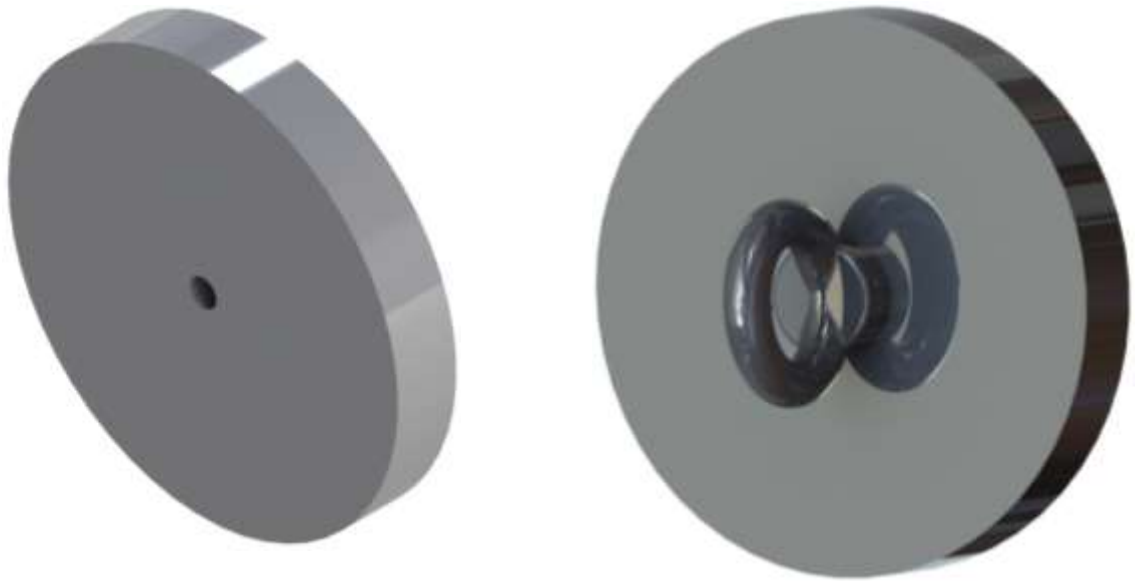
Tablo 3.10 Gövde Detay Bilgi Tablosu

| Malzeme | Yoğunluk | Çekme Mukavemeti | Kopma Uzaması |
|---|---|---|---|
| Fiberglass | $1.8 g/cm^3$ | 1150MPa | %1.75 |

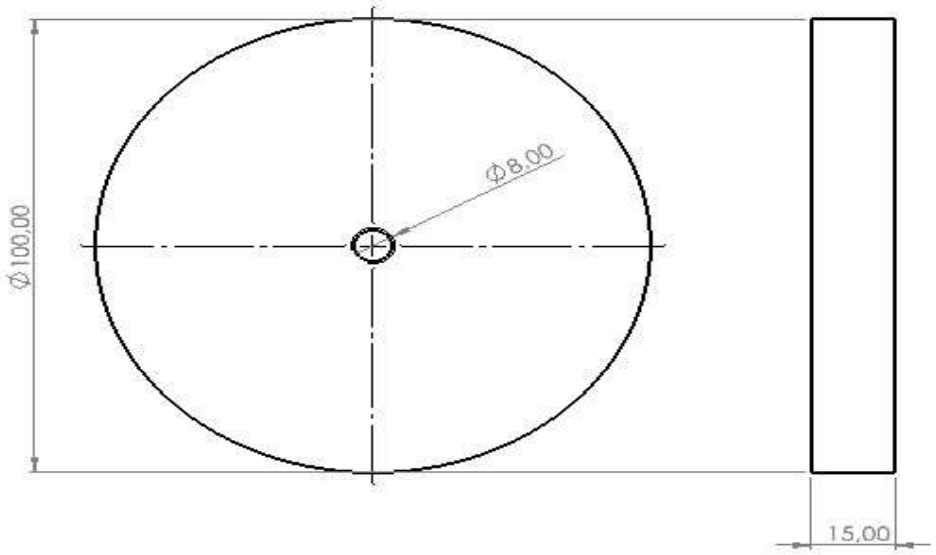
Tablo 3.11 Fiberglas Özellikleri Tablosu

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

**BURUN KONİSİ BULKHEAD**



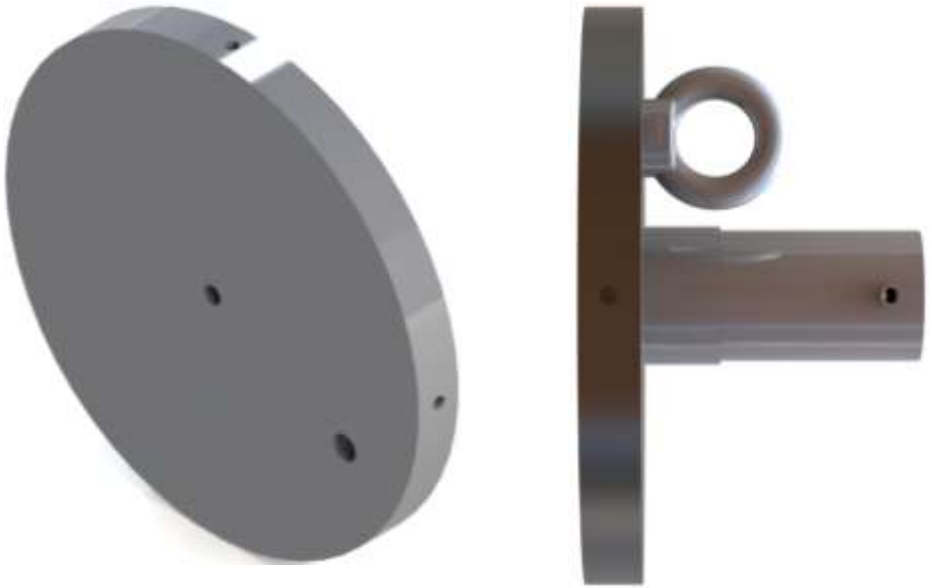
TEKNİK RESİM



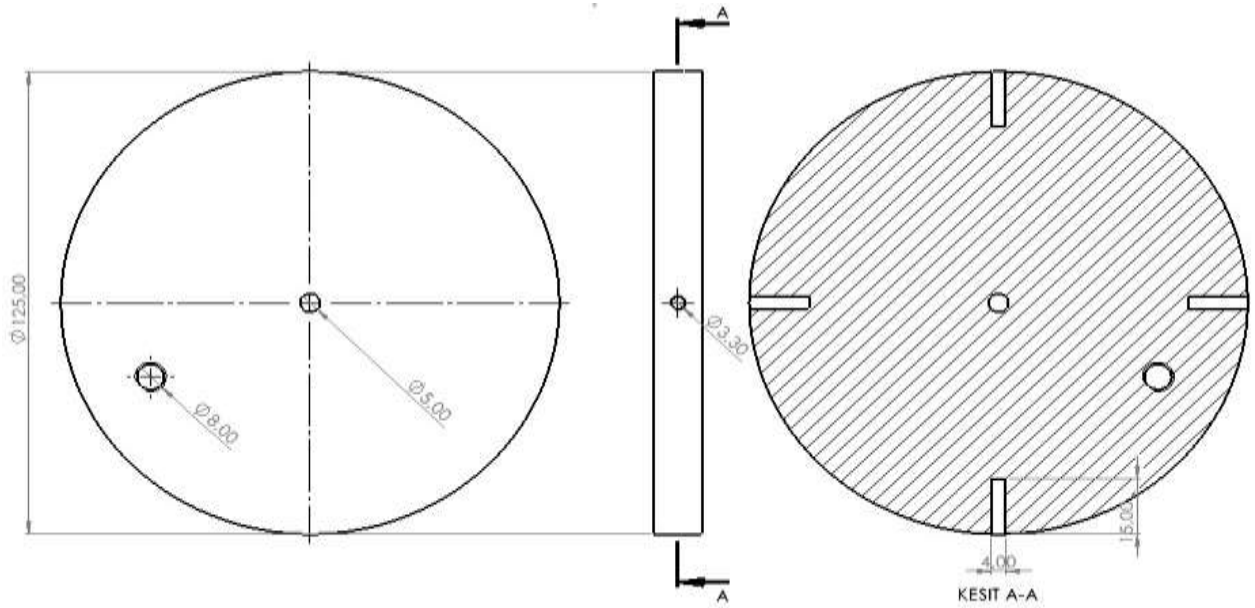

- Burun bulkheadi üzerinde 1 adet mapa bulunmaktadır. Bulkhead, üst aviyonik bulkhead'e şok kordonu ile bağlantısı gerçekleştirilecektir.
- Bulkhead burun konisi içerisine yapısal yapıştırıcı ile sabitlenecektir.
- Alüminyumdan CNC torna yardımı ile üretilecektir.

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

**ÜST VE ALT AVİYONİK BULKHEAD**



**TEKNİK RESİM**

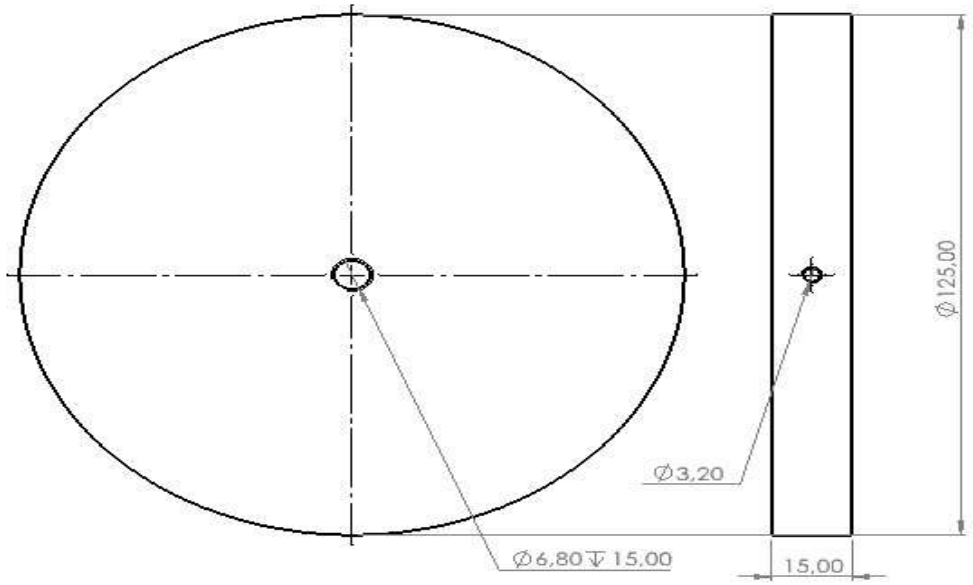



- Üst ve alt aviyonik bulkheadleri aviyonik kasayı sağlamlaştırmak ve korumak için gövdeye konulmuştur.
- Metrik 4'lük vidalarla gövdeye dışarıdan sabitlenecektir.
- Bulkheadler üzerinde mapa ve barut hazneleri bulunmaktadır.
- Üst bulkhead şok kordonu ile burun konisindeki mapaya, alt bulkhead motor gövdesi bulkheadine bağlıdır.
- Alüminyumdan CNC torna yardımı ile üretilecektir.

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

**MOTOR GÖVDESİ BULKHEAD**

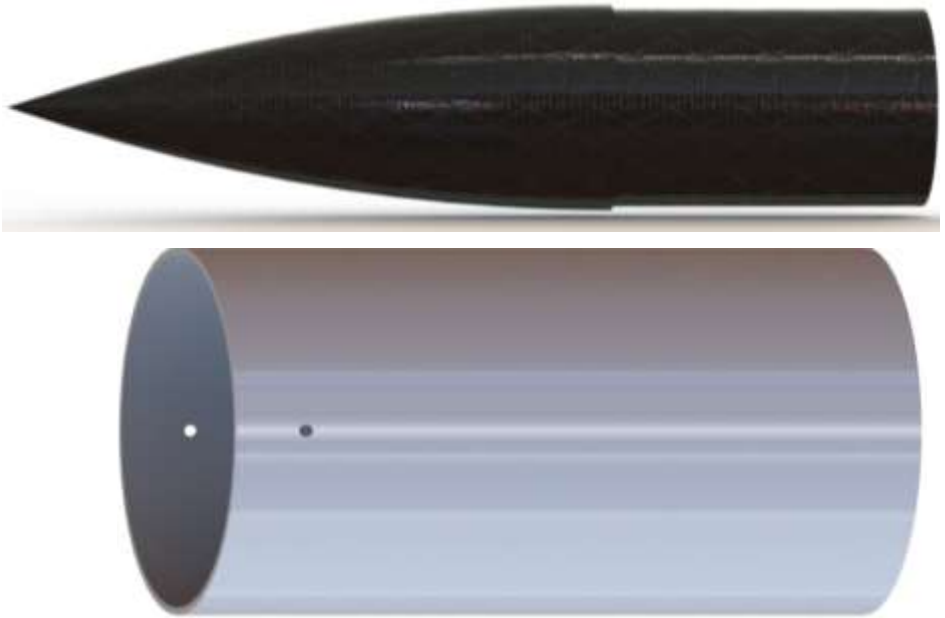
TEKNİK RESİM



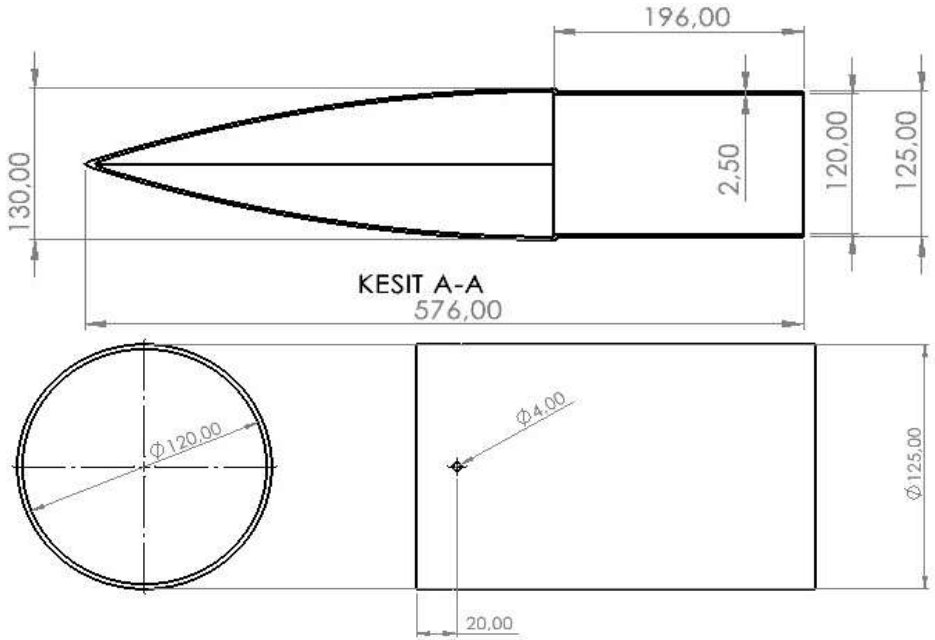

- Motor gövdesinde bulunur ve engine block kısmının hemen önündedir.
- Motordan gelen kuvveti karşılaması gerektiği için gerekli analizler sonucu uzunluğu belirlenmiştir.
- Üzerinde bir adet mapa bulunur. Mapa şok kordonu ile alt aviyonik bulkheadindeki mapaya bağlıdır.
- Motor gövdesine metrik 4'lük vidalar ile sabitlenecektir.
- Alüminyumdan CNC torna yardımı ile üretilecektir.

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

**SHOULDER & COUPLER**



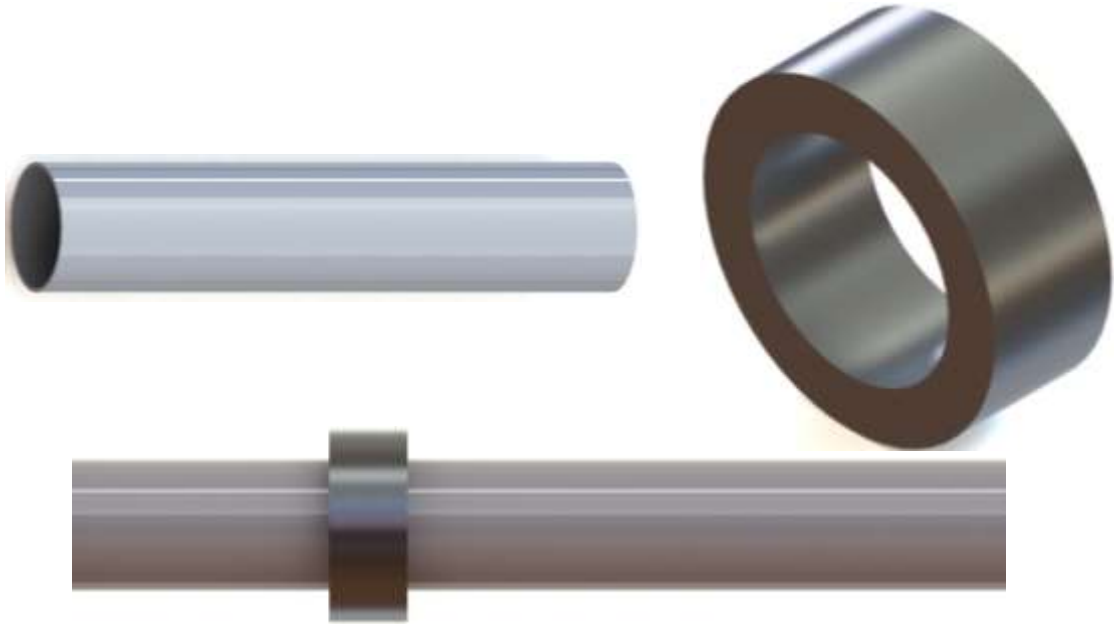
**TEKNİK RESİM**



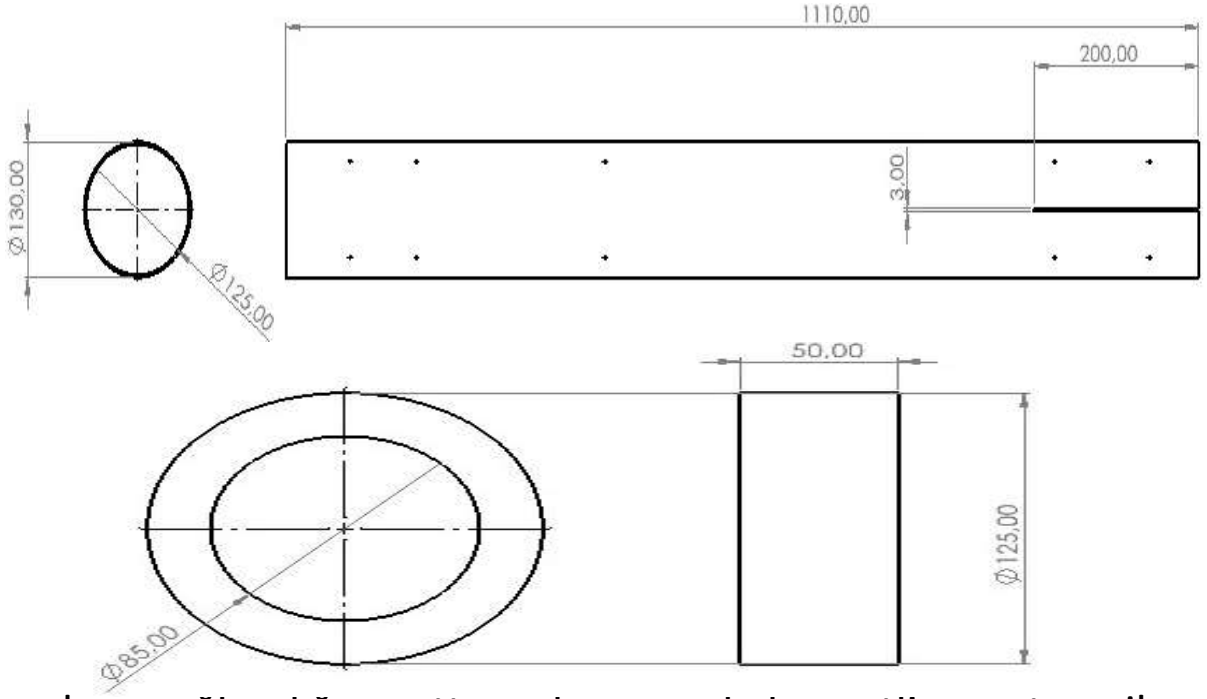

- Shoulder burun konisi ile tek parça halde şartname kriterlerine uygun şekilde üretilecektir. Shoulder orta gövdeye sıkı geçirilecektir.
- Coupler motor gövdesine metrik 4'lük vidalarla sabitlenecektir. Coupler gövdelerinin entegre edilecekleri gövdelerin her ikisine de gövde dış çapının en az (0.75) katı kadar sıkı geçme metodu ile girecektir.
- Shoulder karbonfiberden, coupler fiberglassdan üretilecektir.

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

**MOTOR BLOĞU & CENTERING RING**



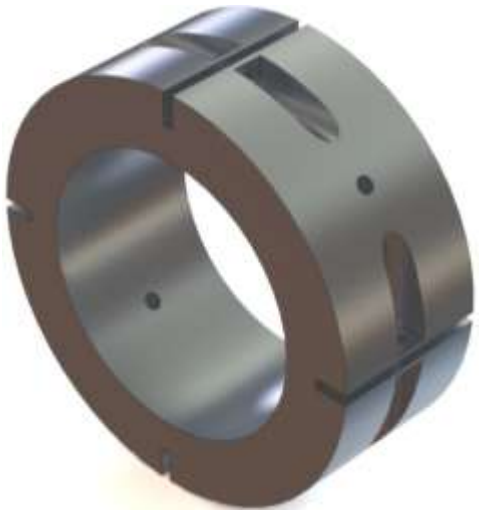
**TEKNİK RESİM**



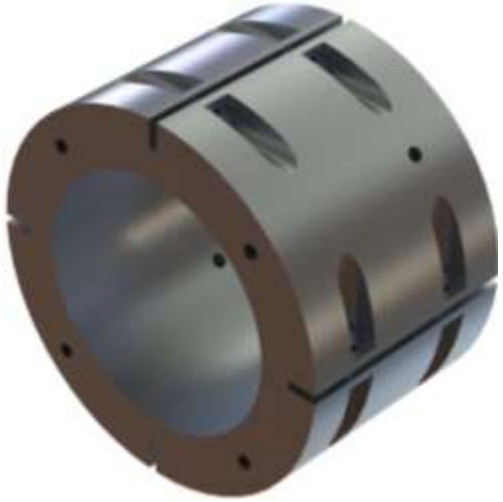

- Motor bloğu ve centering ring sıkı geçme olarak birbirine geçirilecek ve sağlamlığını arttırmak amacıyla kuvvetli yapıştırıcı ile desteklenecektir.
- Motor, motor bloğu içerisine demonte edilebilir bir strateji ile yerleştirilecektir.
- Motor bloğu alüminyum borudan kesilerek, centering ringler ise yine alüminyumdan CNC torna ile oluşturulacaktır.

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

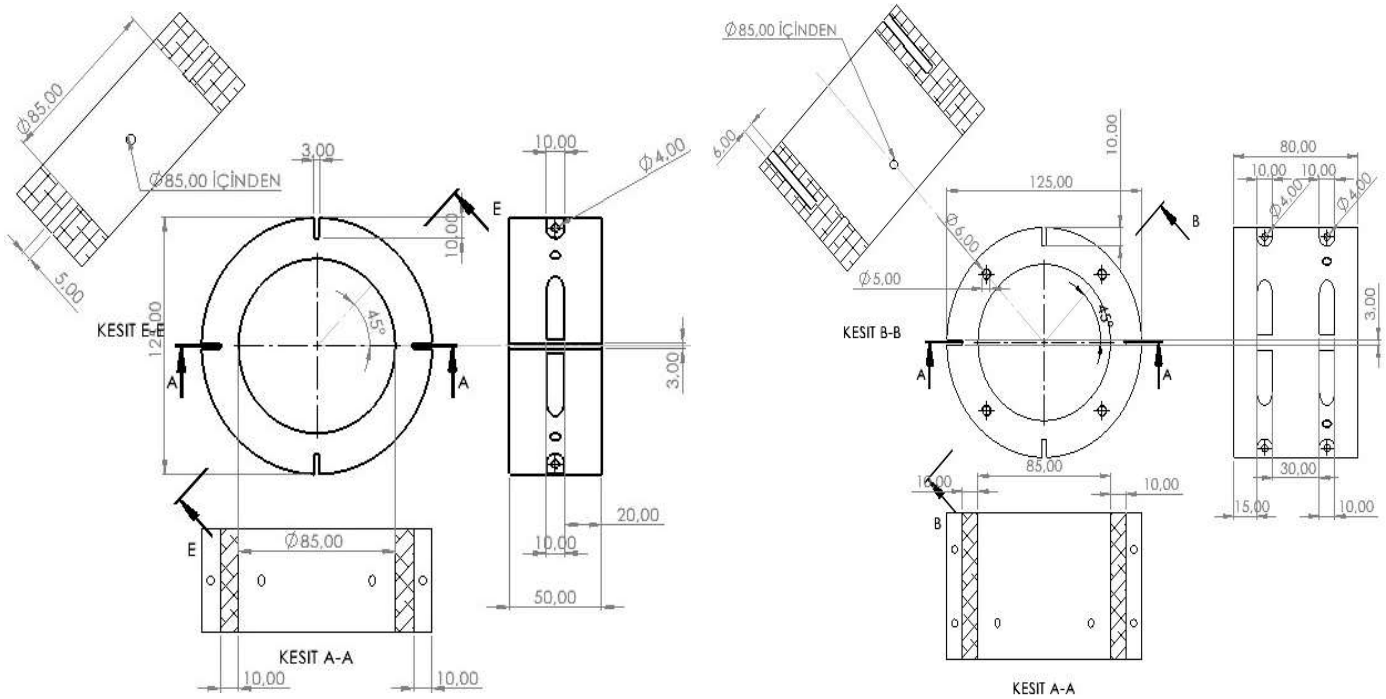
**KANATÇIK ÖN CENTERING RING**



**KANATÇIK ARKA CENTERING RING**



**TEKNİK RESİM**

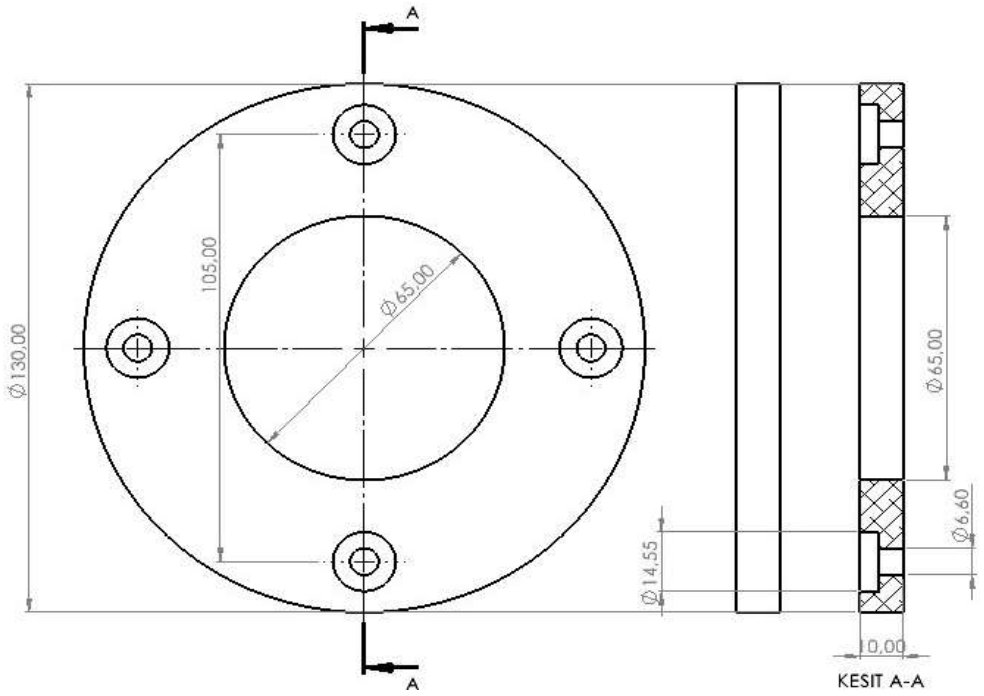



- Kanatçık ön ve arka centering ringlerine açılan kanatçık açıklıklarına kanatlar geçirilip vidalanarak kanat montajı tamamlanacak.
- Centering ringler motor gövdesine metrik 4'lük vidalarla sabitlenecektir.
- Ringler alüminyumdan CNC torna yardımıyla üretilecektir.

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

**MOTOR TUTUCU**

**TEKNİK RESİM**

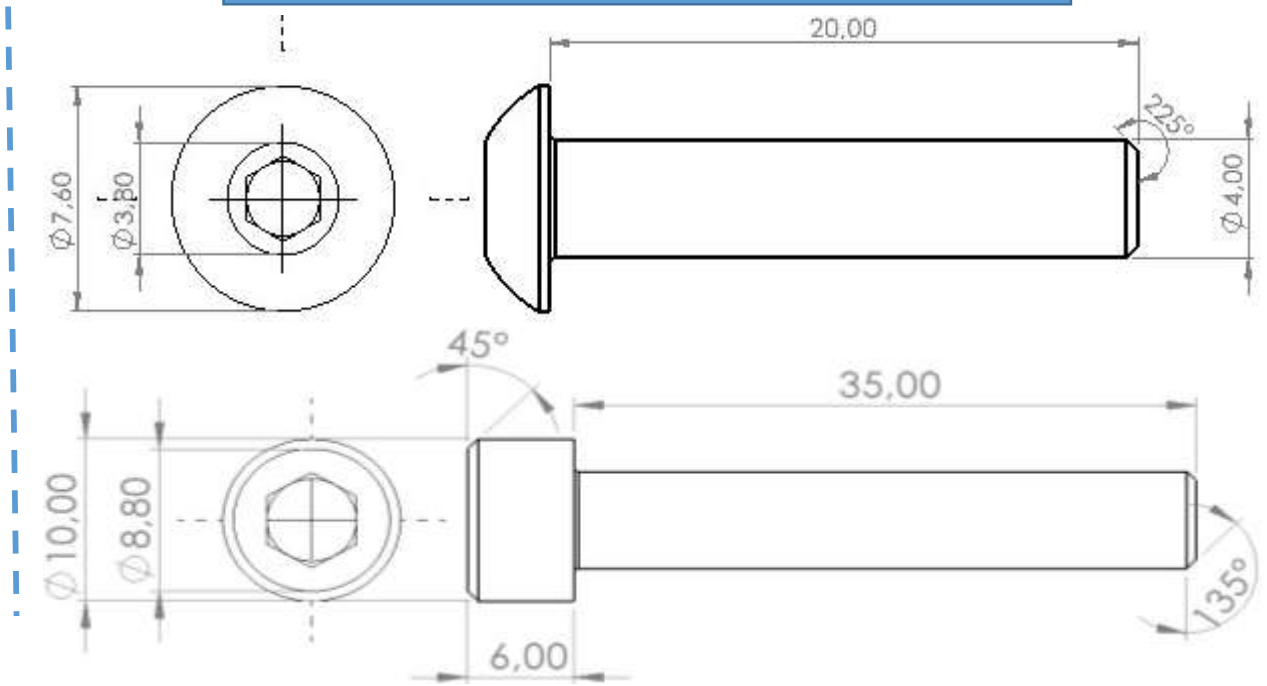



- Motor tutucu roketin en arkasına nozül kısmına yerleştirilecek ve motor bloğunun stabil kalmasını sağlayacaktır.
- Arka kanatçık centering ringe metrik 6'lık vidalarla sabitlenecektir.
- Motor tutucu alüminyumdan CNC torna yardımıyla üretilecektir.

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

**CIVATA VE VİDALAR**

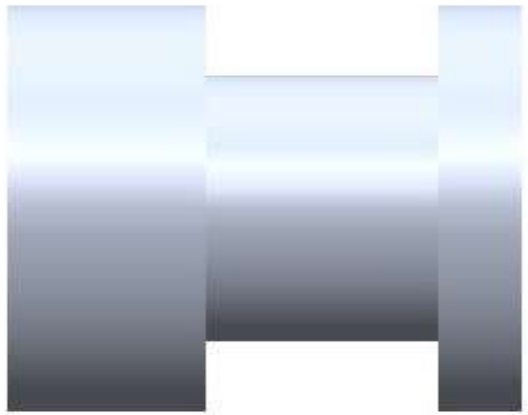
**TEKNİK RESİM**



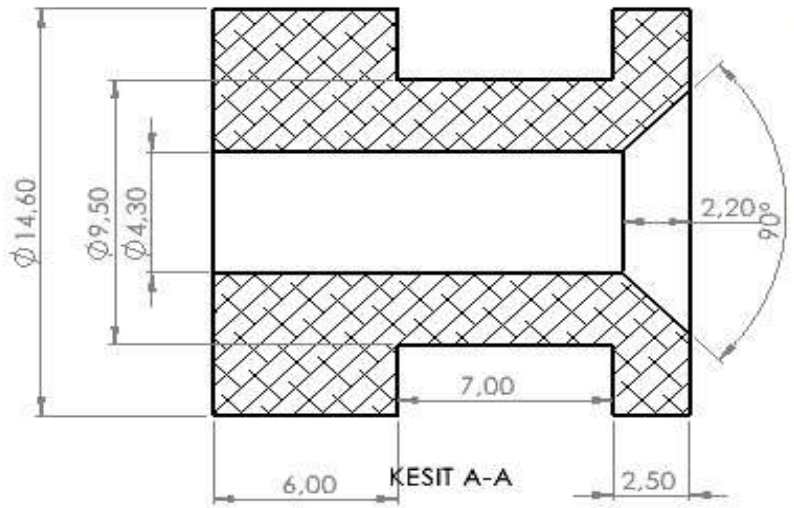

- Gövde içi yapısal destek elemanları gövdeye metrik 4'lük vidalarla sabitlenecektir.
- Kanatçıkların entegrasyonunda da metrik 4'lük vidalar kullanılacaktır.
- Motor tutucu arka yüzük centering ringe metrik 6'lık vidalarla sabitlenecektir.
- Dış gövdedeki vidalar bombe başlı seçilip uçuş esnasında aerodinamik açıdan akışın negatif yönde etkilenmesinin önüne geçilmiştir.

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

**KAYDIRMA AYAKLARI**



**TEKNİK RESİM**

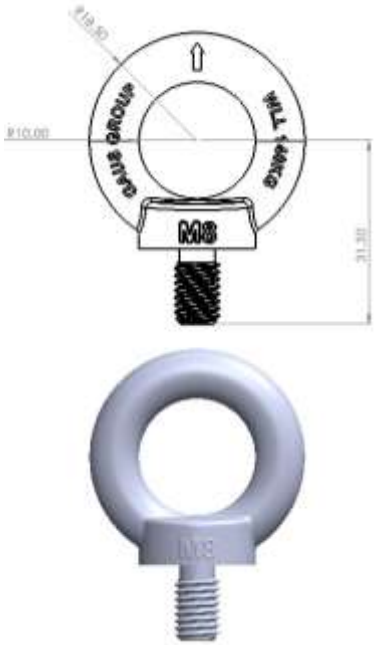



- Yarışma komitesi tarafından temin edilen kaydırma ayakları önceden gövdeye açılan deliklerden dış gövdeye entegre edilecektir.
- İki adet kaydırma ayağı roketin ağırlık merkezi arada kalacak şekilde aynı eksen üzerine montajlanacaktır.
- Alt kaydırma ayağı motor bölgesinde, motorun ağırlık merkezi ile gövde sonu arasında konumlandırılacaktır.

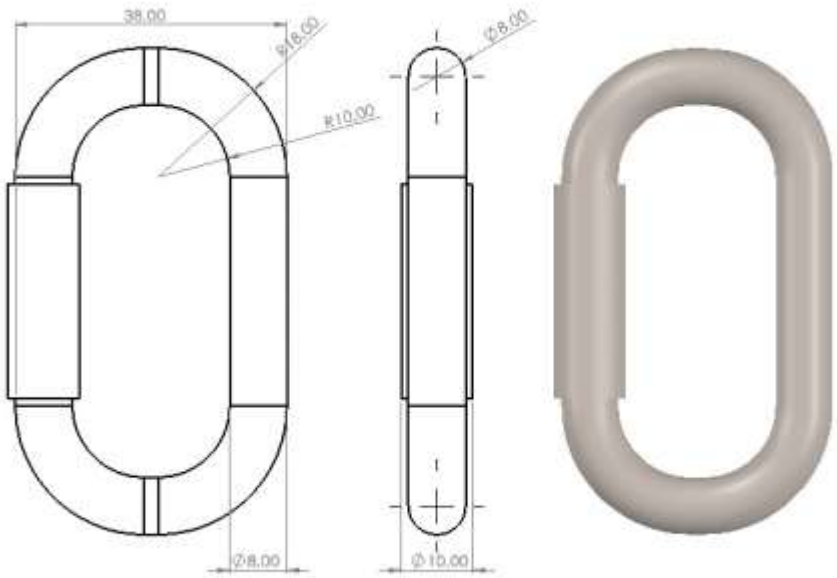
# Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

**Kurtarma Alt Elemanları**

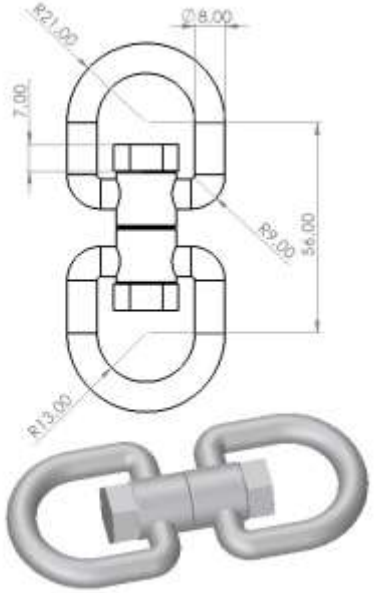
**Mapa**



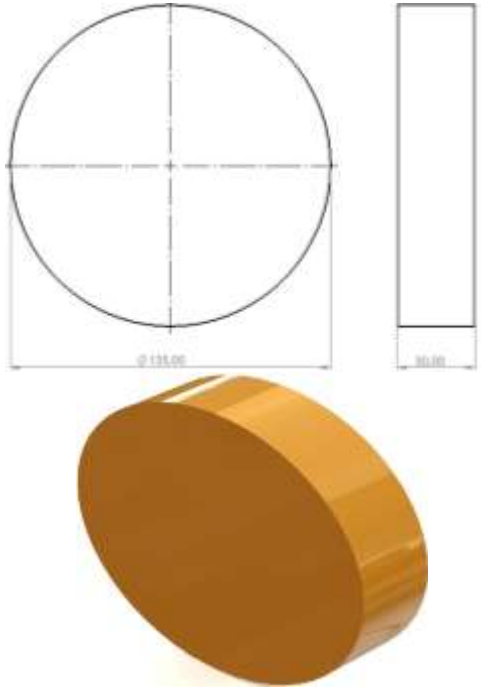

**Hızlı Bağlantı**




**Fırdöndü**




**Kurtarmaya yardımcı plaka**



Kurtarma alt elemanları, paraşüt ve alt gövde destek elemanlarının bağlantı noktalarında kullanılacaktır. Yüksek mukavemete sahip alt elemanlar sistem üzerine gelen şok kuvvetinin emilmesine yardımcı olacaklardır. Kurtarma alt elemanları roket içerisine paraşütler ile birlikte entegre edilecektir. Kurtarmaya yardımcı plakalar ayrılma anında kapalı kap basıncı için daha küçük bir hacim oluşturacaktır. Ayrıca paraşütlerin direkt zarar görmesini engeller.

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

| Komponent | Malzeme | Üretim | Malzeme ve Üretim Yöntemi Seçim Nedeni |
|---|---|---|---|
| Burun konisi bulkhead<br>Üst ve alt aviyonik bulkhead<br>Motor gövdesi bulkhead<br>Centering ringler<br>Motor tutucu | Alüminyum 6063 serisi | CNC torna | Kolay işlenebilirliği ve yeterli mukavemet özelliklerini sağladığı için Alüminyum 6063 kullanılmasına karar verilmiştir. Üretilmesi planlanan parçaların entegrasyonda sıkıntı yaşatmaması adına üretimde bire birlik arandığı için CNC torna tercih edilmiştir. |
| Motor Bloğu | Alüminyum 6063 serisi | Hazır üretim | Motor bloğu kolay erişilebilme ve ağırlığı sayesinde ağırlık merkezi noktası ayarlanmasına olanak sağladığı için alüminyum tercih edilmiştir. Alüminyum boru istenilen uzunluk ve çapta sipariş edilecektir. |
| Shoulder | Karbonfiber | El yatırması | Karbonfiberin hafif ve mukavemeti yüksek bir malzeme olması sonucu tercih edilmiştir. Shoulder burun konisiyle tek parça halde el yatırması tekniğiyle üretilecektir. |
| Coupler | Fiberglass | El yatırması | Uygun maliyet ve gerekli mukavemet değerlerini sağladığı için fiberglass tercih edilmiştir. Coupler el yatırması tekniğiyle kalıp üzerine sarım yapılarak üretilecektir. |
| Mapalar – Cıvata ve vidalar | Dökme çelik | Hazır üretim | Şok kordonu bağlantılarında sağlam kalabilmesi ve yüksek hıza çıkıldığında roketin bütünlüğünü koruyabilmesi gibi kriterler değerlendirilerek dökme çelik kullanılmasına karar verilmiştir. Parçalar hazır olarak temin edilecektir. |
| Hızlı bağlantı -- Fırdöndü | Galvaniz | Hazır üretim | Ayrılma sisteminin tetiklenmesi ile oluşan yüksek şok kuvvetinin emilmesi sebebiyle kurtarma destek elemanları galvaniz tercih edilmiştir. Ürünler hazır olarak temin edilecektir. |
| Kurtarmaya yardımcı plaka | PLA | 3D printer | Kurtarmaya yardımcı plakalar ayrılma anında kapalı kap basıncı için daha küçük bir hacim oluşturacaktır. Ayrıca paraşütlerin direkt zarar görmesini engellemek amacıyla 3D printer aracılığıyla PLA'dan plakalar üretilecektir. |

Tablo 3.12 Yapısal Parçalar Detay Bilgi Tablosu

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

| Malzeme | Yoğunluk | Çekme Mukavemeti | Akma mukavemeti | Kesme mukavemeti | Elastisite modülü | Kopma uzaması |
|---|---|---|---|---|---|---|
| Alüminyum 6063 | $2.70g/cm^3$ | 152MPa | 89.6MPa | 62.1MPa | 68.9GPa | %18 |

Tablo 3.13 Alüminyum 6063 Özelikler Tablosu

| Malzeme | Yoğunluk | Çekme Mukavemeti | Akma mukavemeti | Kesme mukavemeti | Elastisite modülü | Kopma uzaması |
|---|---|---|---|---|---|---|
| Dökme çelik | $7.85g/cm^3$ | 690MPa | 580MPa | 80GPa | 190GPa | %10 |

Tablo 3.14 Dökme Çelik Özelikler Tablosu

| Malzeme | Yoğunluk | Çekme Mukavemeti | Akma mukavemeti | Kesme mukavemeti | Elastisite modülü | Kopma uzaması |
|---|---|---|---|---|---|---|
| Galvaniz | $2.81g/cm^3$ | 221MPa | 138MPa | 135GPa | 71.7GPa | %2 |

Tablo 3.15 Galvaniz Özelikler Tablosu

| Malzeme | Yoğunluk | Çekme Mukavemeti | Kopma Uzaması |
|---|---|---|---|
| Fiberglass | $1.8g/cm^3$ | 1150MPa | %1.75 |

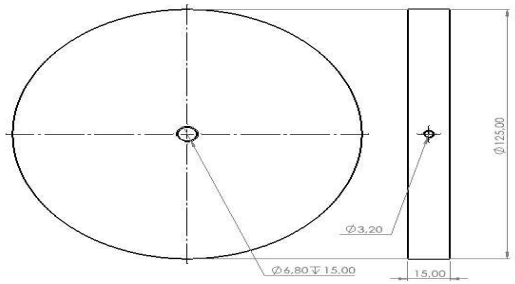
Tablo 3.16 Fiberglas Özelikler Tablosu

| Malzeme | Yoğunluk | Çekme Mukavemeti | Kopma Uzaması |
|---|---|---|---|
| Karbonfiber | $1.6g/cm^3$ | 1260MPa | %1.80 |

Tablo 3.17 Karbonfiber Özelikler Tablosu

# Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

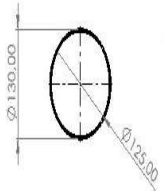
## Motor Bloğu Bulkhead

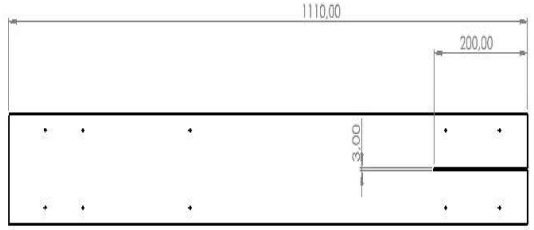



**DETAY**

Motor bloğunun hemen önünde bulunur. Dış gövdeye metrik 4'lük vidalarla sabitlenir. Alüminyumdan CNC torna ile üretilecektir. Üzerinde mapa bulunur.

## Motor Bloğu

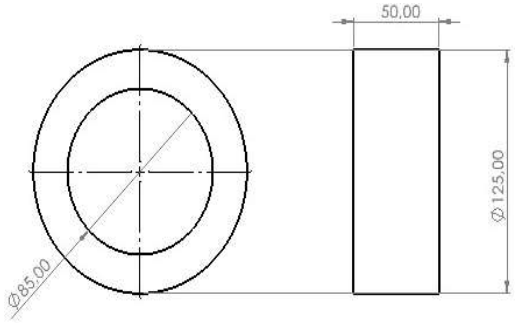


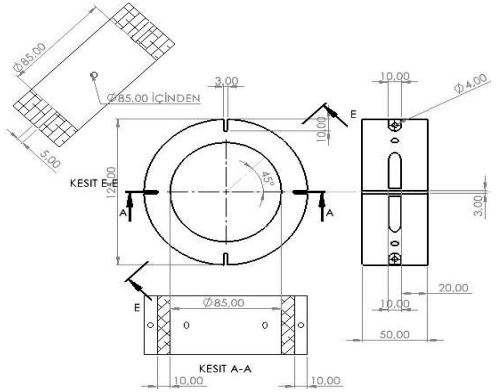




**DETAY**

Motorun bulunduğu kundaktır. Yüzüklerin arasından sıkı geçme şeklinde geçirilecektir. Alüminyum borudan kesilerek oluşturulacaktır.

## Centering ringler

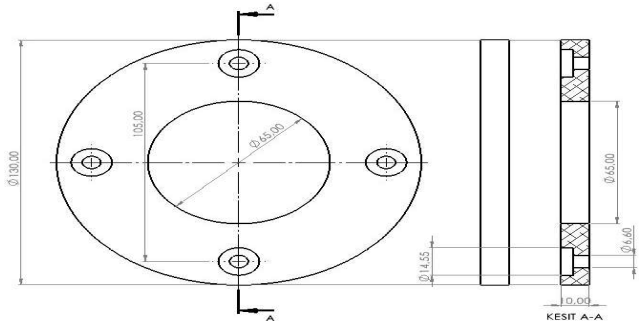



**DETAY**

Kanatçıkların ve motor bloğunun sabitlenmesi için kullanılır. Motor bloğu ve gövdesine yapıştırıcı ile yapıştırılır. Alüminyumdan CNC tornayla üretilecektir.

## Motor Tutucu

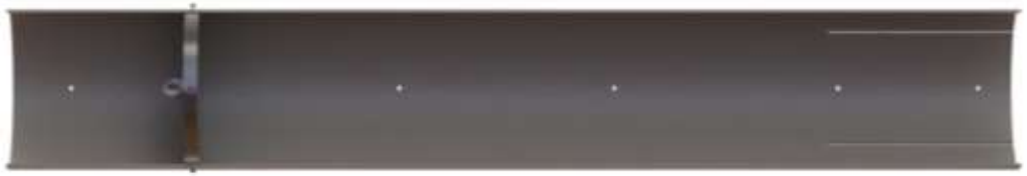



**DETAY**

Motor bloğunun hemen arkasında motoru sabitlemek için kullanılır. Kanatçık yüzüğüne M4x16'lık vidayla sabitlenir. Alüminyumdan CNC tornayla üretilir.

# Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

1-)Motor bölümü montajında ilk olarak 125*15mm ölçülerinde motor bulkheadi motor gövdesine yerleştirilip gövdeye metrik 4'lük vidalarla sabitlenecektir.

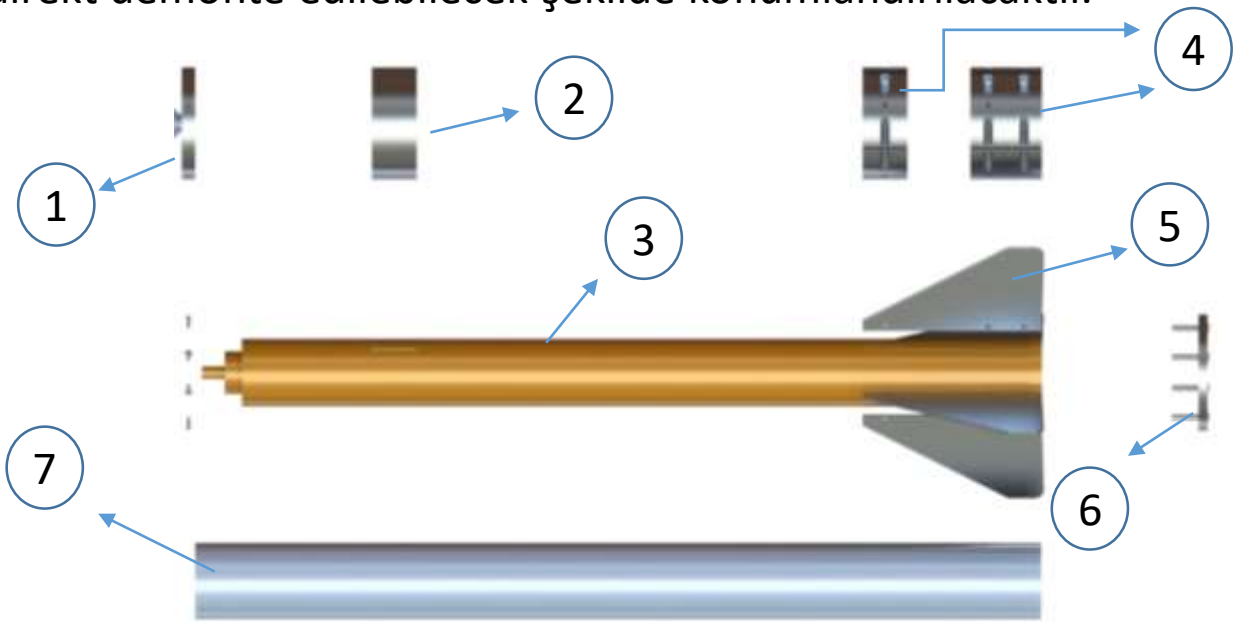


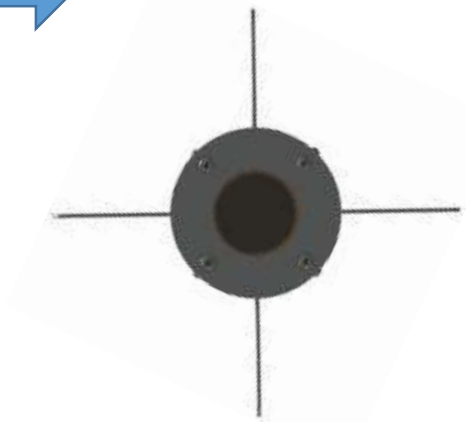
2-)Bulkhead montajlandıktan sonra sağlamlığından emin olunacaktır. Daha sonra gövde dışarısında 943*85*80mm ölçülerinde alüminyum motor bloğuna 125*85*50mm ölçülerinde merkezleme halkası geçirlip yapısal yapıştırıcı ile sabitlenir. Oluşturulan motor bloğu ve halkalı yapı motor gövdesine sıkı geçme olacak şekilde yerleştirilip sağlamlığından emin olunacaktır.

3-) Gövde dışarısında 125*85*50mm ölçülerindeki ön kanatçık merkezleme halkası ve 125*85*80mm ölçülerindeki arka kanatçık merkezleme halkasının kanatçık açıklıklarına, kanatçık profiileri yerleştirilip metrik 4'lük vidalarla halkalara sabitlenir. Oluşturulan kanatçık bütünü motor gövdesine motor bloğu merkezleme halkasının içinden geçecek şekilde yerleştirilir. Kanatçık halkaları dış gövdeye metrik 4'lük vidalarla montajlanır.

# Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

4-) Motor motor gövdesindeki tüm yapısal destekler sabitlendikten sonra en son olarak motor bloğuna yerleştirilip stabilizasyonundan emin olunacaktır. Motor tutucu motoru sabit tutmak için motorun arka kısmına metrik6'lık vidalarla arka merkezleme halkasına monte edilecektir. **Motor rokete bütün yapısal desteklerden sonra en son olacak şekilde montajlanacaktır. Motor gerektiğinde direkt demonte edilebilecek şekilde konumlandırılacaktır.**





| NO | İSİM |
|---|---|
| 1 | Motor gövdesi Bulkhead |
| 2 | Centering ring |
| 3 | Motor |
| 4 | Ön ve arka kanatçık centering ring |
| 5 | Kanatçık |
| 6 | Motor tutucu |
| 7 | Motor bloğu |

Tablo 3.18 Motor Bölümü Parça Tablosu

# Roket Montaj Stratejisi

| Sistemlerin Bağlanma Stratejileri | | |
|---|---|---|
| Bağlantı Elemanları | Roket Üzerinde Kullanılan Yer | Açıklama |
| Yüksek Mukavemetli Silikon Bağlanma Stratejisi | 1-) Burun bulkheadi ile burun konisinin montaj stratejisi | Burun konisi üzerine vida bağlantısı yapmak aerodinamiği kötü yönde etkileyeceği gibi aynı zamanda yüzeyin eğimi montajı da zorlaştırır. Bu sebeple burun konisi bulkheadi yüksek mukavemetli silikon yapıştırıcı ile yapıştırılıp sağlamlığı kontrol edilecektir. |
| Sızdırmaz Bant Bağlanma Stratejisi | 1-) Aviyonik gövde içerisine duman akışını önlemek üzerine montaj stratejisi | Piroteknik malzemenin aktifleşmesi üzerine gövde içerisine biriken dumanın aviyonik sistemi etkilememesi için gövde ile bulkhead arasına sızdırmaz bant kullanılacaktır. Bu sayede aviyonik sistemin zarar görmemesi sağlanacaktır. |
| Cıvata ve Vida Bağlanma Stratejisi | 1-) Bulkheadler ve centering ringlerin gövde ile montaj stratejisi<br>2-) Kanatçıkların gövde ve merkezleyici yüzükler ile montaj stratejisi<br>3-) Gövde kapaklarının montaj stratejisi<br>4-) Motor Tutucusu ile arka kanatçık merkezleyici yüzüğün montaj stratejisi<br>5-) Couplerın motor gövdesine montaj stratejisi | Yüksek hassasiyetli CNC torna tezgahında açılan cıvata ve vida yuvaları sayesinde montajlama işlemleri kolaylaştırılmıştır ve dayanımı artırılmıştır. Yüksek hızlara çıkıldığında büyük kuvvetlere maruz kalacak olan parçalar bu kuvvetlere dayanıklı vidalar ile vidalanacaktır. |
| Sıkı Geçme Bağlanma Stratejisi | 1-) Burun shoulderı ile orta gövde montaj stratejisi<br>2-) Orta gövde ile motor gövdesi arasında bulunan coupler montaj stratejisi | Roket kurtarma sisteminde etken rol oynayan shoulder ve coupler kurtarma anına kadar sıkı geçme yöntemiyle şartname isterlerini karşılayacak şekilde gövdeye sıkı geçirilmektedir. |

Tablo 3.19 Bağlantı Elemanları Tablosu

# Roket Montaj Stratejisi

## Roket Montaj Stratejisi Resimli Anlatım

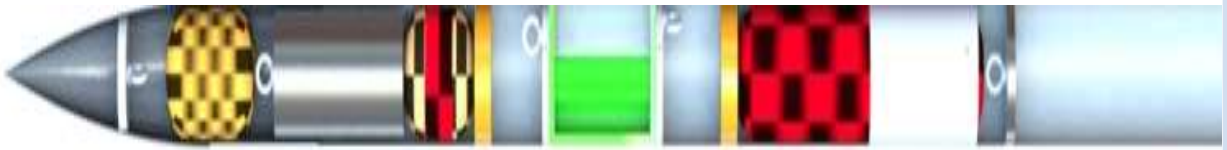
1

2

3

4

5



## Roket Montaj Stratejisi

| | |
|---|---|
| 1 | Üst aviyonik bulkheadi orta gövde içersinde önceden belirlenmiş olan yerine metrik 4'lük 4 adet vida ile sabitlenir. Sabitlenen bulkhead üzerinde şok kordonu bağlantısı yapılacak olan mapa bağlı halde bulunur. |
| 2 | Şok kordonu mapaya bağlanır ardından kurtarmaya yardımcı plaka ve sürüklenme paraşütü orta gövdeye yerleştirilir. Sürüklenme paraşütünün ardına faydalı yük ve faydalı yük paraşütü montajlanıp üst aviyonik bulkheadinden gelen şok kordonu burun konisindeki önceden montajlanmış olan bulkhead mapasına bağlanır. |
| 3 | Burun konisi orta gövdeye shoulder vasıtasıyla sıkı geçme olarak geçirilir ve sağlamlığı kontrol edilir. Bu adım sonunda orta gövde üst montajı tamamlanmış olur. |
| 4 | 1. entegrasyon adımı tamamlandıktan sonra aviyonik kasa orta gövde içerisine yerleştirilip alt aviyonik bulkheadiyle kapatılır. Bulkhead dış gövdeye metrik 4'lük vidalarla sabitlenir. Sabitlenen bulkhead üzerinde şok kordonu bağlantısı yapılacak olan mapa bağlı halde bulunur. Bulkhead üzerindeki mapaya şok kordonu bağlanıp kurtarmaya yardımcı plaka ve ana paraşüt yerleştirilir. |
| 5 | Ana paraşüt koyulduktan sonra Alt aviyonik bulkheadinden gelen şok kordonu motor gövdesi bulkhedindeki mapaya bağlanır. coupler bağlantısı yapılmış motor gövdesi orta gövdeye geçirilir.. |

Tablo 3.20 Roket Montaj Stratejisi Tablosu

# Roket Montaj Stratejisi

## Sıcak Gaz Üreteci Ve Hakem Altimetresinin Montaj Stratejisi

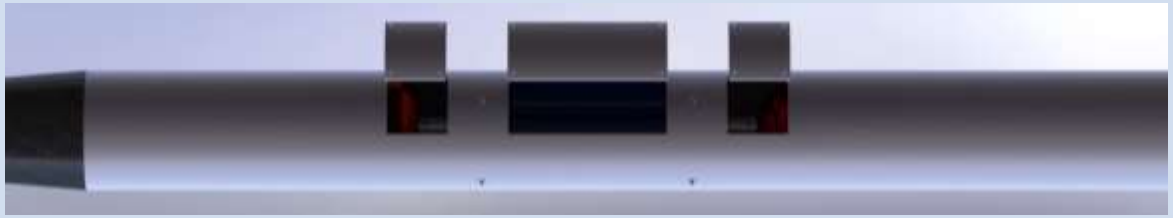
1-)Ayrılma sistemi elemanı olan kara barut kurtarma stratejisine göre tüm alt sistemlerin montajından sonra, motor montajından hemen önce gerçekleştirilecektir. EK-9'da verilen ölçülere göre tasarlanan barut haznesi aviyonik bulkhead üzerine monte edildikten sonra aviyonik sistemle hazne arası kablolama yapılıp sızdırmaz kapaklar gövde üzerine monte edilecektir.
2-)Montaj alanına gelindiğinde bütün etiketlerin başarıyla alınması sonucu yarışma heyetinden AltimeterTwo Jolly logic altimetresi teslim alınacaktır. Bataryası kontrol edilen altimetre cihazı uçuş günü uçuştan hemen önce aktifleştirilerek aviyonik kapakçık açılarak kasa içerisine, önceden ayarlanan konumuna montajlanacaktır.

## Faydalı Yük Montaj Stratejisi

Gövde içerisine yerleştirilen üst aviyonik bulkheadi üzerine kurtarma alt elemanları entegre edilecektir. Faydalı yük, sürüklenme paraşütü üzerine yerleştirilerek konektör bağlantıları gerçekleştirilecektir. Sistem içerisinde bağlantı noktalarının kontrol edilmesi ile faydalı yük montajı gerçekleşmiş olacaktır.

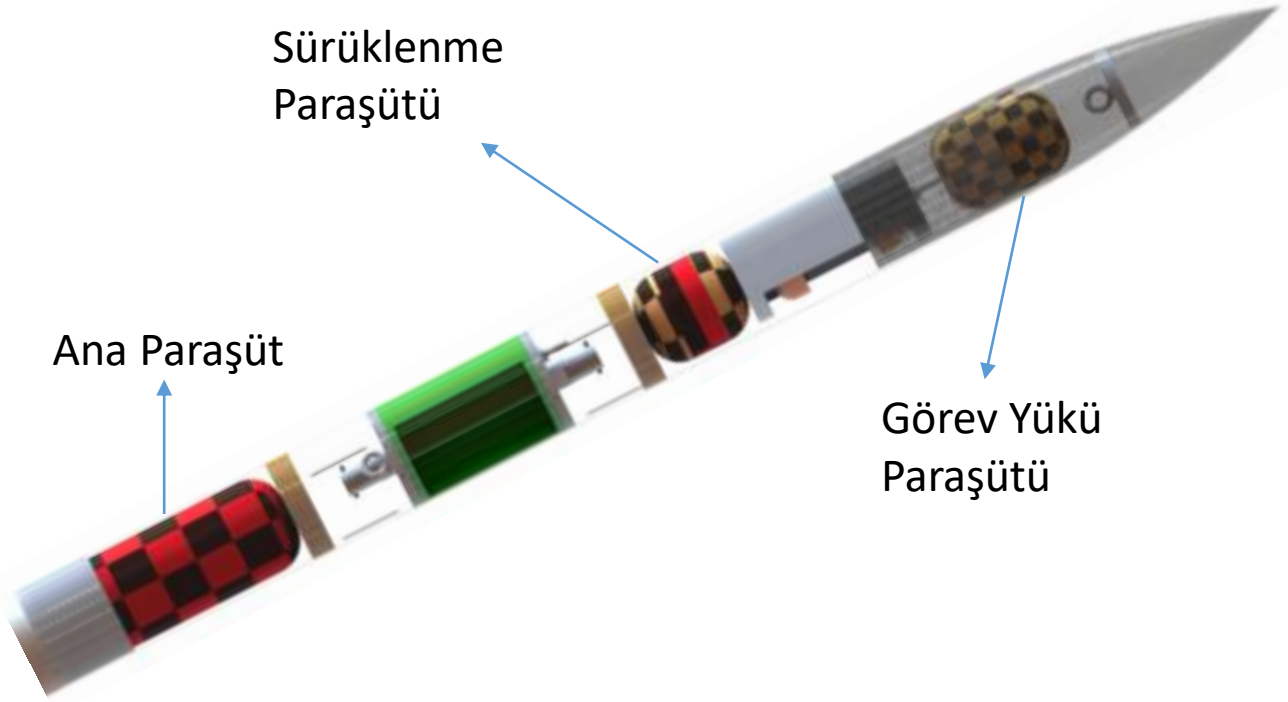
## Kapakçık Montaj Stratejisi

Sırası ile kara barut ve altimetre montajı gerçekleştirildikten sonra 3 adet sızdırmaz kapakçık gövde üzerinden M4'lük vidalar ile montajlanacaktır. Fiber kapakçıkların montajı gerçekleştirildikten sonra roket uçuşa hazır hale gelecektir. (aviyonik kapakçık altimetre cihazı yerleştirilmesinden dolayı atış günü son olarak kapatılacaktır.)



# Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm

Paraşüt Açma Sistemi 3 Boyutlu CAD Görüntüleri




Paraşüt Bölümleri 3 Boyutlu CAD Görüntüleri

# Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

KURTARMA STRATEJİSİ

1. Ayrılma:

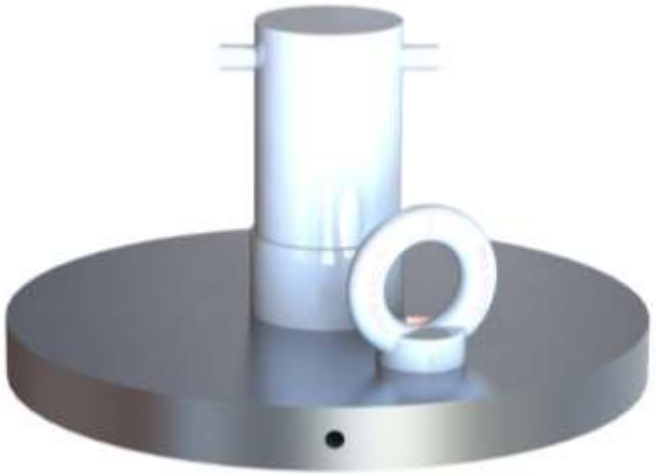
Roketin apogee noktasında ve x eksenine paralel olduğu konumda BNO055 sensöründen işlenen veri doğrultusunda burun konisini ayırmak amacıyla paraşüt açma sistemi aktif edilecektir. Orta gövde kısmında bulunan görev yükü rokete bağlı olmaksızın dışarı atılıp sürüklenme paraşütü açılacaktır.

2. Ayrılma:

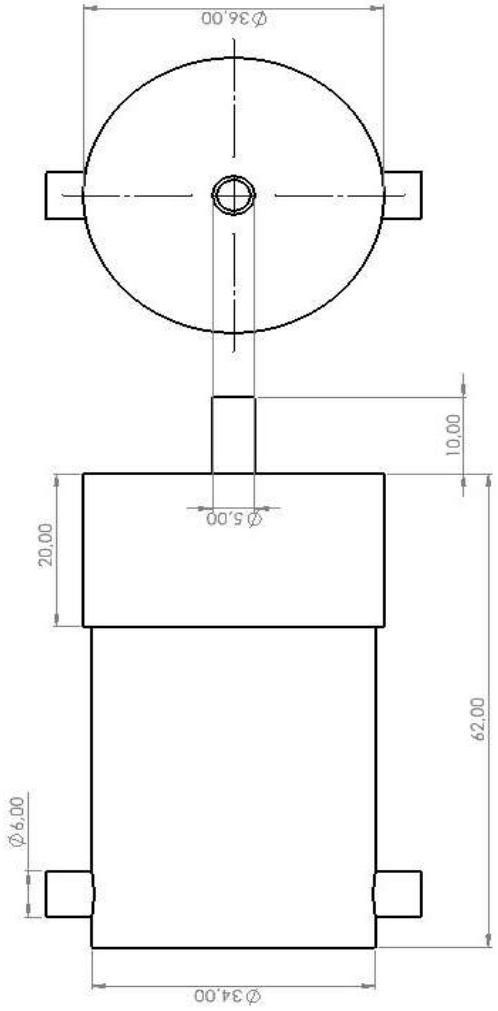
Sürüklenme paraşütü açıldıktan sonra irtifa 400-600 metre arası olduğu anda BMP280 sensörü vasıtasıyla basınç verileri yüksekliğe dönüştürülüp 2. ayrılma (orta gövde-motor gövde) aktif edilip ana paraşüt açılacaktır.

Paraşüt Açma Sistemi

Her iki ayrılma için de yaklaşık olarak 30 $cm^3$ hacminde silindir tüpler kullanılacaktır. Barut haznesinin 8-10 cm kadar önüne 3-4 cm kalınlığında bir adet plaka konulacaktır. Plaka ile barut haznesi arasında sadece yanmaya dayanıklı şok kordonu bulunacaktır. Plaka konulmasının birinci sebebi daha küçük hacimli bir ortam oluşturmaktır. İdeal gaz yasası denklemine göre aynı barut miktarı ile hacmi azaltarak daha fazla basınç elde edilir. İkinci sebebi ise plakanın arkasında kalan paraşüt ve iplerine gelebilecek zararları engellemektir.



# Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi




ÖTR aşamasında tasarımı yapılan barut haznesi yarışma komitesinin yayınladığı ‘EK-9_Sıcak_Gaz_Üreteci’ dokümanından sonra önceki tasarımımızın hacmine uygun bir şekilde komitenin yarışma alanında verecek olduğu piroteknik kapsül tasarımına geçiş yapılmıştır. Bu kapsül; tek hazneden ve haznenin altında bulunan mercimek başlı M4 lük vidadan oluşmaktadır. Bulkheade bağlantısı bu vida aracılığıyla yapılacaktır. Patlatma için gerekli elektrik enerjisi haznenin iki yanında bulunan bağlantı noktalarına yapılacak olan kablolama ile sağlanacaktır. Bu kapsülün KTR aşamasında testleri gerçekleştirmek amacıyla prototip düzeyde PLA dan üretimi gerçekleştirilecektir. Gerekli teknik resim ve prototip görüntüler yanda verilmiştir.

Barut haznesinin prototip düzeyde PLA dan üretilmiş hali

# Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

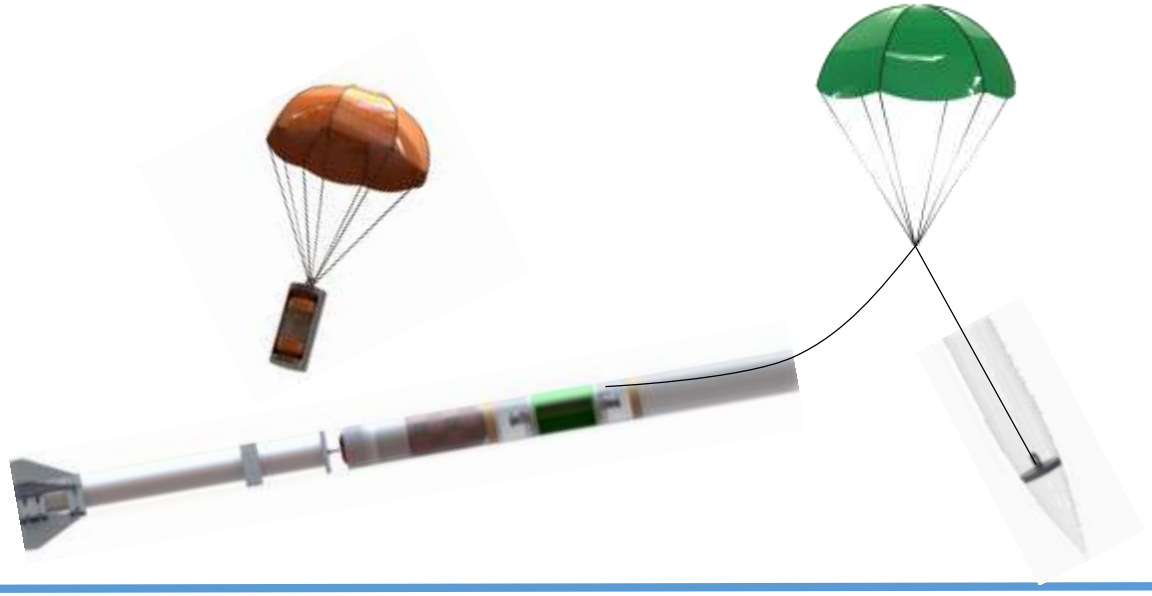
| Alt Sistem | Teknik özellikler | Kullanım sebebi veişlevi |
|---|---|---|
| Mapa | 60g ağırlığında çelik malzemedir ve 15kN mukavemetindedir. | Bulkheadlerde şok kordonlarının bağlantı noktası. |
| Hızlı bağlantı | 180g ağırlığında ve 35kN mukavemetindedir. | Şok kordonu ve paraşüt iplerinin kolay entegre edilmesi. |
| Fırdöndü | 120 g ağırlığında ve 36kN mukavemetindedir. | Paraşüt açıldıktan sonra iplerin birbirine dolanmasını engeller. |
| Şok kordonu | 43g/m ve 20 kN mukavemetindedir. | Az hacim ve ağırlığa sahip ve de yüksek mukavemetli olması. |
| Paraşüt kumaşı | Ripstop nylon. | Hafif ve dayanıklı bir kumaş olması. |
| Paraşüt ipleri | 4mm paracord ipleri. | Hafif ve az hacim kaplayan dayanıklı ipler olması. |
| Barut haznesi | 30mm çapında ve 50mm uzunluğunda alüminyum hazne | Bulkheadler üzerine konumlandırılan barutun saklama hazneleridir. |

Tablo 4.1 Kurtarma Alt Sistemleri Tablosu

Kurtarma sistemi 6.2 cm uzunluğunda barut haznesi ve önündeki plakadan oluşmaktadır. Plaka 3-4 cm kalınlığında olup barut haznesinden 8 cm kadar uzaklıkta bulunacaktır. Toplamda bu iki parça yaklaşık olarak 15 cm kadar hacim kaplayacaktır.

# Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Roket x eksenine paralel konuma geldiği anda apogee ayrılması için paraşüt açma sistemi tetiklenecek ve ilk piroteknik kapsül patlayacaktır. Böylece burun ve orta gövde ayrılıp önce payload dışarı atılacaktır ve ardından sürüklenme paraşütü açılacaktır. Bu anın patlatılmış CAD görüntüsü aşağıdaki gibidir.



Main ayrılma için ise roket 400-600 metre irtifaya kadar sürüklenecektir. Bu irtifa değeri arasında bir değer okunduktan sonra 2. piroteknik kapsül patlayarak orta gövde ve motor gövde ayrılıp ana paraşüt serbest bırakılacaktır. Her iki paraşütün de açılmış olduğu anın patlatılmış CAD görüntüleri aşağıdaki gibidir.

# Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

| Ayrılma | Basınçlandırılacak hacim çapı (mm) | Basınçlandırılacak hacim (m^3) | Ulaşılmak istenen basınç (Bar) |
|---|---|---|---|
| 1. Ayrılma | 125 mm | $0.0012271843 m^3$ | 0.9653 bar |
| 2. Ayrılma | 125 mm | $0.0012271843 m^3$ | 0.9653 bar |

Tablo 4.2 Barut Hesabı Tablosu

Her iki ayrılma için de aynı uzaklığa plakalar konulduğundan dolayı basınçlandırılacak hacimler eşit olarak ayarlanmıştır.

Kara barut hesabı için kullanılan denklem aşağıdaki gibidir:

$$Gram = \frac{454\ gram}{1\ lbf} \times \frac{basınç(psi) \times hacim(inç^3)}{266 \frac{inç \times lbf}{lbm} \times 3307 \cdot R}$$

İnternette verilen barut miktarı hesaplayıcı programlarla da sağlaması gerçekleştirilen hesaplamalar sonucu yaklaşık 2 gram kara barutun ayrılma için yeterli kuvveti karşıladığı görülmüştür. Kesin miktara ise yapılacak olan kara barut ile ayrılma testleri vasıtasıyla karar verilecektir.

# Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

| | Renk | Çap | Kubbe Deliği Çapı(Rx%10) | Kapalı Halde Uzunluk | Kapalı Halde Çap | Düşüş Hızı | Kütle | Dilim Sayısı |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Ana Paraşüt | Kırmızı | 2600 mm | 260 mm | 450 mm | 120 mm | 8.678 m/s | 1690 g | 14 |
| Sürüklenme Paraşütü | Yeşil | 1000 mm | 100 mm | 130 mm | 115 mm | 22.564 m/s | 118 g | 6 |
| Faydalı Yük Paraşütü | Turuncu | 1500 mm | 150 mm | 170 mm | 115 mm | 6.898 m/s | 246 g | 8 |

Tablo 4.3 Paraşüt Özelikleri Tablosu

Roket kurtarma stratejisi iki unsur üzerinden gerçekleştirilecektir. Birinci unsur roket genel sistemi ikinci unsur ise görev yükü kurtarımıdır. Roket genel sistemi içerisinde GPS modülü Quactel L86 GNSS modülü ile konum tespiti yapılacaktır. Konum tespiti ile birlikte 1. uçuş bilgisayarında bulunan haberleşme modülü Lora E32-868T20D, basınç sensörü BMP280, gyro sensörü BNO055 gibi sensörler kurtarılacaktır. 2. uçuş bilgisayarı olan EasyMini ticari sisteminde ise basınç sensörü MS5607 kurtarılacaktır. Ayrıca roket içine yerleştirilen altimetre cihazı da kurtarılacaktır. Roketten bağımsız bir konuma düşen görev yükünün bağımsız yer istasyonunda ki veriler ışığında kurtarımı gerçekleştirilecektir. Kendi telemetri paketine sahip olan görev yükünde kurtarılacak unsurlar: gyro sensörü BNO055, basınç sensörü BME280, haberleşme modülü Lora E32-868T20D, GPS modülü Quactel L86 GNSS.

# Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Roketin Düşüş Hızı Hesaplaması

Roketin paraşüt açıldıktan sonra yere düşüş hızı, sürüklenme kuvvetinin roketin ağırlığına yani mg kuvvetine eşitlenmesi denkleminden faydalanılarak bulunmuştur.

$$\frac{1}{2} \times \rho \times C_d \times v^2 \times \pi \times r^2 = m \times g$$

$$v = \sqrt{\frac{2 \times m \times g}{\rho \times C_d \times \pi \times r^2}}$$

$v$= düşme hızı  g= yer çekimi ivmesi

$\pi \times r^2$ = dairesel alan  $C_d$= sürüklenme katsayısı (0.8)

m= kütle((kg), roketin faydalı yüksüz ve kuru ağırlığı)

ρ= hava yoğunluğu (1.225 Kg/$m^3$)

*Sürüklenme Paraşüt Düşüş Hızı Hesaplaması*

$$v = \sqrt{\frac{2\times19.975\times9.81}{1.225\times0.8\times\pi\times0.5^2}}=22.564 \text{ m/s}$$

Tepe noktasından sonra roketin takla atmasını engellemek için sürüklenme hızı asgari 20 m/s hız üstünde tutulmuştur.

*Ana Paraşüt Düşüş Hızı Hesaplaması*

$$v = \sqrt{\frac{2\times19.975\times9.81}{1.225\times0.8\times\pi\times1.3^2}}=8.678 \text{ m/s}$$

Roketin ve parçalarının zarar görmemesi için yere düşüş hızı 9 m/s nin altında bir hız değerine sabitlenmiştir.

*Payload Paraşüt Düşüş Hızı Hesaplaması*

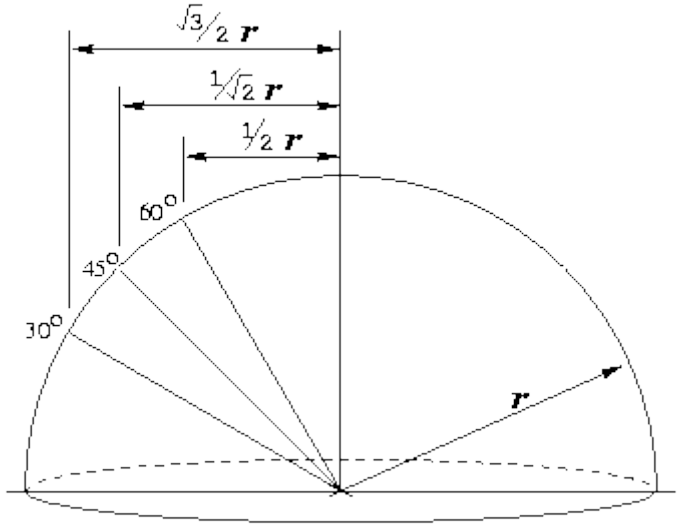
$$v = \sqrt{\frac{2\times4.426\times9.81}{1.225\times0.8\times\pi\times0.75^2}}=7.081 \text{ m/s}$$

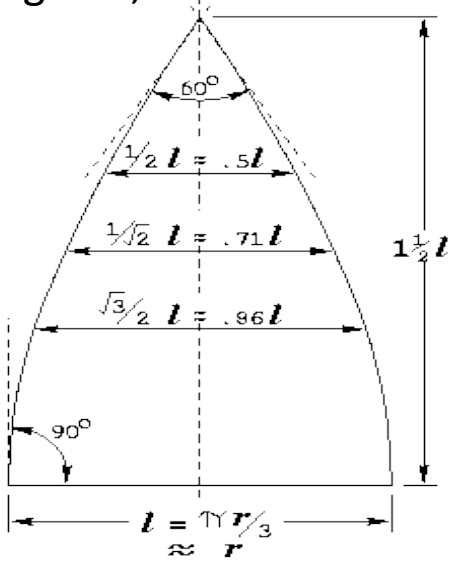
Faydalı yükün zarar görmemesi için yere düşüş hızı 9 m/s hızın altında bir değerdedir.

# Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Paraşüt Tasarımı

Üretimi yapılacak olan paraşütlerin tasarımı için daha stabil düşüş ve yüksek sürüklenme katsayısına sahip olan yarım küresel paraşüt biçimi seçilmiştir. Küresel yapıyı oluşturmak için dış bükey üçgen şeklinde parçalar kesilecektir ve sonrasında bu parçalar birleştirilecektir. Ana paraşüt için 14, sürüklenme paraşütü için 6, faydalı yük paraşütü için 8 parça kesilecektir. Bütün paraşütler için kubbe deliği oranı %10 olarak belirlenmiştir. Paracord iplerinin dikimi ise şu şekildedir: Sürüklenme paraşütü için; paracord ipleri paraşütün dibinden tepeye kadar dikilecektir. Ana paraşüt için; kumaşın dibinden yaklaşık 40 cm yukarıya kadar dikilecektir. Faydalı yük paraşütü için; paraşütün dibinden yaklaşık 10 cm yukarıya kadar dikilecektir. Paracord boyları paraşüt çaplarının asgari 1,5 katı kadar olacaktır. Örnek kesim şekli aşağıda verilmiştir.



# Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

| Paraşüt Sistemi | Paraşüt Alanı (m^2) | Paraşüt Sisteminin Taşayacağı Kütle (kg) | Paraşüt Sürükleme Katsayısı | Düşüş Hızı (m/s) |
|---|---|---|---|---|
| Birincil Paraşüt | 0.785 $m^2$ | 19.975 kg | 0.8 | 22.564 m/s |
| İkincil Paraşüt | 5.309 $m^2$ | 19.975 kg | 0.8 | 8.678 m/s |
| Görev Yükü Paraşütü | 1.767 $m^2$ | 4.1 kg | 0.8 | 6.898 m/s |

Tablo 4.4 Paraşüt HızlarıTablosu

Not: Paraşüt tasarımları yapılırken ana ve sürüklenme paraşütünün aynı eksende bulunmamasından dolayı birbirine etkileri oldukça azdır. Bu sebepten dolayı ikincil paraşüt hesabı yapılırken birincil paraşüt göz ardı edilmiştir

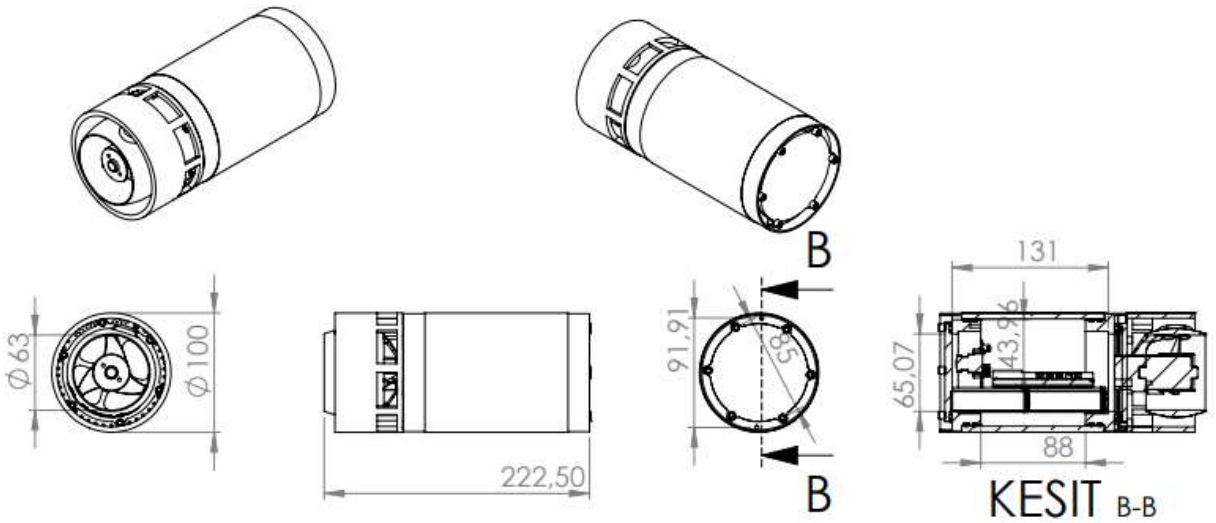
# Görev Yükü

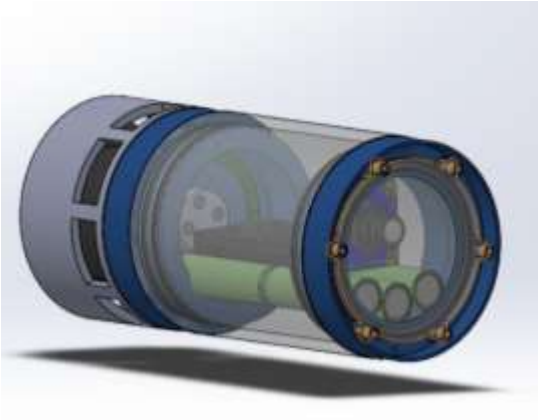
Görev Yükü, temsili olarak bilimsel bir görev icra etmek adına özgün bir sistem tasarlanmıştır. Görev yükü hızlı ve etkin bir görev icra etmek adına model roket ile istenilen irtifaya gönderilecektir. Roket belirlenen konuma ulaştığında görev yükü roketten bağımsız bir şekilde denize iniş yapacak ve maksimum 500 metre derine insansız sualtı aracını(ROV) göndererek canlı veri takibi gerçekleştirilecektir.

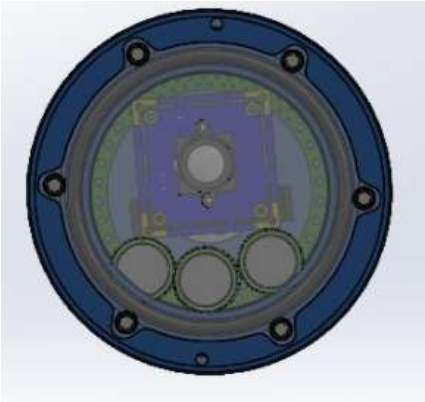
Bilimsel bir görev üstlenecek olan görev yükü 4100 gram olup apooge noktasında sürüklenme paraşütünün sonrasında üst entegrasyon bölgesinden gövde dışarısına bırakılarak roketten bağımsız olarak kurtarılacaktır. Görev yükü üzerinden konum, hız, yükseklik, basınç, sıcaklık, nem ve kamera verilerinin yer istasyonuna aktarılması öngörülmüştür. Teknofest yarışması isterleri baz alınarak kurtarım boyunca yer istasyonunda canlı veri aktarımı ve modellenmesi üzerine görevi başarılı sayılacaktır. Roketten bağımsız olarak kurtarılan görev yükü şartnamede isteri bulunan 3.2.3.4. maddesince basınç, sıcaklık ve nem verilerinin 5 Hz frekansla yer istasyonuna iletecektir. Görev yükü, aviyonik kapağından bağımsız bir anahtarlama ile aktifleştirilecektir.

# Görev Yükü

Görev yükü dış haznesi şartname kütle isterinin karşılanması için alüminyum bir kasadan üretilecektir. Dış haznenin görev yükü üzerinde faraday kafesi oluşturmaması için görev yükü anten uzantısı dış hazne dışarısına bırakılacaktır. Görev yükü, uçuş görevi boyunca LoRa E32-868T20D modülü üzerinden haberleşerek yer istasyonuna canlı veri gönderecektir. Görev yükü içerisinde bulunan özgün PCB kartı üzerinde IMU için BNO055 ve basınç için BMP280 sensörü kullanılacaktır. Aynı zamanda görev yükü denetleyicisi olarak Arduino Nano, besleme için 11.1V 1550 mAh 3S lipo pil kullanılacaktır. Son olarak görev boyunca zaruri olan GPS verileri, Quactel L86 GNSS modülü üzerinden haberleşerek anlık konum takibi gerçekleştirilecektir. Görev yükü üzerinden aktarılan canlı veriler yer istasyonunda Yagi(Uni-Directional) N-type vasıtası ile toplanarak modellendirilecektir. Uçuş bilgisayarı üzerinden formatlanmış telemetri verileri aynı zamanda bağımsız yer istasyonundan hakem yer istasyonuna usb-ttl aracılığı ile aktarılacaktır.





# Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Paraşüt Açma Sistemi Testleri

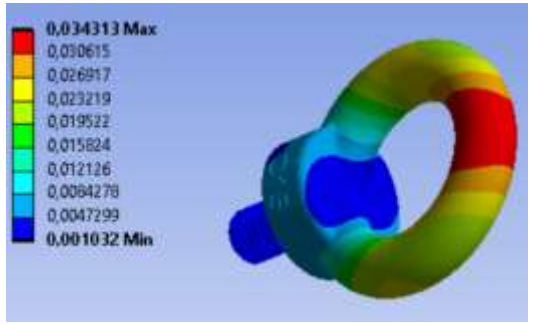
Paraşüt açma sistemi piroteknik tek kapsül halindedir. Montaj için öncelikle güvenlikli bir ortamda hazneye ateşleme telleri(fünye) ilgili noktalardan entegre edilir. Daha sonra önceden hesaplaması yapılan 2 gram kadar barut hazne içine konulur. Yanmaz kumaş vb. şeylerle hazne içinde barut sıkıştırılır ve haznenin üstü bantla kapatılır. Hazır olan kapsül bulkheade M4 lük vida sayesinde montajlanır. Sonrasında barut haznesinin önüne belli hacmi basınçlandırmak amacıyla plaka konulur. Son olarak fünyelerin aviyonik sisteme bağlantısı yapılır ve patlatma testine hazır konumuna getirilir. Gerçeğe yakın bir şekilde prototip gövde ve haznelerle ayrılma sistemi testi gerçekleştirilecektir.

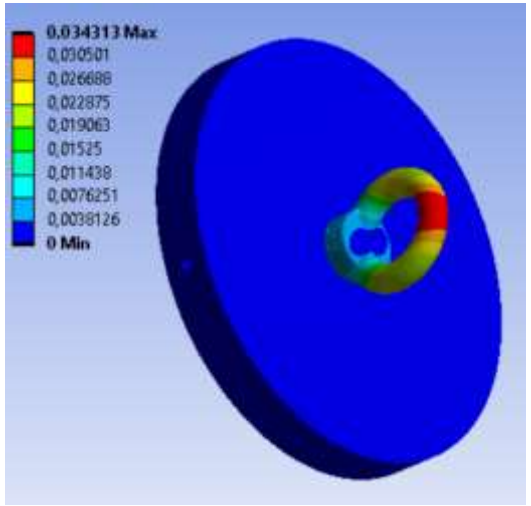
Paraşüt Fonksiyonellik Testleri

Paraşüt fonksiyonellik testleri kendi dikimimiz olan paraşütlerle yapılacaktır. Bu test için faydalı yük paraşütü üretimi yapılacaktır. İlk önce 8 parça halinde paraşüt dilimleri kesilecektir ve birbirlerine dikilecektir. Test aşaması için dikimi yapılan paraşüt roket içine konulacak şekilde katlanacaktır ve 4.1 kg lık bir yükle beraber KTÜ otoparkı en üst katından fırlatılacaktır. Bu testle beraber paraşütlerin açılma fonksiyonelliği görülecektir.

# Analizler

**Yapısal/Mekanik Mukavemet Analizleri:**



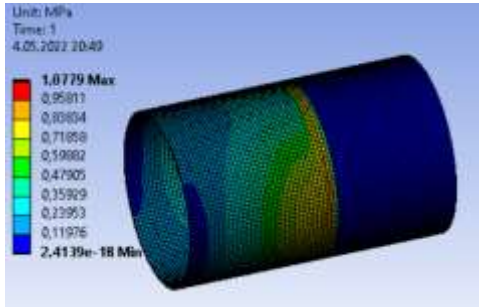

Toplam deformasyon verileri

Bulkhaed Mapa Analizi

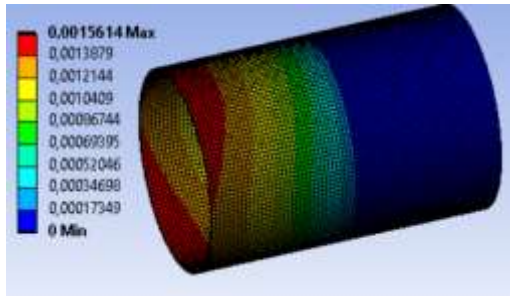
Analiz Ansys programı Static Structural modülünde yapılmıştır. Dökme çelik ve alüminyum malzeme ataması yapıldıktan sonra mesh kalite kriterleri dikkate alınarak mesh işlemi gerçekleştirilmiştir. Sınır şartları olarak cıvata noktalarından sabitlenip mapa üzerine paraşütler açıldığında oluşacak şok etkisi hesaplanıp güvenlik katsayısı koyularak 7000N kuvvet uygulanmıştır. Analiz sonucunda en fazla deformasyon 0.033 mm mapada görülmüştür. Bu elde edilen veriler sistemin güvenli olduğunu göstermektedir.

Entegrasyon Gövdesi Analizi

Analiz Ansys Static Structural modülünde yapılmıştır. Entegrasyon gövdesi sehim hareketleri gözlemlenmek istenmiştir. Fiberglas malzeme ataması gerçekleştirip sweep metoduyla mesh işlemi gerçekleştirilmiştir. Motor gövdesine bağlı kısmı sabitlenmiş diğer yarısından roket ağırlığınca kuvvet uygulanmıştır. Toplam deformasyon ve gerilme değerleri oldukça düşüktür. Seçilen malzeme ve et kalınlığı yeterliliği gösterilmiştir.




Gerilme değerleri



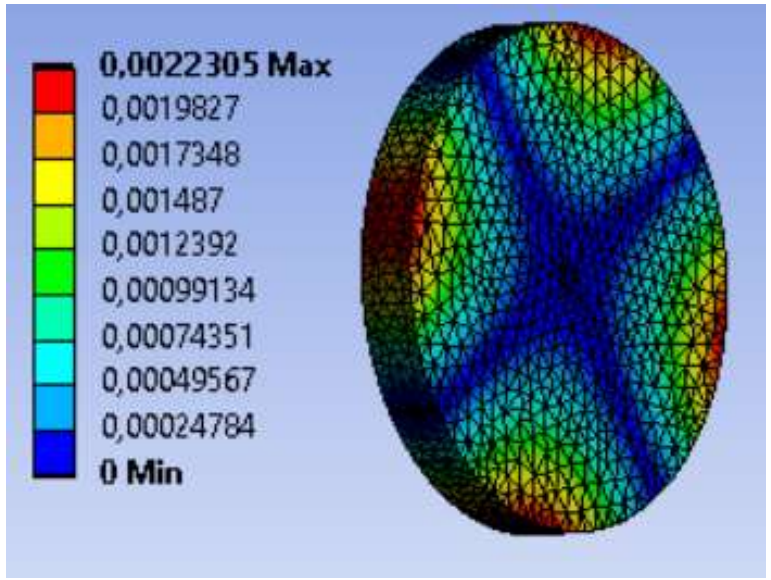

Deformasyon değerleri

# Analizler

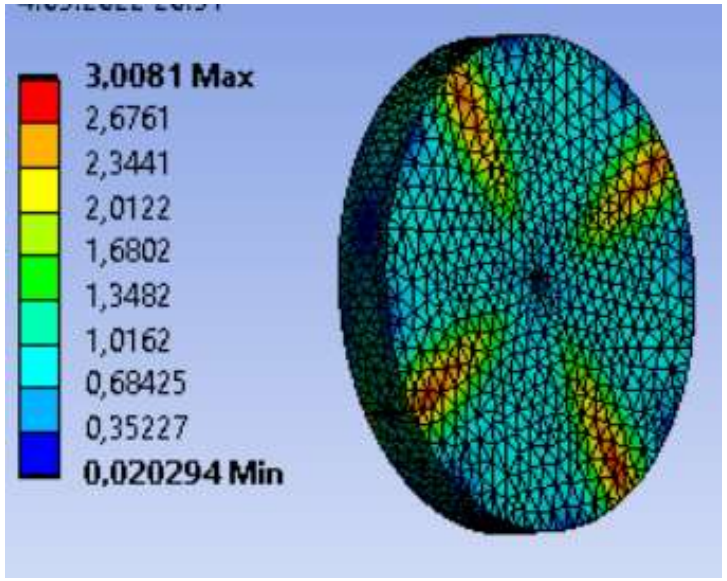
Motor Bulkheadi Dayanım Analizi

Analiz Ansys programı Static Structural modülünde yapılmıştır. Bulkhaed cıvata noktalarından sabitlenip. Motorun maksimum itkisi 2680N üzerine uygulanmıştır. Analiz sonucunda bulkhead üzerinde maksimum deformasyon 0,002 mm maksimum gerilme cıvata bölgelerinde ve 3MPa olduğu gözlemlenmiştir.

Analiz sonucunda motor bulkheadinin malzeme ve et kalınlığı yeterli ve doğru olduğu gösterilmiştir.



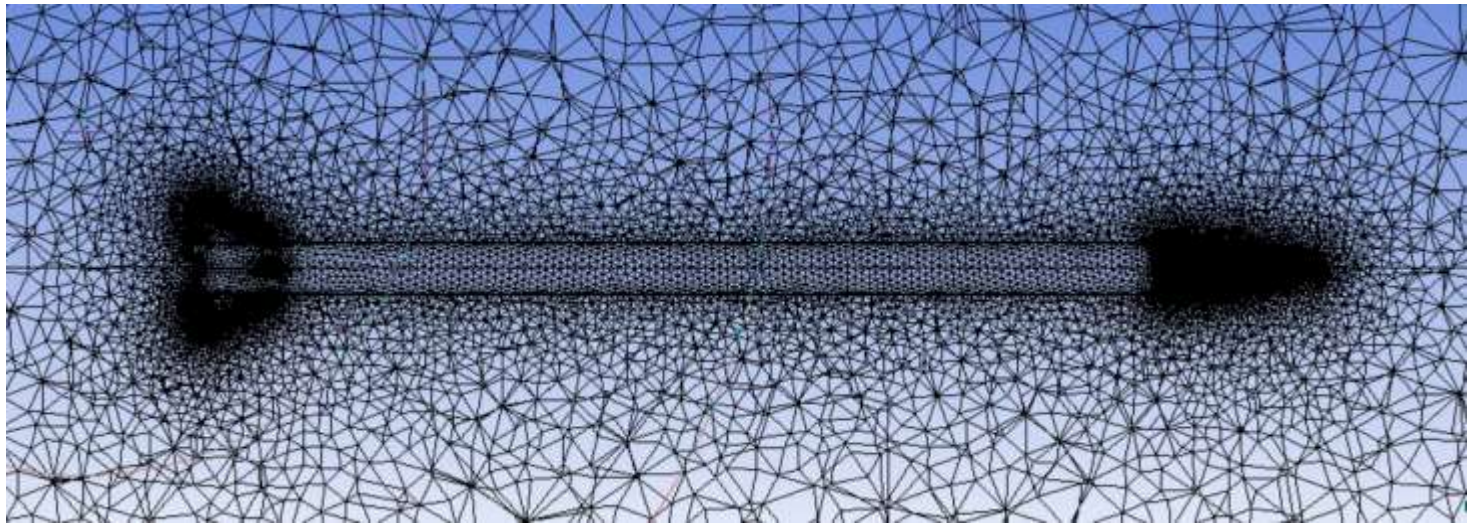

Toplam deformasyon verileri



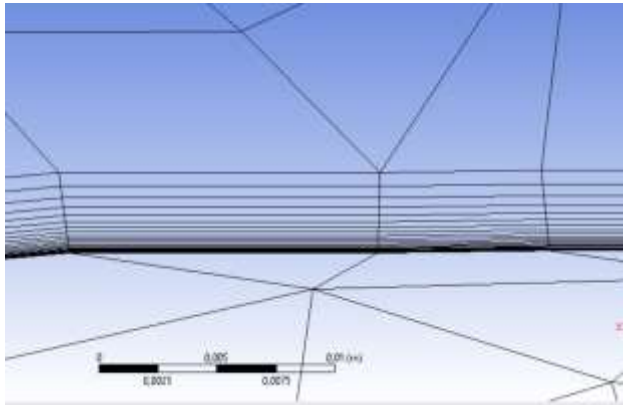

Toplam gerilme değerleri

# Analizler

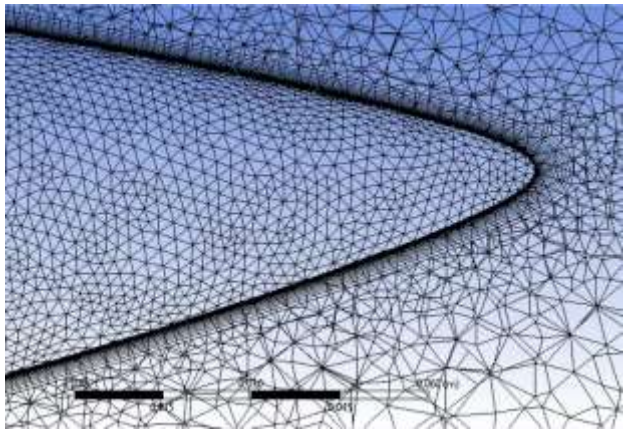
**Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizleri**



Analiz için oluşturulan ağ yapısı
Burun konisi ve kanatçıklara gerekli hassasiyet için sizing işlemi uygulanmıştır.



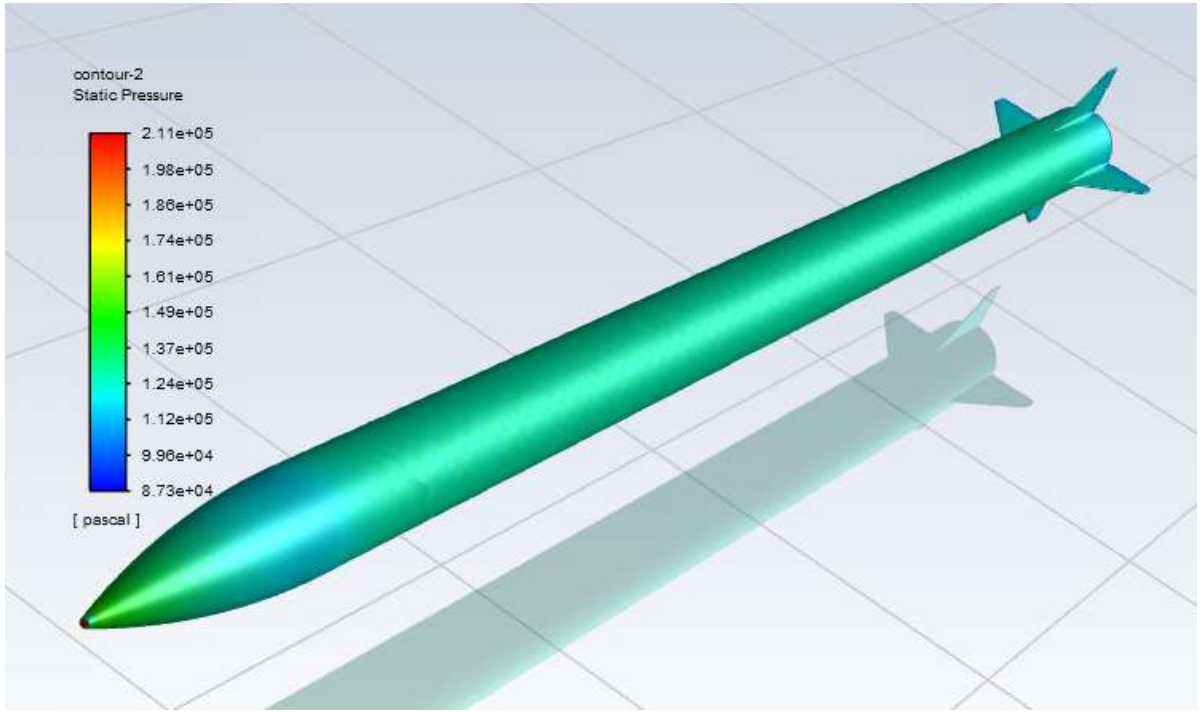
y+ 10 için oluşturulan sınır tabaka



Burun konisine atılan mesh

# Analizler

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizi Ansys Fluent programında yapılmıştır. Roket geometrisi oluşturulurken burun konisinin sivriliği mesh atmayı zorlaştırdığı için burunun uç kısmı analize fazla olumsuz etki etmeyecek şekilde kütleştirilmiştir. Roket boyutunun ölçüleri baz alınarak 5mx5mx28m akış hacmi oluşturulmuştur. Geometrik modelini oluşturulan rokete ansys mesh kısmında ağ yapısı oluşturulmuştur. Burun konisi ve kanatçıklara sizing verilerek ek iyileştirmeler yapılmıştır. Reynold sayısı ve sınır tabakanın ilk kalınlığı CFDOnline(https://www.cfd-online.com/Tools/yplus.php) sitesinden hesaplanmıştır. Sınır tabakanın ilk kalınlığı 0.02 mm dir. Fluent kısmında çözücü tipi pressure-based seçilmiştir. Enerji denklemleri açılmıştır.




Türbülans modeli SST k-omega seçilmiştir. Hava ideal gaz olarak modellenmiştir ve viskozitesi sutherland seçilmiştir. Sınır tanımlamalarında velocity-inlet pressure-outlet tanımlamaları yapılmıştır. Velocity-inlet roketin ulaşacağı maksimum hız 261m/s ve 67791 gauge pressure seçilmiştir. Operating conditions seçeneğinden pressure 0 olarak değiştirilmiştir.

# Analizler

Mach kontürü

Sıcaklık kontürü

Referans alan olarak gövde kesit alanı referans uzunluk olarak gövde çapı girilmiştir. Method kısmında daha iyi çözüm alabilmek adına seçenekeler second order olarak değiştirilmiştir. Standart initialization yapılıp 200 iterasyonda çözdürülmüştür. Sonuçlarda yakınsama kriterleri elde edilmiştir.
Elde edilen sürtünme katsayısı 0.57
Sürtünme kuvveti 330 N değerlerindedir.

Akışta bir kopukluk gözükmemektedir roketimiz aerodinamik açıdan sorunsuz gözükmektedir.

# Aviyonik – Özet

1. uçuş kontrol bilgisayarı özgün sistem olup ekibimizce Altium Designer programı ile tasarlanacaktır. 2. uçuş kontrol bilgisayarının ise ticari sistem olan EasyMini 09201 olması kararlaştırılmıştır. Yalnızca 1. uçuş kontrol bilgisayarı özgün yer istasyonumuzla birlikte aksaksız bir şekilde haberleşme özelliğine sahiptir.

1. Uçuş Kontrol Bilgisayarı:

Paraşüt açma sistemini tetikleyecek veriler :

- Gyro
- Basınç

Barometrik basınç sensörü vasıtasıyla elde edilen irtifa verisiyle algoritmada sınır koşulları oluşturulacaktır. Jiroskop vasıtasıyla ise eğim verileri alınacak ve apogee saptaması yapılacaktır.

2. Uçuş Kontrol Bilgisayarı:

Paraşüt açma sistemini tetikleyecek veriler :

- Basınç

Ticari bilgisayar tek sensöre sahip olduğundan dolayı yalnızca basınç verileriyle ayrılmalar tetiklenecektir. Barometrik basınç sensörü vasıtasıyla elde edilen irtifa verileriyle birlikte apogee ayrılması otomatik olarak gerçekleştirilecektir.

İki uçuş bilgisayarı da tamamen birbirinden bağımsız ve eş zamanlı bir şekilde gerekli işlevlerini yerine getireceklerdir. İki uçuş bilgisayarı da roket üzerindeki farklı iki mekanik switch vasıtasıyla aktifleştirilecektir. Sistemlere güç vermek amacıyla Li-po bataryalar kullanılacaktır. Bataryalar için “Li-Po Safe Bag” kullanılacaktır.

# Aviyonik – Özet

| İki Uçuş Kontrol Bilgisayarı Arasındaki Benzerlikler | İki Uçuş Kontrol Bilgisayarı Arasındaki Farklılıklar |
|---|---|
| İki uçuş bilgisayarı da STM32 tabanlı mikroişlemci bulundurmaktadır. | Yalnızca 1. uçuş kontrol bilgisayarı yer istasyonuna sahiptir. |
| İki uçuş bilgisayarı da basınç sensörü vasıtasıyla irtifa ölçümü yapacaktır. | İki uçuş kontrol bilgisayarı arasında herhangi bir bağlantı bulunmamaktadır. |
| İki uçuş bilgisayarı da aynı tip birbirinden bağımsız güç kaynaklarıyla beslenecektir. | Paraşüt açma sistemi eyleyicileri tamamen birbirinden bağımsızdır. |
| İki uçuş bilgisayarı da bütün kurtarma sistemi gereksinimlerini aksaksız olarak yerine getirecektir. | 1. Uçuş kontrol bilgisayarı özgün 2. Uçuş kontrol bilgisayarı ise ticari sistemdir. |
| Aktifleştirme sistemleri roket dışından birbirinden bağımsız anahtarlar ile yapılacaktır. | Yalnızca 1. uçuş kontrol bilgisayarı haberleşme özelliğine sahiptir. |

Tablo 5.1 Uçuş Bilgisayarları Karşılaştırma Tablosu

# Aviyonik – 1.Sistem Detay/1

| Komponent | Ürün Adı / Kodu / Türü | Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu? | Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi |
|---|---|---|---|
| İşlemci | STM32F405RGT6 | - | - |
| 1. Sensör | BNO055 IMU Sensörü | Evet | Apogee ayrılması için Kalman filtresiyle doğruluğu arttırılmış gyro verileri ile birlikte roketin yere paralel olduğu konum saptanacaktır ve ayrılma tetiklenecektir. |
| 2. Sensör | BMP 280 Basınç Sensörü | Evet | Apogee ayrılmasında alınan irtifa verileri ile sınır koşulları oluşturmasıyla yardımcı rolde bulunacaktır. Main ayrılmasında ise Kalman filtresiyle doruluğu arttırılan verilerle 2. ayrılma tetiklenecektir. |

Tablo 5.2 Sensör İşlev Tablosu

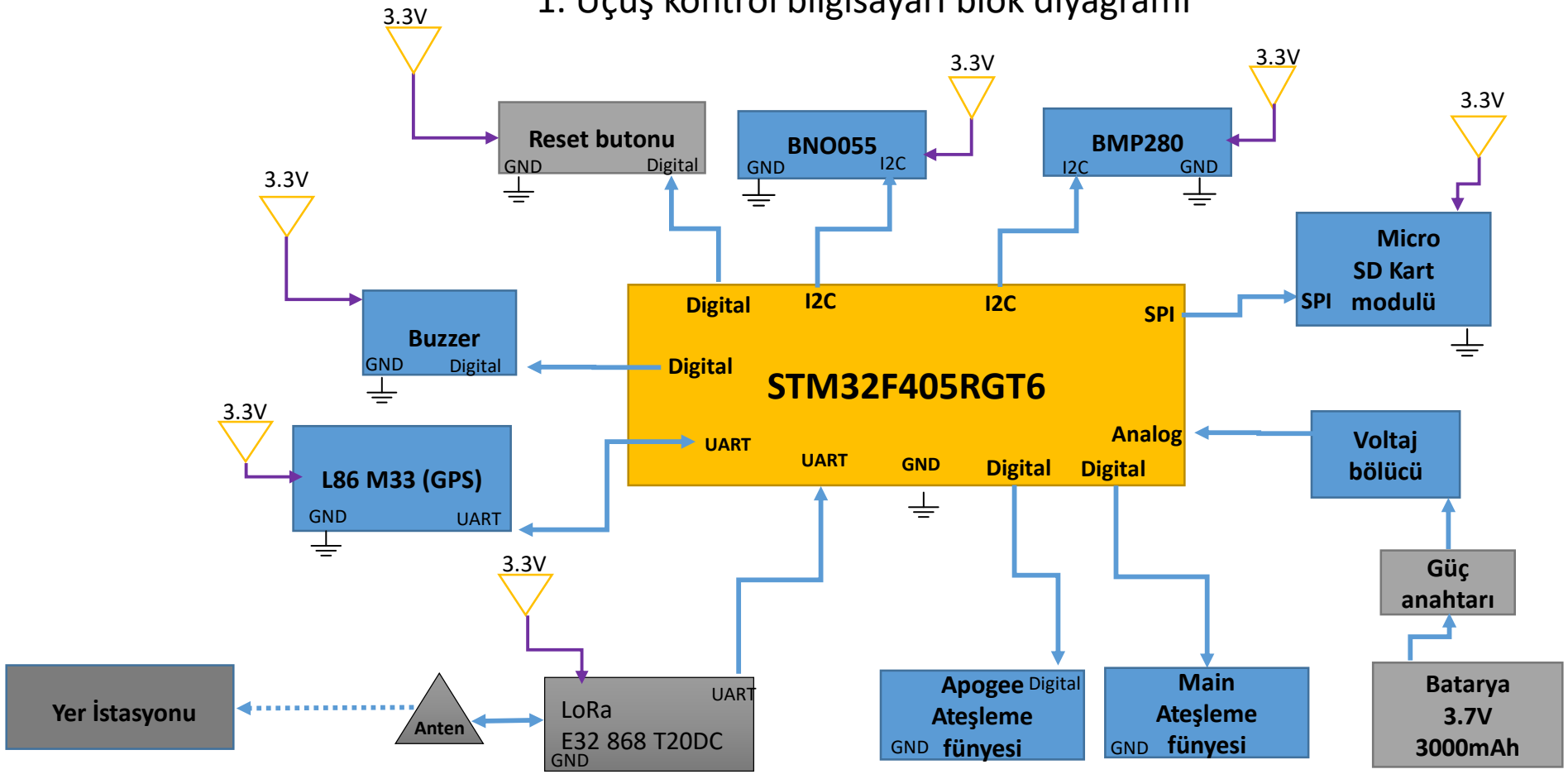
# Aviyonik – 1.Sistem Detay/1

| Komponent | Ürün Adı / Kodu / Türü | Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu? | Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi |
|---|---|---|---|
| SD kart modülü | DSTK1578 | Hayır | Uçuş süresi boyunca elde edilen verilerin kaydedilmesi |
| Buzzer | MCW12075-5V-2300-F | Evet | Roket yere indikten sonra konum saptamasına yardımcı olarak kullanılacaktır. |
| Haberleşme Modülü | Lora E32-868T20D | Evet | Uçuş boyunca alınan bütün verilerin yer istasyonuyla paylaşımı sağlanmaktadır. |
| GPS Modülü | L86-M33/L86NR01A05S | Evet | Kurtarma esnasında roketin konum bilgilerine ulaşılmasında kullanılmaktadır |
| RF anten | BT-UCG-401-1 868MHz | Evet | Haberleşme menzilini uzatmak amacıyla kullanılmaktadır. |

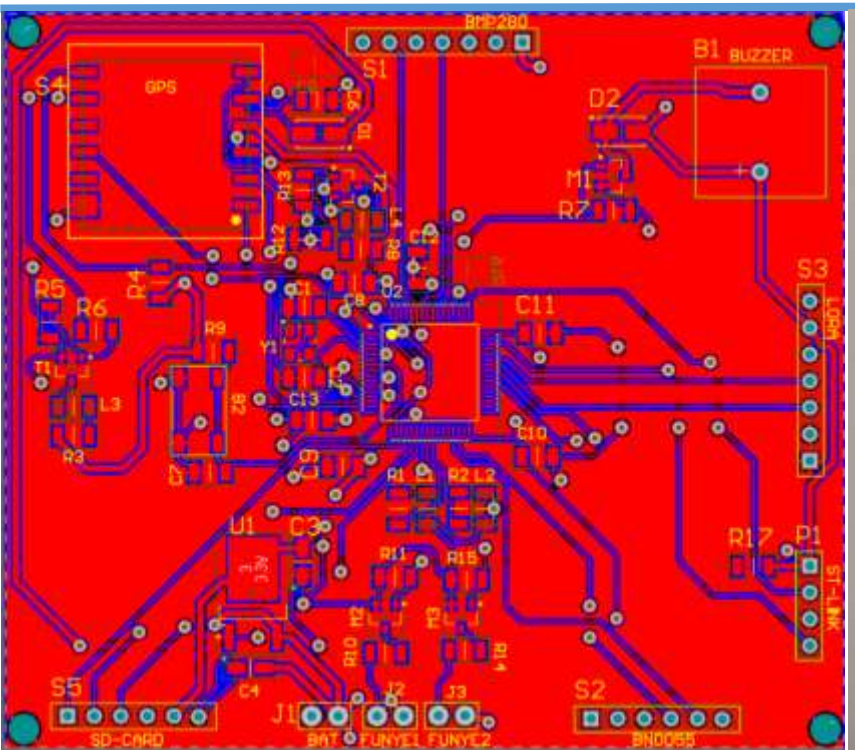
Tablo 5.3 Sensör İşlev Tablosu

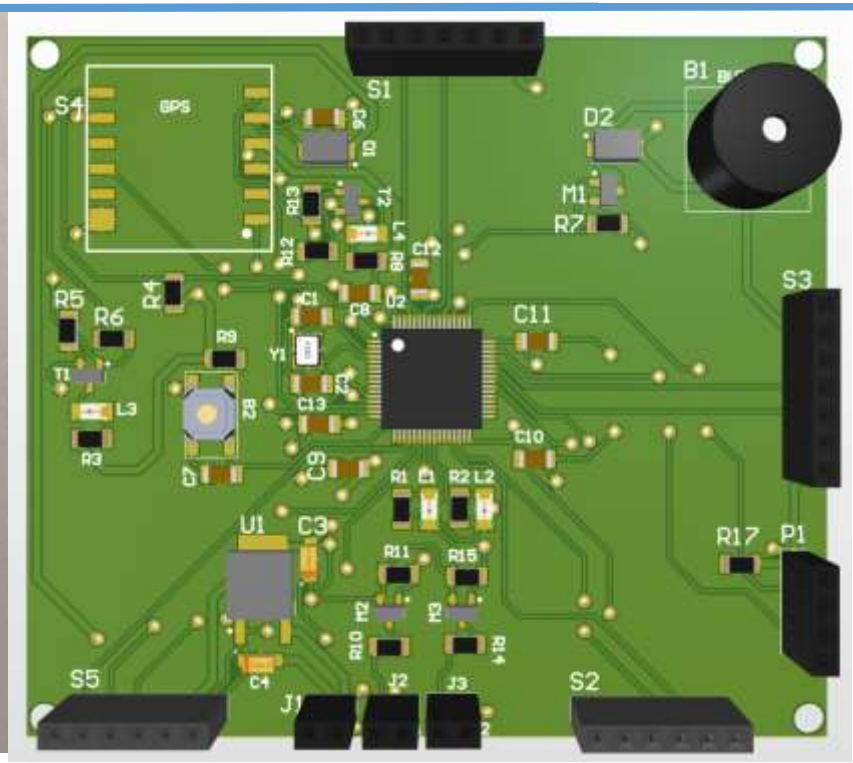
# Aviyonik – 1.Sistem Detay/2

1. Uçuş kontrol bilgisayarı blok diyagramı



# Aviyonik – 1.Sistem Detay/2






1. Uçuş kontrol bilgisayarında kullanılan sensörlerin, işlemcilerin ve devre elemanlarının yer aldığı, tamamen özgün olan devre kartı tasarımı 2D ve 3D olarak verilmiştir. Sensörler headerlara entegre olacak şekilde tasarlandığından 3D görüntüleri kullanılmamıştır. Hangi sensörün hangi kısma entegre olacağı soldaki görselde PCB üzerinde yazılarak gösterilmiştir. Tasarımlar Altium Designer üzerinden yapılmış olup yurt dışından sipariş edilmiştir. Geri kalan devre elemanlarının lehimlenmesi kısmen yapılmış olup testlere kadar tamamen bitecektir.

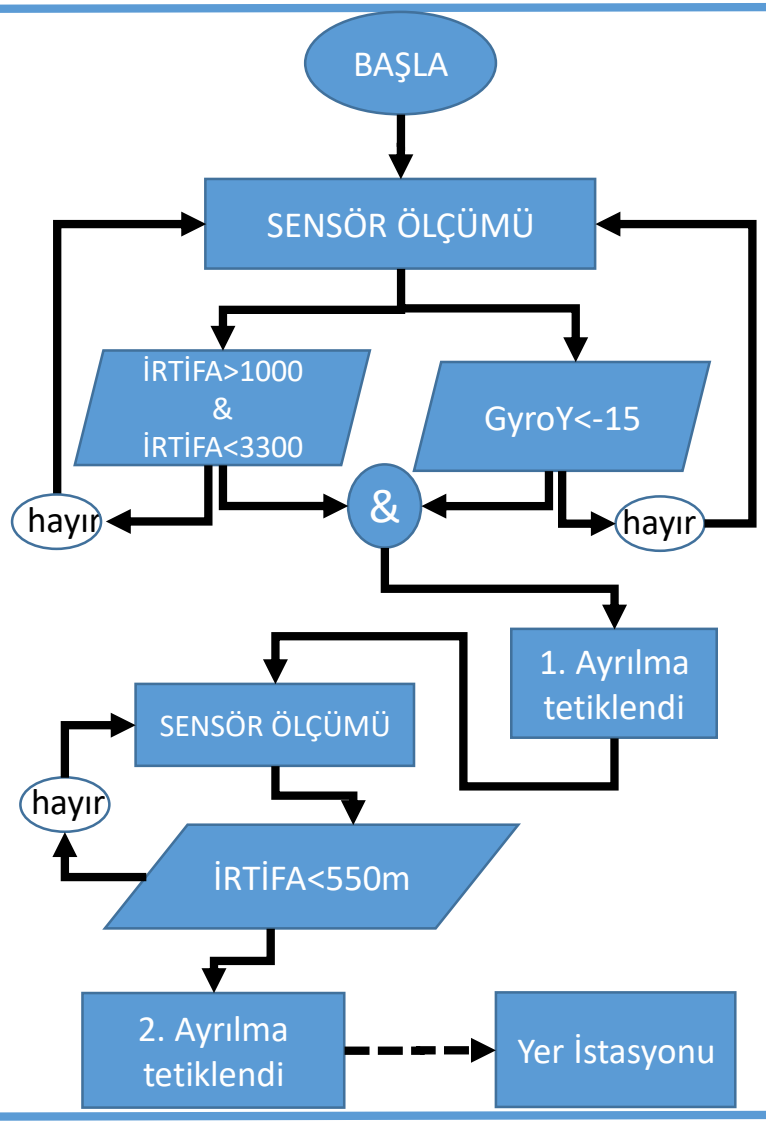
# Aviyonik – 1.Sistem Detay/3

1. Uçuş kontrol bilgisayarında kurtarma sistemini tetikleyecek parametreler ve seçim sebepleri:

1.Uçuş kontrol bilgisayarında paraşüt açma sistemini tetikleyecek parametreler basınç ve gyro verileri olarak seçilmiştir. BMP280 sensöründen gelen basınç verisiyle sınır koşulu algoritması oluşturularak apogee için erken bir ayrılmanın önüne geçilmesi hedeflenmiştir. BNO055 sensöründen gelen gyro verisiyle ise apogee noktası saptaması yapılarak paraşüt açma sistemi aktif hale getirilecektir. Ayrıca basınç verisi kullanılarak main ayrılma 550 metre irtifada gerçekleştirilecektir.

1. Uçuş Kontrol Bilgisayarı Algoritması

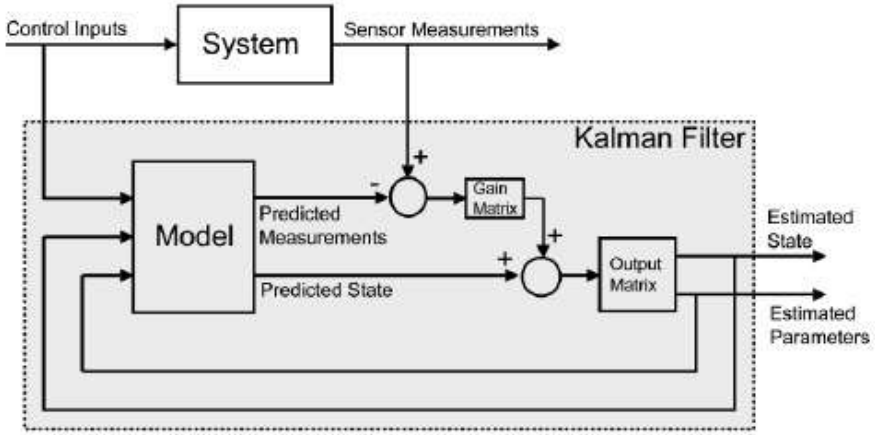
1. Uçuş kontrol bilgisayarı algoritmasında BMP280 sensöründen elde edilen basınç verileriyle 1000-3300 metre aralığında sınır değerler oluşturulacaktır. Bu sınırlar aralığında irtifa verisi saptandığında algoritma gyro verilerini kontrol edecektir. Filtreleme işlemleri uygulanarak hata payı minimalize edilen gyro verileri vasıtasıyla roketin yere paralel olduğu konumda apogee ayrılması gerçekleştirilecektir. 1. ayrılma gerçekleştikten sonra algoritma yükseklik verilerini kontrol etmeye devam ederek 550 metre irtifaya kadar bu süreç devam edecektir. 550 metrenin altında bir irtifa değeri okunduktan sonra main ayrılma gerçekleşerek ana paraşüt açma sistemi aktifleştirilecektir. Tüm bu süreçler ve kurtarma aşaması boyunca anlık olarak yer istasyonuna telemetri verileri gönderilecektir. Roket kurtarma aşaması bu veriler ışığında gerçekleştirilecektir.



# Aviyonik – 1.Sistem Detay/3

Kullanılmasına Karar Verilen Veri Filtrelemesi

Aviyonik sistemlerde sensörlerden gelen veriler bazı durumlarda gerçek değerlerine oranla oldukça sapma gösterir. Bunun sebepleri arasında ani ivmelenme, yüksek hız ve titreşim gibi gürültüye sebebiyet verecek etkenler sayılabilir. Bunlardan dolayı daha doğru, kesin veriler elde etmek için bazı veri filtreleme yöntemleri kullanılır. Bizim sistemimizde ise Kalman filtresi yöntemi kullanılacaktır.




Örnek Kalman Filtresi blok diyagramı

1) Apogee ayrılması için gyro sensöründen gelen veriler Kalman Filtresine konulacaktır. Bu verileri filtreleme sebebimiz roket apogee noktasına çıkmadan yanlış okunan bir veriyle erken ayrılma gerçekleştirme durumuna karşı önlem almaktır.
2) Main ayrılmayı gerçekleştirecek olan basınç sensöründen gelen veriler de Kalman Filtresiyle daha güvenilir hale getirilecektir. Kalman Filtresi main ayrılmayı gerçekleştirmenin yanı sıra apogee ayrılmasında iki yükseklik verisiyle sınır koşulları oluşturup bu aralık içinde apogee tetiklenmesine yardımcı olacaktır.

# Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

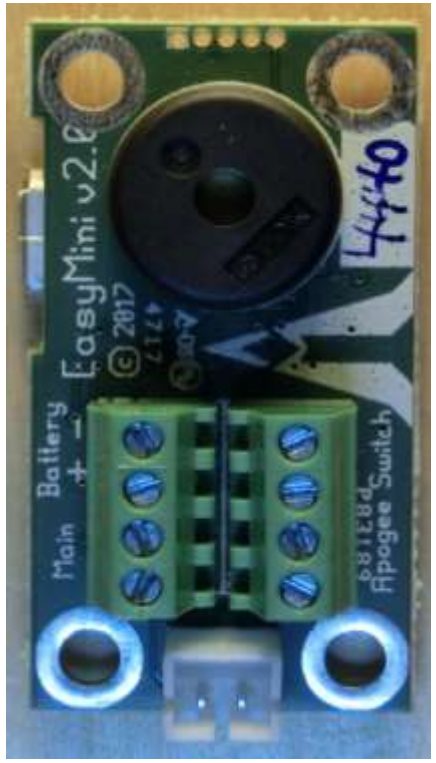
2. Uçuş kontrol bilgisayarı olarak ticari sistem olan ‘EasyMini 09201’ uçuş kartı seçilmiştir.

| Komponent | Ürün Adı / Kodu / Türü | Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu? | Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi |
|---|---|---|---|
| İşlemci | STM32F042 | - | - |
| 1. Sensör | MS5607 Basınç Sensörü | Evet | Basınç sensöründen gelen veriler irtifa verisine dönüştürülerek önce apogee ayrılması tetikleniyor daha sonra aynı yükseklik verileriyle main ayrılma tetiklenecektir. |
| 1 MB SPI flash | EN25F80-75HCP | Hayır | Uçuş süresi boyunca alınan bütün verilerin kaydedilmesi. |

Tablo 5.3 Sensör İşlev Tablosu

# Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

EasyMini 09201 uçuş kontrol bilgisayarının özellikleri aşağıdaki gibidir.




## Ek Elektronik Spesifikasyonları

### Altimetre Veri Seçenekleri

- **Saha Veri Çıkışı:** Bip
- **En Yüksek Rakımı Kaydediyor:** Evet
- **En Yüksek Hızı Kaydediyor:** Evet
- **En Yüksek ve Ortalama Hızlanmayı (Gs) kaydeder:** Evet
- **Hızlandırıcı Yanma Süresini kaydeder:** Evet
- **Kıyıdan Apogee Zamanına Kayıtlar:** Evet
- **Apogee'yi Ejeksiyon Zamanına Kaydediyor:** Evet
- **Apogee Zamanını Kaydediyor:** Evet
- **Ejeksiyon İrtifalarını kaydeder:** Türetilebilir
- **Kayıt Çıkarma Süreleri:** Türetilebilir
- **Uçuş Süresini Kaydediyor:** Evet
- **Mevcut Rakımı Gösterir:** Hayır
- **Saklanan Uçuş Sayısı:** Yaklaşık 10 dakikalık veri (1mb)
- **Maksimum Rakım:** 100.000ft (30.000m)
- **Örnekleme Hızı:** 100/yükseliş; 10/iniş
- **Ölçü Birimleri:** Imperial / Metrik

### Öğe İşlevleri

- **Barometrik Basınç Yükseklik Sensörü:** Evet
- **İvmeölçer:** Hayır
- **Gyro Eğim Sensörleri:** Hayır
- **Manyetik Yön Sensörü:** Hayır
- **Etkinlik Zamanlayıcı?** Numara
- **Telemetri:** Hayır
- **Alan Bulucu:** Yok

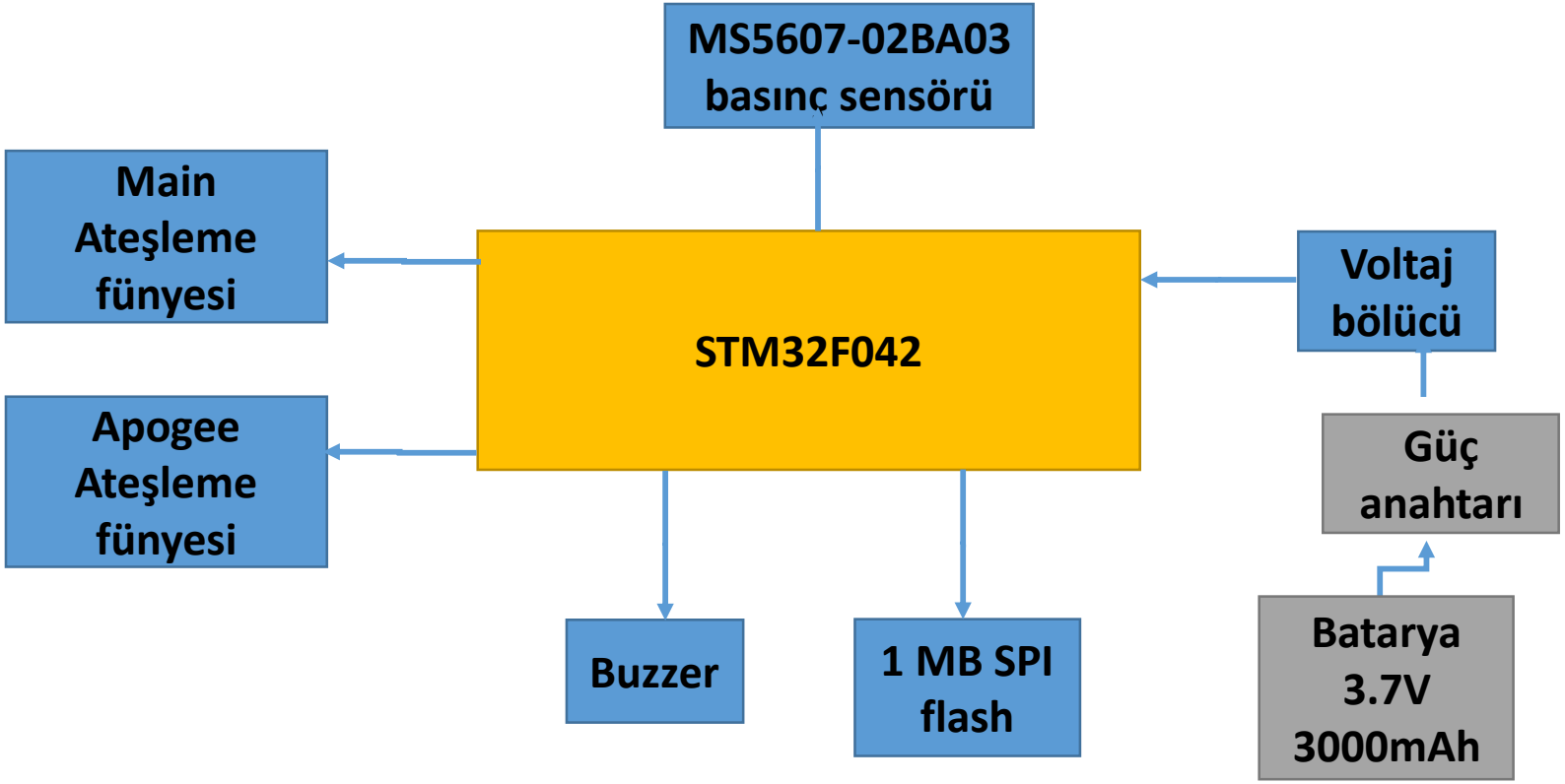
### Altimetre İkili Dağıtım Yeteneği

- **Çift Dağıtım Yapılabilir mi?** Evet
- **İkili Dağıtım Pyro Kanalları:** 2
- **Tepe Hız Çıkarma Seçeneği?** Numara
- **Apogee Çıkarma Seçeneği?** Evet
- **Azalan İrtifa Çıkarma Seçeneği?** Evet
- **Zamanlayıcı Çıkarma Seçeneği?** Evet
- **Manuel Çıkarma Seçeneği?** Numara
- **Yapılandırılabilir Hız Çıkarma Seçeneği?** Numara
- **Yedeklilik için Zaman Gecikmesi:** Evet

Apogee ayrılması ve main ayrılma barometrik basınç sensöründen gelen yükseklik verileriyle birlikte tetiklenecektir.

# Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

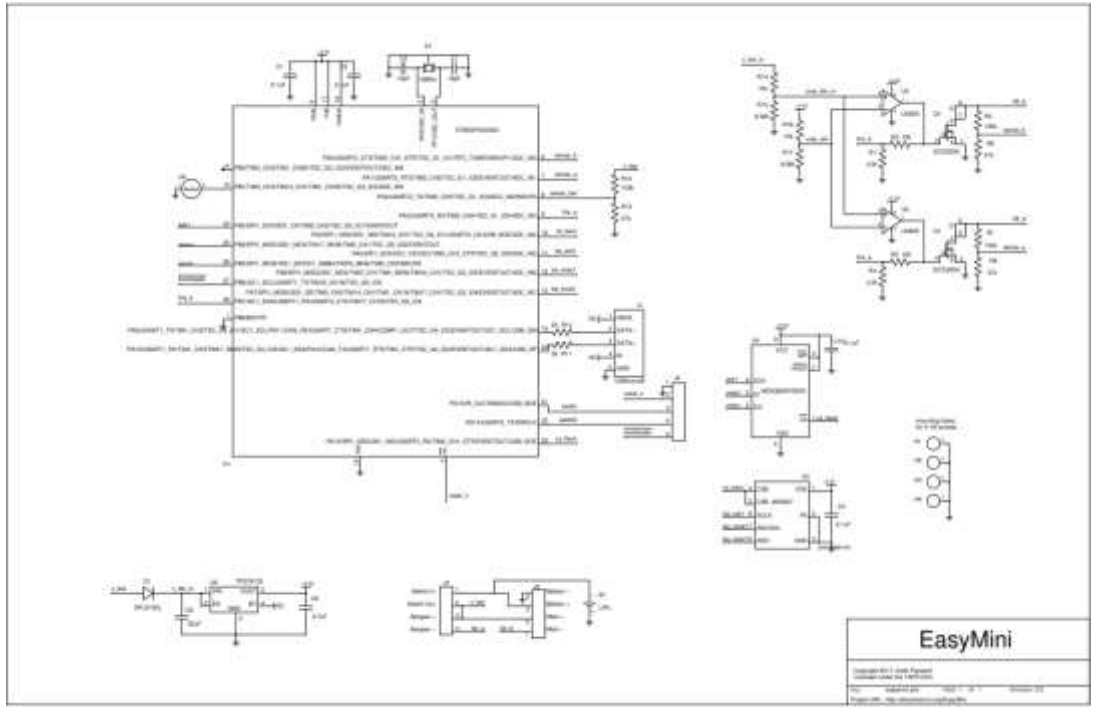
2. Uçuş Kontrol Bilgisayarı Ticari Sistem EasyMini Blok Diyagramı

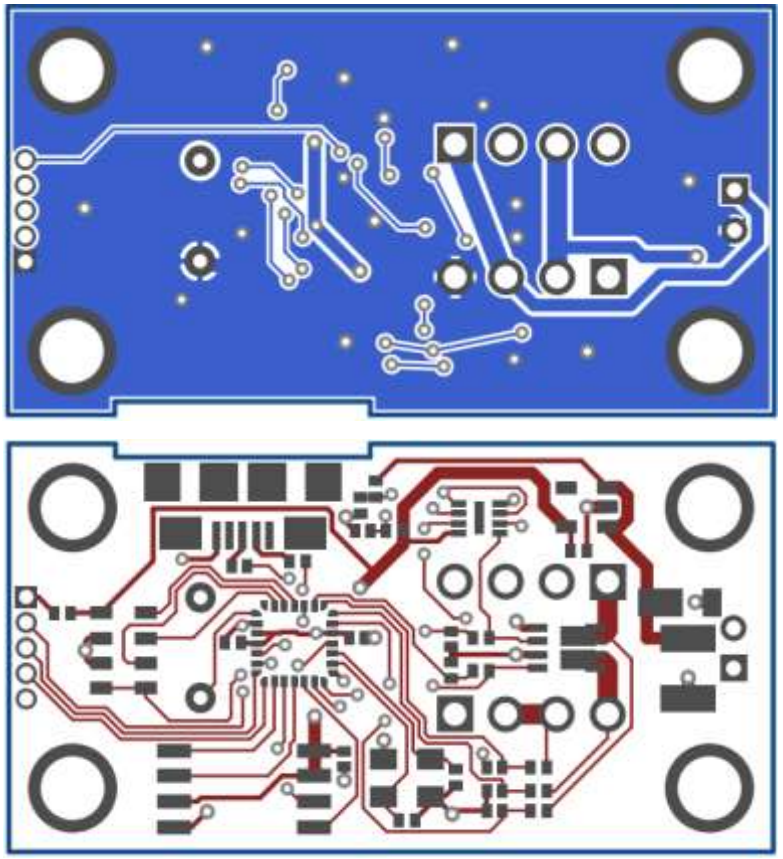


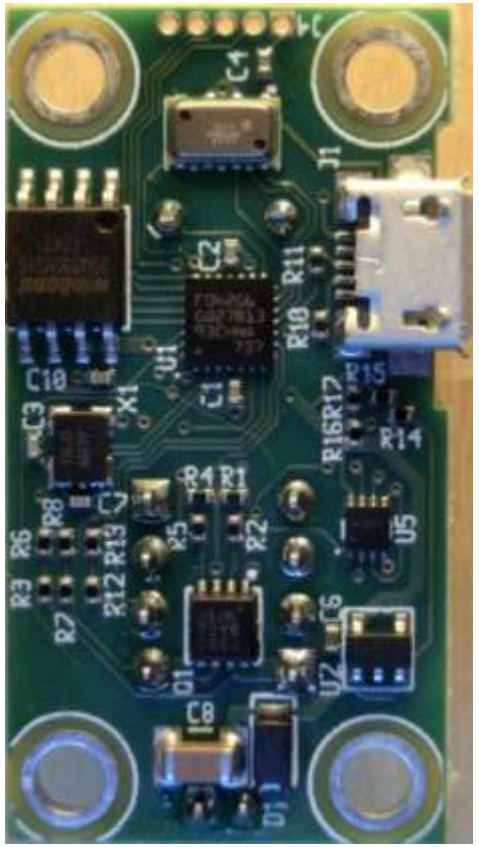

Kullanımına izin verilen ticari uçuş bilgisayarında ayrılma sistemini tetikleyecek bir adet sensör olduğundan dolayı hem apogee hem de main ayrılma barometrik basınç sensöründen gelen verilerle tetiklenecektir. Siparişi ise AHR aşamasından önce gerçekleştirilecektir.

# Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

EasyMini Ticari  Uçuş Bilgisayarı Şematik Tasarımı ve PCB Görüntüsü



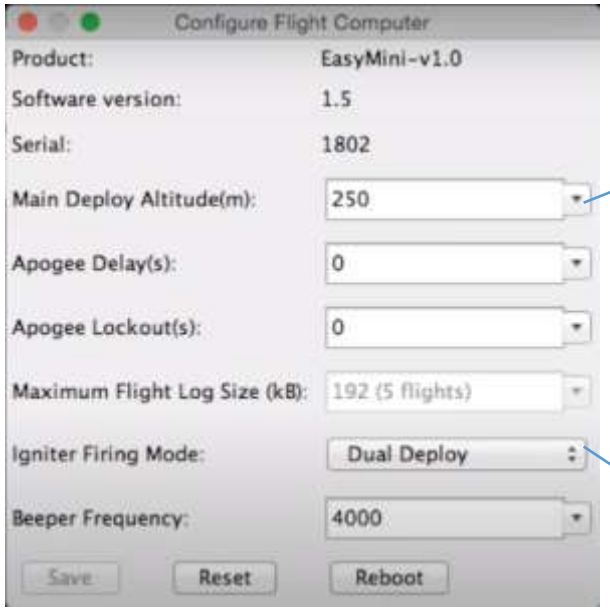


Şematik ve PCB görüntüleri verilen EasyMini ticari uçuş bilgisayarının temini AHR aşamasından önce gerçekleştirilecektir

# Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

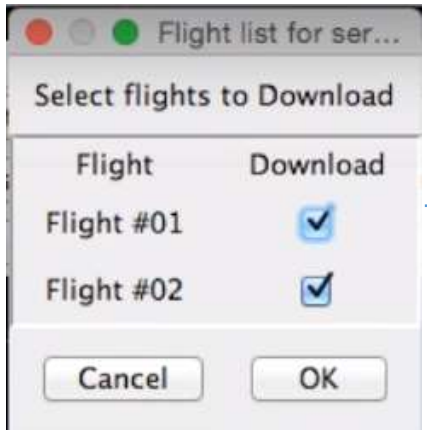
2. Uçuş kontrol Bilgisayarı EasyMini için Gerekli Ayarlamalar

- Bulundurduğu basınç sensörüyle birlikte irtifa verilerini kullanarak paraşüt açma sistemlerini tetikler.
- Apogee ayrılması için özel bir ayara gerek yoktur 1. ayrılmayı otomatik olarak irtifa verileri azalışa geçtiği anda gerçekleştirmektedir.
- Main ayrılma için ise istenilen irtifa değeri AltosUI yazılımı arayüzünde ilgili yere girilmelidir.




Main ayrılmanın hangi irtifada gerçekleşeceği yandaki kutucuğa girilen irtifa değeri ile belirlenmektedir.

Apogee ve main ayrılma için Dual Deploy seçeneği seçilmelidir.




Uçuş verilerinin indirilmesi için ise yandaki seçenekler işaretlenmelidir

# Aviyonik – İletişim

## LİNK BÜTÇESİ HESABI

Parametreler:

$P_{RX}$= Alınan Güç (dBm)

$P_{TX}$= 20dBm = Gönderici Modül Çıkış Gücü

$G_{TX}$= 2.14dBi = Gönderici Anten Kazancı

$L_{TX}$= 1dB = Gönderici Kaybı (koaksiyel kablo, konnektör…)

$L_{FS}$= 111.22dBm = Yol Kaybı, Serbest Uzay Kaybı

$L_M$= 3dB = Polarizasyon Kayıpları

$G_{RX}$= 13dBi = Alıcı Anten Kazancı

$L_{RX}$= 2dBi = Alıcı Kayıpları (koaksiyel kablo, konnektör…)

$L_{FS}$ (Yol Kaybı, Serbest Uzay Kaybı) Hesabı:

$L_{FS}$ (dBm) = 20*log [frekans(MHz)] + 20*log [mesafe(m)] - 27.55

$L_{FS}$ (dBm) = 20*log [868] + 20*log [10000] - 27.55 = 111.22 dBm

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

$P_{RX}$= 20 + 2.14 – 1 – 111.22 – 3 + 13 - 2 = -82.08

Lora alıcı hassaslığı datasheet üzerinden -144 (dBm) olarak alınmıştır. -82.08>-144 (İletimin başarı ile gerçekleşeceği matematiksel olarak öngörülmektedir.)

Roket üzerinden gelen veriler 900Mhz 13dBi Yagi Anten ile toplanarak Lora E32-900T20D modülü yardımıyla yer istasyonuna iletilecektir. Haberleşme modülünden gelen veriler arduino nano mikro denetleyici yardımı ile yer istasyonu bilgisayarına aktarılacaktır. Yer istasyonuna aktarılan telemetri verilerinin 868-915 Mhz Frekans bandı aralığında ve 900 Mhz'de haberleşmesi beklenmektedir. Haberleşme menzili yaklaşık 8 km'dir

Telemetri verileri hakem yer istasyonunda ve roket yer istasyonunda anlık olarak takip edilecektir. Takip edilecek veriler eş zamanlı olarak .csv uzantılı excel dosyasına aktarılacak ve yarışma sonrası Atış Sonrası Değerlendirme Raporunda sunulacaktır.

Yer istasyonuna iletilecek veriler şu şekilde listelenmiştir:

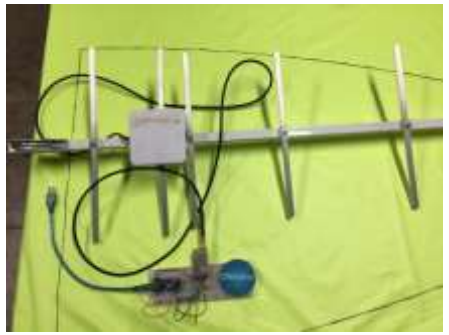
"GYRO-X" << "GYRO-Y" << "GYRO-Z" << "VELOCITY" << "LATITUDE" << "LONGTITUDE" << "ALTITUDE"

# Aviyonik Prototip Testi

| Testin Adı | Yapılma Tarihi |
|---|---|
| Özgün Sistem Algoritma Testi | 02/05/2022-12/02/2022 |
| Özgün Sistem İletişim Testi | 02/05/2022-12/02/2022 |
| Özgün Sistem Kart Fonksiyonellik Testi | 02/05/2022-12/02/2022 |
| Ticari Sistem Algoritma Testi | 18/05/2022-25/02/2022 |
| Aviyonik Kasa Entegrasyon Testi | 12/05/2022-25/02/2022 |

Tablo 5.4 Test Takvim Tablosu

Kart Fonksiyonllik Testi Düzeneği



İletişim Testi Yer İstasyonu prototipi ve Anteni

Algoritma Testi Düzeneği

| Testin adı | Testin Yapıldığı Yer | Testin Yöntemi | Testten elde edilen veriler ve yorumlanması |
|---|---|---|---|
| Algoritma Testleri | Karadeniz Teknik Üniversitesi CreAtiny Atölyesi | Sistem vakumlu bir kabın içerisine konularak önce havası alınacak daha sonra kontrollü hava salınımı yapılarak apogee noktası tespit edilmesi simüle edilecektir. | Üretilmiş özgün uçuş ve telemetri kartının stabil bir şekilde çalıştığına dair veriler elde edilecektir. Apogee noktasının tespit edilmesinde kullanılan verilerin sensörlerden doğru çıktıları elde ettiği ve uygulanan veri filtreleme algoritmasının sisteme uygun olduğu doğrulanacaktır. |

Tablo 5.5 Test Bilgi Tablosu

# Aviyonik Prototip Testi

| Testin adı | Testin Yapıldığı Yer | Testin Yöntemi | Testten elde edilen veriler ve yorumlanması |
|---|---|---|---|
| Kart Fonksiyonellik testleri | Karadeniz Teknik Üniversitesi CreAtiny Atölyesi | Ekibimiz tarafından Altium programı kullanılarak tasarımı tamamlanan ve yurtdışından siparişi gerçekleştirilen 1.uçuş kontrol kartı KTR aşamasında elimize ulaşmış ve dizgi işlemleri %80 oranında tamamlanmıştır. Üretilen ve dizgisi yapılan kartın üzerinde bulunan sensörlerin hatasız bir şekilde çalıştığı kart aktif hale getirilerek doğrulanacaktır. Elde edilen veriler Lora modülüyle yer istasyonuna aktarılacaktır. | Yer istasyonuna gelen irtifa, hız, enlem, boylam, GyroX, GyroY, GyroZ verilerinin doğrulukları analizlenecektir. Kartın aşırı ivme ve hız gibi dış olumsuz etkilerden etkilenmediği doğrulanarak aviyonik sisteme uygun bir kart olduğu kart fonksiyonellik testi videosunda gösterilecektir. |
| Aviyonik Sistem İletişim Testleri | Karadeniz Teknik Üniversitesi Kanuni Kampüsü | Drone üzerine sabitlenen uçuş kontrol kartı yer istasyonunda uzaklaştırılarak aviyonik sistem ile yer istasyonunun iletişim menzili ve gelen verilerin stabilitesi doğrulanacaktır. Tamamlanmış olan Yer istasyonu arayüzünde modellenen veriler test videosu içerisinde gösterilecektir. | Test sonucunda kullanılan haberleşme modülünün, seçilen antenlerin ve yer istasyonu arayüzünün sisteme uygunluğu doğrulanacaktır. Haberleşme menziline ulaşılacak ve AHR aşamasında geliştirmelere devam edilecektir. Ayrıca yer istasyonu arayüzünün tanıtımı yapılacaktır. Yer istasyonuna gelen eriler excel dosyası olarak kayıt edilecektir. |

Tablo 5.6 Test Bilgi Tablosu

# Bütçe

| Malzeme ve alt sistemler | Maliyet |
|---|---|
| Devre kartı (1. ve 2. uçuş bilgisayarı, faydalı yük bilgisayarı , yer istasyonu) | 354,28 ₺ |
| Devre elemanları (1. uçuş bilgisayarı,EasyMini, faydalı yük bilgisayarı , yer istasyonu) | 5.028,88 ₺ |
| Bataryalar ve koruyucu çantaları | 1.656,69 ₺ |
| Anten | 3.200,00 ₺ |
| Paraşüt kumaşı | 2.480,00 ₺ |
| Paraşüt ipleri | 350,00 ₺ |
| Cam elyaf kumaş (Entegrasyon gövdesi , üst gövde üretimi , alt gövde üretimi) | 1.405,22 ₺ |
| Karbon fiber kumaş (Burun konisi ) | 5.575,75 ₺ |
| Alüminyum profil (Kanatçıklar, kanatçık tutucusu , bulkhead , motor tutucusu ) | 1.398,47 ₺ |
| Şok kordonu | 398,53 ₺ |
| Fırdöndü | 80,00 ₺ |
| Mapa (M8-M10) | 58,00 ₺ |

Tablo 6.1 Bütçe Tablosu

Toplam: 21.985,82 ₺

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 3.1.2. | Yarışmaya katılan yarışmacılardan Yarışma Şartnamesi'nde belirtilmiş olan gereksinimleri karşılayacak bir roket tasarımı yapması, roketi üretmesi ve Yarışma Komitesi tarafından finalist takımlara sağlanacak roket motoru kullanılarak başarılı bir şekilde roketin ateşlenip görevini yerine getirecek şekilde uçurulması beklenmektedir. | Slayt 3 | | Şartname gereksinimlerine uyulmuş ve kontrol listesi hazırlanmıştır. |
| 3.1.8. | Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur. | Slayt 2 | | Yarışmaya şartnamede belirtildiği gibi 10 kişilik bir ekiple katılmaktayız |
| 3.1.9. | Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla 6 takım üyesi gelebilecektir. | Slayt 2 | | Takım yapısı tablosunda belirtilmiştir. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 3.1.11. | Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur. Takım danışmanı ile ilgili özellikler ilgili maddede açıklanmıştır. | Slayt 2 | | Takımımızda bir adet Takım Danışmanı bulunmaktadır. |
| 3.1.12. | Bir takım sadece bir kategoriden başvuru yapabilir. İki farklı kategoriden başvuru yaptığı tespit edilen takımlar (ve üyeleri) değerlendirilmeye tabi olmadan yarışmadan elenecektir. | Slayt 1 | | Takımımız Orta İrtifa kategorisinde başvuru yapmıştır. |
| 3.1.13. | Her takım yarışmaya sadece bir (1) adet roket ile katılabilir. | Slayt 4-5 | | Yarışmaya bir roket ile katılmaktayız. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 3.1.17. | Uçuş benzetim raporu hem ÖTR hem de KTR aşamalarında hazırlanacak ve teslim edilecektir. | Slayt 9 | | Uçuş benzetim raporu KTR ’den ayrı bir şekilde Word dosyası şeklinde paylaşılacaktır. |
| 3.1.20. | Takımlar; Proje Planı, Proje Bütçesi, Kontrol Listesi, Görevli Personel Listesi (Takım Danışmanı dâhil olacak şekilde) hazırlamakla sorumludurlar. | Slayt 2-77-78 | | Raporda bütün gereksinimler karşılanmıştır. |
| 3.1.21. | Takımlar, uluslararası öğrenci ve katılımcıları ÖTR aşamasında belirtilmekle sorumludurlar. | Slayt 2 | | Takımımızda yabancı uyruklu öğrenci bulunmamaktadır. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 3.1.22. | Takımlar, yarışmada görev alacak takım üyeleri ve takım danışmanını tüm raporlarında (ÖTR, KTR, AHR ve ASDR) listelemekle sorumludurlar. | Slayt 2 | | Takım yapısı şematize edilmiştir. |
| 3.1.23. | Takımlar, yarışma komitesinin kendilerine sağlayacağı motoru kullanmakla sorumludurlar. | Slayt 3 | | Takımımız yarışma komitesinin uygun gördüğü M2020 motorunu kullanacaktır. |
| 3.1.24.1 | Danışman olarak eğitim/öğretim kurumlarında görevli, aşağıdaki maddelerdeki tanımlara uyan öğretmenler/akademisyenler veya daha önce yurtiçi ve/veya yurtdışında düzenlenen roket yarışmalarına katılım sağlamış takımlarına aşağıdaki maddelere uyan üyeleri veya danışmanları kabul edilecektir. | Slayt 2 | | Takım danışmanımız istenilen yetkinliklere sahiptir. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 3.1.24.7 | Üniversite takımlarında öğretim üyesi/akademisyen danışmanlar Mühendislik ve Fen Bilimleri alanlarında herhangi bir fakültede görevli akademisyen (araştırma görevlisi,öğretim üyesi) veya daha önce yurt içi veya yurt dışında roket yarışmalarına katılım sağlamış herhangi bir alandan akademisyen olmalıdır. | Slayt 2 | | Takım Danışmanımız KTÜ Makine Mühendisliği bölümü öğretim üyesidir. |
| 3.1.25. | Takım içerisinde takım kaptanı bulunmalıdır | Slayt 2 | | Takım kaptanımız bulunmaktadır. |
| 3.2.1.1. | Takımlar, fırlatma sonrası rokete ait tüm bileşenleri (alt bileşenler ve sistemler dahil) ve Görev Yükünü tekrar kullanılabilir şekilde kurtarmaktan sorumludurlar. Kurtarmayı sağlamak için paraşütlerin kullanılması zorunludur. | Slayt 6 | | Rokete ait tüm bileşenler kurtarılmaya elverişli olacak şekilde tasarlanmıştır. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 3.2.1.2 | Farklı kategoriler için operasyon konseptleri ayrı ayrı belirlenmiş olup roket bileşenleri Orta-Yüksek İrtifa Kategorisinde iki, Lise Kategorisinde ise tek paraşütle kurtarılırken Görev Yükü tüm kategorilerde roket bileşenlerinden farklı bir paraşütle kurtarılacaktır. | Slayt 6 | | Oluşturulan operasyon konsepti görseli içerisinde açıklanmıştır. |
| 3.2.1.3. | Orta İrtifa ve Yüksek İrtifa Kategorisindeki roketler Şekil 1'de örnek olarak gösterilen operasyon konseptini icra etmekle yükümlüdürler. | Slayt 6 | | Oluşturulan operasyon konsepti görseli içerisinde açıklanmıştır. |
| 3.2.1.4. | Roketler tepe noktasında (apogee noktasında) Görev Yükünü ayırmakla ve birincil paraşütünü açmakla yükümlüdürler. | Slayt 6 | | Tablo içerisinde ilgili aşamalara değinilmiştir. |
| 3.2.1.5. | İkincil (Ana paraşüt) paraşüt en erken yere 600 m ve en geç 400 m kala açılacaktır. | Slayt 6 | | Oluşturulan operasyon konsepti görseli içerisinde açıklanmıştır. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 3.2.1.6. | Roket, tepe noktasına ulaşmadan önce herhangi bir ayrılma gerçekleştiremez (Görev Yükünün bırakılması, paraşütün açılması vb.). | Slayt 68 | | Algoritma paragrafı içerisinde ayrılma noktaları açıklanmıştır. |
| 3.2.1.11.3. | Orta İrtifa kategorisi için M2020 model motor. | Slayt 3 | | Yarışma komitesi tarafından sağlanacak motor tablo içerisinde belirtilmiştir. |
| 3.2.1.19. | Kurtarma işlemini yapan takımların, roketin kurtarılan bileşenleriyle birlikte altimetreyi de değerlendirmek üzere hakem heyetine teslim etmesi ve herhangi bir ek müdahaleye gerek kalmadan altimetreden irtifa verisinin okunabilmesi gerekmektedir. | Slayt 43 | | Altimetre zarar görmeden hakem heyetine teslim edilecektir. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 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. | Slayt 6 | | Kurtarılacak her unsur ilgili yansıda belirtilmiştir. |
| 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. | Slayt 54 | | Görev Yükü özellikleri paragrafta detaylı bir şekilde anlatılmıştır. |
| 3.2.2.1. | Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmalıdır. | Slayt 50-53 | | Paraşüt tasarımı hakkında bilgi verilmiştir. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 3.2.2.2. | Roketin ve parçaların hasar görmemesi için ikincil paraşütle taşınan yüklerin hızı azami 9 m/s, asgari ise 5 m/s olmalıdır. | Slayt 53 | | Denklemlerin sonucu olarak ilgili maddeler karşılanmıştır. |
| 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. | Slayt 53 | | Denklemlerin sonucu olarak ilgili madde karşılanmıştır. |
| 3.2.2.5. | Görev Yükü, roketin parçalarına herhangi bir bağlantısı olmadan (hiçbir noktaya şok kordonu vb. herhangi bir ekipman ile bağlanmadan) tek başına kendi paraşütü ile "bağımsız" olarak indirilmelidir. | Slayt 6 | | Oluşturulan operasyon konsepti görseli içerisinde açıklanmıştır. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 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. | Slayt 45-46 | | Kullanılacak olan sistem paragraf içerisinde belirtilmiştir ve CAD görselleri paylaşılmıştır. |
| 3.2.2.12. | Sistem üzerinde bulunan haberleşme bilgisayarları yer istasyonuyla anlık konum verisini kesintisiz paylaşacaktır. | Slayt 62 | | Roket uçuş algoritması içerisinde belirtilmiştir. |
| 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). | Slayt 50 | | Tabloda paraşüt renkleri belirtilmiştir. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 3.2.3.1. | Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır. | Slayt 54 | | Görev yükü paragrafı içerisinde 4100 g olarak belirtilmiştir. |
| 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. | Slayt 54-55 | | Görev yükü paragrafı içerisinde belirtilmiştir. |
| 3.2.3.7. | Bilimsel bir görevi yerine getirmeye yönelik Görev Yükleri canlı organizma, aşındırıcı kimyasal malzeme ve radyoaktif materyal barındıramaz ve çevreye/canlılara zararlı olamazlar. | Slayt 54-55 | | Görev yükü paragrafı içerisinde belirtilmiştir. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 3.2.4.1. | Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir. | Slayt 3 | | Tablo içerisinde gerekli bilgiler verilmiştir. |
| 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.) | Slayt 24 | | Açıklama kısmında madde olarak verilmiştir. |
| 3.2.4.5 | Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır. | Slayt 3 | | Openrocket genel tasarımı içerisinde belirtilmiştir. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 3.2.4.6. | Open Rocket ana tasarım sayfasında 0.3 Mach için stabilite değeri hesaplanmakta olup takımlar bu değeri dikkate almalıdırlar. | Slayt 4-5 | | Openrocket genel tasarımı içerisinde belirtilmiştir. |
| 3.2.4.7. | Rampadan asgari çıkış hızları; Lise Kategorisi için 15 m/s, Orta İrtifa Kategorisi için 25 m/s, Yüksek İrtifa Kategorisi için 30 m/s ve Zorlu Görev Kategorisi için 20 m/s'dir. | Slayt 3 | | Tablo içerisinde gerekli bilgilendirme yapılmıştır. |
| 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. | Slayt 21 | | Madde içerisinde belirtilmiştir. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 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. | Slayt 57-58 | | Analizler ANSYS programı üzerinden yapılarak çıktıları paylaşılmıştır. |
| 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. | Slayt 35 | | Tablo içerisinde belirtilmiştir. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 3.2.5.5. | Burun omuzluğunun diğer gövdeye girecek kısmının gövde dış çapının en az bir buçuk (1.5) katı olması gerekmektedir. Entegrasyon gövdelerinin entegre edilecekleri gövdelerin her ikisine de gövde dış çapının en az (0.75) katı kadar girmesi beklenmektedir. Bu duruma uymamak diskalifiye sebebidir. Örnek burun omuzluğu Şekil 4'te ve örnek entegrasyon gövdeleri Şekil 5'te gösterilmiştir. | Slayt 29 | | Paragraf içerisinde madde olarak belirtilmiştir. |
| 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. | Slayt 34 | | Maddeler halinde gerekli bilgiler sunulmuştur. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 3.2.5.10. | Uçuş bilgisayarı ve görev yükündeki tüm anahtarlar roketin nozülünden azami 2500 mm mesafede olmalıdır (Şekil 6). | Slayt 4-5 | | Genel Tasarım Görseli içerisinde kapakçıkların nozüle olan uzaklıkları belirtilmiştir. |
| 3.2.5.11. | Roket motoru, bütün gövde bağlantıları tamamlandıktan sonra gerektiğinde demonte edilebilir bir şekilde montajlanmalıdır. | Slayt 40 | | Paragraf içerisinde motor montaj özellikleri sunulmuştur. |
| 3.2.6.1. | Rokette bulunan ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilir. | Slayt 62 | | Aviyonik özet bilgileri sunulmuştur. |
| 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. | Slayt 62 | | Haberleşme bilgisayarı özellikleri içeren bilgisayarlar belirtilmiştir. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 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. | Slayt 62 | | Özet sayfası içerisinde uçuş kontrol bilgisayarı özellikleri sunulmuştur. |
| 3.2.6.9. | Sistemde kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarının arasında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bağlantı olamaz. | Slayt 63 | | Karşılaştırma Tablosu içerisinde belirtilmiştir. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 3.2.6.10. | Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır. Her bilgisayarın kendisine ait işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması olmalıdır. | Slayt 63 | | Karşılaştırma Tablosu içerisinde belirtilmiştir. |
| 3.2.6.11. | Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmalıdır. | Slayt 63 | | Karşılaştırma Tablosu içerisinde belirtilmiştir. |
| 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. | Slayt 62 | | Uçuş Kontrol bilgisayarları arasında hiçbir bağlantı olmadığı paragraf içerisinde belirtilmiştir. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 3.2.6.13. | Uçuş kontrol bilgisayarlarında en az iki (2) adet sensör bulunmalıdır ve uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmalıdır. | Slayt 68 | | Algoritma paragrafı içerisinde detaylı olarak açıklanmıştır. |
| 3.2.6.14. | Bütün uçuş kontrol bilgisayarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır. | Slayt 66-72 | | Blok diyagramları içerisinde sensör isimleri ve bağlantıları sunulmuştur. |
| 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). | Slayt 66-72 | | Blok diyagramları içerisinde sensör isimleri ve bağlantıları sunulmuştur. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 3.2.6.16. | Uçuş kontrol algoritmasında GPS'den gelen veriler ile ayrılma sistemi tetiklenmemelidir | Slayt 68 | | Algoritma İçerisinde kullanılan verilerin geldikleri sensörler belirtilmiştir. |
| 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). | Slayt 66-72 | | Blok diyagramları içerisinde ilgili bilgi sunulmuştur. |
| 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. | Slayt 62 | | Özet bilgi olarak sunulmuştur. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 3.2.6.19. | Kurtarma sistemleri istemsiz olarak aktif konuma gelmemelidir. | Slayt 69 | | Veri filtreleme algoritmaları sunulmuştur. |
| 3.2.6.20. | Bütün takımların, roketlerinden ve faydalı yüklerinden anlık olarak veri alan bir yer istasyonuna sahip olması gerekmektedir. | Slayt 54 | | Görev yükü detay paragrafı içerisinde belirtilmiştir. |
| 3.2.6.21.1 | Roketlerin kurtarılmasına çıkılması için rokete ait konum verilerinin yarışmacı yer istasyonun anlık olarak iletilmiş olması gerekmektedir. | Slayt 75 | | Kurtarma stratejisi sunulmuştur |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 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. | Slayt 75 | | İletişim detay paragrafı içerisinde sunulmuştur |
| 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. | Slayt 69 | | Veri filtreleme yöntemleri sunulmuştur |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 3.2.6.25. | Roketin üzerinde bulunan uçuş bilgisayarları roket rampada iken anahtarlar açılarak kontrol edilmelidir. | Slayt 63 | | Tablo içerisinde belirtilmiştir. |
| 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. | Slayt 4 | | Genel Tasarım görseli içerisinde anahtarlar belirtilmiştir. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 3.2.6.28 | Görev Yükü içerisindeki elektronik devrelere de roket gövdesi üzerinde yer alacak uygun anahtarlarla güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır. | Slayt 54 | | Görev yükü detay sayfasında belirtilmiştir. |
| 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 elemanının herhangi bir sistem elemanıyla (LED göstergeler, güç çeviriciler, regülatorler de dahil olmak üzere) bağlantısı olmayacaktır. | Slayt 62 | | Aviyonik aktifleştirme sistemleri özet bilgisi içerisinde belirtilmiştir. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 3.2.6.30. | Sistemde Li-Po vb. pil kullanacak takımların “Li-Po Safe Bag” kullanmaları gerekmektedir. | Slayt 63 | | Tablo içerisinde belirtilmiştir. |
| 3.2.6.33. | Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir. | Slayt 62 | | Özet bilgisi içerisinde ilgili kriterler sunulmuştur. |
| 3.2.6.34 | Karar verme parametrelerinde sensörlerden okunan veriler esas olmalıdır | Slayt 64 | | Tablo içerisinde sunulmuştur. |

# Kontrol Listesi

| Madde Numarası | Gereksinim | Sayfa NO | Karşılama Durumu | Açıklama |
|---|---|---|---|---|
| 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. | Slayt 69 | | Filtreleme yöntemi detayları paragraf içerisinde sunulmuştur. |
| 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. | Slayt 62 | | Özet bilgisi içerisinde uçuş bilgisayarları özellikleri sunulmuştur |

# HTEA
# Hata Türleri ve Etkileri Analizi

| Hata No | Öge/Fonksiyon | Fonksiyon Tanımı | Hata Türü | Hata Nedeni | Ömür/ Görev Evresi | Hata Etkisi | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Hata No | İncelenen öge ve süreç adımı nedir?<br><br>*(Rokete ait ürün ağacı üzerinden giderek, kritik her kalem için meydana gelebilecek hatalar incelenmeli ve listelenmelidir.)* | Fonsiyonun gerçekleşmesi için gereken nedir?/ Fonksiyon tanımı nedir? | Tanımlanmış gereksinimin sağlanamama durumu nedir?<br><br>*(Hatanın ne olduğu tanımlanacaktır)* | Hatanın oluşmasına sebep olan yetersizlikler/olaylar nelerdir?<br><br>*(Aynı hata türü farklı sebeplerden oluşabiliyor ise, farklı sebepler için ayrı satırlarda hatayı tek tek ele alınız.)* | Hatanın gözlemlendiği ömür/ görev evresi nedir?<br>-Ayrılma<br>-Depolama<br>-Taşıma<br>-Rampaya Yükleme ve Ateşleme hazırlık<br>-Uçuş<br>-Üretim<br>*(Aynı hata türü sistemin farklı ömür evrelerinde gözlenebiliyor ise, bu ömür evreleri için ayrı satırlarda tek tek ele alınız.)* | **Yerel Etki**<br><br>*(Hata türünün kendi üzerindeki etkisi)* | **Son Etki**<br><br>*(Hata türünün görev başarımı ve Değerlendirme Komitesi beklentileri üzerindeki etkisi)* |
| HT-1 | Batarya Ünitesi | Aviyoniklere güç sağlanması | Temassızlık sonucu bataryanın güç aktarımı yapılamaması | Montaj hatası ve uçuş vibrasyonu | Uçuş | Rokette bulunan aviyoniklerin çalışmaması | Görev komutlarının iletilememesi ve roket ile iletişim kurulamaması |
| HT-2 | Faydalı Yük Ayırma Mekanizması | Faydalı yükün hedef noktada bırakılması | Faydalı yükün sistemden ayrılamaması | Aviyonik bilgisayarın doğru çalışmaması | Uçuş | Faydalı yük ayrılma sisteminin istenmeyen bir zamanda tetiklenmesi. | Görevin tamamlanamaması |
| HT-3 | Uçuş Bilgisayarı | Uçuş verilerinin analiz edilmesi ve görevin başarıyla gerçekleşmesinin sağlanması | Devre kartı arızası | Yüksek titreşim ve şok seviyeleri | Uçuş | UB yazılımının çalıştırılamaması | Görev adımlarının başarılı bir şekilde gerçekleştirilememesi |
| HT-4 | Gövde Bileşim Noktası | Motorun sağlayacağı itkiyi karşılayacak olan ve gövdeyi bir arada tutacak olan yapıdır | Korozyon ve tahribatların oluşması | Montaj hatası ve yüksek neme maruziyet | Taşıma,Uçuş | Oluşacak çatlakların aerodinamik yapıya zarar vermesi ve ucuş rotasında sapmalar oluşması | Görevlerin başrılı bir şekilde tamamlanamaması |
| HT-5 | Güç Yönetim Ünitesi | Bataryadan gelen voltajı ayarlamakta ve sisteme güç beslemesi yapma görevi vardır. | Temassızlık sonucu bataryaya güç aktarımı yapılamaması,kısa devre sonucu sistemin arızalanması | Yüksek titreşim ve şok seviyeleri | Taşıma,Uçuş | Temassızlık sonucu bazı sistemlerin beslenememesi | Gerekli telemetri verilerinin alınamaması, Görevlerin başrılı bir şekilde tamamlanamaması |
| HT-6 | Ana Paraşüt | Roketin hızını yavaşlatarak yere 9m/s hızın altında inmek | Ana paraşütünün açılmaması | Paraşütün sistem içerisinde sıkışması | Uçuş | Ana paraşütünün açılmaması sonucu roketin yere yüksek hızlarda iniş yaparak hasar görmesi | Görevlerin başarılı bir şekilde tamamlanamaması |
| HT-7 | Kanatçık | Aerodinamik dengeyi sağlamak. | Kanatçıkları gövdeye iyi bir şekilde sabitleyememek | Montaj hatası | Uçuş | Kanatçıkların hasar görmesi | Uçuşun başarılı bir şekilde tamamlanamaması |
| HT-8 | Faydaı yük | Tepe noktasında ayrılarak görevi yerine getirmek. | Veri iletiminin kesilmesi | İçerisindeki sistemlerin iyi sabitlenmemesi | Uçuş/Ayrılma | Faydalı yükün sistemlerinin zarar görmesi | Görevin yerine getirelememesi |
| HT-9 | Sürüklenme paraşütü | Tepe noktasında ayrılarak hızını önemli oranda düşürmek. | İplerin kopması | İplerin zayıf seçilmesi/ veya kumaşın kalitesiz olnası | Uçuş | Paraşütün zarar görmesi | Hızın düşürülememesi ve kurtarmanın sağlanamamaması |
| HT-10 | Paraşüt açma sistemi | Gerekli ayırmayı gerçekleştiren sistemdir | Yeterli barut kullanılmaması | Barutun için kapalı kap basıncının oluşturulamaması | Uçuş/Ayrılma | Ayrılmanın gerçekleştirilememesi | Görevlerin başrılı bir şekilde tamamlanamamaması |
| HT-11 | Li-po pil koruması | Sisteme güç sağlamak | Li-po pil şişmesi ve akması | Kullanılan bataryaların türü | Uçuş/Ayrılma/Rampa/Kurtarma | Şişerek patlaması | Elektronik sistemde arıza oluşturması |
| HT-12 | GPS sensörü | Konum tespiti | Uyduya bağlanılamaması | Sinyal geçirgenliği az olan gövde malzemesi kullanılması | Uçuş/Kurtarma | Kurtarma esnasında konum tespit edilememesi | Roketin konumunun yanlış tespit edilmesi nedeniyle kurtarılamaması |
| | | | | | | | |
| | | | | | | | |
| | | | | | | | |

# REFERANSLAR


- https://tr.wikipedia.org/wiki/Burun_konisi_tasar%C4%B1m%C4%B1
- https://uskudar.biz/malzeme-bilgisi/cam-elyaflar%C4%B1.html
- https://www.fibercamelyaf.com/#:~:text=E%20(Elektrik)%20Cam%C4%B1%3A%20D%C3%BC%C5%9F%C3%BCk,kompozitlerde%20genellikle%20E%20cam%C4%B1%20kullan%C4%B1l%C4%B1r%20.
- https://www.thrustcurve.org/motors/Cesaroni/8429M2020-P/
- http://mae-nas.eng.usu.edu/MAE_6530_Web/New_Course/launch_design/Parachute.pdf
- https://www.kiteplans.org/planos/hemisphere/hemisphere.html
- https://www.rocketreviews.com/making-a-hemispheric-nylon-parachute-9342.html
- https://apps.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a184620.pdf
- https://rocketrycalculator.com/rocketry-calculator/bp-estimator/
- https://descentratecalculator.onlinetesting.net/
- https://www.st.com/en/microcontrollers-microprocessors/stm32f405-415.html
- https://altusmetrum.org/EasyMini/
- https://www.apogeerockets.com/Electronics-Payloads/Dual-Deployment/EasyMini
- https://learn.adafruit.com/adafruit-bno055-absolute-orientation-sensor
- https://www.matweb.com/
- https://fixaj.com/